

→ CARTELLA STAMPA

Volo di qualifica di Vega VV01



CARTELLA STAMPA

Volo di qualifica di Vega VV01

| | |
|---|----|
| ESA inaugura il suo nuovo veicolo di lancio per piccoli satelliti | 3 |
| 1 Il sistema di lancio di Vega | 4 |
| 1.1 Struttura generale del veicolo di lancio..... | 4 |
| 1.2 Lo stadio P80FW e le nuove tecnologie..... | 5 |
| 1.3 Gli stadi di Zefiro..... | 6 |
| 1.4 AVUM | 6 |
| 1.5 La carenatura e gli adattatori..... | 7 |
| 1.6 La struttura di lancio | 8 |
| 2 La missione VV01..... | 9 |
| 2.1 Scopo del volo di collaudo | 9 |
| 2.2 I carichi utili..... | 10 |
| 2.3 Calendario dettagliato della campagna di lancio..... | 12 |
| 2.4 Cronologia della missione e profilo di volo..... | 13 |
| 2.5 La rete di telemetria di terra..... | 14 |
| 3 Il programma Vega..... | 15 |
| 3.1 Vega e il mercato dei lanciatori per piccole missioni | 15 |
| 3.2 Storia della decisione e finanziamento | 16 |
| 3.3 Il calendario dello sviluppo..... | 17 |
| 3.4 Il programma VERTA | 18 |
| 3.5 I partner e i loro ruoli..... | 19 |

Ufficio relazioni con i media di ESA
Dipartimento della Comunicazione
Tel: +33 1 53 69 72 99
Fax: +33 1 53 69 76 90
Email: media@esa.int

ESA INAUGURA IL SUO NUOVO VEICOLO DI LANCIO PER PICCOLI SATELLITI

Per la terza volta nella sua storia, l'Agenzia Spaziale Europea (ESA) si prepara al volo di collaudo di un nuovo veicolo di lancio. Dopo l'Ariane 1 nel 1979 e l'Ariane 5 nel 1996, il 2012 è l'anno di Vega.

Vega è stato progettato per integrare la famiglia di lanciatori europei già disponibili presso lo spazioporto della Guiana francese, ovvero il lanciatore di carichi pesanti Ariane 5 e il lanciatore di carichi medi Soyuz, entrato in servizio lo scorso ottobre.

Vega è un veicolo a propellente solido a tre stadi con un modulo operativo manovrabile a propellente liquido. Questo modulo è di dimensioni ideali per mettere in orbita polare bassa (a un'altitudine di 700 km) carichi utili con peso massimo di 1500 kg. Il suo principale obiettivo è fornire all'Europa un sistema di lancio sicuro, affidabile ed efficiente di satelliti scientifici e per l'osservazione della terra.

Vega potrà svolgere una vasta gamma di missioni, mettendo carichi da 300 kg a 2500 kg in un'ampia gamma di orbite: da quelle equatoriali a quelle eliosincrone. Potrà inoltre trasportare uno o più carichi utili, a seconda dei requisiti della missione.

Questo viaggio inaugurale, denominato VV01, costituisce il coronamento di nove anni di sviluppo da parte dell'ESA e dei suoi partner industriali, con il supporto diretto dell'Agenzia Spaziale Italiana (ASI) e di quella francese (CNES). Sette stati membri dell'ESA hanno offerto il proprio contributo al programma: Belgio, Francia, Italia, Paesi Bassi, Spagna, Svezia e Svizzera.

Il lancio è previsto per le ore 10:00 GMT (11:00 CET; 07:00 ora locale) del 13 febbraio, dal sito di lancio Vega (ZLV: Zone de Lancement Vega) del Guiana Space Center dello spazioporto europeo di Kourou, nella Guiana Francese. La finestra di lancio avrà una durata di 120 minuti.

Il carico utile comprende due satelliti italiani, il LARES (LAsEr RELativity Satellite) dell'ASI e l'ALMASat-1 dell'Università di Bologna. A questi si aggiungono sette picosatelliti CubeSat realizzati da altrettante università europee: e-St@r (Italia), Goliat (Romania), MaSat-1 (Ungheria), PW-Sat (Polonia), Robusta (Francia), UniCubeSat GG (Italia) e Xatcobeo (Spagna).

Il modulo AVUM (Attitude and Vernier Upper Module) di Vega raggiungerà un'orbita circolare a un'altitudine di 1450 km con un'inclinazione di 69,5° rispetto all'equatore per sganciare il satellite LARES. Quindi, manovrerà per abbassare il perigeo a 350 km prima di mettere in orbita gli altri carichi utili.

La missione collauderà l'intero sistema di lancio Vega, ovvero il veicolo e la sua infrastruttura di lancio. Questo include anche le attività operative, che vanno dalla campagna di lancio alla separazione del carico utile, per concludersi poi con la distruzione controllata dell'AVUM.

Successivamente a questo volo di collaudo, le attività operative di Vega verranno demandate ad Arianespace, che sarà inoltre responsabile della commercializzazione di Vega sul mercato internazionale. L'ESA sarà uno dei primi clienti del nuovo servizio di Arianespace. L'Agenzia ha infatti già sottoscritto un impegno formale per cinque lanci nel contesto del programma VERTA (Vega Research and Technology Accompaniment). Dopo il volo di collaudo è prevista una frequenza iniziale di due lanci l'anno.

1 IL SISTEMA DI LANCIO DI VEGA

Il sistema di lancio Vega consiste di due elementi principali, sviluppati assieme per garantire la massima efficienza: il veicolo di lancio, che include tutti gli stadi e l'insieme del carico utile, nonché il segmento di terra, necessario per stoccare, integrare e controllare il veicolo prima del volo.

Circa 1000 persone appartenenti a più di 40 aziende europee hanno collaborato allo sviluppo del veicolo Vega sotto la supervisione dell'appaltatore principale ELV SpA (una joint venture di ASI e Avio).

1.1 Struttura generale del veicolo di lancio

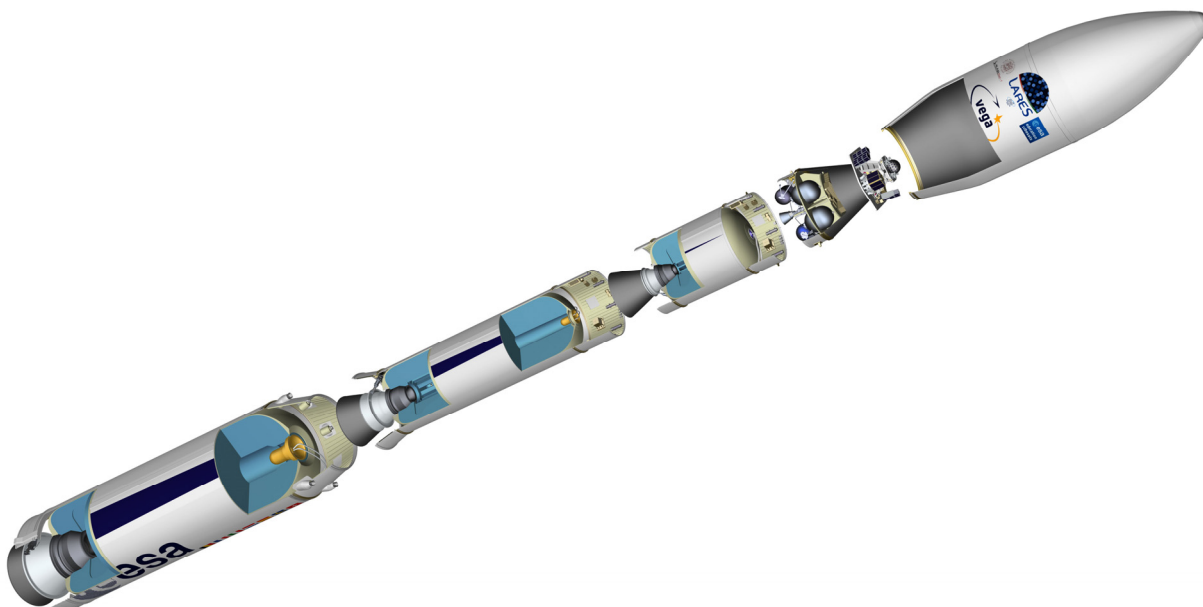
Vega è un veicolo a corpo singolo composto da tre stadi a propellente solido usati per la fase di spinta:

- Il primo stadio P80FW
- Il secondo stadio Zefiro-Z23
- Il terzo stadio Zefiro-Z9A

Il quarto stadio denominato AVUM garantisce una straordinaria versatilità alla missione e offre la possibilità di mettere in orbita il carico utile con grande precisione.

La carenatura del carico utile da 2,6 m di diametro consente di imbarcare uno o più satelliti.

La massa totale al decollo è di 136,7 tonnellate; l'altezza è di 30,1 m; il diametro massimo di 3 m.



Vega: il primo stadio P80, il secondo stadio Zefiro-23, il terzo stadio Zefiro-9, il quarto stadio AVUM.

Prestazioni di lancio

La caratteristica fondamentale del lanciatore Vega è la messa di un carico utile di 1500 kg in orbita circolare a 700 km di altitudine con inclinazione di 90° rispetto all'equatore. Questo deve avvenire con una precisione di inserimento di 5 km di altitudine e 0,05° di inclinazione.

L'ampia gamma di azimut di lancio disponibile dallo spazioporto europeo di Kourou, unitamente alla flessibilità fornita dal modulo AVUM, permetterà a Vega di mettere un'ampia gamma di carichi utili in orbite differenti: 2500 kg in orbita circolare quasi equatoriale a 200 km di altitudine, 2000 kg indirizzati verso la Stazione Spaziale Internazionale, oppure 1300 kg in orbita eliosincrona a 800 km di altezza.

1.2 Lo stadio P80FW e le nuove tecnologie

Il primo stadio di Vega si basa su un grande motore monolitico con un carico di 88 365 kg di propellente solido HTPB. Il motore eroga 2261 kN di spinta a livello del mare e la sua combustione dura 114,3 secondi, prima di essere sganciato a un'altitudine di 61 km.

Lo stadio presenta due nuove tecnologie di rilievo per ridurre la massa del veicolo:

- un involucro del motore in fibra di carbonio e resina epossidica realizzato con la tecnologia Filament Winding. Si tratta del più grande involucro al mondo per un motore monolitico;
- attuatori elettromeccanici per la vettorizzazione della spinta. Si tratta della prima volta in assoluto che attuatori di questo tipo vengono adottati per un motore di queste dimensioni.

Entrambe le tecnologie verranno dimostrate e collaudate su Vega in preparazione per lo sviluppo di futuri lanciatori nel contesto dell'iniziativa Next-Generation Launcher (NGL) dell'ESA.

Il P80FW condivide un diametro di 3 m con i booster a propellente solido EAP dell'Ariane 5; la sua lunghezza complessiva di 11,2 m è analoga a quella di uno dei segmenti più grandi dell'EAP. Questo consentirà di utilizzare anche per il carico e il trasporto del propellente dello stadio P80FW le stesse strutture e attrezzature usate per l'Ariane 5 e presenti nel Guiana Propellant Plant, che si trova nei pressi dello spazioporto. L'ugello dello stadio è anch'esso un'evoluzione di quello dei booster dell'Ariane 5.

Team industriale

| | |
|---------------------------------|--|
| APP (Paesi Bassi) | Sistema di accensione |
| Avio (Italia) | Integrazione e prova degli stadi, involucro del motore carico di propellente |
| Europropulsion (Francia/Italia) | Motore P80FW |
| Regulus (Francia/Italia) | Caricamento del propellente |
| Sabca (Belgio) | Controllo del vettore di spinta e bordo d'attacco dello stadio |
| SPS (Francia) | Ugello |

1.3 Gli stadi di Zefiro

Il secondo e il terzo stadio di Vega si basano sui motori a propellente solido Zefiro sviluppati da Avio sulla scorta del motore Zefiro-Z16, precedentemente collaudato a terra. Entrambi i motori hanno un diametro di 1,9 m, con un involucro in fibra di carbonio e resina epossidica realizzato con tecnologia Filament Winding, isolamento EPDM a bassa densità e un ugello con attacco flessibile, dotato di attuatori elettromeccanici per il controllo del vettore di spinta.

Lo stadio Zefiro-Z23, lungo 8,39 m è carico di 23 906 kg di propellente solido HTPB 1912 e fornisce una spinta di 1196 kN a livello del mare. La sua combustione dura 86,7 secondi.

Lo stadio Zefiro-Z9A, lungo 4,12 m è carico di 10 115 kg di propellente solido HTPB 1912 e fornisce una spinta di 313 kN nel vuoto. Sebbene si tratti del motore a propellente solido più piccolo del lanciatore Vega, è quello con la maggiore durata di combustione: 128,6 secondi. Lo Zefiro-Z9A presenta inoltre la più elevata frazione di massa tra i motori a propellente solido della sua categoria.

Gli stadi Zefiro sono prodotti da Avio nello stabilimento di Colleferro, vicino a Roma. Gli stadi vengono caricati di propellente solido prima di essere spediti allo spazioporto.

Team industriale

| | |
|-----------------------------|--|
| APP (Paesi Bassi) | Dispositivi di accensione |
| Avio (Italia) | Produzione, integrazione e prova degli stadi |
| Dutch Space (Paesi Bassi) | Interstadio 1/2 |
| Rheinmetall Italia (Italia) | Interstadio 2/3 |
| Sabca (Belgio) | Controllo del vettore di spinta |

1.4 AVUM

Il modulo AVUM (Attitude and Vernier Upper Module) ha un sistema di propulsione bipropellente per la messa in orbita, e un sistema di propulsione monopropellente per il controllo del rollio del veicolo e del suo assetto.

La missione primaria dell'AVUM inizia al termine della fase a propulsione solida, quando vengono avviate le manovre per raggiungere l'orbita di dispiegamento prevista con la massima precisione. L'AVUM è progettato per portare diversi carichi utili in orbite differenti e per eseguire il puntamento di precisione del satellite prima della sua separazione. Al termine della missione, viene smaltito in condizioni di totale sicurezza, per limitare la produzione di detriti orbitali.

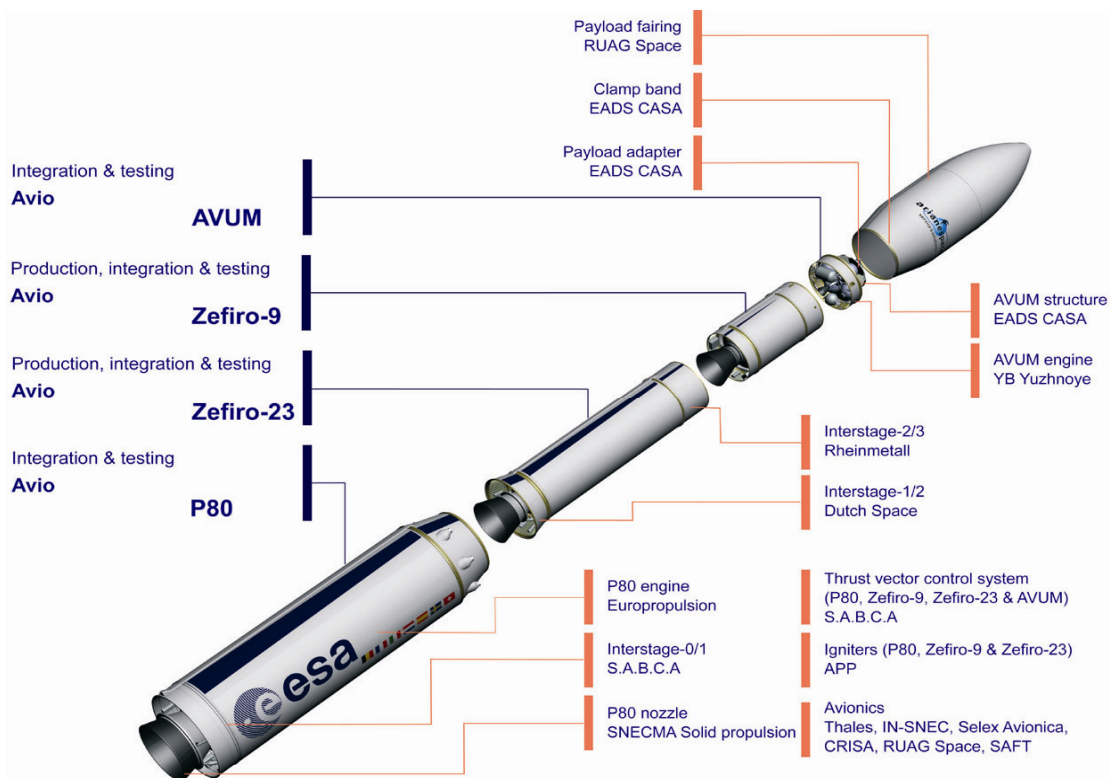
L'AVUM trasporta 550 kg di propellente (UDMH/NTO) in quattro serbatoi ed è alimentato da un motore RD-869 riavviabile da 2,45 kN. Questo modulo incorpora due gruppi di tre propulsori secondari monopropellente per il controllo del rollio e dell'assetto. Oltre a ciò, contiene il modulo dell'avionica di Vega, che gestisce il controllo di volo e la gestione della missione, la telemetria, la fase finale del volo, l'alimentazione e la distribuzione.

1.5 La carenatura e gli adattatori

La carenatura composita di 20 metri cubi con diametro di 2,6 m è realizzata con semigusci di 7,18 m di lunghezza e protegge il carico utile durante l'ascesa attraverso l'atmosfera. Il carico utile viene montato sul lanciatore per mezzo di un adattatore di 937 mm di diametro. Speciali adattatori per la sistemazione di più carichi utili sono attualmente in corso di sviluppo.

Team industriale

| | |
|--|---|
| Avio (Italia) | Integrazione e prova di AVUM |
| Moog/Sabca | Controllo del vettore di spinta |
| EADS Astrium CRISA (Spagna) | Unità avionica multifunzionale dell'AVUM |
| EADS Astrium Space Propulsion (Germania) | Sistema di controllo dell'assetto e del rollio |
| EADS Astrium ST (Francia) | Software di volo |
| EADS CASA (Spagna) | Struttura e bordo di attacco dell'AVUM, adattatori del carico utile |
| KB Yuzhnoye (Ucraina) | Motore RD-869 e sistema di propulsione |
| Ruag Space (Svizzera) | Carenatura |
| SAAB (Svezia) | Computer di bordo |
| SAFT (Francia) | Batterie dell'AVUM |
| Selex Galileo (Italia) | Unità avionica di sicurezza dell'AVUM |
| Thales (Francia) | Avionica dell'AVUM, sistema di riferimento inerziale |
| Zodiac Data Systems (Francia) | Unità avionica di telemetria dell'AVUM |



1.6 La struttura di lancio

Come avviene per Ariane 5 e Soyuz, Vega viene gestito dal Guiana Space Centre, lo spazioporto europeo di Kourou, nella Guiana francese. Vega potrà quindi sfruttare i vantaggi offerti dalla migliore infrastruttura di lancio al mondo: una velocità massima supplementare fornita dalla rotazione della terra alla latitudine di 5°N per le orbite equatoriali, un'ampia gamma di azimut di lancio sopra l'Oceano Atlantico che permette di raggiungere tutte le inclinazioni orbitali (da quella equatoriale a quella eliosincrona) e strutture di trattamento dei carichi utili all'avanguardia.

La piattaforma di lancio Vega (ZLV: Zone de Lancement Vega) è stata costruita ristrutturando la vecchia piattaforma dell'Ariane 1 (ELA-1), messa fuori servizio nel 1989. Si trova a circa 1 km a sud-ovest della piattaforma ELA-3 dell'Ariane-5. Il lavoro di ristrutturazione, guidato dall'appaltatore principale Vitrociset (azienda italiana), è iniziato alla fine del 2004. La piattaforma in cemento è stata modificata per consentire l'uso dei lanciatori Vega e della struttura mobile (il cosiddetto Mobile Gantry) da 50 m di altezza, che pesa circa 1000 tonnellate, oltre a un nuovo pilone ombelicale da 32 m di altezza. Quattro torri da 60 m di altezza impediscono che la piattaforma sia colpita da lampi.

I tre stadi a propellente solido e il modulo bipropellente del veicolo vengono montati e preparati al lancio sulla piattaforma. L'insieme del carico utile viene montato sulla sommità del veicolo circa sette giorni prima del lancio.

Mentre si trova sulla piattaforma, l'ambiente nei pressi di Vega e del suo carico utile viene rigorosamente controllato. La struttura mobile viene portata in posizione sulla sua rotaia da 80 m di lunghezza solo poche ore prima del lancio.

La ZLV è progettata per consentire una frequenza di lancio di quattro missioni l'anno.

Il Launch Control Centre (CDL) di Vega si trova nello stesso edificio che alloggia già il CDL dell'Ariane 5, a 1,3 km dalla ZLV.

Il controllo di missione è fornito dallo stesso Jupiter Building che supporta già i lanci di Ariane e Soyuz, a 15 km dalle piattaforme.



2 LA MISSIONE VV01

2.1 Scopo del volo di collaudo

Essendo il primo volo di un nuovo sistema di lancio, la missione VV01 è un volo di collaudo, con lo scopo di verificare che tutti gli elementi del sistema di lancio abbiano comportamenti e prestazioni nominali durante la fase di preparazione del lanciatore, durante il volo e al momento dello sgancio dei carichi utili.

Il volo di collaudo è la fase finale di un processo incrementale che è iniziato con lo sviluppo e il collaudo dei vari componenti, sottosistemi, stadi e funzioni del veicolo e del segmento di terra, ed è proseguito con la verifica delle interfacce tra il veicolo, il segmento di terra e l'infrastruttura della base di lancio, per terminare con l'attestazione che il veicolo è pronto ad affrontare il primo volo.

Nel corso del tempo sono stati effettuati un numero impressionante di test, da quelli dei componenti fino a quelli dei sistemi. Il volo di collaudo è la verifica finale della validità del progetto del sistema di lancio e la definitiva convalida dei modelli del sistema usati per la definizione della missione in condizioni di volo.

Gli obiettivi principali del collaudo del veicolo di lancio comprendono la cinematica di decollo in relazione alle interfacce della piattaforma, l'accensione, le prestazioni, il controllo di volo, il controllo del vettore di spinta e la separazione di tutti e tre gli stadi solidi, la separazione della carenatura, le prestazioni dell'AVUM e la capacità di riavvio, le manovre di sganciamento del carico utile e la loro precisione e, infine, la passivazione dell'AVUM al termine della missione con una manovra di uscita dall'orbita per conformarsi alle politiche di minimizzazione dei detriti.

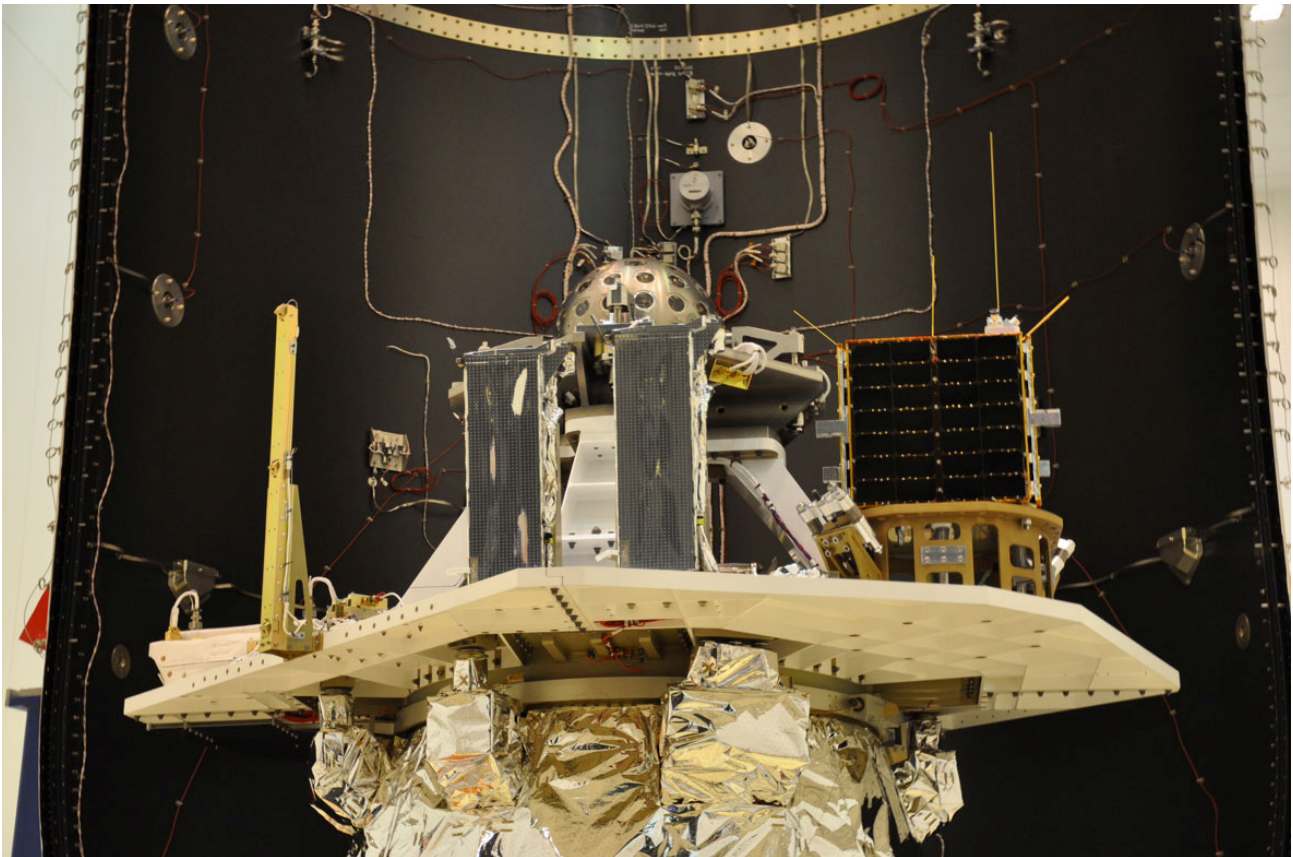
Per monitorare tutti questi eventi durante il volo, il lanciatore VV01 trasporta serie supplementari di sensori e tre sistemi di telemetria per scaricare dati a terra in tempo reale. Questi dati vengono elaborati dopo il volo per individuare possibili discrepanze. Come dimostratore di nuove tecnologie, il primo stadio dispone di una propria serie di sensori con un sistema di telemetria dedicato.

Per prepararsi ai futuri voli operativi, la piattaforma di carico di LARES trasporta una serie di sensori, che include accelerometri, sensori acustici e telecamere per monitorare l'ambiente del carico utile durante il volo.

Il veicolo non è il solo sistema a essere collaudato durante questa missione. Anche tutti i sistemi di terra e le procedure di lancio verranno collaudati durante il primo volo. Questo collaudo comprende trattamento e integrazione del carico utile, accettazione del lanciatore per mezzo delle verifiche di controllo della preparazione con simulazione del conto alla rovescia e della sequenze di missione, controlli finali prelancio della preparazione per mezzo delle sequenze automatiche finali durante il conto alla rovescia, controllo della preparazione della base di lancio e di tutti i mezzi di supporto necessari durante il volo (previsioni meteorologiche, stazioni di ricevimento della telemetria, stazioni di tracciamento, terminazione di volo).

2.2 I carichi utili

Sebbene il volo inaugurale fosse stato previsto come missione a carico utile singolo, la collaborazione tra ESA e ASI ha consentito di trasformarlo in una missione a carichi utili multipli. Il carico utile principale per questo volo di collaudo è il satellite LARES dell'Agencia Spaziale Italiana (ASI). La missione secondaria include il microsatellite ALMASat-1 dell'Università di Bologna e sette picosatelliti di varie università europee.



LARES, ALMASat-1 e i sette CubeSat.

LARES (Laser Relativity Satellite) è un satellite scientifico sviluppato dall'ASI per studiare il cosiddetto "effetto Lense-Thirring", una conseguenza della teoria della relatività generale di Einstein che spiega la precessione delle orbite dei corpi nelle vicinanze di grandi masse rotanti come la terra.

Il satellite, realizzato da Carlo Gavazzi Space, è una sfera passiva del diametro di 376 mm in lega di tungsteno e del peso di circa 400 kg. Questa sfera ospita 92 retroriflettori per la misurazione laser della distanza dalla terra. Il LARES verrà collocato in un'orbita circolare a un'altitudine di 1450 km e andrà a integrare i dati rilevati dai precedenti satelliti laser geodinamici Lageos-1 e Lageos-2 dell'ASI, lanciati rispettivamente nel 1976 e nel 1992.

L'avionica nella struttura di supporto del LARES è inoltre responsabile dell'alimentazione dei sistemi di sgancio degli altri carichi utili. Questa operazione viene gestita per mezzo di comandi inviati dal veicolo di lancio all'avionica del LARES.

ALMASat-1 (Alma Mater Satellite), è un microsatellite da 12,5 kg per la dimostrazione di tecnologie sviluppato e realizzato dall'Università di Bologna. Si tratta di un cubo di 30 cm di lato progettato come struttura modulare da utilizzare per varie missioni di dimostrazione tecnologica o di osservazione della terra. In questa prima missione, l'obiettivo principale sarà quello di testare le prestazioni (ad esempio la precisione del puntamento triassiale) di questo bus polivalente a basso costo in preparazione delle missioni successive.

Per assicurare il suo rientro entro 25 anni, l'ALMASat-1 verrà dispiegato in un'orbita ellittica con un perigeo di 350 km.

Sette picosatelliti che condividono lo stesso disegno CubeSat (1 kg di peso, 1 W di potenza sviluppata, struttura da 10 cm cubici) sviluppati da università di Stati membri dell'ESA o di Stati cooperanti. Questi progetti sono stati selezionati tra le università europee che partecipano al programma educativo dell'ESA. I picosatelliti verranno sganciati da tre P-POD (Poly-Picosatellite Orbital Deployers) montati sulla struttura del LARES per essere poi collocati in un'orbita ellittica con un perigeo di 350 km che ne assicurerà il rientro controllato entro 12 anni. I sette cubesat sono:

e-St@r Sviluppato dall'Istituto Politecnico di Torino. Questo picosatellite testerà un sottosistema di determinazione e controllo attivo dell'assetto oltre che una serie di componenti e materiali commerciali.

Goliat Sviluppato dall'Università di Bucarest, in Romania. Eseguirà l'imaging della terra con una telecamera digitale da 3 megapixel e svolgerà misurazioni delle radiazioni e dei micrometeoroidi nell'orbita bassa attorno alla terra. Si tratta del primo satellite rumeno.

MaSat-1 (Magyar Satellite) Sviluppato dall'Università di Tecnica e di Economia di Budapest, in Ungheria. Darà dimostrazione di un sistema di condizionamento della potenza, di una ricetrasmittente e di un sistema di gestione dei dati di bordo. Si tratta del primo satellite ungherese.

PW-Sat-1 Sviluppato dall'Università della Tecnologia di Varsavia, in Polonia. Dispiegherà una vela solare da usare come dispositivo di intensificazione della resistenza atmosferica per accelerare l'uscita dall'orbita dei picosatelliti al termine delle loro missioni. Si tratta del primo satellite polacco.

Robusta (Radiation On Bipolar for University Satellite Test Application) Sviluppato dall'Università di Montpellier, in Francia. Studierà l'effetto delle radiazioni sui componenti elettronici basati su transistor bipolari confrontandoli con i propri modelli di degrado.

UniCubeSat GG Sviluppato dal gruppo astrodinamico GAUSS dell'Università La Sapienza di Roma. Dispiegherà due braccia per dimostrare la stabilizzazione del gradiente di gravità su un picosatellite. Ciascun braccio trasporterà un pannello solare alla sua estremità per generare energia elettrica.

Xatcobeo Sviluppato dall'Università di Vigo, in Spagna. Sottoporrà a test una radio software riconfigurabile e un sistema di misurazione delle radiazioni ionizzanti. Testerà anche un sistema di dispiegamento di pannelli solari.

2.3 Calendario dettagliato della campagna di lancio

| Evento | Data |
|---|---------------------|
| Analisi della preparazione al volo n. 1 | 13-14 ottobre 2011 |
| Arrivo degli stadi di Vega VV01 e del LARES a Kourou | 24 ottobre 2011 |
| Consegna del LARES alla struttura di trattamento del carico utile S1B | 26 ottobre 2011 |
| Avvio della campagna di lancio | 7 novembre 2011 |
| Il motore P80FW viene trasferito nella ZLV e installato sulla piattaforma | 7 novembre 2011 |
| Consegna dei P-POD e dei CubeSat a Kourou | Fine novembre 2011 |
| Montaggio dello stadio Zefiro-Z23 | 2 dicembre 2011 |
| Analisi della preparazione al volo n. 2 | 7 dicembre 2011 |
| Montaggio dello stadio Zefiro-Z9A | 9 dicembre 2011 |
| P-POD integrati sull'adattatore del LARES | 12-14 dicembre 2011 |
| Integrazione dell'AVUM | 16 dicembre 2011 |
| Controllo finale | 13 gennaio n 2012 |
| Avvio delle attività operative combinate | 19 gennaio 2012 |
| Montaggio del composito superiore | 21 gennaio n 2012 |
| Primo movimento su rotaia della struttura mobile (Mobile Gantry) | 26 gennaio 2012 |
| Prova del conto alla rovescia | 1 febbraio 2012 |
| Caricamento e pressurizzazione del propellente dell'AVUM | 3-6 febbraio 2012 |
| Preparazione finale del lanciatore | 12 febbraio 2012 |
| Giorno del lancio | 13 febbraio 2012 |

2.4 Cronologia della missione e profilo di volo

| Evento | Ora | Altitudine | Velocità relativa |
|--|---------------------------------|------------|-------------------|
| Avvio della sequenza sincronizzata | -3 minuti 30 secondi | | |
| Accensione del motore P80FW | T0 | 0 km | 0 m/s |
| Decollo | 0,3 secondi | 0 km | 0 m/s |
| Transonica (Mach 1) | 30,7 secondi | 4,7 km | 332 m/s |
| Massima pressione dinamica | 53 secondi | 13 km | 586 m/s |
| Spegnimento e separazione del motore P80FW | 1 minuto 54,8 secondi | 60 km | 1,7 km/s |
| Accensione del motore Z23 | 1 minuto 55,6 secondi | 61 km | 1,7 km/s |
| Spegnimento e separazione del motore Z23 | 3 minuti 22,3 secondi | 127 km | 3,8 km/s |
| Inizio del movimento inerziale | | | |
| Accensione del motore Z9A | 3 minuti 38,5 secondi | 135 km | 3,8 km/s |
| Separazione della carenatura | 3 minuti 43,5 secondi | 138 km | 3,9 km/s |
| Spegnimento e separazione del motore Z9A | 5 minuti 47,1 secondi | 182 km | 7,7 km/s |
| Prima accensione del modulo AVUM | 5 minuti 54,1 secondi | 185 km | 7,7 km/s |
| Primo spegnimento del modulo AVUM | 8 minuti 45 secondi | 260 km | 7,8 km/s |
| Inserimento nell'orbita di trasferimento | | | |
| Seconda accensione del modulo AVUM | 48 minuti 7,3 secondi | 1447 km | 6,6 km/s |
| Secondo spegnimento del modulo AVUM | 52 minuti 10,5 secondi | 1450 km | 6,9 km/s |
| Inserimento nell'orbita di destinazione primaria | | | |
| Separazione del LARES | 55 minuti 5,5 secondi | 1450 km | 6,9 km/s |
| Terza accensione del modulo AVUM | 1 ora 6 minuti 10,5 secondi | 1457 km | 6,9 km/s |
| Terzo spegnimento del modulo AVUM | 1 ora 10 minuti 34,3 secondi | 1458 km | 6,6 km/s |
| Inserimento nell'orbita di destinazione secondaria | | | |
| Separazione dei satelliti ALMASat-1 e CubeSat | 1 ora 10 minuti 35,3 secondi | 1458 km | 6,6 km/s |
| Fine della missione | 1 ora 21 minuti 0,3 secondi | 1344 km | 6,7 km/s |

2.5 La rete di telemetria di terra

| Acronimo | Stazione di telemetria | Località |
|-----------------|-------------------------------|---------------------------|
| KAG | Kourou, stazione di Galliot | Guiana francese |
| SNA | Station Navalisée Ariane | Oceano Atlantico |
| SMA | St Maria | Isole Azzorre, Portogallo |
| SVB | Svalbard | Isole Svalbard, Norvegia |
| JEU | Jeju | Corea del Sud |
| APE | Perth | Australia |
| MGS | McMurdo | Antartide |

3 IL PROGRAMMA VEGA

3.1 Vega e il mercato dei lanciatori per piccole missioni

Alla fine degli anni '90, con l'avvento della miniaturizzazione dei componenti e lo sviluppo dell'approccio "più rapido–migliore–meno costoso" alla riduzione dei costi e dei tempi, le agenzie spaziali del globo iniziarono a sviluppare satelliti di minori dimensioni. L'Europa seguì questa tendenza con una nuova famiglia di missioni, quali ad esempio la serie Earth Explorer (quattro lanci dal 2005).

Nel frattempo, i satelliti per comunicazioni commerciali hanno continuato a crescere in dimensioni e massa. Questo ha portato a uno sviluppo del sistema di lancio Ariane che lo ha reso di fatto incompatibile con le piccole missioni scientifiche e di osservazione della terra.

Negli anni che hanno fatto seguito al collasso dell'Unione Sovietica, si sono rese disponibili grandi quantità di missili balistici fuori servizio, ad esempio i modelli Rockot e Dnepr, utilizzabili come lanciatori di piccoli satelliti a basso costo. Per anni, la disponibilità di questi missili a basso costo ha impedito lo sviluppo di soluzioni di lancio competitive per questo segmento di mercato, spingendo addirittura gli USA a dismettere i propri sistemi di lancio.

Tuttavia, l'era dei missili riutilizzati come veicoli di lancio sta arrivando al termine: le riserve di missili dismessi sono in esaurimento e i costi di manutenzione e riadattamento stanno rapidamente aumentando.

Allo stesso tempo, l'avvento delle nuove serie di satelliti come i Sentinel sta per rendere sempre più cruciali e strategiche le missioni con piccolo carico utile. Quindi, per mantenere un accesso competitivo e indipendente allo spazio, sviluppare un proprio sistema di lancio per piccoli satelliti è diventato imprescindibile per l'ESA.

Il sistema di lancio Vega è stato progettato proprio per rendere affidabile, flessibile, disponibile e sostenibile questo tipo di missioni spaziali. Una volta superato il collaudo, lo sfruttamento commerciale di Vega nei mercati europeo e internazionale verrà gestito da Arianespace. Ci si attende che i suoi vantaggi competitivi gli consentano di surclassare gli obsoleti sistemi rivali.

Per di più, Vega potrà essere successivamente modificato per adattarlo all'evoluzione delle esigenze dei clienti.

Il primo contratto di lancio commerciale per Vega è stato sottoscritto il 14 dicembre 2011 da ESA e Arianespace e prevede i lanci di due satelliti Sentinel e la preparazione del volo suborbitale del dimostratore IXV.

3.2 Storia della decisione e finanziamento

Il programma Vega è nato dalla gestione operativa in Italia dei lanciatori Scout di produzione statunitense. Questa gestione, in cooperazione con la NASA, è stata effettuata dalla piattaforma italiana San Marco, ancorata al largo delle coste del Kenya, dal 1967 al 1988.

Nel 1977, l'Università di Roma ha iniziato lo studio di varie opzioni tecniche per migliorare il lanciatore Scout. Alla fine degli anni '80, il progetto di uno Scout 2, realizzato sulla base dell'integrazione dei booster agganciabili a propellente solido (AAP) dell'Ariane 3 a uno Scout G1, fu studiato dalla società che ha poi dato vita all'Avio, la BPD.

Nel 1992, mentre la linea di produzione del lanciatore USA Scout veniva chiusa, il progetto proseguiva come impresa esclusivamente italiana sotto il nome di San Marco Scout, guidata dall'ASI e da Avio e basata su una nuova serie di motori a razzo Zefiro. In seguito venne ribattezzata Vega (*Vettore Europeo di Generazione Avanzata*) a metà del 1993, quando l'ESA e i suoi partner industriali iniziarono lo studio di vari lanciatori complementari all'Ariane 5.

La prima decisione di europeizzare il Vega venne presa dal consiglio dell'ESA, riunito a Bruxelles nel giugno 1998. La decisione finale di avviare le attività di sviluppo venne presa dall'ESA Launcher Programme Board il 27-28 novembre del 2000; il programma ebbe ufficialmente inizio il 15 dicembre 2000, quando sette Stati si impegnarono a finanziarlo.

Durante le attività preparatorie, terminate nel febbraio 2003, vennero analizzate diverse configurazioni. Poi ESA ed ELV SpA firmarono il contratto per lo sviluppo e il collaudo del programma. Il contratto per lo sviluppo e il collaudo del segmento terrestre venne firmato nel 2005 da ESA e Vitrociset.

Contributi a Vega e sviluppo del motore P80FW

| | |
|-------------|-------|
| Belgio | 6,9% |
| Francia | 25,3% |
| Italia | 58,4% |
| Paesi Bassi | 3,2% |
| Spagna | 4,6% |
| Svezia | 0,6% |
| Svizzera | 1,0% |
| Totale | 100% |

Il programma Vega è gestito su responsabilità dell'ESA, da un Integrated Programme Team nel centro ESRIN dell'ESA a Frascati, nei pressi di Roma. Il personale di ESA, CNES e ASI partecipa a questo team, che riceve supporto tecnico dal centro tecnico ESTEC dell'ESA e dal Direttorato dei Lanciatori (DLA) del CNES.

Il team di industrie che si occupa del lanciatore è guidato da ELV SpA, una joint venture di Avio (70%) e ASI (30%). Il team industriale del segmento di terra è guidato da Vitrociset.

Nel contesto del programma Vega, il progetto di sviluppo del P80FW è stato guidato da un gruppo congiunto di ESA/CNES/ASI, ora con sede a Parigi, con Avio nel ruolo di appaltatore principale e la delegazione del programma a Europulsion.

In totale, lo sviluppo di Vega avrà un costo di circa 710 milioni di euro finanziati per mezzo di contributi dell'ESA, e di circa 76 milioni di euro derivanti da investimenti industriali diretti di Avio nello sviluppo del P80FW.

3.3 Il calendario dello sviluppo

| | |
|---------------|---|
| 1998 | |
| 22 giugno | Primo test di accensione a terra del motore Z16 (successo) |
| 24 giugno | Il consiglio dell'ESA approva il programma Vega |
| 1999 | |
| 17 giugno | Secondo test di accensione a terra del motore Z16 (successo) |
| 2000 | |
| 19 dicembre | Approvazione del finanziamento di Vega |
| 2001 | |
| 21 febbraio | ASI e Fiat Avio danno vita alla joint venture ELV |
| 2002 | |
| Giugno | Esame del progetto preliminare del lanciatore |
| 2003 | |
| 25 febbraio | ESA stipula un contratto con ELV per lo sviluppo e il collaudo del veicolo di lancio |
| 2004 | |
| 20 ottobre | Avvio delle operazioni di ristrutturazione dell'ELA1 per trasformarla nella ZLV |
| 2005 | |
| 20 dicembre | Primo test di accensione a terra del motore Z9 (successo) |
| 2006 | |
| 23 maggio | Esame del progetto del sistema del segmento terrestre |
| 26 giugno | Primo test di accensione a terra del motore Z23 (successo) |
| 30 novembre | Primo test di accensione a terra del motore P80FW (successo) |
| Dicembre | Esame critico del progetto |
| 2007 | |
| 28 marzo | Secondo test di accensione a terra del motore Z9 (guasto all'ugello) |
| 4 dicembre | Secondo test di accensione a terra del motore P80FW (successo) |
| Dicembre | Collaudo della carenatura |
| 2008 | |
| 27 marzo | Secondo test di accensione a terra del motore Z23 (successo) |
| 23 ottobre | Primo test di accensione a terra del motore Z9A (successo) |
| Dicembre | Collaudo dello stadio Z23 |
| 2009 | |
| 28 aprile | Secondo test di accensione a terra del motore Z9A (successo) |
| 2010 | |
| Febbraio | Collaudo dello stadio AVUM (struttura e propulsione) |
| Aprile | Collaudo dell'adattatore del carico utile |
| 25 maggio | Prova di accensione a terra di Z9A VERTA (successo) |
| Luglio | Avvio della campagna di prova combinata del sistema di lancio |
| Novembre | Collaudo dello stadio Z9A |
| 2011 | |
| 11 febbraio | Completamento dell'integrazione del modello funzionale del lanciatore sulla piattaforma |
| Aprile | Prova del conto alla rovescia |
| 30 settembre | Prova di collaudo tecnico del segmento terrestre |
| 3-7 ottobre | Esame dello stato di preparazione operativa del sistema di lancio |
| 13-14 ottobre | Analisi dello stato di preparazione al volo |
| 7 novembre | Avvio della campagna di lancio per la missione VV01 |
| 2012 | |
| 13 febbraio | Volo di collaudo |

3.4 Il programma VERTA

Il programma Vega Research, Technology & Accompaniment (VERTA) è stato approvato dal consiglio dell'ESA nel dicembre del 2005, durante la Conferenza ministeriale dell'ESA di Berlino. Si tratta di un programma in tre parti che mira a sostenere le operazioni iniziali del sistema di lancio Vega.

In primo luogo, include l'acquisizione di cinque lanciatori Vega da parte dell'ESA, per assicurare una fase di sfruttamento iniziale con una frequenza di lancio di almeno due voli all'anno.

Secondo l'attuale programma, questi lanci serviranno a trasportare una serie di piccoli carichi utili scientifici e tecnologici assieme al satellite di rilevamento remoto Proba-V nei primi mesi del 2013, il satellite ADM-Aeolus per il sondaggio dell'atmosfera negli ultimi mesi del 2013, il dimostratore della missione scientifica LISA Pathfinder nel 2014 e il dimostratore di rientro dell'Intermediate eXperimental Vehicle (IXV) nei primi mesi del 2014. Questo programma lascia a disposizione un'opportunità di volo, il quinto lancio, per ulteriori carichi utili non ancora programmati. I contratti di produzione per questi cinque lanciatori sono stati sottoscritti nel 2010.

Secondariamente, VERTA copre lo sviluppo di servizi e hardware complementari, quali ad esempio una capacità di lancio di più carichi utili e nuovi adattatori per i carichi utili progettati appositamente per i mercati specifici di Vega.

Infine, VERTA ha sviluppato un programma di testing dei componenti per ridurre al minimo i problemi in fase di produzione e per consentire il collaudo di nuove tecnologie che ritardino l'obsolescenza di Vega. In questo ruolo, VERTA è l'equivalente del programma ARTA-5 Ariane Research, Technology & Accompaniment per l'Ariane-5.

Il programma VERTA prevede quindi prove di accensione a terra dei motori a propellente solido di Vega, oltre al campionamento della produzione e al testing su base regolare. Queste attività sono iniziate nel 2006 e hanno contribuito, mediante test e ulteriori analisi, a incrementare l'affidabilità del collaudo a terra del sistema di lancio Vega.

Il programma VERTA è finanziato da contributi versati dagli stessi Paesi che seguono lo sviluppo di Vega (Italia, Francia, Spagna, Belgio, Paesi Bassi, Svizzera e Svezia). Il budget totale prevede 400 milioni di euro per i cinque voli e le attività di accompagnamento sino al 2014.

Contributi al VERTA

| | |
|-------------|-------|
| Belgio | 5,6% |
| Francia | 24,1% |
| Italia | 57,8% |
| Paesi Bassi | 2,5% |
| Spagna | 7,7% |
| Svezia | 0,7% |
| Svizzera | 1,6% |
| Totale | 100% |

3.5 I partner e i loro ruoli

ESA

Come per tutti i suoi programmi, l'Agenzia Spaziale Europea è responsabile dell'attuazione del programma e della sua gestione tecnica e finanziaria. La supervisione tecnica si fonda su trent'anni di esperienza in questo settore dell'Agenzia. Le decisioni dell'ESA e degli stati partecipanti costituiscono la base formale per l'integrazione di Vega nella flotta di trasporto spaziale europea e per il suo accesso a lungo termine al mercato istituzionale. L'ESA guida il gruppo di programma integrato per Vega ed è proprietaria delle strutture della ZLV.

ASI

Dal momento che l'Italia fornisce più del 50% dei finanziamenti complessivi del programma Vega, l'Agenzia spaziale italiana gioca un ruolo gestionale fondamentale. L'ASI agisce per mezzo del gruppo integrato del programma Vega di stanza al centro ESRIN dell'ESA. L'ESRIN si trova a Frascati, nei pressi di Roma. L'agenzia ha inoltre una quota del 30% di ELV SpA.

CNES

L'Agenzia spaziale francese (CNES) ha guidato il gruppo di progetto per lo sviluppo del P80FW. Inoltre, offre il proprio contributo al gruppo integrato del programma di stanza all'ESRIN e fornisce assistenza tecnica per lo sviluppo del lanciatore e del segmento di terra. Il CNES ha inoltre preso parte attiva alla campagna di test combinata come ente responsabile dell'esecuzione delle prove. Infine, i gruppi di lavoro del CNES sono stati coinvolti nella campagna di lancio a sostegno del gruppo di progetto integrato del programma Vega.

Arianespace

Come già avviene per Ariane e Soyuz, Arianespace detiene i diritti esclusivi per la commercializzazione e la vendita dei servizi di lancio di Vega. Una volta che Vega sarà stato collaudato, la gestione operativa del sistema di lancio Vega sarà responsabilità di Arianespace. I gruppi di lavoro di Arianespace hanno sostenuto lo sviluppo e il collaudo del sistema di lancio e sono stati attivamente coinvolti nella campagna di lancio.

ELV

ELV SpA è stata creata nel 2001 per gestire lo sviluppo e la produzione di Vega, con responsabilità di gestione dell'intero programma dal punto di vista industriale. ELV è responsabile della consegna e dell'integrazione dei lanciatori Vega. Come appaltatore principale in ambito industriale, ELV è responsabile dell'accettazione dei componenti del lanciatore e della loro integrazione nel sito di lancio. Come autorità di progettazione del lanciatore, partecipa anche ai preparativi finali e alle operazioni di lancio.

Avio

Come appaltatore principale per tutti e tre gli stadi a propellente solido di Vega e integratore di AVUM, Avio è il principale partner industriale del programma Vega. L'azienda ha una quota del 70% di ELV SpA.

Vitrociset

Vitrociset è l'appaltatore principale scelto dall'ESA per il segmento di terra di Vega.