

**→ DOSSIER DE PRESSE**

**Vega, vol de qualification VV01**





# DOSSIER DE PRESSE

## Vega, vol de qualification VV01

L'ESA inaugure son nouveau petit lanceur .....	3
1 Le système de lancement Vega .....	4
1.1 Conception générale du lanceur.....	4
1.2 L'étage P80FW et les nouvelles technologies .....	5
1.3 Les étages Zefiro.....	6
1.4 AVUM .....	6
1.5 La coiffe et les adaptateurs.....	7
1.6 L'installation de lancement .....	8
2 La mission VV01 .....	9
2.1 Objectif du vol de qualification.....	9
2.2 Les charges utiles .....	10
2.3 Chronologie de la campagne de lancement .....	12
2.4 Chronologie et profil de vol de la mission.....	13
2.5 Réseau de télémesure au sol.....	13
3 Le programme Vega .....	14
3.1 Vega et le marché des petites missions .....	14
3.2 Historique et financement.....	15
3.3 Calendrier des activités de développement.....	17
3.4 Le programme VERTA.....	18
3.5 Les partenaires et leurs rôles respectifs .....	19

ESA-Bureau des relations avec les médias  
Département Communication  
Tél: +33 1 53 69 72 99  
Fax: +33 1 53 69 76 90  
Email: [media@esa.int](mailto:media@esa.int)

## L'ESA INAUGURE SON NOUVEAU PETIT LANCEUR

Pour la troisième fois de son histoire, l'Agence spatiale européenne (ESA) va procéder au vol de qualification d'un lanceur entièrement nouveau. Après Ariane-1 en 1979 et Ariane-5 en 1996, 2012 est l'année de Vega.

Vega est conçu pour compléter la famille des lanceurs européens déjà disponibles en Guyane française, à savoir le lanceur lourd Ariane-5 et le lanceur de catégorie moyenne Soyouz dont le premier vol a eu lieu en octobre dernier.

Vega est un véhicule à propergol solide de trois étages, doté d'un module d'injection manoeuvrable à ergols liquides, qui est avant tout dimensionné pour placer des charges utiles d'un poids maximal de 1500 kg sur des orbites polaires terrestres basses à une altitude de 700 km. Son principal objectif est de doter l'Europe d'un lanceur sûr, fiable, compétitif et efficace, destiné à l'emport de charges utiles scientifiques et d'observation de la Terre.

Vega pourra effectuer une vaste gamme de missions (avec une capacité d'emport comprise entre 300 kg et 2500 kg) vers une grande variété d'orbites, depuis les orbites équatoriales jusqu'aux orbites héliosynchrones. Il pourra également emporter une ou plusieurs charges utiles en fonction des besoins des missions.

Ce vol inaugural, dénommé VV01, marque l'aboutissement de neuf années de développement conduit par l'ESA et ses partenaires industriels, avec le soutien des agences spatiales italienne (ASI) et française (CNES). Sept États membres de l'ESA ont contribué au programme (Belgique, Espagne, France, Italie, Pays-Bas, Suède et Suisse).

Programmé à 7h00 heure locale [10:00 GMT ; 11:00 heure de Paris] le 13 février, ce lancement sera effectué depuis le site de lancement de Vega (ZLV : Zone de lancement Vega) au Centre spatial guyanais, qui est le port spatial de l'Europe à Kourou (Guyane française). La fenêtre de lancement durera 120 minutes.

La charge utile est constituée de deux satellites italiens – le satellite d'étude de la relativité par réflexion laser (LARES) de l'ASI et ALMASat-1 de l'Université de Bologne – ainsi que de sept picosatellites CubeSat fournis par des universités européennes : e St@r (Italie), Goliat (Roumanie), MaSat-1 (Hongrie), PW-Sat (Pologne), Robusta (France), UniCubeSat GG (Italie) et Xatcobeo (Espagne).

Le module supérieur Vernier/commande d'orientation (AVUM) de Vega atteindra une orbite circulaire à une altitude de 1450 km et une inclinaison de 69,5° par rapport à l'équateur, de façon à pouvoir procéder au largage du satellite LARES. Ensuite, il exécutera des manoeuvres destinées à abaisser le périégée à 350 km avant l'injection des autres charges utiles.

Cette mission qualifiera l'ensemble du système Vega, ce qui comprend le véhicule proprement dit, son infrastructure de lancement, ainsi que les procédures opérationnelles allant de la campagne de lancement jusqu'à la séparation des charges utiles et la passivation de l'AVUM.

Après ce vol de qualification, l'exploitation de Vega sera confiée à Arianespace, qui sera également chargée d'assurer la commercialisation de Vega sur le marché international. L'ESA sera un des tout premiers clients de ce nouveau service d'Arianespace par le biais d'un engagement conclu pour cinq lancements au titre du Programme d'accompagnement de recherche et technologie Vega (VERTA). Une fois effectué ce vol de qualification, on prévoit une cadence initiale de deux lancements par an.

## 1 LE SYSTÈME DE LANCEMENT VEGA

Le système de lancement Vega se compose de deux éléments principaux qui ont été développés ensemble afin d'obtenir une efficacité maximale : d'une part le lanceur, avec ses différents étages et le composite renfermant la charge utile, et d'autre part le segment sol qui permet de stocker, d'intégrer et de contrôler le lanceur avant le vol.

Sous la maîtrise d'œuvre d'ELV Spa (co-entreprise créée par l'ASI et Avio), environ 1000 personnes provenant de plus de 40 entreprises industrielles européennes contribuent au développement de Vega.

### 1.1 Conception générale du lanceur

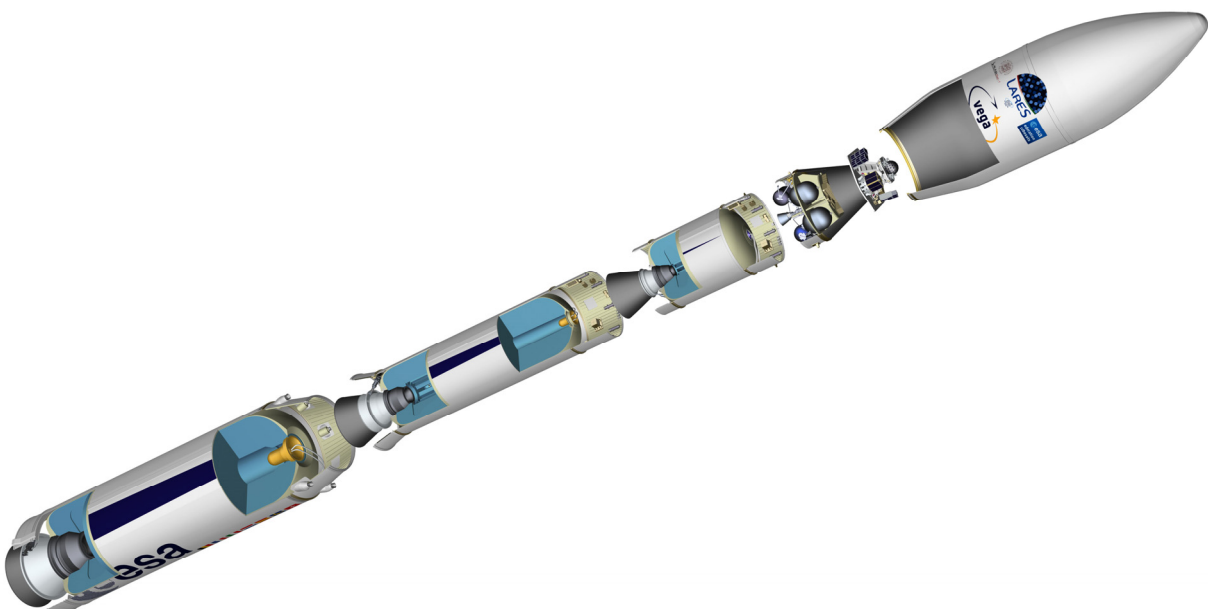
Vega est un lanceur monocorps composé de trois étages à propergol solide pour la phase propulsive :

- le premier étage P80FW
- le deuxième étage Zefiro-Z23
- le troisième étage Zefiro-Z9A

Le quatrième étage AVUM permet d'assurer la polyvalence des missions et l'injection de la charge utile sur une orbite précise.

La coiffe d'un diamètre de 2,6 m peut accueillir une ou plusieurs charges utiles.

La masse totale au décollage est de 136,7 tonnes. La hauteur du lanceur est de 30,1 m et son diamètre maximal de 3 m.



Vega : le premier étage P80, le deuxième étage Zefiro-23, le troisième étage Zefiro-9, le quatrième étage AVUM et le composite.

## Performances du lanceur

La performance de référence fixée pour Vega consiste à injecter 1500 kg sur une orbite circulaire à 700 km d'altitude inclinée à 90° par rapport à l'équateur, avec une précision d'injection de 5 km pour l'altitude et de 0,05° pour l'inclinaison.

La diversité des azimuts de tir possibles depuis le port spatial de l'Europe à Kourou, associée à la flexibilité permise par l'AVUM, permettra à Vega de placer une vaste gamme de charges utiles sur différents types d'orbite, qu'il s'agisse de charges de 2500 kg destinées à une orbite circulaire quasi équatoriale à 200 km d'altitude, de charges de 2000 kg vers la Station spatiale internationale ou encore de charges d'environ 1300 kg à injecter sur une orbite héliosynchrone à 800 km d'altitude.

## 1.2 L'étage P80FW et les nouvelles technologies

Le premier étage de Vega est propulsé par un gros moteur monolithique et contient 88 365 kg de propergol solide HTPB. Ce moteur délivre une poussée de 2261 kN au niveau de la mer et fonctionne pendant 114,3 secondes avant son largage à une altitude de 61 km.

Il utilise deux nouvelles technologies majeures destinées à réduire la masse du lanceur :

- un corps de propulseur en composite à filament bobiné en époxyde de carbone, qui est le plus gros au monde pour un moteur monolithique ;
- des vérins électromécaniques pour l'orientation de la poussée, ce qui constitue une première mondiale pour un moteur de cette taille.

Ces deux technologies seront démontrées et qualifiées sur Vega en préparation de futures activités de développement de lanceur dans le cadre de l'initiative Lanceur de nouvelle génération (NGL) de l'ESA.

L'étage P80FW a le même diamètre (3 m) que les accélérateurs à poudre (EAP) d'Ariane 5 et sa longueur totale (11,2 m) est similaire à celle de l'un des plus longs segments des EAP. On utilise donc, pour le chargement en propergol et le transport du P80FW, les mêmes installations et équipements que ceux destinés à Ariane-5 dans l'Usine de propergol de Guyane, située à proximité du port spatial. La tuyère de l'étage constitue également une évolution des propulseurs à poudre d'Ariane-5.

### Équipe industrielle

APP (Pays-Bas)	Allumeur
Avio (Italie)	Intégration et essais de l'étage, corps de propulseur chargé
Europropulsion (France/Italie)	Moteur du P80FW
Regulus (France/Italie)	Chargement en propergol
Sabca (Belgique)	Contrôle du vecteur de poussée et jupe interétage
SPS (France)	Tuyère

### 1.3 Les étages Zefiro

Les deuxième et troisième étages de Vega utilisent des moteurs Zefiro à propergol solide développés par Avio à partir de son moteur précédent Zefiro-Z16 qualifié au sol. Ces deux étages, d'un diamètre de 1,9 m, sont constitués d'un corps de propulseur en composite à filament bobiné en époxyde de carbone, avec isolation EPDM de faible densité et une tuyère à joint flexible dotée de vérins électromécaniques pour le contrôle d'orientation de la poussée.

D'une longueur de 8,39 m, l'étage Zefiro-Z23 est chargé de 23 906 kg de propergol solide HTPB 1912 et délivre une poussée de 1196 kN au niveau de la mer. Il fonctionne pendant 86,7 secondes.

D'une longueur de 4,12 m, l'étage Zefiro-Z9A est chargé de 10 115 kg de propergol solide HTPB 1912 et délivre une poussée maximale de 313 kN dans le vide. Bien qu'il s'agisse du plus petit des moteurs à propergol solide de Vega, c'est celui dont la durée de combustion est la plus longue : 128,6 secondes. Le Zefiro-Z9A est également celui dont le rapport de masse est le plus élevé parmi les moteurs à propergol solide de cette catégorie.

Les étages Zefiro sont fabriqués par Avio dans ses installations situées à Colleferro, près de Rome (Italie). Ils sont chargés en propergol solide avant leur transport vers le port spatial.

#### Équipe industrielle

APP (Pays-Bas)	Allumeur
Avio (Italie)	Fabrication, intégration et essais des étages
Dutch Space (Pays-Bas)	Interétage 1/2
Rheinmetall Italia (Italie)	Interétage 2/3
Sabca (Belgique)	Contrôle d'orientation de la poussée

### 1.4 AVUM

Le module supérieur Vernier/commande d'orientation possède un système de propulsion biergol qui assure l'injection sur orbite, et un système de propulsion monergol chargé du contrôle de roulis et d'attitude du véhicule.

La mission principale de l'AVUM commence à la fin de la phase de propulsion solide, lorsqu'il entreprend des manœuvres destinées à atteindre avec une grande précision l'orbite de déploiement visée. L'AVUM est conçu pour injecter différentes charges utiles sur des orbites différentes et assurer un pointage fin des satellites avant leur séparation. À la fin de sa mission, il fait l'objet d'une désorbitation dans de bonnes conditions de sécurité afin de limiter le nombre de débris orbitaux.

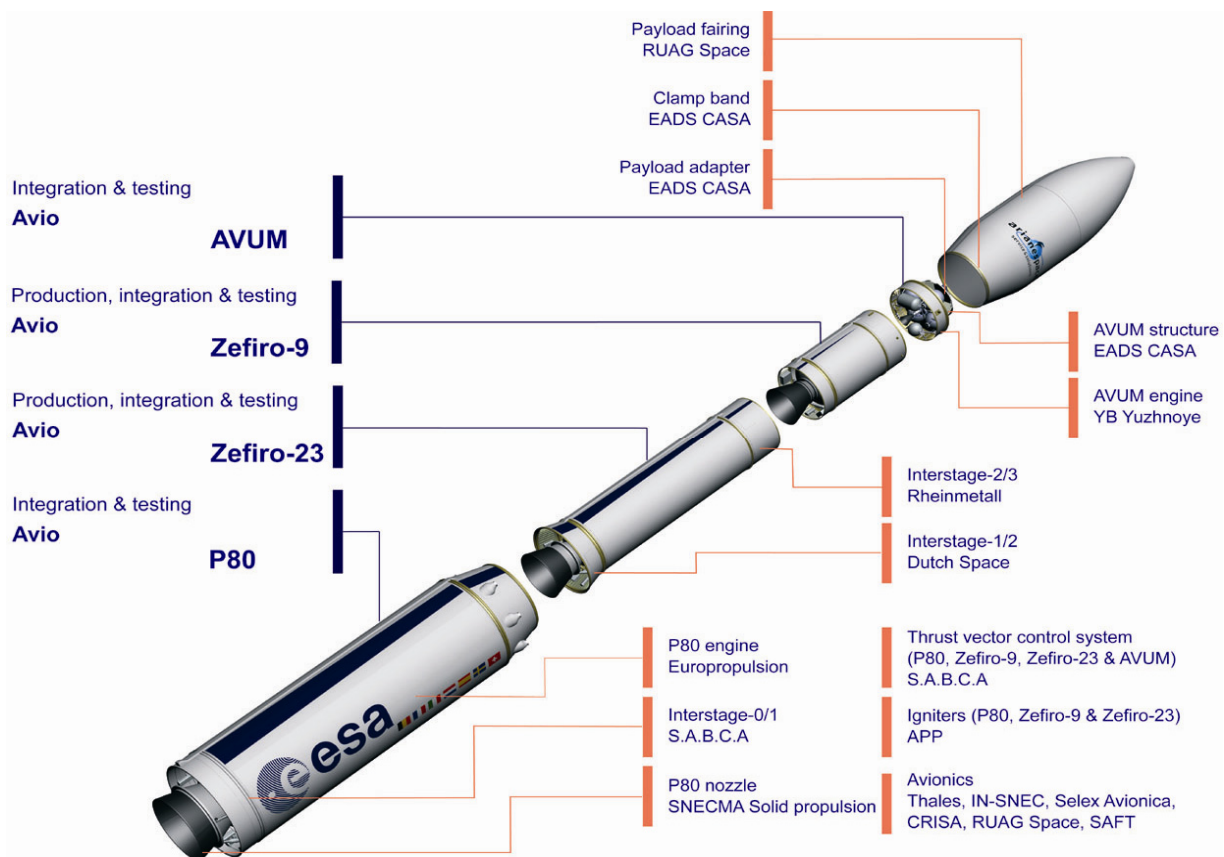
Contenant 550 kg d'ergols (UDMH/NTO) répartis dans quatre réservoirs, l'AVUM est propulsé par un moteur RD-869 rallumable qui délivre une poussée de 2,45 kN. Il comporte deux ensembles de trois propulseurs à monergol qui permettent le contrôle de roulis et d'attitude. Il accueille également le module avionique de Vega, lequel assure les fonctions de contrôle en vol et de gestion de la mission, de télémessure, de fin de vol ainsi que l'alimentation et la distribution électriques.

## 1.5 La coiffe et les adaptateurs

Ayant un diamètre de 2,6 m et offrant un volume de 20 m<sup>3</sup>, la coiffe est constituée de demi-coquilles de 7,18 m de long. Elle protège la charge utile au cours de l'ascension dans l'atmosphère. Cette charge utile est fixée sur le lanceur au moyen d'un adaptateur de 937 mm de diamètre. Des adaptateurs spéciaux pour les configurations avec plusieurs charges utiles sont en cours de développement.

### Équipe industrielle

Avio (Italie)	Intégration et essais de l'AVUM
Moog/Sabca	Contrôle du vecteur de poussée
EADS Astrium CRISA (Espagne)	Boîtier avionique multifonctions de l'AVUM
EADS Astrium Space Propulsion (Allemagne)	Système de contrôle de roulis et d'attitude
EADS Astrium ST (France)	Logiciel de vol
EADS CASA (Espagne)	Structure et jupe de l'AVUM, adaptateurs de charge utile
KB Yuzhnoye (Ukraine)	Moteur RD-869 et système de propulsion
Ruag Space (Suisse)	Coiffe
SAAB (Suède)	Ordinateur de bord
SAFT (France)	Batteries de l'AVUM
Selex Galileo (Italie)	Boîtier avionique sauvegarde de l'AVUM
Thales (France)	Avionique de l'AVUM, système de référence inertielle
Zodiac Data Systems (France)	Boîtier avionique télémessure de l'AVUM





## 1.6 L'installation de lancement

À l'instar d'Ariane-5 et de Soyouz, l'exploitation de Vega a lieu au Centre spatial guyanais (CSG), le port spatial de l'Europe à Kourou, meilleure infrastructure de lancement au monde. En effet, à cette latitude, le lanceur Vega bénéficie pour les orbites équatoriales d'un complément de vitesse maximal généré par l'effet de fronde dû à la rotation de la Terre à 5° de latitude Nord, il peut accéder à une large gamme d'azimuts de lancement au-dessus de l'Atlantique qui permettent d'atteindre toutes les inclinaisons orbitales (depuis les orbites équatoriales jusqu'aux orbites héliosynchrones), et il dispose d'installations de traitement des charges utiles à la pointe de la technologie.

Le pas de tir de Vega (Zone de lancement Vega ou ZLV) a été édifié sur l'ancien pas de tir d'Ariane-1 (ELA-1) mis hors service en 1989. Il est situé à environ 1 km au sud-ouest de l'ELA-3 d'où décolle Ariane-5. Les travaux de rénovation, conduits par le maître d'œuvre Vitrociset (Italie), ont démarré fin 2004. Le pas de tir en béton a été modifié de façon à pouvoir accueillir Vega et le nouveau portique mobile haut de 50 m et d'un poids d'environ 1000 tonnes, ainsi que le mât ombilical d'une hauteur de 32 m. Quatre mâts de 60 m de haut protègent le pas de tir contre les impacts de foudre.

Les trois étages à propergol solide et le module biergol du lanceur sont assemblés sur le pas de tir. Le composite charge utile est intégré sur Vega environ une semaine avant le lancement.

Sur le pas de tir, Vega et sa charge utile demeurent dans un environnement contrôlé. La translation du portique mobile sur ses rails de 80 m de long intervient quelques heures avant le lancement.

La ZLV est conçue pour permettre une cadence de lancements de quatre missions par an.

Le centre de lancement Vega (CDL) se trouve dans le bâtiment qui abrite déjà le CDL d'Ariane-5, à 1,3 km de la ZLV.

Le contrôle de la mission est assuré depuis le bâtiment Jupiter qui appuie déjà les lancements Ariane et Soyouz, à 15 km des pas de tir.





## 2 LA MISSION VV01

### 2.1 Objectif du vol de qualification

En tant que premier vol d'un nouveau système de lancement, la mission VV01 est un vol de qualification qui a pour objectif de démontrer le comportement nominal et les performances de tous les éléments du système de lancement durant la phase de préparation du lanceur jusqu'au vol et à la séparation des charges utiles.

Le vol de qualification est la dernière étape d'un processus de qualification qui débute par le développement et la qualification des différents composants, sous-systèmes, étages et fonctions du lanceur, ainsi que du segment sol, et qui s'achève par la vérification des interfaces entre le lanceur, le segment sol et l'infrastructure de la base de lancement, avant que le feu vert soit donné pour le premier vol.

Un nombre impressionnant d'essais ont été réalisés progressivement, depuis le niveau des composants jusqu'au niveau système. Ce vol de qualification constitue l'ultime confirmation de la conception du système de lancement ainsi que la validation finale, dans des conditions de vol, des modèles de système utilisés pour la définition de la mission.

Les principaux objectifs de qualification du lanceur portent sur les aspects suivants : cinématique du décollage par rapport aux interfaces avec le pas de tir, allumage, performances, contrôle en vol, contrôle du vecteur de poussée et séparation des trois étages à propergol solide, séparation de la coiffe, performances et capacité de rallumage de l'AVUM, précision des manœuvres de largage de la charge utile et, pour finir, passivation de l'AVUM à la fin de la mission avec l'exécution d'une manœuvre de désorbitation afin de respecter la politique de réduction des débris spatiaux.

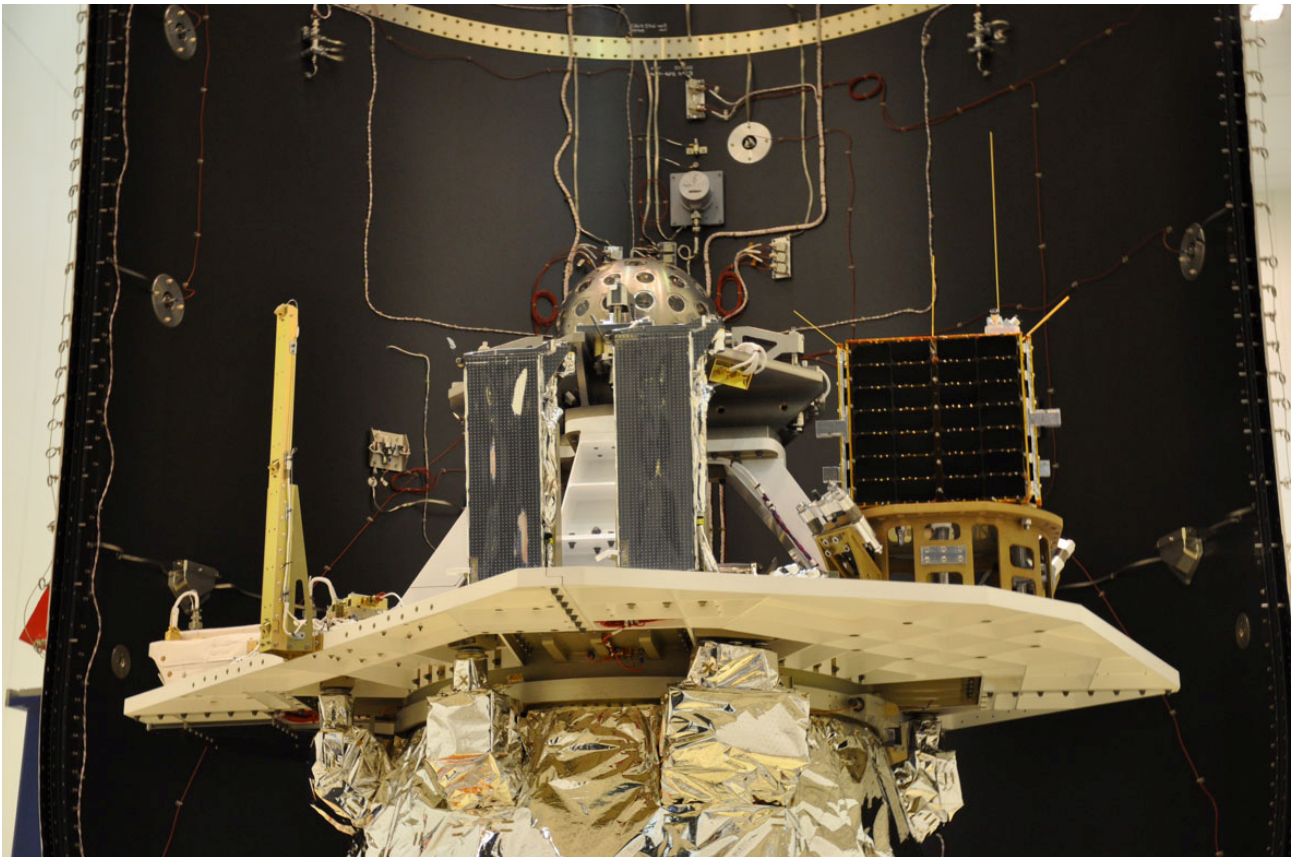
Pour surveiller la bonne exécution de ces opérations durant le vol, le lanceur VV01 emporte plusieurs ensembles supplémentaires de capteurs ainsi que trois systèmes de télémétrie qui permettront de transmettre au sol les données en temps réel. Ces données seront analysées après le vol de façon à identifier d'éventuels écarts. En tant que démonstrateur de nouvelles technologies, le premier étage possède ses propres capteurs ainsi qu'un système de télémétrie spécifique.

Afin de préparer les futurs vols opérationnels, la plate-forme de la charge utile LARES est équipée d'un ensemble de capteurs, notamment des accéléromètres, des détecteurs acoustiques et des caméras destinés à surveiller l'environnement de la charge utile au cours du vol.

Le lanceur n'est pas le seul système dont cette mission devra assurer la qualification. En effet, tous les systèmes sol et toutes les procédures de lancement feront simultanément l'objet d'une qualification. Cela comprend la préparation et l'intégration de la charge utile, la recette du lanceur via les contrôles d'aptitude avec simulation de la chronologie et du compte à rebours de la mission, d'ultimes vérifications d'aptitude préalables au lancement avec les dernières séquences automatiques durant la chronologie finale, la vérification de l'aptitude de la base de lancement et de tous les moyens de soutien nécessaires au cours du vol (prévisions météorologiques, stations de télémétrie aval, stations de poursuite, fin de vol).

## 2.2 Les charges utiles

Bien qu'à l'origine ce vol inaugural ait été conçu comme une mission à charge utile simple, la collaboration entre l'ESA et l'ASI a permis d'en faire une mission à charges utiles multiples. Le satellite LARES de l'Agence spatiale italienne (ASI) est la principale charge utile de ce vol de qualification. La mission secondaire couvre le microsatellite ALMASat-1 de l'Université de Bologne ainsi que sept picosatellites construits par des universités européennes.



LARES, ALMASat-1 et les sept CubeSats.

**LARES** (Satellite d'étude de la relativité par réflexion laser) est un satellite scientifique développé par l'ASI pour étudier l'effet Lense–Thirring – une conséquence de la théorie de la relativité générale d'Einstein – qui explique la précession des orbites des corps célestes à proximité d'importantes masses en rotation telles que la Terre.

Construit par Carlo Gavazzi Space, ce satellite est une sphère passive de 376 mm de diamètre en alliage de tungstène, d'un poids d'environ 400 kg. Il est constitué de 92 rétroreflecteurs en coins de cube qui permettront de réaliser des essais de télémétrie laser depuis la Terre. LARES sera injecté sur une orbite circulaire à une altitude de 1450 km et viendra compléter les précédents satellites d'étude par laser de la géodynamique, Lageos-1 et Lageos-2 de l'ASI, lancés respectivement en 1976 et 1992.

L'avionique présente dans la structure de soutien de LARES déclenchera également les systèmes de séparation des autres charges utiles, sous l'effet des commandes envoyées par le lanceur à l'avionique de LARES.

**ALMASat-1** (Satellite Alma Mater) est un microsatellite de démonstration technologique de 12,5 kg, développé et construit par l'Université de Bologne. Il se présente sous la forme d'un cube de 30 cm conçu comme une structure modulaire pouvant être utilisée pour exécuter différentes démonstrations technologiques ou missions d'observation de la Terre. Pour cette première mission, son principal objectif consistera à tester la performance clé (à savoir la précision de pointage 3 axes) de cette plate-forme polyvalente et peu onéreuse en vue de préparer de futures missions.

Pour permettre sa rentrée dans l'atmosphère d'ici 25 ans, ALMASat-1 sera déployé sur une orbite elliptique ayant un périhélie de 350 km.

**Sept picosatellites** CubeSat de conception identique (1 kg, 1 W, 10 cm<sup>3</sup>), développés par des universités d'États membres ou coopérateurs de l'ESA, ont été sélectionnés au sein d'universités européennes dans le cadre du Programme éducation de l'ASE. Ils seront largués, par trois P-POD (Déployeurs orbitaux de picosatellites multiples) montés sur la structure de LARES, sur une orbite elliptique ayant un périhélie de 350 km, ce qui rendra possible leur rentrée dans l'atmosphère en toute sécurité dans une douzaine d'années. Ces sept CubeSats sont les suivants :

**e-St@r** Développé par l'Institut polytechnique de Turin (Italie), ce satellite testera un sous-système actif de détermination et de contrôle d'orbite (3 axes) ainsi qu'un ensemble de matériaux et composants commerciaux.

**Goliat** Développé par l'Université de Bucarest (Roumanie), ce satellite d'imagerie de la Terre, équipé d'une caméra numérique 3 mégapixels, procédera à des mesures du rayonnement et des flux de micrométéorites en orbite terrestre basse. C'est le premier satellite roumain.

**MaSat-1** (Satellite magyar) Développé par l'Université technologique et économique de Budapest (Hongrie), ce satellite fera la démonstration d'un système de conditionnement de puissance, d'un émetteur-récepteur et d'un système embarqué de traitement des données. C'est le premier satellite hongrois.

**PW-Sat-1** Développé par l'Université technologique de Varsovie (Pologne), ce satellite est équipé d'une voile solaire qui servira de dispositif déployable d'augmentation de la traînée afin d'accélérer le retrait de picosatellites à la fin de leur mission. C'est le premier satellite polonais.

**Robusta** (Radiation On Bipolar for University Satellite Test Application) Développé par l'Université de Montpellier (France), ce satellite étudiera les effets du rayonnement sur des composants électroniques de type transistors bipolaires, afin de comparer ces effets avec les modèles de dégradation existants.

**UniCubeSat GG** Développé par le groupe « astrodynamique » GAUSS de l'Université La Sapienza de Rome, ce satellite déploiera deux mâts qui feront la démonstration de la stabilisation par gradient de gravité sur un picosatellite. Chaque mât comportera à son extrémité un panneau solaire qui générera de l'électricité.

**Xatcobeo** Développé par l'Université de Vigo (Espagne), ce satellite testera une radio logicielle reconfigurable ainsi qu'un système de mesure du rayonnement ionisant. Il testera également un système de déploiement de panneau solaire.



## 2.3 Chronologie de la campagne de lancement

Étape	Date
Revue d'aptitude au vol n°1	13-14 oct. 2011
Arrivée des étages Vega VV01 et de LARES à Kourou	24 oct. 2011
Livraison de LARES à l'installation S1B de préparation des charges utiles	26 oct. 2011
Début de la campagne de lancement	7 nov. 2011
Transfert du P80FW à la ZLV et installation sur le pas de tir	7 nov. 2011
Livraison des P-POD et des CubeSat à Kourou	Fin nov. 2011
Étage Zefiro-Z23 assemblé	2 déc. 2011
Revue d'aptitude au vol n°2	7 déc. 2011
Étage Zefiro-Z9A assemblé	9 déc. 2011
Intégration des P-POD sur l'adaptateur LARES	12-14 déc. 2011
Intégration de l'AVUM	16 déc. 2011
Vérification finale	13 janv. 2012
Début des opérations combinées	19 janv. 2012
Intégration du composite supérieur	21 janv. 2012
Premier retrait du portique	26 janv. 2012
Répétition générale	1 fév. 2012
Remplissage et pressurisation de l'AVUM	3-6 fév. 2012
Préparation finale du lanceur	12 fév. 2012
Lancement	13 fév. 2012

## 2.4 Chronologie et profil de vol de la mission

Étape	Heure	Altitude	Vitesse relative
Début de la séquence synchronisée	-3 min 30 s		
Allumage P80FW	<b>T0</b>	0 km	0 m/s
Décollage	0,3 s	0 km	0 m/s
Phase transsonique (Mach 1)	30,7 s	4,7 km	332 m/s
Pression dynamique maximale	53 s	13 km	586 m/s
Fin de combustion et séparation P80FW	1 min 54,8 s	60 km	1,7 km/s
Allumage Z23	1 min 55,6 s	61 km	1,7 km/s
Fin de combustion et séparation Z23	3 min 22,3 s	127 km	3,8 km/s
Début Vol balistique			
Allumage Z9A	3 min 38,5 s	135 km	3,8 km/s
Séparation coiffe	3 min 43,5 s	138 km	3,9 km/s
Fin de combustion et séparation Z9A	5 min 47,1 s	182 km	7,7 km/s
1 <sup>e</sup> allumage AVUM	5 min 54,1 s	185 km	7,7 km/s
1 <sup>e</sup> arrêt AVUM	8 min 45 s	260 km	7,8 km/s
Injection sur orbite de transfert			
2 <sup>e</sup> allumage AVUM	48 min 7,3 s	1447 km	6,6 km/s
2 <sup>e</sup> arrêt AVUM	52 min 10,5 s	1450 km	6,9 km/s
Injection sur la première orbite visée			
Séparation LARES	55 min 5,5 s	1450 km	6,9 km/s
3 <sup>e</sup> allumage AVUM	1 h 6 min 10,5 s	1457 km	6,9 km/s
3 <sup>e</sup> arrêt AVUM	1 h 10 min 34,3 s	1458 km	6,6 km/s
Injection sur la deuxième orbite visée			
Séparation ALMASat-1 et CubeSat	1 h 10 min 35,3 s	1458 km	6,6 km/s
Fin de la mission	1 h 21 min 0,3 s	1344 km	6,7 km/s

## 2.5 Réseau de télémétrie au sol

Acronyme	Station de télémétrie	Implantation
KAG	Kourou Acquisition Galliot	Guyane française
SNA	Station Navalisée Ariane	Océan atlantique
SMA	Santa Maria	Açores, Portugal
SVB	Svalbard	Iles Svalbard, Norvège
JEU	Jeju	Corée du Sud
APE	Perth	Australie
MGS	McMurdo	Antarctique

### 3 LE PROGRAMME VEGA

#### 3.1 Vega et le marché des petites missions

Les progrès en matière de miniaturisation des composants et l'introduction de la démarche visant à faire « plus vite, mieux, moins cher » (*faster, better, cheaper*) pour réduire les coûts et les délais de développement ont conduit, à la fin des années 1990, les agences spatiales à réaliser de petits satellites. L'Europe s'est elle aussi engagée dans la réalisation d'une nouvelle famille de missions, les missions d'exploration de la Terre (quatre lancements depuis 2005).

Parallèlement, les satellites commerciaux de télécommunications ont poursuivi leur croissance en taille et en masse, ce qui a conduit le lanceur Ariane à offrir des performances accrues en termes de capacité de charge utile, surdimensionnées par rapport à des petites missions scientifiques et d'observation de la Terre.

Dans les années qui ont suivi l'effondrement de l'Union soviétique, de nombreux missiles balistiques retirés du service sont devenus disponibles et, après remise en état, ont été convertis en lanceurs de petits satellites à bas prix, du type Rockot et Dniepr. Pendant des années, du fait de la disponibilité de ces lanceurs bon marché, aucune solution de lancement compétitive n'a été développée pour ce segment du marché et certains systèmes de lancement américains se sont même trouvés écartés du marché international.

L'époque de la conversion des missiles en lanceurs touche néanmoins à sa fin ; en effet, les stocks s'épuisent et les coûts de maintien ou de remise en état des anciens missiles pour les rendre aptes au vol sont en augmentation.

Afin de maintenir un accès indépendant et compétitif à l'espace pour cette nouvelle gamme de missions, dont l'importance stratégique va s'accroître dans un avenir proche avec l'arrivée de nouvelles familles de satellites comme les Sentinelles, il est apparu essentiel que l'ESA développe son propre système de lancement de petits satellites.

Le lanceur Vega est par conséquent conçu pour fournir une capacité de lancement fiable, flexible, d'une bonne disponibilité et d'une bonne facilité de maintenance sur ce segment du marché. Une fois Vega qualifié, son exploitation commerciale sera assurée par Arianespace sur les marchés européen et international où, grâce à ses avantages concurrentiels, le lanceur sera en bonne position par rapport aux systèmes rivaux vieillissants.

Vega est en outre conçu comme un système évolutif, qui pourra donc ultérieurement être adapté pour répondre à de nouvelles demandes.

Le premier contrat commercial de lancement Vega a été signé le 14 décembre 2011 par l'ESA et Arianespace, pour la mise sur orbite de deux satellites Sentinelles et la préparation du vol suborbital du démonstrateur IXV.



## 3.2 Historique et financement

L'origine du programme Vega remonte aux années 1967-1988, période pendant laquelle l'Italie a exploité sa plate-forme San Marco, ancrée au large du Kenya, pour le tir du lanceur américain Scout, en coopération avec la NASA.

En 1977, l'Université de Rome a commencé à étudier des solutions techniques visant à améliorer le lanceur Scout. A la fin des années 1980, le prédécesseur d'Avio, BPD, a étudié la réalisation d'un lanceur Scout 2 utilisant les propulseurs d'appoint à poudre (PAP) d'Ariane 3 sur un Scout G1.

En 1992, au moment de la fermeture de la ligne de production du Scout aux États-Unis, le projet s'est poursuivi sous le nom de San Marco Scout à un niveau exclusivement italien et sous la direction de l'ASI et d'Avio ; il reposait sur une nouvelle série de moteurs à propergol solide Zefiro. Le projet a ensuite été renommé Vega (*Vettore Europeo di Generazione Avanzata* ou vecteur européen de génération avancée) à la mi-1993, lorsque l'ESA et ses partenaires industriels ont engagé l'étude de concepts de divers lanceurs susceptibles de compléter Ariane-5.

La première décision en vue de l'eupéanisation de Vega a été prise en juin 1998 par le Conseil de l'ESA réuni à Bruxelles au niveau des délégués. La décision définitive d'engager les activités de développement a été prise lors de la réunion du Conseil directeur des programmes de lanceurs de l'ESA tenue les 27 et 28 novembre 2000 ; le programme a débuté officiellement le 15 décembre 2000, lorsque sept États se sont engagés à le financer.

Plusieurs configurations du lanceur ont été étudiées au cours des activités préparatoires qui se sont achevées en février 2003, lorsque le contrat de développement et de qualification du lanceur a été signé par l'ESA et ELV SpA. Le contrat relatif au développement et à la qualification du segment sol a été signé en 2005 par l'ESA et Vitrociset.

### Contributions au développement de Vega et du P80FW

Belgique	6,9%
France	25,3%
Italie	58,4%
Pays-Bas	3,2%
Espagne	4,6%
Suède	0,6%
Suisse	1,0%
Total	100%

Le programme Vega est géré, sous la responsabilité de l'ESA, par une équipe de programme intégrée basée à l'ESRIN, le centre de l'ESA situé à Frascati, près de Rome. Des membres du personnel de l'ESA, du CNES et de l'ASI font partie de cette équipe, qui reçoit un soutien technique de l'ESTEC, le centre technique de l'ESA, ainsi que de la Direction des Lanceurs (DLA) du CNES.

L'équipe industrielle en charge du lanceur est dirigée par ELV SpA, co-entreprise créée par Avio (70%) et l'ASI (30%). L'équipe industrielle en charge du segment sol est dirigée par Vitrociset.

Dans le cadre du programme Vega, le projet de développement du P80FW a été dirigé par une équipe conjointe ESA/CNES/ASI, actuellement basée à Paris, le maître d'œuvre étant Avio et le programme étant délégué à Europropulsion.

Au total, le développement de Vega aura coûté environ 710 millions d'euros financés par les contributions de l'ESA, Avio ayant consenti un investissement industriel direct d'environ 76 millions d'euros pour le développement du P80FW.

### 3.3 Calendrier des activités de développement

<b>1998</b>	
22 juin	Premier essai à feu au sol du Z16 (succès)
24 juin	Le Conseil de l'ESA approuve le programme Vega.
<b>1999</b>	
17 juin	Deuxième essai à feu au sol du Z16 (succès)
<b>2000</b>	
19 décembre	Approbation du financement de Vega
<b>2001</b>	
21 février	L'ASI et Fiat Avio créent ELV.
<b>2002</b>	
Juin	Revue de conception préliminaire du lanceur
<b>2003</b>	
25 février	L'ESA attribue un contrat à ELV pour les activités de développement et de qualification du lanceur.
<b>2004</b>	
20 octobre	Début des travaux de remise en état de l'ELA-1 pour en faire la ZLV
<b>2005</b>	
20 décembre	Premier essai à feu au sol du Z9 (succès)
<b>2006</b>	
23 mai	Revue de conception système du segment sol
26 juin	Premier essai à feu au sol du Z23 (succès)
30 novembre	Premier essai à feu au sol du P80FW (succès)
Décembre	Revue critique de conception
<b>2007</b>	
28 mars	Deuxième essai à feu au sol du Z9 (défaillance tuyère)
4 décembre	Deuxième essai à feu au sol du P80FW (succès)
Décembre	Qualification de la coiffe
<b>2008</b>	
27 mars	Deuxième essai à feu au sol du Z23 (succès)
23 octobre	Premier essai à feu au sol du Z9A (succès)
Décembre	Qualification de l'étage Z23
<b>2009</b>	
28 avril	Deuxième essai à feu au sol du Z9A (succès)
<b>2010</b>	
Février	Qualification de l'étage AVUM (structure et propulsion)
Avril	Qualification de l'adaptateur de charge utile
25 mai	Essai à feu au sol VERTA du Z9A (succès)
Juillet	Début de la campagne d'essais combinés du système lanceur
Novembre	Qualification de l'étage Z9A
<b>2011</b>	
11 février	Fin de l'intégration sur le pas de tir de la maquette fonctionnelle du lanceur
Avril	Répétition à sec
30 septembre	Revue de qualification technique du segment sol
3-7 octobre	Revue d'aptitude opérationnelle du système de lancement
13-14 octobre	Revue d'aptitude au vol
7 novembre	Début de la campagne de lancement VV01
<b>2012</b>	
13 février	Vol de qualification



### 3.4 Le programme VERTA

Le Programme d'accompagnement de recherche et technologie Vega (VERTA) a été approuvé en décembre 2005 par le Conseil de l'ESA réuni à Berlin au niveau des ministres. Ce programme axé sur trois volets d'activités vise à soutenir et à mener à bon terme l'exploitation initiale du système de lancement Vega.

Il couvre tout d'abord l'approvisionnement de cinq lancements de Vega pour le compte de l'ESA, de façon à s'assurer que la phase d'exploitation initiale repose sur une cadence de lancements d'au moins deux vols par an.

Le calendrier actuel prévoit le lancement d'une série de petites charges utiles scientifiques et technologiques et du satellite de télédétection Proba V début 2013, du satellite ADM-Aeolus d'étude de l'atmosphère fin 2013, du démonstrateur scientifique LISA Pathfinder en 2014 et du démonstrateur de rentrée du véhicule expérimental intermédiaire (IXV) début 2014. Une occasion de vol est disponible à bord du cinquième lancement. Les contrats relatifs à la production de ces cinq lanceurs ont été signés en 2010.

En second lieu, VERTA couvre le développement de matériels et de services complémentaires, parmi lesquels une capacité de lancement de charges utiles multiples et de nouveaux adaptateurs de charge utile répondant aux besoins des marchés visés par Vega.

Enfin, VERTA offre un cadre permettant de tester la conformité des composants produits et de qualifier de nouvelles technologies afin de prévenir les obsolescences. Dans ce contexte, VERTA est l'équivalent du programme ARTA 5 (Programme d'Accompagnement de Recherche et Technologie Ariane) mis en place pour Ariane-5.

A ce titre, VERTA inclut des essais à feu au sol des moteurs à propergol solide de Vega, ainsi que des prélèvements sur la production et des essais réguliers. Ces activités ont commencé en 2006 et ont contribué, grâce à des essais et à des analyses supplémentaires, à consolider la qualification au sol du lanceur Vega.

VERTA est financé par des contributions des pays participant au programme de développement Vega (Belgique, Espagne, France, Italie, Pays-Bas, Suède et Suisse) ; son enveloppe budgétaire est de 400 millions d'euros pour les cinq vols et les activités d'accompagnement jusqu'en 2014.

#### Contributions à VERTA

Belgique	5,6%
France	24,1%
Italie	57,8%
Pays-Bas	2,5%
Espagne	7,7%
Suède	0,7%
Suisse	1,6%
Total	100%

### 3.5 Les partenaires et leurs rôles respectifs

#### ESA

Comme dans le cadre de tous ses autres programmes, l'Agence spatiale européenne est responsable de la mise en œuvre du programme ainsi que de sa gestion technique et financière. L'ESA s'appuie sur ses 30 années d'expérience pour assurer son rôle de supervision technique. Les décisions officielles prises par l'ESA et les États participants permettent à Vega d'intégrer la flotte de lanceurs spatiaux de l'Europe et d'accéder sur la durée au marché institutionnel. L'ESA dirige l'équipe intégrée chargée du programme Vega et possède les installations de la zone de lancement Vega (ZLV).

#### ASI

L'Italie fournit plus de 50% du financement total du programme Vega, aussi l'Agence spatiale italienne (ASI) joue-t-elle un rôle important dans la gestion du programme via l'équipe Vega intégrée basée à l'ESRIN, centre de l'ESA situé à Frascati, près de Rome. L'ASI détient 30% d'ELV SpA.

#### CNES

L'Agence spatiale française, le CNES, a dirigé l'équipe projet responsable du développement du P80FW. Elle participe également à l'équipe de programme intégrée à l'ESRIN et fournit un soutien technique pour le développement du lanceur et du segment sol. Le CNES a en outre été très impliqué dans la campagne d'essais combinés puisqu'il a réalisé les essais. Les équipes du CNES participent également à la campagne de lancement en soutien de l'équipe projet intégrée Vega.

#### Arianespace

Comme c'est déjà le cas pour Ariane et Soyouz, Arianespace détient les droits exclusifs de commercialisation et de vente des services de lancement Vega. Une fois Vega qualifié, l'exploitation du lanceur relèvera de la responsabilité d'Arianespace. Les équipes d'Arianespace ont apporté un soutien au développement et à la qualification du lanceur et sont étroitement associées à la campagne de lancement.

#### ELV

La société ELV SpA, créée en 2001 pour gérer le développement et la production de Vega, est responsable de l'architecture industrielle. ELV est chargée de la fourniture et de l'intégration des lanceurs Vega. En tant que maître d'œuvre industriel, ELV est en charge de la recette des éléments du lanceur et de l'intégration de ce dernier sur le site de lancement. En tant qu'autorité de conception du lanceur, ELV participe également aux opérations finales de préparation et de lancement.

#### Avio

Maître d'œuvre des trois étages à propergol solide de Vega et responsable de l'intégration de l'AVUM, Avio est le principal partenaire industriel du programme Vega. Il détient également 70% d'ELV SpA.

#### Vitrociset

Au titre d'un contrat conclu avec l'ESA, Vitrociset assure la maîtrise d'œuvre du segment sol de Vega.