





Centro Militare di Studi Strategici - Roma

# La componente spaziale nella difesa

Francesco Borrini



*Rubbettino*

Copyright © by CeMiSS  
Centro Militare di Studi Strategici  
Piazza della Rovere, 83 - 00165 Roma (RM)  
e-mail: relest.cemiss@casd.difesa.it

---

© 2006 - Rubbettino Editore  
88049 Soveria Mannelli - Viale Rosario Rubbettino, 10 - Tel. (0968) 662034  
[www.rubbettino.it](http://www.rubbettino.it)

# Sommario

|                                                      |    |
|------------------------------------------------------|----|
| <b>Lista degli acronimi</b>                          | 9  |
| <b>1. Sommario</b>                                   | 13 |
| <b>2. Executive Summary</b>                          | 17 |
| <b>3. Cenni di diritto internazionale</b>            | 21 |
| <b>4. Satelliti e sistemi di lancio</b>              | 25 |
| 4.1. Telecomunicazioni                               | 25 |
| 4.1.1. <i>Problematiche generali</i>                 | 25 |
| 4.1.2. <i>Le origini del SICRAL</i>                  | 27 |
| 4.1.3. <i>Le scelte gestionali ed operative</i>      | 32 |
| 4.1.4. <i>Il Sistema SICRAL oggi</i>                 | 34 |
| 4.1.5. <i>Il futuro delle comunicazioni militari</i> | 37 |
| Allegato 1: Il Sistema SICRAL                        | 43 |
| Il satellite                                         | 43 |
| Informazioni generali                                | 43 |
| La carrozza                                          | 44 |
| Il <i>Payload</i>                                    | 46 |
| Le reti instaurabili dal sistema SICRAL              | 48 |
| Rete SHF/EHF FDMA PAMA                               | 48 |
| Rete SHF/EHF CDMA PAMA                               | 49 |
| Rete SHF/EHF SCPC DAMA                               | 49 |
| Rete a stella SHF/EHF - UHF TDMA DAMA                | 50 |
| Rete a maglia UHF - UHF TDMA DAMA                    | 50 |
| Rete UHF - UHF non TDMA                              | 50 |
| Broadcasting aeronavale EHF - UHF                    | 51 |
| Capacità di traffico                                 | 51 |

|                                                             |     |
|-------------------------------------------------------------|-----|
| 4.2. Osservazione                                           | 52  |
| 4.2.1. <i>Cenni storici</i>                                 | 52  |
| 4.2.2. <i>Le attività in Europa</i>                         | 56  |
| 4.2.3. <i>Il Programma COSMO-SkyMed</i>                     | 59  |
| 4.2.4. <i>Prospettive future</i>                            | 63  |
| Allegato 1: Caratteristiche generali dei sensori SAR        | 66  |
| Allegato 2: Il Sistema COSMO-SkyMed                         | 68  |
| Configurazione della costellazione                          | 68  |
| Orbita                                                      | 68  |
| Carrozza                                                    | 70  |
| Payload                                                     | 71  |
| Modi operativi                                              | 71  |
| Allegato 3: Il Sistema Pleiades                             | 73  |
| Dati sui satelliti Pleiades                                 | 73  |
| Dati orbitali                                               | 73  |
| Carrozza                                                    | 73  |
| Payload                                                     | 73  |
| Modalità operative                                          | 74  |
| 4.3. Altri tipi di satelliti militari                       | 74  |
| 4.3.1. <i>Early Warning e SDI</i>                           | 74  |
| 4.3.2. <i>ASAT</i>                                          | 78  |
| 4.3.3. <i>ELINT e SIGINT</i>                                | 80  |
| 4.3.4. <i>Navigazione, localizzazione e soccorso</i>        | 81  |
| 4.4. Sistemi di lancio                                      | 89  |
| 4.4.1. <i>Problematiche del lancio dei satelliti</i>        | 89  |
| 4.4.2. <i>Lanciatori commerciali</i>                        | 94  |
| 4.4.3. <i>Il problema dei costi di lancio</i>               | 98  |
| Propellenti solidi                                          | 98  |
| Cannoni                                                     | 99  |
| Il sistema STS                                              | 101 |
| Altre soluzioni                                             | 104 |
| 4.4.4. <i>La scelta del poligono</i>                        | 107 |
| 4.4.5. <i>Le capacità di lancio italiane</i>                | 110 |
| 4.4.6. <i>Possibili sistemi di lancio militari italiani</i> | 113 |
| Allegato 1: Le orbite e le manovre orbitali                 | 116 |
| Considerazioni generali                                     | 116 |
| Le leggi di Keplero                                         | 117 |
| Prima legge di Keplero                                      | 117 |
| Seconda legge di Keplero                                    | 118 |

|                                                          |     |
|----------------------------------------------------------|-----|
| Terza legge di Keplero                                   | 119 |
| Gli elementi orbitali                                    | 119 |
| Perturbazioni orbitali                                   | 121 |
| Non sfericità della terra                                | 121 |
| Effetti degli altri corpi celesti                        | 123 |
| Effetto dell'atmosfera                                   | 124 |
| Manovre orbitali                                         | 125 |
| Manovre nel piano                                        | 126 |
| Manovre fuori dal piano                                  | 127 |
| Allegato 2: Sistemi di lancio disponibili sul mercato    | 128 |
| Allegato 3: Il lanciatore italiano Vega                  | 145 |
| L'organizzazione                                         | 145 |
| Il lanciatore                                            | 146 |
| Prestazioni                                              | 149 |
| <b>5. L'uomo nello spazio</b>                            | 151 |
| 5.1. Astronavi militari                                  | 151 |
| 5.1.1. <i>Gli studi effettuati</i>                       | 151 |
| 5.1.2. <i>Possibili compiti di un'astronave militare</i> | 156 |
| 5.1.3. <i>Possibili scelte per la Difesa</i>             | 159 |
| Allegato 1: Il programma italiano USV                    | 164 |
| 5.2. Stazioni spaziali militari                          | 165 |
| 5.2.1. <i>I precedenti</i>                               | 165 |
| 5.2.2. <i>Interesse delle stazioni spaziali militari</i> | 171 |
| 5.3. Il volo non orbitale                                | 174 |
| 5.3.1. <i>Premessa</i>                                   | 174 |
| 5.3.2. <i>Il volo suborbitale</i>                        | 176 |
| 5.3.3. <i>Il volo ipospaziale</i>                        | 183 |
| <b>Bibliografia</b>                                      | 189 |





## Lista degli acronimi

|              |                                                                                  |
|--------------|----------------------------------------------------------------------------------|
| AAM          | <i>AVUM Avionics Module</i>                                                      |
| APM          | <i>AVUM Propulsion Module</i>                                                    |
| ASI          | Agenzia Spaziale Italiana                                                        |
| AVUM         | <i>Attitude and Vernier Upper Module</i>                                         |
| BFN          | <i>Beam Forming Network</i>                                                      |
| CCF          | <i>Central Control Facility</i>                                                  |
| CCR          | Centro Controllo Reti (di telecomunicazione)                                     |
| CCS          | Centro Controllo Satellite                                                       |
| CDMA         | <i>Code Division Multiple Access</i>                                             |
| CGC SICRAL   | Centro Gestione e Controllo SICRAL                                               |
| CIRA         | Centro Italiano Ricerche Aerospaziali                                            |
| COSMO-SkyMed | <i>COnstellation of Small Satellites for the Mediterranean basin Observation</i> |
| DAMA         | <i>on Demand Assigned Multiple Access</i>                                        |
| DRS          | <i>Data Relay Satellite</i>                                                      |
| DTFT         | <i>Dropped Transonic Flight Test</i>                                             |
| EELV         | <i>Evolved Expendable Launch Vehicle</i>                                         |
| EGNOS        | <i>European Geostationary Navigation Overlay Service</i>                         |
| EHF          | <i>Extra High Frequency</i>                                                      |
| ESA          | European Space Agency                                                            |
| ET           | <i>External Tank</i>                                                             |
| EVA          | <i>Extra Vehicular Activity</i>                                                  |
| FDMA         | <i>Frequency Division Multiple Access</i>                                        |
| FFAA         | Forze Armate                                                                     |
| FTB          | <i>Flying Test Bed</i>                                                           |
| GAS          | <i>Gateway Special</i>                                                           |
| GBS          | <i>Global Broadcasting System</i>                                                |
| GNSS         | <i>Global Navigation Satellite System</i>                                        |
| GPS          | <i>Global Positioning System</i>                                                 |

|        |                                                                                                                                       |
|--------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| GSO    | <i>Geo Synchronous Orbit</i>                                                                                                          |
| GTO    | <i>Geosynchronous Transfer Orbit</i>                                                                                                  |
| HEO    | <i>High Earth Orbit</i>                                                                                                               |
| HF     | <i>High Frequency (onde corte)</i>                                                                                                    |
| IR     | <i>Infra Red</i>                                                                                                                      |
| IRES   | <i>Infra Red Earth Sensor</i>                                                                                                         |
| ISS    | <i>International Space Station</i>                                                                                                    |
| IUS    | <i>Inertial Upper Stage</i>                                                                                                           |
| KH     | <i>Keyhole</i>                                                                                                                        |
| LEO    | <i>Low Earth Orbit</i>                                                                                                                |
| LH2    | <i>Idrogeno liquido</i>                                                                                                               |
| LNA    | <i>Low Noise Amplifier</i>                                                                                                            |
| LOX    | <i>Ossigeno liquido</i>                                                                                                               |
| MEO    | <i>Medium Earth Orbit</i>                                                                                                             |
| MMH    | <i>Monometilidrazina</i>                                                                                                              |
| NLS    | <i>Navigation Land Earth Station</i>                                                                                                  |
| NTO    | <i>Tetrossido d'azoto N<sub>2</sub>O<sub>4</sub></i>                                                                                  |
| ORFEO  | <i>Optical and Radar Federation for Earth Observation</i>                                                                             |
| ORT    | <i>Orbital Re-entry Test</i>                                                                                                          |
| PAM    | <i>Payload Assist Module</i>                                                                                                          |
| PAMA   | <i>Permanently Assigned Multiple Access</i>                                                                                           |
| PISQ   | <i>Poligono Interforze di Salto di Quirra</i>                                                                                         |
| R&S    | <i>Ricerca e Sviluppo</i>                                                                                                             |
| RCS    | <i>Reaction Control System</i>                                                                                                        |
| RIMS   | <i>Ranging Integrity Monitory Stations</i>                                                                                            |
| RNI    | <i>Rete Numerica Interforze della Difesa</i>                                                                                          |
| RX     | <i>Ricezione, ricevente</i>                                                                                                           |
| SAR    | <i>Synthetic Aperture Radar</i>                                                                                                       |
| SBS    | <i>Satellite Broadcasting System</i>                                                                                                  |
| SCPC   | <i>Single Channel Per Carrier</i>                                                                                                     |
| SHF    | <i>Super High Frequency</i>                                                                                                           |
| SICRAL | <i>Sistema Italiano Comunicazioni Riservate e Allarmi; per le unità di volo, Satellite Italiano Comunicazioni Riservate e Allarmi</i> |
| SICS   | <i>Satellite Integrated Control System</i>                                                                                            |
| SRB    | <i>Solid Rocket Booster</i>                                                                                                           |
| SRT    | <i>Sub-orbital Re-entry Test</i>                                                                                                      |
| SSME   | <i>Space Shuttle Main Engine</i>                                                                                                      |
| SSO    | <i>Sun Synchronous Orbit</i>                                                                                                          |

|      |                                        |
|------|----------------------------------------|
| SSPA | <i>Solid State Power Amplifier</i>     |
| SSTO | <i>Single Stage To Orbit</i>           |
| STS  | <i>Space Transport System</i>          |
| STS  | <i>Space Transportation System</i>     |
| TDMA | <i>Time Division Multiple Access</i>   |
| TT&C | <i>Tracking, Telemetry and Control</i> |
| TWTA | <i>Travelling Wave Tube Amplifier</i>  |
| TX   | <i>Trasmissione, Trasmittente</i>      |
| UAV  | <i>Unmanned Aerial Vehicle</i>         |
| UCAV | <i>Unmanned Combat Aerial Vehicle</i>  |
| UDMH | <i>Dimetilidrazina asimmetrica</i>     |
| UHF  | <i>Ultra High Frequency</i>            |
| USV  | <i>Unmanned Space Vehicle</i>          |
| VHF  | <i>Very High Frequency</i>             |



# 1. Sommario

A meno di 50 anni dal lancio del primo *Sputnik*, evento che segnò l'inizio dell'Era Spaziale, la situazione è profondamente diversa da quella che a quei tempi si era immaginata. L'uomo ha messo piede sulla Luna, ma poi l'ha abbandonata, e i viaggi per Marte sono ancora un sogno; per contro, l'umanità si è saldamente installata nell'orbita terrestre, e i satelliti artificiali, da quelli meteorologici a quelli per trasmissioni televisive, si sono prepotentemente imposti nella nostra vita quotidiana. Lo spazio è entrato di forza nella vita quotidiana; a volte ciò ci appare palese, come quando vediamo l'indicazione di un antifurto satellitare su di un furgone, talvolta è più occulto, come quando prendiamo una nuova medicina senza sapere che è il frutto anche di ricerche condotte su una stazione spaziale; ma, salvo qualche raro individuo, miliardario e in ottima salute, l'uomo della strada rimane a terra. Sono i costi di lancio la causa di questa situazione: quando mettere in orbita un oggetto costa circa 20.000 \$ per ogni kg lanciato, è chiaro che troppo lontano non si può andare.

Agli inizi del XXI secolo, però, la situazione sta cambiando. L'*Ansari X-prize*, una gara per la realizzazione della prima astronave passeggeri completamente privata, è stata vinta nel 2004 dal sistema *Tier One* e anche altri concorrenti, pur non essendosi aggiudicato il premio di 10 milioni di dollari, sono intenzionati di contendere al vincitore un mercato che sta per aprirsi: quello del turismo spaziale. Nessuna di queste "astronavi da turismo" ha la capacità di iniettare in orbita un satellite; ma sono un primo passo per consentire l'accesso allo spazio a basso costo, presentano un ricco ventaglio di nuove soluzioni tecnologiche espressamente mirate all'economia, e potrebbero tra qualche anno evolversi in quella che fino ad oggi è apparsa una chimera: un trasporto orbitale capace di abbassare di ordini di grandezza i prezzi attuali. Il raggiungimento di questo obiettivo è la chiave per aprire, una volta per tutte, la porta dello spazio.

I militari sono, fin dagli inizi dell'era spaziale, tra i principali utenti dei sistemi spaziali. Mentre astronavi e stazioni spaziali militari si sono fino ad ora

limitati, al massimo, a qualche esperimento, i satelliti militari hanno avuto grandissima diffusione; a partire dalla Guerra del Golfo, che ha visto l'impiego di tutti i sistemi satellitari militari posseduti dagli Stati Uniti, non è oggi pensabile un'operazione militare che non veda anche l'impiego di sistemi spaziali. Anche in Italia la Difesa ha oggi a disposizione alcuni sistemi satellitari: per le telecomunicazioni (sistema SICRAL), per l'osservazione (*Helios* oggi, *Cosmo-Skymed* tra breve) e per la navigazione (*GPS* oggi, *GPS e Galileo* domani). L'approccio seguito dalla Difesa italiana per questi sistemi è fortemente differenziato: proprietà e controllo totale per le comunicazioni (*SICRAL* è un sistema tutto italiano, utilizzato solo dalla Difesa e gestito e controllato esclusivamente da militari); collaborazione con altri per l'osservazione (*Helios* è un sistema multinazionale, *Cosmo-Skymed* è un sistema nazionale ma aperto all'impiego da altri paesi e a utilizzo sia civile che militare) e mantenendo in ambito militare solo gli elementi per la ricezione e l'elaborazione dell'informazione; per la navigazione ci si è invece limitati all'impiego di un sistema già disponibile ed aperto a tutti gli utenti in tutto il mondo.

Questi diversi approcci sono dovuti alla specificità e alle caratteristiche tecniche dei vari sistemi, nonché all'esigenza di contenere i costi di realizzazione e operativi in termini accettabili. Realizzare e gestire un satellite geostazionario per telecomunicazioni non è eccessivamente difficile ed oneroso, e comporta il vantaggio operativo di consentire una stretta interazione tra controllori di satellite, controllori di rete e del carico utile ed utenza; gestire satelliti in orbita bassa è più complesso, richiede più stazioni (e quindi più personale) e mantenere tutto in ambito militare non sarebbe probabilmente vantaggioso da un punto di vista costo/efficacia, almeno per il momento; la realizzazione e la gestione di una costellazione di satelliti di navigazione sarebbe certamente al di là delle possibilità economiche delle nostre forze armate.

La configurazione dei sistemi spaziali di impiego per la Difesa italiana, attuali e di prossima disponibilità, soddisfano appieno alle odierne esigenze operative, ma già si possono vedere le sfide tecnologiche che si dovranno affrontare per i sistemi futuri, come il passaggio a frequenze più elevate per le comunicazioni (cosa che, almeno per le comunicazioni coi mezzi mobili, in particolare gli aerei, sarà certo molto complessa) e a costellazioni più numerose di satelliti dotati di sensori SAR (Radar ad Apertura Sintetica) per l'osservazione. Questa ultima esigenza rende necessario riflettere sull'opportunità di dotarsi, come già si fece in passato con il Progetto S. Marco, di un sistema di lancio autonomo; con la prossima qualifica del lanciatore italiano Vega la cosa potrà essere meglio valutata. Un altro elemento da tener presente è l'opportunità di acquisire, come complemento ai satelliti, sistemi automatici d'al-

ta e altissima quota, quali gli UAV e i sistemi aerostatici: perché i satelliti possono fare molto, ma non tutto. Rimane aperta la domanda sul possibile ruolo dell'uomo nello spazio; e fino a che le nuove soluzioni tecnologiche in corso di studio non saranno maturate, tale domanda dovrà restare aperta.

In questo studio si descrivono tutti i sistemi spaziali di diretto interesse militare, soffermandosi in particolare sui programmi italiani e trascurando, per ragioni di spazio, programmi anche interessanti ma non specificamente militari come i satelliti per televisione diretta e le sonde interplanetarie, o di interesse troppo specialistico come i satelliti meteorologici, sui quali non può essere messa in discussione la totale competenza del Servizio Meteorologico dell'Aeronautica. Si è diviso il discorso in due parti: satelliti e sistemi di lancio (sistemi *unmanned*) e mezzi con uomini a bordo (*manned*), anche se tale divisione apparirà spesso artificiosa, dato che in molti casi tali sistemi si confondono. Per ogni specifico argomento si fanno cenni storici, perché solo conoscendo il passato si può pianificare il futuro, e previsioni sulla possibile evoluzione; per agevolare la lettura i dati tecnici sono stati, ove possibile, concentrati in allegato al termine di ogni capitolo e inoltre, in particolare, al termine del capitolo dedicato ai sistemi di lancio è stato allegato un sintetico riassunto dei principali concetti di meccanica celeste ed astrodinamica, per consentire la comprensione di problemi relativi alla messa in orbita e alle manovre orbitali anche a chi non sia specialista del settore. Per completezza, nell'ultimo capitolo si fa anche cenno ai sistemi che possono operare a quote superiori a quelle raggiungibili dai normali aeromobili ma che non possono essere considerati veri e propri veicoli spaziali e che verranno pertanto definiti "ipospaziali".





## 2. Executive Summary

Less than 50 years after the launching of the first sputnik, an event which marked the beginning of the space age, the situation is vastly different from that which people must have imagined at the time. Man has set foot on the moon only to abandon it again, and journeys to Mars are still a dream. In contrast, humanity is firmly established in earth's orbit, and artificial satellites, whether they be monitoring the weather or broadcasting television, are now, whether we like it or not, part of our lives. Space plays an inevitable part in our daily affairs: sometimes clearly, as when we see signs of satellite anti-burglary alarms in lorries, sometimes in less obvious ways, as when we take some new medicine, unaware that it is the result of research carried out on a space station. Yet, except for the very rare, fit, billionaire, the man on the street has his feet firmly fixed on the ground. All this is due to the exorbitant costs involved: when putting an object into orbit costs around \$20,000 per kilo launched, it is clear that we cannot go very far.

At the beginning of the 21<sup>st</sup> century, however, the situation is changing. The *Ansari X-prize*, a competition to devise the first-ever privately built passenger spaceship, was won in 2004 by the Tier One system, and other participants, though failing to win the 10 million dollar prize, intend to compete for a share in the budding market of space-tourism. None of these "tourist spaceships" are able to put satellites into orbit but they represent the first step towards low-cost space exploration. They offer a wide range of new technical solutions expressly aimed at reducing costs and, in a few years, may pave the way to what is, for the moment, a chimera: a cheap orbital transport. Reaching this goal is the key that could open the door to space once and for all.

The army has been one of the main users of space systems from the very beginning. While military spaceships and space stations have, till now, been limited to a few experiments, military satellites have multiplied and spread. After the Gulf war, which saw the employment of all the military satellite systems owned by the United States, it is unthinkable to have a military opera-

tion without the use of orbiting systems. In Italy too, military defence has a range of satellite systems at its command -for telecommunication (SICRAL) - for observation (the present *Helios* and the forthcoming *Cosmos-Skymed*) and for navigation (today's GPS and tomorrow's GPS and Galileo). The approach taken by the Italian military for these systems varies greatly: ownership and total control with regards to communication (SICRAL is a completely Italian system, managed and controlled exclusively by the army), collaboration with others in the case of observation (*Helios* is a multinational system, *Cosmos-Skymed* a national system but it can be used by other countries for civil as well as military purposes). Here military control is retained for those elements pertaining to the reception and processing of information; with regards to navigation it has adopted a system already in existence which is open to users all over the world.

These different approaches are due to the differing specifications and technical nature of the various systems, as well as the need to keep setting up and operating costs within acceptable limits. Creating and running a geostationary satellite for telecommunication is not excessively difficult or expensive and has the advantage of allowing close interaction between satellite controllers, network controllers, payload and users; managing low orbit satellites is more complicated, it requires more stations (and therefore more personnel) and keeping it strictly military would probably not be an advantage in terms of cost-efficiency, at least for the moment; the setting up and running of a constellation of navigation satellites would certainly be beyond the economic capabilities of our armed forces.

The configuration of space systems used for Italian military defence at present and in the immediate future amply satisfies our current operative needs, but the technological challenges which must be faced for future systems are already clear - amongst these the transition to higher frequencies for communication (something which will certainly be more complex, at least in communication with mobile units, in particular aeroplanes) as well as a more numerous constellation of satellites equipped with SAR (*Synthetic Aperture Radar*) for observation. This last necessity leads us to consider the possibility of an autonomous launching system such as that already employed in the S. Marco project; with the imminent testing of the Italian launch system Vega such a possibility can be more easily evaluated. Another consideration is the possibility of purchasing, in addition to satellites, automatic systems at high and very high altitudes like the UAV, because satellites can do a lot but they cannot do everything. The question of man's role in space remains open, and until the new technological solutions being studied have borne fruit it must stay so.

In this study all the space systems of direct military interest are described, with particular emphasis on Italian programmes but leaving out, due to problems of space, programmes which, though interesting, are not specifically military, as for example direct television satellites and interplanetary probes, or issues which are too specialised, like weather satellites, where the competence of Meteorological Office cannot be brought into question. The discussion has been divided into two parts: satellites and launching systems (unmanned systems) and vessels with people on board (manned), though such divisions are somewhat artificial since, to a certain extent, they overlap. For each specific topic, reference is made to historic milestones, for it is only by studying the past that we can plan for the future and forecast future developments. In order to facilitate understanding, technical data have, where possible, been collected in an appendix at the end of each chapter and, at the end of the chapter dealing with different launching systems, an additional short summary of the principal celestial and astrodynamical mechanical concepts has been included, to allow a clearer understanding of the problems of putting objects into orbit and manoeuvring them in space. For the sake of completeness, in the last chapter, we have also touched on systems which operate at altitudes above those normally attainable by aeroplanes but which cannot truly be considered space-vessels and which we will therefore term “ipospacial”.



### 3. Cenni di diritto internazionale<sup>1</sup>

Il diritto internazionale relativo alle attività spaziali, ha il suo nucleo fondamentale in poche ma importanti “dichiarazioni di principi” votate dalle Nazioni Unite, in cinque accordi internazionali e in un buon numero di trattati che vincolano i soli paesi firmatari in cui si parla anche di attività spaziali militari, come i trattati Salt 1, Salt 2, Start 1, Start 2 e ABM.

La più importante fonte del diritto aerospaziale è costituita dal trattato del 1967 “sui principi che regolano l’attività degli stati in materia di esplorazione ed utilizzazione dello spazio extra atmosferico, ivi compresa la luna e gli altri corpi celesti”. Lo “*Outer Space Treaty*” sancisce, nell’Art. I, che “l’esplorazione e l’uso dello spazio extra atmosferico, ivi compresi la luna e gli altri corpi celesti, devono attuarsi a favore e nell’interesse di tutti i paesi, qualunque sia il livello del loro sviluppo economico e scientifico; essi sono prerogative di tutta l’umanità. Lo spazio extra atmosferico, ivi compresa la luna e gli altri corpi celesti, può essere esplorato e utilizzato liberamente da tutti gli stati senza alcuna discriminazione, in condizioni di uguaglianza ed in conformità al diritto internazionale, qualunque parte dei corpi celesti dovendo essere liberamente accessibile. La ricerche scientifiche sono libere nello spazio extra atmosferico, ivi compresa la luna e gli altri corpi celesti e gli stati devono facilitare ed incoraggiare la cooperazione internazionale per queste ricerche”.

Il concetto è chiarito nell’Art. II: “Lo spazio esterno, inclusa la luna e gli altri corpi celesti, non può essere soggetto ad appropriazione per dichiarazione di sovranità, per utilizzo od occupazione, o in qualsiasi altro modo.” Il concetto espresso da questi articoli è che la luna e gli altri corpi celesti sono liberi e accessibili a tutti per l’esplorazione e la ricerca scientifica, e che nessuno può estendere la sua sovranità su di essi: per lo spazio non vale la regola che si è sempre applicata sulla terra ai tempi delle scoperte geografiche, quando si sbarcava su un’isola sconosciuta, vi si piantava una bandiera e la si rivendicava per il

<sup>1</sup> In collaborazione col T. Col. Amato dott. Andrea.

proprio paese. Anche realizzando una base lunare permanentemente abitata si potrà, al massimo, rivendicare la propria sovranità entro la base stessa.

Questi due articoli, e in particolare il primo, pongono l'accento sulle attività di esplorazione e ricerca, il che viene ancora ribadito nell'Art. III in cui però si aggiunge che "Gli stati firmatari potranno portare avanti attività ... in accordo con la legge internazionale, compresa la Carta delle Nazioni Unite..."; e questo è interessante anche per ciò che può attenere alle attività militari. Il richiamo alla legislazione internazionale implica che lo spazio, nonostante il suo stato, per così dire, di extraterritorialità, rimane soggetto alle leggi internazionali valide per la terra, incluso il divieto all'impiego della forza stabilito dall'Art. 1 della Carta delle Nazioni Unite.

L'Art. IV affronta il delicato tema della militarizzazione dello spazio. Esso recita espressamente: "Gli Stati contraenti si impegnano a non inviare in orbita terrestre alcun oggetto che trasporti armi nucleari o qualsiasi altro tipo di arma di distruzione di massa, a non installare le suddette armi su corpi celesti, e a non collocare le suddette armi nello spazio extra atmosferico. Tutti gli stati contraenti del trattato utilizzeranno la luna e gli altri corpi celesti esclusivamente per scopi pacifici. Sono vietati sui corpi celesti l'apprestamento di basi e installazioni militari, di fortificazioni, la sperimentazione di armi di qualsiasi tipo e l'esecuzione di manovre militari. Non è vietata l'utilizzazione del personale militare a fini di ricerca scientifica o a qualsiasi altro fine pacifico. Non è inoltre vietata l'utilizzazione di qualsiasi equipaggiamento o installazione necessaria all'esplorazione pacifica della luna e degli altri corpi celesti".

Questo fondamentale articolo proibisce la collocazione di armi nucleari o altre armi di distruzione di massa nello spazio extra atmosferico, intendendo con ciò lo spazio "sensu lato" (luna, orbite e altri corpi celesti). Ciò però non esclude che possano essere poste in orbita armi convenzionali o armi ad alta energia. Non è pertanto vietato il transito di missili intercontinentali o di ipotetici bombardieri spaziali (vedi § 5.1.2) e non è vietata l'installazione di armi come l'armamento difensivo della stazione spaziale militare sovietica *Almaz* (vedi § 5.3.1) e le armi, pure difensive, dello "Scudo Stellare" SDI (vedi § 4.3.1), anche se tra queste ultime erano previsti anche ordigni nucleari (il che ha portato a non poche contestazioni). Sempre lo stesso articolo prevede che i corpi celesti siano invece utilizzati unicamente a scopi pacifici, essendo vietato portare o installare armi di ogni tipo e di effettuare qualsiasi forma di attività militare, anche a scopo di esercitazione; è solo permesso (o meglio "non proibito") l'uso, a pacifici scopi di esplorazione o di ricerca, di personale militare o di apparati militari, come nel caso della sonda lunare *Clementine* (vedi § 5.3.1) finanziata da militari ma impiegata per l'esplorazione spaziale (ha

tra l'altro scoperta la presenza di ghiaccio sulla luna, o almeno così si ritiene), anche se lo scopo reale della sonda era provare in condizioni difficili e qualificare in ambiente spaziale apparati di diretto interesse militare.

L'articolo V tratta del soccorso agli astronauti in difficoltà (vedi lo "*Astronauts Rescue Agreement*" del 1968); gli articoli successivi trattano di responsabilità legale delle parti contraenti verso le altre ("*responsibility*") e dell'obbligo di rifondere eventuali danni arrecati ("*liability*": nel 1972 fu poi stipulata una *Liability Convention*, che istituiva una "Commissione dei Reclami" per la valutazione dei danni arrecati alle proprietà altrui). Infine, l'articolo IX definisce che se qualcuno ravvisa che un firmatario sta effettuando azioni capaci di provocare una "... interferenza potenzialmente dannosa con attività di pacifica esplorazione e di uso dello spazio...", può avviare una procedura di "consultazione" e, al limite, l'Assemblea Generale può, con voto di maggioranza, sottoporre la questione al parere della Corte Internazionale di Giustizia. Anche i successivi articoli trattano essenzialmente di procedure legali.

Oltre a questo Trattato fondamentale, esistono 5 successivi trattati:

- Il "Limited Test Ban Treaty" del 1963, che proibisce gli esperimenti nucleari e le esplosioni nucleari in genere nell'atmosfera terrestre e nello spazio esterno.
- Lo "Astronauts Rescue Agreement" del 1968, che stabilisce le regole per il soccorso degli astronauti. Tanto gli astronauti che gli oggetti rientrati dallo spazio devono, secondo questo accordo, essere restituiti al paese di origine.
- La "Liability Convention" del 1972 di cui già si è parlato, che definisce le procedure per la valutazione della responsabilità di uno stato, nel caso le sue attività spaziali arrechino danni a terzi.
- La "Registration Convention" del 1976, che stabilisce che ogni oggetto lanciato nello spazio deve essere registrato.
- Il "Moon Agreement" del 1984 che fissa i primi regolamenti per lo sfruttamento delle risorse naturali della luna.

Come si è detto, vi è poi un certo numero di trattati (SALT, START...) tra Stati Uniti e Unione Sovietica che vincolano oggi Stati Uniti, Russia e i paesi del CFE (*Conventional Forces in Europe*). Questi riguardano essenzialmente gli armamenti missilistici, ma contengono delle clausole sulla verifica del rispetto dei trattati che riguardano anche lo spazio: i satelliti di *early warning*, osservazione della terra (ottici, radar, sorveglianza oceanica), ELINT, SIGINT e comunicazione sono considerati strumento per la verifica dei trattati, e quindi ogni azione contro di essi sarebbe considerata una violazione dei trattati stessi. Inoltre, il trattato ABM (*Anti-Ballistic Missile*) vietava il dispiegamento

di sistemi d'arma anti-satellite (ASAT); però gli Stati Uniti si sono ritirati dal trattato, che è a tutti gli effetti nullo dal 13 giugno 2002.

I satelliti di telecomunicazione, Televisivi, il cui utilizzo è regolato dalla risoluzione 37/92 adottata il 10 dicembre 1982 e riguardante appunto “i principi che regolano l'utilizzazione da parte degli stati dei satelliti artificiali della terra per la televisione diretta internazionale”, internet e posta elettronica, ecc., sono soggetti a tutte le complesse normative del Radio Regolamento Internazionale stabilito dall'ITU (*International Telecommunication Union*), che regola altresì tutte le radio emissioni da e verso satellite.

Il quadro normativo relativo al telerilevamento satellitare si basa fondamentalmente sulla dichiarazione di principi annessa alla risoluzione 41/65 dell'Assemblea Generale delle Nazioni Unite del 3 dicembre 1986. I principi contenuti nella dichiarazione rappresentano una sorta di compromesso tra le opposte visioni di quanti hanno da sempre considerato l'osservazione lesiva del principio di sovranità dei singoli stati e quanti hanno invece sempre sostenuto la legittimità di tale attività. La dichiarazione identifica chiaramente tre scopi specifici: gestione delle risorse naturali; gestione del territorio e protezione dell'ambiente. I principi sul telerilevamento non si applicano alle attività militari e alla meteorologia.

L'ingresso di nuovi operatori, soprattutto privati, e la conseguente esplosione del mercato delle immagini satellitari ha spinto la comunità internazionale a interrogarsi circa la necessità di procedere all'armonizzazione delle norme dei singoli stati o a una loro unificazione a livello internazionale e a procedere alla stipula di un trattato internazionale in tema di telerilevamento satellitare.



## 4. Satelliti e sistemi di lancio

### 4.1. Telecomunicazioni

#### 4.1.1. *Problematiche generali*

Le FFAA di tutti paesi hanno sempre sentito come esigenza primaria assicurare le comunicazioni tra tutte le proprie componenti, tra i centri di comando e le unità periferiche, con i mezzi mobili come le navi e gli aerei, ecc. La maggioranza delle frequenze radio consentono la comunicazione solo tra mezzi in visibilità reciproca (la cosiddetta *line of sight*); per questo si è disseminata la superficie terrestre di ponti radio, coi ripetitori posti quanto più possibile in zone elevate, in modo di avere una linea di vista non limitata da ostacoli e dalla curvatura terrestre quanto più lunga possibile. Ma la comunicazione con navi in mezzo al mare, al di là della linea dell'orizzonte, o comunque con utenti molto lontani, è stata per molti anni possibile solo in banda HF (le cosiddette onde corte), che rimbalzano sugli strati nella ionosfera; sono possibili propagazioni anche nella troposfera su altre bande (dal VHF allo SHF) e oggi questa tecnica, il cosiddetto *troposcatter*, è assai perfezionata, ma funziona solo a distanze di qualche centinaio di km, mentre la riflessione ionosferica consente alle comunicazioni HF di estendersi anche all'altro emisfero. Purtroppo, la propagazione ionosferica è variabile ed incerta, cambia con l'orario, con le stagioni e con l'attività solare per cui le comunicazioni HF sono poco affidabili e i disturbi molti; inoltre questa banda richiede antenne molto lunghe, il che complica non solo l'installazione su mezzi mobili (in particolare sugli aerei), per non parlare della complicazione della compatibilità elettromagnetica con gli altri sistemi di bordo, ma anche su sistemi campali. Questo ha fatto sì che negli anni '50 la Marina degli Stati Uniti abbia anche impiegato il metodo di far rimbalzare segnali radio sulla luna.

È apparso subito evidente che i satelliti artificiali potevano risolvere il problema: pertanto il primo satellite militare immesso in orbita, l'americano *Score* lanciato già nel lontano 1958 fu un satellite per telecomunicazioni, an-

corché puramente sperimentale e di brevissima vita. Nel seguito, furono sperimentate varie metodologie: satelliti *store and forward* (come lo stesso *Score*), cioè satelliti che registravano a bordo i messaggi e li trasmettevano quando in vista del destinatario; satelliti passivi che riflettevano come specchi i segnali radio (per qualche tempo fu sperimentata anche la diffusione in orbita di nubi di piccoli aghi, con l'idea di circondarne la terra); costellazioni di satelliti in orbite medie, gruppi di satelliti in orbite ellittiche, e così via. Però, non appena la tecnologia dei lanciatori consentì l'immissione di carichi utili sufficientemente elevati in orbita geostazionaria (cioè in orbita circolare, equatoriale e a circa 36.000 km di altezza (confronta Allegato 1 al Cap. 4.4), l'uso di satelliti in questa orbita si rivelò la strategia vincente.

Un satellite geostazionario appare immobile nel cielo stellato, la sua elevata altezza gli consente di essere visibile da poco meno della metà del globo terrestre, e quindi costituisce il "ripetitore da ponte radio" ideale per collegare due o più stazioni di terra; ed è di gestione e controllo relativamente semplice, dato che per fargli mantenere la posizione orbitale prestabilita occorre semplicemente correggere pochi e ben conosciuti effetti perturbatori (i disturbi gravitazionali causati dagli altri corpi celesti, essenzialmente dal Sole e dalla Luna, e dalle irregolarità del campo gravitazionale terrestre). In pratica, ai controllori si richiede di effettuare dei brevi spari dei razzi di bordo ogni una o due settimane, a seconda dalla precisione richiesta; i consumi di propellente sono modesti, il che rende agevole imbarcare propellenti bastanti ad una vita operativa compresa tra i 10 e i 15 anni: è possibile, ma non conveniente, realizzare satelliti a vita più lunga, perché il mutare delle esigenze e l'evolversi delle tecnologie finirebbe inevitabilmente col farli diventare obsoleti.

L'altezza dell'orbita geostazionaria offre anche buone condizioni d'illuminazione, essenziale per consentire l'impiego di celle solari per la produzione necessaria al funzionamento dei sottosistemi di bordo e del prezioso carico utile. Un satellite geostazionario si trova ad essere in eclissi, cioè nel cono d'ombra della Terra, solo in due periodi dell'anno centrati sugli equinozi; la durata di ogni "stagione delle eclissi", come si usa chiamare questi periodi, è di circa 45 giorni e la durata delle eclissi stesse arriva a un massimo di circa un'ora e mezza i giorni degli equinozi. Quando un satellite si trova in eclissi, deve operare con le batterie di bordo, il che può comportare una riduzione nel servizio dato, anche perché di norma in questa fase bisogna accendere i riscaldatori per assicurare il mantenimento delle previste condizioni di temperatura; chiaramente, un'orbita che assicura periodi d'eclissi rari e ben definiti è vantaggiosa. Altro non trascurabile vantaggio di utilizzare satelliti geostazionari sta nella semplificazione delle stazioni di terra: dovendo puntare su un

punto quasi immobile nel cielo, la tecnologia delle antenne, sia per i centri di controllo che dei terminali utente, è notevolmente semplificata.

Svantaggi dell'orbita geostazionaria sono che, data la sua altezza, per immettervi in orbita un satellite occorre far uso di lanciatori molto potenti e quindi costosi, nonché di utilizzare una forte quantità dei propellenti di bordo (circa metà del peso di un satellite geostazionario è richiesta dal propellente necessario ad iniettarlo nell'orbita geostazionaria, e un'eventuale correzione di un errore di lancio riduce drasticamente le scorte di propellenti richiesti per la vita operativa); che l'altezza richiede, per comunicare, l'impiego di potenze elevate sia a bordo che a terra; che è unica e molto richiesta, per cui occorre un complesso coordinamento internazionale per evitare interferenze tra satelliti vicini (c'è anche l'impegno a conservare un po' di propellente del satellite per fargli cambiare orbita a fine vita, in modo da lasciare libera una zona di spazio così preziosa); infine, non consente la visibilità e quindi la copertura delle zone polari.

Di fatto, oggi in tutto il mondo anche i militari usano principalmente satelliti geostazionari, eventualmente con l'aggiunta di satelliti in orbite inclinate e fortemente eccentriche per coprire le aree polari (come i russi Molniya) e/o altri: ad esempio l'Unione Sovietica aveva fatto ampio uso anche di costellazioni di satelliti *Store and Forward* per le comunicazioni coi sommergibili. I satelliti civili sono di norma geostazionari, salvo che per utenze particolari, tipo i telefoni cellulari.

Nel campo delle comunicazioni, i militari hanno le stesse esigenze dei civili, più altre loro specifiche, cioè: assicurare le comunicazioni coi mezzi mobili (aerei, navi, veicoli terrestri); con terminali trasportabili in zone di operazioni, così da poter creare e riconfigurare reti locali in modo flessibile; e garantirsi che le proprie comunicazioni siano sicure, sia dal punto di vista dell'affidabilità, sia da quello della non intercettabilità e della protezione contro il disturbo intenzionale. Queste specificità delle esigenze militari spiegano perché, quando possibile, le FFAA di tutti i paesi hanno puntato a dotarsi di sistemi propri, separati da quelli civili, e acquisendo servizi commerciali solo come complemento ai propri sistemi.

#### 4.1.2. *Le origini del SICRAL*

Per quanto attiene l'Italia, vale la pena di discutere in dettaglio la storia del Progetto SICRAL, in quanto la sua evoluzione è durata più di venti anni, durante i quali il mondo è cambiato radicalmente: questa cronaca illustra quindi efficacemente come un programma spaziale debba evolversi e modificarsi al mutare delle esigenze.

Il “Progetto SICRAL” nacque presso il Centro Consultivo Studi e Ricerche dell’Aeronautica Militare (CCSR AM) nel lontano 1978 su proposta dell’allora Capo Sezione Elettronica T.Col Lorenzoni; nacque come proposta di Ricerca e Sviluppo a finanziamento interforze mirato a vagliare la fattibilità di un satellite di telecomunicazioni per il soddisfacimento delle esigenze militari e governative italiane, con capacità di interoperare coi sistemi NATO. Lo studio proposto era quindi centrato sul solo satellite, e si articolava in due fasi: una prima fase “*no cost*” di studio interno, e una seconda fase (da finanziare, inizialmente venivano chiesti 120 milioni di lire) da far svolgere in ambito industriale. Il nome SICRAL stava per Satellite Italiano di Comunicazioni riservate e Allarmi.

A quell’epoca, il grosso delle comunicazioni civili via satellite erano, nel mondo occidentale, nelle mani del consorzio internazionale INTELSAT, l’unico a fornire servizi su scala globale. Alcune nazioni dalle situazioni geografiche molto particolari, per cui il satellite era sicuramente lo strumento più idoneo a soddisfare le esigenze telefoniche interne, avevano satelliti nazionali sotto controllo governativo, come il Canada (satelliti *Anik*) e l’Indonesia (satelliti *Palapa*); negli Stati Uniti cominciavano poi a comparire in quegli anni i primi satelliti commerciali (*RCA Satcom*, *Comstar*), destinati però solo a coprire il territorio USA. Non esisteva quindi un’offerta commerciale accettabile per l’Europa e l’Italia, anche se molti satelliti commerciali erano ormai in corso di studio e realizzazione, come l’europeo EUTELSAT.

Lasciando da parte l’Unione Sovietica, che costituiva un mondo a se stante e chiuso su se stesso, in campo militare esistevano solo satelliti di comunicazione americani, inglesi e NATO. Gli americani avevano poi iniziato a realizzare oltre ai satelliti DSCS, operanti in banda X (7-8 GHz) per comunicazioni con stazioni fisse e terminali trasportabili, satelliti operanti in banda UHF (all’epoca, i *FleetSatcom*) per collegamenti con le navi. Questo spiega perché il CCSR, nella primissima stesura di proposta del Progetto SICRAL, proponesse di conferire agli aerei solo la capacità di ricevere; fu su richiesta dello Stato Maggiore Aeronautica che in tale proposta fu inserita la richiesta di esplorare la fattibilità anche di un sistema satellitare *airborne* ricetrasmittente, cosa che all’epoca pareva quasi fantascientifica.

L’esigenza operativa che il SICRAL avrebbe dovuto soddisfare era, all’epoca, molto diversa dell’attuale. L’Esercito Italiano era concentrato sulla mera difesa del territorio nazionale da una possibile aggressione da est, mentre Marina ed Aeronautica focalizzavano la loro attenzione sull’area mediterranea. L’attenzione delle FFAA era quindi focalizzata sul territorio nazionale e aree limitrofe; in Italia, si concentrava l’attenzione sul supporto che le FFAA

davano in caso di terremoti ed altre catastrofi naturali e nell'assicurare le comunicazioni rimediando alla cronica inefficienza delle reti telefoniche via cavo e ponte radio. Inoltre, il satellite doveva assicurare comunicazioni col resto dell'Europa e nell'area mediterranea, interfacciandosi coi sistemi degli altri paesi NATO, con cui doveva essere compatibile.

Varie opzioni furono inizialmente prese in considerazione; si tenga presente che un grosso vincolo era, all'epoca, il lancio: non esistevano lanciatori commerciali, Ariane era ancora da terminare mentre gli americani contavano di eliminare tutti i loro lanciatori per sostituirli con lo Shuttle, che ancora non aveva volato ma si pensava avrebbe drammaticamente abbattuto i costi di lancio (confronta § 4.4.3). L'Aeronautica Militare Italiana era coinvolta nel Progetto S. Marco, e pareva allora certa la realizzazione di un lanciatore "*Scout Potenziato*" compatibile col lancio dalla Piattaforma S. Marco e con capacità doppie rispetto allo Scout originale: si studiò quindi per il SICRAL la possibilità di realizzare non già un singolo satellite geostazionario ma satelliti in orbite ellittiche a bassa energia e lanciabili dal S. Marco. L'ipotesi fu ben presto scartata, sia per le difficoltà di puntamento da terra che questa soluzione avrebbe comportato che per l'insufficienza del carico utile lanciabile; i nostri studi al CCSR portarono rapidamente a suggerire un singolo satellite geostazionario, lanciabile dallo Shuttle con modulo di trasferimento PAM-D.

Il Progetto SICRAL fu approvato nel 1980 come Progetto di R&S interforze con la sigla AM-136/80, nonostante l'opposizione di chi lo considerava velleitario, ma anche con l'illuminato appoggio di altri, tra cui l'allora Ufficio TEI dello Stato maggiore Difesa. Parallelamente, il CCSR completava lo studio di fattibilità di 1<sup>a</sup> Fase e preparava le *Advance Publications*, primo atto formale necessario per ottenere dalla comunità internazionale l'approvazione ad iniettare un satellite in orbita geostazionaria. Furono chieste ed ottenute due posizioni orbitali, 16° E e 22° E. Nella sua versione originaria, SICRAL si presentava come un satellite stabilizzato a 3 assi abbastanza simile a quello attuale, salvo che era molto più leggero: 1 500 kg al lancio, per poter essere lanciato dallo Shuttle con PAM-D; esteriormente, la differenza più evidente rispetto all'attuale era la presenza di 4 vistose antenne UHF a spira, simili a quelle impiegate dall'americano *FleetSatcom*.

Il carico utile doveva essere costituito da 4 diversi pacchi:

- Un pacco UHF per la comunicazione con mezzi mobili (aerei e navi: all'epoca, la Marina richiedeva l'UHF su tutte le sue navi, considerando troppo ingombranti i terminali Scott operanti in banda SHF impiegati dagli altri paesi NATO), con copertura globale.

- Un pacco SHF in banda X (7-8 GHz) per la comunicazione con stazioni fisse e trasportabili in *Shelter*, destinato a ridondare sul territorio nazionale le comunicazioni in ponte radio e via cavo, ad estendere la capacità di comunicazioni oltre l'Italia e a consentire l'interoperabilità coi partner NATO; la copertura prevista era su Europa e Mediterraneo.
- Un pacco SHF in banda Ka (11-14 GHz) per esigenze di Protezione Civile, destinato ad assicurare i collegamenti telefonici con stazioni fisse presso le prefetture per assicurare affidabili comunicazioni telefoniche indipendenti dalla rete ordinaria, con stazioni trasportabili con antenne spiegabili ad ombrello da impiegare nel caso che catastrofici eventi naturali mettessero fuori uso i sistemi telefonici convenzionali, e a consentire la collezione di dati trasmessi da piccole piattaforme automatiche sparse sul territorio nazionale e finalizzate ad eseguire un monitoraggio dell'ambiente e a dare l'allarme in caso venissero rilevate situazioni di pericolo ambientale. La copertura doveva essere limitata al territorio nazionale.
- Un pacco EHF (20-30 GHz), sperimentale e con copertura nazionale, destinato a consentire di proseguire le esperienze fatte col satellite Sirio (la Marina aveva sperimentato un terminale Sirio sulla nave Ardito) in vista di un possibile futuro spostamento dei servizi operativi verso le frequenze più elevate.

Come si vede, SICRAL nasceva come satellite duale, militare e civile, quantunque strettamente governativo; il problema della gestione non fu affrontato. Si dava per scontato che ogni decisione riguardo ai collegamenti operativi dovesse essere militare; altri aspetti, come chi dovesse controllare il satellite in orbita, non furono presi in considerazione, anche se si più davano per scontato che sarebbe stato affidato alla Società Telespazio.

Sebbene lo studio di fattibilità da parte industriale fosse ormai finanziato, il suo avvio richiese anni d'attesa, per difficoltà nella scelta di chi dovesse gestirlo (Aeronautica o Difesa), di quale Direzione Generale fosse competente per la parte tecnico-amministrativa (Telecomdife o Costarmaereo) e a quale industria andasse affidato (vi erano numerose industrie interessate alle attività spaziali, in conflitto tra di loro e con idee diverse in merito a SICRAL). Questo periodo d'attesa non fu però sprecato, in quanto entrambe le Direzioni Generali potenzialmente interessate produssero un loro studio interno, che contribuì al formarsi di una cultura "spaziale" in seno all'Amministrazione Difesa.

Lo studio di Fase 2, corrispondente alla Fase A, alla Fase B e a parte della Fase C secondo le definizioni in uso nel mondo industriale, finì con l'essere attribuito alla Selenia Spazio, poi fusasi con Aeritalia per divenire Alenia

Spazio. Da tale studio uscì un progetto preliminare, molto simile alla proposta iniziale, salvo per un certo incremento di peso: il satellite doveva ora essere compatibile con un lancio con PAM-D2, ma la tragedia del Challenger e il successo commerciale di Ariane stava orientando verso questo ultimo lanciatore, rilassando ulteriormente i vincoli di peso. Inoltre, stava avanzando anche il programma Italsat, che portò alla scelta di impiegare quanto possibile elementi comuni, almeno nella carrozza. Il problema principale stava nell'UHF, risorsa pregiata e forzosamente limitata cui miravano tutti quanti, inclusa la Protezione Civile, che lo voleva su veicoli terrestri, date le difficoltà di comunicazione che incontrava quando inviava soccorsi tra le montagne.

Gli anni successivi alla conclusione dello studio di fattibilità furono impegnati alla stesura del Requisito Operativo, al reperimento dei fondi, alla ricerca di un non facile accordo industriale, alla stesura del Capitolato Tecnico e del contratto. In questa sede, interessa soffermarsi sul Requisito Operativo: da quando era stata concepita l'idea del SICRAL molte cose erano cambiate, sia dal punto di vista tecnologico che da quello politico, per cui gli studi fatti si rivelarono ben presto praticamente da rifare. Tra gli utenti, la Protezione Civile usciva dal programma, avendo trovato sistemi meno costosi per soddisfare alle sue esigenze. L'offerta commerciale di servizi via satellite era infatti diventata molto ampia; la Protezione Civile realizzò quindi il suo sistema di sorveglianza ambientale con piattaforme automatiche (il sistema Argo) ricorrendo a satelliti commerciali, come fece per gli altri collegamenti che non potevano essere soddisfatti in altro modo. E alternative al satellite ormai c'erano: basti pensare all'aumentata efficienza e affidabilità della rete di terra, che stava passando alla fibra ottica, e alla comparsa e successiva diffusione dei telefoni cellulari.

In campo militare, col cambiare del mondo cambiava l'esigenza operativa; la Difesa intraprendeva il lungo e difficile cammino per evolversi da esercito di leva a esercito di professionisti, e non doveva più, come spesso si era usato dire, stare asserragliata sulla "linea del Piave" a difendere i confini nazionali, ma stava sempre più proiettandosi fuori area in operazioni di *Peace Keeping* e *Peace Enforcing*. Di conseguenza, le FFAA avevano cominciato a rivolgersi ai sistemi satellitari commerciali e a dotarsi di terminali civili che però, oltre a soddisfare solo parzialmente le loro esigenze, iniziarono ben presto a costituire un onere finanziario così rilevante da far apparire economicamente più conveniente disporre di un sistema in proprietà esclusiva. La Marina, inoltre, nel tentativo di liberarsi quanto più possibile dall'impiccio dei troppo ingombranti e poco efficienti sistemi HF, aveva iniziato ad impiegare terminali satellitari sia commerciali (principalmente INMARSAT) che militari NATO,



da quelli *Scott* in banda SHF sulle navi maggiori come il Garibaldi a quelli in banda UHF sui sommergibili.

#### 4.1.3. *Le scelte gestionali ed operative*

Il concetto di SICRAL si era quindi evoluto da satellite domestico, destinato a servire il territorio nazionale e aree limitrofe, a sistema ad ampia copertura, per supportare operazioni fuori area in una zona quanto più vasta possibile. Inoltre, col passaggio dalla lunga fase di studio a quella realizzativa, si rendeva necessario prendere una decisione su un'altra importante questione: la gestione del sistema in generale e del satellite in particolare. La gestione di un sistema di telecomunicazioni via satellite può essere concettualmente divisa in due branche:

- una branca orientata al servizio, che pianifica le missioni di comunicazione, ne verifica la compatibilità, decide la configurazione del carico utile per soddisfare alla missione e, una volta avviato il collegamento, controlla che questo funzioni come previsto;
- una branca orientata al satellite, che riceve le telemetrie e invia i telecomandi, ne controlla l'efficienza, gestisce i sottosistemi di bordo, esegue le correzioni orbitali e rimedia alle eventuali anomalie.

La prima funzione, essendo direttamente legata all'espletamento della missione (cioè pianificare, realizzare e controllare le telecomunicazioni) doveva evidentemente essere sotto il controllo di personale militare, non solo per l'efficienza operativa ma anche per esigenze di riservatezza: anche solo la semplice disposizione geografica dei terminali e il loro stato (cioè, se stavano comunicando o no) poteva essere altamente classificato. Non ha senso essere proprietari di un sistema se poi non se ne hanno in mano le chiavi e il completo controllo.

Più incerto era se la seconda funzione dovesse essere mantenuta in ambito militare o se dovesse essere affidata su contratto a dei civili. Affidare il controllo del satellite a militari significava, oltre alle spese infrastrutturali e nelle apparecchiature, accollarsi l'onere di impegnare del personale, risorsa sempre più preziosa, addestrarlo e qualificarlo in un'attività che non ha un corrispettivo in altre attività della Difesa, e che quindi non poteva essere agevolmente né rimpiazzato né reimpiegato altrove. Di conseguenza, nel 1991 fu richiesto alla Società Telespazio, la cui competenza nella gestione dei satelliti era indiscussa, di formulare una serie di proposte alternative in merito alla realizzazione di un Centro Controllo Satellite (CCS) per il satellite SICRAL; questa illustrò un ventaglio di possibilità, che andavano da un CCS tutto civile, con dipendenti della stessa Telespazio e su contratto, a un CCS interamente con



personale militare e situato in un sito militare da realizzare ad hoc. Tra questi due poli, si potevano poi ipotizzare varie forme di strutture ibride, in parte militari e in parte civili.

Al momento della stipula del contratto per la realizzazione di tutto il Sistema SICRAL, comprensivo di satellite in orbita, Centro Gestione e Controllo e terminali utente (1995) la scelta fu definita e congelata sul CCS solo militare e in sito militare: il progettato CGC SICRAL di Vigna di Valle. A Telespazio veniva affidata la gestione di un CCS di *backup*, da attivare in caso di emergenza e sito al Fucino, l'attività di *ranging* tramite la sua stazione di Keia in Romania (la precisa determinazione della posizione orbitale richiede di disporre, oltre alla stazione di Vigna di Valle, di una seconda stazione adeguatamente distanziata in longitudine) e l'attività di coordinamento internazionale delle frequenze per evitare interferenze con altri sistemi.

Le motivazioni di tali scelte erano:

- Nel Piano Spaziale della Difesa si affermava l'intenzione dell'AD di dotarsi al più presto della capacità di controllare e gestire satelliti in orbita, giudicandolo il primo passo per proiettarsi verso questo nuovo ambiente. Un CCS per SICRAL era ovviamente un'ottima occasione per raggiungere tale obiettivo.
- SICRAL doveva poter essere impiegabile anche da parte della NATO e di paesi alleati. Probabilmente, si sarebbe andati incontro al rifiuto da parte della NATO e di altre Nazioni di utilizzare un sistema non sotto completo controllo statale, cosa che rientrava nei requisiti NATO.
- Una gestione civile non dava sufficienti garanzie per il mantenimento dell'operatività del Sistema in caso di scioperi o agitazioni sindacali; nessuno avrebbe certo messo in pericolo la vita del satellite, ma si riteneva che la continuità del servizio non fosse garantita a sufficienza.
- Si riteneva opportuno che Controllo Reti e Controllo Satellite fossero sufficientemente vicini, in modo da consentire un continuo scambio di informazioni e tra i due servizi, in modo da rendere più dinamica la gestione. L'importanza di questo ultimo punto è stata apprezzata appieno solo quando si è iniziato ad operare: ogni anomalia sul satellite che può avere impatto sulle comunicazioni può essere tempestivamente comunicato al Controllo Reti, ogni richiesta di comunicazioni che può avere impatti sul satellite può essere comunicato dal CCR al Controllo Satellite in tempo reale.
- Un Centro di Controllo, sia per le reti che per il satellite, tutto militare e tutto chiuso in un'unica area riservata offre maggiori garanzie di riservatezza anche ad alcuni utenti nazionali, particolarmente sensibili a tale problematica.

Il contratto stipulato nel 1995 (completato poi con atti aggiuntivi, il primo dei quali nel 1997) a cura di Armaereo con il Consorzio SITAB (costituito da Alenia Aerospazio, FIAT Avio e Nuova Telespazio) era per un sistema completo “chiavi in mano”, comprensivo di satellite, servizio di lancio, Centro Gestione e Controllo di Vigna di Valle, 107 terminali utenti di vario tipo, supporto logistico e pezzi di ricambio, un anno di gestione operativa del sistema da parte del consorzio e addestramento del personale militare, realizzazione di una carrozza di riserva e l’effettuazione di due studi: (valutazione iniziale dei costi di un *payload* GBS e relativi terminali, introduzione del “Modem universale” in SICRAL). Quindi non ci si limitava al sistema corrente, ma si cominciava a pensare ai successori.

La scelta di richiedere una seconda carrozza è legata alla decisione di non assicurare il lancio del satellite. Se si fosse stipulato un’assicurazione, in caso di perdita del satellite al lancio la compagnia assicuratrice avrebbe indennizzato lo stato italiano, che poi avrebbe dovuto finanziare ex novo un secondo satellite, con lunghi ritardi sull’entrata in servizio del sistema; impegnare il denaro richiesto per il premio assicurativo nella realizzazione di una seconda carrozza avrebbe consentito di ridurre i tempi di attesa ai 18 mesi necessari alla realizzazione di un secondo *payload*, all’assemblaggio di un nuovo satellite e a un nuovo lancio che, con tale tempistica, avrebbe potuto essere gratuito. Se invece il lancio fosse andato bene (come poi è avvenuto) si sarebbero avuti in magazzino i componenti per realizzare velocemente un secondo esemplare, il che avrebbe offerto nuove possibilità.

#### 4.1.4. *Il Sistema SICRAL oggi*

Come oggi concepito il Sistema SICRAL è fondamentalmente un’estensione fuori area della Rete Numerica Interforze (RNI): chi ha accesso a un telefono militare della Difesa deve poter parlare con chiunque, che si trovi su un aereo, una nave o in Medio Oriente. Su territorio nazionale, il sistema deve poter funzionare da *backup* per la RNI in caso di interruzioni di una tratta e supportare operazioni di emergenza in caso di disastro naturale; inoltre, è interoperabile coi sistemi NATO, in modo da assicurare le comunicazioni con le forze multinazionali. Come si vede, è essenzialmente un sistema per comunicazioni telefoniche e dati; si sono però ottenuti anche buoni risultati con la videoconferenza. Il satellite è trasparente: l’informazione ricevuta è identica a quella trasmessa; la protezione dell’informazione è quindi affidata all’utente (crittografia), ma esistono sistemi di protezione contro il disturbo intenzionale. Particolarmente curata è la protezione del telecomando, in quanto interferire coi telecomandi è il più semplice sistema di attacco contro un satellite geostazionario.

Altri paesi, come gli Stati Uniti, utilizzano satelliti dedicati ai vari servizi: ad esempio, i satelliti DSCS operano essenzialmente in banda SHF, i *Milstar* in EHF, gli UFO in UHF, anche se può avvenire che lo stesso satellite imbarchi trasponditori operanti in un paio di bande differenti. L'Italia non poteva permettersi di realizzare qualcosa di simile: ogni servizio satellitare doveva utilizzare un unico satellite; di conseguenza, SICRAL imbarca trasponditori operanti su tre bande diverse (EHF, SHF ed UHF), come dettagliato nell'Allegato 1 al presente capitolo. Questo vincolo si è tradotto in un vantaggio: i trasponditori possono essere collegati, consentendo così, ad esempio, di instradare una chiamata dalla RNI a salire verso il satellite in banda EHF e scendere dal satellite verso un aereo in volo con la banda UHF. Questa capacità di *cross-trap* tra frequenze diverse conferisce al sistema un'elasticità senza precedenti: dato che le diverse bande vengono utilizzate da utenti diversi, con questo sistema è sempre possibile instaurare un collegamento diretto tra due utenti del mondo SICRAL.

La banda EHF (20-44 GHz) costituisce il sistema nominale per la telemetria e il telecomando (TT&C) tra il CCS di Vigna di Valle e il satellite. Nell'invio del comando da terra, già la direzionalità del fascio assicura che esso non sia facilmente intercettabile; inoltre, la trasmissione del comando è protetta mediante cripto e modulazione *spread spectrum*. Inoltre, le antenne del satellite "vedono" il solo territorio nazionale; quindi, un malintenzionato che volesse interferire nei telecomandi dovrebbe piazzarsi sul nostro territorio; comunque, in caso di interferenze la stazione di Vigna di Valle è in grado di sovrachiarare il segnale interferente impiegando una potenza di ordini di grandezza maggiore di quella ordinariamente impiegata. Questa capacità di salire di potenza si è rivelata utile anche in caso di condizioni meteorologiche avverse (la trasmissione a 44 GHz è sensibile a neve e pioggia). In emergenza, il collegamento col satellite è sempre possibile in banda S, sia da Vigna di Valle che dalla stazione di *backup* del Fucino; le antenne del satellite sono disposte in modo tale che il collegamento con esso, in banda S, è possibile anche se dovesse perdere del tutto il normale assetto. Volendo, da Vigna di Valle è infine possibile effettuare il TT&C anche in banda SHF.

Per le comunicazioni, la banda EHF può essere utilizzata per il *feeder-link* da Vigna di Valle, cioè per l'instradamento delle comunicazioni di terra dalla RNI verso gli utenti in banda UHF e viceversa. Le comunicazioni impieganti la sola banda EHF sono fondamentalmente sperimentali, e a tal fine esistono due terminali trasportabili gestiti direttamente dallo Stato Maggiore Difesa, destinati a studiare i collegamenti in questa banda, che è considerata la banda del futuro. La copertura dell'EHF, come si è detto, è solo sul territorio italiano; un possibile impiego operativo per questi terminali è la sostituzione di una tratta

della RNI in caso di fuori uso di lunga durata. Sempre a fini di sperimentazione, il satellite dispone di una piccola antenna a corno che copre a bassissima potenza in banda EHF tutto l'emisfero visibile; questa capacità potrebbe essere utilizzata impiegando il segnale dal satellite come *beacon* per il puntamento delle antenne, e forse anche per comunicazioni a bassissima bit-rate.

La banda SHF è quella in cui viene effettuato il grosso del traffico di maggior capacità. Il satellite copre due aree, selezionabili singolarmente o assieme: Europa e Mediterraneo la prima, Medio Oriente e Mar Rosso la seconda. In trasmissione da terra, ognuna di queste coperture è creata mediante sovrapposizione di una serie di fasci più piccoli; nel caso che in un'area vi sia un disturbatore, è possibile spegnere un fascio, in modo di escludere la zona da cui proviene il disturbo creando un "buco" nella copertura. Vi è inoltre il cosiddetto "*Spot mobile*": un'antenna puntabile meccanicamente su qualsiasi punto dell'area visibile; l'area coperta dallo *Spot Mobile* è risultata molto più grande di quanto non fosse stato richiesto. Oltre a Vigna di Valle, che può convogliare il suo traffico e fare il *feeder link* per l'UHF non solo in EHF ma anche in SHF, la rete comprende alcune stazioni fisse in Italia, terminali trasportabili di grandi capacità basati su *shelter*, terminali navali sulle navi maggiori e terminali *manpack*, trasportabili a mano in piccoli contenitori e montabili sul posto.

L'accesso da parte degli utenti alla rete può avvenire in due diversi modi. Il primo modo, su preassegnazione (PAMA), è simile a quello dei classici servizi commerciali: l'utente richiede la fornitura del servizio per un certo periodo definito, e gli viene assegnata per il periodo richiesto una porzione di banda che può arrivare a 2 Mbps (FDMA: *Frequency Division Multiple Access*), cosa che gli consente di effettuare numerose comunicazioni telefoniche, trasmissioni dati e anche videoconferenza. Il secondo, su domanda, è più dinamico ma di minor capacità (fino a 64 Kbps: praticamente due o tre comunicazioni telefoniche e dati) e può essere utilizzato da tutti i terminali SHF. Con questo sistema, lo SCPC (*Single Channel Per Carrier*), all'utente viene assegnato un numero telefonico: il collegamento viene instaurato solo quando si compone il numero e a comunicazione finita il canale scompare. In SCPC si possono servire moltissimi utenti; ma se chiamano tutti assieme, trovano occupato.

La banda UHF, infine è squisitamente per comunicazioni tattiche: i terminali UHF sono di piccola capacità (fino a 16 Kbps) ma di gran varietà: terminali avionici, non solo su grandi velivoli ma anche su AMX, Tornado ed elicotteri; terminali navali, su navi minori; terminali veicolari, su vari tipi di automezzi dell'Esercito; terminali *manpack*, trasportabili in zaino e velocemente posizionabili. L'accesso alla rete è a divisione di tempo (TDMA: *Time Division Multiple Access*), cioè le comunicazioni sono opportunamente sincroniz-

zate tra di loro per poter sfruttare, senza interferire l'uno con l'altro, le risorse che, in questa banda, sono intrinsecamente limitate. Sono possibili vari tipi di comunicazione; comunicazioni con da una parte Vigna di Valle o un terminale capace di effettuare il *feeder link* in EHF o SHF e terminali UHF dall'altra; comunicazioni direttamente tra terminali UHF; comunicazioni non TDMA tra più terminali UHF contemporaneamente, in cui uno parla e tutti gli altri ascoltano.

Dal punto di vista tecnico, il *payload* UHF sul satellite SICRAL è all'avanguardia: ha un amplificatore allo stato solido di grande potenza realizzato in Italia appositamente per questo sistema e antenne planari *patch array* di concezione moderna; come risultato, si ottengono comunicazioni di ottima qualità anche con i terminali di concezione più ardita, come quelli sugli aerei e sugli elicotteri, e con terminali non SICRAL, come quelli presenti sui sommergibili.

Se lunga è stata la gestazione del programma SICRAL, la sua entrata in funzione è stata velocissima: il CGC SICRAL di Vigna di Valle è stato ufficialmente istituito il 23 gennaio 2001, il satellite è stato lanciato il 7 febbraio, il suo controllo è stato passato al CGC SICRAL il 16 marzo, e il sistema ha cominciato ad essere impiegato operativamente già dal maggio 2001, prima ancora che venissero effettuate le operazioni di collaudo ufficiale e di presa in carico da parte dell'AD, operazioni così lunghe e complesse che l'anno di gestione operativa previsto contrattualmente è iniziato solo l'anno successivo. Ciò ha consentito di farsi rapidamente un'esperienza sulla gestione di un sistema di comunicazioni via satellite, e di confrontare tra di loro, per esperienza diretta, le varie forme di gestione: gestione tutta civile, gestione mista e gestione solo militare. Si è potuto così verificare la superiorità della gestione solo militare: quando chi controlla il satellite e chi controlla la rete portano le stellette come gli utenti del sistema, allora "parlano la stessa lingua", comprendono meglio le reciproche esigenze e possono reagire più rapidamente ed efficacemente, anche perché fanno capo alla medesima autorità e sono legati solo da vincoli operativi e non da pastoie contrattuali (anche se l'industria ha dimostrato una disponibilità a collaborare che va molto al di là dei suoi obblighi contrattuali).

#### 4.1.5. *Il futuro delle comunicazioni militari*

I risultati ottenuti dal sistema SICRAL hanno portato ad affermare, in ambito Stato Maggiore Difesa, che "indietro non si torna": cioè, l'uso di satelliti militari con gestione tutta militare costituisce una scelta irreversibile; anche se si nota presso molti utenti la mancanza di una "cultura" dell'uso di

una “risorsa flessibile” come il SICRAL, il che si traduce in una tendenza a “lottizzarne” in modo rigido le risorse, congelando in forma definita uno strumento estremamente malleabile. D'altra parte, uno strumento deve essere realizzato secondo le richieste di chi lo usa; se l'utenza vuole poter contare su risorse rigidamente preassegnate anziché assegnate dinamicamente in base alla richiesta, questo sarà l'orientamento per i sistemi futuri. Tuttavia, uno strumento militare deve essere adattabile al mutare delle circostanze, e una volta che un satellite è in orbita su di esso non è possibile effettuare modifiche; sarebbe poco saggio realizzare, in futuro, sistemi non modificabili: la raccomandazione quindi è di potenziare le componenti ad accesso DAMA (cioè su domanda), conferendo loro una maggior capacità di traffico. Se poi si vorranno congelare tali risorse, assicurando ad un dato utente l'esclusiva proprietà di una porzione di risorse, la cosa sarà sempre possibile agendo via software da terra.

Gli attuali piani per il futuro prevedono il lancio di un SICRAL 1B attorno al 2006-7 e di un SICRAL 2 attorno al 2010. SICRAL 1B sarà molto simile all'attuale SICRAL (solo con più potenza, grazie all'uso di cellule all'arseniuro di gallio in aggiunta a quelle al silicio, e maggior peso) e utilizzerà la seconda carrozza oggi già disponibile; sarà però un sistema multiutente, con componenti per la NATO e per altri utenti da definire. La protezione dal *jamming*, già di buona qualità su SICRAL 1A, sarà ulteriormente potenziata per soddisfare alle esigenze NATO, rendendo automatiche alcune funzioni che nel primo satellite richiedevano l'intervento umano. A terra, CCS e CCR andranno naturalmente potenziati; l'incremento di personale necessario alla gestione di due satelliti sarà però probabilmente contenuto: si valuta occorranza di due turnisti<sup>1</sup> in più (uno per sala e qualche specialista).

SICRAL 2 sarà invece il diretto successore di SICRAL 1, destinato a prenderne il posto quando questo arriverà a fine vita e cioè, secondo le attuali previsioni, nel 2011. Il suo progetto è ancora aperto a qualsiasi tipo di scelta, anche nelle dimensioni e nel peso, e si pensa tra l'altro di dotarlo di due o più spot mobili in SHF; si pensa inoltre di dotare il *payload* EHF della capacità di processare il segnale a bordo, rigenerandolo e migliorandone le prestazioni. In effetti, la banda EHF rappresenta la grande sfida del futuro; le sue capa-

<sup>1</sup> Si tenga presente che per avere un turnista presente H24, 365 giorni all'anno, occorrono 7 persone, per assicurare un turno autocompensante secondo le attuali normative. Per il controllo di un solo satellite occorre avere sempre in sala CCS un capoturno e un turnista; servirà poi un altro turnista per ogni satellite aggiuntivo. La situazione è analoga per il Controllo Rete, ma il numero esatto di turnisti necessari in sala CCR dipende anche dalla tipologia e dalla complessità della rete.

cità, in termini di ampiezza di banda (e quindi di traffico gestibile) e di elevata direttività del segnale (e quindi di sua protezione, sia come intercettabilità sia come disturbabilità) la rendono nettamente superiore alle altre.

Il cosiddetto “EHF processato” allarga ulteriormente le possibilità. Attualmente, sul satellite il segnale viene semplicemente traslato in frequenza e rimandato verso terra: il satellite è, come si usa dire, “trasparente”; con l’EHF processato, esso viene anche demodulato a bordo e poi rigenerato per essere rispedito. Questo procedimento può consentire di effettuare diverse cose. Anzitutto si può, come era stato fatto su ITALSAT, suddividere il segnale in porzioni e indirizzarlo su diverse antenne; da terra può arrivare un segnale contenente più comunicazioni, queste vengono separate a bordo del satellite, che funziona allora come un centralino telefonico, le comunicazioni vengono suddivise in “pacchetti” in base, ad esempio, ai loro prefissi, vengono generati a bordo nuovi segnali e inviati a diverse antenne, ognuna puntata su diverse zone geografiche. Questa può essere una caratteristica molto interessante, nel caso che il futuro veda le forze italiane sempre più impegnate in missioni di pace fuori area; si tenga però presente che questo sistema richiede un elevato numero di antenne da puntare separatamente, oppure antenne in grado di generare più fasci puntabili elettronicamente in modo separato (antenne *phased array*).

D’altra parte, questa banda è vulnerabile alle condizioni meteorologiche avverse; questo è un problema che va risolto: un sistema di comunicazioni militari che si blocca quando nevicata è assolutamente inaccettabile. Con SICRAL si è esplorato la via dell’impiego di potenze elevate; la stazione di terra del CGC SICRAL utilizza gli amplificatori di potenza (HPA) a 44 GHz più potenti oggi esistenti. L’uso di un *payload* a bordo in grado di processare il segnale potrebbe migliorare la situazione: il segnale che arriva sul satellite, sebbene degradato dal passaggio attraverso pioggia o neve, potrebbe essere filtrato, depurato dal rumore, ricostruito con opportuni algoritmi e inviato a terra. Una ulteriore elaborazione a terra potrebbe altresì essere utile, sia in trasmissione che in ricezione. Un’altra possibilità dell’EHF processato è la criptazione del segnale a bordo come ulteriore forma di protezione; anche se è da verificare che tale processo dia migliori garanzie rispetto all’attuale metodo di inviare segnali già criptati. Si tenga presente che ogni complicazione a bordo del satellite ne incrementa sia il costo che le probabilità di guasti.

Attualmente, la tendenza è verso una notevole crescita della mole di informazioni da trasmettere; sebbene SICRAL 1 sia in grado di effettuare videoconferenze, non è stato esplicitamente progettato per questa attività, che richiede un considerevole impiego di risorse. Si verifica però che la richiesta di questo tipo di servizio tende a crescere; vedere il proprio interlocutore, che si



trova in difficili situazioni operative, non è solo un fatto scenico: è utile per “avere il polso” della situazione locale. Veicolare alte moli di dati è parimenti importante: pensiamo all’invio di foto da satellite ad alta risoluzione, da poter elaborare direttamente in zona di operazioni. Altrettanto importante sarebbe consentire l’accesso a database di dati, sia da banche dati della Difesa che da rete pubblica, come Internet. Questo ultimo punto è stato oggetto, già nell’ambito del contratto SICRAL, di uno studio relativo a un *payload* GBS (*Global Broadcasting System*), capace di disseminare dati in aree sufficientemente ampie. Il GBS è un servizio che gli americani hanno sui loro satelliti UFO; fornisce servizi audio/video, trasferimento trasparente di flussi di bit, trasferimento di file, posta elettronica, servizi Web e Internet. Un’opzione che viene considerata per SICRAL 2 è l’inserimento a bordo di un pacco SBS (*Satellite Broadcasting System*), in grado di fornire per le nostre unità un servizio analogo a quello dell’americano GBS e con esso compatibile.

La larghezza di banda oggi disponibile su SICRAL 1 è già sufficiente per il servizio SBS e per videoconferenza; volendo utilizzare il sistema per la televisione, andrebbe ulteriormente allargata. Insufficiente per il servizio SBS è invece la potenza del sistema trasmittente a 20 GHz, salvo che per impieghi solo sul territorio nazionale; forse, su SICRAL 2 si dovrà rinunciare all’uso della tecnologia allo stato solido, e tornare ai tubi di potenza. Punto debole del sistema SBS è la trasmissione da terminali remoti con antenne di piccole dimensioni: non vi sono grosse difficoltà da un satellite a trasmettere grandi moli di dati, ma la rete deve poter essere “interrogata” dal terminale, per poter indicare il dato che si vuole ricevere (si pensi ai servizi Internet e ai motori di ricerca); ciò non è fattibile con le attuali tecnologie in banda EHF da piccoli terminali, e bisognerà esplorare la questione.

Ad ogni modo, da questa breve panoramica appaiono chiare le linee di tendenza dei futuri sistemi di comunicazioni militari, indipendentemente da quelle che saranno le “soluzioni tampone” che dovranno essere adottate nell’immediato futuro, in particolare su SICRAL 2, il cui progetto dovrà essere definito entro i prossimi 5 anni, tempo troppo breve per pensare a cambiamenti rivoluzionari. In estrema sintesi:

- l’esigenza di comunicazioni protette su vaste aree e piccoli terminali sta crescendo e quasi certamente continuerà a crescere, sia in numero di collegamenti che in mole ed eterogeneità dei dati da veicolare;
- solo lo sviluppo della banda EHF sembra poter rispondere alle esigenze;
- l’esigenza di poter utilizzare terminali quanto più possibile piccoli e di complessità limitata inibisce l’uso di potenze troppo alte in trasmissione da terra, e le piccole dimensioni richieste per le antenne dei terminali ne vincolano le prestazioni in ricezione;



- la via da seguire è probabilmente quella già imboccata dagli americani: concentrazione della potenza in fasci molto stretti (cosa che tra l'altro ne migliora la protezione); puntamento elettronico dei fasci, sia da terra verso il satellite che viceversa; processamento ed elaborazione dei segnali sul satellite;
- anche con raffinati sistemi di puntamento elettronico e movimentazione automatica dei fasci, pensare di poter utilizzare la banda EHF per comunicazioni con mezzi mobili in rapida manovra (aerei, elicotteri) è un problema ancora da risolvere; ma la banda UHF è intrinsecamente limitata, i margini di progresso tecnologico ristretti, per cui si deve puntare all'impiego operativo dell'EHF in tutti i casi in cui la tecnologia consente di farlo, riservando le pregiate risorse UHF ai terminali che non possono assolutamente farne a meno;
- l'uso della banda SHF è oggi diffuso in modo capillare, i relativi terminali sono numerosi e in costante crescita, per cui verrà largamente impiegata ancora per parecchio tempo. Ma, se si riuscirà a far progredire adeguatamente l'EHF come sopra indicato, la banda SHF potrebbe, nei tempi lunghi, sparire del tutto;
- la superiorità di un sistema militare su uno civile o duale è già ampiamente verificata, sia come prestazioni globali che come dinamicità di gestione, e ha costi nettamente inferiori. Quindi, l'uso di sistemi civili è concepibile solo in caso di completa saturazione del sistema militare. Non appena possibile, i terminali civili dovranno sparire del tutto; intanto, si stanno diffondendo i terminali bibanda, capaci di operare sia coi satelliti militari che con quelli civili. Per concludere, sembra necessario fare qualche valutazione sul possibile uso e sviluppo di sistemi e tecnologie meno "convenzionali" di quelli fino ad ora considerati.

Il vantaggio dell'uso di fasci molto stretti in termini di non intercettabilità (che per fasci strettissimi può diventare addirittura non individuabilità del terminale) e di protezione dal disturbo intenzionale fa pensare all'impiego dello strumento che ha le massime caratteristiche di concentrazione del fascio: il laser. Esso esalta i pregi delle comunicazioni della banda EHF, concentrando tutta la potenza in un fascio molto piccolo; ma ne esalta anche i difetti: viene ostacolato non solo da pioggia o neve, ma anche dalle nubi. Inoltre, il suo fascio è troppo stretto: il puntamento è molto delicato, complicando la stazione di terra, e non è puntabile elettronicamente. Se si può pensare a una stazione fissa che punta il suo laser sul satellite (ce ne sono, anche se non per comunicazioni) è ben difficile immaginare un satellite che punta dei fasci laser su centinaia di stazioni trasportabili e mobili, anche se in futuro si potrà trovare una soluzione al problema (per esempio, impiegando specchi mobili).

Al momento, l'uso del laser per la trasmissione di informazioni è stato sperimentato nelle comunicazioni di satelliti tra di loro: come ovvio, nello spazio non vi sono problemi meteorologici. Si può allora pensare a un satellite in orbita bassa che comunica mediante laser con un satellite geostazionario, il quale a sua volta funge da DRS (*Data Relay Satellite*) con una stazione di terra. Un sistema di questo tipo sarebbe molto interessante per aumentare la flessibilità di un sistema di osservazione tattica: ne ripareremo nel prossimo capitolo.

Infine, la ricerca di terminali quanto più possibile piccoli e maneggevoli ci impone di riflettere su quello che è il sistema di telecomunicazioni più piccolo e versatile in assoluto: il telefono cellulare. Una comunicazione mediante cellulari non può essere protetta né dall'intercettazione (ma la comunicazione può essere crittografata) né dall'interferenza, e comunque la posizione di chi parla è sempre identificabile con mezzi opportuni; ma la comodità dei cellulari è tale che essi si sono prepotentemente imposti, non solo nella vita quotidiana ma anche per molte attività di servizio. L'uso dei satelliti per risolverne il principale difetto, cioè i limiti in termini di copertura, cozza però con l'esigenza di contenere la potenza del cellulare stesso, sia per non prosciugare rapidamente le batterie che per non mettere a repentaglio la salute stessa di chi ne fa uso. Questo impedisce, per ora, l'impiego di satelliti geostazionari, imponendo la realizzazione di costellazioni di satelliti a quote orbitali limitate, sistema oneroso sia per il numero dei satelliti richiesti (quindi sia per i costi di realizzazione che di lancio) che per la loro gestione.

Attualmente, i sistemi satellitari per cellulari si sono rivelati un insuccesso commerciale, un po' per i costi troppo elevati del servizio, un po' perché il servizio offerto non è poi così eccezionale (gli esperimenti condotti dalla nostra Marina con questi sistemi mostrano che basta stare al riparo delle vele perché cada la comunicazione coi satelliti IRIDIUM; un po' meglio con GLOBAL-STAR), un po' perché la copertura della rete di terra è sufficiente per le esigenze quotidiane della maggior parte degli utenti, e molto, forse, perché le dimensioni eccessive di questi telefoni vanno contro l'attuale tendenza di mercato, che richiede telefonini sempre più piccoli, maneggevoli e "alla moda". Questo ha portato al fallimento di IRIDIUM, che è stato rilevato dalla Difesa americana, come complemento ai sistemi di comunicazione specificamente militari. E, a meno di sostanziali nuovi sviluppi, anche per le FFAA del nostro paese la telefonia cellulare via satellite non potrà essere altro che un complemento ai sistemi militari dedicati; se si vorrà dotarsi di tali sistemi (e certamente per un soldato in area di operazioni il telefono cellulare è molto utile), l'unica via percorribile sarà l'acquisizione di servizi presso gli operatori commerciali.

## Allegato 1: Il Sistema SICRAL

In questo allegato si descriverà il sistema SICRAL, comprensivo del satellite e del segmento di terra. Questa descrizione può fornire una traccia utile anche per i sistemi di comunicazione futuri, nei quali potrà esserci un diverso bilanciamento delle risorse in base a nuove esigenze, ma difficilmente si avranno cambiamenti rivoluzionari, almeno nell'arco di qualche decennio.

### Il satellite

#### *Informazioni generali*

Posizione orbitale: Orbita geostazionaria (circolare, equatoriale a circa 36 000 km d'altezza) a 16,2° E di latitudine. La posizione è mantenuta mediante manovre coi razzi RCS (mediamente 4 al mese) con una precisione di  $\pm 0,1^\circ$  sia in longitudine (Manovre Est/Ovest) che in latitudine (Manovre Nord/Sud).

Lancio: Previsto con Ariane 5. Effettuato con Ariane 4 il 7 febbraio 2001 in configurazione di lancio doppio, assieme all'inglese Skynet 4F.

Vita operativa: 10 anni; fattore limitante: il propellente imbarcato. Incrementabili rilassando i requisiti di mantenimento della posizione<sup>2</sup>.

Massa al lancio: prevista in 2500 kg per lancio con Ariane 5. Per il lancio con Ariane 4, meno potente, sono stati imbarcati quasi 100 kg di propellente in più.

<sup>2</sup> Il mantenimento della posizione entro un box di  $\pm 0,1^\circ$  è indispensabile in longitudine, per evitare che il satellite interferisca con quelli vicini. Si può invece consentire una modesta oscillazione in latitudine; in tal caso il satellite descriverebbe in cielo, nell'arco delle 24 ore, una figura a forma di 8. Consentire questa oscillazione complica lievemente il puntamento da terra, ma riduce fortemente i consumi di propellente: le manovre Nord/Sud richiedono consumi di un ordine di grandezza maggiore delle manovre Est/Ovest. La tendenza a spostarsi in latitudine dipende dall'effetto combinato dell'attrazione del Sole e della Luna: scegliendo opportunamente la data in cui si decide di sospendere le manovre Nord/Sud si può far sì che l'effetto combinato dei due corpi si contrapponga quanto più possibile, minimizzando l'oscillazione.

Alcuni satelliti, come gli Inglesi Skynet e i similari satelliti NATO sono lasciati liberamente oscillare di  $\pm 5^\circ$ , sopra e sotto l'equatore. Esperimenti condotti dal CGC SICRAL mostrano che l'inseguimento di tali satelliti è fattibile con l'hardware già esistente a Vigna di Valle; potrebbe però essere opportuno effettuare qualche modifica al sistema d'inseguimento automatico. In ogni caso, è necessario uno studio preliminare per una precisa valutazione dei vantaggi e degli svantaggi e per scegliere la data in cui sospendere le manovre Nord/Sud.

### La carrozza<sup>3</sup>

Stabilizzazione a tre assi. L'assetto in beccheggio (*pitch*) è assicurato mediante ruote d'inerzia<sup>4</sup>, quello sugli altri assi tramite i razzi di controllo. L'assetto viene verificato mediante sensori di terra infrarossi (IRES), che “vedono” il bordo della terra; in casi particolari si utilizzano sensori inerziali (*laser gyro*) e di sole. Di norma, il controllo è effettuato dal computer di bordo.

Propulsione: il sistema propulsivo è costituito dal razzo di apogeo, impiegato per la messa in orbita e poi disattivato, e dai razzi di controllo (RCS), utilizzati sia per il controllo assetto che per la propulsione. Tutti questi razzi sono azionati da propellenti liquidi (monometilidrazina e tetrossido d'azoto) e sono pressurizzati con azoto compresso. Poiché il sistema propulsivo, su SICRAL, viene impiegato anche per il controllo assetto, si parla di “Sistema integrato di controllo assetto” (SICS).

- <sup>3</sup> La *carrozza* di un satellite è costituita dalla struttura e dai seguenti sottosistemi:
- sottosistema di controllo assetto;
  - sottosistema propulsivo;
  - sottosistema di potenza elettrica;
  - sottosistema di controllo termico;
  - sottosistema di telemetria, comando e controllo (TT&C).

Il *payload* o carico utile è costituito dagli apparati per assolvere alla missione specifica del satellite e dipende dai suoi compiti (se di telecomunicazione, di osservazione della terra, o scientifico, astronomico, ecc.), ed è comprensivo dell'elettronica e degli apparati esterni (antenne, strumentazioni scientifiche, sensori di osservazione, ecc.).

In definitiva, la *carrozza* ha funzione di supporto per il *payload*; esiste di solito una certa integrazione tra i due complessi: ad esempio, nei satelliti di telecomunicazione il sottosistema di TT&C può essere integrato nel *payload* (è questo il caso del SICRAL).

<sup>4</sup> Un satellite per telecomunicazioni deve mantenere le antenne puntate verso terra. Di conseguenza, deve ruotare costantemente arrivando a effettuare una rotazione completa su se stesso ogni giorno. Vi è pertanto a bordo una ruota (*Reaction Wheel*) che gira a velocità costante: il satellite ruota dalla parte opposta per reazione. Una variazione nella velocità della ruota consente di correggere eventuali piccoli disturbi in assetto. Perturbazioni cumulative possono portare la ruota ad acquisire una velocità eccessiva; in tal caso, si procede alla manovra di *desaturazione*: della ruota: questa viene riportata alla velocità nominale mentre l'assetto viene assicurato mediante i razzi di controllo (RCS). I razzi vengono anche impiegati sporadicamente per eliminare eventuali variazioni di assetto sugli altri assi.

Produzione di energia elettrica mediante due pannelli solari rotanti in modo da essere costantemente illuminati; forniscono 3000 W a inizio vita (i pannelli solari si degradano nel tempo). Durante le eclissi l'energia è fornita da batterie al nichel-idrogeno; l'energia richiesta sia dai sottosistemi di bordo che dal carico utile arriva al massimo a 1500 W. Durante le eclissi sono disponibili 900 W, per cui il servizio in tali periodi deve essere limitato.

Controllo termico essenzialmente passivo (coperte termiche multistrato, specchietti riflettenti, vernice nera); presenti numerosi tubi di calore, per la distribuzione della temperatura interna, minimizzando i gradienti di temperatura. Quando necessario (particolarmente in eclissi) vengono attivati riscaldatori elettrici. Il sottosistema garantisce un margine minimo di 10° rispetto alle temperature nominali di funzionamento.

TT&C in banda EHF (20-44 GHz) con protezione del telecomando mediante modulazione *spread spectrum* e cifratura. In emergenza è utilizzabile la banda S in chiaro; il satellite dispone di una piccola antenna (*fill-in antenna*) sul lato superiore che assicura le comunicazioni in banda S in qualunque assetto, anche a satellite rovesciato. I comandi possono essere eseguiti immediatamente o memorizzati nel computer di bordo per poi essere eseguiti ai tempi previsti: il sistema inoltre riceve e ritrasmette a terra i segnali di *ranging*,

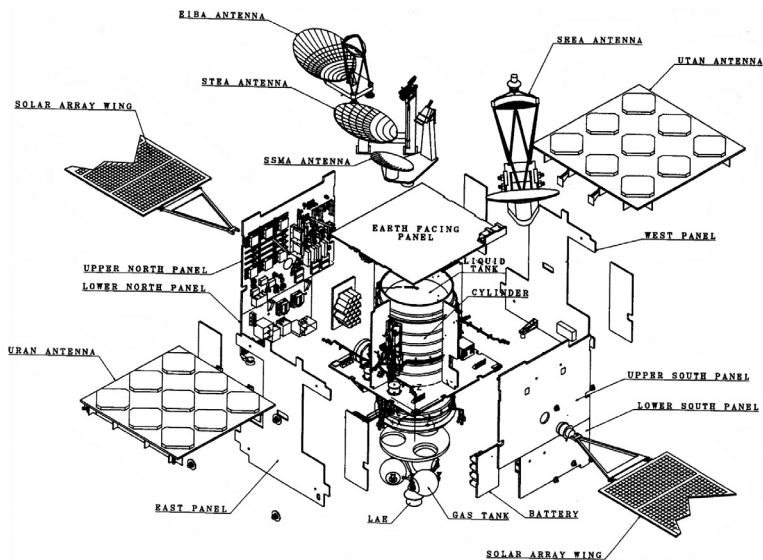


Figura 1. Rappresentazione schematica del Satellite SICRAL (Cortesia Alenia Aerospazio).

impiegati per l'individuazione della posizione del satellite. Il sistema di TT&C in banda EHF utilizza essenzialmente gli apparati del carico utile.

### Il *Payload*

Il carico utile del SICRAL pesa 450 kg ed è costituito da 3 “pacchi” (si preferisce questo termine alla parola trasponditori in quanto, date le multiple interconnessioni, essi non sono trasponditori nel senso classico). In ogni caso, il sistema è “trasparente”, vale a dire il segnale non è elaborato o rigenerato a bordo, salvo che per la conversione in banda. I pacchi sono:

Pacco EHF (RX 44 GHz, TX 20 GHz), che fa capo a due antenne:

- Antenna parabolica a doppio riflettore (diametro riflettore principale 1 m) e singolo *feed* TX/RX con copertura italiana;
- Antenna a tromba TX a 20 GHz con copertura emisferica (trasmissione comunicazioni e *beacon*);
- Antenna a tromba RX con copertura emisferica (ricezione comunicazioni).

Il pacco EHF è interconnesso con quello SHF. La conversione di frequenza avviene quindi da 44 GHz a 8 GHz in RX e da 8 GHz a 20 GHz in TX. Anche telecomandi e telemetria passano attraverso tale conversione (la funzione di TT&C è possibile anche in banda SHF). Il pacco è quindi costituito da:



Figura 2. Coperture in banda EHF Italiana e globale (Cortesia Alenia Aerospazio).

- *Low Noise Amplifier* (LNA) a 44 GHz con convertitore a 8 GHz;
  - Trattamento del segnale a 8 GHz in comune col pacco SHF;
  - Convertitore da 8 GHz a 20 GHz per la trasmissione.
  - *Travelling Wave Tube Amplifier* (TWTA) a 20 GHz da 32 W.
- Pacco SHF (RX 8 GHz, TX 7 GHz), che fa capo a tre antenne:
- Antenna RX parabolica a doppio riflettore (diametro riflettore principale 1,2 m) tipo BFN (*Beam Forming Network*), in cui la copertura è ottenuta mediante sintesi di 11 fasci. I singoli fasci possono essere spenti rimodellando la copertura, ad esempio per escludere un disturbatore proveniente da una zona;
  - Antenna TX parabolica (diametro 1 m) con doppio *feed*, a doppia copertura (europea e mediorientale). Le due coperture possono essere alternative o contemporanee;
  - Antenna RX/TX parabolica orientabile (diametro 0,7 m), motorizzata, puntabile su qualsiasi punto dell'emisfero visibile.
- I principali componenti sono:
- LNA a 8 GHz;
  - Sezione a frequenza intermedia con matrice a 8 GHz, in comune col pacco EHF e interconnessioni con il sottosistema di TT&C e con il pacco UHF. I guadagni sono selezionabili;
  - *Solid State Power Amplifier* (SSPA) da 13 W.

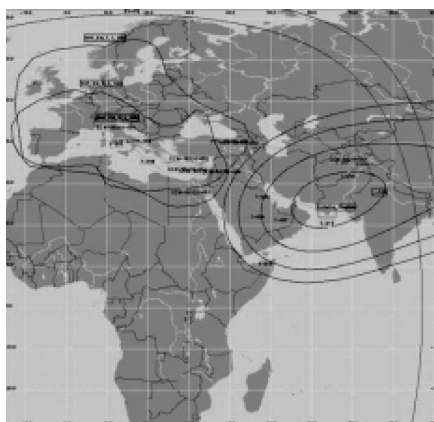
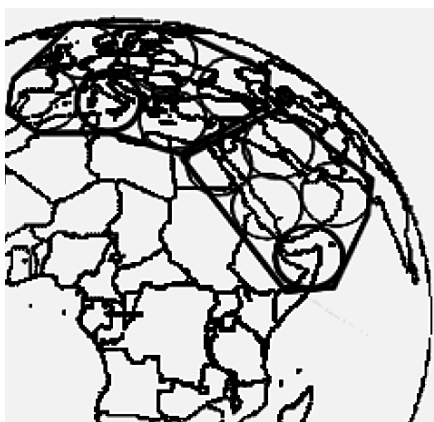


Figura 3. A sinistra, rappresentazione schematica della copertura in SHF realizzata mediante *Beam Forming Network* (Cortesia Alenia Aerospazio). A destra, rappresentazione da una *Workstation* del CGC SICRAL che evidenzia la copertura realizzata con lo Spot mobile.





Figura 4. Copertura in banda UHF (Cortesia Alenia Aerospazio).

Pacco UHF (RX 293-308 MHz, TX 252-267 MHz), che fa capo a due antenne:

- Antenna RX planare quadrata (2,25 m di lato) con 9 elementi radianti, copertura globale;
- Antenna TX planare quadrata (2,50 m di lato) con 9 elementi radianti, copertura globale.

I principali componenti sono:

- LNA a 300 MHz;
- Convertitori da UHF a SHF e da SHF a UHF;
- *Crosstrap* coi ripetitori SHF ed EHF;
- SSPA da 80 W.

## Le reti instaurabili dal sistema SICRAL

Il sistema SICRAL è stato concepito per adattarsi alle esigenze del momento. È possibile quindi instaurare varie tipologie di reti a seconda delle richieste, dei vari tipi di terminali interessati e delle aree geografiche in cui questi si trovano. In dettaglio, si possono instaurare i seguenti tipi di collegamento:

### *Rete SHF/EHF FDMA PAMA*

È un collegamento punto a punto, secondo la classica metodologia delle comunicazioni via satellite. Questo tipo di collegamento è Preassegnato (PA-



MA: *Pre-Assigned Multiple Access*): l'utente richiede di disporre del collegamento tra due terminali SHF o EHF (oppure, tra un terminale e il Centro di Vigna di Valle) per un certo periodo a partire da una determinata data. Il collegamento viene instaurato in modo permanente per tutto il periodo richiesto; gli viene assegnata una portante su una frequenza (FDMA: *Frequency Division Multiple Access*) in cui l'utente può affasciare un gran numero di comunicazioni telefoniche/dati; la larghezza di banda è sufficiente per supportare la videoconferenza.

In questa modalità, i terminali funzionano da centralini telefonici: ad essi può far capo una rete locale, ad esempio vari utenti su di una nave, o vari telefoni campali e computer portatili in un'area di operazioni. Se il collegamento viene instaurato tra un terminale e il CGC SICRAL, l'utente può accedere all'intera Rete Numerica Interforze (RNI). È possibile stabilire connessioni trasparenti, a fasci EUROCOM e PCM CCITT, da 64 a 2048 kbps.

#### *Rete SHF/EHF CDMA PAMA*

Questa rete è praticamente identica alla precedente salvo che utilizza una tecnica di modulazione basata su codici, che consente di utilizzare una tecnica a *spread spectrum* che assicura una miglior protezione della comunicazione. Questo tipo di comunicazione è stato richiesto dalla Marina; la rete può essere estesa a tutti i terminali dotati di modem CDMA, vale a dire i terminali SHF navali.

#### *Rete SHF/EHF SCPC DAMA*

È un collegamento commutato, secondo la logica tipica delle reti telefoniche terrestri. Questo collegamento è su domanda (DAMA: *on Demand Assigned Multiple Access*): ogni utente ha un numero telefonico; se compone il numero di un altro utente la richiesta viene inoltrata su un canale di servizio e, se l'utente chiamato è disponibile (cioè non è spento o "occupato") gli viene assegnata una portante e viene creato un canale di comunicazione che dura fino a che uno dei due interlocutori non interrompe la comunicazione (SCPC: *Single Channel Per Carrier*). Questo sistema è molto elastico: ogni utente può comunicare con ogni altro utente del mondo SCPC, e al satellite vengono sempre richieste solo le risorse per tenere in funzione la rete, mentre le risorse per gestire la comunicazione stessa sono chieste solo per il tempo in cui tale comunicazione ha luogo, a differenza dei collegamenti in FDMA, in cui le portanti devono essere mantenute anche quando l'utente non ha comunicazioni in corso.

I canali SCPC hanno però una capacità limitata (da 32 a 64 kbps), e quindi in essi l'utente può affasciare solo fino a tre comunicazioni telefoniche o da

ti; però, questo tipo di comunicazioni sono possibili anche con piccoli terminali *manpack* SHF.

#### *Rete a stella SHF/EHF - UHF TDMA DAMA*

È una rete di tipo tattico, in cui da un lato si ha un terminale UHF (terrestre, navale o avionico) e dall'altro il CGC SICRAL che funge da centro stella e smista la comunicazione verso l'utente interessato; questo ultimo può essere un numero della RNI o un terminale SHF o EHF. La comunicazione avviene mediante assegnazione agli utenti di uno *slot* temporale (TDMA: *Time Division Multiple Access*) a ogni richiesta dell'utente (è un sistema DAMA, come lo SCPC).

In pratica, il CGC SICRAL trasmette in continuazione segnali per il funzionamento della rete su un apposito canale detto di *Order Wire*. I terminali degli utenti, che possono essere di diversa complessità (ad esempio, quelli navali possono essere collegati a vari utenti dislocati sulla nave) e (salvo i *manpack*) possono essere usati anche come radio non satellitari, richiedono l'accesso alla rete tramite una semplice operazione di *log-in* (ad esempio, su un terminale avionico si seleziona uno dei 20 canali memorizzati). Il CGC SICRAL assegna all'utente UHF lo *slot* temporale e stabilisce la connessione; è possibile il collegamento in fonia e dati, secondo le modalità proprie di ogni terminale (ad esempio, da un aereo si usa il *push to talk* come per le comunicazioni normali e secondo le stesse modalità). La comunicazione bi-direzionale tra CGC SICRAL e satellite è assicurata mediante un apposito canale EHF o SHF detto di *feeder link*. Tramite instradamento terrestre dal CGC SICRAL, la comunicazione può essere stabilita con qualsiasi utente della RNI, per cui, ad esempio, un comando può parlare con aerei o pattuglie in zone di operazioni remote e viceversa. A seconda dei terminali, la comunicazione può avvenire su canali da 5 a 25 kHz, con bit rate da 75 bps a 16 kbps.

#### *Rete a maglia UHF - UHF TDMA DAMA*

Questo tipo di rete è analoga come modalità operativa alla precedente, ma il collegamento viene instaurato tra due terminali UHF. La gestione di questo collegamento (cioè il *feeder link* col satellite per tenere in piedi il canale di *order wire*) può essere effettuato da un terminale SHF navale o trasportabile, direttamente nella zona di operazioni.

#### *Rete UHF - UHF non TDMA*

È possibile il collegamento contemporaneo tra più terminali UHF; tale collegamento, però, non è sincronizzato: uno parla e tutti gli altri ascoltano. Il collegamento va quindi gestito a voce tra gli utenti, che devono parlare a turno.

### *Broadcasting aeronavale EHF-UHF*

È possibile inviare comunicazioni d'emergenza da terra a tutti i terminali UHF: si tratta di una comunicazione unidirezionale che da terra viene trasmessa al satellite tramite un canale EHF del CGC SICRAL e dal satellite è diffuso in UHF a tutti i terminali in rete.

### **Capacità di traffico**

La capacità di traffico del SICRAL non è definibile a priori, in quanto il numero di utenti collegabile varia in funzione del tipo di connessione prescelta tra i tre trasponditori del satellite (cioè quello EHF, quello SHF e quello UHF), della modalità d'accesso impiegata e anche dalla dislocazione dei terminali, che definisce la potenza richiesta al satellite.

Per quanto riguarda la banda, alle funzioni di RX e TX sono state assegnate le seguenti canalizzazioni:

EHF: 16 canali da 62,5 MHz lordi (50 MHz netti), ripartiti in due sottobande;

SHF: 8 canali da 62,5 MHz lordi (50 MHz netti);

UHF: 15 canali da 25 kHz lordi (15 kHz netti), ripartiti in 3 sottobande.

Il *payload* del satellite può ricevere contemporaneamente, nelle bande EHF e SHF, al massimo 8 canali da 50 MHz di banda utile; di questi, 4 possono essere trasmessi in EHF (con al massimo 2 canali per semibanda) e 4 in SHF. Può inoltre ricevere, sempre in EHF o in SHF, 15 canali da 25 kHz ripartiti in tre sottobande da ritrasmettere in UHF, nonché ricevere in UHF 15 canali da 25 kHz lordi e ritrasmetterli in EHF o in SHF. Può infine ricevere un canale di telecomando in EHF o SHF (in cui può essere inserito il *broadcasting aeronavale*), trasmettere un canale di telemetria in EHF e un segnale di *beacon* sia in EHF che in SHF.

In ognuno di questi canali possono essere affasciate più comunicazioni, in base alle capacità dei terminali e al tipo di comunicazioni (in chiaro o in modalità protetta). Inoltre, il tipo di terminali e la loro dislocazione impatta sulla potenza disponibile sul satellite; ad esempio, un *manpack* SHF richiede un maggior impegno di potenza sul satellite che un terminale trasportabile.

## 4.2. Osservazione

### 4.2.1. *Cenni storici*

Anche l'osservazione delle forze nemiche è un'esigenza primaria, tanto che l'Aeronautica degli Stati Uniti aveva segretamente stipulato un contratto per la realizzazione dei primi satelliti di osservazioni, poi lanciati sotto il nome di *Discoverer*, prima ancora del lancio dei primi satelliti scientifici. Fin dall'inizio, furono chiari alcuni limiti operativi intrinseci ai satelliti di osservazione ottica, gli unici che furono per molti anni disponibili:

- l'osservazione è possibile solo di giorno, in buone condizioni di illuminazione e in condizioni meteorologiche soddisfacenti;
- per avere una risoluzione soddisfacente (cioè, per poter vedere oggetti abbastanza piccoli) occorre essere quanto più possibile vicino all'oggetto da osservare. Quindi bisogna stare in orbite piuttosto basse, che comportano un rapido movimento rispetto al suolo, lo sporadico passaggio sul sito da osservare e lunghe attese per avere un secondo passaggio favorevole;
- Maggiore è il campo visivo, minore è la risoluzione ottenuta;
- Il puntamento del bersaglio, e quindi il controllo d'assetto del satellite, è un elemento chiave per il compimento della missione.

A questi vincoli si aggiunse il fatto che, dato lo stato infantile dell'elettronica all'epoca, l'unico mezzo efficace per memorizzare immagini ad alta risoluzione era la pellicola, che quindi andava in qualche modo recuperata.

La soluzione prescelta all'epoca fu l'inserimento di satelliti in orbita molto bassa (altezze tra 150 e 200 km) il che, a causa della resistenza dell'aria ancora sensibile a quelle quote, comportava una vita del satellite molto breve (una o due settimane), dopo di che la resistenza aerodinamica provocava il rientro del satellite; la breve durata della missione non costituiva un problema serio, in quanto bisognava comunque recuperare la pellicola, cosa che gli americani effettuarono inserendola in piccole capsule di rientro, mentre i sovietici preferirono recuperare l'intero veicolo: i primi satelliti di ricognizione sovietici furono, semplicemente, delle astronavi *Vostok* come quelle che portarono in orbita i primi cosmonauti, attrezzate con apparecchiature fotografiche.

La breve durata della missione che consentiva, al massimo, due o tre passaggi su siti di potenziale interesse per la ricognizione, complicata dal fatto che questi satelliti potevano osservare sulla verticale e dal ristretto campo visivo, imponeva l'effettuazione di un gran numero di lanci: in certi periodi i sovietici effettuarono quasi un lancio al giorno. Nonostante questi problemi e i limiti imposti dalla tecnologia dell'epoca, grazie alla bassa quota fin dagli inizi fu possibile ottenere risoluzioni dell'ordine del metro. Per evitare di sprecare

preziosa pellicola fotografando siti coperti dalle nubi, furono altresì realizzati satelliti meteorologici specificamente dedicati a compiti militari.

Col progredire della tecnica, i satelliti di osservazione divennero sempre più complessi e pesanti, dotati di ottiche sempre più raffinate e con la capacità di mantenere il puntamento sul sito da osservare durante il moto del satellite per evitare che l'immagine risultasse "mossa", nonché capaci di osservare lateralmente (nel qual caso, però, la risoluzione peggiorava). Si iniziò a sviluppare le pellicole a bordo, scandagliando le immagini con dei laser e inviando a terra l'informazione in forma digitale; col progredire della tecnica televisiva, si passò a sistemi misti (fotografia e telecamere) e, infine, all'uso delle sole telecamere digitali.

A partire dagli anni '80, gli americani impiegano grandi satelliti di notevole peso, dotati di telescopi di notevole potenza e imbarcanti elevati quantitativi di propellente. I KH-11 americani pesavano 13,5 tonnellate, avevano telescopi con un diametro di 2,3 m con una risoluzione riportata in letteratura di 15 cm, ma, secondo varie fonti, decisamente migliore. Poco si sa degli attuali KH-12, il cui peso sarebbe salito a 16,5 tonnellate; si dice che la loro risoluzione sia dell'ordine del centimetro. Le orbite polari (o quasi) consentono a questi satelliti di osservare tutto il pianeta; le orbite sono ellittiche (inizialmente circa 250 km di perigeo e 550-600 km di apogeo; nei modelli più recenti il perigeo si è abbassato fino a 150 km e l'apogeo innalzato anche a 900 km), cosa che consente loro di passare buona parte del tempo a quote dove la resistenza dell'aria è bassa, mentre le riprese possono essere effettuate a bassa quota, incrementando la risoluzione. Le notevoli scorte di propellenti consentono sia il mantenimento della quota orbitale, compensando il decadimento orbitale causato dall'atmosfera, sia di conferire una capacità di manovra per dare flessibilità in particolari situazioni. Le risoluzioni sono ovviamente classificate, ma l'ordine di grandezza è quello del centimetro.

In campo civile, nel 1972 la NASA lanciava il *Landsat 1*, capostipite dei cosiddetti satelliti per risorse terrestri (in generale, l'attività di osservazione della terra è chiamata "telerilevamento"). Dal punto di vista militare, le risoluzioni erano poco interessanti: circa 40 m; ma questo satellite introduceva una novità importante: la capacità multispettrale; poteva cioè effettuare riprese in varie lunghezze d'onda separatamente. L'immagine poteva poi essere ricostruita a falsi colori, attribuendo cioè un colore convenzionale a determinate bande di frequenza (per esempio, di solito nelle immagini a falsi colori la vegetazione compare con varie sfumature di rosso). Questa tecnica consentiva di distinguere le varie tipologie di terreno e di culture, e persino di distinguere la vegetazione sana da quella malata; si cominciò così a parlare, oltre che

di risoluzione geometrica, di risoluzione spettrale. Si cominciò a capire che, dallo spazio, non si potevano solo individuare le strutture militari dei propri avversari, ma anche valutarne la disponibilità di risorse e la produzione e quindi, in definitiva, si poteva valutarne l'andamento dell'economia.

Nel 1986 i francesi lanciavano il primo satellite della serie *Spot*, le cui immagini venivano rese disponibili sul mercato, commercializzate dalla società *Spotimage*. Questo satellite aveva una minor risoluzione spettrale degli americani *Landsat*, ma aveva una miglior risoluzione geometrica e poteva lavorare anche nel cosiddetto modo pancromatico: sovrapponendo le varie bande si otteneva un'immagine in bianco e nero che aveva una risoluzione dell'ordine dei dieci metri, e quindi già d'interesse militare. Per la prima volta, quindi, anche le nazioni che non disponevano di satelliti propri potevano acquistare sul mercato immagini d'interesse militare; possibilità che è andata crescendo nel tempo, specie dopo la caduta dell'Unione Sovietica, quando hanno cominciato ad essere disponibili sul mercato immagini di risoluzione metrica, riprese dai satelliti militari russi.

I satelliti per risorse terrestri (*Remote Sensing*) adottarono anche delle orbite particolarmente interessanti: le orbite eliosincrone. Si trattava di orbite quasi polari (quindi, da cui si può osservare l'intero pianeta) in cui quota orbitale e inclinazione del piano orbitale erano scelti con particolari criteri, in modo che le perturbazioni create dalla non sfericità della terra "trascinassero" il piano orbitale del satellite, assicurando la medesima condizione d'illuminazione per tutto l'anno: questi satelliti sincronizzati sul sole passano su una data latitudine sempre alla stessa ora locale (vedi Allegato 1 al Cap. 4.4). *Spot 1* introduceva poi un nuovo dispositivo: uno specchio orientabile che consentiva di osservare lateralmente, al contrario dei *Landsat* che potevano osservare solo sulla loro verticale. Sebbene l'osservazione laterale fosse più o meno degradata in quanto a risoluzione, questo sistema incrementava sensibilmente la frequenza di osservazione (il cosiddetto "*revisit time*"). A causa della rotazione terrestre, un satellite in orbita polare può, al massimo, passare sullo stesso esatto punto una volta al giorno; e questo solo se posto in un'orbita sincronizzata con la rotazione terrestre (si parla di "orbita risonante"), il che comporta che per parte dell'anno vi passerebbe in condizioni di luce sfavorevoli (ad esempio, all'alba e al tramonto). Un satellite eliosincrono, essendo sincronizzato col sole e non con la rotazione terrestre, si sposta rispetto al suolo quotidianamente e quindi ripassa più raramente sullo stesso esatto punto (in genere, circa una volta al mese). La capacità di osservazione laterale consente di osservare più spesso lo stesso sito; in media, tre giorni su cinque (sempre una volta al giorno, naturalmente).

Tutti i sistemi di osservazione ottica, comunque, consentono di osservare la terra solo di giorno e in condizioni meteorologiche soddisfacenti. L'uso di altri sensori, in particolare di quelli operanti nell'infrarosso, permette anche l'osservazione notturna, ma la loro risoluzione è di un ordine di grandezza peggiore di quelli diurni; e rimane comunque il vincolo delle condizioni meteorologiche favorevoli. Una statistica meteorologica mostra che in certe aree geografiche particolarmente sfortunate e tenuto conto del rarefatto passare dei satelliti, l'osservazione è quasi impossibile: *Spot 1* ha impiegato tre anni, prima di riuscire a riprendere la base di Kourou. Dal punto di vista militare, quindi, la ricerca di sistemi di osservazione con capacità ognitempo è un requisito fondamentale. Il radar ad apertura sintetica (SAR) appariva, ed appare, la soluzione ideale.

Installato su un mezzo volante o spaziale, durante il movimento il SAR "spazza" una lunga strisciata di terreno e sovrappone i segnali raccolti con angoli diversi a seguito del moto. Questa sovrapposizione dei segnali consente di ottenere risoluzioni notevoli: si comporta come se avesse un'antenna con chilometri di apertura. Quando il sistema fu sperimentato, si trovò però che le immagini ottenute erano diverse da quelle ottenute con sistemi ottici: le irregolarità del terreno riflettevano i segnali con gli angoli più disparati creando confusione, e il gioco dei chiari e scuri dipendeva dalle diverse proprietà riflettenti dei materiali nella banda radar e non dall'illuminazione. Fin dai primi esperimenti si trovò però che sull'acqua, che è un materiale omogeneo, le immagini erano molto più chiare e facilmente interpretabili; pertanto, il primo satellite utilizzante un sensore SAR fu il *Seasat* della NASA che, lanciato nel 1978, fornì immagini di qualità impressionante. Di conseguenza, i primi satelliti militari muniti di SAR furono dedicati alla Sorveglianza Oceanica, per osservare le navi e seguirne i movimenti.

Sfortunatamente, i radar richiedono una potenza elevata; oltretutto, maggiore è la quota e maggiore è la potenza richiesta: i primi satelliti sovietici per sorveglianza oceanica imbarcavano un generatore nucleare per alimentare il radar. Poiché le basse quote comportavano che la pur debole resistenza dell'aria ne avrebbe provocato il rientro in pochi anni, al termine della loro vita operativa questi satelliti manovravano per portarsi a quote più alte (oltre i 500 km), che avrebbero assicurato loro una vita di alcuni secoli. L'Unione Sovietica ha quindi lasciato ai nostri pronipoti la pesante eredità di recuperare queste macchine radioattive, per evitare la loro ricaduta sulla terra. Inevitabilmente, prima o poi la manovra doveva non riuscire: nel gennaio 1978 il satellite *Cosmos 954* rimase in orbita bassa e precipitò in Canada, fortunatamente in un'area disabitata, causando un incidente internazionale. Secondo le leggi



internazionali (vedi Cap. 3), l'URSS finì col pagare i danni. Fu allora adottato un nuovo sistema: il *core* radioattivo veniva sfilato dal reattore, e solo questo veniva spostato in orbita più alta; in caso di avaria del sistema di trasferimento, precipitando senza protezione si sarebbe disintegrato nell'atmosfera. Ciò avvenne puntualmente con il *Cosmos 1402* nel 1982; sebbene il *core* si fosse effettivamente disintegrato sull'oceano, l'opinione pubblica non ritenne accettabile che un carico di plutonio si vaporizzi nell'atmosfera. Con la caduta dell'Unione Sovietica questa serie di satelliti fu abbandonata.

Successivamente, i satelliti muniti di SAR, sia militari (come l'americano *Lacrosse*) che civili (come gli europei ERS) sono stati impiegati sia su terra ferma che su mare, essendo di molto migliorata sia la qualità dei sensori che il metodo di elaborazione delle immagini; l'energia viene fornita da pannelli solari, eventualmente supportati da batterie, con la tecnica indicata nel seguito.

#### 4.2.2. *Le attività in Europa*

Agli inizi degli anni '90, i paesi dello UEO decisero di dotarsi di un sistema di osservazione da satellite, completo di satelliti, Centro Controllo Satelliti, stazioni di terra e un centro di elaborazione dati da installare a Torrejon, in Spagna. Fino ad allora, i sistemi di osservazione dallo spazio erano stati eminentemente strategici, e quindi mirati ad osservare basi, infrastrutture, ecc. con alte risoluzioni; la proposta UEO (per quanto ufficialmente di un sistema per uso civile e pacifico) doveva avere anche capacità tattiche, unendo all'alta risoluzione una capacità ognitempo e un'elevata frequenza di passaggi, consentendo di osservare un determinato sito od oggetto con una frequenza dell'ordine delle sei ore. L'osservazione andava effettuata con sistemi sia ottici che SAR, entrambi con capacità multispettrale, e con sensori infrarossi per osservazione notturna. Il requisito era molto stringente e il suo soddisfacimento richiedeva la realizzazione di una costellazione di satelliti ampia e sofisticata.

Fu condotto uno studio durato circa tre anni, che concluse che per soddisfare il requisito occorreavano due satelliti ottici con sensori multispettrale e IR, tre satelliti dotati di SAR, due satelliti geostazionari DRS per la trasmissione dei comandi ai satelliti e quella dei dati verso terra, nonché un numero imprecisato di piccoli satelliti per l'osservazione di obiettivi specifici. I satelliti ottici, costituiti da un potente telescopio analogo al telescopio spaziale *Hubble* della NASA, avrebbero dovuto essere posti in orbita eliosincrona *near noon* (con passaggi cioè circa un'ora prima o dopo il mezzogiorno locale, quando c'è molta luce e le ombre sono abbastanza lunghe da permettere di ottenere immagini nitide), e avrebbero dovuto essere dotati anche di un sensore IR per l'osservazione notturna. I satelliti SAR avrebbero dovuto avere antenne su entrambi



i lati (i sensori SAR possono osservare solo lateralmente, vedi Appendice 1) ed essere posti in orbita eliosincrona *dawn dusk* (cioè sulla linea che separa il giorno dalla notte), in modo da avere i pannelli solari costantemente illuminati dal sole. I piccoli satelliti, in versione ottica e SAR, avrebbero dovuto poter essere rapidamente immessi in orbita con piccoli lanciatori, in modo da poter essere posti in orbita risonante su determinati obiettivi, vale a dire in un'orbita che consenta di passare esattamente su di essi ogni giorno.

Lo studio fu completato da vari altri studi su temi specifici e con esperimenti, condotti sia tramite simulazioni che con osservazioni da aereo, in particolare con sensori SAR. Tra gli studi, fu valutata la problematica della fusione di dati provenienti da satelliti diversi; dato che i piccoli satelliti avevano caratteristiche di risoluzione più limitate rispetto ai grandi, una possibilità considerata era di effettuare l'identificazione dei bersagli con i satelliti maggiori e poi seguirne gli eventuali spostamenti con quelli piccoli. Furono effettuati diversi incontri con gli utenti nazionali del sistema; ne emerse tra l'altro che i foto interpreti, abituati alle immagini fotografiche in bianco e nero, apprezzavano poco le immagini a falsi colori ed erano confusi da quelle fornite dai sensori SAR.

Mentre si effettuavano questi studi, Francia, Italia e Spagna si erano associati per la realizzazione, il lancio e l'utilizzo del satellite HELIOS. Questi era un satellite ottico con risoluzione metrica; andava posto in orbita eliosincrona *near noon*, aveva capacità di osservazione laterale mediante basculamento del satellite e poteva anche basculare in senso longitudinale, osservando un determinato obiettivo per tempi più lunghi in modo da migliorare la risoluzione dell'immagine. Sebbene HELIOS fosse ben più limitato della costellazione di satelliti proposti per lo UEO, era sufficiente per soddisfare le esigenze dei tre paesi interessati e costituiva, soprattutto, una soluzione molto più economica. I costi esorbitanti del sistema UEO portarono alla decisione di realizzare il solo centro di Torrejon, che avrebbe lavorato su dati acquistati da HELIOS e dai satelliti commerciali che iniziavano a diffondersi, specie dopo il crollo dell'Unione Sovietica.

HELIOS 1A fu lanciato nel 1995: il controllo del satellite era ed è francese, e ognuna delle tre nazioni coinvolta nel programma ha sul proprio territorio una stazione di ricezione dati e un centro di elaborazione delle immagini ottenute; per l'Italia, la ricezione immagini è a Matera e l'elaborazione finale con produzione dei relativi dossier avviene al CITS HELIOS (Centro Interforze Telerilevamento Satellitare) nell'Aeroporto di Pratica di Mare. La gestione di un programma che coinvolge più nazioni è complesso: i tre centri nazionali di elaborazione sono collegati in rete, e ogni mattina effettuano una valutazione della possibile missione attuabile il giorno successivo, tenuto conto della posi-

zione orbitale del satellite e delle richieste; se vi sono conflitti tra dette richieste, questi vengono discussi e appianati nel pomeriggio dai delegati delle tre nazioni a Parigi. Durante la notte, quando il satellite è in vista della stazione di telecomando a Tolosa, le istruzioni relative alla missione vengono inviate al satellite e memorizzate a bordo, e il giorno dopo il satellite effettua il suo compito, scaricando i dati in diretta, se in vista sia del sito da osservare che di una stazione di terra, o registrandoli a bordo e scaricandoli quando possibile.

HELIOS ha pienamente soddisfatto le esigenze di *intelligence* italiano; i suoi limiti sono quelli di tutti i satelliti ottici di questo tipo, di cui diamo gli ordini di grandezza per un generico satellite di questa classe (i dati specifici di HELIOS sono ovviamente classificati):

- Tempi lunghi di manovra. Il satellite impiega un certo tempo (anche alcune decine di minuti, a seconda delle caratteristiche del satellite, del suo assetto iniziale e della manovra da effettuare) per basculare da una posizione all'altra e per stabilizzarsi nel nuovo assetto; ciò rende difficile effettuare più osservazioni per orbita, a meno che queste non possano essere effettuate senza cambiare assetto (cioè, i siti da osservare siano sulla stessa strisciata).
- Campo di vista limitato. Per osservazioni a campo largo, su aree quadrate dell'ordine del centinaio di chilometri di lato, la risoluzione è dell'ordine dei dieci metri; per avere una risoluzione metrica l'area osservabile si riduce a un quadrato di poco più di una decina di chilometri di lato.
- La trasmissione dei dati in diretta è possibile solo quando il satellite è in vista contemporaneamente sia del bersaglio che della stazione ricevente; negli altri casi i dati vengono memorizzati a bordo e scaricati quando una stazione di terra "vede" il satellite. Poiché il passaggio dura, nei casi più favorevoli, poco più di una decina di minuti ma può essere molto più breve, possono essere necessari due passaggi su due stazioni successivamente in vista per scaricare interamente il nastro.

Questi vincoli, si ripete, non sono specifici di HELIOS ma sono intrinseci a tutti i satelliti ottici, e si sommano alla necessità di avere condizioni meteorologiche favorevoli. In parte, però, i progressi tecnologici possono ridurre questi limiti; così HELIOS 2 non punta più le zone da osservare muovendo l'intero satellite ma servendosi di uno specchio orientabile, soluzione che non era stato possibile adottare in passato perché, con le tecnologie dell'epoca, lo specchio introduceva deformazioni incompatibili con le risoluzioni richieste.

Nel contempo, anche se il sistema di osservazione europeo non aveva portato alla realizzazione del segmento spaziale, i massicci studi effettuati avevano coinvolto tutte le maggiori industrie europee; di questi studi era inevitabile trarre profitto per altri programmi. In particolare, l'industria italiana era in-

teressata principalmente ai sistemi basati su radar: tra l'altro, aveva lavorato a un SAR operante in banda X, il SAR-X, che era stato sperimentato con successo durante una missione *Shuttle*.

In ambito civile, nascevano in Italia varie proposte relative alla creazione di costellazioni di satelliti di dimensioni contenute, sia ottici che radar, capaci di fornire l'informazione in tempi ragionevolmente brevi dalla richiesta; ciò principalmente per poter reagire rapidamente nel caso di eventi naturali catastrofici. Queste proposte sfociavano nel progetto COSMO-SkyMed, che presentava caratteristiche di risoluzione, tempi di risposta, di reazione e di rivisita decisamente interessanti anche dal punto di vista militare. Nasceva quindi una collaborazione tra Agenzia Spaziale Italiana (ASI) e Amministrazione Difesa (AD) mirante alla realizzazione di un sistema duale civile e militare, realizzato e gestito dall'ASI e aperto all'utenza civile ma che vedeva l'AD come utente privilegiato.

#### 4.2.3. *Il Programma COSMO-SkyMed*

Il nome COSMO-SkyMed è un acronimo per *CO*nstellation of *S*mall *S*atellites for the *M*editerranean basin *O*bservation: il concetto originario era infatti quello di un sistema di osservazione per l'area mediterranea; ma le sue capacità potenziali erano quelle di un sistema globale. Negli anni '90, l'idea era quella di realizzare un sistema interamente italiano, ma poi ci si orientò verso un sistema in cooperazione con la Francia, la cui superiorità nel campo dell'osservazione ottica era fuori discussione, lasciando all'Italia la realizzazione dei satelliti muniti di sensori SAR. Fin dall'inizio questi presentavano una considerevole elasticità, potendo operare in vari modi che variavano dall'osservazione a campo largo e bassa risoluzione a quella a campo stretto e alta risoluzione. Su richiesta AD, questa ultima modalità veniva spinta fino alla capacità sub-metrica su campo strettissimo (5 x 5 km).

Nel 1999 veniva stipulata una convenzione ASI-Difesa per il cosiddetto Progetto "SAR-2000" relativo a "... un'attività di sviluppo tecnologico finalizzato alla progettazione, realizzazione e qualifica di un sensore radar ad apertura sintetica ... in grado di soddisfare sia i requisiti di impiego civile che militare". Successivamente, iniziavano i negoziati con la Francia per la realizzazione di un sistema congiunto, comprendente 4 satelliti muniti di SAR in banda X sotto responsabilità italiana (il sistema COSMO-SkyMed propriamente detto) e 2 satelliti ottici sotto responsabilità francese (sistema PLEIADES). Negli accordi di Torino (29 gennaio 2001) il sistema complessivo veniva indicato col nome ORFEO (*Optical and Radar Federation for Earth Observation*); questi accordi venivano ratificati con la Legge N. 20 del 10 gennaio 2004. La legge fa anche cenno all'accesso ai dati dei satelliti già esistenti o in programma, ma si rimanda

ad accordi specifici. Altri paesi possono associarsi come utenti per le applicazioni civili; in tal senso sono già stati stipulati accordi con l'Argentina.

In pratica, i satelliti COSMO-SkyMed saranno posti sulla medesima orbita eliosincrona *dawn dusk* a  $90^\circ$  l'uno dall'altro e saranno dotati di un'antenna che "guarda" sul lato destro. Con questa disposizione, essi sfileranno sulla stessa latitudine a circa 25 minuti l'uno dall'altro; in questo modo, il campo di osservazione dell'intera costellazione è 4 volte quella di un singolo satellite, in quanto i campi di vista sono uno accanto all'altro. Volendo, ogni satellite può essere fatto ruotare su se stesso in modo di portare l'antenna a guardare sul lato sinistro; in questo modo possiamo avere, ad esempio, che dopo il passaggio di un satellite che "vede" alla sua destra ne passi dopo 25 minuti e alla sua destra un secondo satellite che "guarda" a sinistra, con una certa sovrapposizione tra le aree osservabili. La sovrapposizione è funzione della latitudine; se il sito da osservare è nella posizione giusta, sono così possibili due osservazioni a solo 25 minuti l'una dall'altra. In Allegato 1 sono riportate maggiori informazioni sui sensori SAR in generale e in Allegato 2 sul sistema COSMO-SkyMed in particolare.

I satelliti della costellazione COSMO-SkyMed passeranno attorno alle 0600 di mattina e alle 1800 di sera; attorno alle 1100 passeranno i satelliti ottici della costellazione PLEIADES. Questi saranno disposti a  $180^\circ$  sulla stessa orbita; come tutti i satelliti ottici potranno osservare direttamente sotto di loro; inoltre potranno osservare lateralmente sia a destra che a sinistra; il loro campo di vista sarà quindi maggiore dei satelliti SAR, per cui due satelliti saranno sufficienti, anche se più si osserva lontano dal nadir e più degradata è la risoluzione.

È bene tener presente che l'area effettivamente osservata dipende dal campo di vista del sensore utilizzato, il quale può essere puntato entro l'area osservabile dal satellite, cioè entro il suo orizzonte visibile. Osservare troppo vicino all'orizzonte visibile riduce però la qualità dell'immagine, introducendo deformazioni geometriche e degradando la risoluzione; ciò è vero sia per i sensori ottici che per quelli SAR, anche se i loro limiti sono legati a fenomeni fisici diversi. Per i satelliti PLEIADES, l'osservazione laterale è possibile (sia pure coi limiti sopra indicati) mediante uso di uno specchio orientabile; per i satelliti COSMO-SkyMed l'osservazione è possibile solo entro l'area accessibile dalle antenne, e spostare lateralmente questa area, più lontano verso l'orizzonte visibile, richiederebbe o di poter spostare le antenne o di far rollare l'intero satellite, introducendo comunque una perdita di qualità dell'immagine non accettabile. Questa è la ragione per cui la costellazione comprenderà un numero di satelliti muniti di SAR doppio rispetto a quelli dotati di sensori ottici.

La flessibilità d'impiego dei satelliti muniti di sensori SAR è comunque notevole. Questi sensori avranno la capacità di operare in modalità diverse, ognun-

na caratterizzata da diversi campi d'osservazione e da diverse risoluzioni: modalità *scansar* (con due sottomoduli), modalità *stripmap* (con due sottomoduli) e modalità *spotlight*, ognuna con diverse caratteristiche come meglio dettagliato in Allegato 2; a seconda della modalità, l'area osservabile varia da un massimo di 200 km di larghezza (che è l'intera area osservabile dal sensore) con una risoluzione geometrica di 100 m, a un'area limitata a un quadrato con meno di 10 km di lato ma una risoluzione submetrica. Le antenne sono del tipo *phased-array*, cioè a puntamento elettronico, senza movimenti meccanici delle antenne; è quindi possibile cambiare area osservata (sempre entro la fascia di 200 km) in modo praticamente istantaneo. Vi sono però altri parametri, oltre alla risoluzione geometrica, che determinano la qualità di un'immagine SAR (vedi Allegato 1).

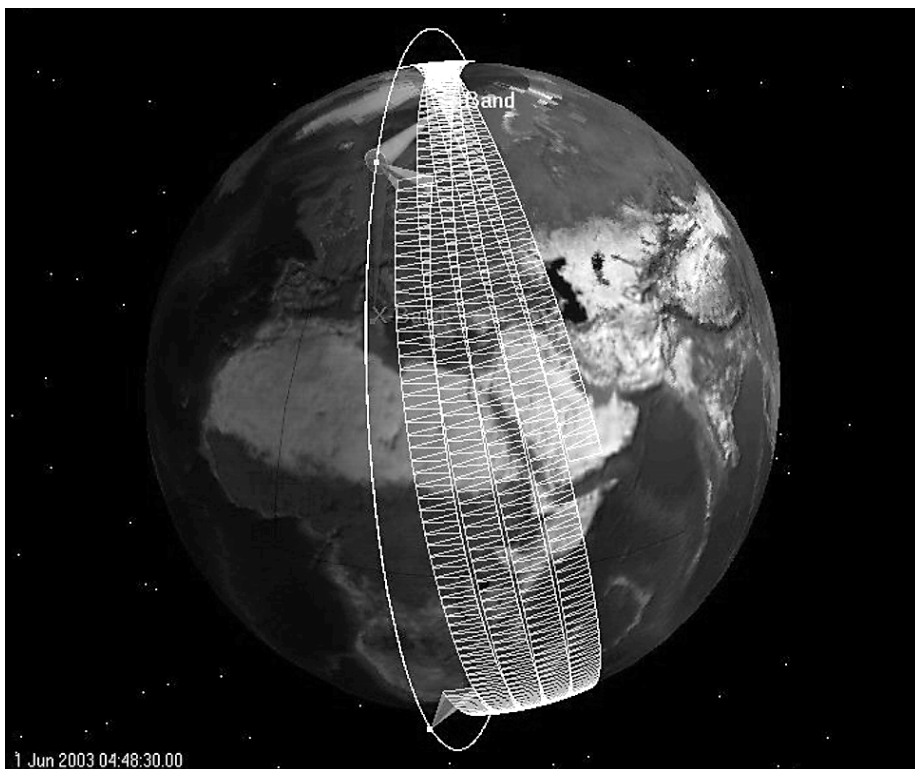


Figura 5. Rappresentazione dell'area osservabile dalla costellazione di satelliti SAR Cosmo-Skymed (due satelliti non sono visibili, in quanto dietro alla terra). Si noti come alle elevate latitudini si ha sovrapposizione tra le aree osservate, il che in alcuni casi può consentire l'osservazione di uno stesso target dopo circa venti minuti. Il satellite in alto è mostrato in collegamento vivo in banda S con la stazione di Kiruna (Cortesia Alcatel Alenia Spazio).

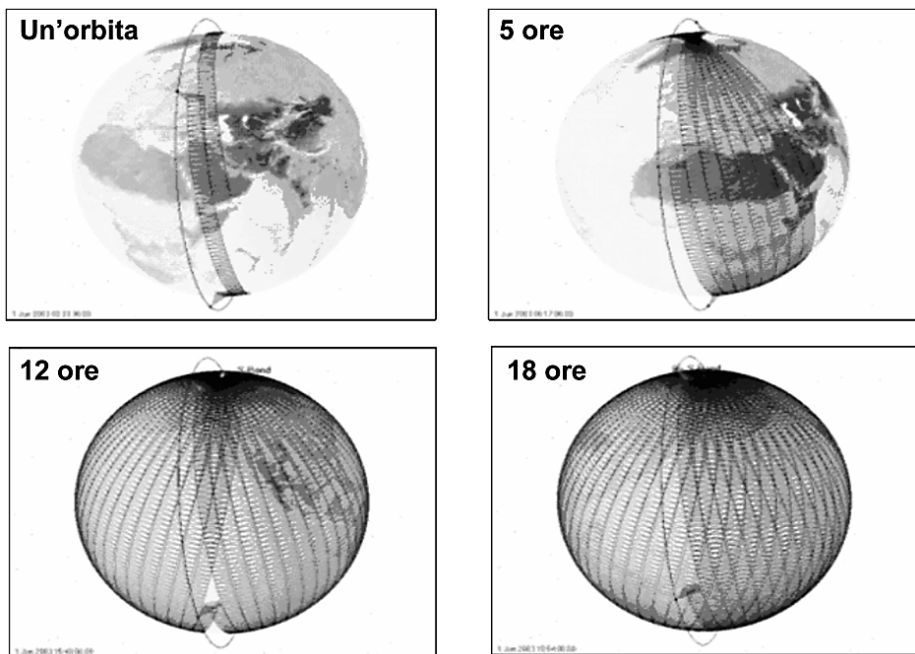


Figura 6. Zone coperte dalla costellazione dopo un'orbita e dopo 5, 12 e 18 ore (Cortesia Alcatel Alenia Spazio).

Il tempo di risposta, cioè il tempo che intercorre tra il momento in cui viene richiesta un'osservazione e il momento in cui il richiedente può concretamente disporre delle immagini, non dipende però solo dai satelliti e dai loro sensori. È infatti necessario pianificare la missione; attendere che il satellite prescelto per l'osservazione sia in vista della stazione di telecomando; inviare i telecomandi al satellite; attendere che il satellite sia in posizione per effettuare la ripresa; effettuare la ripresa; attendere che il satellite sia in vista per scaricare i dati memorizzati a bordo; effettuare lo scarico dei dati; elaborare i dati ricevuti e trasmetterli al richiedente. È quindi evidente che il tempo di attesa varia moltissimo, a seconda della posizione del sito da osservare e della posizione dei satelliti al momento in cui viene formulata la richiesta di un'osservazione: si stima che tale tempo vari tra le 18 e le 72 ore.

Il “collo di bottiglia” del sistema è principalmente costituito dai tempi di attesa perché i satelliti arrivino in vista delle stazioni di terra, sia per l'invio dei comandi al satelliti che per lo scaricamento dei dati. Dato che i satelliti in or-



bita eliosincrona passano, a ogni orbita, per un punto molto vicino al polo Nord, più settentrionale è la latitudine di una stazione e maggiore è il numero delle orbite che riesce a “vedere”. Per tale ragione, per l’invio dei comandi ai satelliti, verrà utilizzata, oltre alla stazione di Matera la stazione di svedese di Kiruna: la favorevole posizione geografica di questa ultima assicura un numero di contatti al giorno più che doppio rispetto a Matera. L’elemento più critico sarà però lo scaricamento dei dati; per assicurare la necessaria riservatezza, il *download* delle immagini di interesse per la Difesa potrà avvenire solo quando il satellite sarà in vista della stazione militare di Pratica di Mare. Per lo scaricamento dei dati è poi necessario un certo tempo, e non tutti i passaggi dei satelliti in vista della stazione saranno pertanto utilizzabili.

Nonostante questi limiti, il passaggio dal singolo satellite ottico come l’Helios a una costellazione con sensori di diverso tipo (ottici e SAR) costituirà un passo avanti di notevole interesse; sarà inoltre il primo caso, in Italia, di impiego di un sistema spaziale duale, con impiego sia civile che militare. Solo l’esperienza potrà dire quali difficoltà un tale sistema cooperativo potrà presentare in pratica e quali accorgimenti sarà opportuno impiegare per risolverle.

#### 4.2.4. *Prospettive future*

Anche se il sistema COSMO-SkyMed non è ancora operativo, già è possibile fare alcune considerazioni sui possibili miglioramenti che potranno essere attuati nei sistemi successivi.

Per quanto riguarda i sensori ottici, le risoluzioni che oggi è già possibile ottenere sono più che soddisfacenti, e non si ravvisa la necessità di cercare di spingersi oltre; è quindi ragionevole ritenere che i progressi futuri tenderanno più a ridurre il costo del satellite che non a migliorarne le prestazioni. Se si punterà alle costellazioni di più satelliti, coi vantaggi precedentemente indicati, abbattere i costi dei satelliti è fondamentale; ma il modo di ottenere il risultato non è ovvio: per esempio, l’uso di ottiche adattative potrebbe far salire il costo dei sensori ma potrebbe consentirne di ridurre le dimensioni e quindi abbassare il costo globale dei satelliti. In campo civile vi è anche un’attiva ricerca mirante a incrementare la risoluzione spettrale nonché il numero di bande dello spettro da osservare separatamente (sensori iperspettrali); l’abilità dei fotointerpreti nell’estrarre informazioni dalle normali immagini in bianco e nero è però arrivata a un punto tale che molti dubitano dell’utilità militare dell’indagine multispettrale, che potrà al massimo costituire un complemento ai normali sensori.

Nel campo del multispettrale è però sicuramente di grande interesse l’infrarosso termico, per la sua capacità di osservazione notturna e in condizioni

meteorologiche non sempre ottimali; attualmente però l'impiego di sensori IR cozza contro limiti fisici e tecnologici, che fanno sì che le risoluzioni ottenibili coi sensori IR siano di un ordine di grandezza peggiori di quelle ottenibili nell'ottico. Tra l'altro, i sensori IR devono essere raffreddati a una temperatura prossima allo zero assoluto, per evitare che il rumore termico dello strumento degradi l'immagine; l'evaporazione del refrigerante criogenico costituisce un fattore limitante per la vita operativa dello strumento. A meno che le ricerche in corso per contenere questi limiti non portino a drammatici progressi, non ci si può attendere molto in questo settore.

Diverso il discorso per i sensori SAR, dove molto può ancora essere fatto sia per incrementare la risoluzione che per migliorare la qualità delle immagini. I sensori basati sul radar sono sistemi attivi, che illuminano il bersaglio con onde elettromagnetiche; il contenuto informativo dell'immagine è funzione della frequenza utilizzata e della polarizzazione. I SAR dei satelliti COSMO-SkyMed opereranno in banda X, giudicata la più interessante per applicazioni militari; però, numerosi esperimenti condotti in campo civile, in particolare dallo Shuttle, hanno mostrato che i SAR in alcune bande di frequenza possono penetrare attraverso determinati materiali (la sabbia asciutta del deserto, ad esempio), effettuando delle vere e proprie radiografie del terreno. La capacità di penetrazione varia in base alle frequenze del SAR e del tipo di materiale del bersaglio; in ogni modo, imbarcare SAR con capacità multispettrale (cioè, capaci di operare su diverse frequenze e con diverse polarizzazioni) potrà costituire un progresso interessante.

Probabilmente, però, salvo nuovi grandi cambiamenti nella situazione politica e sociale del nostro pianeta, ciò che si chiederà ai futuri sistemi di osservazione sarà di ridurre i tempi di attesa tra la richiesta di un'osservazione e la disponibilità dell'immagine. Un modo molto semplice per ottenere questo risultato sarebbe l'impiego come *relay* di un satellite geostazionario DRS, in grado di trasmettere in tempo reale ai satelliti di osservazione i comandi da terra e poi di trasmettere a terra, sempre in tempo reale, le immagini raccolte dai satelliti. In questo modo, i tempi di attesa dipenderebbero solo dalla posizione dei satelliti rispetto ai bersagli da osservare, e potrebbero essere contenuti da un minimo di pochi minuti a un massimo di circa 12 ore. L'uso di un DRS avrebbe anche altri vantaggi: consentendo sia di ricevere in tempo reale la telemetria dai satelliti che l'invio di telecomandi consentirebbe di monitorare con continuità le condizioni dei sottosistemi di bordo e di reagire prontamente alle loro anomalie, migliorando le prestazioni e prolungandone la vita operativa. Inoltre, il controllo di tutti i satelliti potrebbe essere effettuato da un'unica stazione disposta sul territorio nazionale, riducendo i costi d'esercizio; in-



fine, le stazioni andrebbero equipaggiate solo con le antenne necessarie al collegamento con un satellite geostazionario (cioè quasi immobili), molto più semplici ed economiche di quelle necessarie per l'inseguimento di satelliti in orbita bassa, antenne che devono poter ruotare di  $180^\circ$  nel giro di 10 minuti.

Se è concettualmente semplice eliminare i tempi morti dovuti alle comunicazioni, ridurre i tempi di accesso del satellite al sito da osservare impatta contro precisi limiti fisici. Anche utilizzando un maggior numero di satelliti, i satelliti dotati di sensori ottici potranno effettuare la loro missione sempre e solo in condizione di luce favorevoli, ed è quindi inutile realizzare costellazioni in grado di passare su un sito in orari molto diversi da quelli previsti per i PLEIADES. Al massimo, si potrà avere una costellazione che passa attorno alle 1100 locali e una seconda che passa attorno alle 1300; orari diversi comportano una degradazione nell'informazione. Meglio sarebbe coi sensori IR, capaci di osservare anche di notte; ma come si è detto, è dubbio che sia possibile ottenere risoluzioni interessanti con apparati di dimensioni, complessità e quindi costi accettabili. Non rimane quindi che puntare sui satelliti muniti di SAR; questi sono potenzialmente in grado di osservare ad ogni orario e in ogni condizione meteorologica, e l'unica ragione per cui nel sistema COSMO-SkyMed essi vengono vincolati all'orbita eliosincrona è la necessità di assicurare una buona illuminazione dei pannelli solari. In futuro si dovrà quindi puntare su generatori di potenza elettrica più efficienti, su migliori sistemi di immagazzinamento dell'elettricità e su sensori richiedenti meno energia; sembra assurdo, infatti, disporre di sensori capaci di "vedere" in qualsiasi momento e poi vincolarli ad osservare soltanto alle 0600 e alle 1800.

Già con le tecnologie attuali e con satelliti SAR non troppo dissimili dai Cosmo-SkyMed sarebbe possibile l'osservazione di determinate aree d'interesse da orbite non eliosincrone, e quindi con una frequenza e tempi di attesa dipendenti solo dal numero dei satelliti: basterebbe limitare l'osservazione al breve periodo in cui si è in vista del bersaglio e dedicare il tempo tra un passaggio e l'altro alla ricarica delle batterie: il fatto che per buona parte dell'orbita l'illuminazione dei pannelli solari sarebbe inadeguata a tale operazioni sarebbe superabile con un adeguato dimensionamento e limitando i tempi di osservazione. Satelliti di questo tipo potrebbero essere concepiti per l'osservazione di un sito specifico, e posti in un'orbita "risonante" con esso, cioè tale da ripassare esattamente sul sito ogni 24 ore. Satelliti di questo tipo avrebbero probabilmente la loro validità solo in determinate situazioni di crisi, tali da giustificare il lancio e l'impiego: richiederebbero quindi di essere lanciati su richiesta (si veda in merito il § 4.4.6) e la loro utilità sarebbe limitata alla durata della crisi. Un sistema propulsivo che consenta di spostarli su orbite di

verse, idonee all'osservazione di altri bersagli, conferirebbe loro elasticità prolungandone l'utilità operativa; particolarmente utile sarebbe un sistema di propulsione elettrica (a ioni o a plasma): questi propulsori forniscono una spinta debolissima, ma consumano pochissimo propellente e possono operare ininterrottamente per giorni e mesi<sup>5</sup>.

In ogni modo, è per ora impensabile svincolarsi dall'orbita bassa; il che significa che per avere molte osservazioni occorrono molti satelliti, coi conseguenti costi. Una possibile soluzione è l'impiego di costellazioni miste, con fusione di dati mediante il software a terra delle informazioni raccolte. Per esempio, si può pensare a una costellazione costituita da un numero ristretto di satelliti ad alta risoluzione, più raffinati e costosi, e un numero maggiore di satelliti di minori prestazioni ma più economici: i primi potrebbero riconoscere ed identificare gli oggetti ritenuti interessanti, mentre i secondi avrebbero solo il compito di seguirne i movimenti; poco importa se questi non sarebbero poi in grado di riconoscerne i dettagli. In questa ottica, non bisogna pensare solo ai satelliti: i futuri sistemi di ricognizione dovranno poter raccogliere, correlare e fondere assieme informazioni provenienti da diverse piattaforme: satelliti, aerei, UAV e eventuali sistemi volanti nell'atmosfera ad altissima quota, di cui si parlerà nel § 5.3.3).

In tutti i casi, appare evidente che il futuro dei sistemi di osservazione dallo spazio sta nelle costellazioni di più satelliti, il che richiede un drastico abbattimento dei costi di lancio e una semplificazione delle relative operazioni. Già si è visto, con le costellazioni dei satelliti di telecomunicazioni IRIDIUM e Globalstar, che la produzione in serie di satelliti identici riduce i costi della singola unità: il programma Globalstar aveva visto un forte coinvolgimento dell'industria italiana, che era arrivata a produrre praticamente un satellite alla settimana. I costi di lancio (e i rischi associati al lancio, che sconsigliano di affidare troppi satelliti allo stesso lanciatore) rappresentano attualmente il punto debole di ogni costellazione; questo argomento verrà affrontato nel § 4.4.3.

## **Allegato 1: Caratteristiche generali dei sensori SAR**

In generale, un sistema SAR ha le seguenti caratteristiche:

- Antenna *Phased Array*; si tratta di un'antenna piana divisa in numerosi elementi separati. Non viene orientata meccanicamente ma, inserendo un

<sup>5</sup> I motori a ioni o a plasma utilizzano un sistema elettrico (resistenze, archi elettrici, ecc.) per ionizzare il propellente o per trasformarlo in plasma, cioè una miscela di ioni ed elettroni. Un campo elettrico o elettromagnetico provvede poi ad accelerare i gas di efflusso. La loro spinta è molto debole, ma potendo operare per tempi molto lunghi il risultato è rilevante.

opportuno ritardo tra i vari elementi costituenti è possibile, quasi istantaneamente:

- Orientare elettronicamente il fascio, modificandone il puntamento;
- Generare contemporaneamente più fasci separati;
- Cambiare la forma del fascio (o dei fasci);
- Annullare il segnale in determinate direzioni.

Osservazione laterale; un SAR non è in grado di osservare perpendicolarmente sotto l'antenna. Esistono un angolo minimo e un angolo massimo entro i quali l'osservazione è possibile. A seguito del moto del satellite, la zona accessibile è costituita da una strisciata:

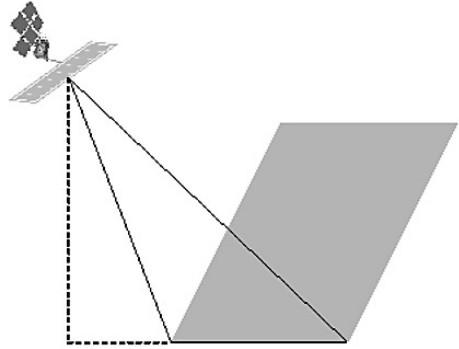


Figura 7. Schema dell'osservazione laterale di un sensore SAR.

- la posizione e la larghezza della zona osservata (o *cross-track*) può essere pre-scelta entro la zona accessibile mediante il puntamento del fascio e l'intervallo di tempo tra due impulsi successivi;
- la lunghezza della strisciata (*along-track*) dipende solo dallo spostamento del satellite.

Capacità di creare immagini, combinando in modo non distruttivo i segnali ricevuti durante il moto, ed elaborandoli opportunamente. A tal fine, di norma un SAR è un sistema coerente, in cui cioè i segnali trasmessi e quelli ricevuti derivano da un unico riferimento di tempo, molto stabile.

- La qualità di un sistema SAR viene valutata in base ai seguenti parametri:

- **Risoluzione geometrica.** È la capacità di distinguere due oggetti a una data distanza: è del tutto equivalente alla risoluzione geometrica dei sensori ottici. Nei SAR, è però ottenuta in modo diverso nelle due direzioni: in distanza (*cross-track*) la discriminazione tra gli echi provenienti da due bersagli vicini è ottenuta valutando la differenza temporale tra i segnali ricevuti, mentre in azimuth (*along-track*) viene fatta valutando le differenze angolari. Questa ultima risoluzione è tanto migliore quanto è più lunga l'antenna; nel SAR la lunghezza dell'antenna viene "sintetizzata" combinando i segnali ricevuti durante il movimento: quindi, più lunga è la strisciata dedicata a una singola osservazione e migliore è la risoluzione in azimuth ottenuta.

- **Livello dei lobi laterali.** Le riflessioni dovute ai lobi laterali fanno in modo che un oggetto appaia circondato da punti di luminosità decrescente; oltre a confondere l'immagine, ciò rende difficile distinguere due oggetti vicini aventi riflettività molto diverse. I lobi laterali vanno eliminati mediante elaborazione dell'immagine, con perdita in risoluzione geometrica; con opportune tecniche di elaborazione non lineare adattativa, le perdite in risoluzione spaziali sono però pressoché trascurabili.
- **Rapporto segnale/ambiguità.** I lobi secondari dell'antenna fanno sì che vengano ricevuti echi relativi ai bersagli precedenti, creando falsi bersagli (*fantasmi*). La scelta delle caratteristiche del radar (banda di frequenza, ecc.) deve essere fatta anche per minimizzare questa ambiguità.
- **Risoluzione radiometrica.** È la capacità di distinguere bersagli estesi di diversa riflettività. Un bersaglio esteso con punti di diversa riflettività è caratterizzato da un rumore (*speckle*) che va filtrato; il metodo classico fa una media tra pixel vicini, migliorando l'immagine ma perdendo in risoluzione geometrica. Vi sono però nuovi algoritmi non lineari che consentono il filtraggio di *speckle* senza perdite apprezzabili in risoluzione geometrica.
- **Rumore di fondo.** Il minimo segnale rilevabile dipende dal rumore termico: è funzione della sensibilità dello strumento.
- **Dinamica lineare.** È il massimo intervallo di riflettività entro il quale lo strumento continua a operare in modo lineare.

## Allegato 2: Il Sistema COSMO-SkyMed

Si descrive nel seguito il Progetto COSMO-SkyMed come appare oggi configurato, unitamente ad alcune informazioni sul modo di operare e sui modi operativi previsti per i suoi sensori SAR.

### *Configurazione della costellazione*

#### **Orbita**

Quattro satelliti con sensori SAR in orbita eliosincrona<sup>6</sup> *dawn-dusk*<sup>7</sup>:

<sup>6</sup> Le orbite eliosincrone o SSO (*Sun Synchronous Orbit*) sono orbite medio-basse quasi polari che sfruttano le perturbazioni dovute all'imperfetta sfericità della terra per mantenere costante l'orientamento del piano orbitale rispetto al sole (vedi Allegato 1 al Cap. 4.4). A tal fine, occorre mantenere un preciso legame tra quota orbitale e inclinazione del piano; si utilizza altresì un'orbita quasi circolare, in modo che la velocità del satellite sia quasi costante, per cui una rotazione del piano orbitale con velocità angolare altrettanto costante sia soddisfacente ai fini pratici.

<sup>7</sup> Orbita eliosincrona in cui il piano orbitale si mantiene costantemente sulla linea del *terminatore*, cioè il cerchio che separa la parte illuminata della Terra da quella in ombra. Un sa-

|                                       |            |
|---------------------------------------|------------|
| Semiasse maggiore <sup>8</sup> :      | 7003,52 km |
| Eccentricità <sup>9</sup> :           | 0,00118    |
| Inclinazione <sup>10</sup> :          | 97,86°     |
| Argomento del perigeo <sup>11</sup> : | 90°        |
| Ora di transito al nodo ascendente:   | 6.00 a.m.  |
| Quota orbitale media:                 | 619,6 km   |
| Rivoluzioni al giorno:                | 14,8125    |
| Ciclo orbitale <sup>12</sup> :        | 16 giorni  |

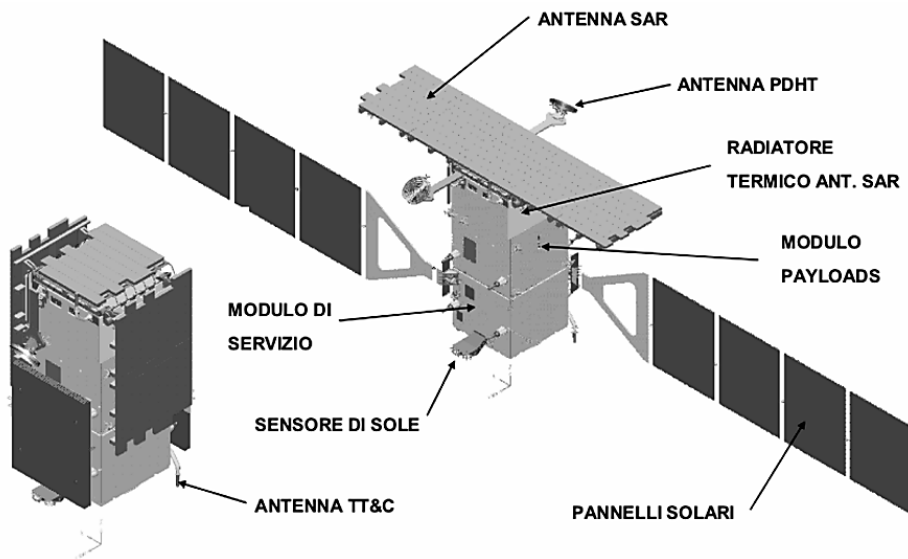


Figura 9. Tracce orbitali dei 4 satelliti in 4 giorni (Cortesia Alcatel Alenia Spazio).

tellite in orbita SSO *dawn-dusk* è costantemente illuminato dal sole in ogni punto dell'orbita e per tutto l'anno, il che semplifica il sistema di controllo termico e l'alimentazione elettrica.

<sup>8</sup> In pratica, la massima distanza dal centro della Terra (l'orbita non può essere perfettamente circolare).

<sup>9</sup> Per orbita ellittica, l'eccentricità è definita come il rapporto tra la distanza del fuoco dal centro e il semiasse maggiore (vedi Allegato 1 al Cap. 4.4). Questo valore assicura che le perturbazioni non spostino il *perigeo* (punto più basso dell'orbita).

<sup>10</sup> Il valore dell'inclinazione del piano orbitale è fissato dall'esigenza di assicurare la condizione di eliosincronismo per l'orbita prescelta. Il valore maggiore di 90° indica che l'orbita è retrograda, cioè i satelliti si muovono in senso opposto alla rotazione della terra.

<sup>11</sup> Angolo tra il *nodo ascendente* (punto d'intersezione dell'orbita con il piano equatoriale, col satellite che si muove da sud verso nord) e il *perigeo*. Il valore prescelto assicura che le perturbazioni non modifichino l'eccentricità.

<sup>12</sup> Numero di giorni necessario perché un satellite ripassi esattamente sullo stesso punto.

## Carrozza

Struttura centrale in fibra di carbonio, con struttura esterna in sandwich di alluminio.

|                                   |                                     |
|-----------------------------------|-------------------------------------|
| Tipologia:                        | stabilizzata a 3 assi <sup>13</sup> |
| Peso al lancio:                   | 1734 kg <sup>14</sup>               |
| Dimensioni:                       | 3,4 x 1,3 x 1,3 m                   |
| Apertura pannelli solari:         | 16,63 m                             |
| Potenza elettrica <sup>15</sup> : | 3600 W                              |
| Controllo termico:                | passivo                             |
| Telemetria:                       | Banda S                             |
| Propulsione:                      | monopropellente <sup>16</sup>       |
| Vita operativa:                   | 5 anni                              |

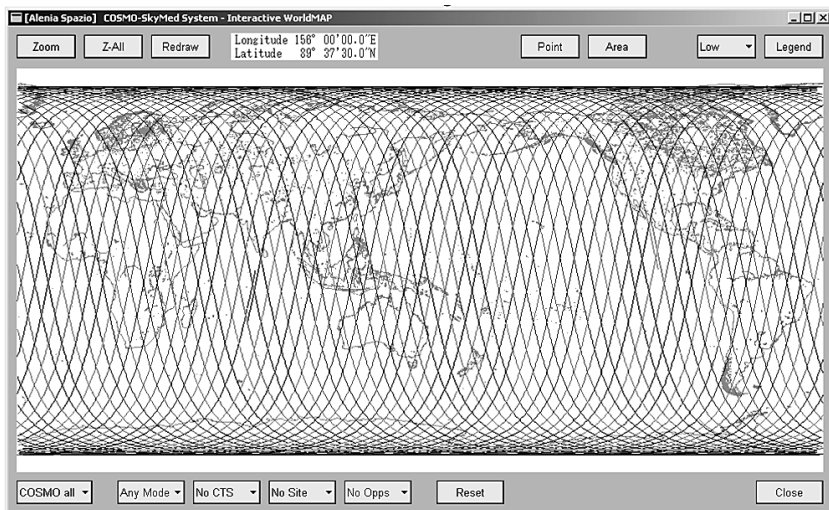


Figura 8. Disegno schematico del satellite: a sinistra in posizione di lancio, a destra spiegato (Cortesia Alenia Aerospazio).

<sup>13</sup> Sensori: solari, magnetici, giroscopici. Attuatori: ruote d'inerzia e magnetici. Precisione di puntamento: al massimo 0,028° di scostamento.

<sup>14</sup> Compresi 130 kg di propellente.

<sup>15</sup> Generata da due pannelli solari con celle all'arseniuro di gallio a tripla giunzione, con batterie a ioni di litio da 336 Ah. Si tratta di soluzioni tecnologiche molto avanzate.

<sup>16</sup> 6 thrusters.

## Payload

Radar ad Apertura Sintetica:  
Navigazione:  
Memoria a bordo<sup>17</sup>:  
Down-link<sup>18</sup>:  
Banda (TT&C):

Banda X  
GPS e sensori stellari  
320 Gbit  
velocità 310 Mbps  
X

## Modi operativi

Il SAR di Cosmo-Skymed è in grado di osservare entro una striscia di terreno compresa tra un minimo di 20° dalla verticale e un massimo di 59°, ordinariamente sul lato destro, con capacità di ruotare il satellite in modo di osservare una striscia di eguali dimensioni sul lato sinistro. La larghezza della strisciata osservabile è di oltre 600 km; però, più larga è l'area effettivamente osservata e minore è la risoluzione ottenibile. Inoltre, poiché la qualità dell'immagine dipende anche dalla polarizzazione, è possibile scegliere una polarizzazione tra tutta verticale, tutta orizzontale, verticale e orizzontale, orizzontale e verticale, ed è altresì possibile operare con due polarizzazioni con-

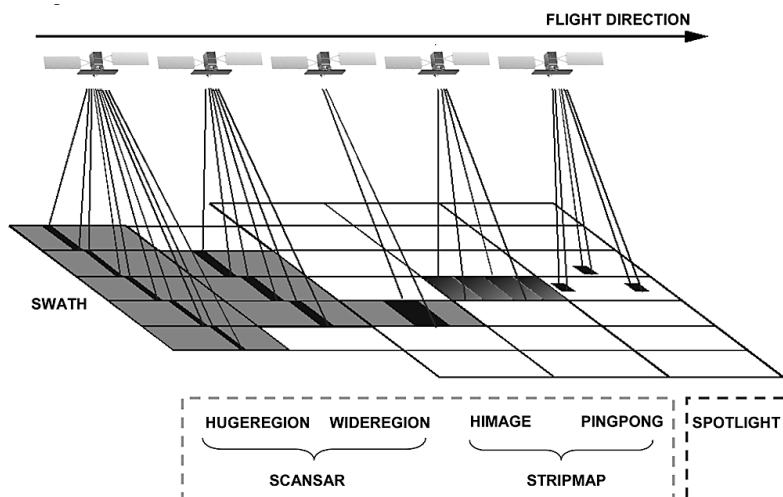


Figura 10. Rappresentazione schematica dei vari modi operativi dei sensori SAR di un satellite Cosmo-Skymed (Cortesia Alcatel Alenia Spazio).

<sup>17</sup> Due unità di memoria allo stato solido.

<sup>18</sup> Due link (8,12 GHz e 8,25 GHz) a 155 Mbps ciascuno.

temporaneamente. Pertanto, in base alle esigenze del momento ogni satellite è in grado di operare in uno dei seguenti modi:

- **Scansar.** Questo modo operativo consente di osservare strisciate larghe e con immagini precise dal punto di vista radiometrico, ma con risoluzione geometrica limitata. Viene effettuata una scansione per strisce parallele, e l'immagine è un fotomosaico di più strisce: maggiore il numero delle scansioni (e quindi delle strisce), maggiore è l'area osservata, ma al prezzo di una minor risoluzione. Viene utilizzata una delle quattro polarizzazioni selezionabili. Si può altresì scegliere tra due aree:

- **Hugeregion.** Larghezza della strisciata 200 km. Risoluzione 100 m. Immagini ottenibili al giorno: 75.

- **Widerwgion.** Larghezza della strisciata 100 km. Risoluzione 30 m. Immagini ottenibili al giorno: 150.

- **Stripmap.** Questo modo operativo consente di concentrare l'osservazione in un'unica strisciata, mantenendo fisso il fascio dell'antenna. La larghezza della strisciata è fissa, ma aumentandone la lunghezza, cioè allungando i tempi di osservazione, si migliora la risoluzione. È anche possibile selezionare due polarizzazioni contemporaneamente, migliorando la qualità dell'immagine. In linea di massima, sono possibili due sottomodi operativi:

- **Himage.** Polarizzazione singola. Larghezza della strisciata: 40 km circa. Risoluzione: da 3 a 15 m. Immagini ottenibili al giorno: 375.

- **Ping Pong.** Doppia polarizzazione. Larghezza della strisciata: 30 km circa. Risoluzione: 15 m. Immagini ottenibili al giorno: 375.

- **Spotlight.** Il fascio dell'antenna viene mantenuto fermo su una zona ristretta: la zona osservata è ristretta, ma più si mantiene puntato il fascio e migliore è la risoluzione. La polarizzazione è singola; l'area osservata è meno di 10x10 km, ma la risoluzione ottenibile è inferiore al metro. Si possono ottenere fino a 4 immagini in una striscia lunga 300 km, fino a 75 immagini al giorno.

- **Stereo.** Combinando col metodo interferometrico due immagini prese da due satelliti (o dallo stesso satellite in due passaggi successivi) sarà possibile ottenere immagini tridimensionali.



## Allegato 3: Il Sistema Pleiades

### *Dati sui satelliti Pleiades*

#### **Dati orbitali**

Orbita quasi circolare eliosincrona

Quota di volo: 694 km

Ciclo orbitale: 26 giorni

#### **Carrozza**

Tipologia: stabilizzata a 3 assi

Peso al lancio: 1000 kg<sup>19</sup>

Agilità<sup>20</sup>: 60° in 25 sec, sia in beccheggio che in rollio.

#### **Payload**

Strumento HR (Alta Risoluzione) in grado di operare in modo pancromatico (bianco e nero) o multispettrale (4 bande). Caratteristiche:

Capacità di acquisizione: fino a 450 immagini/giorno

#### *Modo pancromatico:*

Banda: 480 - 930 nm

Risoluzione max: 0,7 m al nadir

#### *Modo multispettrale:*

Bande: 4:

B0 (blu): 430 - 550 nm

B1 (verde): 490 - 610 nm

B2 (rosso): 600 - 720 nm

B3 (NIR)<sup>21</sup>: 750 - 950 nm

Risoluzione max: 3,2 m al nadir

Larghezza strisciata: 20 km al nadir

*Revisit time* con angolo massimo off-nadir di 30°<sup>22</sup>:



Figura 11. Satellite Pleiades (disegno CNES).

<sup>19</sup> Il peso è scelto per consentire il lancio mediante Vega o lanciatori russi di pari classe (Soyuz, Rokot, ecc.)

<sup>20</sup> Tempo massimo per spostarsi dal nadir fino a un angolo determinato e per smorzare le oscillazioni, in modo da poter effettuare con successo la missione di osservazione.

<sup>21</sup> Infrarosso vicino.

<sup>22</sup> Con angoli maggiori (si può arrivare a 60°) il revisit time può essere ridotto, ma al prezzo di un degrado di risoluzione. Dato che i satelliti ottici possono osservare solo di giorno, non è comunque possibile scendere al di sotto del giorno d'attesa.

- 5 giorni con un satellite solo
- 4 giorni con una costellazione di due satelliti.

### *Modalità operative*

Sono possibili tre modalità operative per l'acquisizione delle immagini:

- Modalità a passaggio singolo. È la classica modalità dei satelliti ottici: riprendere lungo la strisciata. L'elevata agilità dei satelliti consente però di puntare lateralmente in tempi brevi, di fatto allargando la zona accessibile: è quindi possibile acquisire immagini in un'area larga 110 km e lunga 120 km, con angoli di rollio massimi di 30°. L'area accessibile è allargabile ulteriormente con angoli maggiori, ma si riduce il numero delle immagini ottenibili e la loro qualità.
- Modalità stereoscopica. Sfruttando l'agilità in beccheggio del satellite, è possibile puntare un oggetto in momenti successivi, ottenendone diversi angoli di osservazione che consentono la creazione d'immagini tridimensionali.
- Modalità multi-spot. In questo modo, si utilizza l'agilità di movimento in entrambi gli assi per scattare un gran numero di immagini singole e sparse. Tipicamente, in una strisciata lunga 200 km e larga 100 km si possono riprendere 15 scene diverse; il numero delle scene si riduce proporzionalmente più queste sono sparpagliate: in un quadrato di 1000 km di lato si possono riprendere circa 20 immagini.

## **4.3. Altri tipi di satelliti militari**

### *4.3.1. Early Warning e SDI*

L'esigenza di individuare immediatamente il lancio di un missile ostile risale alle origini dell'era spaziale, quando la situazione di politica internazionale era di "Guerra Fredda" tra Unione Sovietica e paesi occidentali. All'epoca, la ricerca di un sistema d'allarme in grado di individuare il lancio di ICBM era un'esigenza prioritaria, tanto più che la dottrina per mantenere la pace si basava sul concetto di MAD (*Mutual Assured Destruction*): in caso di attacco con missili nucleari, sarebbe scattata automaticamente una rappresaglia, pure con missili nucleari.

Il sistema di allarme precoce (*Early Warning*) più ovvio si basava su satelliti dotati di sensori operanti nell'Infrarosso Termico, in grado di individuare le fiamme dei missili in fase di lancio. La realizzazione di un sistema di allarme efficiente non fu però così banale: i primi satelliti furono caratterizzati da un gran numero di falsi allarmi, in quanto i primi sensori IR davano l'allarme quando veniva segnalata una qualsiasi emissione termica sufficientemente for-

te, ad esempio un incendio. Il problema fu risolto quando si fu in grado di realizzare sistemi capaci di discriminare la “firma” IR caratteristica di un missile in fase di lancio, distinta da quella di altri tipi di emissioni termiche; in questo modo, divenne impossibile lanciare un missile senza che il suo lancio venisse immediatamente individuato. Furono anche sviluppati satelliti di tipo diverso, come quelli per *Nuclear Detection*, destinati ad individuare esplosioni nucleari, come quelle degli esperimenti atomici.

Nel marzo 1984 l’allora presidente degli Stati Uniti, Ronald Reagan, diede il via al programma SDI (*Strategic Defense Initiative*) mirante alla realizzazione di un sistema di difesa globale, basato su un misto di sensori e di armi con base a terra e nello spazio, in grado di individuare e distruggere la minaccia dei missili balistici prima che le loro testate potessero colpire il bersaglio. Era inteso come sistema multi-strato: bisognava colpire anzitutto i missili in fase di lancio, prima che liberassero le testate (un ICBM sovietico dell’epoca poteva portare fino a dieci testate atomiche); per i missili sfuggiti al primo attacco, bisognava poter distruggere le testate durante il loro volo balistico; infine, in fase terminale, bisognava distruggere le poche (si sperava) testate sfuggite alla distruzione prima che arrivassero a quota sufficientemente bassa perché la loro esplosione potesse arrecare danni. Furono studiati un gran numero di armi di nuova concezione: cannoni elettromagnetici con base a terra e nello spazio; laser di potenza a terra, nello spazio e con base a terra ma con specchi in orbita in grado di deviare il raggio sul bersaglio; armi orbitanti a raggi X e a raggi gamma, attivate da autentiche bombe atomiche; ecc. Fu fatto tesoro degli studi effettuati in modo sporadico negli anni precedenti, come quelli sulle armi ad energia, e se ne iniziarono di nuovi, come quelli su nuove concezioni di computer e reti per il comando e controllo, il che costituiva forse la sfida maggiore.

Dal punto di vista dei sensori, il problema non era più solo quello di individuare la traccia “calda” di missili in fase di lancio ma anche quella “fredda” delle testate in volo balistico. Inoltre, se un missile ICBM poteva portare dieci testate nucleari, poteva altresì lanciare un gran numero di falsi bersagli (*decoy*), dai classici *chaff* antiradar ai palloni gonfiabili simulanti forma e dimensioni delle testate. Un sistema di *Early Warning* per SDI avrebbe dovuto non solo individuare tutti questi oggetti, ma anche discriminare i bersagli veri da quelli falsi, perché nessun sistema difensivo avrebbe ragionevolmente potuto ingaggiare indiscriminatamente tutti i *targets* senza andare in saturazione. Furono studiati sensori passivi, operanti in altre bande di frequenza, come l’Ultravioletto, vari tipi di radar, scattering di protoni, ecc.

Il faraonico programma SDI cozzava contro una realtà fisica: costa meno, in termini energetici (e quindi poi anche economici) immettere un carico

utile in traiettoria balistica che non piazzarlo in orbita. Era quindi sempre possibile potenziare la minaccia, aumentando il numero dei missili, delle testate e dei *decoys*, in modo da saturare il sistema difensivo. Se anche solo una piccola percentuale delle testate fosse riuscita a passare, il danno che la loro micidiale potenza poteva arrecare sarebbe stato più che sufficiente. I sovietici, dal canto loro, avevano già condotto numerosi studi su ambiziosi sistemi di protezione contro i missili ICBM, avevano valutato molti ambiziosi sistemi con base a terra e nello spazio, sia automatici che su stazioni spaziali, ed erano arrivati alla conclusione che uno scudo spaziale impenetrabile non era fattibile; si erano quindi limitati alla realizzazione di alcuni potenti laser sperimentali con base a terra, che però si erano dimostrati inefficaci contro le testate nucleari e potevano essere impiegati solo in funzione anti-satellite (ASAT).

I sovietici videro comunque nel sistema SDI un sistema capace di alterare l'equilibrio di forze allora esistente, e per mantenere tale equilibrio decisero da un lato di potenziare la minaccia, dall'altro di studiare sistemi capaci di attaccare i componenti spaziali dello SDI, oltre a studiare sistemi del tipo SDI per colpire gli ICBM americani in fase di lancio mediante missili aventi base nello spazio. Da tempo avevano iniziato la realizzazione della navetta *Buran* e del lanciatore gigante *Energia*, in risposta allo *Shuttle* americano che, nell'impiego militare, si temeva potesse essere utilizzato come bombardiere orbitale (vedi § 5.1.1.); queste macchine si rivelavano ora l'ideale per la messa in orbita di nuovi sistemi d'arma e di stazioni spaziali militari (§ 5.2.1.). Comunque, l'unico esperimento concreto fu il lancio tentato con *Energia* del grande banco di prova spaziale *Polyus* (15 maggio 1987); a quanto pare, imbarcava sistemi di difesa contro ASAT, tra cui un cannone e specchi per riflettere i raggi laser, nonché (pare) sistemi di attacco (mine spaziali) e sistemi per provare dispositivi di inseguimento ottici (contenitori per generare nubi di xeno e di kripton). Ad ogni modo, il lanciatore *Energia* funzionò bene ma l'inefficienza del sistema di guida del *Polyus* impedì che esso entrasse in orbita.

Comunque, nonostante il fatto che uno scudo spaziale assolutamente impenetrabile non fosse ragionevolmente realizzabile, il programma SDI colpì politicamente nel segno: diede uno scossone mortale all'equilibrio del terrore basato sul MAD, diede un contributo alla finale caduta dell'Unione Sovietica, aprì la strada all'unica soluzione ragionevole del problema: se non proprio il totale disarmo nucleare, almeno una drastica riduzione degli arsenali missilistici e atomici. Non serve essere in grado di distruggere tre o quattro volte il pianeta, cosa che gli arsenali dell'epoca potevano fare: una volta basta e avanza.

Venuta meno l'esigenza, il programma SDI si trasformò nel più modesto BMD (*Ballistic Missile Defense*), mirante a porre in orbita, al massimo, i soli sensori e limitando la difesa a sistemi con base a terra capaci di intercettare delle testate in fase di rientro. Contro i modesti arsenali missilistici dei paesi che oggi potrebbero costituire una minaccia, questo concetto è probabilmente sufficiente. Dal punto di vista dei sensori nello spazio, gli attuali sistemi *Early Warning* sono probabilmente egualmente sufficienti: al momento del rientro, è la stessa resistenza dell'aria a discriminare le vere testate dai *decoys*; per un sistema di difesa che opera solo in fase terminale, la notizia dell'avvenuto lancio è quindi probabilmente un'informazione bastante. I collaudi dei missili intercettori sono però stati solo parzialmente soddisfacenti; ciò nonostante, per volontà del presidente Bush nel 2004 è iniziato il loro spiegamento operativo.

Al termine degli anni '90, un Gruppo di Lavoro NATO (il SAS-10) fu incaricato di valutare la minaccia rappresentata da una categoria diversa di oggetti, vale a dire i missili da crociera e gli UAV in genere. Il SAS-10 concluse che la minaccia futura poteva essere rappresentata essenzialmente da 3 categorie di macchine:

- missili da crociera stratosferici volanti a velocità ipersonica;
- missili da crociera convenzionali, volanti a quota molto bassa, subsonici o transonici;
- aeromobili convertiti o macchine similari realizzate ad hoc.

Il Gruppo di Lavoro puntualizzò che questa ultima categoria di oggetti è alla portata anche di paesi poveri a bassa tecnologia e di gruppi terroristici: un aeromodello o un normale velivolo, equipaggiati di GPS e di pilota automatico poteva diventare un missile piuttosto preciso; e potevano essere agevolmente equipaggiati con armi di distruzione di massa (chimiche o biologiche), facilmente realizzabili non solo da governi ma anche da privati, come dimostrato dall'attentato con gas nervino effettuato nella metropolitana di Tokio. Anzi, una macchina volante convenzionale, lenta ed operante a bassa quota, costituiva la piattaforma ideale per diffondere nell'atmosfera agenti chimici e biologici. Simulazioni condotte nell'ambito di tale studio dimostravano che un attacco di questo tipo poteva essere altrettanto micidiale, in termine di numero di morti, di un attacco nucleare.

Nessuno strumento con base nello spazio, fu evidenziato, era in grado di fornire un allarme tempestivo contro un attacco di questo tipo. Tutti questi UAV, anche i missili ipersonici d'alta quota, erano caratterizzati da una traccia troppo "fredda" per poter essere rilevati da sensori passivi posti su satelliti. Né era possibile utilizzare satelliti dotati di sensori radar: questi avrebbero dovuto orbitare in orbite medio-basse, e sarebbe necessario piazzare in orbi-

ta centinaia di satelliti per esercitare una sorveglianza continua. L'unica soluzione, quindi, era fare ricorso di radar a terra, capaci di "vedere" oltre l'orizzonte o posti in posizione elevata, nonché aeroportati (AWACS). Il problema stava tutto nell'individuazione tempestiva della minaccia: la sua intercettazione era poi relativamente semplice.

L'11 settembre 2001 ha purtroppo dimostrato che le previsioni del SAS-10 erano state anche troppo ottimistiche. Non è neppure necessario convertire un aereo in missile con autopilota e GPS: basta disporre di un pilota suicida. E per fare una strage, si può altresì fare a meno di armi biologiche o chimiche: basta dirigere su un grattacielo un velivolo abbastanza grande e carico di carburante. Rimane valida la conclusione: i sistemi con base nello spazio non sono in grado di assolvere la funzione di *Early Warning* nei confronti di questo tipo di minaccia, a meno che la recente tendenza allo sviluppo di microsattelliti non porti alla realizzazione di costellazioni di satelliti radar dai prezzi sufficientemente contenuti, eventualmente essere utilizzabili anche per altri compiti, ad esempio per il controllo del traffico aereo, il che consentirebbe di ripartire i costi tra i più utenti.

Il probabile scenario futuro potrebbe quindi essere questo: satelliti con sensori IR non molto diversi dagli attuali per fornire l'allarme contro un attacco di tipo missilistico; sistemi radar con base a terra e su AWACS per l'allarme contro un attacco da bassa quota. A questi ultimi, possiamo aggiungere i radar su piattaforme aerostatiche d'alta quota; di tali piattaforme parleremo più dettagliatamente nel Capitolo 5.3. Per la difesa attiva, solo gli oggetti più difficili da intercettare come le testate nucleari richiedono una seria attività di ricerca e di perfezionamento dei sistemi d'arma attualmente disponibili.

#### 4.3.2. ASAT

L'idea di realizzare un sistema antisatellite è vecchia quanto quella di satelliti, e negli Stati Uniti si è probabilmente cominciato a lavorarci sopra fin da quando l'URSS ha lanciato il suo primo Sputnik. Inizialmente, l'USAF e l'US NAVY puntarono all'intercettazione di satelliti con missili lanciati da aerei, con risultati però fallimentari; si ripiegò allora sui missili a testata nucleare con base a terra, e tra il 1963 e il 1972 furono operativi alcuni sistemi missilistici di questo tipo (*Nike Zeus* e *Thor*). Il difetto di un sistema del genere è che un'esplosione atomica in quota distruggerebbe ogni cosa in un raggio molto vasto, almeno un migliaio di km, per non parlare dei danni a terra causati dall'impulso elettromagnetico: questo sistema ASAT farebbe forse più danni a chi lo usasse che non a un eventuale nemico; ma all'epoca l'URSS stava sperimentando i sistemi FOBS (*Fractional Orbital Bombing System*, bombe atomiche orbitanti da

far rientrare sul bersaglio) che l'URSS sperimentò tra il 1965 e il 1968 (18 missili con testate FOBS furono mantenuti operativi in silos tra il 1969 e il 1983, per poi essere abbandonati in base al trattato SALT-2), per cui il sistema missilistico americano, più che un sistema ASAT era pensato come un sistema difensivo contro un attacco dallo spazio, e quindi costituiva un precursore dello SDI.

In Unione Sovietica si studiarono vari sistemi ASAT, dai missili aviolanciati (che incontrarono gli stessi problemi di guida di quelli americani, problemi insormontabili con la tecnologia dell'epoca) alle astronavi pilotate (vedi § 5.1.), e infine la scelta cadde sui satelliti "kamikaze". Denominati IS (*Istrebitel Sputnikov*, o satelliti da caccia) questi andavano inseriti in un'orbita quanto possibile prossima al satellite bersaglio; avrebbero poi manovrato per avvicinarsi e sarebbero quindi esplosi grazie a una carica di 300 kg, lanciando verso il bersaglio 12 gruppi di shrapnel capaci di distruggere un satellite nel raggio di 1 o 2 km. Dopo due prove di satelliti manovrabili (i *Polyot*, lanciati nel 1963 e 1964) e una serie di rinvii e ripensamenti per ragioni politiche, nel 1967 iniziarono gli esperimenti; furono lanciati sia satelliti bersaglio che intercettori, ottenendo alcuni significativi successi. Con la firma del trattato SALT (maggio 1972) gli esperimenti furono sospesi, mentre gli USA abbandonavano il loro sistema antisatellite operativo.

I trattati, però, vietavano lo spiegamento operativo di sistemi ASAT, ma non la loro sperimentazione; i sovietici quindi, tra il 1976 e il 1982, sperimentarono con esiti controversi versioni tecnologicamente più raffinate dei satelliti IS. Questi esperimenti spinsero l'USAF a dare il via, nel 1977, alla realizzazione di un missile antisatellite da lanciare da un F-15 in cabrata; il 13 settembre 1985 questo missile, denominato ASM-135A, intercettò con successo un satellite. In ossequio ai trattati, però, in entrambi i paesi questi sistemi ASAT non furono spiegati operativamente (o almeno, così sostengono gli interessati). Si noti, comunque, che vari sistemi sviluppati per la difesa antimissile, sia in ambito SDI che in Unione Sovietica, hanno una potenzialità ASAT. Ad esempio, fin dagli anni '70 i sovietici hanno realizzato a Sary Shagan un centro sperimentale sui laser di potenza denominato Terra-3 ed equipaggiato con laser a rubino e a CO<sub>2</sub>; questi si sono rivelati inefficaci nella difesa contro i missili, ma sono utilizzabili come ASAT, per lo meno per accecare i sensori dei satelliti. Come reazione all'inizio del programma SDI e come protesta per l'impiego dello *Shuttle* in missioni militari classificate, il 10 ottobre 1984 il centro Terra-3 ha inseguito la navetta *Challenger* in volo nella missione STS-41-G con un laser a bassa potenza, causando malfunzionamenti a bordo e accendendo temporaneamente l'equipaggio: ne è nato un caso diplomatico.

A seguito del ritiro degli Stati Uniti dal trattato ABM, i sistemi ASAT non sono più vietati; però, data l'importanza assunta dai servizi militari con base



nello spazio (si pensi, ad esempio, ai satelliti di navigazione), un attacco a un satellite viene considerato politicamente altamente destabilizzante, quasi come un attacco nucleare, e viene quindi giudicato altamente improbabile. Se comunque tali sistemi dovessero essere sviluppati, la probabile soluzione operativa sta in missili come gli ASM-135A e nei laser di potenza, che sono utilizzabili anche contro satelliti geostazionari.

#### 4.3.3. *ELINT e SIGINT*

I satelliti *ELINT* (*Electronic Intelligence*), destinati a individuare natura e localizzazione dei generatori di emissioni elettromagnetiche (ad esempio, radar) e *SIGINT* (*Signal Intelligence*) destinati anche a intercettare le comunicazioni sono arrivati oggi a un alto livello di raffinatezza, coadiuvando e talvolta sostituendo i sistemi con base a terra.

Tutti gli apparati di questo tipo, sia nello spazio che a terra, sono ovviamente classificati ad alto livello. Si può comunque dire questo:

- Praticamente ogni tipo di emissione elettromagnetica, incluse quelle provenienti da segnali in apparati e cavi non adeguatamente protetti, possono essere intercettati;
- Molte nazioni, inclusa l'Italia, dispongono di sistemi di intercettazione e ascolto con base a terra e/o su aeromobili;
- Almeno Stati Uniti e Russia dispongono di sistemi *ELINT/SIGINT* con base nello spazio. Numerosi satelliti americani e sovietici, in particolare per ricognizione e osservazione della terra hanno liberato dei sub-satelliti ritenuti *ELINT/SIGINT*. Pacchi di questo tipo sono probabilmente presenti su satelliti militari di altro tipo.

È stato più volte affermato che il sistema *SIGINT* americano, noto col nome di *ECHELON*, è in grado di intercettare ogni comunicazione telefonica su tutto il pianeta, Nord America compreso. Ciò che preoccupa molti è il fatto che la segretezza che circonda il sistema e i suoi gestori non consente di controllare eventuali usi illegali del sistema stesso. In ogni modo il problema di questi sistemi, come è stato anche pubblicamente dichiarato dal Ministro della Difesa italiano Martino, non è tanto quello di effettuare le intercettazioni, cosa che con le attuali tecnologie si fa benissimo, quanto di discriminare tra i milioni di comunicazioni intercettate quelle d'interesse. Ciò può essere effettuato solo per via informatica, ad esempio facendo selezionare a un computer quelle comunicazioni che contengono determinate parole chiave. Alcune associazioni per la difesa della privacy hanno suggerito all'utenza di impiegare appositamente nelle loro telefonate parole chiave come "attentato", "terrorismo", ecc., al fine di mandare in saturazione il sistema di discriminazione di *ECHELON*.



Per quanto riguarda il nostro paese, le tecnologie oggi esistenti sono già ampiamente disponibili e sufficienti allo scopo; se l'interesse nazionale è localizzato (ad esempio, all'area nazionale), i sistemi convenzionali con basi a terra sono molto probabilmente sufficienti; se gli interessi nazionali si estendono ad aree geografiche accessibili solo con sistemi spaziali, il problema non è tanto nella realizzazione degli apparati di ascolto (l'industria nazionale ha la capacità di farlo) quanto nel metterli in orbita con adeguate caratteristiche di segretezza, dato che in genere non si desidera neppure che si sappia che satelliti di questo tipo esistono. L'inserimento di pacchi dedicati su satelliti aventi altri scopi primari può essere una soluzione, dato che le società commerciali che effettuano i lanci non richiedono di conoscere i dettagli del *payload*; satelliti dedicati richiederebbero, molto probabilmente, una capacità di lancio autonoma da parte dell'Amministrazione Difesa, argomento che verrà trattato più avanti. È comunque chiaro che siffatti sistemi possono essere esclusivamente in mano all'A. D., sia nella gestione che nel controllo: non si può parlare di sistemi duali.

Il problema base rimane comunque nella discriminazione delle comunicazioni interessanti in mezzo al "rumore" delle troppe comunicazioni inutili: la sfida tecnologica, in questo caso, è a terra e non nello spazio.

#### 4.3.4. *Navigazione, localizzazione e soccorso*

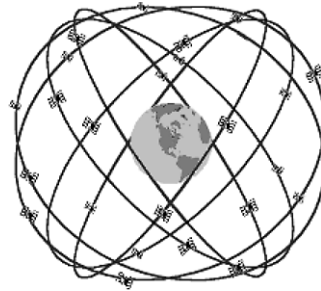
Conoscere la propria posizione è sempre stata un'esigenza militare primaria; così, con la comparsa dei satelliti artificiali, è naturale che si iniziasse subito a tentare di utilizzarli per determinare la propria posizione. Furono sperimentati vari sistemi; naturalmente, si pensò anzitutto di utilizzare i satelliti per fare il punto mediante triangolazioni, come da sempre si faceva con le stelle, ma le stelle sono immobili mentre i satelliti si muovono rapidamente e, coi mezzi dell'epoca, non era facile per l'utente conoscerne l'esatta posizione. Infine, si trovò che il sistema più semplice e preciso era quello della determinazione della distanza tra utente e almeno tre satelliti. Era sufficiente che i satelliti segnalassero all'utente la loro posizione e un preciso riferimento di tempo: il tempo impiegato dal segnale ad arrivare consentiva agli utenti di calcolare la propria posizione. Con l'avvento dei computers e grazie agli orologi atomici, questo finì col rivelarsi il sistema più semplice e preciso: bastava disporre di una costellazione di satelliti abbastanza numerosa da assicurare la visibilità di almeno tre satelliti contemporaneamente in qualsiasi punto del pianeta, e di una rete di TT&C capace di determinare con precisione la loro posizione e caricare l'informazione nelle memorie di bordo.

Nascevano così, dopo alcuni sistemi interinali per sperimentare il concetto, l'americano GPS e il sovietico *Glonass*. Nati come sistemi militari, en-

trambi hanno finito con l'essere messi a disposizione gratuitamente anche degli utenti civili; con il crollo dell'Unione Sovietica, però, la Russia aveva cessato di rimpiazzare i satelliti deteriorati o fuori uso e il sistema *Glonass*, che comunque non ha mai avuto molti utenti al di fuori del blocco sovietico, era andato lentamente morendo (della sua costellazione di 24 satelliti ne rimanevano operativi circa la metà) per cui rimane oggi pienamente disponibile ed efficiente il solo sistema GPS, ed è di questo che ora si parlerà più in dettaglio anche se in questi ultimi tempi la Russia ha effettuato lanci di rimpiazzo dei satelliti fuori uso, il che fa prevedere una ripresa di operatività. È possibile che terminali utente misti (GPS + *Glonass*), che per qualche tempo avevano avuto una certa diffusione, tornino in auge nel breve termine.

Attualmente, per la navigazione e la determinazione della posizione si usa il sistema GPS, basato sulla costellazione di satelliti NAVSTAR, comprendente 24 satelliti in orbita circolare a 20.182 km di altezza; la costellazione è configurata in modo tale che da qualsiasi punto della terra è possibile vedere almeno 4 satelliti contemporaneamente. Ogni NAVSTAR imbarca 4 orologi atomici (2 al cesio con una stabilità di 1 sec su 300.000 anni e 2 al rubidio aventi all'incirca la metà di tale stabilità). Essi trasmettono su due frequenze messaggi codificati con la posizione del satellite, i dati degli orologi e informazioni per la correzione relativa alla propagazione atmosferica.

Il ricevitore elabora i dati con un opportuno algoritmo, determinando la sua posizione; tre satelliti bastano a ricavare latitudine e longitudine, il quarto consente di valutare l'altezza. All'origine, essendo il sistema essenzialmente militare, i segnali erano trasmessi in due frequenze con diversi codici; il codice P, disponibile solo per gli utenti militari, consentiva di determinare la posizione con una precisione di 22 m, la quota con una precisione di 27,7 m, la velocità con un errore massimo di 0,1 m/sec e di sincronizzare gli orologi con la precisione di 200 nsec. L'uso del sistema GPS per sincronizzare gli orologi è un bonus molto utile. Per gli utenti civili il segnale era volutamente degradato (codice C/A), per cui la precisione ottenibile era dell'ordine dei 100 m in orizzontale e 156 m in verticale; questa è una delle ragioni che avevano spinto l'Europa a prepararsi a realizzare un sistema indipendente, il sistema Galileo, di cui parleremo più avanti. Forse in risposta al sistema europeo, il presidente Clinton decideva, con decreto del 1° maggio 2000, di sospendere la degradazione del segnale, rendendo la massima precisione del sistema (cioè quella del codice P) disponibile anche agli utenti civili.



GPS Nominal Constellation  
 24 Satellites in 6 Orbital Planes  
 4 Satellites in each Plane  
 20,200 km Altitudes, 55 Degree Inclination

Figura 12. Costellazione dei satelliti GPS.

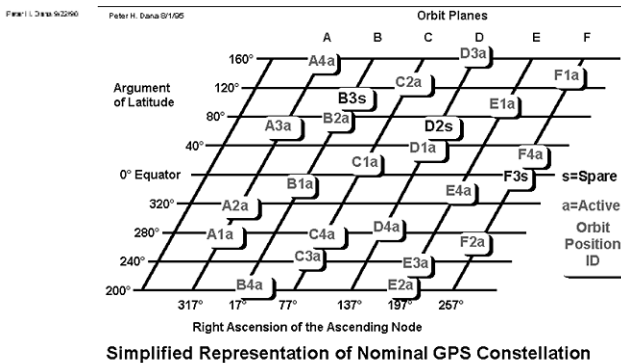


Figura 13. Schema della disposizione in piani orbitali.

Disegni di Peter H. Dana, The Geographer's Craft Project, Department of Geography, The University of Colorado at Boulder, disponibili al sito [www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gps\\_f.html](http://www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gps_f.html).

Il punto forte del GPS è la sua semplicità d'uso. I segnali arrivano agli utenti in banda L<sup>23</sup>, il che ne consente la ricezione con piccole antenne omni-

<sup>23</sup> Sono usate due frequenze: la frequenza L1 (1575,42 MHz) porta i dati di navigazione, la frequenza L2 (1227,60 MHz) i dati per la propagazione ionosferica. Per la massima precisione sono impiegati entrambi i segnali.

direzionali, simili a quelle dei telefoni cellulari; l'informazione è contenuta in un *frame* di soli 1500 bit che viene trasmesso ogni 30 secondi. Il GPS ha costituito un'autentica rivoluzione, anche grazie a terminali utente di piccole dimensioni, leggeri, economici e con output dall'interpretazione facile ed immediata, come la presentazione di mappe (anche stradali e cittadine) su cui viene evidenziata la propria posizione. Per questo, specie dopo l'eliminazione della degradazione del segnale per gli utenti civili<sup>24</sup>, l'uso del GPS si è ampiamente diffuso non solo tra gli utenti che tradizionalmente avevano necessità di determinare la loro posizione anche in assenza di punti di riferimento (navi ed aerei) ma anche da molti altri, come gli automobilisti o i singoli individui, grazie ai GPS palmari. Anche la trasmissione di riferimenti di tempo aventi la precisione degli orologi atomici ha avuto molte applicazioni pratiche, come la sincronizzazione dei pacchetti di dati in una trasmissione digitale.

Oltre all'ampliamento del numero dei possibili utenti, il GPS ha aperto la strada a una serie di nuove applicazioni, come la radio-localizzazione: accoppiando un ricevitore GPS a una radio trasmittente, è possibile inviare regolarmente la propria posizione, ad esempio, alla propria centrale operativa. Il fatto che il *frame* di dati del GPS sia molto contenuto rende agevole l'uso dei satelliti di telecomunicazioni per la loro trasmissione alla centrale: questo sistema è usato dalle compagnie di trasporto e dagli antifurto satellitari. Naturalmente, un sistema di questo tipo può rivelarsi prezioso per le richieste di soccorso, specialmente per navi ed aerei; le applicazioni militari in questo campo sono le stesse del settore civile.

Prima del GPS, il sistema satellitare di soccorso consisteva semplicemente in un *beacon* radio che emetteva, in emergenza, un segnale continuo. Alcuni satelliti meteorologici operanti in orbita polare bassa ed equipaggiati con un ricevitore di questi segnali potevano valutare la posizione dell'emittente mediante effetto *Doppler*, memorizzare l'informazione a bordo e scaricarla non appena in vista di una stazione equipaggiata per la bisogna (sistema COSPAS/SARSAT). Questo sistema, oltre ad essere non troppo preciso, non consentiva la ricezione della chiamata d'aiuto in tempo reale; ma nonostante questi limiti ha salvato molte vite. Naturalmente, si è pensato subito ad un sistema che trasmettesse direttamente il segnale del *beacon* alla centrale operativa del sistema di soccorso mediante satelliti di telecomunicazione in orbita geostazionaria, ma in tal caso il *beacon* doveva essere in grado di trasmettere la posizione di chi necessitava soccorso, per cui solo quando è stato possibile accoppiarlo a un ricevitore GPS questo metodo ha potuto diventare efficiente.

<sup>24</sup> La degradazione del segnale era indicata col termine SA (*Selective Availability*).

Un'applicazione più specialistica del GPS è il "GPS differenziale". La precisione di un ricevitore GPS dipende da vari fattori, ad esempio, problemi di propagazione del segnale nella ionosfera e limiti nella conoscenza dell'esatta posizione dei satelliti. Due ricevitori GPS vicini e a distanza nota sono però affetti da identici errori, per cui ogni piccolo cambiamento tra di loro è facilmente valutabile. Così, per esempio, piazzando un ricevitore GPS sulla prua di un velivolo e un altro in coda e collegandoli tra di loro con un computer è possibile, con un adeguato algoritmo di calcolo, determinare l'assetto del velivolo. L'uso del GPS differenziale basato su opportune stazioni fisse accuratamente georeferenziate consente di determinare la posizione con la precisione del centimetro.

Il sistema GPS, in conclusione, sta entrando prepotentemente nella vita quotidiana quanto i satelliti di telecomunicazione e di televisione diretta, e forse anche di più perché, se i satelliti di TLC e TV rendono molto più efficienti sistemi già esistenti il GPS apre strade interamente nuove, offrendo servizi in passato impossibili. È quindi naturale che si sia pensato a creare sistemi ancora più efficienti; e anche questa è una delle ragioni d'essere del sistema europeo Galileo. In ogni modo, il sistema GPS era nato come sistema militare, disponibile al mondo civile solo in forma degradata; ma un po' per la pressione del mondo industriale e forse un po' nel tentativo di fermare sul nascere il concorrente Galileo, è stato aperto a tutti, militari e civili, nelle sue piene capacità, per cui può essere oggi considerato un sistema duale (militare e civile) aperto a tutti gli utenti di tutto il mondo. Ed è per tutti un sistema ormai d'importanza vitale.

Parliamo ora del Galileo. Anch'esso è concepito come un sistema globale e aperto a tutti gli utenti; ma mentre per il GPS le "chiavi" del sistema sono in mano al DoD, quelle del Galileo sono in mano a civili. A parere dello scrivente, in pratica è la stessa cosa: gli utenti di questi sistemi di navigazione, radio-localizzazione e soccorso stanno crescendo a vista d'occhio, e questi stanno entrando nella vita di tutti i giorni così prepotentemente che chiunque detenga le "chiavi" del sistema non potrà permettersi di spegnerlo senza causare una catastrofe economica: presto sarà paragonabile allo spegnere tutti i telefoni del mondo. Il fatto che vi saranno due sistemi diversi ma tra di loro pienamente compatibili e totalmente interoperabili, ma in mano a due entità radicalmente diverse, non potrà che offrire maggiori garanzie di continuità di servizio.

Considerazioni politiche a parte, il Galileo è studiato per superare alcune limitazioni del GPS. Anzitutto in termini di continuità di servizio; per funzionare, un ricevitore GPS deve essere in visibilità di almeno tre satelliti, quattro

se si vogliono avere anche i dati di altitudine (e per una maggior precisione). Poiché si basa su una costellazione di satelliti mobili rispetto al suolo, può essere necessario attendere un certo tempo per “agganciare” il segnale dei satelliti necessari; in pratica, la disponibilità del sistema è limitata al 95% del tempo. La situazione peggiora per un utente che si muova in città, con gli edifici che schermano il segnale dei satelliti, oppure tra le montagne: la disponibilità può allora cadere sotto il 50%. Di solito, i navigatori satellitari delle automobili estrapolano la posizione, ipotizzando che l’auto proceda diritta a velocità costante quando viene perso il segnale dei satelliti; è un sistema che introduce sensibili errori: non è raro vedere sullo schermo la propria posizione saltare da quella presunta a quella reale (del tutto diversa) al momento in cui i satelliti tornano in visibilità. Ovviamente, per migliorare la situazione occorrono più satelliti: per questo Galileo sarà completamente compatibile e interoperabile con GPS; insieme, concorreranno a costituire il sistema GNSS (*Global Navigation Satellite System*).

Poi, c’è la precisione. Un errore di posizione massimo di 20 m può essere accettabilissimo per molti impieghi, ma in altri no: questa precisione non basta per dire a un treno se si sta muovendo sul binario giusto o su quello parallelo, a un automobilista su che corsia autostradale si trova o a una imbarcazione come muoversi tra gli scogli nella nebbia. In molte applicazioni militari, mancare il bersaglio di 20 m è del tutto inaccettabile. Legata alla precisione vi è l’affidabilità: un’avarìa che porti a un segnale non corretto, un errore nel calcolo della posizione del satellite, un inaspettato problema di propagazione ionosferica possono degradare l’informazione di posizione; per molti utenti, ad esempio gli aerei, sarebbe molto importante sapere quanto è precisa l’informazione ricevuta. Controllare la funzionalità del sistema si chiama “controllo d’integrità”; attualmente il sistema GPS non è in grado di effettuare il controllo d’integrità, ma il GNSS lo farà.

Il primo contributo europeo al sistema al GNSS è un sistema chiamato EGNOS (*European Geostationary Navigation Overlay Service*), destinato a fornire agli utenti del GPS e del GLONASS dei servizi supplementari: essenzialmente, un controllo d’integrità e una maggior precisione. EGNOS consiste in una vasta rete di terra disseminata per tutta Europa: 34 stazioni RIMS (*Ranging Integrity Monitoring Stations*) per determinare con la massima precisione possibile la posizione dei satelliti e per effettuarne il Controllo d’Integrità, 6 NLS (*Navigation Land Earth Station*) e 4 *Master Control Centre* (contenenti la *Central Control Facility* e la *Central Processing Facility*).



Figura 14. Rete di terra EGNOS (Cortesia Alenia Spazio)

In pratica, questa imponente struttura tiene sotto controllo i satelliti di entrambe le costellazioni, effettuandone il controllo d'integrità, e riceve i loro dati controllando, zona per zona, gli errori di posizione. Elabora quindi i dati di correzione, che sono trasmessi agli utenti tramite tre satelliti geostazionari di comunicazione (INMARSAT III AOR-E, INMARSAT III F5 e Artemis); i terminali utente, più complessi dei normali terminali GPS, ricevono i dati di posizione dai consueti satelliti di navigazione e quelli di correzione dai satelliti utilizzati dall'EGNOS, elaborano i dati e forniscono la posizione con un errore massimo di 5 m. Il sistema EGNOS, in corso di sperimentazione dal 2004, sarà operativo dal 2005 e costituisce un precursore del Galileo.

Quanto al Galileo, esso sarà costituito da una costellazione di 27 satelliti operativi e 3 di riserva, anch'essi attivi, tutti a 23.616 km d'altezza con 56° d'inclinazione; il primo satellite sarà lanciato a fine 2005 seguito, entro il 2006, da altri tre per consentire una prima fase di validazione. La piena capacità operativa è prevista per il 2008. La sua completa compatibilità e interoperabilità col sistema GPS costituisce uno dei suoi punti di forza; l'utente potrà praticamente disporre di un ricevitore pluribanda in grado di fare il punto basandosi su entrambe le costellazioni (nonché sui satelliti del sistema *Glonass*). Ciò dà al sistema globale una completa ridondanza: nel caso che, per qualche gra-



ve ragione, uno dei due sistemi diventasse inoperativo, rimarrebbe sempre l'altro. Inoltre, una doppia costellazione consente di determinare la posizione con una precisione superiore ad una sola (più satelliti sono in visibilità dell'utente, più preciso il calcolo della posizione). Questi vantaggi hanno spinto gli americani, inizialmente decisamente ostili verso il Galileo, ad un atteggiamento più collaborativo; ad esempio, è stato stipulato un accordo in base al quale il Galileo non potrà essere spento senza il pieno consenso sia degli americani che degli europei.

Se aggiungiamo che il Galileo dovrà incorporare un sistema di controllo d'integrità come quello oggi effettuato dal sistema EGNOS sul GPS, si comprende che l'utente del futuro sistema di navigazione globale sarà in grado di conoscere la sua posizione con una precisione mai peggiore di 4 m e normalmente dell'ordine di 1 m. Il controllo d'integrità consentirà tra l'altro all'utente di escludere dal processo di calcolo eventuali satelliti non funzionanti correttamente, garantendo la completa affidabilità dell'informazione. I satelliti Galileo incorporeranno anche un sistema di comunicazioni che consentirà loro di ricevere le chiamate di aiuto (associate alla posizione del chiamante, rilevata dal suo terminale) da dei *beacon* a 406 MHz e rimbalzare la richiesta di soccorso in banda L ai centri COSPAS/SARSAT che, tramite le stazioni di *uplink* del Galileo, potranno avvisare l'utente che la richiesta di aiuto è stata ricevuta. Inoltre, i satelliti Galileo potranno provvedere alla diffusione di informazioni meteorologiche e quanto d'altro si deciderà in futuro di aggiungere.

In conclusione, il futuro terminale di navigazione riceverà dati di posizione sia dai satelliti NAVSTAR del GPS e da quelli GLONASS che da quelli del Galileo, unitamente ad informazioni su integrità ed efficienza del sistema; di conseguenza, l'utente vedrà sul display la sua posizione con una precisione abitualmente dell'ordine del metro, e comunque conoscerà in ogni istante l'errore massimo che potrebbe esserci in tale informazione. Riceverà anche l'ora con la precisione di un orologio atomico; riceverà anche informazioni meteorologiche e, probabilmente, altri dati, ad esempio mappe della zona; e disporrà di un comando che gli permetterà di inviare, in emergenza, una chiamata di soccorso, e potrà sapere in tempo reale se la sua richiesta d'aiuto è stata correttamente ricevuta. Potrà collegare il suo terminale ad altri apparati, ad esempio per utilizzare i segnali di tempo per la sincronizzazione di altre apparecchiature, oppure per trasmettere la sua posizione a una centrale operativa. Il sistema potrà essere utilizzato da tutti coloro che già oggi usano il GPS, militari e civili, utenti fissi e mobili, su veicoli terrestri, navi, aerei e mezzi spaziali, dallo Shuttle alla Stazione Spaziale Internazionale.



È evidente che questo sistema sarà di grande interesse per la Difesa italiana, come oggi lo è il GPS. Ed è interessante notare l'evoluzione dei sistemi di navigazione: nati come sistemi solo militari e poi resi disponibili (ma in forma degradata) anche al mondo civile stanno progressivamente passando nelle mani dei civili; ma d'altro canto, stanno arrivando ad un livello di affidabilità ed efficienza tale che, probabilmente, nessun militare in nessuna parte del mondo avrà interesse a creare un suo sistema personale ed indipendente.

#### 4.4. Sistemi di lancio

##### 4.4.1. *Problematiche del lancio dei satelliti*

Per iniettare in orbita un oggetto occorre portarlo a una quota sufficiente perché la resistenza dell'aria sia abbastanza bassa da consentirgli di percorrere almeno un'orbita completa, e imprimergli una velocità adeguata (dipendente dalla quota) in direzione tale da non farlo ricadere sulla terra (di solito conviene che la direzione sia quella orizzontale, o quasi). Questi sono i requisiti minimi per una messa in orbita; la missione da compiere dal satellite pone abitualmente vincoli più stringenti su quota, velocità e direzione, vincoli che impattano pesantemente sulle prestazioni richieste al lanciatore.

In Allegato 1 sono descritte in forma più completa i sei parametri che caratterizzano un'orbita, le nozioni fondamentali della meccanica orbitale e le manovre orbitali principali. Qui si riassumono velocemente gli elementi essenziali e indispensabili alla comprensione del seguito.

Al di sotto dei 120 km di quota (circa) la resistenza dell'aria difficilmente consente di effettuare una rivoluzione completa attorno alla terra; l'indeterminazione dipende dal fatto che la densità dell'aria varia con la latitudine e altri elementi come l'attività solare (un'intensa attività solare "gonfia" l'atmosfera). Per avere una vita orbitale di qualche giorno occorre un'orbita di almeno 150 km d'altezza. In pratica, raramente si impiegano orbite aventi una quota inferiore ai 200-250 km nel punto più basso (perigeo), a meno che sia prevista l'effettuazione di una manovra nell'arco di poche orbite, come nel classico caso dell'iniezione di un satellite in orbita geostazionaria: in questo caso il lanciatore inietta il satellite in orbita ellittica con apogeo a quota geostazionaria (circa 36 000 km sopra l'equatore); dopo qualche orbita viene effettuata una manovra (all'apogeo) che rende l'orbita circolare a quella quota.

Come nell'aerodinamica convenzionale, la resistenza dell'aria (*drag*) dipende dalle dimensioni dell'oggetto: date le loro generose dimensioni ne sono un esempio le stazioni spaziali, che per ragioni di facile accessibilità si mantengono in orbite non troppo alte (la ISS si mantiene di solito tra i 370 km e i

390 km, la Mir stava a circa 300 km d'altezza), il che richiede frequenti manovre per mantenere l'orbita ai valori previsti.

Quanto alla velocità orbitale, essa dipende dalla quota e dalla forma dell'orbita, che è una curva della famiglia delle coniche, e dalla quota. Per orbita circolare a bassa quota, la velocità orbitale è di circa 8 km/sec; e questa è la minima velocità orbitale possibile: se si imprime una velocità minore si ricade nell'atmosfera, mentre con una velocità maggiore si ottiene un'orbita ellittica con apogeo più alto. Lungo l'orbita ellittica, la velocità varia da punto a punto in base alla II Legge di Keplero: il satellite ha la massima velocità al perigeo, rallenta man mano che sale, ha la velocità minima all'apogeo e poi accelera mentre cade verso il perigeo. Un satellite non cade sulla terra ma attorno alla terra stessa; però la legge con cui varia la sua velocità è la stessa di un sasso lanciato verso l'alto. Un'orbita circolare alta ha una velocità minore di una bassa (a quota geostazionaria è di circa 3 km/sec); ma per arrivarci occorre più energia, per cui l'energia totale dell'orbita, che va fornita a spese del propellente utilizzato, è maggiore.

Dunque, rilasciando un oggetto appena al di sopra dell'atmosfera, in direzione pressoché orizzontale e con una velocità superiore a 8 km/sec questo è iniettato in un'orbita ellittica tanto più allungata quanto maggiore è la velocità di rilascio. Se la velocità è pari a circa 11 km/sec (la cosiddetta velocità di fuga), l'ellisse si apre in una parabola e l'oggetto si allontana indefinitamente nello spazio; velocità ancora maggiori fanno sì che la traiettoria di allontanamento sia iperbolica. Questo quadro è però complicato dalla presenza della luna, del Sole e dei pianeti, ed è il quadro delle missioni interplanetarie; argomento affascinante, ma che non riguarda questo lavoro. Ciò che interessa in questo capitolo è definire le caratteristiche di un sistema di lancio capace di iniettare un oggetto in orbita terrestre.

Anche coi più potenti propellenti oggi disponibili e coi rendimenti di un moderno motore a razzo, i consumi sono elevatissimi; per questo la soluzione fino ad oggi adottata è quella dei razzi a più stadi. Man mano che il propellente si consuma, il lanciatore si alleggerisce: non conviene portarsi dietro il peso morto dei serbatoi, e quindi li si abbandona. Di regola, si abbandonano anche i motori dello stadio: il rendimento dei motori varia con la quota, e finora si è ritenuto conveniente usare motori diversi e con propellenti diversi per le varie fasi del volo. Con poche eccezioni, di cui si parlerà più avanti, si preferisce oggi sacrificare all'adempimento della missione l'intero lanciatore (si parla di "lanciatori spendibili"), cosa che comporta costi di lancio molto alti: ma fino ad oggi si è ritenuto che un sistema di recupero degli stadi (ad esempio, un paracadute) comporterebbe un eccessivo aggravio in peso (e quindi,

minori prestazioni del lanciatore), senza contare che i costi per rimettere uno stadio in condizioni di effettuare un nuovo volo (con la sola eccezione dei *boosters* a propellente solido dello Shuttle, che vengono recuperati in mare dopo la discesa col paracadute) vengono considerati eccessivi.

Dal punto di vista dell'impiego operativo, non vi è distinzione tra lanciatori militari e civili: ogni macchina in grado di iniettare nell'orbita richiama il carico desiderato, coi suoi vincoli in termini di volume e di massa, può soddisfare altrettanto bene le esigenze militari che quelle civili. Comunque, nelle nazioni maggiori (Stati Uniti e Russia) i militari preferiscono gestire in proprio i lanci, con proprio personale e lanciatori propri; ma ciò per esigenze di prontezza operativa, flessibilità e soprattutto segretezza: dal punto di vista tecnico, l'operazione può essere affidata altrettanto bene a un vettore commerciale. Quanto alle basi di lancio, parecchie vengono impiegate sia da militari che da civili: ad esempio, Wallops Island è una base della NASA con aree per i militari, mentre Cape Canaveral è una base militare (*Patrick Air Force Base*) con aree della NASA.

Dal punto di vista della gestione, fino alla fine degli anni '70 i sistemi di lancio furono gestiti esclusivamente dagli stati, tramite organismi militari o comunque governativi, come la NASA. Questo era vero non solo per i due grandi, Stati Uniti e Unione Sovietica, ma anche per le nuove nazioni che si affacciavano allo spazio: Francia, UK, Italia (che rappresenta un caso anomalo e di cui parleremo a parte), Cina, Giappone... Anche l'Europa, che tentò di inserirsi nell'arena spaziale con gli sfortunati lanciatori Europa 1 ed Europa 2, si serviva di un'agenzia governativa, anche se facente capo a più governi: l'ELDO (c'era anche una seconda agenzia, l'ESRO, che si occupava di satelliti). Gli stati che non possedevano sistemi di lancio propri potevano solo rivolgersi agli stati che li avevano: sia USA che URSS lanciarono satelliti per i paesi loro amici, col vincolo però che fossero solo missioni scientifiche ma anche, molti insinuarono, che non fossero tecnologicamente così avanzati da poter essere competitivi coi loro sistemi.

Questo ultimo punto si riferisce particolarmente alla politica della NASA che, in quegli anni, fu alla base di accese polemiche, suscitate soprattutto da parte francese. L'Ente Spaziale americano lanciò una gran varietà di satelliti, sia di organizzazioni commerciali, internazionali come l'INTELSAT o americane come la RCA, sia di altri paesi (Italia compresa), e tra i lanci effettuati per altre nazioni non mancavano i satelliti di telecomunicazione (Canada, Indonesia...); ma è sicuramente vero che questi lanci venivano effettuati su basi di non interferenza con quelli della NASA stessa. Si consideri ad esempio il satellite italiano Sirio: era un satellite per telecomunicazioni sperimentale per la

valutazione della fattibilità di comunicazioni in banda EHF (20-30 GHz), cosa all'epoca pionieristica: ma la realizzazione del satellite andò a rilento (problema comune a non pochi programmi spaziali italiani) e quando fu pronto rimase a lungo in lista d'attesa per il lancio: quando fu finalmente lanciato, il suo potenziale innovativo era in buona misura venuto meno.

Ad ogni modo la NASA, afflitta da costanti problemi di riduzioni di fondi, aveva deciso la realizzazione del sistema di trasporto spaziale STS basato sullo Shuttle di cui si parlerà più avanti (vedi § 4.4.3); questo avrebbe dovuto implicare sia una riduzione di un ordine di grandezza dei costi di lancio (ma questa si sarebbe purtroppo rivelata una chimera), sia l'istituzione di un servizio di lancio commerciale aperto a tutti (tranne, si suppone ai militari di paesi non amici). Dall'altro lato, l'Europa aveva creato un'Agenzia Spaziale unificata (l'ESA) e si approntava a realizzare il lanciatore commerciale Ariane, da gestire tramite l'agenzia a struttura privata Arianespace. La grossa novità era questa: l'ESA si era sobbarcata le spese di ricerca, sviluppo e qualificazione del lanciatore, cosa che avrebbe continuato a fare con tutti i nuovi lanciatori della famiglia; ma la gestione sarebbe stata affidata a un'organizzazione di stampo privato e commerciale che avrebbe fornito un servizio di lancio a chiunque fosse interessato a pagarlo e si sarebbe mantenuta coi propri introiti.

Un dirigente di Arianespace affermò in seguito che la NASA aveva verso chi le chiedeva di effettuare un lancio l'atteggiamento di "un signore feudale nei confronti dei servi della gleba che entravano nei suoi domini" mentre Arianespace aveva creato un servizio che seguiva il cliente, dalla trattativa iniziale fino all'iniezione in orbita del satellite. Al di là delle facili polemiche, è comunque innegabile che l'organizzazione di Arianespace era caratterizzata da una flessibilità e un'adattabilità a venire incontro alle particolari esigenze dell'utenza senza precedenti. Del resto, anche i lanciatori della famiglia nascevano per essere estremamente flessibili.

Si consideri ad esempio la famiglia Ariane 4, che fino a poco fa ha costituito il "cavallo di battaglia" di Arianespace. Per i lanci in orbita bassa (tipicamente in orbita eliosincrona), Ariane 4 veniva lanciato in configurazione base (cioè senza *boosters*) e portava il carico principale (un grosso satellite: per esempio, l'Helios) e, in un apposito *dispenser*, un grappolo di satelliti minori. Per i lanci verso l'orbita geostazionaria (suo compito principale) poteva portare o un singolo grosso satellite o due satelliti in appositi adattatori; vari modelli di scudi aerodinamici ed adattatori consentivano di configurare il lanciatore in base alle dimensioni del/dei passeggero/passeggeri. In base al peso totale si sceglieva la configurazione dei *boosters*: due o quattro a propellente solido (più economici ma meno potenti), due o quattro a propellente liquido

(più potenti ma anche più costosi) o, infine, due a propellente solido e due a propellente liquido. Per maggiori dettagli, si veda l'Allegato 2.

La flessibilità aveva un diretto impatto sui costi di lancio e quindi sulla flessibilità contrattuale: un cliente con un satellite non troppo pesante e disposto ad aspettare, poteva risparmiare attendendo che si trovasse un secondo passeggero avente peso e dimensioni giuste per permettere un lancio in configurazione più economica. Nel caso di SICRAL, era stato previsto per contratto il lancio con Ariane 5 e che il satellite non dovesse pesare più di 2500 kg; a seguito di ritardi con questo lanciatore, che costrinsero Arianespace a mantenere in linea più a lungo del previsto Ariane 4, fu concordato di utilizzare questo ultimo. Ma poiché Ariane 4 lasciava il satellite in un'orbita di trasferimento con perigeo più basso, Arianespace autorizzò l'imbarco su SICRAL di circa 100 kg di propellente in più, e risolse il problema del soprappeso abbinando SICRAL col più piccolo e leggero Skymet 4F (satellite militare per telecomunicazioni britannico, 1550 kg al lancio) e configurando Ariane nella versione più potente, Ariane 44L, con 4 *boosters* a propellente liquido.

Altro esempio di flessibilità: poiché per SICRAL si era scelto di risparmiare evitando di assicurarlo contro un'eventuale incidente di lancio e realizzando invece gli elementi per la costruzione di un satellite di riserva (elementi che verranno poi utilizzati per SICRAL 1B), si è negoziato con Arianespace di poter disporre di un secondo lancio, interamente gratuito, in caso di fallimento del primo. Il lancio doppio ha però i suoi inconvenienti: SICRAL usava propellenti liquidi che andavano raffreddati, mentre Skymet aveva un razzo di apogeo a propellente solido, che andava tenuto più caldo. Durante la preparazione al lancio il cliente inglese dovette chiedere la sospensione del conteggio alla rovescia, perché la temperatura del suo motore era troppo bassa; il problema fu risolto, ma a questo punto fu il cliente italiano a dare "semaforo rosso", perché il ritardo imponeva di riallineare la rete di telemetria a terra. Sebbene il ritardo massimo ammissibile per il lancio fosse di un'ora (altrimenti, si sarebbe dovuto rinviare al giorno dopo), si riuscì a risolvere i problemi in tempo e a concludere felicemente il lancio.

Dopo la catastrofica perdita della navetta *Challenger*, il governo degli Stati Uniti pose fine al sistema STS (di cui si parlerà diffusamente più avanti) come sistema commerciale: la vita umana è troppo importante per rischiare un mezzo con equipaggio per l'invio di satelliti in orbita, quando i sistemi convenzionali sono perfettamente in grado di compiere lo stesso lavoro. La scelta americana di ritornare per questa attività ai lanciatori convenzionali (che lo Shuttle avrebbe dovuto far sparire), unitamente al successo di Arianespace, portarono alla diffusione della commercializzazione dei lanciatori. I costrut-

tori di lanciatori non si limitarono più a realizzare delle macchine che venivano vendute alla NASA che, a sua volta, provvedeva a lanciarli coi suoi mezzi (eventualmente anche per i privati), ma iniziarono ad organizzare dei veri servizi di lancio da fornire direttamente ai clienti, se pure utilizzando a titolo oneroso le attrezzature di lancio di Cape Canaveral.

Nacquero varie società che commercializzavano anche lanciatori diversi, talvolta con basi proprie, come la Sea Launch che utilizza un'originale base di lancio galleggiante. A un certo punto, anche l'Unione Sovietica, pressata dai suoi problemi economici, entrò nell'arena commercializzando i suoi lanciatori come il potente Proton; il crollo dell'URSS ha intensificato questo processo, mettendo in lizza i paesi ex-sovietici dotati di un'efficiente industria spaziale (Russia ed Ucraina). I successivi trattati di limitazione degli armamenti missilistici hanno consentito di immettere sul mercato tutta una serie di potenti missili militari, riconvertiti in lanciatori spaziali e commercializzati a condizioni vantaggiose. La stessa Arianespace oggi offre lanci con l'europeo Ariane 5 (classe lanciatori pesanti), il russo Soyuz (classe lanciatori medi) e a breve l'italiano Vega (classe lanciatori leggeri).

Una più completa descrizione e valutazione comparata dei sistemi di lancio commerciali oggi esistenti è riportata in allegato 2. Ormai, i costruttori hanno realizzato delle società che commercializzano i propri prodotti, offrendo servizi di lancio anche ad agenzie governative (in USA la NASA ma spesso ormai anche l'USAF); vi sono poi associazioni internazionali che commercializzano uno o più lanciatori. Praticamente, oggi chi ha un satellite da lanciare può scegliere tra più organizzazioni quella che più è in grado di soddisfare le sue esigenze (prezzi, tempi di attesa, servizi ausiliari...).

#### 4.4.2. *Lanciatori commerciali*

L'allegato 2 dà una panoramica delle compagnie oggi operanti nel campo dei sistemi di lancio e dei lanciatori commercialmente disponibili; in questo capitolo forniamo invece alcune indicazioni generali relative ai criteri di scelta. Ci si focalizzerà soprattutto sul problema dei costi, come introduzione ai capitoli successivi.

Le compagnie operanti nel settore offrono un servizio di lancio completo, prendendosi cura del satellite dal momento della consegna; chiaramente i prezzi variano a seconda del servizio richiesto: ad esempio, la richiesta di poter disporre di un secondo lancio gratuito o a tariffe scontate nel caso di fallimento del primo può far salire la tariffa base, ma può ridurre i costi dell'assicurazione o consigliare a rinunciarvi del tutto. Inoltre, ci possono essere vari vincoli sul secondo lancio (in genere, sulla sua data), il che ha impatti sulle

scelte del cliente (se ha già disponibile un esemplare di riserva, ad esempio). Una valutazione in termini di costo/efficacia non è quindi affatto banale ed esula dagli intenti di questo lavoro, in cui si forniranno solo alcuni approssimati ordini di grandezza.

Nella scelta del vettore commerciale ha ovviamente importanza prioritaria, oltre alle dimensioni e al peso del satellite, il tipo di orbita richiesta: un lanciatore ottimizzato per il lancio di satellite geostazionari potrà essere troppo oneroso per un lancio in orbita bassa, mentre un lanciatore ottimizzato per lanci in orbita eliosincrona potrebbe non essere in grado di portare un carico utile apprezzabile in orbita geostazionaria.

Se la scelta precisa del lanciatore può essere fatta, di solito, all'ultimo momento, la scelta della sua tipologia deve essere fatta in sede di progetto: non solo è necessario che forma, peso e dimensioni del satellite siano compatibili con gli scudi aerodinamici disponibili per i vari lanciatori, ma il propellente imbarcato è funzione del profilo di missione richiesto al sistema di lancio: la maggior parte dei lanciatori per satelliti geostazionari rilascia il satellite in orbita di trasferimento (GTO: perigeo a circa 200 km d'altezza e apogeo a quota geostazionaria); il passaggio all'orbita geostazionaria (GEO) viene poi effettuato a spese del satellite, che deve quindi essere equipaggiato di un potente motore d'apogeo e imbarcare un'adeguata quantità di propellente (per l'operazione di "circularizzazione" dell'orbita a quota geostazionaria occorre circa una quantità di propellente pari alla metà del peso dell'intero satellite).

Anche la posizione geografica della base di lancio ha la sua importanza: variare l'inclinazione dell'orbita di un satellite è operazione onerosa, sia in termini energetici che, conseguentemente, di consumi di propellente. Per un lancio in orbita di trasferimento, una posizione geografica molto sull'equatore, come ottenibile con la base galleggiante *Odyssey* della *Sea Launch*, o ad essa molto prossima come nel caso di Kourou (5° S) è molto più conveniente di quella di Cape Canaveral (28,5° N) o, peggio ancora, di Baikonur (46° N). Alcuni lanciatori, però, possono correggere in tutto o in parte l'inclinazione; ciò che si risparmia nel satellite si spende nel lanciatore, e viceversa.

In ogni caso, si tenga presente che per un satellite geostazionario il propellente rimasto dopo il raggiungimento del punto di stazione è fondamentale, perché da esso dipende la vita operativa del satellite. In orbita geostazionaria esistono varie perturbazioni (causate dalla Luna dal Sole, dalla non sfericità della Terra, come dettagliato in Allegato 1) che tendono ad allontanarlo dal punto di stazione, che deve essere mantenuto a spese dei propellenti imbarcati. Di norma, in un satellite geostazionario si ha cura di mantenere propellenti per garantire una vita operativa tra i 10 e i 15 anni; una vita più lunga



è generalmente ritenuta inutile, perché la degradazione di alcuni componenti come le cellule solari, gli inevitabili guasti e l'altrettanto inevitabile obsolescenza tecnologica renderanno inevitabile la sostituzione del satellite. Infine, dato che l'orbita geostazionaria è unica, è necessario mantenere a bordo un po' di propellente per spostare da questa il satellite al termine della vita operativa e lasciare la posizione orbitale libera per un nuovo satellite.

Per dare un ordine di grandezza, quindi, i lanci in GTO vengono a costare tra i 17 000 \$/kg e i 28 000 \$/kg. I lanciatori più potenti, come Ariane V, si attestano sulle cifre più alte; ma data la possibilità di lancio doppio, i costi per ogni satellite sono circa la metà. Più bassi i costi di lancio coi lanciatori cinesi della famiglia *Chang Zheng* (*Lunga Marcia*): tra i 13 000 \$/kg e i 20 000 \$/kg; la concorrenza accusa i cinesi di mantenere i prezzi artificialmente bassi grazie al supporto statale. È comunque un fatto che molti clienti sono restii a rivolgersi ai cinesi che giudicano "poco trasparenti" e sui quali le compagnie di assicurazione occidentali hanno di solito poca fiducia.

Un'alternativa è il lancio direttamente in GEO, grazie a uno stadio superiore del lanciatore capace di multiple accensioni. Questa possibilità è offerta dal russo *Proton*, ma verrà presto resa disponibile in alcune versioni di *Atlas V* e *Ariane V*. Difficile valutare la convenienza di questo sistema, che non consente il lancio doppio e che, per essere adeguatamente sfruttata, richiede un satellite progettato ad hoc; il costo specifico di un lancio direttamente in GEO è maggiore di quello in GTO, ma il peso del satellite (a parità di carico utile) può essere ridotto alla metà. Un'ulteriore possibilità è il lancio in orbite "supersincrone", offerta da alcune compagnie nel caso di lancio singolo: il satellite viene immesso in un'orbita di trasferimento con apogeo più alto dell'orbita geostazionaria (di solito a circa 40.000 km d'altezza). In questo caso, per passare in GEO il satellite deve effettuare due tipi di manovre: innalzare il perigeo a 36 000 km e abbassare l'apogeo alla stessa quota; ma siccome si parte da un'orbita a più alta energia, il consumo di propellenti sul satellite è globalmente minore. Infine, vi è una possibilità intermedia: lancio in GTO con capacità, da parte dell'ultimo stadio del lanciatore, di dare un contributo all'innalzamento del perigeo, riducendo i consumi del satellite. Praticamente, ce n'è per tutte le esigenze.

Per i lanci in orbita media e bassa, vi sono varie possibilità a seconda delle esigenze. In particolare:

- Lanci di carichi "pesanti". Per questi non vi è altra alternativa all'uso di lanciatori pesanti; è altresì disponibile lo *Shuttle*, di cui si parlerà nel seguito, ma non più su basi commerciali. Lo *Shuttle* sarà forse ancora disponibile per missioni militari prioritarie; in linea di principio, quindi, potrebbe anche essere



disponibile per lanci militari di nazioni appartenenti alla NATO, previo accordo col DoD; ma non si vedono al momento grossi satelliti militari che necessitino assolutamente di essere lanciati dallo *Shuttle*, anche perché, dopo la rinuncia a lanciare questa navetta dalla base di Vandenberg, con essa non sono effettuabili lanci in orbite polari ed eliosincrone. L'USAF lancia quindi i suoi pesanti satelliti di osservazione mediante *Titan*. In ogni modo, i costi sono gli stessi che per i satelliti geostazionari, dato che si impiegano gli stessi lanciatori; ma l'esigenza è limitata: in campo civile, ad esempio, è stata impiegata una versione del *Proton* per il lancio di componenti di stazioni spaziali, mentre in campo militare i lanciatori pesanti (principalmente *Titan* e *Proton* sono utilizzati per i satelliti giganti di osservazione e (forse) ELINT.

- Lanci di carichi “medi” (~1000-2000 kg). Per questo tipo di missioni sono disponibili lanciatori “medi”, assai più economici (meno di 6000 \$/kg; al solito i più economici sono i lanciatori cinesi). Ariespace, dopo la chiusura della linea di produzione di *Ariane 4*, commercializza in base ad accordi coi russi i lanci mediante il collaudatissimo *Soyuz*. *Cosmo-Skymed* rientra in questa classe di lancio.
- Lanci di carichi “piccoli” (> 1000 kg). I satelliti “medi” e “piccoli”, comunque, o trovano posto a basso costo come carichi secondari (associati a un satellite maggiore), o richiedono un lancio dedicato, nel qual caso più che il costo specifico (\$/kg) interessa il costo globale; sono poi disponibili vari lanciatori leggeri, per lo più missili ICBM dimessi e convertiti in lanciatori, la cui capacità di lancio è modesta (alcune centinaia di kg, a seconda dell'orbita) ma che vengono offerti sul mercato a prezzi interessanti. Da tempo l'Italia sostiene la necessità di realizzare un lanciatore dedicato a questa fetta di mercato, proposta che si concretizzerà a breve col Vega, a cui verrà dedicato un apposito capitolo.
- Lanci di costellazioni. Per le costellazioni di satelliti in orbita bassa (satelliti di navigazione e per telefonia cellulare) la soluzione più conveniente è il lancio di più satelliti assieme con lanciatori di media potenza; vari lanciatori americani, russi e cinesi offrono dispensers per lanci multipli. Chiaramente, più potente è il lanciatore utilizzato e maggiore è il numero dei satelliti trasportabili, il che può compensare i maggiori costi del lanciatore stesso. Però è maggiore anche il rischio: il 9 settembre 1998 il fallito lancio da Baikonur di uno Zenit-2 portò alla perdita di 12 satelliti *Globalstar* in un colpo solo. In genere, si preferisce pertanto lanciare da 4 a un massimo di 8 satelliti per volta.

Questa è, grosso modo, la situazione attuale: si può affermare che qualsiasi carico utile (entro ragionevoli limiti di peso) può essere iniettato in qual-

siasi orbita terrestre d'interesse mediante operatori commerciali a condizioni negoziabili secondo le particolari esigenze. Per i satelliti militari, molti operatori offrono adeguate garanzie in termini di sicurezza e segretezza.

#### 4.4.3. *Il problema dei costi di lancio*

Gli elevati costi di lancio costituiscono da sempre il collo di bottiglia di ogni sistema spaziale, che ne strangola l'evoluzione. Fin dai primi tempi sono stati tentati vari sistemi per cercare di ridurre questi costi a livelli più ragionevoli; qui verranno riportate le soluzioni alternative che sono state studiate e tentate in passato; i sistemi allo studio per il futuro considerano più o meno tutti anche il problema del trasporto umano, non solo a costi contenuti ma anche in condizioni di piena sicurezza, e verranno quindi trattati nel capitolo dedicato all'uomo nello spazio.

#### *Propellenti solidi*

Un razzo a propellente solido è tecnologicamente molto più semplice e quindi economico di un razzo a propellenti liquidi: non vi sono serbatoi con i loro sistemi di pressurizzazione, tubazioni, valvole, camere di combustione, sistemi di raffreddamento, turbopompe con relativi sistemi di alimentazione: è solo un corpo (che costituisce abitualmente la struttura dello stadio), un semplice accenditore e un ugello. Il propellente viene stipato entro il corpo del razzo; il blocco di propellente (chiamato *grano*) può essere sagomato in modo opportuno così da bruciare con una legge prestabilita (la combustione avviene solo sulla superficie del grano, e quindi la spinta varia in base alla superficie esposta man mano che il grano si consuma); ad esempio, in un missile da crociera, si può avere una spinta breve ma potente in fase di lancio e una più debole ma di lunga durata in fase di crociera. È anche possibile realizzare stadi di propellenti diversi con diversi propellenti. Infine, un razzo a propellente solido può essere stivato a lungo in magazzino o direttamente sulla rampa, con il suo carico di propellente e pronto all'uso, il che ne fa apprezzare molto l'impiego per missili militari.

Sfortunatamente, un razzo a solido una volta avviato non può più essere spento né, tanto meno, riacceso: sui satelliti era apprezzato, per la semplicità e il basso costo, come razzo di apogeo (cioè per portare il satellite da GTO a GEO), ma poi ha ceduto il posto ai razzi a liquido che, se si verifica un'anomalia in fase di lancio che fa in modo che l'orbita di trasferimento non sia quella nominale, sono in grado, entro certi limiti, di risolvere il problema (la recente esperienza di *Artemis* ha dimostrato la superiorità, in tale ruolo, dei motori a ioni). Inoltre, le prestazioni dei razzi a solido sono minori di quelle dei

razzi a liquido; in termini di Impulso specifico<sup>25</sup> ( $I_s$ ), coi propellenti solidi si arriva al massimo a circa  $I_s = 300$  sec mentre coi propellenti liquidi stoccabili a temperatura ambiente si può arrivare a  $I_s = 340$  sec e coi propellenti liquidi criogenici a  $I_s = 470$  sec (ma al prezzo di gravi difficoltà tecnologiche che si traducono anche in un maggior peso dello stadio).

Il problema maggiore è però che, se è relativamente semplice realizzare piccoli motori a propellente solido, la difficoltà di realizzazione cresce al crescere delle dimensioni. Il peso stesso dei propellenti può introdurre deformazioni e cricche nel grano, che porterebbero fatalmente a una catastrofica esplosione; le operazioni di caricamento e di verifica radiografica del risultato comportano un incremento dei costi. Oltre a certe dimensioni, anche la struttura diviene complessa: il motore deve essere realizzato in più segmenti, e i costi salgono, specie se si vogliono adeguate garanzie di affidabilità. La catastrofica esplosione del *Challenger* è stata causata dalla mancata tenuta delle guarnizioni tra due segmenti di uno dei boosters a propellente solido dello *Shuttle*, dovuta al freddo al momento del lancio.

Per queste ragioni, i lanciatori a propellenti solido possono essere impiegati solo per il lancio in orbita media e bassa di carichi abbastanza limitati. I costi specifici (\$/kg) sono poco minori dei lanciatori a liquido ma, per questa fetta di mercato, il prezzo globale è decisamente conveniente: ad esempio il russo Start-1 (4 stadi a solido) costa circa 9 milioni di dollari al lancio; ma porta solo 500 kg a in un'orbita a 400 km d'altezza.

### Cannoni

Non è fisicamente possibile, come aveva scritto Giulio Verne in un suo romanzo, che un semplice proiettile di cannone entri in orbita: al massimo (e se non ci fosse la resistenza dell'aria), il proietto potrebbe effettuare una rivoluzione completa della Terra e ripasserebbe dal punto di lancio, colpen-

<sup>25</sup> L'impulso specifico è definito come l'impulso totale per portata in peso unitaria:

$$I_s = \frac{I}{Q}$$

essendo  $I$  l'impulso totale

$$(I = \int_0^T F dt$$

cioè la spinta media per il tempo di combustione) e  $Q$  il peso dei propellenti. Fisicamente, rappresenta la spinta media per ogni kg (in peso) di propellente consumato; si misura in secondi ed è un importante indice delle prestazioni di un motore a razzo. Più alto è l'impulso specifico, più basso il consumo richiesto per ottenere una determinata spinta.

do il cannone da dietro. È però possibile impiegare un cannone per imprimere la velocità iniziale ad un oggetto dotato di propulsione propria e capace di manovrare in quota, così risparmiando sulle spese di lancio. Si calcola che la “Grande Berta” della I Guerra mondiale fosse in grado di lanciare un carico utile di 120 kg a 65 km d’altezza. La meno famosa V-3 della II Guerra mondiale, un cannone a camere di scoppio multiple azionate elettricamente al passaggio del proiettile, avrebbe potuto lanciare un proiettile di 140 kg a 85 km d’altezza, se le bombe alleate non ne avessero impedito il completamento.

Negli anni '50 il canadese Gerald Bull iniziò a lanciare razzi strumentati per la meteorologia con normali cannoni da 5” e 7”. Nel 1962 prese il via il programma HARP in cui veniva impiegato un cannone da marina da 16 pollici con canna allungata a 30 m, che lanciò circa 200 proiettili strumentati e dotati di telemetria a quote stratosferiche, chiamati *Martlet* (in varie versioni). Nel 1967, Bull era ormai pronto a “sparare” il primo satellite, il Martlet 2G-1: il proiettile era costituito da due stadi a propellente solido con un microsatellite da 2 kg, mentre era pronto il progetto di veicoli più potenti. Sfortunatamente il programma HARP fu cancellato pochi mesi prima del lancio; Bull emigrò e dopo vari tentativi di portare avanti le sue attività finì in Iraq, ove collaborò al supercannone di Saddam Hussein e finì assassinato da agenti israeliani.

Nell’ambito del programma SDI furono studiati anche cannoni, sia elettromagnetici (rail-guns) che a idrogeno; questi ultimi apparvero i più promettenti e uno fu realizzato nel programma SHARP, che nel 1992 lanciò proiettili alla velocità di 3 km/sec. La realizzazione del cannone definitivo, capace di imprimere al proiettile una velocità quasi orbitale (7 km/sec) non fu però finanziata: il cannone sarebbe costato un miliardo di dollari, ma il proiettile avrebbe richiesto solo un minimo di propellente solido per la messa in orbita, portando un carico utile pari al 66% del suo peso. Il progettista, John Hunter, fondò allora una compagnia privata, la “Jules Verne Launcher Company”, il cui mezzo definitivo avrebbe dovuto consentire l’iniezione in orbita bassa un carico utile di 3300 kg al prezzo di 2 milioni di dollari (quindi a soli 600 \$/kg) e con la capacità di effettuare un lancio al giorno. Ma i miliardi di dollari necessari alla realizzazione del programma non furono trovati.

Sebbene il calcolo dimostri la fattibilità di sistemi di lancio a basso costo basati sui cannoni, il difetto di questi sistemi è la terrificante accelerazione iniziale:  $\approx 1000$  g, il che significa che si potrebbero lanciare solo satelliti specificamente realizzati e con tecnologie del tutto particolari. Ciò fa ritenere improbabile che tali sistemi possano mai avere una diffusione apprezzabile.

## *Il sistema STS*

Negli anni '70 la NASA diede il via a un programma concepito per risolvere in modo estremamente radicale il problema dei costi di lancio, creando un sistema interamente nuovo e tale da rimpiazzare, rendendoli obsoleti, tutti i lanciatori preesistenti. Questo sistema, designato STS (*Space Transport System*) avrebbe dovuto avere le seguenti caratteristiche:

- **Ricuperabilità.** Ogni componente del sistema avrebbe dovuto essere interamente recuperabile e riutilizzabile, in contrapposizione ai vecchi sistemi in cui tutto andava perduto per l'espletamento della missione.
- **Versatilità.** Il sistema STS avrebbe dovuto essere in grado di completare ogni tipo di missione, da quelle di lancio commerciale a quelle scientifiche, da quelle che richiedevano la presenza dell'uomo (incluse quelle di lunga durata, per le quali si riteneva altrimenti necessaria una stazione spaziale) a quelle di lancio di satelliti convenzionali. Avrebbe anche dovuto consentire missioni senza precedenti, come il recupero e la riparazione, a terra o direttamente in orbita, di satelliti e strutture spaziali di ogni tipo.
- **Dualità.** Il sistema STS sarebbe stato utilizzato sia dalla NASA per missioni civili che dall'USAF per missioni militari, utilizzando in parte mezzi posti in comune (ad esempio, le navette e le rampe di lancio) e in parte personale e attrezzature proprie.
- **Modularità.** Per effettuare quanto sopra, il sistema avrebbe utilizzato due basi di lancio (Cape Canaveral per i lanci a bassa inclinazione, come i lanci in GEO, e Vandenberg per i lanci ad elevata inclinazione, come le missioni in orbita polare e in SSO), alcuni componenti comuni (essenzialmente le navette e le relative attrezzature a terra) e numerosi componenti da imbarcare a seconda del tipo della missione da svolgere.
- **Economia.** La riduzione dei costi di lancio, prevista di almeno un ordine di grandezza, sarebbe stata ottenuta oltre che con la standardizzazione e il riutilizzo dei componenti anche con l'alto numero di missioni effettuate (tre o quattro al mese), il che avrebbe consentito di ammortizzare le spese fisse (attrezzature, personale, ecc.).
- **Collaborazione internazionale.** Il sistema STS sarebbe stato principalmente americano ma alcuni componenti sarebbero stati realizzati e forniti da altre nazioni in cambio di un corridoio privilegiato di accesso allo spazio (addestramento e trasporto gratuito di astronauti di altri paesi, ad esempio).

Nella sua concezione originale, il sistema avrebbe dovuto basarsi su un sistema pilotato in grado di inserirsi in orbita bassa e costituito da due grandi macchine alate, ognuna con il proprio equipaggio, poste l'una sul dorso dell'altra e

a decollo verticale; il velivolo madre avrebbe conferito al secondo, l'*orbiter*, la quota e la velocità iniziali e sarebbe poi atterrato planando su di una pista, mentre l'*orbiter* si sarebbe inserito in orbita bassa, avrebbe effettuato la sua missione e avrebbe poi anch'esso planato verso una pista di atterraggio. Per il lancio e il recupero di satelliti in orbita bassa, l'*orbiter* li avrebbe direttamente portati nella sua stiva, espellendoli o mettendoceli coi suoi due bracci meccanici; al massimo ai satelliti sarebbe stato richiesto di effettuare qualche correzione orbitale con il proprio sistema propulsivo. Lanci verso orbite alte e in GEO sarebbero stati effettuati mediante un veicolo robot detto "Rimorchiatore Spaziale" (*Space Tug*), che avrebbe anche provveduto al recupero dei satelliti guasti o a fine vita. Per le missioni umane, l'*orbiter* avrebbe imbarcato un complesso modulare e componibile, lo *Spacelab*, capace di ospitare ogni tipo di esperimento scientifico, coi relativi sperimentatori. Serbatoi aggiuntivi per le celle a combustibile avrebbero consentito di allungare le missioni scientifiche; grandi pannelli solari spiegabili dalla stiva avrebbero consentito missioni lunghe un mese e più. Per missioni richiedenti più spazio e tempo, ci si sarebbe infine potuti appoggiare a una stazione spaziale da occupare saltuariamente: lo *Skylab*.

Passati alla fase di progetto, iniziò però ad apparire chiaro che i costi di sviluppo di un sistema del genere erano mostruosamente alti. Tra l'altro, gli incontri tra NASA e USAF mostrarono che realizzare un sistema capace di soddisfare esigenze sia militari che civili non era affatto banale. L'USAF aveva esigenze di prontezza operativa e di flessibilità che la NASA non aveva; ad esempio, per l'USAF l'*orbiter* doveva essere in grado di manovrare in atmosfera molto più di quanto non avesse previsto la NASA (vedi Cap. 5.1). Questo significa che la configurazione preferita dalla NASA per l'*orbiter* (corte ali tipo F-104, con una portanza minima) non era più accettabile dai militari; da qui la scelta dell'ala a delta ogivale che caratterizza l'attuale *Shuttle*, dalle prestazioni molto migliori ma anche più complessa e costosa.

Ben presto, fu evidente che un sistema integralmente recuperabile avrebbe avuto costi di sviluppo proibitivi, e fu giocoforza accettare un compromesso: inserire elementi non recuperabili che avrebbero abbattuto i costi di sviluppo, se pure al prezzo di un "modesto" incremento dei costi di esercizio. Fu così eliminato l'aereo madre: il decollo sarebbe avvenuto semplicemente coi motori dell'*orbiter* (SSME), che sarebbe stato alimentato da un gigantesco serbatoio di propellenti (ET) destinato ad essere abbandonato per cadere in mare. Il decollo sarebbe stato agevolato da due potenti *boosters* a propellente solido (RCS), da recuperare in mare mediante paracadute e riutilizzare in una missione successiva. Fu poi cancellato il *rimorchiatore spaziale*: i lanci verso l'orbita geostazionaria sarebbero stati effettuati dall'*orbiter* mediante economici stadi a propellente soli-

do: PAM-D per i satelliti che venivano lanciati con Delta, PAM-A per i satelliti classe Atlas-Centaur, IUS bistadio per i satelliti privi di stadio d'apogeo e concepiti per l'uso dello *Space Tug*, IUS tristadio per le sonde spaziali...

Lo *Skylab* fu lanciato nell'ambito del proseguimento del Programma Apollo e visitato tre volte da equipaggi su capsule Apollo avanzate dopo la chiusura delle missioni lunari, e poi lasciato in orbita in attesa dello *Shuttle*. Sfortunatamente, un'attività solare insolitamente alta che fece "gonfiare" l'atmosfera più del previsto, incrementando la resistenza aerodinamica e quindi il decadimento orbitale, unitamente ai ritardi nella messa a punto della prima navetta del sistema STS (il *Columbia*) che impedirono di effettuare in tempo utile una missione destinata ad innalzare la stazione spaziale in orbita sicura, provocarono la perdita dello *Skylab*, precipitato l'11 luglio 1979.

Pur così menomato, il sistema STS si dimostrò inizialmente molto interessante, anche se si scoprì che le operazioni per rimettere un sistema spaziale in linea di volo dopo aver completato una missione non erano né così semplici né veloci né economiche come si era sperato. Il sistema consentiva comunque di effettuare operazioni impossibili con ogni altro sistema: il recupero di satelliti rimasti per avarie in orbite sbagliate, ad esempio, e la riparazione di satelliti in orbita. Particolarmente interessante era la possibilità di trasportare nella stiva piccoli carichi utili in contenitori standard detti "*Gateway Special*" (GAS); questi contenitori potevano anche trasportare piccoli satelliti a costi praticamente simbolici, che venivano espulsi dal GAS mediante una semplice molla. Però, l'obiettivo di arrivare a un alto numero di lanci al mese, indispensabile per abbattere le spese fisse e quindi di arrivare a bassi costi di lancio, non fu mai raggiunto.

La tragedia del *Challenger*, esploso in fase di lancio il 28 gennaio 1986, oltre a causare la perdita della navetta e di 7 vite umane, segnò la fine del sistema STS in quanto tale. L'indagine compiuta dalla commissione d'inchiesta mostrò che in fase di progetto dello *Shuttle* troppi rischi erano stati sottovalutati; furono inseriti nuovi sistemi di sicurezza, ma fu chiaro che un margine di rischio sarebbe rimasto. Ad esempio, la disposizione dell'equipaggio su due ponti, uno sopra l'altro, rendeva impossibile l'installazione di seggiolini eiettabili per tutti. Di conseguenza, si decise che la navetta sarebbe stata impiegata solo ed esclusivamente per le missioni che richiedevano la presenza dell'uomo in quanto tale; sarebbero stati lanciati solo quei satelliti e sonde spaziali progettati per essere lanciati col sistema STS e per i quali era impossibile l'uso di lanciatori convenzionali, dopo di che satelliti di questo tipo non sarebbero più stati costruiti. Il concetto era: non si può rischiare la vita umana solo per lanciare dei satelliti. La recente tragedia del *Columbia* ha dimostrato



la validità di tali preoccupazioni: con tutta la buona volontà, il volo spaziale umano rimane un'attività pericolosa.

Di conseguenza, il DoD si ritirò dal programma e le strutture di lancio di Vandenberg, previste principalmente per missioni militari, rimasero congelate: nessuno *Shuttle* è mai stato lanciato da quella base e, probabilmente, nessuno lo sarà mai. Fu ancora effettuata qualche missione militare, per esaurire l'hardware già esistente, poi la navetta si dedicò quasi esclusivamente a compiti civili, come le missioni alla *Mir* prima e alla stazione spaziale internazionale ISS poi. Attualmente e per il futuro, la storia dello *Shuttle* si inserisce esclusivamente nell'ambito dei voli umani: ne riparleremo in tale contesto.

Nonostante tutto, però, un sistema almeno in parte recuperabile è ancora giudicata l'unica soluzione possibile al problema dei costi di lancio. Varie possibilità sono state considerate: citiamo ad esempio la proposta inglese di *Hotol* e poi di *Skylon*, essenzialmente aeromobili in grado di decollare da piste, entrare in orbita ed atterrare; sarebbero macchine interamente automatiche, destinate al lancio di satelliti, ma in grado anche di portare dei passeggeri piazzando nella stiva una cabina pressurizzata. Poiché le proposte di sistemi STS alternativi a quelli basati sullo *Shuttle*, alcune più orientate all'impiego dell'uomo, altre meno, sono comunque moltissime, le tratteremo nel capitolo dedicato all'uomo nello spazio, anche se alcune sono concepite per missioni del tutto automatiche (ma talvolta vi si parla di portare a bordo anche degli uomini nel ruolo di *payload*; anche se è opinabile che qualcuno possa fidarsi a volare su un mezzo pilotato da un computer).

In ogni caso, la lezione del sistema STS è questa: non è detto che un sistema recuperabile e reimpiegabile sia più economico di uno spendibile. I costi di lancio, di ispezione, di manutenzione, di sostituzione di componenti deperibili devono essere ridotti al massimo, per arrivare a un sistema alternativo effettivamente economico; lo stesso dicasi per i tempi che intercorrono tra due missioni. La presenza dell'uomo a bordo, con il necessario incremento di precauzioni, aumenta i costi anziché ridurli. È possibile che un sistema tipo STS possa essere la soluzione; ma come debba essere fatto questo sistema, ancora non è dato intravedere.

### *Altre soluzioni*

Un tentativo sicuramente originale per ridurre i costi di lancio è rappresentato dal lanciatore *Pegasus*, oggi disponibile nella versione potenziata *Pegasus XL*. Si tratta di una macchina a 3 stadi, tutti a propellente solido; viene portato in volo da un aereo L-1011 che lo sgancia a 11.890 m di quota e a una ve-



locità di 925 km/h. Il primo stadio è alato, per cui le prime fasi di volo sono come quelle di un velivolo convenzionale. L'utilizzo di un aereo come base di lancio consente non solo di impiegare per la prima fase di volo una macchina riutilizzabile con bassi costi di manutenzione tra i lanci (tra una missione e l'altra basta fare rifornimento): elimina anche le spese di mantenimento di una base di lancio e consente di effettuare il lancio stesso nel punto geografico e nella direzione più vantaggiosi per la missione. L'ala (nel primo stadio) è poi uno strumento molto efficiente per le prime fasi di volo: si ricordi che nell'ala la portanza è di un ordine di grandezza maggiore che la resistenza.

Sfortunatamente, la fase di volo atmosferico è limitata: un lanciatore deve poter imprimere la velocità orbitale di circa 8 km/sec, il che lo costringe ad arrivare al più presto a una quota in cui la resistenza dell'aria sia sufficientemente bassa. L'ala è quindi uno strumento utile solo all'inizio della missione, poi diventa un'inutile zavorra. In pratica, il *Pegasus XL* è un lanciatore leggero in grado di iniettare un carico utile di 190 kg in orbita eliosincrona a 800 km d'altezza al prezzo decisamente interessante di 12 milioni di dollari; ma se guardiamo il costo specifico, questo è di circa 63.000 \$/kg, cosa che pone dubbi sulla validità della formula.

Il lancio da aereo è stato comunque preso in considerazione per il lancio di veicoli più convenzionali del *Pegasus*: ad esempio, l'Ucraina lo aveva preso in considerazione per il lancio del suo potente Zenit. Al di là della riduzione dei costi di lancio, abbastanza opinabili, il sistema garantisce una prontezza operativa di indubbio interesse militare: il sistema è quindi stato studiato (e sperimentato con successo) negli Stati Uniti per il lancio di sistemi anti-satellite (ASAT). Si sono anche lanciati razzi sonda da palloni aerostatici (sistema "*Rockoon*"), ma non si sono mai tentati lanci orbitali con questo sistema: è molto difficile che il guadagno di qualche decina di km in altezza del punto di lancio compensi la complessità del sistema.

Le cose sono diverse nel caso che si richieda di arrivare a quote spaziali ma senza arrivare alla velocità orbitale; in questo caso non si richiede di accelerare fino alla velocità orbitale, il requisito è solo di fare una puntata di breve durata ad alta quota, per cui il guadagno di qualche chilometro sulla strada da fare accorcia il percorso in modo significativo: la *Spaceship One* che ha vinto lo X-prize era appunto lanciata da un aereo ed altri concorrenti programmavano lanci da palloni. Ma per un volo orbitale, più che il guadagno di quota è importante il guadagno di velocità: un aviolancio avrebbe probabilmente senso solo con lancio da un velivolo supersonico, capace di imprimere una velocità iniziale di almeno Mach 3 (ma qualcosa di più sarebbe meglio).

Altri hanno tentato nuove vie: negli anni '80 la società AMROC realizzò un originale razzo vettore, il *Dolphin*, che veniva lanciato da un canestro galleggiante in mezzo al mare e zavorrato con cemento: una soluzione che riduceva al minimo i costi delle attrezzature di lancio, essendo il TT&C effettuato dalla nave appoggio. Inoltre, il *Dolphin* era propulso da un motore ibrido (propellente solido e ossigeno liquido), che aveva le prerogative dei motori a propellenti liquidi con costi più contenuti. Il *Dolphin* effettuò con successo un lancio suborbitale di prova nell'estate 1984, ma era finanziato esclusivamente con fondi privati: la società finì i soldi e dovette chiudere. La propulsione ibrida, poco più complessa e costosa della propulsione a propellenti solidi, rimane però un'idea interessante: la *Spaceship One* adotta proprio questo sistema propulsivo, che potrebbe quindi prender piede nel prossimo futuro.

Altri puntano sul recupero e il riciclo dei componenti; la Kistler Aerospace Corporation sta realizzando un lanciatore bistadio, il K-1, di cui il primo andrà recuperato con paracadute e airbag; i lanci dovrebbero essere effettuati dalla base australiana di Woomera. Analogamente la Beal Aerospace aveva studiato un veicolo a tre stadi, di cui due recuperabili mediante paracadute; sfortunatamente questa società ha cessato le attività. Il recupero mediante paracadute dei componenti (idea che risale ai tempi di von Braun) è comunque considerato da molti concorrenti all'*X-Prize* (vedi § 5.3.2) e potrà vedere sviluppi anche nel mondo dei lanciatori. Anche l'uso di nuovi propulsori molto economici, come quelli monopropellenti a perossido d'idrogeno (la comune acqua ossigenata) rientrano nelle possibilità allo studio.

La soluzione più probabile nell'immediato futuro è, forse, quella di ricorrere al massimo all'uso di componenti standardizzati e a tecnologie consolidate, che uniscano a una buona affidabilità costi ragionevoli. L'uso di moduli standard fu tentato, in modo spinto, dalla società tedesca OTRAG; essa aveva realizzato dei razzi sonda moto semplici, costruiti impiegando tubi da 30 cm già disponibili sul mercato e usando come propellenti cherosene e acido nitrico commerciale: mettendo assieme più stadi, costituiti da un numero variabile di questi razzi montati in fasci, avrebbe ottenuto lanciatori di varia potenza. Ogni modulo era riaccendibile e poteva operare a piena spinta o mezza spinta; la modulazione della spinta forniva la guida, e l'eventuale avaria di qualche motore avrebbe comportato un calo di prestazioni, senza conseguenze catastrofiche. La società provò con successo i suoi moduli da un poligono in Zaire, ma poi per ragioni politiche (la società era finanziata dalla Libia, interessata alla versione missile intercontinentale) perse il suo poligono e dovette rinunciare.

La soluzione è oggi ripresa, in modo meno spinto, dal russo Angara, in fase di realizzazione a cura della prestigiosa Khrunichev e commercializzato dalla ILS (*International Launch Services*: vedi Allegato 2). L'Angara si basa su uno stadio denominato URM (*Universal Rocket Module*), dimensionato per poter essere trasportato con ferrovia e dotato di motore RD-191 (versione in scala ridotta degli sperimentati RD-170 ed RD-171): diverse prestazioni sono ottenibili realizzandone grappoli di 3 e 5 moduli e con diversi stadi superiori, anch'essi già sperimentati. L'impiego combinato di elementi praticamente identici e l'uso di tecnologie sperimentate ma aggiornate allo stato dell'arte sarebbero gli elementi chiave per ridurre i costi.

Ecco come l'ILS stessa illustra i vantaggi dell'uso di elementi comuni nell'Angara:

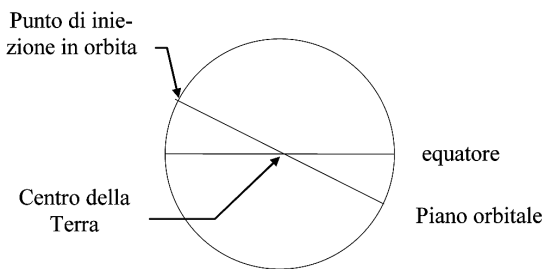
- Eccellenti caratteristiche energia/massa, ottenute mediante impiego di motori e propellenti ad alta energia e principi di progetto e tecnologie moderni;
- Adattabilità a un'ampia gamma di carichi utili;
- Riduzione del costo per la costruzione dell'hardware;
- Riduzione nei costi di approntamento al lancio, mediante l'uso di metodologie standard;
- Incremento di affidabilità del lanciatore grazie all'uso di soluzioni standard per il progetto e per l'ingegneria;
- Accorciamento dei tempi di integrazione e del rischio tecnico per il satellite, grazie all'uso di procedimenti standard per la produzione e l'integrazione.

Solo l'esperienza potrà dire se l'Angara terrà fede a queste promesse; è comunque probabile che, nel breve termine, esso costituirà uno dei massimi sforzi per la riduzione dei costi di lancio. Quanto al lungo termine, solo sistemi drasticamente innovativi, probabilmente nell'ambito dei sistemi recuperabili, potrà risolvere il problema dei costi.

#### 4.4.4. *La scelta del poligono*

La scelta della posizione in cui collocare la base di lancio è soggetta a vincoli di diversa natura. Il primo, e il più ovvio, è l'accessibilità: ognuno gradirebbe avere la base sul suo territorio nazionale (ma come vedremo, non sempre è possibile), e comunque è necessario che il sito sia ben collegato per farvi giungere attrezzature, personale e, soprattutto, il lanciatore. Quando possibile, si preferisce avere la base vicino al mare; in alternativa è importante il collegamento ferroviario: molti missili russi sono stati dimensionati per il trasporto ferroviario, tenuto conto delle dimensioni delle gallerie. Altre volte, si fa uso dell'aereo: sono stati anche realizzati aerei particolari proprio per il trasporto dei vari stadi dei lanciatori.

Se a questi aspetti di praticità si può rinunciare, vi sono vincoli più impegnativi. Il sorvolo di zone abitate è da evitare per ragioni di sicurezza: la zona in cui ricadono i vari stadi è definita, ma bisogna sempre tenere conto della possibilità che si verifichi un'avaria in fase di ascesa, con possibilità di ricaduta al di fuori dell'area prevista. Ogni lanciatore ha quindi dei vincoli sulla direzione in cui può essere lanciato da una data base, vincoli che sono riportati sul loro manuale di uso. Ad esempio, da Cape Canaveral l'*Atlas* può essere lanciato con un Azimut<sup>26</sup> compreso tra 90° e 108°, il *Delta* tra 57° e 112°, lo *Shuttle* tra 35° e 120°. Russi e cinesi lanciano verso i deserti; gli altri preferiscono lanciare verso l'oceano, chiudendo l'area alla navigazione in occasione dei lanci. Non tutti seguono però in modo rigoroso questo vincolo di sicurezza; ad esempio, l'esplosione in volo di un lanciatore cinese CZ-2E poco dopo il lancio da Xichang (25 gennaio 1995) provocò la ricaduta su di un villaggio; il numero dei morti non è noto: i cinesi parlarono di 6 morti e 23 feriti, osservatori occidentali parlarono di 120 morti.



**Figura 15. Inclinazione orbitale in funzione della latitudine del sito di lancio.**

solo dalle leggi della meccanica celeste, che impongono che il piano dell'orbita passi per il centro della Terra. La condizione di minor energia è un lancio con azimut di 90° (cioè verso Est), che consente di sfruttare al massimo la forza centrifuga terrestre; in tal caso però, quando i motori si spengono, ci si trova alla latitudine della base di lancio e quindi a scivolare verso l'equatore, per cui la minima inclinazione ottenibile è uguale al valore di tale latitudine. La situazione è quella illustrata nello schizzo in Figura 15: azimut diversi da 90° comportano varie direzioni del vettore velocità e quindi diverse inclinazioni, ma sempre maggiori del valore della latitudine della base di lancio, sia che si

I vincoli in azimut si traducono in vincoli sull'inclinazione dell'orbita ottenibile. Durante la fase lancio, qualsiasi manovra è teoricamente possibile (ovviamente nei limiti della capacità del lanciatore, in genere non superiore ai 10° e comunque sempre penalizzante in termini di prestazioni ottenibili); ma al termine della fase propulsa, il volo è dominato

<sup>26</sup> L'azimut di lancio viene usualmente posto 0° verso Sud, 90° verso E, e così via.

tiri verso l'equatore che da parte opposta. Per ottenere inclinazioni minori, l'unico sistema possibile è quello di manovrare nel punto d'iniezione, in modo da variare direzione al vettore velocità; ma, di fatto, l'operazione è troppo onerosa, dal punto di vista energetico, per cui di norma viene effettuata dopo la messa in orbita, generalmente coi motori del satellite.

Esistono poi altri vincoli. Un ulteriore vincolo sull'azimut può dipendere dalla collocazione delle stazioni di terra che devono assistere la missione, sia in fase di lancio che nelle prime fasi critiche di messa in orbita del satellite: è chiaro che le stazioni devono poter vedere il satellite, per poter intervenire.

Possono esistere anche dei vincoli temporali connessi alla base di lancio: ad esempio, dal poligono giapponese di Tanegashima si può usualmente lanciare solo dal 15 gennaio a fine febbraio e dal 1° agosto al 15 settembre, per non interferire con le operazioni di pesca (ma talvolta i pescatori permettono il lancio in altri periodi). Di solito, però, si hanno *finestre di lancio* di natura temporale connesse al *payload*: dipendono dalla sua esigenza d'avere certe condizioni d'illuminazione e/o temperatura, o d'avere certe posizioni per effettuare certe manovre o per impiegare determinati sensori, o di essere in collegamento in certe fasi del volo con una particolare stazione di terra, e così via. Nelle missioni interplanetarie, il lancio è possibile solo quando la Terra e il pianeta di destinazione sono in determinate posizioni (ogni due anni circa per lanci a Marte e Venere, per esempio); a questa finestra principale, si può sommare una finestra minore, che richiede che anche l'angolo di rotazione della Terra sul suo asse abbia un valore predeterminato (questo specialmente se si effettua un lancio diretto, senza passare preliminarmente per un'orbita di parcheggio: il caso si applica soprattutto a lanci effettuati con vettori economici, e si parla di *Finestre di Lancio Istantanee*).

Al di là dei vincoli, la posizione della base di lancio è importante anche per un'altra ragione. La terra ruota da ovest verso est, quindi tutto ciò che si trova sulla superficie terrestre ha una velocità propria pari a  $v_i = \omega_{\oplus} R \cos L_a$ , essendo  $\omega_{\oplus}$  la velocità angolare della Terra,  $R$  il raggio terrestre e  $L_a$  la latitudine. Lanciando con un azimut di  $90^\circ$  (cioè verso est), questa è la velocità iniziale del lanciatore, e costituisce un *bonus* sulla velocità che si deve realizzare per immettere in orbita il satellite. Per una base di lancio all'equatore, il contributo della rotazione terrestre è di 465,1 m/sec: un valore decisamente non trascurabile<sup>27</sup>.

<sup>27</sup> Lanciando con azimut  $A_z$  diverso da  $90^\circ$ , il *bonus* in velocità deve essere moltiplicato per  $\sin A_z$ . È evidente che il massimo vantaggio si ha proprio lanciando verso est: lanciando in orbita polare esso si annulla.

| Nome           | Latitudine | $\Delta v$ (m/sec) |
|----------------|------------|--------------------|
| Cape Canaveral | 28,5 °N    | 408,7              |
| Wallops Island | 37,9 °N    | 367                |
| Kourou         | 5,2 °N     | 463,1              |
| San Marco      | 2,9 °S     | 464,5              |
| Tyuratam       | 45,6 °N    | 325,4              |
| Tanegashima    | 30,2 °N    | 402                |
| Kagoshima      | 31,2 °N    | 397,8              |
| Xichang        | 28,2 °N    | 409,9              |

Nella tabella a fianco sono riportati i contributi dovuti alla rotazione terrestre per le principali basi di lancio da cui si sono effettuati lanci verso Est (si è indicato con  $\Delta v$  il *bonus* in velocità).

Da questa tabella si comprende perché un lanciatore leggero come lo Scout si sia rivelato più efficiente dalla piattaforma *San Marco* che da *Wallops Island*; è questa la ragione per cui tanti lanci sono stati affidati da altri

paesi all'Italia, tra cui (caso più unico che raro) dei lanci di satelliti della NASA, come vedremo meglio nel prossimo capitolo.

Concludendo, la posizione più favorevole per una base di lancio è quanto più possibile vicino all'equatore e con ampio spazio libero nella direzione in cui si effettuano i lanci. Se però da questa base si intendono effettuare solo lanci in orbite polari o ad esse vicine, come le orbite eliosincrone, la posizione in latitudine non ha più importanza.

#### 4.4.5. Le capacità di lancio italiane

Come potenza spaziale, l'Italia ha una posizione del tutto anomala. Dopo le due massime potenze, Unione Sovietica e Stati Uniti, l'Italia è stata una delle primissime nazioni a realizzare e vedere in orbita un proprio satellite (in questo è stata preceduta dal solo Canada: il primo satellite non americano o sovietico ufficialmente è inglese, ma in realtà era stato realizzato dagli USA e il Regno Unito ne aveva solo fornito il carico utile); è stata la prima nazione a immettere in orbita un proprio satellite impiegando una squadra di lancio interamente nazionale; è stata la prima a realizzare una propria base di lancio, gestita interamente da tecnici e operatori nazionali; ed è stata la prima a lanciare satelliti di altri paesi tra cui, cosa in cui a lungo è stata la sola, satelliti americani; è tuttora l'unico paese a poter vantare il 100% di lanci riusciti; e l'unica ad avere fatto tutte queste cose e a non aver mai realizzato un lanciatore nazionale, per cui usualmente non compare nell'elenco delle potenze spaziali dotate di capacità di lancio autonome, elenco in cui compare invece la Gran Bretagna, che pure si è limitata ad effettuare tre lanci e poi ha chiuso l'attività.

In realtà, l'Italia ha seguito un approccio graduale e piuttosto sapiente. Dapprima ha realizzato un piccolo satellite scientifico, il celebre San Marco 1, e ha messo insieme una squadra di lancio addestrandola in America: è questa squadra di lancio che ha immesso in orbita il satellite impiegando lanciatore e

base americani (cioè, il lanciatore *Scout* e la base di *Wallops Island*), come coronamento del suo iter addestrativo presso la NASA (15 dicembre 1964). Si passò quindi alla realizzazione della base di lancio: il poligono San Marco nella Formosa Bay, non lontano da Malindi, in Kenya, in base a una convenzione con la nazione ospitante e oggi intitolato a Luigi Broglio, il padre del programma. La scelta del sito fu dettata dalle considerazioni indicate nel capitolo precedente: prossimità dell'equatore, ampio spazio libero verso est. La base comprendeva un campo base a terra (in territorio del Kenya) e alcune piattaforme poste, all'epoca, in acque internazionali (oggi, con le estensione delle acque territoriali, nell'area del Kenya): la Piattaforma San Marco da cui venivano effettuati i lanci, la Piattaforma Santa Rita con le attrezzature e la logistica, e una piccola piattaforma con un radar. In base alla convenzione col Kenya, il programma era formalmente civile e dipendeva dall'Università di Roma, ma gran parte del personale era fornito dall'Aeronautica Militare, grazie a un accordo tra i due enti; del resto, alcuni degli scienziati del Progetto San Marco, a cominciare dal suo creatore, il Prof. Broglio, erano sia ufficiali AM che docenti Universitari.

Il primo lancio di un satellite dalla nuova base fu effettuato il 26 aprile 1967, seguito da altri lanci, sia di satelliti che di razzi sonda. Mancava solo l'ultimo passo: la realizzazione di un lanciatore italiano. Si iniziò a pensare alla produzione in Italia su licenza dello *Scout*, anzi di una sua versione potenziata da 4 boosters realizzati con i motori Algol del primo stadio del classico *Scout*: era il cosiddetto *San Marco Scout* o *Super Scout*. L'industria italiana mancava però ancora di esperienza nel campo dei grossi motori a propellente solido; esperienza che fu fatta grazie a un programma del tutto diverso: il Progetto Alfa.

Negli anni '60 molti paesi ritenevano essenziale, per la loro sicurezza, disporre di un deterrente nucleare e iniziarono a lavorare per dotarsene; tra questi anche la Svizzera e vari paesi balcanici, per cui l'Italia iniziò a sentirsi il classico "vaso di coccio tra vasi di ferro", e decise di fare altrettanto. Nasceva così, accanto al programma di nuclearizzazione, il programma Alfa, mirante alla realizzazione di un missile bistadio a propellente solido lanciabile da navi e da sommergibili. Questo programma non aveva collegamenti evidenti con il San Marco; tra l'altro l'Alfa era gestito dalla Marina mentre il secondo lo era dall'Aeronautica, e mentre il primo aveva finalità direttamente operative (realizzazione di un ICBM, anche se ufficialmente era definito un programma tecnologico inteso a sviluppare vettori a propellente solido ad alta potenza per applicazioni civili e militari) il secondo aveva scopi meramente scientifici e di prestigio internazionale, anche se l'Aeronautica puntualizzava che il personale addestrato a iniettare in orbita un satellite era anche capace di lanciare mis-



sili intercontinentali. Era però ovvio che un ICBM nazionale poteva essere l'apripista per un lanciatore nazionale di satelliti.

Il Progetto Alfa andò avanti, anche se i paesi vicini aderivano uno dopo l'altro al Trattato di non proliferazione nucleare; vi erano infatti forti indicazioni che la Jugoslavia continuasse a lavorare al suo programma di armamenti atomici. Tra il 1973 e il 1975 il primo stadio dell'*Alfa* fu lanciato tre volte dal Poligono Interforze di Salto di Quirra, con un simulacro del secondo stadio: tutti i lanci ebbero successo. Infine, però, anche l'Italia sottoscrisse il trattato di non proliferazione nucleare (2 maggio 1975), e i programmi di realizzazione di testate atomiche e di missili ICBM furono chiusi. L'*Alfa* lasciava però una fondamentale eredità: l'industria italiana (in particolare la BPD di Colleferro, oggi Avio) aveva imparato a realizzare grossi motori a propellente solido, aprendo la strada all'importante contributo italiano ad Ariane: interamente italiani furono i *boosters* a solido di *Ariane 4* ed italo-francesi quelli di *Ariane 5*.

Quanto al San Marco, il 25 marzo 1988 fu lanciato dal nostro poligono l'ultimo satellite, il *San Marco D/L*. Dal Poligono San Marco erano stati lanciati 9 satelliti e 18 razzi sonda, tutti con pieno successo. Mentre la stazione di TT&C al campo base continuava ad operare (e anzi veniva potenziata) entrando a far parte della rete mondiale di TT&C (in particolare per l'ESA), la piattaforma rimaneva inattiva per mancanza di lanciatori: l'ormai obsoleto *Scout* usciva infatti di produzione e la piattaforma era stata studiata per operare solo con lanciatori a propellente solido. La realizzazione del *Super Scout* passò per una lunga altalena di approvazioni e cancellazioni, di presunti finanziamenti e di rinvii; per un certo tempo si pensò alla produzione su licenza di uno o due esemplari di questo lanciatore, come fase intermedia verso la realizzazione di un lanciatore di produzione nazionale, il *Vega*, di cui si realizzò e provò il motore *Zefiro* degli stadi superiori. Ma la concezione stessa dello *Scout* era ormai troppo obsoleta, come tecnologie, come materiali, come componenti: si decise infine di realizzare il *Vega* in cooperazione internazionale (anche se sotto leadership italiana), in particolare con la Francia: e ciò ha aperto la strada all'impiego del Poligono di Kourou.

Attualmente, il *Vega* sta procedendo sotto l'ombrello di Arianespace che commercializza l'europeo *Ariane 5* con lanci da Kourou per i carichi pesanti, il russo *Soyuz* con lanci da Baikonur per i carichi medi e, per l'appunto, il *Vega* con lanci da Kourou per i carichi leggeri. Il primo lancio di quest'ultimo è previsto nel 2006. Quanto al San Marco, l'odierno poligono Luigi Broglio è sotto il controllo dell'ASI e dispone di apparati di TT&C moderni ed efficienti, mentre le piattaforme rimangono inattive, anche se è in corso di esame la possibilità di impiegarvi il russo rokot.



#### 4.4.6. *Possibili sistemi di lancio militari italiani*

Sebbene abbia un certo numero di componenti di realizzazione estera e sia frutto di una cooperazione internazionale, il Vega può essere considerato a buon diritto un lanciatore italiano, anche perché realizzato sotto responsabilità della compagnia italiana ELV S.p.A., una società costituita da Avio e ASI. In linea di principio, quindi, la Difesa potrebbe benissimo, volendo, acquistare dalla ELV dei lanciatori Vega e utilizzarli in proprio, ad esempio dalla Piattaforma San Marco, con cui rimane aperta la collaborazione da parte dell'Aeronautica. Rimane da vedere se la cosa può essere o meno d'interesse.

Abbiamo visto che i satelliti militari possono essere lanciati senza problemi da un vettore commerciale: dobbiamo quindi chiederci, anzitutto, quali satelliti potrebbero essere lanciati con il lanciatore nazionale e quali vantaggi possono esservi ad effettuare il lancio in proprio, con mezzi e personale militari, e se tali vantaggi giustificano la spesa. Poi, bisogna valutare la possibilità di impiegare il Vega, che sarà a breve disponibile, e il Poligono Luigi Broglio, che c'è già.

Come illustrato nei primi capitoli, i satelliti che sono stati realizzati o lo saranno a breve per le specifiche esigenze della Difesa italiana sono essenzialmente quelli di telecomunicazione e quelli di osservazione. Tutti possono essere lanciati senza problemi coi lanciatori commerciali oggi disponibili, e infatti questo è il sistema di lancio per loro previsto. Le società di lancio hanno però un buon numero di clienti in lista d'attesa, e normalmente dalla prenotazione al lancio bisogna aspettare almeno un anno (ma spesso di più); l'attesa può allungarsi quando si sceglie il più economico lancio doppio: in tal caso bisogna aspettare anche la disponibilità di un secondo cliente, avente peso e dimensioni giuste e richiedente il lancio nello stesso periodo. È principalmente per poter lanciare quando necessario, senza vincoli di sorta, che può aver senso disporre di una capacità di lancio autonoma.

Un altro vantaggio del lanciare in completa autonomia è la riservatezza che viene resa possibile, non tanto in termini di sicurezza del satellite (gli operatori commerciali offrono in genere adeguate garanzie per i lanci militari, mettendo a disposizione aree riservate in cui tenere il satellite prima del lancio e con sorveglianza a cura del cliente) quanto di segretezza sul momento del lancio e sull'orbita ottenuta. Non è possibile alcuna segretezza sulla posizione orbitale in GEO: per evitare interferenze tra satelliti geostazionari, le caratteristiche dei pacchi di comunicazione, sia in trasmissione che in ricezione, devono essere preventivamente pubblicati e la posizione orbitale prenotata secondo complesse procedure. Su orbite diverse, è possibile lanciare senza preavviso e senza annunciare i dati orbitali; ma i sistemi di sorveglianza (quel-

li del NORAD, ad esempio) dispongono di sistemi radar in grado di individuare ogni oggetto in orbita, anche non cooperante (cioè, che non emette segnali) e avente dimensioni di qualche centimetro, nonché di determinarne l'orbita. Al fine di evitare rischi di collisioni, poi, i dati orbitali così ottenuti vengono resi disponibili su internet: alcuni programmi per calcoli orbitali, anche utilizzabili su normali Personal Computer (come STK, vedi Bibliografia), dispongono di un database di tutti gli oggetti orbitanti noti che viene aggiornato continuamente via internet, e sono in grado di propagare le orbite indicando dove si troverà l'oggetto in un determinato momento. Il segreto sui dati orbitali, quindi, durerebbe poco.

Per quanto sopra, disporre di una capacità di lancio autonoma è di limitato interesse per i satelliti geostazionari di telecomunicazione, mentre potrebbe essere interessante per satelliti di osservazione, specie se dotati di sensori SAR e quindi in grado di espletare le loro funzioni in qualsiasi momento del giorno o della notte. Si può allora pensare che, in particolari situazioni di crisi internazionale, sarebbe utile disporre di satelliti SAR pronti al lancio e di essere in grado di lanciare "a sorpresa" su orbite opportunamente scelte al fine di consentire l'osservazione di determinati bersagli critici in momenti prestabiliti. Come si è detto, la "sorpresa" non potrebbe durare a lungo (al massimo, qualche settimana); ma in particolari circostanze ciò potrebbe essere sufficiente: durante la Guerra del Golfo i satelliti americani non riuscirono a individuare le rampe mobili da cui venivano lanciati gli Scud, anche perché gli orari di passaggio dei satelliti era noto. Si tenga però presente che questo scenario presuppone che si disponga non solo di un lanciatore, una base di lancio, una squadra di lancio e una rete di TT&C, ma anche di uno o più satelliti esplicitamente progettati per il "*launch on demand*" e pronti in magazzino: e tenere dei satelliti stivati a terra, con tutte le protezioni, i controlli ambientali e le verifiche periodiche per assicurarne l'efficienza ha i suoi costi, non quantificabili in questo momento (dipendono dal satellite) ma sicuramente non trascurabili. Sono naturalmente possibili situazioni intermedie, come il tenere in magazzino i componenti principali e procedere all'assemblaggio solo nel caso in cui si preannunci una situazione di crisi che potrebbe rendere il lancio necessario.

Nel caso si decida di perseguire questa strada, tenendo conto del fatto che praticamente ogni lanciatore può essere acquistato dietro accordo col costruttore, si nota che un satellite da osservazione della classe Cosmo-Skymed pesa circa 1500 kg e richiede un'orbita operativa inferiore ai 700 km su inclinazioni polari o prossime ad esse (orbite eliosincrone, ad esempio): siamo quindi nel *range* in cui può essere utilizzato il Vega. Esso ha i seguenti vantaggi:

- Può essere considerato un lanciatore italiano, anche se parte dei componenti sono prodotti da altri paesi europei. Si può quindi contare sulla sua disponibilità, anche in difficili situazioni di tensione internazionale.
- È un lanciatore con tre stadi a propellente solido e uno a propellenti stoccabili, quindi relativamente semplice ed economico, e che può essere mantenuto in magazzino per lunghi periodi ed approntato per il lancio in tempi brevi.
- Tutte le esperienze di lancio italiane sono sul lanciatore Scout, che era assai simile (anche se molto più antiquato): si può quindi essere confidenti sulla capacità di personale militare di effettuare lanci con questo vettore, dopo un adeguato addestramento (che può essere effettuato in gran parte in Italia, con vantaggi in termini di riservatezza e di risparmio economico).
- Può essere lanciato dalla Piattaforma San Marco, con un numero modesto di modifiche (ma su questo punto dovremo fare qualche ulteriore considerazione).

Una descrizione dettagliata del Vega è riportata in Allegato 3.

Per quanto riguarda il lancio, bisogna tener presente che il Mar Mediterraneo è troppo piccolo e affollato per consentire di effettuare un lancio dal territorio nazionale. Alcune valutazioni effettuate anni fa indicano che il Vega potrebbe essere invece lanciato dalla Piattaforma San Marco senza richiedere grosse modifiche alle strutture del poligono; tuttavia, l'area è ottimale per i lanci in orbita equatoriale, ma la posizione geografica pone limiti molto stringenti ai lanci verso Nord, mentre verso Sud la presenza del Madagascar impedisce i lanci in orbita polare ed eliosincrona. Questi vincoli geografici limitano, in pratica, i lanci all'attività puramente scientifica; per superarli si era più volte presa in considerazione la possibilità di spostare le piattaforme in aree più favorevoli, come la Somalia: le gambe delle piattaforme possono infatti essere retratte e le piattaforme prese a rimorchio. Vari motivi, tra cui il periodo di instabilità politica in Somalia, hanno impedito al programma di concretizzarsi.

Se si considera che ormai le piattaforme sono anziane e probabilmente il lungo periodo di inattività ha fatto i suoi danni, si può proporre di rimpiazzare la Piattaforma San Marco con una piattaforma galleggiante, sul tipo di quella utilizzata dalla *Sea Launch*; una nave appoggio, da utilizzare per trasportare il lanciatore dall'Italia alla base, per rimorchiare la piattaforma nella posizione adatta per il lancio e per assolvere alle funzioni di Centro di Controllo, potrebbe rimpiazzare la Santa Rita. Il supporto della Marina Militare per la gestione della nuova piattaforma e della nave appoggio consentirebbe di ridurre i costi operativi e di dare alla base di lancio un carattere interforze, co-

me si conviene a una struttura della Difesa. L'attuale campo base del San Marco fornirebbe le funzioni di TT&C e il supporto logistico, nonché il deposito per i satelliti da lanciare. Rimorchiare la piattaforma in acque internazionali consentirebbe inoltre l'effettuazione di lanci militari in adeguate condizioni di segretezza e senza dover chiedere l'autorizzazione al paese ospitante.

Concludendo, nel caso la Difesa ritenesse di dotarsi di satelliti da lanciare "on demand" come, ad esempio, satelliti di osservazione per compiti specifici, potrebbe farlo abbastanza agevolmente e con costi ragionevoli lanciandoli con Vega e sfruttando il Poligono San Marco, di cui però si raccomanda l'aggiornamento, in particolare per le piattaforme. L'elemento chiave per una decisione in merito non è di natura tecnica ma politica: la creazione e il mantenimento di una capacità di lancio militare autonoma ha senso solo se si ravvisa la necessità di dotarsi di satelliti che, per la natura della loro missione, richiedono di poter essere lanciati in tempi molto ristretti dal momento in cui si ravvisa la necessità di poterne disporre.

## **Allegato 1: Le orbite e le manovre orbitali**

### *Considerazioni generali*

Il moto di un satellite è un *movimento Kepleriano perturbato* in quanto:

- Obbedisce, essenzialmente, alle leggi di Keplero;
- Esistono elementi di disturbo (perturbazioni orbitali) che lo fanno deviare da tali leggi.

Bisogna tener presente che Keplero formulò le sue celebri tre leggi in modo puramente empirico ed osservando, con gli strumenti di cui disponeva all'epoca, il moto dei pianeti attorno al sole; solo successivamente si scoprì la ragion d'essere, fisica e matematica, di tali leggi, il che consentì anche di accorgersi che da un lato queste leggi avevano un valore più ampio (descrivevano infatti il moto di qualsiasi corpo sotto l'influsso gravitazionale di un altro: valevano quindi anche per la Luna e i satelliti artificiali nel loro moto attorno alla Terra) ma, d'altra parte, erano rigorosamente esatte solo sotto certe ipotesi: se tali ipotesi non erano rispettate, esistevano delle deviazioni (perturbazioni orbitali) dalle leggi fissate da Keplero.

In realtà, dalle leggi del moto e di gravitazione di Newton<sup>28</sup> si ricava matematicamente che le leggi di Keplero sono rigorosamente esatte solo se:

<sup>28</sup> In seguito, Einstein ha dimostrato con la sue due Teorie della Relatività che anche la meccanica Newtoniana è solo un'approssimazione della realtà, introducendo così altri elementi correttivi; ma ai nostri fini gli effetti relativistici sono del tutto trascurabili.

1. Le uniche forze agenti sono di tipo gravitazionale;
2. L'oggetto orbitante ha massa trascurabile;
3. Il corpo attrattore è perfettamente sferico ed omogeneo;
4. Non vi sono altri corpi celesti in grado di far sentire la loro attrazione gravitazionale sui due corpi.

In pratica, per un satellite in orbita terrestre e privo di propulsione propria (è ovvio che l'uso di un sistema di propulsione altera completamente la situazione) la condizione 1) è soddisfatta, e sempre in modo limitato (perché esistono comunque altre forze: ad esempio il vento solare), solo per satelliti in orbita sufficientemente alta da rendere trascurabile la resistenza atmosferica.

La condizione 2) è soddisfatta non solo per i satelliti in orbita terrestre ma per la stragrande maggioranza dei corpi del sistema solare.

La condizione 3) è soddisfatta solo approssimativamente: la Terra non è perfettamente sferica né omogenea. Però, in orbita alta il moto di un satellite è molto prossimo a quello Kepleriano.

La condizione 4) non è mai soddisfatta; in orbita terrestre sono soprattutto il Sole e la Luna a far sentire il loro influsso, principalmente in orbita alta.

## Le leggi di Keplero

### Prima legge di Keplero

*L'orbita di un pianeta attorno al Sole è un'ellisse, di cui il Sole occupa un fuoco.*

Più in generale, l'orbita di un oggetto attorno a un corpo principale è una conica, con tale corpo posizionato in un fuoco (l'altro fuoco non ha significato fisico).

Di conseguenza:

- Il moto si svolge su un piano fisso, detto *piano orbitale*;
- L'oggetto può percorrere una curva chiusa (orbita ellittica o, al limite, circolare) o anche una traiettoria aperta (parabola o iperbole; talvolta si imprime una traiettoria di questo tipo alle sonde spaziali destinate a lasciare la terra).

Matematicamente, le coniche sono curve del 2° ordine, e quindi sono deter-

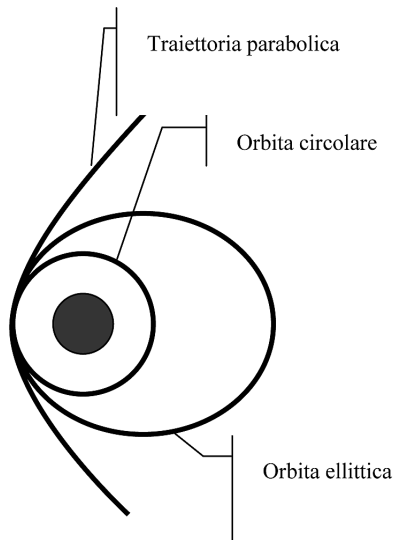


Figura 16. Forma delle orbite.

minate fornendo due parametri: nel caso dell'orbita ellittica si danno usualmente l'altezza del perigeo (il punto più basso) e quella dell'apogeo (il punto più alto), calcolati dal centro della Terra oppure dalla sua superficie, oppure i due semiassi (il semiasse maggiore è abitualmente indicato con la lettera  $a$ , quello minore con la lettera  $b$ ). Uno di questi elementi può essere sostituito dall'eccentricità  $e$ , definita in base alla relazione

$$e = \frac{R_a - R_p}{R_a + R_p}$$

in cui  $R_a$  ed  $R_p$  sono, rispettivamente, l'altezza dell'apogeo e del perigeo, misurata dal centro della Terra<sup>29</sup>. L'eccentricità è un elemento utile per valutare la forma della conica; infatti  $e = 0$  nell'orbita circolare,  $0 < e < 1$  nell'orbita ellittica,  $e = 1$  nella traiettoria parabolica ed infine  $e > 1$  nella traiettoria iperbolica. Nell'orbita circolare, quindi basta dare un unico parametro: il raggio; dire che è circolare equivale infatti a dire che l'eccentricità è nulla, e quindi corrisponde al dare il secondo parametro.

### Seconda legge di Keplero

*I raggi vettoriali<sup>30</sup> dei pianeti spazzano aree uguali in tempi uguali.*

Di conseguenza:

Il moto è più veloce vicino al corpo attrattore, più lento lontano. La legge del moto è quella della caduta dei gravi: si accelera man mano che si “cade” verso terra, nel punto più basso si ha la velocità massima, poi si rallenta man mano che si risale. Si può dire che un satellite “cade” attorno allo Terra.

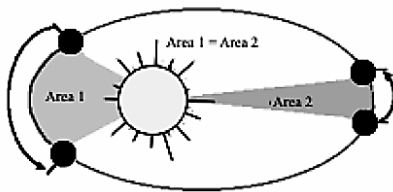


Figura 17. La legge delle aree.

A ogni punto dell'orbita corrisponde una velocità ben precisa: per cambiare velocità bisogna cambiare orbita e, viceversa, cambiando orbita si cambia la velocità. In ogni modo, lungo l'orbita la legge del moto è fissata in modo rigido.

Per quanto sopra, se si sa dove si trova un satellite lungo l'orbita a un dato istante, si può calcolare la posizione in cui viene a trovarsi in qualsiasi altro momento.

<sup>29</sup> Esistono varie definizioni dell'eccentricità; dato che gli elementi geometrici dell'orbita sono legati tra di loro, tali definizioni sono tutte equivalenti.

<sup>30</sup> Il raggio vettore è la linea che unisce il corpo attrattore con l'oggetto in orbita attorno ad esso.

Da questo ultimo punto deduciamo che, una volta nota l'orbita, basta un solo elemento per consentire la localizzazione del satellite su di essa; di solito si dà il tempo di passaggio al perigeo, oppure l'angolo del raggio vettore (*anomalìa*) rispetto a un dato riferimento (di solito la linea che unisce perigeo ed apogeo, detta *linea degli apsidi*) in un dato momento (detto *epoca*). Dopo di che, in qualsiasi momento si può calcolare la posizione del satellite.

Un'altra cosa da tener presente è che, siccome la velocità orbitale di un satellite è funzione della distanza di questo dalla terra, tale velocità è costante solo in un'orbita circolare.

### *Terza legge di Keplero*

*Il quadrato del periodo orbitale<sup>31</sup> è proporzionale al cubo della distanza media dal sole.*

Di conseguenza, il tempo impiegato a percorrere un'orbita dipende solo dalla sua ampiezza; nel caso di un satellite in orbita circolare, dipende solo dalla sua altezza.

Un'immediata applicazione è l'orbita geostazionaria: a una distanza media dalla superficie terrestre di 35 786,28 km<sup>32</sup>, il periodo orbitale coincide esattamente con quello di rotazione terrestre, per cui il satellite appare immobile su un punto del pianeta. Si noti che per la seconda legge di Keplero, l'orbita deve essere circolare, altrimenti la velocità varierebbe lungo l'orbita e il satellite oscillerebbe in direzione E-W. Inoltre, il piano dell'orbita deve essere equatoriale, altrimenti da terra si vedrebbe oscillare il satellite in direzione N-S: sono questi i motivi per cui esiste una ed una sola orbita geostazionaria.

### *Gli elementi orbitali*

Si è visto che due elementi definiscono la forma dell'orbita e che un terzo elemento definisce la posizione del satellite nell'orbita. Rimane da definire l'orientamento dell'orbita nel suo piano e la posizione del piano nello spazio.

Per quanto riguarda l'orientamento dell'orbita, occorre anzitutto fissare un riferimento solidale con essa: questo è la *linea degli apsidi* che, come già si è detto, è la retta che passa per il perigeo e per l'apogeo. Occorre quindi fis-

<sup>31</sup> Il periodo orbitale è il tempo necessario a fare una rivoluzione completa. Per satelliti in orbita terrestre, la rotazione della terra e quindi lo spostamento dell'osservatore può portare a confusione; si preferisce a volte parlare di "rivoluzione" per un giro completo rispetto alle stelle fisse (ed è questo l'elemento a cui la 3<sup>a</sup> Legge di Keplero si riferisce), riservando il termine "periodo" a un giro completo come visto da un osservatore terrestre.

<sup>32</sup> Il valore numerico riportato è quello effettivo, tenuto conto delle perturbazioni. Applicando rigorosamente le sole leggi di Keplero, il valore numerico sarebbe leggermente diverso, anche se il discorso rimane valido.



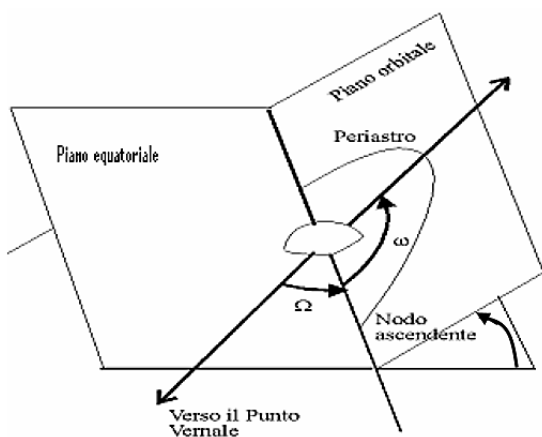


Figura 18. Riferimenti spaziali dell'orbita.

no al perigeo costituisce usualmente l'elemento ricercato, che viene normalmente indicato con la lettera  $\omega$ .

Per individuare la posizione del piano orbitale nello spazio occorrono altri due elementi: il primo, che è il più intuitivo, è dato dall'*inclinazione* del piano: è semplicemente l'angolo  $i$  tra il piano equatoriale e il piano orbitale, misurato a partire dall'equatore verso nord. L'altro elemento dà la posizione nello spazio della *linea dei nodi*, e richiede un riferimento astronomico. A tal fine si consideri la linea d'intersezione tra il piano equatoriale terrestre e il *piano dell'eclittica*, cioè il piano su cui si muove la terra nel suo moto di rivoluzione attorno al sole. La terra viene a trovarsi su tale linea agli equinozi; tale linea orientata, essendo la direzione positiva quella in cui da terra si punta verso il sole in corrispondenza all'equinozio di primavera è il riferimento cercato. Questa direzione è chiamata direzione del *Punto Vernale* o *Punto  $\gamma$*  o *Gamma dell'Ariete*. L'angolo  $\Omega$  tra la retta che va verso il *Punto  $\gamma$*  e il *Nodo ascendente*, misurato sul piano equatoriale, dà l'elemento cercato; viene chiamato usualmente R.A.A.N. (*Right Ascension Ascending Node*, cioè ascensione retta del nodo ascendente) o *longitudine del nodo ascendente*.

In conclusione, la posizione di un satellite può essere determinata fornendo sei elementi orbitali: due che caratterizzano l'orbita, uno che dà il suo orientamento nel piano, due che danno la posizione del piano nello spazio e uno che dà la posizione del satellite nell'orbita a un istante prefissato. Se le leggi di Keplero fossero rigidamente valide, i primi cinque elementi sarebbero assolutamente invariabili; in realtà, siccome il moto di un satellite è sempre perturbato, tutti e sei possono variare nel tempo, e di norma lo fanno.

sare un riferimento fisso nel piano orbitale: e questo è la *linea dei nodi*, cioè la retta d'intersezione tra il piano orbitale e il piano equatoriale terrestre; vengono chiamati *nodi* i due punti in cui l'orbita taglia il piano equatoriale: quello in cui il satellite si muove dall'emisfero Sud verso quello Nord si chiama *Nodo ascendente*, l'altro è il *Nodo discendente*. L'angolo tra le due rette (*Linea dei nodi* e *Linea degli apsidali*), misurato dal *Nodo ascendente* fino



*Non sfericità della terra*

Il fatto che la Terra non abbia una forma perfettamente sferica e non sia perfettamente omogenea introduce delle variazioni locali nel campo gravitazionale che influenzano il moto dei satelliti. Il campo gravitazionale (più esattamente, il potenziale gravitazionale) viene dato come somma di una serie di termini (*armoniche*) di uno sviluppo in serie molto complesso, contenente espressioni matematiche e coefficienti empirici. Vi sono *componenti zonali* indipendenti dalla longitudine, e che rappresentano il caso di simmetria in rivoluzione rispetto all'asse di rotazione (cioè, i paralleli sono dei cerchi); gli altri termini contengono sia la latitudine che la longitudine. Le *armoniche settoriali* corrispondono sia a una simmetria rispetto al piano equatoriale che a una forma di simmetria raggiata; rappresentano quindi una "forma a spicchi di arancia". Infine, le *armoniche tesserali* riportano le anomalie locali e portano a una forma bitorzoluta simile ad un ananas.

L'effetto perturbatore dominante è quello della prima armonica zonale (ordine di grandezza di  $10^{-3}$ ) che corrisponde a una distribuzione di massa quasi sferica, ma tenuto conto solo dello *schacciamento polare*: se ci limitiamo a considerare questo termine, troviamo che l'accelerazione di gravità  $g$  vale  $g = 9,864 \text{ m/sec}^2$  ai poli e  $g = 9,798 \text{ m/sec}^2$  all'equatore. Gli altri termini sono, al massimo, di ordine di grandezza  $10^{-6}$ ; la successiva armonica zonale corrisponde alla cosiddetta "forma a pera" della terra ed è stata la prima armonica ad essere scoperta dai satelliti. I termini successivi dipendono non solo dalla latitudine ma anche dalla longitudine; per quanto deboli, l'effetto cumulativo può essere rilevante, specie in orbite *risonanti* che portano un satellite a passare ogni giorno sugli stessi punti. Tutti gli elementi orbitali possono essere perturbati dalle irregolarità del campo gravitazionale terrestre; si riporta in dettaglio gli effetti più comuni e di particolare importanza pratica.

*Precessione nodale*: a ogni orbita, il nodo ascendente si sposta in senso inverso al moto del satellite di una certa quantità  $d\Omega$ . Questa perturbazione è sfruttata per realizzare le cosiddette *Orbite eliosincrone*, molto importanti per tutte quelle missioni in cui si richiede il mantenimento di certe condizioni di luce.

In assenza di perturbazioni, infatti, per la 1<sup>a</sup> Legge di Keplero il piano orbitale di un satellite in orbita terrestre manterrebbe inalterato il suo orientamento rispetto al cielo delle stelle fisse. Questo significa che se in un dato giorno il piano orbitale è di taglio rispetto al sole (e quindi il satellite passa sulla faccia illuminata per mezza orbita e su quella oscura per l'altra metà), dopo 3

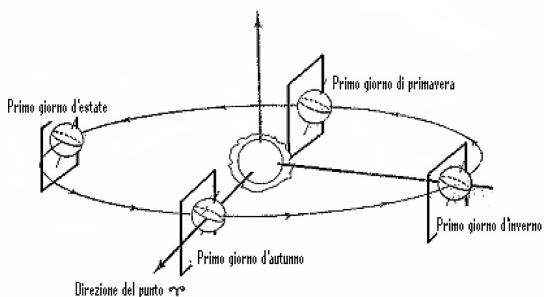


Figura 19. Piano orbitale in assenza di perturbazioni.

stessa posizione rispetto al sole: essendo l'anno di 365 giorni, per avere una rotazione di  $360^\circ$  all'anno occorre una velocità angolare di circa  $1^\circ/\text{giorno}$ . Le orbite *eliosincrone*, ideali per i satelliti di osservazione, sono quasi polari (per orbite polari la precessione è nulla) e leggermente retrograde (per avere precessione nel senso voluto).

*Precessione apsidale*: a ogni rivoluzione, la linea degli apsi subisce uno spostamento angolare. Se  $\omega$  è l'argomento del perigeo, a ogni rivoluzione esso migrerà di un angolo  $d\omega$ , come indicato in figura. Anche questa variazione, come la precessione nodale, è di tipo secolare: tende cioè a crescere nel tempo. L'effetto dipende dall'inclinazione del piano orbitale, ed è nullo per  $i=63,5^\circ$ .

Ciò è molto importante per i satelliti utilizzando un'orbita del tipo *Molniya*, impiegata principalmente dagli omonimi satelliti per telecomunicazione russi (ma anche da alcuni satelliti militari americani) che ha il vantaggio, rispetto all'orbita geostazionaria, di coprire efficacemente anche le zone più settentrionali del pianeta; avendo un periodo di 12 ore, il moto di questi satelliti è sincronizzato con la rotazione terrestre, ed avendo 8 ore di quasi stazionarietà 3 satelliti opportunamente sfalsati garantiscono una copertura continua sull'area di interesse. È però necessario neutralizzare la precessione apsidale: essendo le loro orbite molto ellittiche (l'apogeo supera i 40 000 km d'altezza), uno spostamento degli apsi modifica radicalmente la traccia al suolo. La

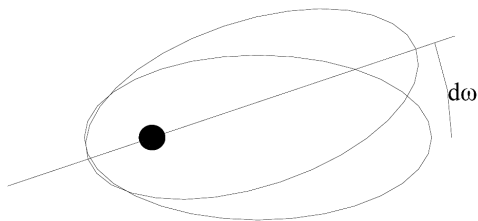


Figura 20. Precessione apsidale.

mesi il piano orbitale si troverebbe in piena luce, e quindi il satellite sorvolerebbe la linea del terminatore (cioè, la linea di demarcazione tra il giorno e la notte); la situazione sarebbe allora quella illustrata in figura.

Sfruttando la precessione nodale, è invece possibile far ruotare il piano orbitale in modo di mantenerlo nella

stessa posizione rispetto al sole: essendo l'anno di 365 giorni, per avere una rotazione di  $360^\circ$  all'anno occorre una velocità angolare di circa  $1^\circ/\text{giorno}$ . Le orbite *eliosincrone*, ideali per i satelliti di osservazione, sono quasi polari (per orbite polari la precessione è nulla) e leggermente retrograde (per avere precessione nel senso voluto).

scelta di un'orbita inclinata di  $63,5^\circ$  consente di neutralizzare gli effetti di precessione apsoidale la cui correzione è energeticamente onerosa.

*Drifting equatoriale.* In un satellite geostazionario, che quindi giace sul piano equatoriale e si mantiene immobile relativamente alla terra, l'effetto della non circolarità dell'equatore alla fine si fa sentire, per quanto sia debole e lontano. L'equatore è grosso modo ellittico; la differenza tra semiasse maggiore e semiasse minore è piccolissima: solo 65 m; eppure la differenza si sente.

Un satellite geostazionario tende a scivolare verso gli estremi del semiasse minore, dove l'attrazione gravitazionale è massima; se lo scivolamento non è contrastato, finisce con l'oscillare di moto armonico, avanti e indietro, attorno a tali punti. Viceversa, gli estremi del semiasse maggiore sono punti d'equilibrio instabile: un satellite in tali punti è come sulla vetta di una montagna, e basta un nulla per farlo "cadere" a valle. Quindi, la Terra è come un dipolo, e abbiamo sull'equatore due punti d'equilibrio stabile: a  $75,1^\circ$  E ed a  $105,3^\circ$  W; e due punti d'equilibrio instabile: a  $161,9^\circ$  E ed a  $11,5^\circ$  W.

### *Effetti degli altri corpi celesti*

L'attrazione gravitazionale dei corpi celesti diversi dalla Terra hanno sui satelliti principalmente due effetti: variazione dell'eccentricità e variazione dell'inclinazione del piano. Le perturbazioni principali sono provocate dal Sole e dalla Luna; quella della Luna è più del doppio di quella del Sole. Quelle degli altri pianeti sono di diversi ordini di grandezza minori.

Le cose sono complicate dal fatto che la direzione dell'astro perturbatore non è costante nel tempo. Nel caso del Sole, che impiega un anno per fare un giro completo sulla volta celeste, questo effetto è limitato; ma per la Luna, che fa un giro in circa 28 giorni, le cose si complicano. Tra l'altro, se il sole giace sull'eclittica celeste, sempre inclinata di  $23^\circ 26'$  rispetto all'equatore, il piano dell'orbita della Luna è inclinato di  $5^\circ 9'$  rispetto all'eclittica; per cui essa, percorrendo la sua orbita oscilla di  $\pm 5^\circ 9'$  rispetto ad esso<sup>33</sup>. Gli effetti per-

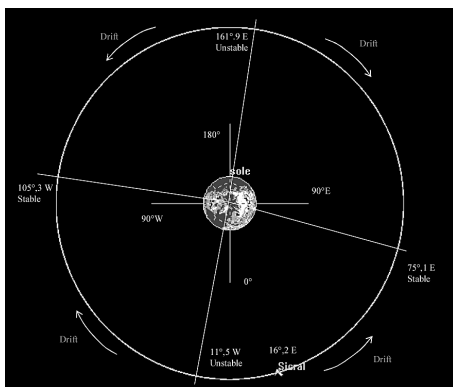


Figura 21. Drifting equatoriale.

<sup>33</sup> Quindi, la sua elevazione rispetto all'equatore varia da  $18^\circ 18'$  a  $28^\circ 36'$ .

turbatori variano quindi periodicamente nel tempo; il risultato è in ogni caso una variazione periodica d'inclinazione del piano orbitale e, per le orbite non circolari, d'eccentricità.

Per l'orbita geostazionaria, il sole provoca una variazione d'inclinazione di  $0,27^\circ/\text{anno}$ ; l'effetto della Luna dipende dalla data, e varia tra i  $0,48^\circ/\text{anno}$  e  $0,68^\circ/\text{anno}$ . La variazione del raggio è compresa tra  $-0,5\text{ km}$  e  $+0,24\text{ km}$ .

### *Effetto dell'atmosfera*

Non c'è un confine definito tra atmosfera e spazio esterno; e d'altra parte, anche nel cosiddetto “vuoto” dello spazio ci si imbatte in molecole, atomi, ioni e altre particelle. Se mai, il confine è tra la zona di “dominio” della Terra e quella del Sole. Quando l'atmosfera si fa molto rarefatta, il suo unico effetto è quello di creare resistenza aerodinamica: può quindi esclusivamente frenare il moto, riducendo l'energia dell'orbita: ciò che provoca è il *decadimento orbitale*.

Se l'orbita è molto ellittica, la resistenza aerodinamica si fa sentire quasi soltanto al perigeo ed è praticamente nulla all'apogeo. Questo frenamento riduce la velocità orbitale al perigeo ma lasciandone inalterata l'altezza, quindi diminuisce l'energia dell'orbita, il che si traduce in una riduzione del semiasse maggiore. L'altezza del perigeo rimane circa la stessa, mentre si abbassa l'apogeo, riducendo l'eccentricità.

Col diminuire dell'eccentricità e l'abbassarsi dell'apogeo, anche la resistenza aerodinamica nella parte più alta dell'orbita comincia a farsi sentire, causando un abbassamento anche del perigeo. Comunque, essendo la resistenza sempre più forte al perigeo che non all'apogeo, l'abbassamento maggiore è sempre quello di quest'ultimo, quindi l'orbita tende a diventare circolare. Una volta circolarizzata, la resistenza è costante su tutta l'orbita, e il satellite inizia a decadere spiralandosi fino al rientro.

Questo meccanismo può essere sfruttato in modo positivo. Nei primi voli spaziali umani, si adottavano orbite che assicuravano il rientro naturale in poco tempo, come sicurezza nel caso di malfunzionamento dei retrorazzi. Orbite a decadimento rapido sono state utilizzate dai primi satelliti spia, che registravano le immagini su film che poi andavano recuperati.

Volendo fornire qualche ordine di grandezza, la perdita di quota è di:

- $1\text{ m/orbita}$  a  $600\text{ km}$  d'altezza;
- $12\text{ m/orbita}$  a  $400\text{ km}$  d'altezza;
- $100\text{ m/orbita}$  a  $200\text{ km}$  d'altezza.

Può essere utile valutare le zone operative dei veicoli spaziali. Al di sotto dei  $110\text{ km}$  circa non è possibile effettuare voli orbitali; poco al di sopra è pos-

sibile effettuare qualche orbita, poi l'effetto frenante dell'atmosfera fa rientrare il satellite. Attorno ai 150 km è possibile una vita operativa di una settimana, 10 giorni al massimo; queste orbite sono state usate per satelliti spia e d'osservazione ricuperabili con pellicole a bordo. Le capsule spaziali *Mercury* avevano perigeo di 160 km e apogeo di 260-280 km, con vita operativa di pochi giorni: si trattava di un'orbita a decadimento naturale, usate per ragioni di sicurezza.

Attorno ai 300 km la vita operativa è di qualche mese; questa era l'orbita minima usata dalla *MIR*, che utilizzava i suoi motori per mantenersi tra i 300 e i 350 km. La Stazione Spaziale Internazionale ISS viene tenuta poco più in alto (350-400 km); lo *Skylab* era stato immesso in un'orbita a circa 430 km di altezza e rientrò dopo 6 anni. A 500 km di altezza la vita operativa supera il decennio, per avvicinarsi al secolo a 1.000 km di altezza. Tutte queste orbite sono in LEO (*Low Earth Orbit*, cioè orbita bassa). Le quote orbitali comprese tra 1.000 km e 10.000 km (MEO), consentono una vita che va dai secoli ai millenni; sono quote poco usate, per via delle radiazioni della Fascia di Van Allen interna. In HEO, sopra i 10.000 km, la vita va dai millenni a una virtuale eternità.

### *Manovre orbitali*

Raramente il lanciatore può immettere direttamente un satellite nell'orbita desiderata; una volta in orbita, quindi, in genere questo deve manovrare. La scelta di quali manovre è meglio vengano fatte dal lanciatore e quali dal satellite è un delicato problema di ottimizzazione; qui, si farà cenno alle manovre principali, indipendentemente dal fatto che siano effettuate dal lanciatore o dal satellite. Alcune manovre sono energeticamente molto onerose, altre di meno; tutti i 6 elementi orbitali possono essere modificati, ma non tutte le manovre sono consuete. Aggiungiamo che le perturbazioni possono, nel tempo, spostare un satellite dall'orbita voluta, ed è necessario manovrare per riportarlo in posizione. La vita di un satellite geostazionario per telecomunicazioni, ad esempio, dipende dalla quantità di propellenti imbarcati, necessari per mantenerlo in posizione.

Il comune denominatore per tutte le manovre orbitali è che la propulsione deve fornire ad un dato istante una certa variazione di velocità ( $\Delta\vec{v}$ ), opportunamente orientata. Se il sistema propulsivo è potente, può imprimere un  $\Delta\vec{v}$  elevato in un tempo breve, e quindi l'azione può essere considerata impulsiva; è questo il caso, ad esempio di un motore d'apogeo a propellente solido. Attualmente, però, sui satelliti si usano principalmente sistemi a liquidi di modesta potenza, e le manovre si protraggono per molti minuti, a volte attorno all'ora; in tal caso, le considerazioni che verranno svolte rimangono va-

lide, ma il  $\Delta\vec{v}$  complessivo va pensato come la somma (o meglio, l'integrale) di una sequenza di piccoli  $\Delta\vec{v}$ .

### *Manovre nel piano*

Abbiamo visto che, per la 1<sup>a</sup> Legge di Keplero, l'orbita è piana: quindi, per modificarne la forma il  $\Delta\vec{v}$  dovrà essere impresso nel piano. Abbiamo anche visto che la forma dell'orbita è data da due elementi; la manovra, in generale, li cambierà entrambi. Per esempio, se si modifica il perigeo lasciando inalterato l'apogeo, in realtà si cambia anche l'eccentricità dell'orbita, e quindi gli elementi modificati sono due.

Senza entrare nella trattazione matematica, diciamo che se ciò che si vuole ottenere è semplicemente un cambiamento nella forma dell'orbita (vale a dire, lunghezza del semiasse maggiore ed eccentricità) converrà dal punto di vista energetico effettuare un'accensione al perigeo; il risultato è un abbassamento o innalzamento dell'apogeo, a seconda che si sia rallentato o accelerato. Se però si vuole cambiare proprio il perigeo, si dovrà manovrare all'apogeo. Manovrare ad un apside, in conclusione, modifica l'altro apside. Poiché in genere si vuole modificare la quota di entrambi gli apside, si renderanno necessarie due manovre: una al perigeo ed una all'apogeo. Queste manovre, al perigeo e all'apogeo, sono le più comunemente utilizzate in assoluto.

In molti casi, ciò che si richiede non è il puro e semplice cambiamento di un elemento orbitale, ma un radicale cambiamento di orbita, vale a dire la modifica contemporanea di più elementi; si parla allora di trasferimenti orbitali, cioè di passaggi da un'orbita a un'altra. È evidente che un trasferimento orbitale può richiedere più manovre, con successivi passaggi in orbite intermedie. La casistica è pressoché infinita; qui consideriamo alcuni casi più comuni di manovre complanari, cioè di passaggi da un'orbita ad un'altra giacente nello stesso piano.

Partiamo anzitutto dal caso che si voglia passare da un'orbita circolare ad un'altra; è questo il caso in cui si voglia passare da un'orbita di parcheggio circolare bassa ad un'orbita geostazionaria (lanci dallo *Shuttle*, con *Atlas-Centaur*, con *Proton*, ecc.). In generale, per effettuare tale manovra, si dovrà effettuare il trasferimento lungo un'orbita ellittica che intersechi le due orbite; ma, poiché si è detto che la manovra energeticamente più conveniente è quella in cui il  $\Delta v$  viene effettuato secondo l'orizzontale locale, si manovrerà in maniera tale da avere l'orbita di trasferimento tangente sia all'orbita iniziale che a quella finale.

In questa manovra, comunemente chiamata trasferimento di Hohmann, si dà un primo  $\Delta v$  orizzontale per passare ad un'orbita ellittica avente perigeo in

corrispondenza al punto di manovra e apogeo tangente all'orbita finale; si dà poi un secondo  $\Delta v$  all'apogeo dell'ellisse, per circularizzare l'orbita.

È interessante notare che, sebbene l'orbita finale sia caratterizzata da una velocità orbitale minore di quella iniziale, entrambi i  $\Delta v$  sono ad accelerare. Questo avviene perché l'orbita di trasferimento, essendo ellittica, è caratterizzata da una velocità al perigeo maggiore di quella di un'orbita circolare alla stessa quota e, analogamente, all'apogeo ha velocità minore della corrispondente orbita circolare. Del resto, l'orbita finale ha energia maggiore di quella iniziale perché più alta (anche se più lenta), mentre l'orbita di trasferimento ha un'energia intermedia tra le due.

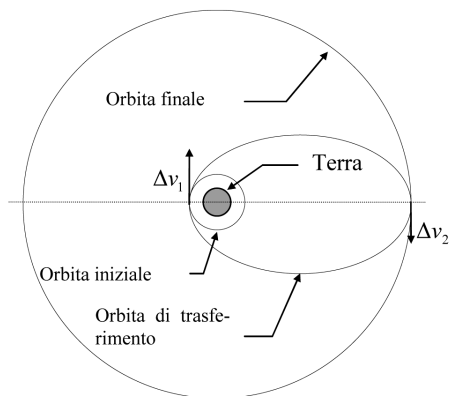


Figura 22. Trasferimento di Hohmann.

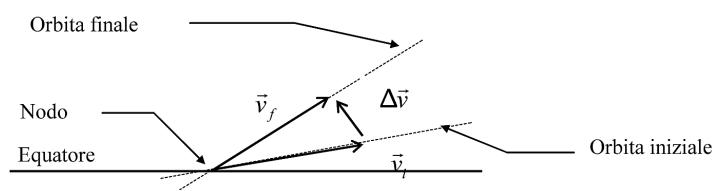


Figura 23. Cambiamento d'inclinazione.

Il problema del trasferimento tra orbite ellittiche è concettualmente identico, anche se matematicamente un po' più complesso: la soluzione ottimale rimane quella dell'ellisse tangente alle due orbite.

*Manovre fuori dal piano*

Per modificare l'inclinazione è necessario fornire un  $\Delta v$  diretto fuori del piano e, se non si vogliono avere modifiche d'altri elementi, bisogna agire secondo l'orizzontale locale (cioè, la spinta non dovrà avere componenti radiali). Infine, bisogna intervenire in corrispondenza ad un nodo, dato che la linea dei nodi è la linea comune tra il piano iniziale dell'orbita e il piano finale. Il  $\Delta v$

deve essere perpendicolare al piano; il vettore velocità va modificato solo in direzione, senza subire modifiche in modulo.

Conviene fare queste manovre là dove la velocità è più bassa, cioè al nodo più prossimo all'apogeo. Anche con quest'accorgimento, le manovre di cambiamento di piano sono molto onerose dal punto di vista energetico, e quindi si tende a scegliere delle procedure di lancio in grado di evitarle quanto più possibile: in un'orbita circolare bassa con una velocità orbitale di 7,5 km/sec, un cambiamento d'inclinazione di soli 5° richiede 654 m/sec. Le perturbazioni lunisolari, che tendono a modificare l'inclinazione del piano, sono tra le più dannose in assoluto.

In molti casi, l'immissione in orbita di un satellite richiede varie manovre: ad esempio, per il lancio di un satellite geostazionario occorre effettuare una manovra nel piano, per innalzare il perigeo e circularizzare l'orbita, e una manovra fuori dal piano, per portare il piano dell'orbita a coincidere con il piano equatoriale. La trattazione matematica mostra che effettuare le due manovre in contemporanea porta a sensibili risparmi energetici che non ad effettuarle in fasi successive.

## **Allegato 2: Sistemi di lancio disponibili sul mercato**

L'offerta, nel settore dei sistemi di lancio, è oggi molto varia ma anche complessa, data la tendenza delle varie compagnie a consorziarsi e a formare alleanze. Ad esempio, Arianespace fino alle soglie del 2000 offriva esclusivamente lanci da *Kourou* con le varie versioni di *Ariane 4*, sviluppato in Europa dall'ESA; oggi commercializza sia lanci da *Kourou* con *Ariane 5* che dal Cosmodromo di *Baikonur* con *Soyuz*, nonché da *Kourou* con l'italiano *Vega*.

Nel seguito saranno presentate le singole organizzazioni, nonché le principali caratteristiche dei lanciatori<sup>34</sup> da esse commercializzati.

### *Launch Services Alliance*

Sotto questo nome si riconoscono tre operatori commerciali tra di loro in-

<sup>34</sup> Si presenteranno solo i lanciatori commerciali, escludendo tra l'altro quelli riciclati da missili balistici resi disponibili dai trattati sulla riduzione degli armamenti nucleari, che sono "ad esaurimento". Nella nomenclatura dei componenti dei lanciatori, spesso i *boosters* costituiscono un vero e proprio stadio. Alcuni li definiscono "primo stadio", altri "stadio zero"; per evitare confusioni, verrà sempre usata questa seconda definizione.



dependenti ma legati da un patto, in base al quale il cliente di uno può, in caso di necessità, utilizzare i servizi di lancio di un altro, come chi ha acquistato il biglietto aereo da una compagnia può poi volare con l'aereo di compagnia diversa. L'Alleanza è stata creata nel luglio 2003; ne sono membri tre organizzazioni:

- Arianespace
- Boeing Launch Services
- Mitsubishi Heavy Industries.

Il primo lancio effettuato nell'ambito di questa Alleanza è avvenuto il 4 maggio 2004: il satellite DIRECTV 7S era prenotato con Arianespace per un lancio a fine 2003, ma essendo essenziale in quel periodo lanciare la sonda spaziale Rosetta (che aveva una finestra di lancio estremamente ristretta, per cui la sua missione aveva la priorità) questo satellite fu poi lanciato dalla Sea Launch, associazione di cui fa parte la Boeing. Il primo contratto effettuato esplicitamente nell'ambito della LSA è stato firmato nel maggio 2004: la società australiana Optus ha siglato un accordo con Arianespace per il lancio di due suoi satelliti con Ariane (nel 2005) e Soyuz (nel 2007), prevedendo in caso di necessità di servirsi di un altro lanciatore dell'Alleanza.

#### *Arianespace*<sup>35</sup>

Creata nel 1980 per gestire il lanciatore Ariane sviluppato dall'ESA, è la prima compagnia commerciale comparsa al mondo e da sola detiene oggi più del 50% del mercato. I suoi 52 azionisti appartengono a 12 paesi europei, tra cui l'Italia (7,17%). Fa parte anche del consorzio Starsem, che commercializza e impiega il lanciatore *Soyuz*; inoltre, opererà con l'italiano *Vega*: quindi, offre oggi come servizi di lancio: lanci pesanti con *Ariane 5*, medi con *Soyuz* e leggeri con *Vega* (lancio di qualificazione previsto per il 2006). Questo dà all'organizzazione una flessibilità estrema: così il satellite israeliano Amos 2, prenotato per un lancio con *Ariane 5*, è stato lanciato con *Soyuz/Fregat* (28 dicembre 2003).

#### *Ariane 5*

*Ariane 5* è costituito da uno stadio principale criogenico (LOX e LH2) con un unico motore, due potenti *boosters* a propellente solido (di produzione in gran parte italiana) e uno stadio superiore. Fino agli inizi del 2004 la versione in uso era principalmente quella designata *Ariane 5G* (G sta per *Generic*) con un motore *Vulcain*; a partire dal Volo 164 (ottobre 2004) sono ripresi

<sup>35</sup> Sede a Courcouronnes, presso Evry, a sud di Parigi, Francia.

i voli della versione *Ariane ESC-A*, che avevano segnato una battuta d'arresto per un lancio fallito (volo 157). Questa versione, destinata a costituire lo standard per i prossimi anni (anche se alcuni *Ariane 5G* rimarranno disponibili) è caratterizzata da un motore più potente *Vulcain 2* da 138 tonnellate di spinta, uno stadio principale modificato per ospitare una maggior quantità di ossigeno liquido e *boosters* potenziati (*Ariane 5 EAP* con motori P 241 da 714 tonnellate di spinta ciascuno, con ugelli orientabili).

*Ariane 5 ESC-A* ha uno stadio superiore interamente nuovo, dotato di motore criogenico (LOX e LH2) HM-7B da 6,5 tonnellate di spinta, lo stesso motore precedentemente utilizzato nel terzo stadio di *Ariane 4*. Con questo stadio, la capacità di lancio in GTO arriva a 10,5 tonnellate per lancio singolo (in lancio doppio bisogna sottrarre il peso dell'adattatore). In alternativa, viene offerto lo stadio superiore *Versatile EPS*, dotato di propellenti stoccabili (NTO e MMH), derivato dall'EPS in uso nelle precedenti versioni di *Ariane 5*. Questo è meno potente dello ESC-A, (la capacità di lancio in GTO cala a 8 ton) ma può essere acceso più volte, ed è quindi particolarmente adatto per lanci in orbite basse, medie o ad alto perigeo. Per il futuro, è prevista l'entrata in servizio dello stadio criogenico *ESC-B*, dotato di motore *Vinci* capace di accensioni multiple. La capacità di lancio di *Ariane 5 ESC-B* arriverà alle 12 ton in GTO per lancio singolo.

Al lancio, viene inizialmente acceso il motore *Vulcain 2* dello stadio principale; col lanciatore sulla rampa, il motore viene portato a regime e monitorato. 7 secondi dopo, si accendono i due *boosters* a propellente solido, che forniscono più del 90% della spinta al lancio, e consentono al lanciatore di staccarsi da terra. I *boosters* bruciano per 130 sec, poi si sganciano e il vettore prosegue sotto la spinta del motore principale; gli scudi aerodinamici si sganciano circa 200 sec dopo il lancio, mentre il motore brucia complessivamente 550 sec. Si accende quindi lo stadio superiore; il suo modo di operare dipende dal tipo, dalla missione e dal carico utile; in particolare, lo *EPS Versatile*, essendo capace di varie accensioni, può immettere i vari satelliti in orbite diverse.

Per alloggiare il carico utile, sono disponibili tre modelli di scudi aerodinamici (*short, medium e long*); il diametro interno è di 4,57 m e le altezze variano da 11,8 m a 15,59. Per i carichi doppi, sono disponibili due soluzioni: *Sylda 5* (diametro interno 4 m e disponibile in 6 versioni con altezze variabili tra 2,9 m e 4,4 m), un guscio per contenere il satellite inferiore che viene montato entro gli scudi aerodinamici con le dimensioni prescelte, oppure lo *Spectra* (diametro interno 4,57 m, disponibile in versioni con altezze del tratto cilindrico da 4,16 m a 5,66 m), una struttura le cui pareti costituiscono la parte inferiore della protezione aerodinamica, che viene prolungata con uno scudo

*short* per proteggere il satellite superiore. È anche disponibile un *dispenser* per piccoli satelliti denominato *ASAP* che può essere alloggiato entro gli scudi principali, *Sylda* o *Speltra*; a seconda dell'alloggiamento può ospitare, in varie combinazioni, da 4 minisatelliti da 300 kg a 8 microsattelliti da 120 kg. Sono altresì disponibili *dispensers* di diversa concezione.

### *Starsem*

Starsem è il consorzio che si occupa di tutte le operazioni connesse al lanciatore *Soyuz*, dalla produzione alla commercializzazione e alle operazioni di lancio. È costituito da *Arianespace* che commercializza e gestisce *Ariane 5*; *EADS*<sup>36</sup> (European Aeronautic Defence and Space Company) che produce, tra l'altro, il lanciatore *Ariane 5*; *RKA*, cioè l'Agenzia Spaziale Russa; e il Centro Spaziale di Samara *TsSKB Progress*, che produce il lanciatore *Soyuz* e numerosi veicoli spaziali e satelliti. Questa ultima deriva dalla fusione (1996) tra gli impianti di produzione dei carichi per rifornimento *Progress* e l'*Ufficio Progetti Centrale TsSKB di Samara*, nato nel 1959 come branca separata del celebre OKB-1.

Ha sede a Parigi; le quote azionarie sono per il 50% russe e per il 50% europee.

### *Soyuz.*

Il *Soyuz* fa parte della famiglia scaturita dal missile ICBM *R-7*, usato anche come lanciatore per iniettare in orbita i primi satelliti *Sputnik*; con l'aggiunta di stadi superiori di vario tipo e numerosi processi di "ringiovanimento", l'anziano missile ha dato origine a numerosi lanciatori, tra cui, per l'appunto il *Soyuz*. Questo nasceva nei tardi anni '60 con il compito specifico di portare in orbita l'omonima capsula spaziale; fino ai nostri giorni esso ha continuato e continua ad assolvere a questo compito, specialmente per assicurare il cambio degli equipaggi sulle stazioni spaziali (oggi, la *ISS*) e per rifornirle coi carichi automatici *Progress*. In versione commerciale, come lanciatore di satelliti, si è dimostrato una macchina versatile che ben si adatta al compito di iniettare carichi utili in orbita bassa e media; nato per portare astronavi con equipaggio umano in tali orbite, ha dimostrato un'affidabilità degna di rispetto.

Le due versioni offerte per uso commerciale sono caratterizzate dallo stadio superiore *Fregat*, progettato per poter effettuare fino a 20 accensioni nello spazio: esso conferisce a questo sistema di lancio una flessibilità notevole. La versione più aggiornata è la *Soyuz ST*, alleggerita nella struttura, con i serbatoi del secondo stadio modificati per consentire l'uso di un motore più po-

<sup>36</sup> *EADS* è costituito da *Aérospatiale* (Francia), *Matra* (Francia), *CASA* (Spagna) e *DASA* (Germania).

tente e con un sistema di guida digitale (nella versione base esso era invece analogico); ancora disponibile la versione base, *Soyuz/Fregat*. Gli stadi inferiori (compresi i *boosters*) funzionano a ossigeno liquido e cherosene, una combinazione meno potente ma anche meno problematica della combinazione LOX e LH2 utilizzata in altri paesi: questi propellenti sono utilizzati dai russi fin dagli anni '50, e i motori che li impiegano sono giunti a un notevole livello di perfezione. Lo stadio *Fregat* utilizza propellenti stoccabili (NTO e UDMH). Entrambe le configurazioni sono caratterizzate da un primo stadio circondato da 4 *boosters*; sopra un interstadio dalla caratteristica forma a traliccio è montato il secondo stadio che porta superiormente gli scudi aerodinamici, contenenti lo stadio *Fregat* e il carico utile.

I *boosters*, dalla caratteristica forma conica, sono dotati ognuno di un motore RD-107A con 4 camere di combustione, 4 ugelli e 2 razzi vernieri orientabili; ogni *booster* ha anche una pinna aerodinamica mobile. L'insieme dei 4 *boosters*, che costituisce lo stadio zero, assicura quindi il controllo di assetto sui tre assi con un complesso di 8 vernieri e 4 superfici aerodinamiche. Il primo stadio ha un motore RD-108A con 4 camere di combustione e 4 ugelli, nonché 4 vernieri per il controllo su tre assi dopo il distacco dei *boosters*; superiormente porta un traliccio aperto per supportare il secondo stadio. Nella versione *ST* esso è rinforzato per sopportare il carico aerodinamico dovuto agli scudi aerodinamici più grandi; nella versione base, parte del sistema di guida analogico è ospitato in questo stadio. Il secondo stadio è propulso da un motore RD-0110 a 4 camere di combustione e 4 ugelli, con 4 vernieri e 1 retrorazzo laterale anticollisione; nella versione *ST* le dimensioni dei serbatoi sono modificate in previsione dell'adozione di un nuovo e più potente motore, RD-0124. Questo stadio ospita anche gran parte del sistema di guida, in particolare nella versione *ST* che dispone di computer di guida digitale e di unità inerziali.

Sopra sono montati gli scudi aerodinamici, resi disponibili in due versioni, gli scudi S (diametro esterno 3,715 m, altezza 7,7 m) ed ST (solo per la *Soyuz ST*, diametro esterno 4,11 m, altezza 11,433 m); in entrambe le versioni essi contengono anche lo stadio *Fregat*, costituito da sei sfere disposte ad anello (due di combustibile, due di comburente e due con l'avionica). *Fregat* dispone di un motore S5.92, di razzi di controllo assetto e di un proprio sistema di guida e TT&C; la capacità di accensioni multiple, oltre a conferire la massima flessibilità, consente di correggere eventuali errori di messa in orbita. I vincoli di sicurezza del cosmodromo di Baikonur, che limitano gli azimut di lancio ad alcuni valori predefiniti, possono richiedere un certo numero di manovre orbitali per inserirsi nell'orbita richiesta del cliente; per una valutazione delle prestazioni ottenibili si rimanda quindi al *Soyuz User's Manual*, di-

sponibile anche presso il sito *www.arianespace.com*; indicativamente, è possibile inserire un carico utile di circa 4100 kg in orbita eliosincrona a 900 km d'altezza, oppure 1500 kg in GTO, oppure 450 kg direttamente in GEO.

Per il lancio, il satellite viene montato sul *Fregat* mediante un adattatore (che può essere realizzato ad hoc per il cliente) e un eventuale *dispenser* per carichi multipli. Rinchiuso il tutto negli scudi aerodinamici, questi vengono disposti orizzontalmente e montati sul lanciatore, che arriva alla rampa di lancio in posizione orizzontale e ivi rizzato in verticale. L'accensione dei *boosters* e del primo stadio avviene in contemporanea, nominalmente 17 sec prima del decollo; questi vengono sfruttati per i controlli e per portare i motori a regime. I *boosters* funzionano per 118 sec e poi vengono sganciati; il primo stadio continua a funzionare e gli scudi aerodinamici si sganciano a 187 sec dal lancio, mentre il motore opera nominalmente per 287 sec in tutto. Il secondo stadio si accende 2 sec *prima* dello spegnimento del primo, e l'interstadio a traliccio aperto dà libero sfogo ai gas di scarico; la separazione tra gli stadi avviene a una velocità prestabilita, dopo di che viene anche espulsa la carenatura inferiore del secondo stadio, per alleggerirlo. Il secondo stadio funziona per circa 240 sec; lo stadio *Fregat* viene sganciato mediante molle a 520-530 sec dal lancio mentre il secondo stadio esegue una manovra evasiva col suo retro-razzo. Il *Fregat* viene acceso a 589 sec dal lancio e poi viene spento e riacceso due, tre o più volte, a seconda di quanto richiesto dalla missione; infine, sgancia il/i satellite/i e si allontana.

*ELV S.p.A.*

Vedi Appendice 3.

*Vega*

Vedi Appendice 3.

*Boeing Launch Services*

La Boeing Launch Services Inc. (BLS) è un'organizzazione commerciale che fornisce servizi di lancio sia con i lanciatori *Delta* della *Boeing* (lanci da *Cape Canaveral* e *Vandenberg*) sia con *Zenit-3SL* dalla piattaforma *Odyssey* della *Sea Launch*, organizzazione di cui la Boeing fa parte come Boeing Commercial Space Company. Ha sede a Huntington Beach, in California.

*Delta*

Quella del *Delta* è una vasta e numerosa famiglia di lanciatori, nata come evoluzione del missile militare *Thor* della *Douglas* (poi *McDonnell Douglas*, fusasi con la *Boeing* nel 1997): i primi membri della famiglia furono per questo

chiamati *Thor Delta*. Nel corso degli altri, furono rese disponibili numerose versioni di *Delta*, sempre più potenti ma anche sempre mirate a inserirsi nel campo dei lanciatori “medi” (fino a circa 1500 kg in GTO); con l’avvento del sistema STS, la produzione di questi affidabili e relativamente economici lanciatori venne a cessare. Dopo la catastrofe del *Challenger*, riprese la produzione con nuove prospettive e seguendo due filiere: quella del *Delta II*, con capacità di lancio in GTO fino a 1800 kg, e quella dei *Delta IV*, lanciatori medi e pesanti.

I *Delta II* sono costituiti da un certo numero di *boosters* a propellente solido GEM-40 (da 3 a 9; in una versione sono usati i GEM-46); uno stadio principale Thor XLT-C con motore RS-27C a ossigeno liquido e cherosene; un secondo stadio Delta K con motore AJ10-118K a tetrossido d’azoto e Aerodina-50; e, solo in alcune versioni, un terzo stadio con motore a propellente solido *Star 37FM* o *Star 48B*. Disponibili scudi aerodinamici con diametri di 2,4 m (8 piedi), 2,9 m (9,5 piedi) e 3,05 m (10 piedi); di questi ultimi esiste una versione alleggerita (in materiale composito) e una versione allungata. Per distinguersi tra le varie versioni, viene adottata la cosiddetta “designazione a 4 cifre”, in cui la prima cifra indica la serie (per tutti i *Delta II* è 7, a indicare la serie 7000), la seconda il numero dei *boosters* (l’eventuale uso dei *GEM-46* è indicato con una H finale), la terza (2 per tutti gli esemplari di questa serie) codifica la motorizzazione principale e la quarta codifica le caratteristiche dello stadio superiore (0 = nessuno stadio, 5 = *Star 48B* e 6 = *Star 37FM*). Viene aggiunto poi il diametro in piedi degli scudi aerodinamici, con l’aggiunta di una C per quelli in composito e di una L per la versione lunga. Abbiamo così i modelli 7320-10, 7326-9.5, 7420-10C, 7425-9.5, 7425-10, 7426-9.5, 7920-8, 7920-10, 7920-10C, 7920-10L, 7925-8, 7925-9.5, 7925-10, 7925H.

Questo versatile lanciatore può, scegliendo opportunamente la configurazione, effettuare ogni missione, da quelle in orbita bassa a quelle interplanetarie; un *dispenser* per lanci multipli lo rende idoneo al lancio di costellazioni. La logica di lancio varia ovviamente con la versione e con la missione; diciamo solo che quando i *boosters* sono numerosi non vengono tutti accesi in contemporanea al lancio, per contenere le sollecitazioni, e che abitualmente l’ultimo stadio viene acceso solo dopo una fase di volo inerziale. La limitata capacità di lancio in GTO (poco più di 1800 kg per la versione più potente) ne limita attualmente l’impiego a missioni scientifiche o governative, il che fa di questo lanciatore il beniamino della NASA.

Il *Delta IV* è stato sviluppato per inserirsi nel mercato dei lanciatori pesanti, guardando in particolare al requisito che l’USAF aveva posto a base del programma EELV (*Evolved Expendable Launch Vehicle*). I lanciatori di questa famiglia sono imperniati su un nuovo primo stadio che, abbandonando la vecchia tecnologia

del *Thor*, dispone di un nuovo motore: lo RS-68 a ossigeno e idrogeno liquidi, capace di variare la spinta. Di questi lanciatori, sono disponibili cinque versioni:

- *Delta IV Medium*, avente un secondo stadio criogenico (LOX e LH2) con motore riaccendibile RL-10-B2, versione allungata dello stadio sviluppato per il *Delta III* e scudi aerodinamici da 4 m di diametro. Con una capacità di lancio in GTO di 3900 kg, è il primo lanciatore interamente criogenico al mondo;
- *Delta IV Medium + (4,2)*, uguale al precedente ma con l'aggiunta di 2 *boosters* GEM 60 a propellente solido. La capacità di lancio in GTO è di 5300 kg;
- *Delta IV Medium + (5,2)*, come il precedente ma con scudi aerodinamici di 5 m di diametro;
- *Delta IV Medium + (5,4)*, come il precedente ma con 4 *boosters*. Capacità di lancio in GTO: 6120 kg;
- *Delta IV Large*: in questo potente lanciatore, il primo stadio (quello utilizzato dagli altri membri della famiglia) è affiancato da due sue copie pressoché identiche, utilizzati come *boosters*. Il secondo stadio è allungato, gli scudi aerodinamici hanno 5 m di diametro. L'immissione sul mercato di questa nuova macchina è imminente; la sua capacità di lancio in GTO sarà di ben 10 843 kg.

### *Sea Launch*

La *Sea Launch* è una compagnia costituita da:

- *Boeing Commercial Space Company* (40 %), Seattle, Stato di Washington, USA. Essa si occupa delle attività di integrazione del carico utile, fornisce gli scudi aerodinamici e gestisce le operazioni di lancio;
- *RSC Energia* (25 %), Russia. Discendente dello storico Ufficio progetti OKB-1 di Korolev e coinvolta in quasi tutte le attività spaziali russe, fornisce lo stadio superiore del lanciatore e si occupa della sua integrazione e ne gestisce la missione;
- *SDO Yuzhnoye / PO Yuzhmash* (15 %), Dnepropetrovsk, Ucraina. Fornisce i primi due stadi del lanciatore, ne supporta l'integrazione e le operazioni di missione;
- *Aker Kvaerner* (20 %), Oslo, Norvegia. Gestisce la piattaforma *Odyssey* che funge da base di lancio e la nave comando e assemblaggio *Sea Launch Commander*.

La *Sea Launch* ha sede e infrastrutture portuali e di supporto a Long Beach, in California. Contribuisce ai finanziamenti la Chase Manhattan Bank di New York.



## Zenit-3SL

Progettato dall'Ufficio Progetti *Yuzhnoye* (uno dei grandi e storici uffici progetti sovietici, che sotto Yangel aveva partorito numerosi missili e lanciatori) e costruito nelle fabbriche della *Yuzhmash*, l'ucraino Zenit fu inizialmente concepito come *booster* del lanciatore gigante *Energia*, ma anche capace, in versione bistadio, di iniettare satelliti in orbita bassa; in tale veste, pare sia stato pensato anche per il lancio del presunto caccia orbitale *Uragan* (vedi § 2.1). Col crollo dell'URSS i piani per ampliare l'impiego di questo lanciatore, inclusa la realizzazione di una rampa a *Plesetsk*, vennero a cessare; attualmente lo *Zenit-2* viene prodotto in Ucraina, acquistato dalla Russia e lanciato da Baikonur in Kazakistan, e non è disponibile sul mercato commerciale. Le ambizioni dell'Ucraina di una completa autonomia in campo spaziale cozzavano però contro l'impossibilità di effettuare lanci dal proprio territorio; venuta meno l'opzione di realizzare una base di lancio a Capo York in Australia e dopo aver considerato il lancio aereo, si finì per decidere di creare un consorzio internazionale per effettuare lanci commerciali da una piattaforma galleggiante. Per conferire allo *Zenit* adeguate capacità di lancio verso l'orbita geostazionaria, ci si accordò con la *RSC Energia*, discendente dell'Ufficio progetti OKB-1 di Korolev, per adattare allo *Zenit* lo stadio del *Proton* noto come *Block D*: nascevano così la *Sea Launch* e il lanciatore tristadio *Zenit-3SL*.

Lo *Zenit-3SL* è un lanciatore tristadio con gli stadi installati uno sopra l'altro e senza *boosters*, tutti operanti ad ossigeno liquido e cherosene. Il primo stadio, utilizzato anche come *booster* per il lanciatore gigante *Energia*, è dotato di un motore RD-171 a 4 camere di combustione e 4 ugelli, incernierato per il controllo assetto; per le sue caratteristiche (pressione in camera 300 atmosfere, temperatura in camera 400° C in atmosfera ricca di ossigeno, turbopompe da 17 MW) è uno dei motori più ambiziosi mai realizzati. Il secondo stadio impiega un motore RD-120 a singola camera e singolo ugello; il 3° stadio, un adattamento del *Block D* impiegato sul *Proton*, utilizza un motore RD-58M a camera singola. Gli scudi aerodinamici, prodotti dalla *Boeing*, hanno un diametro di 4,15 m e un'altezza di 11,39 m. Può iniettare in GTO 5.250 kg di carico utile.

Il satellite viene ricevuto a *Home Port* a *Long Beach*, in California; terminate le operazioni preliminari e il rifornimento, viene incapsulato negli scudi aerodinamici e trasferito sulla nave appoggio *Sea Launch Commander* dove viene integrato orizzontalmente con il lanciatore. Il lanciatore viene quindi piazzato in un apposito hangar della piattaforma *Odyssey* che viene posizionata sull'equatore a 154° W e zavorrata. Il lanciatore viene portato sulla rampa di lancio, rizzato in posizione verticale e rifornito. Il primo stadio funziona per 150 sec, il secondo 315 sec e il terzo 650 sec.



*Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.*

La MHI è la struttura industriale che, tra i suoi vari prodotti missilistici e aerospaziali, produce il vettore *H-2A*, i suoi motori criogenici e cura la commercializzazione del lanciatore. I lanci vengono effettuati dalla base dell'Agencia Spaziale Giapponese JAXA a Tanegashima. Gli uffici hanno sede a Tokio.

*H2-A*

Il Giappone aveva tentato il salto di qualità verso lanciatori avanzati con il lanciatore pesante *H-2*, con due stadi criogenici e due *boosters* a propellente solido, in una configurazione che richiama *Ariane 5*. La scelta tecnica di dotare il primo stadio di un motore di elevata tecnologia (propulsione a LOX/LH2, alta pressione in camera, turbopompe a due stadi) si è rivelata non troppo felice; a parte i costi di sviluppo (800 milioni di dollari solo per sviluppare il motore LE-7 del primo stadio), lo *H-2* veniva a costare 190 milioni di dollari al lancio (cifre del 1994) con una capacità di lancio in GTO di 3.930 kg; troppo caro per poter avere qualche successo come lanciatore commerciale, senza contare la limitata affidabilità: due insuccessi su sette lanci.

Fu quindi deciso di sviluppare una nuova versione, lo *H-2A*, studiata appositamente col criterio di abbattere i costi di lancio: come risultato, sono ora disponibili tre versioni dello *H-2A*: lo *H-2A 202*, *H-2A 2022* e *H-2A 2024*, con capacità di lancio in GTO da 4.100 kg a 5.000 kg e costi da 75 a 90 milioni di \$ al lancio. Il lanciatore è caratterizzato da uno stadio zero costituito da due grossi *boosters* a propellente solido *SRB-A* realizzati dalla *Thiokol*; possono essere aggiunti due (*H-2A 2022*) o quattro (*H-2A 2024*) *boosters* *SSB Castor 4AXL*, sempre a propellente solido della *Thiokol*. Il primo stadio utilizza un motore a LOX e LH2 LE-7A, versione più economica dell'originale LE-7, basato su tecnologie meno estreme ma capace di variare la spinta; il secondo stadio, sempre a LOX e LH2, utilizza un motore LE-5B anch'esso semplificato e più economico rispetto allo LE-5A: non è riaccendibile ma può essere posto in *idle* con una spinta ridotta al 5%. È in grado di effettuare un lancio doppio o portare più microsattelliti. Gli *SSB*, quando presenti, funzionano per 60 sec, gli *SRB-A* per 101 sec; il primo stadio può funzionare per 390 sec e il secondo per 534 sec.

*International Launch Services (ILS)*

Sodalizio commerciale tra l'americana *Lockheed Martin Space Systems*, che commercializza l'*Atlas* con lanci da *Cape Canaveral*, il russo Centro di Ricerca e Produzione Statale Khunichev (KhSC), che commercializza il *Proton*

con lanci dal Cosmodromo di Baikonur, in Kazakistan, e RSC Energia, che fornisce lo stadio Block DM del *Proton*. È la prima organizzazione di lancio tra società indipendenti appartenenti a diverse nazioni costituitasi al mondo; ha sede in McLean, Virginia (Stati Uniti).

### *Lockheed Martin Space Systems Company*

La *Lockheed Martin SSC* è una delle 4 aree di operazioni della *Lockheed Martin Corporation*, nata nel 1995 come fusione tra *Lockheed* e *Martin Marietta*. Produce e gestisce i lanciatori *Atlas*, *Titan* e *Athena*; i lanci vengono effettuati da *Cape Canaveral*, ove dispone di tre rampe di lancio, e da *Vandenberg*. *Titan* è utilizzato essenzialmente dall'USAF, che a volte lo gestisce in proprio mentre per altri lanci si rivolge al servizio di lancio della *Lockheed Martin* su basi commerciali. Sebbene anche la NASA abbia talvolta usato il *Titan*, questo potente lanciatore non è abitualmente offerto sul libero mercato, per cui non verrà qui descritto. *Athena* è un lanciatore leggero disponibile in due versioni; non rientra nell'offerta commerciale della ILS, e per il suo impiego ci si può rivolgere direttamente alla *Lockheed Martin*. La sede della società è a Denver, in Colorado.

### *Atlas*

La famiglia di lanciatori *Atlas* deriva dall'omonimo missile ICBM nato negli anni '50, di cui è stata a lungo mantenuta l'originale struttura a guscio sottile, che fa sì che siano i propellenti contenuti nei serbatoi a tenerlo insieme: quando i serbatoi sono vuoti essi devono essere pressurizzati, per evitare che il missile si accartocci su se stesso come un pallone sgonfio. Altra caratteristica dell'*Atlas* era quella di essere un missile "a uno stadio e mezzo", in quanto dopo il lancio venivano abbandonati due dei suoi tre motori con la struttura che li reggeva ma senza i serbatoi. Il missile *Atlas* era in grado di inserirsi direttamente in orbita bassa (lo fece nel 1958 con lo storico pacco di telecomunicazioni *Score*) e fu utilizzato per inserire in orbita gli astronauti del progetto *Mercury*; fu impiegato con vari tipi di stadi superiori, ma il suo massimo successo lo ha avuto con varie versioni dello stadio *Centaur* a propellenti criogenici (LOX e LH<sub>2</sub>), riaccendibile. Agli inizi degli anni 2000 erano operative tre sottofamiglie: *Atlas II*, *Atlas III* e *Atlas V*.

Degli *Atlas II* sopravvive oggi solo l'*Atlas IIAS* dotato di 4 *boosters* a propellente solido *Castor IVA*; mantiene la filosofia del missile "a uno stadio e mezzo", con due motori *boosters* e uno *sustainer MA-5A* a LOX e cherosene. Lo stadio superiore è un *Centaur II* con due motori criogenici RL 10A-4-1; gli scudi aerodinamici hanno un diametro di 4,2 m e possono avere un'altezza di

12,2 m o 13,1 m e la capacità di lancio è di 3.719 kg in GTO. Al lancio vengono accesi i motori principali; quando questi sono a regime vengono accesi 2 *boosters*, che bruciano 54 sec, mentre l'accensione degli altri due *boosters* avviene in volo a 60 sec dal lancio, per contenere le sollecitazioni in ascesa. I primi 2 *boosters* spenti sono sganciati a 77 sec dal lancio, gli altri due si spengono a 115 sec dal lancio e si sganciano un paio di secondi dopo. I due motori a liquido di ascesa vengono spenti a 163 sec dal lancio e abbandonati 3 sec dopo, mentre gli scudi aerodinamici vengono sganciati a 214 sec dal lancio. Il motore del *sustainer* è spento a 289 sec dal lancio e 5 sec dopo viene sganciato il *Centaur*, di cui vengono estesi gli ugelli; esso si accende a circa 310 sec dal lancio. Il resto, dipende dal profilo di missione prescelto: il *Centaur* può inserire direttamente il carico utile in GTO, ma di solito lo inietta prima in un'orbita di parcheggio, si orienta e da qui (abituamente dopo un volo di 14 minuti) si inietta in GTO per poi spegnersi e allontanarsi dal *payload*.

Gli *Atlas III* vedono l'abbandono della filosofia dello "stadio e mezzo", in quanto incorporano un unico motore russo RD-180 a due camere di combustione dalle caratteristiche molto spinte e capace di modulare la spinta; lo stadio è inoltre allungato e strutturalmente stabile (l'integrità non è più garantita dalla sola pressurizzazione). Le capacità di lancio in GTO vanno da 4037 kg a 4500 kg; è stato prodotto un numero limitato di questi lanciatori, concepiti per aprire la strada a quello che oggi è l'*Atlas V*.

Gli *Atlas V* si basano su uno stadio fondamentale definito *Common Core Booster* (CCB) realizzato con la tecnologia dell'*Atlas III* e sempre con un motore RD-180, ma ingrandito. Attorno alla base, possono essere piazzati fino a 5 *boosters* (SRB) a propellente solido; lo stadio superiore (che imbarca anche la guida ed è contenuto negli scudi aerodinamici) è un *Centaur* allungato, con uno (CIII/SEC) o due (CIII/DEC) motori criogenici RL 10A-4-2. Può portare gli scudi aerodinamici da 4 m di diametro già usati su *Atlas IIAS* e su *Atlas III*, sia nella versione corta (LPF) che lunga (ELF), nonché nuovi scudi realizzati dalla Contraves in materiale composito aventi 5 m di diametro (PLF) in versione *Short* (20,7 m) o *Medium* (23,4 m). Le varie versioni sono contraddistinte da un numero a tre cifre, in cui la prima indica il diametro degli scudi aerodinamici (4 o 5), la seconda il numero dei *boosters* (da 0 a 5) e la terza il numero di motori del *Centaur* (1 o 2). La capacità di lancio in GTO varia tra 4950 kg per *Atlas 401* a 8670 kg per *Atlas 551*. La sequenza di lancio varia a seconda della configurazione e della missione: oltre che in orbita bassa e in GTO, *Atlas V* può immettere direttamente un carico utile in GEO. In una tipica missione in GTO, il lanciatore modula la spinta del motore RD-180 in modo da mantenere le accelera-

zione e le vibrazioni acustiche entro i limiti voluti; il *Centaur* si inserisce dapprima in orbita di parcheggio e poi, con una seconda accensione, inietta in GTO il carico utile.

### *Athena*

Questi lanciatori, con stadi inferiori a propellente solido e stadio superiore a idrazina per assicurare una messa in orbita più accurata di quanto non verrebbe garantito da un poco versatile motore a solido, sono stati finanziati privatamente dalla *Lockheed Martin* e costituiscono il suo tentativo di inserirsi nel mercato dei lanci leggeri. Precedentemente erano indicati come LMLV (*Lockheed-Martin Launch Vehicle*) o LLV (*Lockheed Launch Vehicle*); ne esistono due versioni: *Athena-1* a tre stadi e *Athena-2* a quattro stadi.

*Athena-1* impiega come primo stadio un *Castor 120* derivato dal primo stadio del missile ICBM *Peacekeeper*; il secondo stadio, chiamato ESBM ha come motore uno SRM-1, meglio noto come *Orbus 21* che è già stato impiegato, tra l'altro, come primo stadio del modulo di trasferimento orbitale IUS già utilizzato dallo *Shuttle* per il lancio di satelliti in GEO. Il terzo stadio, monopropellente a idrazina, è designato OAM con motore MR-107 capace di un numero indefinito di accensioni; è già stato impiegato come 4° stadio della versione originale di lanciatore alato *Pegasus*. Il primo stadio brucia 83 sec, il secondo 150 sec; il terzo ha la funzione di perfezionare la precisione dell'iniezione in orbita, ha una spinta di soli 90 kg ma può funzionare fino a 1500 sec, accendendosi e spegnendosi a volontà. Questo lanciatore può iniettare 820 kg in un'orbita di 185 km d'altezza e 28,5° d'inclinazione, oppure 360 kg in SSO a 800 km d'altezza e 98,6° d'inclinazione.

*Athena-2* è una versione a 4 stadi in cui i primi due stadi sono dei *Castor 120* come quelli del 1° stadio *Athena-1*, uguali fra di loro; anche gli stadi superiori sono uguali a quelli di *Athena-1*. La capacità di lancio viene così accresciuta a 2.065 kg in un'orbita di 185 km d'altezza e 28,5° d'inclinazione, oppure 1.165 kg in SSO a 800 km d'altezza e 98,6° d'inclinazione.

### *Khrunichev State Research and Production Space Center (KbSC)*

*KbSC* è un colosso industriale fondato ufficialmente nel 1993 che raccoglie l'eredità del costruttore Chelomei, padre del *Proton*. Comprende l'ufficio progetti *Salyut*; ha inoltre accordi industriali con *RSC Energia*, che produce lo stadio *Block DM* del *Proton K*. Nell'ambito dell'*ILS*, fornisce il *Proton* con lanci dal cosmodromo di Baikonur e sta realizzando un nuovo lanciatore commerciale: *Angara*, di cui al momento non è nota la data dei primi lanci. Ha sede a Mosca.

## *Proton*

Il *Proton*, di cui nel corso degli anni sono state sviluppate numerose versioni, è il più potente lanciatore attualmente in produzione in Russia. È commercializzato in due versioni, *Proton K* e *Proton M*, che differiscono solo in alcuni dettagli costruttivi; sono disponibili in versione a tre stadi, per il lancio di pesanti carichi in orbita bassa (i componenti russi della Stazione Spaziale Internazionale sono stati lanciati in questo modo), e nelle versioni a 4 stadi *Proton K/Block DM* e *Proton M/Breeze M* per i lanci in GTO. Gli stadi superiori sono riaccendibili e possono, se richiesto, inserire dei carichi utili direttamente in GEO. I propellenti impiegati nei primi tre stadi sono tetrossido d'azoto e dimetildrazina asimmetrica, che sono stoccabili anche se inquinanti.

Il primo stadio è costituito dal serbatoio dell'ossidante circondati da 6 serbatoi di combustibile che hanno l'aspetto di *boosters* ma sono solidali con lo stadio; sotto ognuno di essi è installato un motore RD-253 a camera singola, incernierato per il controllo d'assetto. Questi motori sono ora pienamente qualificati per fornire una spinta del 107 % rispetto alla versione originale. Il secondo stadio, cilindrico, porta 4 motori RD-0210 incernierati; il terzo stadio ha un singolo motore RD-0210 e un verniero a 4 ugelli incernierati. Il sistema di guida e controllo, analogico nel *Proton K* e digitale nel *Proton M*, è installato principalmente nel terzo stadio. Per i lanci nella versione a 3 stadi, gli scudi aerodinamici sono montati sul terzo stadio, hanno un diametro di 4,35 m e sono disponibili nella versione standard (alta 12,65 m) e lunga (alta 17,175 m).

Lo stadio *Block DM* porta serbatoi, motori ed apparati in una struttura a traliccio, interamente contenuta negli scudi aerodinamici. Utilizza un motore incernierato 11D58M a ossigeno liquido e cherosene capace di più accensioni (fino a sette). Nelle fasi di volo inerziale è stabilizzato a tre assi grazie a due micromotori SOZ a  $N_2O_4$ /UDMH sotto il controllo della sua avionica, radiocomandabile se richiesto. Lo spazio disponibile per il carico utile entro gli scudi aerodinamici ha un'altezza di 7,75 m. Lo stadio *Breeze M* è costituito da un serbatoio centrale col sistema propulsivo, gli apparati ausiliari e l'avionica circondato da un serbatoio toroidale che viene espulso quando esaurito. Il motore principale è un 14D30 a  $N_2O_4$ /UDMH, incernierato e capace di otto accensioni; dispone inoltre di 4 motorini per correzioni fini e 12 vernieri per il controllo assetto. È contenuto negli scudi aerodinamici; lo spazio disponibile per il carico utile è alto 7,929 m con scudi standard, 9,529 m con scudi lunghi e 11,584 con scudi extralunghi.

In una tipica missione, il primo stadio si accende 1,6 sec prima del lancio e viene portato alla massima potenza. Il secondo stadio inizia ad accendersi 122 sec dopo il lancio e 4 sec dopo "soffia via" il primo stadio; a 332 sec dal

lancio si accende il motore verniero del 3° stadio che 3 sec dopo “soffia via” il 2° stadio e, dopo altri due secondi, si accende il motore principale del 3° stadio. Tipicamente gli scudi aerodinamici sono espulsi a 344 sec dal lancio; il motore principale si spegne a 577 sec e lo stadio prosegue sotto la spinta del verniero per altri 12 sec. Segue la separazione del 4° stadio. Il resto del volo dipende dallo stadio superiore impiegato e dal profilo di accensioni prescelto per il particolare carico utile. A seconda del profilo di volo, la capacità di lancio in GTO varia da 4300 kg con *Block DM* (due accensioni) a 6190 kg con *Breeze M* o, direttamente in GEO, 1880 kg con *Block DM* (due accensioni) a 2920 kg con *Breeze M*.

### *China Great Wall Industry Corporation (CGWIC)*

Organizzazione statale ma che agisce come un gruppo privato, la CGWIC funge da *Prime Contractor* per le industrie cinesi operanti in campo spaziale e da ufficio commerciale nei rapporti coi clienti esteri. Offre lanci commerciali con i principali lanciatori cinesi oggi operativi, con lanci dalle basi di Xichang (lanci verso l’orbita geostazionaria), Taiyuan e Jiuquan (lanci in orbita bassa, polare ed eliosincrona). Ha sede a Beijing.

### *Lunga Marcia*<sup>37</sup>

I lanciatori *Lunga Marcia* del gruppo LM-2 sono ottimizzati per lanci in orbita bassa e media; il più potente di essi (LM-2E) è utilizzabile anche per lanci in GTO. La versione LM-2F (non commerciale) è stata utilizzata per il lancio dell’astronave cinese *Shenzhou*; i lanci vengono effettuati da Taiyuan e Jiuquan.

*LM-2C/SD* è un lanciatore bistadio ottimizzato per il lancio di più satelliti in orbita media e bassa; in tal veste ha effettuato sei missioni per i satelliti Iridium. Impiega come propellenti tetrossido d’azoto e dimetilidrazina asimmetrica (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH); il primo stadio ha 4 motori Da-YF6-2 e il secondo stadio un motore DaYF-20-1 con un verniero DaYF-21-1. Porta uno *Smart Dispenser SD* che consente di sganciare più satelliti in orbite diverse, posto entro scudi aerodinamici di 3 m di diametro. La capacità di lancio è di 3.366 kg in orbita bassa.

*LM-2D*, anch’esso bistadio e con motori a N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH, è ottimizzato per il lancio di satelliti in orbita bassa, specialmente per quelli recuperabili. Il primo stadio ha 4 motori DaYF-21B, il secondo un motore YF-22B con un verniero; sono disponibili due tipi di scudi aerodinamici: il Tipo A con dia-

<sup>37</sup> Il lanciatori *Lunga Marcia* (in cinese, Chang Zheng) sono indicati normalmente indicati con la sigla LM (nelle traduzioni inglesi) o CZ (secondo la designazione originale).

metro di 2,9 m e il tipo B con diametro di 3,35 m. La capacità di lancio in LEO è di 3.700 kg.

*LM-2E* è sostanzialmente un *LM-2C* potenziato con due *boosters* a propellente solido; oltre che lanci in orbita bassa e media, con l'aggiunta di un razzo di perigeo EPKM a propellente solido è in grado di iniettare un satellite in GTO. Ha scudi aerodinamici di 3,8 m di diametro. La capacità di lancio è di 9.500 kg in LEO o di 3.500 kg in GTO.

I lanciatori *Lunga Marcia* del gruppo LM-3 sono ottimizzati per lanci di satelliti geostazionari, e sono caratterizzati da un terzo stadio criogenico (LOX/LH<sub>2</sub>). I lanci vengono effettuati da Xichang.

LM-3A ha un primo stadio con 4 motori YF-20 a N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH e un secondo stadio con un motore DaYF-20-1 e un verniero DaYF-21-1 con gli stessi propellenti; il terzo stadio, criogenico, ha un motore YF-75. Dispone di scudi aerodinamici di 3,35 m di diametro; la capacità di lancio in GTO è di 2600 kg.

LM-3B è essenzialmente un LM-3A con l'aggiunta di due *boosters* a propellente solido, con due versioni di scudi aerodinamici (diametri di 4 m e di 4,2 m); la capacità di lancio in GTO è di 5200 kg.

LM-4 è un lanciatore tristadio, tutti a N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH, previsto essenzialmente per lanci in orbita eliosincrona ma capace sia di missioni in orbita bassa che di iniettare carichi in GTO. I primi due stadi sono gli stessi usati su LM-2D; il terzo stadio ha motore YF-40A. Sono disponibili due formati di scudi aerodinamici: tipo A da 2,9 m di diametro e tipo B da 3,35 m. La capacità di lancio è di 4.595 kg in LEO, 2.790 kg in SSO o 1419 kg in GTO.

### *Orbital Sciences Corporation*

La *Orbital* è la prima piccola società privata ad essere riuscita a fornire lanci commerciali; il suo campo di attività è comunque limitato ai satelliti in orbita bassa, per cui fornisce una serie di lanciatori dai costi interessanti. Commercializza lanci con *Pegasus XL*, *Taurus*, *Minotaur* e *Minotaur IV*. La sua sede è a Chandler, Arizona.

### *Pegasus XL*

Unico lanciatore munito di ali per utilizzare la portanza aerodinamica nelle prime fasi di volo, *Pegasus XL* viene sganciato in volo da un aereo L-1011; ciò gli consente di scegliere, a seconda della missione e delle esigenze del cliente, non solo il sito di lancio ma anche quello per l'integrazione del carico utile, mentre il montaggio del lanciatore viene usualmente eseguito a *Vandenberg*; ad esempio, per il lancio del satellite spagnolo MINISAT-01 il lanciatore è sta-



to integrato a *Vandenberg* e ivi agganciato all'aereo madre, quindi ha volato fino a *Torrejon* (vicino a Madrid) ove è stato integrato il carico utile, e infine si è recato alla *Gran Canaria* da dove è stato lanciato. Altri lanci sono stati eseguiti presso *Wallops Island*, *Cape Canaveral*, *Vandenberg*, l'atollo di *Kwajalein* e *Alcantara* (in Brasile).

È un velivolo a tre stadi, tutti a propellente solido; la guida è interamente automatica. Il primo stadio, alato, ha un motore Orion 50S XL, il secondo ha motore Orion 50 XL e il terzo motore Orion 38. L'avionica è posta sul terzo stadio; la guida è aerodinamica per il primo stadio, orientando il motore per gli altri due stadi, mentre l'assetto è assicurato da getti di azoto compresso dallo scomparto dell'avionica. Disponibile un 4° stadio detto HAPS a idrazina, per incrementare le prestazioni, migliorare la precisione in iniezione e sganciare più satelliti in orbite diverse. Gli scudi aerodinamici hanno un diametro interno di 1,168 m e un'altezza utile di 2,13 m; se viene montato lo HAPS, questo occupa la parte inferiore dello spazio entro gli scudi e lascia disponibile un'altezza di 1,86 m. Nei lanci multipli, di solito i satelliti sono montati uno sull'altro, ma se il satellite inferiore deve essere isolato è disponibile per esso un contenitore detto DPAF con un diametro di 0,97 m e un'altezza utilizzabile di circa 0,9 m. Tipicamente, il *Pegasus XL* è sganciato dall'aereo madre a 11,9 km d'altezza e Mach 0,8, esegue una cabrata, il primo stadio si spegne dopo 76 sec e si separa. Il secondo stadio si accende a circa 98 sec dopo lo sgancio, gli scudi aerodinamici si separano al 136° sec e il motore si spegne al 167° sec. Segue una fase di volo inerziale che dura fino al raggiungimento della quota orbitale; il 3° stadio si accende per fornire la velocità orbitale e si spegne, tipicamente, una decina di minuti dopo il lancio. La capacità di lancio è di circa 400 kg a 400 km d'altezza e 28,5° di inclinazione; HAPS aumenta la capacità di lancio fino a 120 kg.

### *Taurus*

Il *Taurus* è un lanciatore a 4 stadi a propellente solido concepito per una rapida trasportabilità e per poter operare ovunque; è quindi dotato di rampa di lancio mobile e sistemi ausiliari in containers, anche se di regola utilizza strutture fisse già esistenti a *Wallops Island*, *Cape Canaveral* e *Vandenberg*. Il primo stadio è un Castor 120, mentre i tre stadi superiori sono gli stessi usati dal *Pegasus*; disponibili due tipi di scudi aerodinamici: con diametro interno di 1,4 m e altezza utile di 3,9 m e con diametro interno di 2,055 m e altezza utile di 5,71 m. Disponibili due tipi di contenitori da montare entro gli scudi aerodinamici per un satellite inferiore nel caso di lanci doppi: il DPAF (1,6 m di diametro, altezza a scelta con un massimo di 2,2



m), e APC (1,3 m di diametro, altezza massima di 1,8 m). Il profilo di missione varia notevolmente caso per caso e viene scelto in base alle esigenze dell'utente; ad ogni modo, il 1° stadio funziona per 76 sec, e i tempi di combustione degli altri stadi sono gli stessi del *Pegasus*. A seconda della base di lancio e del profilo di missione, *Taurus* può arrivare ad iniettare 1.275 kg in orbita circolare a 400 km di altezza e 28,5° di inclinazione, oppure 800 kg in SSO a 600 km d'altezza.

### *Minotaur*

Il *Minotaur* segue essenzialmente la stessa filosofia di trasportabilità e capacità di operare da più posizioni del *Taurus*, ma anch'esso di norma si avvale di strutture già esistenti a *Wallops Island*, *Cape Canaveral*, *Vandenberg* e *Kodiak Island* (Alaska). A 4 stadi a propellente solido, utilizza come parte inferiore due stadi del missile *Minuteman* adattati (motore M55A1 con 4 ugelli incernierati il 1° stadio, motore SR19 con controllo a iniezione di liquido e gas compresso per il rollio il secondo), gli altri due stadi sono il secondo e il 3° stadio del *Pegasus*. Gli scudi aerodinamici sono essenzialmente gli stessi del *Pegasus*; come il *Taurus* può seguire diversi profili di missione e con diverse prestazioni in base all'orbita e alla base di lancio prescelta, e può iniettare 550 kg in orbita circolare a 400 km di altezza e 28,5°

Un'altra versione in corso di introduzione, il *Minotaur IV*, utilizza invece come primi tre stadi quelli del missile *Peacekeeper* più il 3° stadio del *Pegasus* con gli scudi aerodinamici del *Taurus*. La capacità di lancio dichiarata è di 1700 kg a 400 km e 28,5° inclinazione.

## **Allegato 3: Il lanciatore italiano Vega**

### *L'organizzazione*

Il lanciatore Vega viene sviluppato dalla ELV, costituita dalla società Avio (ex Fiat Avio, ex BPD), che detiene il 70% delle quote, e l'Agenzia Spaziale Italiana (ASI) per il restante 30%. La ELV è stata costituita nel dicembre 2000 a seguito dell'approvazione del Programma Vega (nello stesso anno) da parte dell'Agenzia Spaziale Europea (ESA); è una società che funge da capo commessa per lo sviluppo, la qualifica e la produzione del Vega, oltre a costituire il riferimento italiano per il mercato nel campo dei trasporti spaziali, specie per piccole missioni.

Il 25 febbraio 2003 la ELV ha firmato con l'ESA il contratto per le attività di sviluppo, e il 19 giugno 2003 è stato firmato un accordo tra ELV e Aria-

nespace, in base al quale ELV provvederà alla produzione delle componenti del Vega, alla loro integrazione a Kourou e parteciperà alla preparazione finale e alle operazioni di lancio, mentre Arianespace sarà l'operatore commerciale e sarà responsabile dei contratti sui servizi di lancio, oltre che delle strutture di lancio, dell'integrazione del segmento superiore e del satellite, della preparazione finale e delle operazioni di lancio. I partecipanti europei al programma sono, oltre l'Italia (65%), la Francia (12,43%), la Spagna (7%), il Belgio (5,63%), l'Olanda (2,75%), la Svizzera (1,34%) e la Svezia (0,8%).

### *Il lanciatore*



Figura 24. Configurazione del lanciatore Vega (Cortesia Avio).

Il Vega è un lanciatore a 4 stadi, i primi tre a propellente solido e il quarto a propellenti liquidi. Il primo stadio, P 80, è frutto di una collaborazione internazionale; il secondo e il terzo, Zefiro 23 e Zefiro 9, sono italiani; il quarto stadio, Avum, è di progetto italiano con componenti russe.

#### **Primo stadio: P 80**

Il P 80 è il frutto della collaborazione di cinque nazioni: Italia (55,77%), Francia (36,67%), Belgio (5,37%), Olanda (2,19%). È stato realizzato da Avio col supporto di Europropulsion, SNECMA e TNO-Stork.

L'involucro è costruito in materiale composito carbonio/fenolico realizzato mediante avvolgimento, con protezione termica a bassa densità. Il propellente è HTPB 1912 con grano di tipo *finocyl* (con la sezione a forma di stel-

la posizionata verso l'ugello) e l'ugello è orientabile con un sistema elettromeccanico; deriva da un nuovo tipo di *boosters* in corso di realizzazione per *Ariane 5*.

Dati:

|                             |         |        |
|-----------------------------|---------|--------|
| Lunghezza:                  | 10,6    | m      |
| Diametro esterno:           | 3       | m      |
| Peso al lancio:             | 95.200  | kg     |
| Spinta (nel vuoto):         | 3.000   | kN     |
| Impulso totale (nel vuoto): | 242.000 | kN.sec |
| Tempo di combustione:       | 106,7   | sec    |

Inferiormente porta una carenatura cilindrica alta 1 m detta "*interstadio 0/1*" che funge da interfaccia con la rampa di lancio ed ospita i dispositivi per orientare il getto, compresi i due attuatori elettrici e le batterie.

Superiormente è completato da una struttura conica detta "*interstadio 1/2*" alta 2,138 m che funge da collegamento con il 2° stadio e porta i sottosistemi del 2° stadio (due batterie, l'avionica per il controllo dell'orientamento dell'ugello, il sistema di autodistruzione), la catena pirotecnica per la separazione e 4 retrorazzi.

### Secondo stadio: Zefiro 23

Di progetto e realizzazione italiana, il secondo stadio ha involucro costruito in materiale composito realizzato mediante avvolgimento in carbonio e matrice in resina epossidica, con protezione termica a bassa densità. Il propellente è HTPB 1912 con grano di tipo *finocyl* (con la sezione a forma di stella posizionata verso l'ugello) e l'ugello è orientabile con un sistema elettromeccanico; tale ugello è in carbonio/fenolico con gola in carbonio/carbonio. Anche questo ugello è orientabile mediante attuatori elettrici, alloggiati con le batterie in prossimità dell'ugello.

Dati:

|                              |        |     |
|------------------------------|--------|-----|
| Lunghezza:                   | 7,588  | m   |
| Diametro esterno:            | 1,904  | m   |
| Peso a vuoto:                | 1.877  | kg  |
| Peso propellente:            | 23.900 | kg  |
| Spinta (nel vuoto):          | 1.196  | kN  |
| Impulso specifico nel vuoto: | 289    | sec |
| Tempo di combustione:        | 72     | sec |



Figura 25. P-80 (Cortesia Avio).

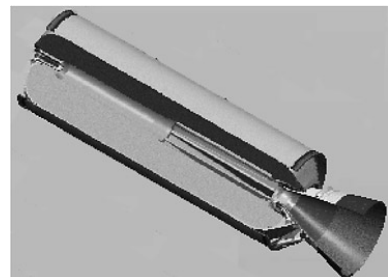


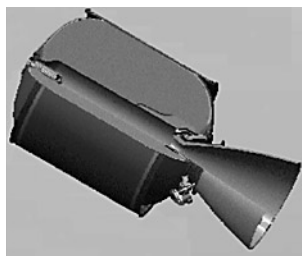
Figura 26. Zefiro 23 (Cortesia Avio).

Superiormente si trova una struttura cilindrica detta “*interstadio 2/3*” alta 1,63 m che assicura il collegamento con il 3° stadio e porta l'avionica per il controllo dell'orientamento dell'ugello e la catena pirotecnica per la separazione dal 3° stadio.

### **Terzo stadio: Zefiro 9**

Anch'esso italiano, questo stadio è realizzato con la stessa tecnologia e gli stessi materiali del Zefiro 23, di cui praticamente costituisce una versione più corta.

Dati:



**Figura 27. Zefiro 9 (Cortesia Avio).**

|                                |       |     |
|--------------------------------|-------|-----|
| Lunghezza:                     | 3,608 | m   |
| Diametro esterno:              | 1,907 | m   |
| Peso a vuoto:                  | 726   | kg  |
| Peso propellente:              | 8.940 | kg  |
| Spinta (nel vuoto):            | 275   | kN  |
| Impulso specifico (nel vuoto): | 294   | sec |
| Tempo di combustione:          | 116   | sec |

Anch'esso ha ugello orientabile per la guida e porta 2 attuatori elettrici e le batterie vicino all'ugello; il massimo angolo ottenibile è di 5°. Superiormente si trova una struttura cilindrica detta “*interstadio 3/AVUM*” alta 0,82 m che assicura il collegamento con il 4° stadio e porta l'avionica, la maggior parte del sistema di autodistruzione e il sistema di separazione dal 4° stadio, costituita da una banda di aggancio che viene liberata da bulloni esplosivi.

### **Quarto stadio: AVUM**

Il quarto stadio, denominato AVUM (*Attitude and Vernier Upper Module*) è stato progettato sotto responsabilità di Avio ed è un misto di tecnologie occidentali e russe. È costituito da due componenti: il modulo propulsivo APM (*AVUM Propulsion Module*) e il modulo avionico detto AAM (*AVUM Avionics Module*). Ha il compito di assicurare il controllo in rollio durante il volo del terzo e del quarto stadio, garantire il controllo di assetto nelle fasi di volo inerziale, correggere eventuali errori nella velocità finale ed effettuare la circularizzazione dell'orbita, il puntamento del satellite, le manovre per il suo rilascio e per il proprio allontanamento ed uscita dall'orbita. L'APM è basato su un motore principale a propellenti liquidi (tetrossido d'azoto e dimetildrazina asimmetrica) e capace di cinque accensioni (ma di norma ne basteranno tre) basato sullo RD-869 e realizzato dalla Yuzhnoye con serbatoi di propellenti sviluppati dalla Babakin e pressurizzati ad elio. Il motore è incernierato con due attuatori elettrici; il controllo di assetto è assicurato da due gruppi di 3 motorini a gas freddo (azoto gassoso) da 50 N.

Dalla forma complessa, AVUM è collegato a una struttura cilindrica alta 0,465 m e con 1,925 m di diametro. Le caratteristiche dell'APM sono:

|                               |       |     |
|-------------------------------|-------|-----|
| Spinta del motore principale: | 2,45  | kN  |
| Impulso specifico:            | 312,5 | sec |
| Peso combustibile (UDMH):     | 123   | kg  |
| Peso ossidante (NTO):         | 247   | kg  |
| Peso pressurizzante (elio):   | 2,5   | kg  |

Lo AAM ha il compito di assicurare le funzioni di TT&C e di guida automatica. È costituito da 17 scatole di elettronica con 10 antenne su due strutture a forma di mezzaluna con un diametro di 1,91 m e un peso totale di 150 kg.

### Scudi aerodinamici

Gli scudi aerodinamici hanno le dimensioni indicate in figura.

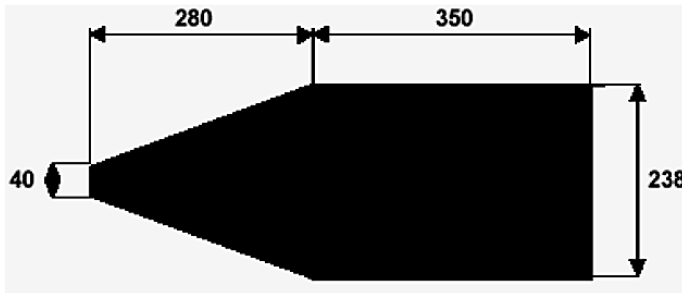


Figura 29. Schema degli scudi aerodinamici (Cortesia Avio).

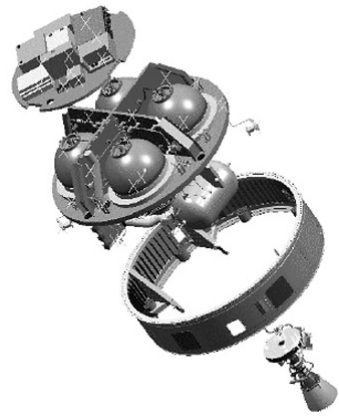


Figura 28. AVUM (Cortesia Avio).

La missione principale è il lancio di un singolo satellite, ma sono allo studio altre possibili configurazioni di lancio, come quella di un satellite principale e fino a 3 microsattelliti, da montare sul supporto base. Anche allo studio un dispenser per più microsattelliti.

### Prestazioni

Il Vega è stato progettato per consentire l'inserimento di 1.500 kg in orbita polare circolare a 700 km d'altezza, oppure 1.200 kg in orbita eliosincrona a 1.200 km d'altezza. Naturalmente, può inserire un satellite in una gran

varietà di orbite, e la sua capacità di lancio varia in funzione della quota e dell'inclinazione orbitale secondo quanto indicato nel diagramma allegato.

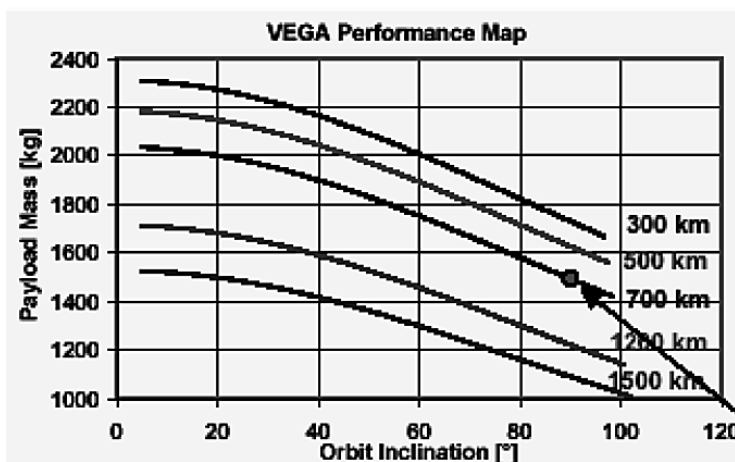


Figura 30. Diagramma delle prestazioni del Vega (Cortesia Avio).

## 5. L'uomo nello spazio

### 5.1. Astronavi militari

#### 5.1.1. *Gli studi effettuati*

Il primo serio studio di un'astronave militare risale al tedesco Eugen Sänger e a sua moglie Irene Dredt dell'Istituto di Tecnologia del motore a razzo di Truen (Hannover), che durante la Seconda Guerra mondiale concepirono un veicolo spaziale capace di bombardare l'America. Sebbene in grado di arrivare a quote decisamente "spaziali", questo bombardiere non era in grado di arrivare a velocità orbitali e avrebbe compiuto buona parte della missione "rimbalzando" sugli strati alti dell'atmosfera, come un sasso piatto sull'acqua. Una concezione, questa, che affascinò poi Stalin che ordinò la realizzazione del progetto; la versione sovietica del Sänger fu studiata da un gruppo di ricerca guidato da Keldysh che introdusse alcune interessanti modifiche, come l'aggiunta di statoreattori, ma finì col concludere che la tecnologia dell'epoca non era ancora abbastanza matura per la realizzazione di un veicolo del genere. Si arrivò invece, in seguito, a programmi di missili da crociera ipersonici e d'alta quota basati sul concetto: il Navaho in America, il Burya e il Buran in Unione Sovietica; ma non si andò oltre la fase di prototipo, anche perché i sistemi di guida dell'epoca non consentivano ai missili da crociera di arrivare alla precisione dei missili balistici.

Seguirono in America vari studi e proposte di astronavi militari, in parte basati sul concetto del Sänger-Dredt e in parte no, intesi come bombardieri e/o ricognitori; infine, nel 1957 fu dato il via al progetto dello X-20 Dyna Soar. Si trattava di una piccola astronave monoposto con ala a delta che avrebbe dovuto poter essere lanciata su allarme da un *Titan* e che avrebbe dovuto poter assolvere, nelle versioni finali, a una varietà di missioni: bombardamento, ricognizione e/o ELINT, ispezione di satelliti e/o veicoli spaziali potenzialmente ostili e loro eventuale distruzione, rifornimento di altri veicoli spaziali e, ovviamente, ricerca e sperimentazione. Particolarmente interessante da questo

ultimo punto di vista la capacità del Dyna Soar, volando con attaccato in coda il 3° stadio del Titan (il cosiddetto *Transtage*, capace di multiple accensioni) non solo di “rimbalzare” sull’atmosfera come il Sanger-Dredt ma anche di tuffarsi in essa ed usare le forze aerodinamiche per manovrare e poi riportarsi in orbita. Dyna Soar era infatti un’abbreviazione per *Dynamic Soarer*, che si pu tradurre con “elevatore dinamico”.

Il profilo di volo era molto vario e dipendeva dalla missione e dalla versione dell’astronave, la quale nel tempo avrebbe dovuto evolversi in varie versioni di veicoli: si andava dai voli suborbitali a “rimbalzi” come nel Sanger-Dredt alle missioni puramente orbitali. Particolarmente attraente l’idea di usare l’atmosfera per manovrare: alcune manovre, come il cambiamento di piano orbitale, sono energeticamente molto onerose (si veda l’Appendice 1 al Cap. 4.4): sfruttare l’atmosfera per manovrare potrebbe conferire al sistema una manovrabilit impensabile con la sola propulsione a razzo. Purtroppo, il progetto cadde sotto la scure dell’allora Segretario alla Difesa McNamara e il programma fu cancellato il 10 dicembre 1963, solo un mese prima che iniziasse il montaggio finale dell’astronave che gi l’anno successivo avrebbe dovuto iniziare i voli planati di prova. Fu dato invece il via al progetto di stazione spaziale MOL, di cui si parler nel prossimo capitolo.

Dopo la cancellazione del Dyna Soar, furono portati avanti vari studi su modelli di astronavi alate, lanciati in orbita e poi recuperati (Programmi *Prime* e *Asset*) e su vari velivoli a corpi portanti. In parallelo, era stato portato avanti il programma *Saint* (poi anch’esso finito cancellato col Dyna Soar) mirante alla realizzazione di un sistema per ispezionare satelliti potenzialmente ostili, dapprima con macchine automatiche e poi (programma *Saint II*) con veicoli pilotati. L’idea di utilizzare astronavi con pilota per osservare satelliti sovietici appariva assai pericolosa, anche perch si sapeva che questi satelliti erano dotati di sistemi di autodistruzione; ci nonostante, erano stati effettuati studi su velivoli a corpo portante (X-23 ed X-24), studi che proseguirono, anche se non pi esplicitamente per questo scopo. Infine, l’USAF fu convinta (alcuni autori dicono costretta) ad unirsi alla NASA per il programma STS, una collaborazione che fin col danneggiare entrambi: lo *Shuttle* ne usc scarsamente capace di soddisfare le esigenze dei militari, che finirono col ritirarsi dal programma, ma fu realizzato in una configurazione assai pi complessa e costosa di quanto sarebbe bastato per soddisfare alle sole esigenze civili.

In Unione Sovietica, intanto, il costruttore Korolev, progettista delle prime capsule spaziali (Vostok, Voskhod e Soyuz) proponeva due versioni militari della capsula spaziale Soyuz: una come intercettore e una come ricognitore. Queste proposte, avanzate secondo alcuni analisti solo al fine di attrarre i



fondi militari per lo sviluppo della capsula spaziale Soyuz (che vola ancora oggi, ma con impieghi solo civili) ebbero breve vita: la versione da intercettazione fu cancellata mentre quella da ricognizione, dopo lunghe lotte tra i vari costruttori, si trasformò in una stazione spaziale: la Almaz, di cui si parlerà nel prossimo capitolo. Nel contempo, la MIG iniziava a studiare un monoposto alato sul tipo del Dyna Soar, lanciabile da un vettore convenzionale ma che poteva anche costituire la parte orbitale di un raffinato spaziplano (lo Spiral), impiegante come primo stadio un velivolo ipersonico recante sul dorso l'orbiter con un lanciatore bistadio. L'ambizioso progetto portò solo alla realizzazione di un prototipo di *orbiter* che effettuò 8 voli atmosferici, per finire fuori uso dopo un atterraggio duro.

La partecipazione militare americana al programma *Space Shuttle* modificò drasticamente la situazione. Ufficialmente, i voli militari dello *Shuttle* avevano i seguenti scopi:

1. Lancio di satelliti militari, secondo la concezione STS della NASA (vedi § 4.4.3). Contrariamente alla NASA, che aveva in programma la cancellazione di tutti gli altri sistemi di lancio, l'USAF intendeva però mantenere una scorta di 10 lanciatori Titan, per ragioni di prontezza operativa.
2. Ricognizione e osservazione della Terra, anche come ELINT e SIGINT.
3. Sperimentazione di nuovi apparati spaziali.
4. Manutenzione, rifornimento, assistenza e recupero di sistemi spaziali militari orbitanti.

In conclusione, il DoD intendeva impiegare lo Shuttle sia per le funzioni per cui lo aveva concepito la NASA, sia per le missioni di cui avrebbe dovuto farsi carico la stazione spaziale militare MOL, nel frattempo cancellata. Ma l'Unione Sovietica sostenne che lo *Shuttle* militare aveva, in realtà, ben altro compito: doveva essere un bombardiere orbitale come il Dyna Soar e ben più potente di esso, e questo, in base al nuovo diritto internazionale che vietava l'inserimento in orbita di armi di distruzione di massa, costituiva una violazione dei trattati (vedi Cap. 3). Naturalmente, gli USA negarono di avere un programma del genere; ma, quale che fosse la verità, l'URSS parve reagire come se fosse convinta dell'esistenza di tale minaccia e mise in moto un proprio programma di navetta spaziale: il Buran.

Ovviamente, i sovietici sostennero che questo programma era eminentemente civile; ma vi sono parecchie indicazioni sul contrario. Intanto, la NASA aveva concepito il sistema STS per abbattere i costi di lancio e, a tal fine, aveva concepito un sistema quasi interamente recuperabile (solo il grande serbatoio di propellenti andava perduto); invece, la navetta sovietica non aveva motori di ascesa recuperabili e veniva portato a quota e velocità orbitale dal gi-

gantesco lanciatore *Energia* che, a sua volta, usava come *boosters* degli *Zenit*, tutti componenti a perdere: non era quindi progettato per economizzare, anzi, aveva sicuramente dei costi operativi molto alti. Poi, lo *Shuttle* americano doveva poter effettuare, in voli di lunga durata con lo *Spacelab* a bordo, tutte quelle missioni scientifiche che avrebbero richiesto una stazione spaziale; ma i sovietici non avevano alcun bisogno di una macchina del genere, dato che fin dal lancio della *Salyut 6* disponevano di stazioni spaziali permanentemente abitate e regolarmente rifornite in orbita. È vero che avevano sempre sentito la necessità di riportare a terra i risultati degli esperimenti effettuati sulle stazioni spaziali (le capsule *Soyuz* avevano una capacità di carico modesta); ma la stiva del *Buran*, ancora più grande di quella della navetta americana, appariva sovradimensionata per tale compito. Erano stati preparati un certo numero di progetti civili realizzabili con il *Buran*, come la realizzazione di specchi orbitanti per illuminare le città sovietiche, ma questi appaiono un po' troppo faraonici per pensare che l'URSS avrebbe mai potuto seriamente realizzarli.

Non c'è dubbio che l'Unione Sovietica si è lanciata nell'avventura del *Buran* nel tentativo di ristabilire la parità tecnologica con gli Stati Uniti, dopo la dura sconfitta subita nella corsa alla Luna (il razzo lunare sovietico N-1 aveva fallito in tutte le sue prove di lancio, ed era stato infine cancellato); è ragionevole ritenere che si tentasse di stabilire tale parità anche in campo militare. La flotta prevista era di cinque navette: decisamente troppe, per un impiego solo in programmi civili, in buona parte fumosi. Inoltre, abbiamo visto (§ 4.3.1) che la risposta sovietica all'americana SDI era stata principalmente nel potenziare la minaccia, in modo di saturare il sistema difensivo; in tal senso, il premier Gorbaciov aveva più volte dichiarato che un sistema SDI era inutile, perché un attacco sovietico avrebbe anche potuto arrivare da direzioni imprevedibili ed imprevedibili. È possibile che si riferisse a un sistema affine ai FOBS (vedi § 4.3.2); ma sembra più probabile che si riferisse al possibile impiego di *Buran* come bombardieri spaziali, data la loro manovrabilità (per altro mai verificata) e conseguente imprevedibilità della traiettoria, o comunque a sistemi missilistici con base nello spazio che il *Buran* o il suo lanciatore *Energia* avrebbero potuto spiegare in orbita (pare che il satellite *Polyus*, il cui lancio fu tentato senza successo nel volo inaugurale di *Energia*, fosse un esperimento in questo senso). Comunque, la crisi economica limitò l'impiego del *Buran* ad un unico volo di prova senza equipaggio; i costi del suo sviluppo hanno dato un contributo non irrilevante al collasso dell'Unione Sovietica. Le navette, di cui tre quasi complete, giacciono inutilizzate in magazzino.

L'*intelligence* occidentale sostiene che i sovietici avrebbero lavorato anche alla realizzazione di un caccia orbitale monoposto chiamato *Uragan*, da

lanciare in orbita con uno Zenit secondo l'architettura del *Dyna Soar*. In effetti, 4 modelli del presunto caccia furono provati in voli orbitali seguiti da rientro ipersonico tra il 1982 e il 1985; i russi affermano tuttora che si sia trattato di modelli avanzati dal programma *Spiral*, lanciati per provare la protezione termica prevista per il *Buran*. Che il programma *Uragan* sia realmente esistito è tuttora controverso; certamente, in un'epoca in cui si pensava a bombardieri orbitali, era naturale pensare anche a caccia orbitali. Comunque, con il ritiro dei militari americani dal programma *Shuttle* dopo la tragedia del *Challenger*, l'esigenza di un caccia orbitale è venuta a mancare: se il progetto è realmente esistito, è stato cancellato abbastanza presto.

Dopo il ritiro dal programma *Shuttle*, il DoD americano ha seguito vari studi e progetti di navette di nuova generazione, puntando soprattutto su sistemi SSTO (*Single Stage To Orbit*), come il cancellato X-30 NASP (*National Aerospace Plane*); ma al momento non vi è in vista nulla di concreto, sebbene l'USAF non abbia mai rinunciato alla speranza di avere un giorno un qualche tipo di astronave militare. Studi per navette di nuova concezione proseguono però in tutto il mondo, ed è molto probabile che, quando e se uno di questi programmi si avvicinerà a buon fine, attrarrà l'attenzione dei militari.

Il lancio dell'astronave cinese *Shenzhou 5* con a bordo l'astronauta cinese Yang Liwei indica inequivocabilmente che Stati Uniti e Russia non sono più le uniche nazioni al mondo capaci di mandare uomini nello spazio. L'espansione dei cinesi verso lo spazio ha un ritmo che, secondo i concetti occidentali, è molto lento, ma anche apparentemente inarrestabile: così è stato per i loro lanciatori e per i loro satelliti, e la stessa regola vale per i voli umani. Prima hanno lanciato un piccolo satellite (il *Mao 1*, 24 aprile 1970), che al posto dei consueti segnali emetteva la musica della canzone "L'Oriente è rosso"; come dire "ci siamo anche noi", ma anche "sapete già dai nostri esperimenti atomici che abbiamo la Bomba; adesso abbiamo anche i missili". Al ritmo di pochi lanci all'anno, intervallati da periodi di apparente inattività, i cinesi sono passati ai satelliti scientifici, a quelli di osservazione fotografica a recupero di pellicola (con scudi termici per il rientro realizzati in legno; eppure funzionavano) ai satelliti geostazionari. I lanciatori sono diventati sempre più potenti, arrivando all'impiego operativo della propulsione criogenica (LOX e LH2) prima ancora dei sovietici; dalla semplice installazione a cielo aperto dei satelliti sopra ai lanciatori, soluzione che agli occhi occidentali appariva semplicemente allucinante, sono passati al loro incapsulamento negli scudi aerodinamici in camera pulita, secondo i nostri standard. Il programma di voli umani è stato concepito negli anni '70, poi sospeso perché giudicato prematuro, poi ripreso negli anni '90.

La capsula spaziale *Shenzhou* è stata progettata secondo la filosofia della *Soyuz* russa ma rispetto a questa è potenziata e migliorata; il suo sviluppo è cominciato nel 1993, i primi due astronauti hanno iniziato ad addestrarsi in Russia nel 1997, per tornare in patria come istruttori; la *Shenzhou* è stata lanciata per un primo volo di prova senza equipaggio il 19 novembre 1999, mentre il primo volo umano è partito il 15 ottobre 2003 con il solo pilota collaudatore a bordo per un volo di sole 21 ore e senza neppure entrare nel modulo orbitale. Ma la *Shenzhou* ha già dimostrato doti di manovrabilità notevoli, può portare tre astronauti, effettuare *rendez-vous* e *docking* in orbita nonché missioni di una ventina di giorni; e nelle sue missioni ha imbarcato anche sistemi di osservazione della Terra, forse di interesse militare. Il modulo orbitale della *Shenzhou 6*, lanciata l'11 ottobre 2005, è stato invece ampiamente utilizzato dai due astronauti cinesi e, dopo il loro rientro, dovrebbe restare in orbita dei mesi, effettuando varie operazioni e manovre. E i cinesi hanno in programma la realizzazione di una loro stazione spaziale, e parlano di basi lunari cinesi...

#### 5.1.2. Possibili compiti di un'astronave militare

Tirando le fila di tutti gli studi e gli esperimenti fino ad ora effettuati, le missioni che potrebbero essere attuate da astronavi militari sono ancora essenzialmente quelle ipotizzate negli anni '60. Tali missioni potrebbero essere:

- **Bombardamento.** Certamente, un bombardiere orbitale pilotato sarebbe molto più costoso di un missile, ma anche molto più flessibile. Usando la tecnica dei rimbalzi sull'atmosfera e impiegando le forze aerodinamiche per manovrare, potrebbe seguire traiettorie complesse e imprevedibili: non solo sarebbe impossibile determinare il suo bersaglio, ma anche solo il continente verso cui sarebbe diretto e la reale natura della sua missione. Potrebbe poi essere, in qualsiasi momento, indirizzato verso un bersaglio diverso o richiamato indietro. Le convenzioni internazionali vietano l'inserimento in orbita di armi di distruzione di massa, ma si riferiscono a orbite stabili e complete: quando l'URSS aveva effettuato i suoi esperimenti sui FOBS, per non violare il diritto internazionale aveva fatto uso del semplice espediente di far rientrare i satelliti poco prima che effettuassero una rivoluzione completa. Comunque, un bombardiere orbitale ha senso solo se si ha a che fare con un avversario dotato di alta tecnologia: non c'è alcuna sensata ragione per bombardare dallo spazio chi non è in grado di difendersi neppure da un attacco dall'atmosfera.
- **Caccia.** Se l'intercettazione di un satellite è cosa non troppo difficile anche con sistemi più convenzionali, è probabile che un bombardiere spaziale pilotato ed altamente manovriero possa essere intercettato solo da

un caccia spaziale, egualmente pilotato ed ancor più manovriero. Certamente, l'intercettazione sarebbe estremamente difficile e richiederebbe probabilmente lo sviluppo di nuovi sistemi d'arma (ad esempio, armi ad energia diretta). Lo sviluppo di un caccia spaziale efficiente costituirebbe sicuramente una sfida tecnologica notevolissima, ben maggiore di quella rappresentata da un bombardiere; avrebbe dei costi molto alti e, ovviamente, avrebbe senso solo se fossero state realizzate dal nemico delle astronavi da intercettare.

- **Ricognizione.** Dato che i satelliti da osservazione sono vincolati alle loro orbite fisse e sono quindi estremamente rigidi nell'impiego, in quanto incapaci di modificare i loro tempi di passaggio sull'obbiettivo (vedi Cap. 4.2), uno spaziplano dotato di sensori per osservazioni ognitempo costituirebbe uno strumento estremamente flessibile, capace di partire quando necessario, osservare qualsiasi bersaglio (anche mobile) e ritornare alla base in tempi brevi. Mentre i satelliti effettuano essenzialmente ricognizioni strategiche, uno spaziplano militare sarebbe certamente in grado di effettuare anche operazioni di ricognizione tattica, anche su un campo di battaglia e su un avversario dotato di buone capacità tecnologiche (e quindi di intercettazione di ricognitori convenzionali). Dal punto di vista giuridico, non essendo definiti i limiti dello spazio aereo ed essendo tacitamente accettato il diritto al sorvolo e all'osservazione dallo spazio, contrariamente a una macchina operante nell'atmosfera, un ricognitore spaziale non violerebbe la sovranità del paese sorvolato più di un normale satellite; o almeno, la cosa rimane da definire.
- **Ispezione e inabilitazione di satelliti.** Questo tipo di missione è stato contestato per la sua pericolosità: ispezionare un satellite militare avversario dotato di sistema di autodistruzione potrebbe causare la perdita dell'astronave col suo equipaggio; inoltre, "inabilitare" un satellite altrui sarebbe un atto ostile, lecito solo qualora sussista lo stato di guerra. Attualmente la funzione d'ispezione è stata a volte effettuata orientando opportunamente i sensori ottici di normali satelliti da ricognizione, quella di distruzione potrebbe essere assolta da un sistema ASAT convenzionale. Tuttavia, oggi numerosi paesi cominciano ad avere accesso allo spazio (ad esempio la Corea del Nord); questi difficilmente potrebbero disporre di una rete mondiale di TT&C, per cui, in teoria, un'astronave potrebbe avvicinarsi a un loro satellite, esaminarlo a fondo (anche prendendolo a bordo per studiarne l'interno) e rimetterlo in posizione senza che il proprietario possa accorgersi della manomissione. Comunque, un'astronave potrebbe sempre utilizzare sistemi di ispezione radiocomandati, come i ro-

bot utilizzati dalle forze di polizia per esaminare i portapacchi delle auto sospette.

- **Riparazione, rifornimento e manutenzione di satelliti.** Questa funzione era inizialmente prevista per il sistema STS ed è stata più volte effettuata in campo civile (si pensi alle missioni allo *Hubble Space Telescope*, ad esempio). Attualmente i satelliti militari non sono progettati per subire operazioni di manutenzione in orbita; ma se esistessero degli spaziplani militari, probabilmente lo sarebbero. L'utilità di questo tipo di operazioni è essenzialmente economica e quindi legata ai costi di missione: riparare un satellite in orbita è vantaggioso solo se la missione di riparazione è meno costosa della costruzione e del lancio di un nuovo satellite. Torniamo, insomma, all'annoso problema dei costi di lancio (§ 4.4.3)
- **Lancio e recupero di satelliti militari.** Valgono le stesse considerazioni del punto precedente; in più, bisogna dire che lanciare un satellite da un'astronave militare, la cui orbita non è nota a priori e può essere modificata nel corso della missione, farebbe sì che un eventuale avversario potrebbe venire a conoscenza dell'avvenuto lancio e dell'orbita del satellite solo dopo un tempo anche piuttosto lungo.
- **Studi scientifici e tecnologici d'interesse militare.** Probabilmente, la maggior parte di queste attività potrebbero essere meglio svolte su una stazione spaziale, tranne le prove connesse alla meccanica del volo, cioè alle prove di volo dello spaziplano stesso. Anche esperimenti con modelli di spaziplano potrebbero essere effettuati con lanci da terra o da stazioni spaziali.
- **Rifornimento e rotazione di equipaggi su stazioni spaziali.** Questo tipo di operazioni non richiede di disporre di un'astronave con caratteristiche specificamente militari: i sovietici avevano usato con le stazioni spaziali militari *Almaz* delle normali capsule spaziali *Soyuz*. È però probabile che, se esistessero stazioni spaziali militari e spaziplani militari, converrebbe effettuare le operazioni di rifornimento e rotazione degli equipaggi con questi ultimi.

Come è evidente, i compiti operativi che potrebbero essere richiesti a un'astronave militare sono molto più vari e complessi di quelli di un'astronave civile. Ci si potrebbe aspettare quindi che un'astronave militare sia diversa da una civile, come un aereo militare è diverso da uno civile; ci si deve anche aspettare che sia un mezzo più sofisticato e costoso. L'inesistenza di una minaccia credibile e contrastabile solo con questo tipo di strumento spiega, almeno in parte, perché tali astronavi non siano mai diventate operative; certamente, nello scenario che non vede possibili nemici dotati di alte tecnologie,

esse appaiono del tutto inutili, ma non è detto che tale situazione debba durare per sempre. I voli degli astronauti cinesi mostrano che lo scenario spaziale nel campo dei voli umani si sta facendo sempre più complesso: la Cina sembra sempre più intenzionata a occupare un posto da protagonista nel dominio spaziale, e altri potrebbero imitarla.

Un'efficiente astronave militare dovrebbe poter essere lanciata su allarme in tempi brevi, disporre di un'alta manovrabilità e flessibilità in volo, essere in grado di atterrare scegliendo tra varie alternative il sito d'atterraggio e poter essere rifornita e lanciata nuovamente in tempi contenuti. Dal punto di vista della filosofia costruttiva, sono possibili varie alternative: lancio ed atterraggio verticali, lancio ed atterraggio orizzontali, lancio verticale e atterraggio orizzontale; per la propulsione, si possono imbarcare solo razzi, motori *air breathing* (turboreattori, ramjet e/o scramjet) e razzi, oppure motori convertibili, in grado cioè di funzionare come *air breathing* nel volo atmosferico e come razzi nel volo spaziale. Si può anche utilizzare sistemi composti da più veicoli, eventualmente dotati di propulsori diversi (ad esempio un aereo madre con motori atmosferici e un orbiter dotato di razzi). Ad ogni modo i costi, soprattutto quelli operativi, dovrebbero essere ragionevolmente contenuti, e l'attrezzatura di terra (in particolare quella di lancio) ridotta al minimo.

### 5.1.3. Possibili scelte per la Difesa

Come si è visto, il panorama non è al momento confortante; dopo tanto lavoro e tante spese, l'obiettivo di arrivare a un'astronave riutilizzabile realmente efficiente sembra allontanarsi, anziché avvicinarsi. La NASA sta parlando di un programma di aggiornamento continuo degli *Shuttle* superstiti, in modo di tenerli in linea per molto tempo, modificandoli con sistemi allo stato dell'arte; come viene fatto, in campo aeronautico, col B-52. Per il futuro, attualmente la NASA pensa a tornare alle capsule spaziali, e sta studiando un veicolo simile all'Apollo ma più capace, in grado di atterrare su terra ferma e riutilizzabile fino a dieci volte; difficilmente una macchina di questo tipo potrebbe soddisfare i militari.

In questa situazione, considerando comunque che studi di nuove astronavi sono in corso in tutto il mondo (inclusa l'Europa; e in questo quadro anche l'Italia sta facendo la sua parte) e che i costi di progetto e sviluppo sarebbero certamente altissimi, in Europa si può pensare solo ad attività in cooperazione internazionale. La Difesa potrebbe seguire queste attività, in particolare quegli studi che si stanno svolgendo in Italia e di cui si dirà tra poco, tentando di orientarli verso una navetta che possa soddisfare, almeno in parte, le esigenze militari. Quale configurazione può essere più idonea allo scopo?



Negli Stati Uniti e in Russia, fino ad ora ci si è concentrati sul lancio verticale e l'atterraggio orizzontale (*Dyna Soar*, *Space Shuttle*, *Buran*); questa soluzione richiede voluminose strutture di lancio e una preparazione per il lancio assai complessa. Si noti però che, mentre lo *Shuttle* e il *Buran* richiedono tempi di preparazione per il lancio piuttosto lunghi, il *Dyna Soar*, previsto per essere lanciato da un missile militare *Titan* avente caratteristiche di "pronto impiego" avrebbe dovuto avere capacità di lancio su allarme. Questo, nelle intenzioni dei progettisti; ma lanciare un missile con un satellite non è probabilmente la stessa cosa che lanciarlo con un essere umano a bordo, per cui è ragionevole pensare che, se fosse stato realizzato, anche per questa astronave, la sicurezza avrebbe imposto una preparazione al lancio abbastanza lunga: basti pensare ai vincoli imposti dalle condizioni meteorologiche. Un sistema di lancio più semplice e non legato ad imponenti apparati di terra sarebbe certo più auspicabile.

In questa ottica, la Lockheed ha proposto un'astronave SSTO automatica denominata *Venture Star*, sempre a decollo verticale e atterraggio orizzontale ma senza strutture di terra e che, nelle intenzioni, dovrebbe essere assai più semplice da gestire dello *Shuttle*. Per poter arrivare alle prestazioni volute, essa farebbe uso di tecnologie d'avanguardia: motori costituiti da *aerospike* lineari (cioè con ugelli in grado di assicurare il massimo rendimento a ogni quota di volo), serbatoi per ossigeno e idrogeno liquidi in materiale composito (con una riduzione di peso del 20% rispetto a quelli metallici), protezione termica metallica (dalla manutenzione molto più semplice delle attuali piastrelle ceramiche dello *Shuttle*). La NASA aveva finanziato la realizzazione di un "dimostratore tecnologico" denominato X-33: si trattava di un modello in scala dell'astronave definitiva, destinata a provare le tecnologie in volo ipersonico suborbitale; purtroppo, la realizzazione di un componente chiave, il serbatoio in composito, ha incontrato difficoltà apparentemente insormontabili e il programma X-33 si è bloccato. Analogo destino ha avuto un altro dimostratore, lo X-34 della *Orbital Science*, che avrebbe invece dovuto realizzare una configurazione abbastanza simile, ma con tecnologie più convenzionali e di basso costo.

Una configurazione differente è stata proposta dalla McDonnell Douglas per il suo *Delta Clipper*: questo non era alato, avrebbe dovuto decollare verticalmente da una semplice piattaforma di cemento, effettuare un rientro balistico e atterrare verticalmente sulla spinta dei suoi razzi. Un dimostratore tecnologico è stato finanziato dallo SDIO col nome DC-X e ha effettuato otto voli, sia nella configurazione originale che in quella modificata come DC-XA; capace solo di voli a bassa quota e privo di equipaggio, ha comunque dimostrato la sua capacità di decollare e atterrare verticalmente, il sistema di guida in gettosostentazione e la capacità di effettuare un volo appena 22 ore dopo il vo-



lo precedente. La mancanza di finanziamenti ha però fatto abortire il programma, e la possibilità di un veicolo con questa configurazione di effettuare un volo orbitale rimane tutta da dimostrare (il carburante dovrebbe costituire il 95% del peso al decollo). Dal punto di vista militare, comunque, macchine utilizzando questa filosofia potrebbero assolvere solo alla funzione di cargo orbitale in voli automatici: l'incapacità di manovre atmosferiche e la mancanza di margini di peso per consentire un equipaggio umano le renderebbero incapaci di effettuare le missioni di maggior interesse militare. Un po' più interessante potrebbe essere il *Roton* della Rotary Rocket, a decollo verticale come il *Delta Clipper* ma con atterraggio impiegante pale di elicottero, e quindi con capacità di rientro controllato; ma anche questo programma si è arenato.

Molto probabilmente, la configurazione più interessante per i militari è quella del decollo e atterraggio orizzontali, utilizzando normali piste aeroportuali. Questa configurazione era stata proposta negli anni '80 con l'inglese *Hotol*, un'astronave automatica da trasporto in grado di decollare e atterrare su piste; doveva essere dotato di un motore in grado di funzionare come un turboreattore al decollo, poi da ramjet, quindi da scramjet e infine da razzo per il volo spaziale: un'idea che si è rivelata troppo ambiziosa per poter essere realizzata con le attuali tecnologie. Sono stati effettuati numerosi studi su concetti di questo tipo, in Europa e altrove, anche sull'idea di imbarcare sul velivolo motori diversi anziché un unico motore convertibile: una soluzione più pesante ma tecnicamente più semplice. Appare però evidente che si dovranno attendere molti anni prima di veder volare un'astronave realizzata con questa filosofia.

Attualmente, la ricerca punta soprattutto sugli scramjet, cioè gli statorattori a combustione supersonica, essendo la tecnologia dei ramjet, cioè degli statorattori a combustione subsonica, già ampiamente consolidata. I maggiori successi sono stati ottenuti dalla NASA con il velivolo X-43A, anche noto come "Hyper-X", che è collaudato nel 2004. Si tratta di un velivolo automatico propulso da uno scramjet ad idrogeno liquido; una caratteristica unica è che il motore è integrato nella fusoliera, cioè la struttura stessa del velivolo incorpora elementi critici del motore, come le prese d'aria e l'ugello. Praticamente, l'Hyper-X è un motore sagomato in forma di aereo. Viene portato in quota da un B-52 e lanciato usando come *booster* un lanciatore spaziale *Pegasus* modificato; il volo viene effettuato sull'oceano, poi l'esemplare di l'Hyper-X viene abbandonato. Il 27 marzo 2004 un X-43A ha raggiunto la velocità di Mach 6,83 utilizzando il suo scramjet per 11 secondi, e il 16 novembre ha raggiunto i Mach 9,8 a 33,5 km di quota, concludendo la serie di prove. Studi sugli scramjet sono in corso in vari paesi (citiamo gli studi francesi sull'*Oriflamme*); in Italia, il CIRA sta conducendo ricerche sulla combustione su-

personica con simulazioni al computer e ha determinato la fattibilità di modificare la galleria a vento ipersonica “Scirocco” per effettuare studi sperimentali sugli scramjet.

Al di là della propulsione, molti studi sono stati portati avanti su un gran numero di configurazioni aerodinamiche per gli orbiter; in Italia, il CIRA sta effettuando esperimenti nell’ambito del programma USV (*Unmanned Space Vehicle*), esperimenti che prevedono anche prove di volo di un modello di orbiter, portato in quota da palloni e spinto da razzi; sono previsti sei voli, a partire dal 2005. In futuro, il programma prevede il lancio di un modello col lanciatore Vega per effettuare prove di rientro, in cui sarà anche provata la manovrabilità in alta atmosfera. L’elenco delle industrie che contribuiscono a questo programma, tutto italiano, è riportato in allegato 1.

Per uno spaziplano militare, quello più interessante sarebbe uno spaziplano alato di elevata efficienza aerodinamica, almeno con un rapporto portanza/resistenza di 6 (lo *Shuttle* ha efficienza 1,5); ciò è in contrasto con la maggioranza degli studi civili, che mirano principalmente a configurazioni caratterizzate da ampi volumi per il carico utile. Ma prima di tutto interesserebbe sperimentare la tecnica dei rimbalzi sull’alta atmosfera e dei “tuffi” in essa per manovrare (in particolare per modificare il piano orbitale); ma la maggior parte degli esperimenti finora condotti nell’alta atmosfera si limitano a prove di rientro, per verificare le tecnologie critiche ad esso relative, come la protezione termica. Una sperimentazione di questo tipo richiederebbe un gran numero di voli e quindi costi molto elevati; è un circolo chiuso: per abbattere i costi delle sperimentazioni occorrerebbe un accesso economico allo spazio, ma per ottenere tale accesso economico sarebbe necessario condurre molti esperimenti.

Per contenere i costi della sperimentazione, si potrebbero effettuare gli esperimenti non più lanciando ogni volta i modelli da terra ma lanciandoli dall’alto, cioè dalla stazione spaziale internazionale ISS e poi facendoveli tornare. In questo modo, basterebbe trasportare il modello con lo *Shuttle* verso la ISS una volta per tutte; dalla stazione, il modello potrebbe essere fatto discendere, effettuare le sue prove di volo nell’alta atmosfera per poi tornare verso la stazione ed essere rifornito e/o modificato per una nuova missione. Un’attività del genere potrebbe avere grossi ritorni anche in campo civile, dato che il modello di spaziplano potrebbe imbarcare degli esperimenti e comunque contribuire allo studio e alla conoscenza dell’alta atmosfera; potrebbe quindi essere finanziato da più organizzazioni (ASI e Difesa, per esempio), ripartendo i costi e ottenendo ospitalità sulla ISS sotto etichetta civile.

Se si dovesse poi ritenere necessario disporre di uno spaziplano militare, probabilmente ciò che potrebbe essere realizzato in Europa in tempi ra-

gionevoli è qualcosa di simile al *Sänger II*, proposto negli anni '80 dalla Germania e a cui aveva collaborato anche l'ASI: consisteva in un grosso velivolo ipersonico, propulso da turboreattori a idrogeno liquido in grado di funzionare da ramjet alle alte velocità, portante sul dorso un orbiter con motori a idrogeno e ossigeno liquidi (*Horus*). L'aereo si sarebbe dovuto portare in quota e avrebbe lanciato l'*Horus* a una velocità di almeno Mach 4 e 30 km d'altezza; ma i problemi economici legati all'unificazione della Germania hanno portato alla cancellazione del programma nel 1994.

Questa configurazione potrebbe soddisfare le esigenze militari: un'astronave di questo tipo decollerebbe e atterrerrebbe su normali piste aeroportuali, non richiederebbe particolari attrezzature e la manutenzione sarebbe molto simile a quella di un velivolo militare molto sofisticato. La prontezza operativa sarebbe assicurata, anche se la necessità di montare ogni volta l'orbiter sul dorso dell'aereo madre allungherebbe i tempi di attesa tra un volo e l'altro. Questa soluzione è probabilmente quella che richiederebbe il minor sviluppo di nuove tecnologie: il velivolo madre sarebbe sostanzialmente un'evoluzione del *Concorde* e potrebbe essere realizzato col contributo delle industrie aeronautiche, specie se si dovesse tornare all'idea di realizzare velivoli passeggeri supersonici; l'orbiter non presenterebbe innovazioni rivoluzionarie rispetto allo *Shuttle*. Questa configurazione (aereo madre e orbiter) è stata impiegata dalla prima astronave privata, lo *SpaceShipOne*, che ha effettuato con successo il suo primo volo spaziale il 20 giugno 2004. Questa astronave utilizza un aereo madre subsonico e non è in grado di effettuare voli orbitali, per cui ne ripareremo nel § 5.3; ma il suo successo fa pensare che questa sia la via giusta per arrivare alla realizzazione di un primo spaziplano in grado di effettuare anche missioni di interesse militari.

Sui tempi lunghi, la soluzione è probabilmente quella di un velivolo SSTO, il cui sviluppo richiede certamente di percorrere altra strada sulla via delle tecnologie avanzate. La propulsione richiede molto probabilmente lo sviluppo di uno scramjet; sarebbe certamente auspicabile la realizzazione di uno statoreattore capace di alte prestazioni nel volo ipersonico ma anche capace di accendersi a velocità più contenute: se si riuscisse ad accendere lo statoreattore a velocità ragionevolmente basse, uno spaziplano militare potrebbe decollare con l'ausilio di *boosters* a propellente solido non molto più ingombranti dei razzi JATO. Di norma, gli statoreattori funzionano grazie alla compressione dell'aria causata da onde d'urto in presa d'aria: funzionano quindi solo a velocità supersoniche (la distinzione tra *ramjet* e *scramjet* è legata solo alla velocità entro la camera di combustione); ma agli albori della propulsione a getto vi furono statoreattori in grado di operare anche a velocità più contenute.

Il rifornimento in volo (soluzione quasi mai considerata per gli spaziplani) potrebbe incrementare la flessibilità operativa: in una missione che richieda un rendez-vous in orbita, per esempio, lo spaziplano potrebbe portarsi in volo atmosferico fino a trovarsi sul piano orbitale del target, rifornirsi in volo e poi innalzarsi per il volo spaziale. Un'operazione del genere richiederebbe però lo sviluppo di un aereo rifornitore dalle prestazioni inusuali e di procedure al rifornimento ad alta velocità e presumibilmente a quote stratosferiche; un'ulteriore difficoltà nascerebbe qualora si impiegassero propellenti criogenici. In definitiva, le aree tecnologiche da tenere sotto controllo sono molte; si è parlato di aerodinamica e di propulsione, ma dobbiamo aggiungere la protezione termica: il sistema di piastrelle ceramiche impiegate sullo *Shuttle* richiede tempi di manutenzione di lunghezza inaccettabile per un mezzo militare; una protezione metallica come quella prevista per lo X-33 potrebbe essere la soluzione ideale.

Concludendo, i tempi sono ben lunghi dall'essere maturi per pensare alla realizzazione di spaziplani militari, oltre al fatto che allo stato attuale non se ne sente la necessità. È però opportuno seguire i progressi tecnologici civili e sollecitare e contribuire alle attività di studio, ricerca, sperimentazione e sviluppo che potrebbero avere importanti ricadute nel settore, per non ritrovarsi impreparati il giorno in cui tale esigenza dovesse nascere.

## **Allegato 1: Il programma italiano USV**

Il Programma USV (*Unmanned Space Vehicle*) è finalizzato allo studio di tecnologie critiche per la realizzazione dei futuri spaziplani. Prevede la realizzazione di 3 diversi prototipi di un veicolo alato della lunghezza di circa 8 m, lunghi 3,5 m e del peso a secco di 1.250 kg. Verranno effettuati sei voli per quattro tipi diversi di missione. Il programma è stato concepito ed è portato avanti dal CIRA

La prima missione è denominata DTFT (*Dropped Transonic Flight Test*) e prevede due voli con sgancio da pallone a 24 km di altezza; il velivolo verrà accelerato per gravità fino a un numero di Mach appena maggiore di 1. Un primo volo, non controllato, sarà effettuato con un esemplare di qualifica del primo prototipo, lo



**Figura 31.** USV (Cortesia CIRA).

FTB-0; seguirà il volo controllato del prototipo FTB-1 che eseguirà alcune manovre transoniche.

La seconda missione proverà il secondo prototipo, FTB-2, in condizioni di rientro parziale che porterà le temperature del naso e del bordo d'entrata alare a 2000 °C: il velivolo sarà sganciato da un pallone a 30 km d'altezza, accenderà il suo motore a propellente solido e si porterà a 120 km d'altezza, per poi seguire il profilo di volo di un rientro. Questa missione è designata *Sub-orbital Re-entry Test* (SRT). Nella terza missione, sempre effettuata con FTB-2, è previsto lo studio delle caratteristiche ipersoniche del velivolo: rilasciato dal pallone a 30 km d'altezza, lo USV accenderà il suo motore e proseguirà in volo livellato, spingendosi fino a Mach 8. Nel secondo volo sarà installato, al posto del motore a propellente solido, un innovativo motore a ossigeno liquido e cherosene in corso di realizzazione in Italia su finanziamento ASI.

La terza missione, lo *Orbital Re-entry Test* (ORT), prevede un unico volo realizzato col prototipo FTB-3; esso verrà immesso in orbita mediante *Vega* e, dopo una o due orbite, effettuerà un rientro controllato e manovrato. Allo studio la possibilità di installare su questo prototipo uno *scramjet*.

Le industrie e gli enti coinvolti nella missione DTFT (primo volo nel 2005) sono:

|                        |                                                             |
|------------------------|-------------------------------------------------------------|
| Gavazzi Space:         | Strutture e Meccanismi                                      |
| Technosystem dev.:     | Avionica                                                    |
| Alenia Spazio:         | Meccanica del volo                                          |
| Space Software Italia: | Software di Bordo                                           |
| Vitrociset:            | Segmento di terra                                           |
| ASI:                   | Pallone, catena di lancio e operazioni di lancio            |
| ESA:                   | utilizzo satellite Artemis                                  |
| ITS:                   | Rete di TLC terrestre                                       |
| AM (PISQ):             | Stazione TLC di Terra, supporto per esperimenti preliminari |

## 5.2. Stazioni spaziali militari

### 5.2.1. I precedenti

La prima idea di impiego militare di una stazione spaziale risale alla fine della II Guerra Mondiale: allora si pensava alla realizzazione di vere e proprie fortezze spaziali in grado di bombardare la Terra. Con la tecnologia dell'epoca, una stazione del genere avrebbe costituito una struttura che si riteneva praticamente invulnerabile. Fu però presto osservato che si sarebbe potuto inse-

rire un missile nella stessa orbita ma con direzione orbitale opposta e farlo esplodere creando una nube di frammenti: questa nuvola micidiale avrebbe investito a ogni rivoluzione la stazione spaziale a una velocità relativa di circa 16 km/sec. Con lo svilupparsi delle tecnologie missilistiche, l'idea di impiegare una stazione spaziale per il bombardamento cadde nel dimenticatoio.

Dopo la cancellazione dello spaziplano Dyna Soar, l'USAF concentrò la sua attenzione sulla stazione spaziale MOL (*Manned Orbiting Laboratory*). I suoi compiti avrebbero dovuto essere:

1. Ricognizione, mediante sistemi ottici e SAR;
2. Ispezione di altri oggetti orbitanti;
3. Ricerche e sperimentazioni sull'utilità dell'uomo nello spazio in attività militari.

Il laboratorio sarebbe stato lanciato con un veicolo *Titan* modificato; assieme sarebbe stato lanciato l'equipaggio, piazzato in una capsula Gemini montata superiormente. La Gemini, biposto e molto manovrabile, era destinata a riportare a terra l'equipaggio e avrebbe potuto effettuare operazioni di ispezione di altri satelliti; la Gemini militare era stata modificata, rispetto al modello impiegato dalla NASA, con l'inserimento di un portello inferiore, entro lo scudo termico, per consentire l'accesso alla stazione spaziale. Il carico utile è ancora classificato, ma il fatto che il MOL portasse anche la sigla KH-10 (KH sta per *Keyhole* ed è la sigla distintiva dei satelliti spia americani) fa ritenere che la ricognizione fosse il compito principale della stazione. Tra gli esperimenti, è noto uno zaino a razzo per EVA (*Attività Extraveicolari*) che fu poi collaudato entro lo Skylab della NASA e che, presumibilmente, poteva essere utile nelle attività di ispezione di satelliti e altri oggetti spaziali. Ad ogni modo anche il MOL finì cancellato (nel 1969), quando già la Gemini militare era stata collaudata con successo in un volo senza equipaggio.

In campo sovietico, la cronica rivalità e lotta per il potere fra i capi progettisti fece sì che negli anni '60 venissero portati avanti due programmi separati: il progetto *Soyuz R* dell'OKB-1 guidato da Korolev (questi aveva proposto anche una gigantesca stazione spaziale militare, costituita da moduli lanciati dal razzo lunare N-1; ma non era stata approvata) e l'*Almaz* dell'OKB-52 guidato da Chelomei. I due progetti procedettero parallelamente per un po'; dopo una complessa evoluzione e cambiamenti di nome, vicissitudini in cui le ragioni tecniche erano meno importanti di quelle politiche, sopravvisse il solo programma *Almaz*, in cui però erano confluiti tutti gli studi condotti dall'OKB-1. Nella sua concezione originaria, *Almaz* era molto simile al MOL; avrebbe dovuto mantenersi in orbita per due o tre anni e ogni 90 giorni sa-

rebbe stata raggiunta da un veicolo TKS costituito da un pesante cargo detto TKS FGB trasportante i rifornimenti, il propellente, nuovi esperimenti e capsule di rientro per il recupero delle pellicole, nonché un veicolo simile alla capsula Gemini ma capace di trasportare 3 astronauti detto TKS VA.

Nel contempo, lo OKB-1 portava avanti importanti programmi civili: la capsula spaziale Soyuz, da impiegare sia per i voli lunari che per il cambio di equipaggi sulle stazioni spaziali, il razzo lunare N-1 e la stazione spaziale *Salyut*, molto simile all'*Almaz* che, come si è detto, aveva fatto tesoro degli studi condotti dall'OKB-1. Dopo l'improvvisa morte di Korolev, però, fu chiaro che la nuova dirigenza dell'OKB-1 non era all'altezza: la capsula spaziale *Soyuz 1* fu lanciata prima di essere a punto e il volo costò la vita al cosmonauta Komarov; tutti i lanci di prova del gigantesco N-1 fallirono rovinosamente; la *Salyut 1* fu lanciata con successo il 19 aprile 1971, ma il primo equipaggio non riuscì ad entrare nella stazione per il cattivo aggancio della *Soyuz 10* (vi furono anche problemi a sganciarsi) mentre il secondo equipaggio salì a bordo con la *Soyuz 11* ma perì in fase di rientro per la depressurizzazione della capsula a causa della perdita di una valvola (nelle prime *Soyuz* non vi era posto per tre cosmonauti con le tute spaziali indossate). La stazione dovette essere deorbitata in ottobre; il lancio dell'esemplare di riserva fallì nel luglio 1972 per un'anomalia al lanciatore *Proton*.

La *Salyut 1* non era un programma militare, ma imbarcava anche alcuni esperimenti militari (un traguardo ottico, un sensore UV per riconoscere le scie dei missili e un radiometro ancora oggi classificato). Questa mescolanza di esperimenti militari e civili caratterizzò le attività su tutte le stazioni spaziali sovietiche, tranne le *Almaz* che furono solo militari. Comunque, la serie d'insuccessi sovietici mentre gli americani camminavano sulla Luna spinse l'URSS ad accelerare il programma *Almaz*, gabellandolo per programma civile. Non essendo ancora pronto il cargo TKS, si decise di inviare a bordo i cosmonauti impiegando la *Soyuz*; ciò significava che la stazione non avrebbe potuto essere rifornita, in particolare dei propellenti necessari a mantenere l'orbita: la sua vita operativa ne risultava, così, drasticamente ridotta. La *Almaz* fu lanciata col nome di *Salyut 2* il 3 aprile 1973, circa un mese prima del lancio dell'americano *Skylab*, ma dopo una settimana si depressurizzò e andò a pezzi; non si sa se a causa di un incendio innescato da un corto circuito o se per essere stata colpita da un frammento del lanciatore *Proton*. L'11 maggio, tre giorni prima del lancio dello *Skylab*, fu fatto un altro tentativo di precedere gli americani lanciando una *Salyut* (probabilmente non ancora a punto): se ne perse il controllo ed essa decadde 11 giorni dopo (il lancio fu mimetizzato sotto il nome di routine di *Cosmos 557*).



L'americano *Skylab* era costituito da uno stadio modificato di *Saturn 5*, e per questo fu la più larga stazione spaziale mai realizzata: 6,58 m di diametro massimo. Era un programma interamente civile, e fu visitato da tre equipaggi di tre astronauti ciascuno; questi condussero però anche esperimenti previsti per il cancellato MOL: in particolare fu collaudato lo zaino a razzo dell'USAF (grazie alla larghezza della stazione, l'esperimento fu condotto all'interno). Ebbe anch'esso qualche problema iniziale: in fase di lancio perse un pannello solare e parte della protezione termica, per cui il primo equipaggio dovette montare all'esterno una sorta di "ombrello parasole" per mantenere a bordo una temperatura adeguata. Ma fu un successo; avrebbe dovuto essere rimorchiato in orbita più alta dallo *Shuttle*, ma lo sviluppo della navetta fu più lento del previsto, il decadimento orbitale troppo rapido, per cui finì col rientrare l'11 luglio 1979.

In campo sovietico, la fila degli insuccessi portarono al siluramento del capo dello OKB-1 e alla sua ristrutturazione come NPO Energia. Il nuovo direttore, Glusko, il padre dei motori del *Proton*, si affrettò a cancellare il razzo lunare N-1 (che pure era ormai quasi a punto; ma Glusko l'aveva sempre osteggiato) per iniziare gli studi di una macchina completamente diversa, quella che sarà il lanciatore *Energia*. L'*Almaz* di Chelomei restava così la stazione spaziale in uno stadio di costruzione più avanzato, per cui se ne decise un nuovo lancio, anche se ancora il cargo TKS era ben lungi dall'essere pronto; ma si voleva avere una stazione spaziale operativa mentre ancora gli astronauti americani lavoravano a bordo dello *Skylab*. Questa seconda *Almaz* era quindi prevista per una vita operativa di otto mesi, durante i quali avrebbe dovuto essere stata raggiunta da tre equipaggi: 30 cosmonauti militari si stavano addestrando, nell'ambito del programma. Questi provenivano dalle tre forze armate, e avrebbero dovuto fornire il loro contributo di esperienza nei loro settori specifici, specialmente per le missioni di ricognizione. Essendo disponibile per la rotazione degli equipaggi solo la *Soyuz* nella versione 7K-T che poteva portare tre cosmonauti senza tuta spaziale o due con indosso la tuta, gli equipaggi furono ridotti (ricordando la tragedia della *Soyuz 11*) a due persone per volta.

Sotto il nome di copertura di *Salyut 3*, la *Almaz* fu lanciata con successo il 24 giugno 1974; somigliava molto alle *Salyut*, salvo che aveva tre pannelli solari anziché due; fu la prima macchina spaziale dotata di armamento difensivo: un cannone senza rinculo Nudelman (da 24 mm secondo alcune fonti, da 30 mm secondo altre) e alcuni missili spazio-spazio. Aveva a bordo sistemi di osservazione multispettrale e capsule di rientro per portare a terra i film; se fosse stato pronto il modulo TKS, questo avrebbe portato altre capsule, oltre ad allungare la vita della stazione.



Il primo equipaggio di due cosmonauti, entrambi dell'aeronautica, partirono con la *Soyuz 14* il 3 luglio e presero posto sulla stazione il giorno dopo. Effettuarono principalmente operazioni di ricognizione: l'*Almaz* aveva a bordo 14 diversi tipi di sistemi di ripresa oltre a vari sistemi di puntamento e osservazione panoramica; aveva una macchina fotografica IR con 100 m di risoluzione, mentre erano previsti per i voli successivi dei sistemi SAR. Effettuarono anche un'osservazione dello *Skylab*, effettuandone il *tracking* lungo la sua orbita; rientrarono a terra il 19 luglio dopo una missione di appena due settimane. L'equipaggio successivo partì il 26 agosto ma il malfunzionamento del sistema di guida automatico *Igla* impedì l'effettuazione dell'aggancio; le *Soyuz* dell'epoca non avevano pannelli solari e potevano stare nello spazio due giorni al massimo, per cui non vi era margine per tentare un *docking* manuale, e l'astronave dovette rientrare il 28 agosto. L'inchiesta mostrò che il sistema *Igla* richiedeva modifiche che non fu possibile effettuare in tempo utile: la terza spedizione fu così cancellata. La missione della *Almaz* proseguì così solo per radioguida: il 23 settembre fu sganciata una capsula coi film, che furono recuperati nonostante un atterraggio duro; il 24 gennaio 1975 fu provato il cannone spaziale Nudelmann, distruggendo un satellite bersaglio, e il giorno dopo l'*Almaz* fu comandata in un rientro distruttivo.

Nonostante sia stata possibile solo effettuare una sperimentazione molto breve, si trovò che le riprese erano eccellenti, ma la filosofia generale della stazione spaziale, specie con soli due cosmonauti a bordo, era deludente: la maggior parte del tempo andava dedicato alle operazioni di routine di mantenimento della stazione, e troppo poco tempo era libero per effettuare le osservazioni. Per questo motivo le *Almaz* non volarono più: proseguì il programma *Salyut* che, a partire dalla *Salyut 6* (lanciata il 29 settembre 1977 e rimasta in orbita 1764 giorni) fu dotata di due portelli di attracco, il che consentì a queste stazioni spaziali di essere rifornite regolarmente dai carichi automatici *Progress* (come avviene attualmente per la ISS) e di ospitare equipaggi "visitatori". Gli esperimenti militari, di conseguenza, furono effettuati sulle stazioni spaziali civili: nei forni di bordo per esperimenti sui materiali furono anche prodotti cristalli poi impiegati a terra per sensori militari (ad esempio, selenuro di tellurio). Il modulo *Spektr* della *Mir* era stato inizialmente concepito come modulo militare, per esperimenti di ricognizione e di sistemi antisatellite.

La capsula spaziale TKS VA fu provata molte volte senza equipaggio, lanciata in coppie con *Proton*, ma non volò mai con equipaggio a bordo: ormai il "cavallo di battaglia" era la *Soyuz*, anche se la militare TKS VA aveva, tra l'altro, il pregio di essere riutilizzabile fino a dieci volte (la *Soyuz* non era reimpiegabile). Un cargo TKS fu lanciato e provato in orbita come *Cosmos 929* (17

luglio 1977) e dopo un mese la sua capsula VA fu sganciata e recuperata. Intanto però il peso di progetto della stazione spaziale militare *Almaz* era arrivato a un livello tale da renderne impossibile il lancio con una capsula VA inserita, secondo la configurazione dell'americano MOL; si pensò allora di lanciarla coi due portelli liberi, uno per l'aggancio col TKS e uno per le capsule *Soyuz*. Finalmente, nel 1978 fu deciso di fondere i programmi *Salyut* e *Almaz* in un'unica stazione: la *Mir*. L'URSS non poteva permettersi di portare avanti due programmi separati di stazioni spaziali, uno civile e uno militare. Nell'attesa della *Mir*, fu deciso di utilizzare i TKS con le *Salyut*: una sarebbe stata provata senza equipaggio e due con equipaggio. La prima fu provata con la *Salyut 6*, all'epoca già abbandonata in orbita senza equipaggio: lanciata il 25 aprile 1981 come *Cosmos 1267*, sganciò la capsula VA il mese dopo e fu agganciata alla *Salyut 6* il 19 giugno, ove rimase fino al rientro della stazione.

A questo punto, però, il programma *Almaz* fu definitivamente bloccato nel 1981, principalmente per ragioni politiche, e ogni attività orientata verso le stazioni spaziali civili (*Salyut* e *Mir*); si può dire che la scelta fu di adottare un sistema duale, una soluzione che data la segretezza che circondava ogni attività sovietica era assai più facilmente realizzabile che in occidente. Così, il 2 marzo 1983 fu lanciato un cargo TKS come *Cosmos 1443* per agganciarsi alla *Salyut 7* due giorni dopo, fornendo alla stazione carburante, 2700 kg di carico utile e spazio abitabile; rimase agganciata fino al 14 agosto, poi sganciata e successivamente deorbitata, mentre la capsula TKS VA atterrava il 23 agosto riportando dalla stazione 350 kg di materiale. Questo esperimento dovette essere giudicato positivo perché furono addestrati dei cosmonauti all'impiego di apparati militari su moduli TKS e l'ultimo di questi fu lanciato alla *Salyut 7* il 27 settembre 1985 come *Cosmos 1686*; questa volta il modulo rimase permanentemente agganciato alla stazione, anche la capsula VA, che era stata spogliata di gran parte degli apparati di bordo per ospitare sensori ottici ad alta risoluzione ed IR.

La malattia di un cosmonauta costrinse a lasciare la stazione spaziale senza equipaggio un paio di mesi dopo; lasciata in volo automatico, essa andò in avaria e perse il controllo assetto. Dopo il lancio del modulo base della *Mir* (20 febbraio 1986) il suo primo equipaggio, lanciato il 13 marzo con la *Soyuz T-15*, lasciò la *Mir* il 5 maggio, si agganciò alla *Salyut 7*, la riparò, caricò del materiale ancora utile e lo riportò sulla *Mir*. Sebbene la *Salyut 7* fosse ancora utilizzabile, le attività si spostarono sulla *Mir*: l'anziana stazione spaziale non fu più utilizzata, e fu fatta rientrare il 7 febbraio 1991. Anche la *Mir* era stata concepita per un impiego duale; il progetto iniziale era di piazzarla in un'orbita inclinata di 65°, cosa che avrebbe dato una miglior copertura per le mis-

sioni di osservazione, ma il suo peso, al limite delle capacità di lancio del *Proton*, imposero l'adozione della stessa orbita della *Salyut 7* (51,6° di inclinazione), il che per altro rese possibile lo spettacolare passaggio tra le due stazioni della *Soyuz T-15*. Vari moduli della *Mir* (*Kvant-2*, *Kristall*, *Priroda* e *Spektr*) sono derivati dal militare TKS, come lo sarà il modulo *Zarya* della ISS.

In risposta all'americano SDI, tra la fine degli anni '80 e gli inizi degli anni '90 fu tutto un fiorire di studi coinvolgenti anche stazioni spaziali; secondo la miglior tradizione sovietica, ogni costruttore portò avanti la sua proposta indipendente, senza collaborare con gli altri. Così, *NPO Energia* propose le stazioni spaziali *USB*, stazioni da battaglia armate di laser o, in una seconda versione, di 10 piccoli missili spazio-spazio, capaci di attaccare anche satelliti geostazionari; doveva normalmente operare senza equipaggio, ma poteva ospitare per una settimana dei cosmonauti per operazioni di servizio e di manutenzione. Un'altra stazione spaziale proposta dallo stesso ufficio, la *KS*, avrebbe dovuto tenere agganciati dei bombardieri automatici derivati dal *Buran* e capaci di sganciare un gran numero di munizioni nucleari su obiettivi terrestri. Chelomei propose invece un modulo della *Mir* derivato dal *TKS*, lo *Spektr*, dotato di sensori per identificare ed inseguire le testate nemiche ed intercettarle con missili *Oktava* sviluppati dallo *NPO Kometa*. Col crollo dell'Unione Sovietica e la fine dei sogni di SDI in entrambi i continenti, questo ultimo progetto fu l'unico ad essere realizzato ma completamente modificato: lo *Spektr* fu effettivamente realizzato e agganciato alla *Mir*, ma tutto dedicato a programmi civili e, ironicamente, con l'aiuto finanziario degli americani.

### 5.2.2. Interesse delle stazioni spaziali militari

Come si è visto, i compiti previsti per le stazioni spaziali militari sono sempre stati essenzialmente gli stessi di quelli delle astronavi militari: conviene quindi fare un confronto tra i due sistemi.

Una stazione spaziale è, per l'appunto, una stazione: cioè un posto dove si arriva e da cui si parte; può essere ampia e spaziosa, può ospitare un equipaggio considerevolmente numeroso, offre un alloggio relativamente confortevole per missioni di lunga durata e con la rotazione degli equipaggi può essere abitato in permanenza ed operare continuamente per molti anni. Rimpiazzando i componenti obsoleti, può anche essere mantenuta operativa per un tempo teoricamente illimitato. La sua capacità di imbarcare apparecchiature e strumenti è pressoché senza limiti, e ogni apparato a bordo può essere riparato, potenziato e sostituito. Può costituire un punto di rifornimento e di riparazione per astronavi di ogni genere, sia progettate per penetrare nell'atmosfera che per operare esclusivamente in ambiente spaziale, e può ospitarne

gli equipaggi: insomma, può assolvere la funzione di porto e di centro di assistenza e manutenzione. E può imbarcare un potente sistema difensivo: può insomma costituire una vera e propria fortezza spaziale. Ma le sue capacità di cambiare orbita sono pur sempre modeste, il che ne limita l'impiego in missioni come quelle di ricognizione: le sue caratteristiche sono quelle di un normale satellite, la cui posizione orbitale è fissata dalle leggi della meccanica celeste e può essere ben nota a chiunque.

Al contrario, un'astronave può essere estremamente mobile e flessibile, ma ha un'autonomia operativa limitata e una capacità di carico ben definita e non incrementabile. L'appoggio di una stazione spaziale per assistenza e rifornimento ne incrementa però le capacità operative: missioni spazio-spazio richiedono impieghi di propellenti ben più modesti che non operazioni terra-spazio. Un complesso costituito da una stazione spaziale e più astronavi che la utilizzano come base costituisce un sistema d'arma estremamente potente.

Per fissare le idee, consideriamo una missione di ricognizione. Una stazione spaziale, come un satellite, può essere in vista di un oggetto d'interesse per un tempo molto limitato, dell'ordine della decina di minuti. L'uomo, però, ha una capacità che un sistema automatico non può avere: quella di "guardarsi in giro" e fissarsi su un oggetto che attira la sua attenzione, per poi osservarlo con più attenzione; operazioni che richiedono pochissimo tempo. La stazione spaziale *Almaz*, ad esempio, aveva un sistema di osservazione a campo largo; se un oggetto attirava l'attenzione dell'osservatore, questi poteva concentrarvi sopra l'attenzione di una gran quan-

tità di sensori diversi (risulta che vi fossero a bordo 14 sensori ottici diversi): ciò permetteva l'osservazione di oggetti mobili, che un satellite poteva individuare solo per caso. Lo stesso tipo di missione può essere svolta da un'astronave con equipaggio umano, con il vantaggio di poter cambiare orbita per poter osservare con maggior frequenza un'area di particola-

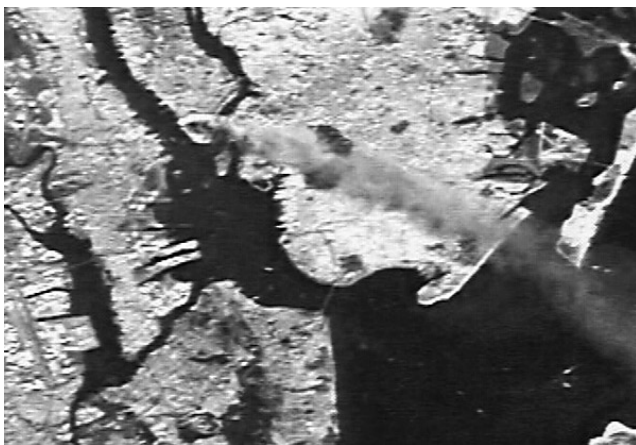


Figura 32. Le torri gemelle di New York in fiamme dopo l'attacco dell'11 settembre, ripreso dall'equipaggio della Expedition Three sulla ISS (foto NASA).

re interesse ma con lo svantaggio di poter imbarcare un numero minore di sensori e un equipaggio meno numeroso per dedicarsi all'osservazione, nonché di poter operare per un tempo molto più breve. In ogni caso, la superiorità dell'uomo sulla macchina nell'osservazione dallo spazio è, in ogni modo, ampiamente documentata: gli astronauti a bordo della stazione spaziale ISS hanno osservato e fotografato le torri gemelle in fiamme dopo l'attacco terroristico dell'11 settembre 2001, rilasciando un rapporto impressionante.

Per una missione di bombardamento, un missile può portare numerose testate, costa infinitamente meno di un'astronave o di una stazione spaziale e può colpire con altrettanta precisione: ma il suo lancio non può sfuggire ai satelliti di *Early Warning*, il suo volo richiede una ventina di minuti, più che sufficienti per tentare una difesa o quanto meno per scatenare una rappresaglia. Astronavi come lo *Shuttle* o il *Buran* possono imbarcare un numero di testate sufficiente per quasi annientare l'avversario in un unico, poderoso attacco; il loro lancio sarebbe individuato altrettanto bene di quello di un missile, ma non sarebbe distinguibile da quello di una pacifica missione di ricerca scientifica o tecnologica, o quanto meno da una missione di ricognizione. L'astronave sarebbe comunque difficile da intercettare, grazie alla sua capacità di manovra, e dal momento del rilascio delle testate, non facile da riconoscere in tempo utile, passerebbero pochi minuti prima che queste colpiscano il bersaglio. Lo stesso discorso vale, a maggior ragione, per una stazione spaziale, che sarebbe permanentemente in orbita senza consentire di prevedere il momento in cui potrebbe passare dalla quiete all'attacco; è vero che questa sarebbe relativamente facile da distruggere, ma ciò richiederebbe un attacco preventivo, il che porrebbe una difficile scelta politica: distruggere la stazione e scatenare una guerra, o lasciarla in pace, col rischio che la guerra la scateni lei, e nel modo più micidiale possibile? Questi scenari, comunque, oltre a violare gli accordi internazionali si riferiscono alla guerra fredda tra due superpotenze tecnologicamente avanzate, scenario per il momento superato. Ma che un giorno potrebbe ripresentarsi.

Le missioni di osservazione di altri sistemi spaziali potrebbero essere svolte allo stesso modo in cui vengono svolte coi normali sistemi di osservazione montati su satelliti; per quelle di ispezione, una stazione spaziale potrebbe solo fungere da appoggio per degli spaziotrattori, oppure da base permanenti per astronavi spazio-spazio, mentre per quelle di distruzione di satelliti ostili potrebbe provvedere direttamente con l'armamento di bordo. È bene ricordare che se l'attuale legislazione internazionale vieta di mettere in orbita armi di distruzione di massa, l'accordo che vietava il dispiegamento operativo di sistemi anti-satellite è attualmente nullo; non vi sono inoltre preclusioni all'uso di

una stazione spaziale per scopi di studio e sperimentazioni di apparati d'interesse militare.

Come noto, è attualmente in corso di costruzione la Stazione Spaziale Internazionale ISS. In base agli accordi costitutivi del 1988 tra le nazioni partecipanti, la stazione dovrà essere impiegata per scopi pacifici; tuttavia, ogni paese che dispone di un proprio modulo abitato può condurvi il tipo di ricerca che ritiene più utile. Non c'è dubbio, quindi, che la ISS potrà anche ospitare esperimenti d'interesse militare; l'ambiente internazionale, la continua interazione tra i membri dell'equipaggio e gli spazi ristretti non consentono però l'effettuazione di attività classificata. Nel settembre 2001, dopo l'attacco alle torri gemelle, è stato però rilevato che esiste un pieno consenso internazionale alla lotta al terrorismo; non vi è dubbio che un'attività di ricognizione in tale funzione verrebbe accettata. Il modulo laboratorio americano *Destiny* già dispone di una finestra otticamente perfetta rivolta verso terra; costituirebbe il sito ideale per un'attività di osservazione, anche d'interesse militare. Questo discorso vale però per i paesi che hanno sulla ISS dei propri moduli, come Stati Uniti e Russia; quando (e se) la stazione sarà completata, vi sarà anche un modulo europeo, ma non un modulo italiano. Se l'Italia vorrà condurre un'attività militare sulla ISS, quindi, questa dovrà preventivamente essere approvata dall'Unione Europea, che dovrà considerare la cosa abbastanza importante da imporne l'accettazione all'ESA che, contrariamente a come si comporta la NASA verso il DoD, ha un atteggiamento assolutamente ostile verso il mondo militare.

Concludendo, astronavi e stazioni spaziali sono due componenti dello stesso quadro. Una stazione spaziale è oggi più facile da realizzare di uno spaziplano efficiente; ma senza di esso, ha ben poco valore. Una stazione ferroviaria ha senso solo se esistono i treni, ma i treni hanno bisogno delle stazioni.

### **5.3. Il volo non orbitale**

#### *5.3.1. Premessa*

Fino ad ora si è parlato essenzialmente di oggetti orbitanti e di apparati in grado di inserirli in orbita; il dominio dei sistemi spaziali è però più vasto. Non si parlerà qui di sonde spaziali e mezzi interplanetari, perché questo pur affascinante settore è al di fuori del campo d'azione dei militari. È vero che alcuni apparati d'interesse militare sono stati provati su sonde spaziali: citiamo il caso della sonda spaziale *Clementine* lanciata il 25 gennaio 1994, progetto comune tra SDIO e NASA, che dopo aver completato diverse orbite attorno alla luna avrebbe dovuto effettuare un rendez-vous con l'asteroide 1620 Geo-



graphos (questa ultima parte della missione non fu effettuata per un errore di software, che provocò il prematuro esaurimento dei propellenti). L'interesse militare nella sonda era di qualificare per l'impiego spaziale e collaudare in una missione di estrema difficoltà alcuni apparati di interesse militare, come sensori UV di estrema leggerezza (circa 0,2 kg), la guida autonoma, numerosi componenti avanzati, ecc.; in effetti, furono i sensori militari a trovare per la prima volta quello che si ritiene sia ghiaccio d'acqua intrappolato in crateri lunari. Imprese di questo tipo sono però, verosimilmente, al di fuori delle possibilità e delle competenze della Difesa italiana.

Si discuterà invece, in questo capitolo, dei sistemi spaziali (e in particolare di quelli pilotati) che, pur non essendo in grado di inserirsi in orbita, possono volare a quote decisamente superiori a quelle dei normali aeromobili; questi mezzi sono probabilmente oggi quelli di maggior interesse militare, in quanto si tratta sostanzialmente di aeromobili con capacità di toccare quote ben maggiori degli aeroplani, e costituiscono quindi un'evoluzione dei mezzi militari oggi in servizio. Ad esempio, rientrano in questa categoria i missili da crociera ipersonici d'altissima quota che, dopo essere stati scartati negli anni '60 in favore dei missili balistici (principalmente per l'inadeguatezza dei sistemi di guida automatica dell'epoca) sembrano oggi tornare d'interesse; ed è ragionevole ritenere che, se dovesse profilarsi all'orizzonte una minaccia di questo tipo, le forze aeree di molte nazioni dovranno intraprendere lo studio e la realizzazione di velivoli in grado di intercettarli.

Per affrontare questo argomento, si rende necessario definire un confine (anche se arbitrario, dato che l'atmosfera non cessa di colpo ma va via via rarefacendosi con continuità) tra il dominio degli aeromobili convenzionali e quello dei velivoli "spaziali". Taluni pongono tale confine a soli 30 km d'altezza, perché al di sopra le superfici aerodinamiche divengono troppo poco efficienti per fornire una portanza sufficiente al sostentamento e i motori "air breathing" non sono più in grado di funzionare. Tuttavia, a 30 km d'altezza (circa) inizia in realtà una zona di transizione in cui l'atmosfera può ancora essere, in qualche misura utilizzata: è ben noto che i sistemi a sustentazione aerostatica, come i palloni sonda usati in meteorologia, sono in grado di superare i 40 km d'altezza, le superfici aerodinamiche possono in una certa misura essere utilizzate per il controllo (il timone di direzione dello *Shuttle* in fase di rientro dà segni di vita già a 80 km d'altezza circa), e sono stati proposti (ma mai realizzati, per quel che ne sappiamo) motori "air breathing" funzionanti in base alla decomposizione dell'ozono in ossigeno. Per questo l'USAF, ad esempio, riconosce ufficialmente come "astronauti" coloro che hanno volato al di sopra degli 80 km: alcuni piloti dell'X-15, ad esempio; ed effettivamen-

te, al di sopra di queste quote, l'unico effetto della poca atmosfera ancora presente è quella di causare una resistenza aerodinamica, sufficiente a impedire il volo orbitale fino a 110-120 km d'altezza e di provocare prima o poi il rientro di un satellite che non orbiti oltre qualche migliaio di km di quota.

Gli organizzatori dello X-Prize, clamorosamente vinto dall'astronave *Spaceship One* nell'ottobre 2004, definiscono "astronave spaziale" un mezzo pilotato capace di superare i 100 km di altezza; e a questa definizione di spazio ci si atterrà. Ai fini di questo lavoro, tratteremo nel seguito separatamente due categorie di macchine volanti: quelle in grado di volare sopra i 100 km d'altezza percorrendo, al minimo, una traiettoria suborbitale, che chiameremo "mezzi suborbitali", e quelle in grado di effettuare dei voli ragionevoli tra 30 e 100 km d'altezza, per i quali coniamo il termine "mezzi ipospaziali". Col termine "volo ragionevole" si intende un volo che per caratteristiche e durata sia confrontabile, al minimo, a quello di un aeroplano; con questa definizione rientrano tra i mezzi ipospaziali, ad esempio, i palloni sonda, mentre si escludono i razzi sonda, che possono solo traversare questa zona per pochi minuti e poi ricadere. Questi ultimi, però, se capaci di giungere a quote sufficienti, sono classificabili tra i mezzi suborbitali. Tratteremo principalmente di mezzi pilotati, anche se di questo mondo che, come si vedrà, è molto eterogeneo, fanno parte anche sistemi interamente automatici.

### 5.3.2. *Il volo suborbitale*

Il panorama del trasporto spaziale, agli inizi del XXI secolo, appare a dir poco desolante. Nonostante la grande richiesta e la notevole offerta di sistemi di lancio (si veda il § 3.1 e, in particolare, l'Allegato 2), i costi di lancio sono estremamente alti e sviluppo e produzione di lanciatori possono essere affrontati solo da colossi industriali, eliminando così lo stimolo alla novità che può essere creato da una concorrenza più vivace; d'altra parte, tra le molte piccole società che avevano tentato di inserirsi nel gioco, spesso con idee interessanti e talvolta rivoluzionarie, solo la *Orbital Sciences Corporation* con il suo *Pegasus* e poi con lanciatori riciclati da missili militari, è riuscita a conquistarsi una pur limitata nicchia ecologica. Ancora peggiore il quadro nel settore del volo umano: lo *Shuttle* rimane uno strumento costoso e, come dimostrato dal *Challenger* e dal *Columbia*, dalla sicurezza limitata; i tentativi di realizzare un successore sembrano abortiti, e la NASA sta pensando al ritorno alle capsule spaziali.

In questa situazione, un gruppo di finanziatori ha pensato di tentare di stimolare i privati con un sistema che già ha avuto successo con le prime automobili e con l'aviazione: creare una gara. Così, nel 1996 è stato lanciato il cosiddetto *X Prize*, sponsorizzato dalla famiglia Ansari di Dallas e avente Pe-



ter Diamandis come presidente e chairman, mirante a stimolare la creazione di mezzi spaziali capaci di aprire un nuovo tipo di mercato. Chi voleva partecipare alla gara doveva soddisfare ai seguenti requisiti:

- Finanziare privatamente, costruire e lanciare l'astronave, il tutto senza contributi statali;
- L'astronave doveva essere in grado di trasportare a 100 km di altezza 3 persone (per i passeggeri era ammessa la loro sostituzione con una zavorra di 90 kg ciascuno);
- L'astronave doveva ritornare a terra sana e salva e senza perdere più del 10% del suo peso iniziale a secco (esclusi i propellenti, quindi, ma inclusi i serbatoi); se per il lancio veniva impiegato un sistema "a perdere", come un pallone aerostatico, il suo peso doveva essere contenuto entro quel 10%;
- L'astronave doveva essere in grado di ripetere il volo entro due settimane.

Il premio per chi avesse fatto quanto sopra era di 10 milioni di dollari. Come si vede, lo *X Prize* mirava a stimolare i privati alla realizzazione di ciò che la NASA non era riuscita a fare: un'astronave passeggeri riutilizzabile, capace di affrontare due voli spaziali a breve distanza l'uno dall'altro e con un minimo di manutenzione e sostituzione di elementi. D'altra parte, porre come unico vincolo al profilo di volo quello di superare i 100 km d'altezza, senza badare alla velocità e al tempo di permanenza nello spazio, semplificava le cose: non era necessario che i motori fossero in grado di sviluppare la velocità orbitale, e la bassa velocità di volo conteneva le esigenze di protezione termica al rientro. D'altra parte, il divieto di fare ricorso a sussidi governativi costringeva i partecipanti a tenere d'occhio i costi...

Interessante anche l'idea di puntare al mercato del turismo spaziale. I "turisti" che i russi hanno portato sulla stazione spaziale ISS hanno pagato il biglietto circa 20 milioni di dollari, hanno dovuto superare un severo controllo medico e un lungo e duro addestramento: non sono cose alla portata di tutti. Ma un "voletto" di pochi minuti, sufficiente però per godersi il panorama e provare l'ebbrezza della microgravità, con accelerazioni ragionevolmente contenute, è alla portata di molte persone con i costi, probabilmente, ragionevoli, e con la prospettiva di calare nel tempo, col crescere del numero di voli, di clienti e anche di operatori: se infatti la *Spaceship One* ha vinto la gara, altri concorrenti sono decisi ad andare avanti lo stesso ed entrare nella competizione commerciale. È infine interessante notare che il primo astronauta che ha collaudato la *Spaceship One*, Mike Melvill, aveva 65 anni: una bella dimostrazione che il volo suborbitale non richiede dei superuomini.

Se non finirà tutto in una bolla di sapone, come già troppe volte è accaduto per molte idee che sembravano aprire nuove strade verso lo spazio, que-

sta del turismo spaziale potrebbe rivelarsi la carta vincente per ottenere un accesso economico allo spazio. Se prenderà piede e vi sarà una concorrenza tra vari operatori commerciali, vi sarà un forte stimolo non solo verso l'abbassamento dei costi (senza ridurre la sicurezza, naturalmente: un incidente significherebbe il fallimento della società), ma anche verso l'incremento della durata del volo, e quindi (per le leggi della dinamica) della velocità di volo e dello spazio percorribile: un volo che consenta di ammirare le aurore boreali sarebbe certo più attraente di uno che consenta semplicemente di guardare il Texas dall'alto. La corsa verso obiettivi sempre più spinti potrebbe, lentamente e senza grosse scosse, con una continua evoluzione e forse con qualche rivoluzione, portare dal volo suborbitale a quello orbitale vero e proprio; come il volo solitario di Lindberg ha aperto la strada ai voli di linea a lunga distanza. Già si parla di una "X Prize Cup", una competizione regolare tra velivoli suborbitali sul tipo delle grandi regate, che potrebbe portare allo sviluppo progressivo di prestazioni sempre più spinte.

Quindi, in questo momento, i voli umani suborbitali sono solo una sperimentazione orientata a brevi voli turistici, il che dal punto di vista militare ha ben scarso interesse; ma gli strumenti impiegati sono molto vicini ad aerei da grandi prestazioni, stanno esplorando un ampio ventaglio di tecnologie estremamente interessanti, per cui è ragionevole ritenere che le applicazioni militari potranno esserci abbastanza presto. Per questo, nel seguito si descriveranno gli elementi salienti della macchina che ha vinto lo X Prize e dei suoi concorrenti più agguerriti; l'impressione che se ne trae è che, allo stato attuale, il maggior ostacolo allo sviluppo di veicoli suborbitali non stia nelle spese o nei limiti tecnologici, bensì nella normativa: per esempio, la FAA attualmente autorizza voli col solo pilota a bordo e vieta il trasporto di passeggeri; per lo X Prize, era stato autorizzato il volo solo in uno stretto corridoio locale, vietando voli di distanza; e così via. Questi vincoli, per altro probabilmente non destinati a durare, non valgono ovviamente per dei sistemi militari.

Il sistema di trasporto spaziale suborbitale che ha vinto lo



Figura 33. Il Tier One.

*X Prize* è denominato *Tier One* ed è stato realizzato dalla Scaled Composites di Mojave, in California; il progettista è Burt Rutan e il principale finanziatore è il miliardario americano Paul Allen della Microsoft. *Tier One* è costituito da due componenti: un aereo madre denominato *White Knight* che trasporta in quota e lancia l'astronave vera e propria, la *SpaceShipOne*.

*White Knight* è un velivolo bireattore derivato da un altro velivolo di Rutan, il *Proteus*; l'abitacolo, l'avionica e buona parte degli apparati di bordo sono identici a quelli della *SpaceShipOne*, il che ha consentito di ridurre i costi e di utilizzarlo, in fase di sviluppo, sia per provare varie tecnologie e componenti dell'astronave che per addestrare i piloti. La *SpaceShipOne* ha una caratteristica struttura bitrave, con le strutture che portano i piani di coda all'estremità delle ali (apertura alare 4,5 m), ed è dotata di un motore a razzo ibrido; il complesso delle ali e dei piani di coda sono incernierati sulla fusoliera in modo di poter ruotare cambiando incidenza e funzionando da aerofreni.

Il *White Knight* decolla dall'aeroporto di Mojave e si porta a circa 65 km di distanza, 14 km di altezza e 215 km/h di velocità, e sgancia la *SpaceShipOne*. Questa accende il suo razzo e sale quasi verticalmente fino a 110 km d'altezza (112 km nel volo in cui ha vinto definitivamente il premio, il 4 ottobre 2004) alla velocità di 3500 km/h e inizia la discesa. Ruotando le ali in modo da farle funzionare da aerofreni, rientra nell'atmosfera in modo eccezionalmente delicato; riprende quindi la sua configurazione normale e, planando come un aliante, scende spiralandolo per atterrare sull'aeroporto col suo carrello triciclo.

Il complesso spaziale è stato progettato utilizzando solo la fluidodinamica computazionale, senza prove in galleria a vento; ed è aerodinamicamente stabile in tutti gli assetti di volo (anche se ha dimostrato una forte tendenza a rollare in fase di ascesa), cosa indispensabile perché i comandi aerodinamici di volo sono di tipo convenzionale, senza fly-by-wire, controllo automatico della stabilità, ecc. La semplicità è spinta al massimo: le stesse bombole forniscono la pressurizzazione della cabina, alimentano il sistema pneumatico (rotazione ali, apertura carrello, ecc.) e forniscono nello spazio il controllo assetto, con getti di aria compressa. Per la struttura sono stati impiegati al massimo i materiali compositi: *SpaceShipOne* pesa 3.060 kg, contro i 6.700 kg dell'*X-15*; la protezione termica è in resina fenolica nelle aree più sollecitate e con un rivestimento ablativo sul bordo d'entrata alare e sul naso della fusoliera, unici elementi da sostituire dopo il volo: si pensi che il secondo volo è stato effettuato appena 5 giorni dopo il primo. Il motore a propulsione ibrida, infine, è stato studiato non solo per la semplicità, ma anche per la sicurezza: impiega protossido d'azoto liquido e HTPB solido, due componenti che possono bruciare solo se posti a contatto in presenza di un accenditore.

L'impresa di *SpaceShipOne* è costata tra i 20 e i 30 milioni di dollari per lo sviluppo, e ora che ha vinto l'Ansari X-Prize l'astronave è destinata a finire al museo; già è annunciata la *SpaceShipTwo* che potrà portare da 5 a 8 passeggeri, volerà a quota più alta (135-140 km) offrendo ai passeggeri 90 secondi di microgravità in più, consentendo loro di godersi l'esperienza galleggiando liberamente nella cabina e anche di effettuare esperimenti, se vorranno portarsi dietro qualcosa a tal fine. In alternativa, questo veicolo spaziale potrà sacrificare parte della quota e del periodo di microgravità a vantaggio della distanza coperta, atterrando in un aeroporto diverso da quello di partenza: insomma, la *SpaceShipTwo* potrebbe aprire la strada non solo al turismo spaziale ma anche ai voli di linea su traiettoria suborbitale. Cinque di queste nuove astronavi sono già state prenotate dall'inglese Sir Richard Branson, già capo della compagnia aerea Virgin Atlantic Airways, che intende costituire con essi l'affiliata Virgin Galactic. Il primo volo della *SpaceShipTwo* è previsto per il 2007; il costo di un biglietto viene stimato in 200.000 dollari, ma ci si aspetta che cali abbastanza presto. *SpaceShipTwo* offrirà una comoda e spaziosa cabina, sul livello dei voli di linea di prima classe; ai passeggeri verrà richiesta una settimana di addestramento prima del volo, per un viaggio di tre ore con "pochi minuti" di microgravità. I primi voli partiranno dal deserto del Mojave, ma poi vi saranno altri punti di partenza. O, quanto meno, queste sono le promesse alla data in cui andiamo in stampa...

Vediamo ora brevemente gli altri concorrenti che, pur non avendo vinto il premio, potrebbero in un prossimo futuro inserirsi nel mercato dei voli suborbitali e dare inizio a una seria concorrenza; citeremo solo quelli che risultano avere già realizzato componenti hardware significative.

Il *Progetto Da Vinci* di Brian Feeney di Toronto, in Canada, si basa su un lancio da pallone: l'astronave, denominata *Wild Fire*, verrebbe portata a 24 km d'altezza sospesa con un cavo lungo 600 m ad un pallone gonfiato con elio. La *Wild Fire* è una sfera pressurizzata di 1,4 m di diametro in cui il pilota e i passeggeri sono disposti a ventaglio, come nelle capsule russe *Soyuz*; due motori incernierati, ad ossigeno liquido e cherosene, la devono spingere lungo una traiettoria obliqua per schivare il pallone, per poi salire in verticale fino a 120 km d'altezza. Al rientro la capsula e i motori sarebbero protetti e stabilizzati da una struttura gonfiabile conica (*ballute*), che ammortizzerebbe l'atterraggio dopo l'apertura di un paracadute controllabile. Numerosi componenti del progetto, inclusi i motori, sono stati collaudati con successo; e quando è stato chiaro che non sarebbero stati pronti in tempo per vincere lo *X-Prize*, i canadesi hanno confermato la loro intenzione di arrivare egualmente al volo con equipaggio, e il 1° ottobre 2004 il governo canadese ha dato la sua autorizzazione ad effettuare i lanci.

Gli altri progetti si basano sul concetto della capsula spaziale lanciata da razzi, con tutti i componenti recuperabili mediante paracadute.

La *Starchaser 5* dell'inglese Starchaser Industries nel Cheshire è un elegante razzo a decollo verticale con una capsula spaziale per pilota e passeggeri, entrambi recuperabili con paracadute e riutilizzabili. Il razzo sarà dotato di due motori *Churchill Mk 3* a ossigeno liquido e cherosene, e sulla carta dovrebbe poter lanciare la capsula spaziale, denominata Thunderbird, a 158 km d'altezza. Il progettista, Steven Bennett, ha già lanciato con successo nel 1996 un razzo alto 6,7 m denominato *Starchaser 2* che è il più grande razzo privato realizzato in Europa; sono seguiti numerosi altri lanci di razzi, tra cui, a partire dal 2001, modelli in scala dello *Starchaser 5*, i cui motori in versione definitiva, sono stati provati al banco con successo. Di questo razzo era stata anche studiata una versione con razzo a due stadi e *boosters*, poi scartata perché troppo sovradimensionata per le esigenze dello *X-Prize*; ma non si può escludere che in futuro anch'esso finisca con l'essere realizzato e apra la strada al turismo orbitale.

Il *Gauchito* è pure una capsula spaziale lanciata da un razzo, entrambi da recuperare con paracadute. Concepito da Pablo De León di Buenos Aires, in Argentina, il razzo sarebbe un *cluster* di 4 motori a propulsione ibrida (resina poliestere e LOX) che dovrebbe arrivare a 34 km di altezza; la capsula, contenente l'equipaggio in tuta spaziale, proseguirebbe per inerzia fino a 120 km di altezza, si orienterebbe con lo scudo termico verso il basso per essere recuperata in mare. Sono state effettuate prove di caduta della capsula e vari test di apparati, tute spaziali incluse; ma nel giugno 2003 una prova di lancio di un esemplare a metà scala del lanciatore si è concluso con una esplosione, causando ritardi. Ad ogni modo, sono proseguite le attività e altre prove condotte con successo, tra cui quelle dei razzi di salvataggio.

Il *Canadian Arrow* di Geoff Sheerin di Toronto, in Canada, è un elegante razzo a due stadi, entrambi da recuperare in acqua con paracadute. Il primo stadio è a propellenti liquidi (alcol e LOX) ed è munito di superfici aerodinamiche per il controllo; il suo compito è spingere il secondo stadio a 27 km d'altezza. Questo si separa e prosegue sotto la spinta di 4 razzi a propellente solido sul tipo dei razzi Jato utilizzati per il decollo corto degli aerei. Questi razzi spingerebbero la cabina, incorporata nel secondo stadio e dotata di numerosi oblò, fino a 113 km d'altezza; in caso di emergenza essi possono essere accesi in qualsiasi fase del volo per garantire il distacco della cabina e la sopravvivenza dell'equipaggio. Un *ballute* verrebbe gonfiato per proteggere la cabina in rientro e ammortizzare l'ammarraggio, reso morbido da tre paracadute. Lo sviluppo del motore principale ha rallentato la realizzazione del razzo; comunque, il team canadese ha annunciato di aver selezionato i suoi astronauti.

L'*Orizont* di Dimitru Popescu dell'Associazione Rumena di Aeronautica e Cosmonautica di Rimnicu Vilcea, in Romania, è una capsula spaziale lanciata da un originale razzo a monopropellente liquido (perossido d'idrogeno), entrambi da recuperare in mare con paracadute. Il perossido d'idrogeno (acqua ossigenata) è stato impiegato per piccoli motori di controllo assetto; questa è una delle prime volte, per quel che se ne sa, che si tenta di impiegarlo per la propulsione principale. Questo inconsueto motore, riutilizzabile e realizzato in materiale composito, è stato provato con successo al banco al 35% della spinta il 1° aprile 2004; è probabilmente uno dei primi motori di questo tipo realizzato al mondo e sicuramente il più potente motore a razzo costruito in Romania. Il razzo dovrebbe spingere la capsula fino a una velocità di 1300 m/sec a una quota di 40 km e proseguire per inerzia. La capsula si sgancerebbe a circa 80 km per continuare il volo parabolico fino a superare i 100 km d'altezza.

Anche il *Black Armadillo* di John Carmack di Mesquite, in Texas, è propulso a perossido d'idrogeno; il razzo, monostadio con quattro motori e cabina, sembra essere in avanzata fase di realizzazione. Oltre al motore, l'aspetto più originale del progetto è l'impiego di una struttura collassabile del cono di prua per ammortizzare l'impatto al suolo della cabina. I motori sono stati provati con successo, come pure la struttura della cabina, provata con vari sganci da elicottero. La Armadillo Aerospace afferma di essere quasi pronta al volo, e che il principale problema incontrato è stato l'approvvigionamento delle notevoli quantità di perossido necessario. Rimane ancora da ottenere l'autorizzazione al volo; c'è anche da chiedersi quanta tranquillità possa dare ai passeggeri una cabina progettata per sfasciarsi all'atterraggio.

L'*Advent*, della Advent Launch Services di Houston, in Texas, è stato concepito da un gruppo di esperti che avevano lavorato per la NASA guidato da Jim Akkerman. Il veicolo monostadio, con corte ali e dotato di un motore a ossigeno liquido e metano, dovrebbe decollare verticalmente dall'acqua e, dopo aver compiuto la sua traiettoria e aver frenato aerodinamicamente al rientro ammarare come un idrovolante. I lavori procedono, ma occorreranno numerose prove di lancio senza equipaggio prima di arrivare al volo suborbitale. Comunque, il gruppo ha in mente di realizzare il suo lanciatore in scale diverse, per arrivare a un razzo capace di trasportare sei persone.

L'*Eagle*, di Steve McGrath della Vanguard Spacecraft di Bridgewater, nel Massachusetts, è un veicolo tristadio dotato complessivamente di 12 motori a propellente liquido (idrazina e tetrossido d'azoto) e 4 a propellente solido, a rientro balistico e recupero mediante paracadute. È stato realizzato un dimostratore tecnologico dell'apparecchio, di cui sono state concepite numerose versioni e che dovrebbe crescere fino a diventare un veicolo orbitale.



Il *Crusader X* di Richard Speck della Micro-Space, Inc di Denver, in Colorado, è costituito da un abitacolo a forma di slitta montato tra due gruppi di tre razzi ciascuno, che dovrebbero operare in successione come un vettore a due stadi. Dopo un rientro balistico agevolato da un *ballute* atterrebbe con un paracadute. Il sistema propulsivo a propellenti liquidi è stato collaudato con successo.

Non si può sapere quanti di questi progetti e di altri, apparentemente più indietro come sviluppo ma tra cui figurano anche degli eleganti spaziplani, arriveranno al volo. Dal punto di vista militare il più interessante sembra essere proprio il *Tier One*, che ha vinto l'*X-Prize* e sembra avere ottime speranze di essere il capostipite di una generazione in grado di piena attività operativa; questo perché si tratta di un progetto strettamente aeronautico e capace di decollare ed atterrare su un normale aeroporto. Quindi, è la concezione che ha maggior probabilità, almeno per ora, di evolversi in un domani in una macchina di interesse militare. Vedremo in futuro, quali e quanti concorrentiaggeranno nelle future *Ansari X-Cup*.

### 5.3.3. *Il volo ipospaziale*

Come si è detto in premessa, col termine coniato ad hoc di “ipospazio” si intende quella zona, grosso modo compresa tra i 30 km e i 100-120 km di altezza, in cui gli aerei normali non riescono più a volare ma i satelliti non sono ancora in grado di mantenersi in orbita. Discuteremo questa zona dal basso verso l'alto.

Fino a 30 km d'altezza circa, le ali sono in grado di fornire una ragionevole portanza e le eliche a mantenere rendimenti accettabili; sono i motori che, col crescere della quota, presentano un progressivo calo di efficacia: i turboreattori accusano un serio calo di rendimento, e lo stesso per i motori a pistoni che azionano eliche, anche se sovralimentati. Diverso potrebbe essere il discorso per un velivolo ipersonico che voli a Mach 5 o più propulso da statorattori (*ramjet* o *scramjet*); a queste velocità la portanza aerodinamica può essere sufficiente per garantire il volo di crociera anche con ali di modeste dimensioni, senza i grandi allungamenti alari richiesti a queste quote da un velivolo lento: il volo del 16 novembre 2004 dell'*X-43A “Hyper-X”* della NASA, in cui sono stati sfiorati i Mach 10, è stato effettuato a circa 33,5 km di quota. Del resto, la bassa resistenza offerta dall'atmosfera a queste quote di volo è altamente favorevole, se non indispensabile, per il volo ipersonico.

Gli studi sul volo ipersonico d'alta quota porta fatalmente a una possibile ricaduta in campo militare: il missile da crociera ipersonico d'alta quota, una possibilità già studiata dagli americani e dai sovietici a cavallo tra gli anni '50



e i '60 e abbandonata in favore degli ICBM, sta tornando in auge grazie ai progressi tecnologici, specie nel campo della guida. Oltre agli americani, sono interessati all'argomento anche i francesi (programma militare PROMETHEE, avviato nel 1999); in Italia, il CIRA ha proposto uno studio di fattibilità di un missile ipersonico "*air breathing*" (proposta HYTAM). Come un missile convenzionale, un missile da crociera di questo tipo sarebbe di ben difficile intercettazione, ma avrebbe concettualmente una serie di vantaggi:

- **Maggior carico utile, a parità di peso.** Un missile balistico deve imbarcare sia il combustibile che il comburente, un missile da crociera con motore "*air breathing*" solo il combustibile, ed è strutturalmente più semplice: quindi, a pari peso al lancio può portare una testa di guerra circa doppia; ciò lo rende un'arma interessante per l'attacco di *target* blindati con testate convenzionali.
- **Minor rilevabilità.** La traccia fredda di un missile di questo tipo non è rilevabile dai sensori IR dei satelliti *Early Warning*, ed è opinione di molti che un missile da crociera non possa essere individuato da nessun tipo di sensore passivo installato su satelliti. Quanto ai sensori attivi (radar), nulla vieta che un missile da crociera sia progettato e realizzato con tecnologie *stealth*.
- **Maggior flessibilità e precisione.** Un missile da crociera è manovrabile in tutte le fasi del suo volo, e consente quindi di decidere all'ultimo istante quale obiettivo colpire in un ventaglio di possibili *targets* alternativi e, se dotato di adeguati sensori, può individuare e colpire bersagli in movimento. La velocità di un missile ipersonico consentirebbe poi di colpire bersagli in movimento anche a grandi distanze, per esempio una rampa mobile di missili tattici poco dopo la sua individuazione e identificazione.

Missili di questo tipo comportano ovviamente grandi sfide tecnologiche, non solo nel settore della propulsione ma anche in quelli dell'aerodinamica, dei materiali per altissime temperature in ambiente ossidante (a queste quote siamo ormai nella zona dell'ozono) e della guida, navigazione e controllo: anche sensori e sistemi di osservazione per la fase terminale del volo costituiscono a queste velocità una sfida non indifferente. Se dovesse profilarsi uno scenario in cui compare una minaccia rappresentata da macchine di questo tipo, si dovrà pensare anche a macchine capaci di fronteggiare tale minaccia, e quindi a velivoli da caccia e/o UCAV con analoghe caratteristiche e pertanto impieganti le stesse tecnologie; non sarebbero dei veri spaziplani, in quanto destinati ad operare solo nell'ipospazio, ma sarebbero ormai ad essi molto vicini.

All'altro polo, in questa zona possono operare velivoli ad elica, purché dotati di motori che non richiedono l'ossigeno atmosferico per funzionare. Già negli anni '70 la NASA ha esplorato questa zona con un velivolo ad elica azionata da un motore monopropellente ad idrazina (il *Minisniffer II*, con motore *Akkerman*; è stata studiata la possibilità di inviare aeromobili di questo tipo su Marte); i motori elettrici ad energia solare aprono la prospettiva di voli di lunga durata (giorni e settimane di operazione continua). Macchine di questo tipo sarebbero ottime per la ricognizione, superando i limiti dei brevi tempi di osservazione dei satelliti (vedi § 4.2) e sarebbero efficientissimi per la ricognizione tattica; potrebbero anche assolvere a funzioni di *Early Warning* contro il lancio di missili da crociera (in questo caso potrebbero imbarcare sensori radar). Potrebbero altresì essere impiegati da *relay* per le comunicazioni, garantendo la copertura per la telefonia cellulare: abbiamo visto che le costellazioni di satelliti per la telefonia cellulare non hanno avuto successo (§ 4.1.5) principalmente perché i satelliti ad essa dedicati, pur essendo molto più vicini dei satelliti geostazionari, sono ancora troppo lontani per consentire l'impiego di cellulari piccoli, efficienti e capaci di operare anche dentro un ambiente chiuso come quelli che noi usiamo tutti i giorni; *relay* operanti a circa 30 km d'altezza sarebbero l'ideale, anche in considerazione della vasta area di copertura. Uno studio di UAV ad elica, capaci di operare a quote di 30 km e capaci di mantenersi in volo ininterrottamente per un mese sono in corso in Italia presso il CIRA.

L'impiego di questi sistemi, comunque, potrebbe porre delicati aspetti giuridici, per lo meno in situazioni in cui non vi sia una situazione di guerra dichiarata. La legislazione internazionale (vedi Cap. 3) sulle attività spaziali è molto limitata: alcune attività, come il telerilevamento da satellite sono di fatto ammesse, ma in pratica la normativa è ancora in corso di discussione; per contro, tutti danno per scontato che la ricognizione da aeroplano costituisca una violazione dello spazio aereo di uno stato sovrano, per cui in tempo di pace costituisce al minimo un caso diplomatico, e molti paesi si ritengono in pieno diritto di abbattere l'indiscreto osservatore. In mancanza di una definizione giuridica universalmente accettata che chiarisca dove termina il volo atmosferico e si entri nello spazio autentico, insomma, se non si stabilisce un limite (non importa se arbitrario) tra la sovranità aerea e lo spazio aperto a tutti, analogo al limite tra acque territoriali e acque internazionali, l'impiego di qualsiasi mezzo ipospaziale in tempo di pace su territori altrui avrà ottime probabilità di costituire al minimo un incidente internazionale. Macchine come quelle qui rappresentate sono, concettualmente, più aerei d'alta quota che velivoli spaziali veri e propri; sembra inevitabile che il loro impiego in tempo di pace vada soggetto alle restrizioni proprie dei mezzi aerei.

Lo stesso discorso vale per un'altra classe di mezzi ipospaziali, in grado di arrivare a quote ancora più elevate: i palloni e i dirigibili. Per i voli d'alta quota, si usano palloni con involucri elastici, in grado di dilatarsi man mano che la pressione esterna cala, oppure li si fa partire parzialmente sgonfi, o ancora possono essere adottate entrambe le strategie (palloni a pressione zero). Attualmente, il record di altezza per palloni con uomini a bordo è quello stabilito nel 1961 dagli ufficiali della Marina americana Victor A. Prather, Jr e Malcolm Ross, che raggiunsero i 34.668 km d'altezza. Dal punto di vista operativo, questi palloni dovrebbero essere dotati di un sistema di propulsione per raggiungere e mantenere il punto di stazione, e quindi sarebbero dei veri e propri dirigibili. I palloni a pressione zero hanno però una vita operativa limitata: durante la notte il raffreddamento del gas di sostentamento causa uno sgonfiamento parziale del pallone e quindi una perdita di quota, e il mantenimento della quota operativa è ottenibile solo mediante sganciamento di zavorra (si potrebbe aumentare la pressione con delle bombole, ma poi durante il giorno si dovrebbe abbandonare il gas in eccesso per evitare l'esplosione del pallone). La vita operativa è quindi limitata dalla quantità di zavorra imbarcata.

I limiti dei palloni a pressione zero sono superati dai palloni superpressurizzati; questi hanno l'involucro legato da una serie di tiranti che impediscono loro di dilatarsi oltre un certo limite, il che gli conferisce il caratteristico aspetto di una zucca. In questo modo, possono avere un eccesso di pressione che, pur calando durante la notte, impedisce loro di afflosciarsi e di perdere quota. A queste quote siamo ai confini superiori della stratosfera; essa è ancora una miscelanza di gas neutri, come alle basse quote, ma è composta essenzialmente da azoto ed ossigeno, in particolare in forma di ozono. La radiazione solare (in particolare i suoi raggi ultravioletti), infatti, filtrata dagli strati atmosferici superiori non è ancora in grado di ionizzare gli atomi, ma può trasformare l'O<sub>2</sub> in O<sub>3</sub>. I violenti venti stratosferici (i ben noti *jet stream*) sono più in basso. Al momento, la massima altezza raggiunta da un pallone senza equipaggio è di 51.820 m., con un lancio effettuato da Chico, in California<sup>1</sup>.

La tranquillità di queste alte quote fa sì che le forze che possono spostare un pallone siano assai modeste; sfortunatamente, neppure le eliche sono ormai abbastanza efficienti per contrastarle. Per mantenere in posizione un velivolo aerostatico a queste quote occorre realizzare dei motori ad hoc; si è pen-

<sup>1</sup> Mracek, Anna. *History of Balloon Flight*. Washington University, St. Louis. Secondo fonti non confermate si sono già raggiunti i 53 km d'altezza.

sato a propulsori elettrici (a ioni o a plasma) come quelli di impiego spaziale, a propulsori che sfruttano l'ozono presente a queste quote, o anche a vele solari. In ogni caso, le missioni che potrebbero essere compiute da sistemi aerostatici, che potrebbero mantenersi stazionari su determinate zone per mesi o anche anni, sono le stesse indicate per gli UAV d'alta quota: osservazione e radio *relay*, col vantaggio di costi decisamente inferiori.

Le quote ancora maggiori (la cosiddetta mesosfera, circa tra 50 e 90 km d'altezza) sembrano esserci precluse. Nessun sistema aerostatico o aerodinamico sembra in grado di sostentarsi in questa zona; solo la propulsione a razzo può funzionarvi, e dovendo portare sia il combustibile che il comburente l'autonomia vi è molto limitata, come nel caso dell'X-15, l'unico mezzo che si sia spinto in questa area che sembra destinata a restare zona di passaggio per i mezzi destinati ad operare più in alto. Per questo, si è pensato di esplorare la zona dall'alto: tra i vari progetti di *Tethered Satellite* vi è quella di un oggetto, calato verso il basso dallo *Shuttle* mediante un cavo non conduttore lungo un centinaio di km. Una sonda atmosferica di questo tipo sarebbe certo di grande interesse scientifico, ma non ne intravediamo alcuna applicazione militare: sarebbe vincolata alla traiettoria e alla velocità orbitale dell'astronave che la cala, e quindi qualsiasi apparato d'interesse militare potrebbe più proficuamente essere imbarcato nella stiva dell'astronave stessa.

Nella parte superiore dell'ipospazio, approssimativamente tra gli 80 km d'altezza e lo spazio vero e proprio, è probabilmente possibile un volo ipersonico di tipo "quasi orbitale". La resistenza dell'aria è sufficientemente bassa per poterla contrastare con una spinta abbastanza modesta, per cui si possono concepire sistemi orbitanti che utilizzano razzi a basso consumo (come quelli a ioni e a plasma) per contrastare il decadimento orbitale e dotati di un'autonomia interessante. Si può anche pensare a sistemi di propulsione diversi; a queste quote comincia a comparire l'ossigeno monoatomico, che essendo costituito da ioni negativi potrebbe essere accelerato da campi elettromagnetici in una sorta di statoreattore elettrico. Si può anche pensare alla propulsione atomica; se poi ricordiamo quanto si è detto a proposito della possibilità di rimbalzare sull'atmosfera e di sfruttarla per variare la traiettoria, si può pensare a veicoli ipospaziali ipersonici e manovrabili. Rimane da vedere se questi oggetti potrebbero servire a qualcosa; è più probabile che questa zona rimanga una zona di transito e di manovra per astronavi destinate ad operare nello spazio vero e proprio. Tra i vari esperimenti di esplorazione di questa zona, l'ultimo volo dello USV del CIRA (Appendice 1 al § 5.1.), che sarà lanciato con un Vega, è destinato a sperimentare un rientro con un profilo di volo abbastanza complesso da poter investigare anche tali possibilità di manovra.

In conclusione, salvo per le zone più basse in cui si può pensare ad un'estensione di quello che è l'attuale dominio dei velivoli e degli aerostati, attualmente il volo ipospaziale si presenta più complesso di quello spaziale vero e proprio. È ragionevole ritenere che questa "terra di nessuno" verrà lentamente e progressivamente occupata per naturale estensione della propria area operativa da parte dei mezzi aeronautici dal basso verso l'alto e dei mezzi spaziali dall'alto verso il basso. È probabile che, in questo quadro, i mezzi suborbitali faranno la loro parte.

## Bibliografia

La natura di questo studio, in massima parte effettuato impiegando materiale fornito dalle ditte, documenti di ufficio e testi non pubblicati, non consente di fornire una bibliografia convenzionale. Sarà quindi indicato dove reperire materiale per approfondire gli argomenti trattati, privilegiando, per la loro praticità, gli indirizzi internet.

Le informazioni storiche e i dati tecnici sui satelliti e sui sistemi di lancio sono ottenibili sul *Jane's Space Directory* a cura di David Baker, acquisibile in formato cartaceo, CD Rom o in forma di servizio *on line*; informazioni al sito *jsd.janes.com*. Molte informazioni sono gratuitamente ottenibili su vari siti; si consiglia la "Encyclopedia Astronautica" di Mark Wade, esaminabile gratuitamente al sito *www.astronautix.com*. Quelle relative alle missioni e attività NASA direttamente al sito *www.nasa.gov* e quelle per l'ESA al sito *www.esa.int*.

Il testo integrale dello "Outer Space Treaty" e dei 5 accordi successivi sono reperibili al sito *www.ucsusa.org/global\_security/space\_weapons*.

Tutta la normativa relativa alle radiocomunicazioni, incluse quelle via satellite, è pubblicata a cura dell'ITU (*International Telecommunication Union*); l'elemento di riferimento è il Radio Regolamento Internazionale (*Radio Regulations*) che comprende Revisioni, Appendici, Risoluzioni e Raccomandazioni effettuate periodicamente nel corso delle WRC (*World Radiocommunication Conference*). È acquisibile direttamente presso l'ITU al sito *www.itu.int*, anche su CD-ROM.

Per una completa trattazione dei problemi giuridici connessi al telerilevamento dallo spazio, si consiglia "Telerilevamento e problematiche giuridiche connesse alla disponibilità di immagini" – T.Col. Amato Dott. Andrea – Tesi di laurea presso la Facoltà di Scienze Politiche – Università La Sapienza – Roma – Anno accademico 2002-2003.

Le informazioni relative al sistema SICRAL sono tratte da documenti e altro materiale prodotto da Alcatel Alenia Aerospazio (via di Saccomuro, Roma) e dal CGC SICRAL (Vigna di Valle, Bracciano).

Copia degli studi effettuati sul sistema di osservazione UEO sono disponibili presso il Gruppo Sistemi Spaziali del Centro Sperimentale di Volo, Aeroporto di Pratica di Mare, Roma.

Per ulteriori dettagli su HELIOS, ci si può rivolgere al CITS HELIOS, Aeroporto di Pratica di Mare, Roma.

Le informazioni e i dati tecnici dei sensori SAR e del sistema COSMO-Skymed sono stati forniti da Alcatel Alenia Aerospazio e dall'Agenzia Spaziale Italiana (ASI).

Le informazioni sul sistema *Pléiades* sono stati forniti dall'Agenzia Spaziale Francese (CNES).

Le informazioni sul GPS sono ottenibili, oltre che dal *Jane's*, al sito [www.colorado.edu](http://www.colorado.edu) e presso Alcatel Alenia Aerospazio. Le notizie sul Galileo e su EGNOS sono state ottenute da Alcatel Alenia Aerospazio e presso il sito dell'Agenzia Spaziale Europea [www.esa.int](http://www.esa.int).

Per uno studio più approfondito della meccanica celeste si consigliano i seguenti testi:

Baker, R. M. L., Jr. *Astrodynamics Applications and Advanced Topics*, Academic Press, New York and London, 1967.

Bate, R. R., Mueller, D. D. e White, J. E. *Fundamentals of Astrodynamics*, Dover Publications, Inc., New York, 1971.

CNES, Toulouse Space Center. *Spaceflight Dynamics*, edited by Jean-Pierre Carrou, 1995.

Duret, F. e Frouard, J. P. *Conception générale des systèmes spatiaux conception des fusées porteuses*, ENSAE, Tolosa, 1980.

Griffin, M. D. e French, James R. *Space Vehicle Design*, AIAA, Washington, 1991.

Link, F. *Eclipse Phenomena in Astronomy*, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg e New York, 1969.

Rimrott, F. P. J. *Introductory Orbit Dynamics*, University of Toronto, Toronto, 1989.

Roy, A. E., *The Foundations of Astrodynamics*, The Macmillan Company, Londra, 1965.

Ruppe, H. O. *Introduction to Astronautics*, Academic Press Inc., New York, 1966.

Manuale di Astrodinamica, Borrini, F., per uso interno e non pubblicato (disponibile presso il Servizio Controllo Satellite del CGC SICRAL, Vigna di Valle, Bracciano, Roma), 2000.

Per il **software**, il più ampio e completo è probabilmente *Satellite Toolkit* (STK) della Analytical Graphics, Inc., 325 Technology Drive, Malvern, PA



19355, operante su piattaforme Windows 95/98/NT/XP e UNIX. Il programma è disponibile in vari moduli con diverse funzionalità specializzate, a partire da *STK Professional*; una versione molto semplificata ma utile viene fornita gratuitamente e può essere richiesta a [www.stk.com](http://www.stk.com).

Più limitati di *STK Professional*, ma anche più economici, sono *Orbit II Plus* per Macintosh e *Orion* per PC (piattaforme MS-DOS e Windows 3.1 e successivo), entrambi della KKI, Suite 100, 1011 Chapel Road, Middletown, Va. 22645.

Per informazioni sui lanciatori commerciali, si consigliano i seguenti siti: Launch Services Alliance: [www.arianespace.com](http://www.arianespace.com).

Arianespace: [www.arianespace.com](http://www.arianespace.com). Sede a Courcouronnes, presso Evry, a sud di Parigi, Francia.

Starsem: [www.starsem.com](http://www.starsem.com).

Boeing Launch Services, Inc.: [www.boeing.com/launch](http://www.boeing.com/launch).

Sea Launch: [www.sea-launch.com](http://www.sea-launch.com).

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd: [www.mhi.co.jp](http://www.mhi.co.jp).

International Launch Services: [www.ilslaunch.com](http://www.ilslaunch.com).

Lockheed Martin Space Systems Company: [www.lockhedmartin.com](http://www.lockhedmartin.com).

Khrunichev State Research and Production Space Center: [www.khrunichev.com](http://www.khrunichev.com).

Per aggiornamenti sul lanciatore Angara, annunciato ma non ancora in produzione, si veda in particolare il sito [www.ilslaunch.com/angara](http://www.ilslaunch.com/angara).

China Great Wall Industry Corporation: [www.cgwic.com](http://www.cgwic.com).

Orbital Sciences Corporation: [www.orbital.com](http://www.orbital.com).

Le informazioni sul Vega sono state fornite direttamente dalla ditta Avio, Colleferro, Roma.

Le notizie sul programma USV sono state fornite dal CIRA, Capua (CE)

Per notizie sull'Ansari X-prize e informazioni su tutti i gruppi che vi si sono iscritti, immagini e dati tecnici inclusi: [www.xprize.com](http://www.xprize.com).

Per i sistemi aerostatici, è in corso di pubblicazione a cura del CeMiSS una ricerca specifica a cura di N. Bonora, edizioni Rubbettino (titolo in corso di definizione), contenente un'ampia descrizione dei sistemi aerostatici e sui loro possibili sistemi di propulsione. Più specificamente, per i palloni d'altissima quota e per quelli di lunga durata si consiglia l'articolo: "Fluttuare nello spazio", I. Steve Smith, Jr., e James A. Cutts. *Le Scienze* numero 378, febbraio 2000, pubblicato da Le Scienze s.p.a., Milano.

Finito di stampare nel mese di gennaio 2006  
da Rubbettino Industrie Grafiche ed Editoriali  
per conto di Rubbettino Editore Srl  
88049 Soveria Mannelli (Catanzaro)

- 1 Il reclutamento in Italia (1989) (Autori Vari)(\*)
- 2 Storia del Servizio Militare in Italia dal 1506 al 1870, Vol. I (1989) V. Ilari (\*)
- 3 Storia del Servizio Militare in Italia dal 1871 al 1918, Vol. II (1990) V. Ilari (\*)
- 4 Storia del Servizio Militare in Italia dal 1919 al 1943, Vol. III (1990) V. Ilari (\*)
- 5 Storia del Servizio Militare in Italia dal 1943 al 1945, Vol. IV (1991) V. Ilari (\*)
- 5/bis Storia del Servizio Militare in Italia – La difesa della Patria (1945-1991) Vol. V – “Pianificazione operativa e sistema di reclutamento” (1992) V. Ilari (\*)
- 5/ter Storia del Servizio Militare in Italia – La difesa della Patria (1945-1991) Vol. V - “Servizio militare e servizio civile – Legislazione statistiche” (1992) V. Ilari (\*)
- 6 Soppressione della leva e costituzione di Forze Armate volontarie (1990) P. Bellucci, A. Gori (\*)
- 6/a Servizio di leva e volontariato: riflessioni sociologiche (1990) M. Marotta, L. Labonia (\*)
- 7 L'importanza Militare dello spazio (1990) C. Buongiorno, S. Abbà, G. Maoli, A. Mei, M. Nones, S. Orlandi, F. Pacione, F. Stefani (\*)
- 8 Le idee di “difesa alternativa” ed il ruolo dell'Italia (1990) F. Calogero, M. De Andreis, G. Devoto, P. Farinella (\*)
- 9 La “policy science” nel controllo degli armamenti (1990) P. Isernia, P. Bellucci, L. Bozzo, M. Carnovale, M. Coccia, P. Crescenzi, C. Pelanda (\*)
- 10 Il futuro della dissuasione nucleare in Europa (1990) S. Silvestri (\*)
- 11 I movimenti pacifisti ed anti-nucleari in Italia 1980-88 (1990) F. Battistelli, P. Isernia, P. Crescenzi, A. Graziani, A. Montebovi, G. Ombuen, S. Scaparra, C. Presciuttini (\*)
- 12 L'organizzazione della ricerca e sviluppo nell'ambito Difesa, Vol. I (1990) P. Bisogno, C. Pelanda, M. Nones, S. Rossi, V. Oderda (\*)
- 12/bis L'organizzazione della ricerca e sviluppo nell'ambito Difesa, Vol. II (1990) P. Bisogno, C. Pelanda, M. Nones, S. Rossi, V. Oderda (\*)
- 13 Sistema di programmazione generale finanziaria ed ottimizzazione delle risorse in ambito Difesa (1990) G. Mayer, C. Bellinzona, N. Gallippi, P. Mearini, P. Menna (\*)
- 14 L'industria italiana degli armamenti (1990) F. Gobbo, P. Bianchi, N. Bellini, G. Utili (\*)
- 15 La strategia sovietica nella regione meridionale (1990) L. Caligaris, K.S. Brower, G. Cornacchia, C.N. Donnelly, J. Sherr, A. Tani, P. Pozzi (\*)
- 16 Profili di carriera e remunerazioni del personale militare e civile dell'Amministrazione dello Stato delle qualifiche direttive e dirigenziali (1990) D. Tria, T. Longhi, A. Cerilli, A. Gagnoni, P. Menna (\*)
- 17 La riconversione dell'industria per la Difesa (1990) S. Rossi, S. Rolfo, N. Bellini (\*)
- 18 Il trasferimento di tecnologie strategicamente critiche (1990) S. Rossi, F. Brunni Roccia, A. Politi, S. Gallucci (\*)

- 19 Nuove concezioni del modello difensivo italiano (1990) S. Silvestri, V. Ilari, D. Gallino, A. Politi, M. Cremasco (\*)
- 20 Warfare simulation nel teatro mediterraneo (1990) M. Coccia (\*)
- 21 La formazione degli Ufficiali dei Corpi Tecnici (1990) A. Paoletti, A. D'Amico, A. Tucciarone (\*)
- 22 Islam: problemi e prospettive e le politiche dell'Occidente (1990) R. Aliboni, F. Bacchetti, L. Guazzone, V. Fiorani Piacentini, B.M. Scarzia Amoretti, P.G. Donini, F. Bacchetti (\*)
- 23 Effetti economici della spesa della Difesa in Italia (1990) A. Pedone, M. Grasinini (\*)
- 24 Atto unico europeo e industria italiana per la Difesa (1990) F. Onida, M. Nones, G. Graziola, G.L. Grimaldi, W. Hager, A. Forti, G. Viesti (\*)
- 25 Disarmo, sviluppo e debito (1990) C. Pelanda (\*)
- 26 Jugoslavia: Realtà e prospettive (1990) C. Pelanda, G. Meyer, R. Lizzi, A. Truzzi, D. Ungaro, T. Moro (\*)
- 27 Integrazione militare europea (1990) S. Silvestri (\*)
- 28 La Rappresentanza Militare in Italia (1990) G. Caforio, M. Nuciari (\*)
- 29 Studi strategici e militari nelle università italiane (1990) P. Ungari, M. Nones, R. Luraghi, V. Ilari (\*)
- 30 Il pensiero militare nel mondo musulmano – Credenti e non credenti: il pensiero militare e la dottrina di Jaid, Vol. I (1991) V. Fiorani Piacentini (\*)
- 31 Costituzione della difesa e stati di crisi per la difesa nazionale (1991) G. de Vergottini (\*)
- 32 Sviluppo, armamenti, conflittualità (1991) L. Bonante, F. Armao, M. Cesa, W. Coralluzzo (\*)
- 33 Il pensiero militare nel mondo musulmano – Teoria e prassi la dottrina classica della Jihad e una fra le sue molteplici esperienze geografico-culturali: l'Asia Centrale, Vol. II (1991) G. Ligios, R. Radaelli (\*)
- 34 La "condizione militare" in Italia – I militari di leva, Vol. I (1991) M. Marotta, M.L. Maniscalco, G. Marotta, S. Labonia, V. Di Nicola, G. Grossi (\*)
- 35 Valutazione comparata dei piani di riordinamento delle FF.AA. dei Paesi dell'Alleanza Atlantica (1991) D. Gallino (\*)
- 36 La formazione del Dirigente Militare (1991) F. Fontana, F. Stefani, G. Caccamo (\*)
- 37 L'obiezione di coscienza al servizio militare in Italia (1991) P. Bellucci, C.M. Redaelli (\*)
- 38 La "Condizione Militare" in Italia - Fenomenologia e problemi di devianza (1991), Vol. III G. M. Marotta (\*)
- 39 La Dirigenza Militare (1992) S. Cassese, C. D'Orta (\*)
- 40 Diritto Internazionale per Ufficiali della Marina Militare (1993) N. Ronzitti, M. Gestri (\*)
- 41 I volontari a ferma prolungata: un ritratto sociologico. Tomo I (I volontari a ferma prolungata ed i Sottufficiali) (1993) F. Battistelli (\*)

- 41/bis Sottufficiali delle Forze Armate. Idee propositive per migliorarne il reclutamento, lo statuto e la carriera. Tomo II (I volontari a ferma prolungata e i Sottufficiali) (1993) M. Marotta (\*)
- 42 Strategia della ricerca internazionalistica (1993) L. Bonanate (\*)
- 43 Rapporto di ricerca sui movimenti migratori e sicurezza nazionale (1993) G. Sacco (\*)
- 44 Rapporto di ricerca su nuove strutture di sicurezza in Europa (1993) S. Silvestri (\*)
- 45 I sistemi di comando e controllo ed il loro influsso sulla sicurezza italiana (1993) P. Policastro (\*)
- 46 Le minacce da fuori area contro il fianco Sud della Nato (1993) R. Aliboni (\*)
- 47 Approvvigionamento delle materie prime, crisi e conflitti nel Mediterraneo (1993) G. Mureddu (\*)
- 48 Lo sviluppo dell'aeromobilità (1993) A. Politi (\*)
- 49 L'impatto economico delle spese militari in Emilia Romagna (1993) A. Bolognini, M. Spinedi, NOMISMA S.p.A. (\*)
- 50 I paesi della sponda Sud del Mediterraneo e la politica europea (1994) R. Aliboni, B. Scarcia Amoretti, G. Pennisi, G. Lancioni (\*)
- 51 I problemi della sicurezza nell'Est Europeo e nell'ex-Unione Sovietica (1994) C. Pelanda, E. Letta, D. Gallino, A. Corti (\*)
- 52 Il pensiero militare nel mondo musulmano - Ragion militare e ragion di Stato, Vol. III (1994) V. Fiorani Piacentini (\*)
- 53 Presupposti concettuali e dottrinali per la configurazione di una futura forza d'intervento (1994) G. Caccamo (\*)
- 54 Lo status delle navi da guerra italiane in tempo di pace ed in situazioni di crisi (1994) A. de Guttry (\*)
- 55 La "Condizione Militare" in Italia, "Ufficiali e Sottufficiali", Vol. II (1994) M. Marotta (\*)
- 56 Crisi del bipolarismo: vuoti di potere e possibili conseguenze (1994) S. Romano, J.L. Harper, E. Mezzetti, C.M. Santoro, V. Dan Segre (\*)
- 57 Il problema della quantificazione di dati attendibili sull'interscambio militare-industriale fra i vari Paesi (1994) S. Sandri, A. Politi (\*)
- 58 Ottimizzazione della selezione del personale - Metodi e modelli di selezione e organizzazione nelle Forze Armate italiane (1994) A. De Carlo (\*)
- 59 Gestione della crisi: metodologie e strumenti (1994) P. Isernia (\*)
- 60 Politica militare e sistema politico: i partiti ed il nuovo Modello di Difesa (1994) P. Bellocchi (\*)
- 61 Sicurezza ed insicurezza nell'Europa post-comunista (1994) A. Rossi, P. Visani (\*)
- 62 Indagine sulla propensione delle donne italiane a svolgere il servizio militare (1994) R. Savarese (\*)
- 63 L'impatto della presenza militare in Emilia Romagna: *case study* su Bologna (1994) NOMISMA S.p.A. (\*)

- 64 L'impatto della presenza militare in Emilia Romagna "il caso Budrio", il caso del "triangolo aeronautico": Forlì, Cervia, Rimini, (1994) NOMISMA S.p.A. (\*)
- 65 Sistema di sicurezza dei Paesi del Golfo. Riflessi per l'Occidente (1995) S. Silvestri, R. Aliboni, L. Guazzone (\*)
- 66 Sistema di controllo dell'esportazione degli armamenti e della tecnologia avanzata. Ammaestramenti delle crisi del Golfo (1995) A. Politi, A. de Guttry, S. Gallucci, M. Bilbesi, M. Lastella (\*)
- 67 Emergenza marittima e Forze Armate – Piani di emergenza e coinvolgimento della Marina Militare in caso di gravi incidenti navali con versamenti di petrolio (1995) U. Bilardo, G. Mureddu (\*)
- 68 Il ruolo del pilastro europeo della NATO nella definizione di un sistema di sicurezza integrato: rapporti istituzionali e industriali (1995) L. Caligaris, W. Wessels, G. Treverton, J. Chipman, Laporta, G. Dottori, D. Ruiz-Palmer (\*)
- 69 L'organizzazione e l'architettura C3I per il vertice decisionale nazionale (1995) M. Nones, R. Romano, S. Silvestri, A. de Guttry (\*)
- 70 La disintegrazione dell'impero sovietico. Problemi di sicurezza nazionale e collettiva in Asia Centrale (1995) V. Fiorani Piacentini, B. Nicolini, G. Pasini, G. Pastori, R. Redaelli (\*)
- 71 Evoluzione del rischio da Sud in connessione con il prevedibile progresso tecnologico e misure di difesa (1995) C.M. Santoro (\*)
- 72 Presente e futuro della professione militare in Europa. L'Ufficiale italiano (1995) G. Caforio, M. Nuciari (\*)
- 73 Possibili effetti della legge sull'obiezione di coscienza sull'assolvimento dei compiti istituzionali delle FF.AA. (1996) U. Pescatori, G. Muzzarelli
- 74 Lo Status delle Forze Armate italiane impegnate in operazione "fuori area" condotte sotto l'egida di organizzazioni internazionali (1996) N. Ronzitti
- 75 Il potere aereo post-CFE (1996) A. Politi
- 76 La gestione disciplinare e normativa del personale volontario (1996) G. Gasperini, M. Negri (\*)
- 77 Il soldato della complessità: tra specializzazione e flessibilità (1996) M. Negri, G.B. Colucci
- 78 Il futuro della CFE. Il passaggio alla seconda fase di riduzione dopo la conclusione della prima (1996) M. Cremasco
- 79 La componente sicurezza/rischio negli scacchieri geopolitici Sud ed Est. Le opzioni del Modello di Difesa italiano (1996) A. Colombo
- 80 La geopolitica del Mediterraneo: problemi e prospettive dell'Italia negli scenari futuri (1996) C. Giglio, P. Soave
- 81 La conoscenza come risorsa produttiva: le Forze Armate di fronte alla società postmoderna (1996) F. Battistelli, T. Ammendola, M. Negri
- 82 Geoeconomia dei principali stati occidentali. Riflessi sull'Italia (1996) R. De Santis, G. Vulpes
- 83 Le operazioni militari all'estero gestite al di fuori del sistema delle organizza-

- zioni internazionali o nel suo ambito: problemi giuridici o organizzativi per le Forze Armate italiane (1996) A. de Guttry
- 84 La difficile scommessa. L'allargamento della NATO ad Est (1997) M. Cremasco
- 85 L'embargo e le altre misure economiche come mezzo di gestione e soluzione delle crisi (1998) G. Pastori
- 86 La questione sindacale nell'evoluzione delle politiche strategiche della sicurezza in Italia - Osservazioni storico metodologiche (1998) A. Ciampani
- 87 Cooperazione dell'Italia con l'Austria, La Repubblica Ceca, la Slovenia, la Croazia e l'Ungheria (1998) S. Mazzaroli
- 88 Elementi di diritto umanitario dei conflitti armati (Diritto italiano di bandiera) (1998) A. Marcheggiano (\*)
- 89 Italia e nucleare francese: attualità e prospettiva (1998) C. Paoletti (\*)
- 90 Analisi delle spese per l'investimento dell'Esercito. Esame delle note aggiuntive: previsioni e scostamenti. Valutazioni sulle principali cause degli scostamenti (1998) M.T. Fiocca
- 91 Applicazioni spaziali civili di possibile interesse della Difesa (1998) M. Nones, A. Traballese
- 92 Lo Stratega mediatico (1998) P. Visani
- 93 Le prospettive di integrazione tra Unione Europea e Unione Europea Occidentale (1999) E. Letta
- 94 Prospettive di applicazione del D.D.L. di iniziativa governativa riguardante l'istituzione del servizio civile nazionale e della nuova legge sull'obiezione di coscienza (1999) C. Politi
- 95 Aspetti politici ed economici della *European Security and Defence Identity* nel quadro di una integrazione degli eserciti europei (1999) A. Ferranti
- 96 Le zone di pesca nel Mediterraneo e la tutela degli interessi italiani, (1999) N. Ronzitti
- 97 Il processo di approvvigionamento degli idrocarburi in situazione di crisi internazionale (1999) N. Pedde e V. Porfiri
- 98 Albania – (Manuali-Paese) (1999) a cura del Centro per l'Europa Centro-Orientale e Balcanica (\*)
- 99 Bosnia-Erzegovina – (Manuali-Paese) (1999) a cura del Centro per l'Europa Centro-Orientale e Balcanica (\*)
- 100 Proliferazione missilistica: stato ed evoluzione della minaccia e prospettive per un sistema di difesa antimissile (1999) A. Nativi
- 101 Il controllo degli armamenti nella ex-Jugoslavia con particolare riferimento alla Bosnia-Erzegovina (1999) M. Cremasco
- 102 *Peace Dividend*. Aspetti teorici ed applicazioni al caso italiano (1999) G. Streppepi
- 103 Evoluzione dei rapporti transatlantici nel settore della produzione industriale della difesa, a fronte della costituzione dell'Europa degli armamenti (2000) A. Traballese



- 104 La geoeconomia delle imprese italiane: riflessi sulla gravitazione degli interessi geostrategici nazionali (2000) A. Cattaneo
- 105 Strategic sealift: sviluppo e caratteristiche nazionali di un importante strumento di proiezione e di forza nel mediterraneo allargato (2000) G. Mureddu
- 106 Repubblica di Jugoslavia (Manuali-Paese) (2001) a cura del Centro per l'Europa Centro-Orientale e Balcanica
- 107 Fyrom: La Repubblica di Macedonia (Manuali-Paese) (2001) a cura del Centro per l'Europa Centro-Orientale e Balcanica
- 108 La corte penale internazionale, i crimini di guerra e le truppe italiane all'estero in missione di pace (2001) N. Ronzitti
- 109 Gli effetti delle sanzioni economiche: il caso della Serbia (2001) M. Zucconi
- 110 Il coordinamento interministeriale per la politica industriale della difesa: valutazione comparata tra la soluzione italiana e quella dei principali paesi europei (2002) M. Nones
- 111 La difesa europea in ambito alleanza: una sfida per l'industria degli armamenti (2002) A. Traballesi
- 112 I diritti delle donne: le presenti strutture normative nel diritto internazionale ed i loro effetti nei casi di conflitti etnici (2002) P. Brusadin
- 113 Il legame nazione-esercito: l'abolizione della leva basterà a rendere le forze armate meno impopolari tra i giovani? (2002) T. M. Blasi
- 114 La logistica degli anni 2000: ricorso a risorse esterne (outsourcing), contratti di servizi, logistica integrata, contratti chiavi in mano. Evoluzione o rivoluzione? (2003) F. Franceschini, M. Galletto, M. Borgarello
- 115 Cambiamenti organizzativi dell'industria statale della difesa: confronto con le altre realtà europee, con particolare riferimento agli stabilimenti di manutenzione navale (2003) R. Stanglini
- 116 La bonifica umanitaria nel quadro della cooperazione civile e militare (2003) F. Termentini
- 117 La questione di Cipro (2003) G. Sardellone
- 118 The international role of the European Union (2003) R. Balfour, E. Greco (edizione in lingua inglese)
- 119 Storia del Servizio Militare in Italia – il terzo dopoguerra (1921-2001), Vol. VI (2003) V. Ilari, P.P. Battistelli
- 120 Cooperazione tra Forze Armate e Organizzazioni Non Governative nelle operazioni militari di risposta alle crisi (2003) M. Panizzi
- 121 Gli interventi in aree di crisi a favore della tutela del patrimonio culturale, in applicazione ai dettati della convenzione dell'Aja: esperienze e prospettive (2003) F. Parrulli
- 122 Ethnic conflict in the former Soviet Unioni (2004) V.V. Naumkin, L.S. Perepyolkin
- 123 Diritto Internazionale Umanitario Violazioni e crimini nelle nuove tipologie di conflitto (2004) C.M. Polidori

- 124 I ritorni industriali negli approvvigionamenti internazionali: la negoziazione, il concordamento ed il controllo dell'esecuzione (2004) R. Rufo
- 125 Il ruolo della Telemedicina nel nuovo modello di Difesa (2004) M. Anaclerio
- 126 La certificazione dei prodotti aeronautici alla luce del D.P.R. 25 ottobre 1999 N. 556 (2004) B. Morelli, V. De Blasi
- 127 Sviluppo tecnologico ed evoluzione della dottrina d'impiego del potere aerospaziale (2004) A. Trabalesi, N. Cardinali
- 128 La funzione dell'Intelligence nel contesto del processo decisionale (2004) A. Poli
- 129 Le minacce "globali" alla sicurezza e all'ordine internazionale (2005) P. Soave
- 130 Norme sull'esercizio della giurisdizione delle Forze Armate inviate all'estero. Tutela giuridica del personale (2005) D. Libertini
- 131 Le problematiche giuridiche relative alle Forze Armate impiegate all'estero (2005) G. Bartolini
- 132 Bioterrorismo: il ruolo dei media nella gestione dell'emergenza (2005) E. Borghi

### ***Collana Ce.Mi.S.S. – Serie Blu – Atti di convegni***

- South-Eastern Europe, bridge or border between civilizations (Atti del convegno tenutosi a Sofia nei giorni 17 e 18 ottobre 1997)
- The Future of NATO's Mediterranean Initiative (1997) (Atti della conferenza CeMiSS – RAND Corporation – Roma, 10 e 11 novembre 1997) (edizione disponibile anche in lingua araba)
- NATO enlargement: situation and perspectives (Atti del convegno tenutosi a Budapest dal 11 al 15 luglio 1998)
- I reparti multinazionali come strumento della sicurezza regionale (Atti del 1° seminario italo/polacco – Roma, 24 marzo 1999)
- Centralità dell'Italia nello sviluppo delle relazioni Nord-Sud nel bacino del Mediterraneo. Quale ruolo per la Sicilia? - Atti del Seminario di studio fra studenti dell'Ateneo palermitano ed Istituti di Formazione della Difesa (Palermo, 23-25 novembre 1999)

### ***Altre pubblicazioni***

- Diritto Internazionale per Ufficiali della Marina Militare (1996) N. Ronzitti (Ristampa della ricerca n. 40 sul supplemento della "Rivista Marittima" del luglio 1996)(\*)
- Un'intelligence per il XXI secolo (1999) G. Dottori
- Il Neo-Terrorismo: suoi connotati e conseguenti strategie di prevenzione e contenimento (2001) V. Pisano

- La dimensione marittima delle operazioni interforze in ambito europeo (2005) G. Giorgerini
- After the Iraq war: strategic and political changes in the Middle East (2005) Ce.Mi.S.S.-Gloria

***Collana Ce.Mi.S.S. – edizioni Franco Angeli***

- 1520.269 Giovani e Forze Armate (1996) F. Battistelli  
 365.59 L'industria della Difesa. L'Italia nel quadro internazionale (1996) F. Onida, G. Viesti
- 1136.11 Scenari di sicurezza per l'Europa e l'Italia (1996) M. Cremasco  
 1136.13 Società civile e processo di pace in Medio Oriente (1996) D.V. Segre  
 1136.14 Interesse nazionale e interesse globale (1996) P. Portinaro (\*)  
 1136.15 La crisi del bipolarismo (1996) S. Romano (\*)  
 1136.16 Il pensiero militare nel mondo musulmano (1996) V.F. Piacentini  
 1136.17 Rischio da Sud (1996) C.M. Santoro (\*)  
 1136.18 Evoluzione della Guerra (1996) C. Pelanda  
 1136.19 L'invasione scalza (1996) G. Sacco  
 1136.21 Pax Pacifica (1996) M. Dassù (\*)  
 365.66 Il Sistema Italia (1996) CeMiSS; (Atti del convegno "Gli interessi nazionali italiani nel nuovo scenario internazionale" Roma, 25-26 giugno 1996)  
 365.66 Integrazione e sicurezza nel Mediterraneo – le opzioni dell'Occidente (1997) P.C. Padoan
- 1136.23 Russia e sistema di sicurezza Occidentale (1997) M. Cremasco  
 1550.6 Difesa della Patria e interesse nazionale nella scuola (1997) R. Cartocci, A. M. L. Parisi
- 1136.24 La logica del disordine (1997) E. Zanoni  
 1136.25 Alla ricerca dell'interesse nazionale (1997) A. L. Pirocchi, M. Brunelli  
 1136.26 La politica di sicurezza tedesca verso il duemila (1997) G. Dottori, S. Marino  
 1136.27 Medio Oriente e Forze di Pace (1997) G. Tappero Merlo  
 1136.28 Armi e Disarmo (1997) F. Calogero, P. Miggiano, G. Tenaglia  
 1136.29 Le missioni delle Forze Armate italiane fuori area (1997) A. de Guttry  
 1136.30 La guerra civile in Rwanda (1997) Umwantis  
 1136.31 La "questione illirica" (1997) L. Bozzo, C. Simon Belli  
 1550.9 Difesa, Politica e Società (1997) P. Bellucci  
 1136.32 Partenariato nel Mediterraneo (1997) R. Aliboni  
 1136.34 Combattere con le informazioni (1997) F. Pierantoni  
 1136.35 Il conflitto Etnico (1997) R. Arbitrio  
 1136.36 Geopolitica della salute (1997) B. Arrabito  
 1136.37 Interessi nazionali e identità italiana (1997) F. Corsico  
 1550.10 Missione in Bosnia (1999) T. Ammendola  
 1136.42 Le armi inabilitanti non letali (1999) J. Alhadeff

- 1136.43 L'Italia e l'Islam non Arabo (1999) G. Pastori, R. Redaelli (\*)
- 1136.44 Geopolitica della Turchia (1999) R. Aliboni
- 1136.45 Antropologia e Peacekeeping (1999) A. Antoniotto (\*)
- 1136.49 Regionalismi economici e sicurezza (1999) L. Troiani (\*)
- 1136.50 Asia Centrale: verso un sistema cooperativo di sicurezza (1999) V.F. Piacentini
- 1136.51 Macedonia: la nazione che non c'è (1999) L. Bozzo, C. Simon Belli (\*)
- 1136.52 Scenari strategici per il futuro (1999) M. Coccia
- 1136.53 The Kosovo Quagmire. Conflict scenarios and method for resolution (1999) L. Bozzo, C. Simon Belli (\*)
- 1136.1.1 Transizioni democratiche (2000) L. Bonanate
- 1136.1.2 La Difesa Civile e il progetto Caschi Bianchi (2000) F. Tullio
- 1136.1.3 La difficile sfida (2001) M. Cremasco (\*)
- 1136.1.4 L'Egitto tra Maghreb e Machrek (2001) C. Simon Belli
- 1136.1.5 Le organizzazioni criminali internazionali (2001) M. Giaconi
- 1136.1.6 La questione Kurda (2001) S. Mazzocchi, R. Ragionieri, C. Simon Belli
- 1136.1.7 L'Europa centro-orientale e la NATO dopo il 1999 (2001) F. Argentieri
- 1136.1.8 Europa – Stati Uniti: un Atlantico più largo? (2001) M. de Leonardis
- 1136.1.9 The Effects of Economic Sanctions: the Case of Serbia (2001) M. Zucconi

***Collana Ce.Mi.S.S. – edizioni A & P***

- 1.09 Security Threat perception in South – Eastern Europe (2001) CeSPI and EWI
- 1.10 La guerra incruenta (2001) F. Pierantoni
- 1.11 La politica di sicurezza e difesa dell'Unione Europea (2001) F. Attinà, F. Longo, C. Monteleone, S. Panebianco, P. Rosa
- 1.12 The flexible officer (2001) G. Caforio
- 1.13 Il documento di Washington: problemi politici e giuridici (2001) N. Ronzitti
- 1.14 UMA: Les difficultés d'une reconstruction régionale (1989-1999) (2001) K. Chater
- 1.15 Peacekeeping: Polizia internazionale e nuovi ruoli militari tra conflitti etnici, terrorismo, criminalità organizzata (2001) R. Bettini
- 1.16 Il XXI Secolo: Ipotesi e tendenze dei modelli di difesa negli scenari mondiali (2001) C. M. Santoro
- 1.17 Sociological aspects concerning the relations within contingents of multinational units: The case of the Italian-Slovenian Hungarian Brigade (2001) G. Gasperini, B. Arnejčič e A.Ujj
- 1.18 Il ruolo della forza europea di reazione rapida: un quadro strategico degli anni duemila (2001) M. Cremasco
- 1.19 Il ruolo delle istituzioni finanziarie internazionali nei processi di peace building (2002) M. Fiocca
- 1.20 La sicurezza in Europa dopo il Kosovo (2001) R. Menotti e R. Balfour

- 1.21 Il processo di integrazione del *procurement* militare in Europa (2001) L. Bertini
- 2.22 Towards a European security and defence policy (2002) Ce.Mi.S.S. – C.D.S.
- 2.23 Il ruolo internazionale dell'Unione Europea (2002) R. Balfour – E. Greco
- 2.24 Rapporto dal futuro. 2004: lo Stato dell'Europa e l'Europa come Stato (2002) L. Bonanate
- 2.25 Changing U.S. defense policy and the war on terrorism: implications for Italy and for U.S.-Italian relation (2002) Ce.Mi.S.S. – RAND
- 2.26 Il diritto dei trattati nelle attività di interesse delle FF.AA. (2003) N. Ronzitti
- 2.27 Le dinamiche palestinesi nella politica giordana, prospettive per la stabilità di un pivotal state (2003) R. Storaci
- 2.28 Le cooperazioni rafforzate per la ristrutturazione dell'industria europea degli armamenti (2003) G. Bonvicini – G. Gasperini

***Collana Ce.Mi.S.S. - edizioni Rubbettino***

- 04/1 The Errf and the Nrf – The European Rapid Reaction Force and the NATO- Reaction Force: Compatibilities and Choises (2004) – Ce.Mi.S.S. – C.D.S.
- 04/2 Transforming Italy's Military for a New Era: Options and Challenges – (2004) – Ce.Mi.S.S. – RAND
- 04/3 Globalization, Armed Conflicts and Security (2004) – A. Gobbicchi
- 04/4 Verso un concetto di Politica Estera Europea. Le sfide esterne e di sicurezza per la UE (2004) – R. Balfour e R. Menotti
- 04/5 Comunicazione e politica internazionale. Mutamenti strutturali e nuove strategie (2004) – E. Diodato
- 04/6 La Nato dopo l'11 settembre. Stati Uniti ed Europa nell'epoca del terrorismo globale (2004) – G. Dottori e M. Amorosi
- 04/7 La dimensione finanziaria del terrorismo e del contro-terrorismo transnazionale (2004) – M. Fiocca e S. Cosci
- 04/8 Islamist and Middle Eastern Terrorism: a Threat to Europe (2004) – M. do Céu Pinto
- 04/9 Tra due culture. Le problematiche della famiglia del militare (2004) – M. A. Toscano
- 04/10 Russia's Western Orientation after 11<sup>th</sup> September (2004) – D. Sagramoso
- 04/11 Opinione pubblica, sicurezza e difesa europea (2004) – M.L. Maniscalco
- 04/12 Guidare il cambiamento: la leadership nelle Forze Armate Italiane (2004) – T. Ammendola
- 05/1 Le forze di pace dell'Unione Europea (2005) – N. Ronzitti
- 05/2 Gli atteggiamenti dei giovani italiani verso il mondo militare (2005) – R. Strassoldo
- 05/3 Flussi migratori illegali e ruolo dei paesi di origine e di transito – A. Corneli
- 05/4 Mediterranean security after EU and Nato enlargement (2005) – CeMiSS – ZTBw

- 05/5 Nuove prospettive per l'Aeronave (2005) – N. Bonora  
 05/6 Modelli organizzativi “a rete” per gestire la ricerca militare in Italia (2005) – P. Mari e A. Giovanetti  
 05/7 L'Europa allargata: come cambia la politica estera europea? (2005) – R. Balfour  
 05/8 La componente spaziale nella difesa (2006) – F. Borrini

***Paper Ce.Mi.S.S.***

- L'evoluzione della politica di controllo delle esportazioni di materiali d'armamento e di alta tecnologia *dual use* alla luce della nuova intesa “The Wassenaar Arrangement” (1998) A. Politi, S. Ruggeri
- L'Ucraina nuovo architrave della sicurezza europea (1999) F. Argentieri
- L'impatto dell'evoluzione sul futuro campo di battaglia (1999) ISTRID
- Disordine, Sicurezza, Stabilità. Il sistema internazionale ed il ruolo per l'Italia (1999) P. Soave
- Research-Papers on Balcan and Caucasus. A Russian Point of View (1999) N. Arbatova – V. Naumkin
- Resources and economic cooperation in the Caspian and Black sea region and security in south-eastern Europe (1999) N. Behar
- Western European Union: operational capabilities and future perspectives from the national point of view (1999) S. Giusti (\*)
- Conflict management in Europe on the return of the century (1999) I. Gyarmati
- Risks for Russia's security in the next decade: repercussion on the country's domestic, foreign and defence policies (2000) I.B. Lada
- Central-Eastern Europe and the process of approaching western institutions (2000) B. Klich, B. Bednarczyk, A. Nowosad, M. Chorosnicki - .Institute for Strategic Studies “Studies and Analyses” – Krakòw (\*)
- Institutions and civil society: crucial aspects of a peace process (2000) A. Cozza Bildt
- Projects of exploitation of the Caspian Sea Central Asia energy resources: impact on relations between the states involved and the stability in the region (2000) V. Naumkin
- The CIS Security cooperation: problems and prospects (2000) – A.G. Arbatov, A.A. Pikayev; S. K. Oznobishev; V.E. Yarynich - ISS Mosca;
- Is the establishment of a national security policy for a Bosnia – Herzegovina possible? (2000) S. Turkovic (\*)
- The regional co-operation initiatives in the black sea area and their influence on security in the Romania-Moldova-Ukraine region (2000) A. Pop
- The regional and circum-regional co-operation initiatives in South-East Europe and their influence on security (2000) Center for National Security Studies – Sofia

- Possible developments in the Balkans in the medium term (2000) E. Kojokine
- Catalogo ragionato delle pubblicazioni CeMiSS (1987-1999) (2000) V. Ghiotto
- Il controllo della qualità degli approvvigionamenti della Amministrazione della Difesa, con particolare riferimento ai servizi. (2000) Politecnico di Torino
- Il futuro delle forze armate nell'era dell'*information technology* (2000) A. Ferranti
- L'evoluzione della minaccia e l'alea di rischio delle nazioni moderne (2000) V. Porfiri – N. Pedde
- The post – Yeltsin Russia: the main trends in domestic and foreign policy evolution (2001) N. Arbatova
- European transport corridors and security in south eastern Europe (2001) Institute for Social and Political Studies – Sofia
- Società e Forze Armate in Albania (2001) R. Devole
- La politica estera e di sicurezza italiana nell'Europa Sud – Orientale e l'iniziativa quadrilaterale (2001) R. Umana
- Tendenze dello sviluppo della dottrina militare della Russia (2001) M. Gareev
- Maghreb Alaqa. L'estremo Occidente (2001) M. Giaconi
- Le politiche della ricerca militare e duale nei principali paesi industrializzati (2001) M. Nones, G. Perani, S. Rolfo
- La cultura del peacekeeping (2002) T. Bergantini
- Ottimizzazione della contrattualistica di Forza Armata (2003) R. Pardolesi
- Possibili forme di coinvolgimento degli Stati facenti parte del dialogo mediterraneo della NATO in PSO<sub>s</sub> (2004) L.P. Zema, M.E. Gattamorta

(\*) pubblicazione esaurita