



Satellites
Space Transportation
Services

KOUROU
Août 2007

ARIANE 5

Données relatives au Vol 177 par S. Rouchon et S. Leboucher



MAÎTRE D'ŒUVRE ET INTÉGRATEUR D'ARIANE 5

© Astrium Space Transportation 2007 - Photos : 2006 ESA - CNES - ARIANESPACE / photo Service Optique Vidéo CSC

SPACEWAY 3



HUGHES



BSAT-3A



BSAT

All the space you need



Vol 177

Ariane 5 – Satellites : SPACEWAY 3 & BSAT-3A

Sommaire

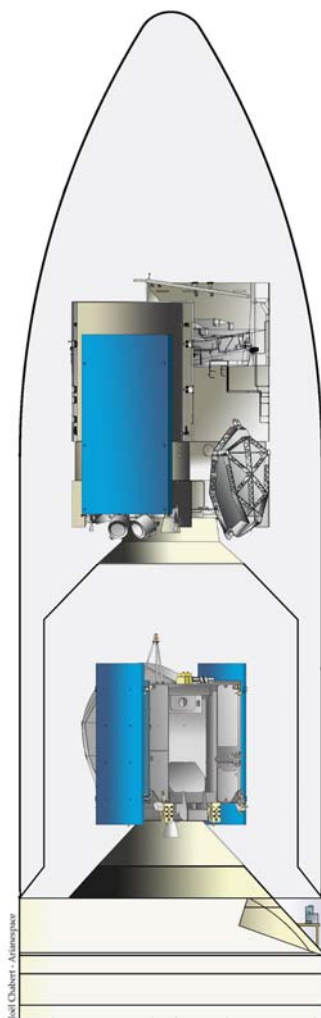
1. Introduction.....	3
2. Le lanceur L537.....	4
3. La mission V177.....	10
4. Les charges utiles	17
5. La campagne de lancement.....	23
6. La fenêtre de lancement.....	26
7. La chronologie finale	27
8. Le séquentiel de vol	31
9. Astrium et les programmes Ariane.....	33

1. Introduction

Vol 177 est le 33^{ème} lancement Ariane 5 et le troisième lancement de l'année 2007. C'est un lanceur de type **ARIANE 5 ECA** (Evolution Cryotechnique type **A**), le plus puissant de la gamme ARIANE 5.

Le vol 177 est la 29^{ème} mission commerciale du lanceur Ariane 5. Le lanceur 537, 29^{ème} lanceur de production, est le huitième du lot **PA** de 30 lanceurs pour lequel **ASTRIUM** est désormais Maître d'œuvre de la production. Ce lanceur est donc le huitième lanceur complet livré à **Arianespace**, intégré et contrôlé sous la responsabilité d'**ASTRIUM** au Bâtiment d'Intégration Lanceur (BIL).

Dans une configuration lancement double avec SYLDA5 famille A (d'une hauteur de 6,4 m) sous coiffe longue (d'une hauteur totale de 17 m), il emporte les satellites de télécommunications américain **SPACEWAY 3** en position haute et japonais **BSAT-3A** en position basse.



Placé sous la coiffe longue de : **OERLIKON SPACE**

SPACEWAY 3 construit par : **BOEING SSI**

est sanglé sur un adaptateur **PAS1663S** de : **SAAB SPACE**

placé à l'intérieur du **SYLDA 5 A** de : **ASTRIUM ST**

BSAT-3A construit par **LOCKHEED MARTIN CSS**

est sanglé sur un adaptateur **1194V5** de : **EADS-CASA**

La conduite des opérations au Bâtiment d'Assemblage Final (BAF) – où sont mis en place les satellites - et des opérations de lancement depuis le pas de tir dédié à ARIANE5 (ELA3) est assurée par **Arianespace**.

2. Le lanceur L537

Description du lanceur

Il est constitué d'un composite supérieur fixé sur l'EPC, comprenant :

- l'Etage à ergols cryotechniques **ESCA**,
- la **Case** à équipements,
- le **Cône 3936**,
- la structure porteuse de charges utiles **SYLDA 5**,
- la **Coiffe**,

et d'un composite inférieur comprenant :

- l'Etage Principal Cryotechnique **EPC (H175)**, équipé du moteur Vulcain 2,
- deux Etages d'Accélération à Poudre **EAP (P240)**, soutenant le corps central



L'Etage Principal Cryotechnique de type C :

Haut de plus de 30 mètres, avec un diamètre de 5,4 m et une masse à vide de seulement 14,1 t, l'EPC est essentiellement constitué de :

- un grand réservoir en alliage d'aluminium,
- un bâti moteur transmettant la poussée du moteur à l'étage,

une jupe avant assurant la liaison avec le composite supérieur et transmettant la poussée des deux étages à poudre.



Capacité du sous-système Hélium liquide

Par rapport à la version Ariane 5 générique de l'étage, les principales évolutions concernent l'intégration du moteur Vulcain 2 (dont la poussée est supérieure de 20% à celle du Vulcain 1) accompagnée d'un abaissement du fond commun du réservoir et d'un renforcement des structures jupe avant et bâti moteur. Comme pour les lanceurs A5ECA depuis L521 (vol 164), le Vulcain 2 a été modifié principalement au niveau du divergent (raccourci et renforcé) et de son système de refroidissement (dump-cooling).

Le réservoir est doté de deux compartiments contenant les 175 tonnes d'ergols (environ 25 t d'hydrogène liquide et 149,5 t d'oxygène liquide). Son moteur, le Vulcain 2, délivre une poussée de l'ordre de 136 t ; il est articulé pour le pilotage, suivant deux axes au moyen du Groupe d'Activation Moteur (G.A.M). Sa mise à feu est faite au sol, ce qui permet un contrôle de 'bon fonctionnement moteur' pour autoriser le décollage.

L'étage fonctionne de façon continue pendant environ 540 s et fournit l'essentiel de l'énergie cinétique nécessaire à la mise en orbite des charges utiles

L'étage assure également le contrôle en roulis du lanceur pendant la phase propulsée par l'intermédiaire du SCR (Système de Contrôle en Roulis).

A son extinction, vers 176 km d'altitude pour cette mission, l'étage se désolidarise du composite supérieur et retombe dans l'océan Atlantique.

Les Etages d'Accélération à Poudre de type B :

Hauts de plus de 31 mètres, avec un diamètre de 3 m, une masse à vide de 38 t chacun, contenant chacun 240 t de propergol solide, ils sont essentiellement constitués de :

- une enveloppe de 7 viroles d'acier,
- une tuyère à butée flexible (de rapport de détente $\Sigma = 11$), orientable au moyen d'un Groupe d'Activation Tuyère (G.A.T.),
- le propergol réparti en 3 segments.

Matériel exposé au Bourget en 2001



Les EAP sont mis à feu 6,05 s après le début de la séquence d'allumage du moteur Vulcain, soit 7,05 s par rapport à H0 ; ils délivrent une poussée variable dans le temps (environ 600 t au décollage, soit plus de 90 % de la poussée totale du lanceur au décollage; la valeur maximale en vol est de l'ordre de 650 t). Leur combustion dure environ 140 s, ils sont ensuite séparés de l'EPC par découpe pyrotechnique et retombent en mer.

Par rapport à la version Ariane 5 générique de l'étage, les évolutions principales concernent la suppression d'une bouteille GAT, le sur-chargement du segment S1 augmentant la poussée au décollage et l'utilisation d'une tuyère allégée. *Ce lancement voit la troisième utilisation – après L534/V174 et L536/V176 – de MPS à viroles soudées (allègement d'environ 1,8 t de la structure).*

Pour cette mission, les deux EAP sont équipés d'un kit qui permettra de les récupérer après fonctionnement puis de les expertiser.

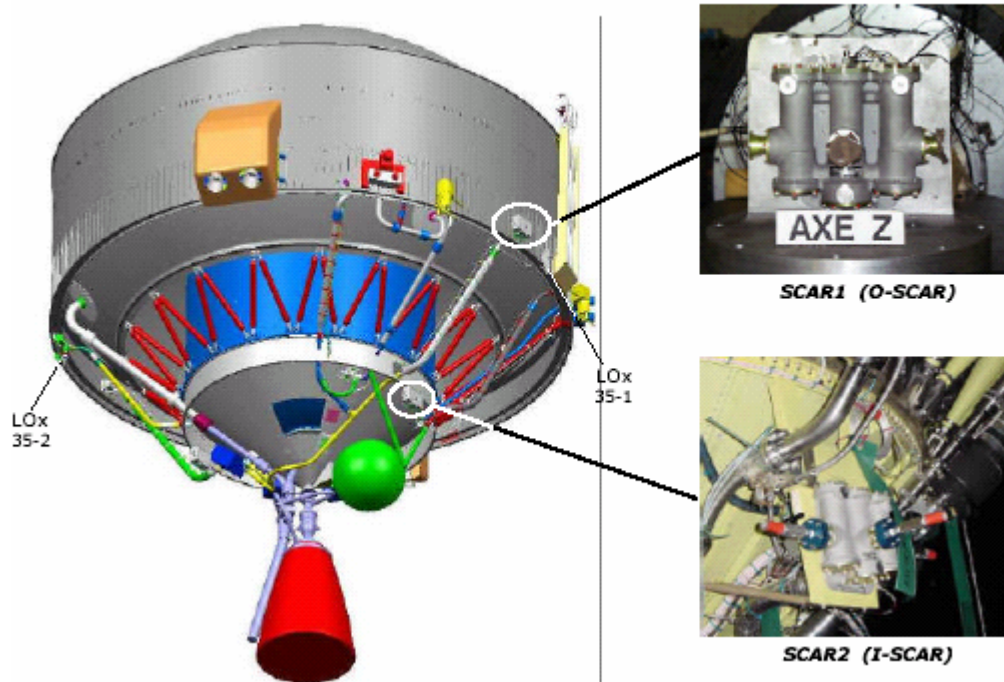
L'Étage Supérieur Cryotechnique de type A :

Le 3^{ème} étage ESCA a été développé pour la version A5ECA du lanceur Ariane 5 Plus, autour du moteur HM7B repris du 3^{ème} étage Ariane 4.

Il est constitué de :

- deux réservoirs contenant 14,7 t d'ergols (hydrogène et d'oxygène liquide),
- du moteur **HM7B**, dont la durée de fonctionnement est d'environ 940 s, qui délivre une poussée dans le vide de 6,5 t ; sa tuyère est articulée suivant deux axes pour permettre le pilotage.

Sur cette mission, l' **ESCA** ne comporte qu'une seule sphère Hélium pour les besoins de pressurisation des réservoirs de l'étage et de commande des électrovannes.

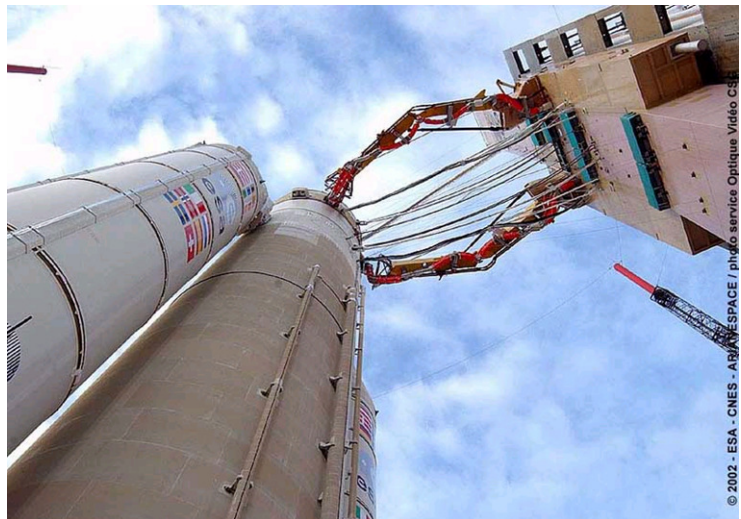


La mission de l'**ESCA** est d'apporter le complément d'énergie nécessaire à la satellisation des charges utiles sur l'orbite visée. L'étage assure également par l'intermédiaire du **SCAR** (Système de Contrôle d'Attitude et de Roulis) le contrôle en roulis du composite supérieur pendant la phase propulsée et son orientation au profit des charges utiles avant leur séparation durant la phase balistique.



Le bâti-moteur de l'ESC-A

Le premier bâti-moteur de l'ESCA totalement aménagé a été livré le 13 février 2002 à la société Astrium GmbH basée à Brême
© EADS ST



Lanceur Ariane 5 ECA en transfert vers le pas de tir ZL3 au moment de la RSL

© Ds23230ESA/ARIANESPACE/Service optique CSG

La Case à Equipements de type C :

Elle est constituée d'une structure cylindrique en carbone située au-dessus de l'**ESCA**, et abritant une partie des équipements électriques nécessaires à la mission (2 calculateurs, 2 centrales inertielles, électroniques séquentielles, alimentations électriques, unités centrales pour la télémessure,...).

Case du vol 175
Photo : K. Baintinger (BIL)



La Coiffe :

De forme ogivale, elle assure la protection des charges utiles pendant le vol atmosphérique (acoustique au décollage et transsonique, flux aérothermiques).

*Pour cette mission, c'est une **coiffe longue**, d'une **hauteur de 17 m** et d'un **diamètre de 5,4 m** qui sera utilisée.*

Elle est constituée de deux demi coiffes formées à partir de 10 panneaux. Ces panneaux ont une structure sandwich avec une âme en « NIDA » d'aluminium perforé et expansé, et recouvert de peaux en fibre de carbone/résine.

La séparation de la coiffe est assurée par le fonctionnement de deux dispositifs pyrotechniques, l'un horizontal (HSS), l'autre vertical (VSS), ce dernier communiquant aux deux demi coiffes l'impulsion nécessaire à leur dégagement latéral.

Depuis Vol 534, la coiffe est revêtue d'une nouvelle FAP plus légère (Fairing Acoustic Protection)



Le SYLDA 5 (SYstème de Lancement Double Ariane 5) :

Ce système permet l'emport d'une seconde charge utile principale à l'intérieur d'un des trois modèles de coiffe. Il existe 6 versions de cette structure interne de diamètre 4,6 m. Les hauteurs de ces structures varient entre 4,6 m et 6,4 m (échelonnées tous les 0,3 m) pour des volumes utiles allant de 50 m³ à 65 m³.

Pour cette mission, c'est un SYLDA 'A' d'une hauteur de 6,40 m qui sera utilisé.

(photo EADS-Astrium : SYLDA 24A de vol)



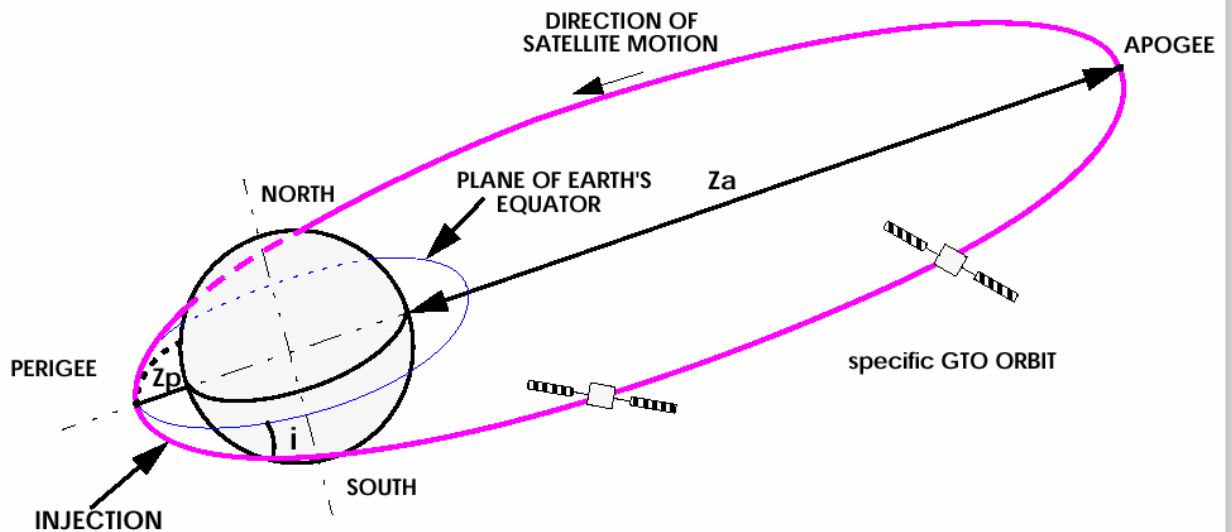
3. La mission V177

La mission Charge Utile

La mission principale du vol 177 est d'injecter sur une orbite GTO quasi-standard les charges utiles commerciales **SPACEWAY 3** et **BSAT-3A** :

Altitude de l'apogée	35 786km
Altitude du périégée	250km
Inclinaison	2,0°
Argument du périégée	178°
Longitude du nœud ascendant	-117,965°(*)

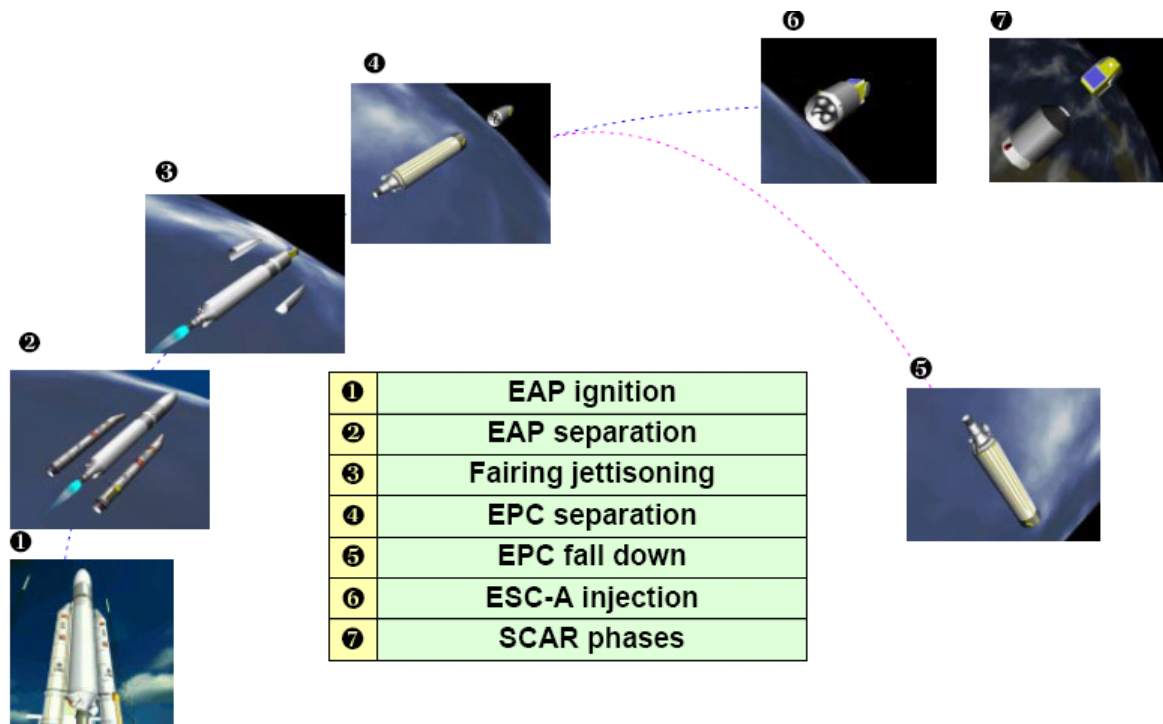
(*) par rapport à un axe fixe, figé à $H_0 - 3s$ et passant par le pas de tir ELA3 à Kourou



La masse de **SPACEWAY 3** est de **6 075 kg** et celle de **BSAT-3A** est de **1 980 kg**.

Compte tenu des masses des adaptateurs, du **SYLDA 5**, ceci conduit à une performance totale de **8 824 kg** demandée au lanceur sur l'orbite décrite ci-dessus, en deçà de la performance maximale offerte sur la version ESCA (9 500 kg) .

Description des différentes phases du vol



La référence des temps étant H_0 (1 s avant la date d'ouverture de la vanne hydrogène de la chambre du moteur Vulcain de l'EPC), l'allumage du Vulcain est effectué à $H_0 + 2,7s$, la vérification de son bon fonctionnement autorise la mise à feu des deux Etages d'Accélération à Poudre (EAP) (à $H_0 + 7,05s$) qui entraîne le décollage du lanceur.

La masse au décollage est d'environ 776,6 tonnes et la poussée initiale de 13 100 kN (dont 90% communiqués par les EAP).

Après une montée verticale de 5 secondes, pour se dégager de l'ELA3, en particulier des pylônes anti-foudre, le lanceur effectue un **basculement** dans le plan de la trajectoire, puis 5 secondes plus tard une **manœuvre en roulis** pour placer le plan des EAP perpendiculairement à celui de la trajectoire. *L'azimut de tir pour cette mission est de 93° par rapport au Nord.*

Le vol «EAP» se poursuit à **incidence nulle** durant toute la phase atmosphérique, jusqu'à la séparation des EAP.

Les manœuvres ont pour but :

- *d'optimiser la trajectoire pour maximiser la performance,*
- *d'assurer un bilan de liaison radioélectrique satisfaisant avec les stations au sol,*
- *de respecter les contraintes liées aux charges admissibles en vol par les structures et le pilotage.*

L'enclenchement de la séquence de séparation des EAP s'effectue sur **détection** d'un **seuil d'accélération** lors de la chute de poussée des propulseurs à poudre. La séparation effective s'exécute dans la seconde qui suit cet événement.

Cet instant est référencé H_1 . Il intervient à environ $H_0 + 137,9s$, l'altitude atteinte alors est de 65,3 km, la vitesse relative est de 1 970 m/s.

Pour la poursuite du vol (vol «EPC») le lanceur suit une loi d'attitude commandée en temps réel par l'ordinateur de bord sur information de la centrale de navigation, qui optimise la trajectoire en minimisant le temps de combustion donc la consommation d'ergols.

La **coiffe** est larguée pendant le vol « EPC » dès que les flux aérothermiques sont suffisamment faibles pour être supportés par la charge utile haute. Pour cette mission, le largage coiffe intervient vers 188 s, à une altitude de 104,8 km.

Le **vol guidé EPC** vise une **orbite prédéterminée**, fixée par les objectifs de performances et la nécessité de maîtriser la retombée de l'**EPC** dans l'Atlantique.

L'arrêt du moteur Vulcain est commandé lorsque les caractéristiques de l'orbite atteinte sont :

Altitude de l'apogée	175,9 km
Altitude du périégée	-1073,6 km
Inclinaison	5,87°
Argument du périégée	-40,93 °
Longitude du nœud ascendant	-121,68 °

Cet instant est référencé **H₂**. Il intervient à $H_0 + 538,9$ s.

L'Etage Principal Cryotechnique (EPC) retombe naturellement après sa séparation, dans l'océan Atlantique. Sa rupture intervient entre 80 et 60 km d'altitude sous les charges dues à la rentrée atmosphérique.

Pour éviter une explosion de l'étage due à l'échauffement de l'hydrogène résiduel, il faut dépressuriser l'étage, c'est la **passivation**. Ceci est fait au moyen d'une tuyère latérale du réservoir hydrogène, tuyère actionnée par un relais retard initié à la séparation de l'EPC.

Cette poussée latérale permet en outre de mettre l'étage en rotation, donc de limiter les dispersions à la rentrée.

La rentrée de l'Etage Principal Cryotechnique (EPC) se fait avec un angle de **-2,7°**, et la longitude du point d'impact est de **3,95° W**.

La **phase de vol** propulsé « **ESCA** » qui suit, dure un peu plus de 15 minutes. Elle se termine sur ordre du calculateur de bord quand il estime, à partir des calculs élaborés sur la base des informations de la centrale inertielle, que l'**orbite visée** est atteinte.

Cet instant est référencé **H₃**. Il intervient à $H_0 + 1492,7$ s

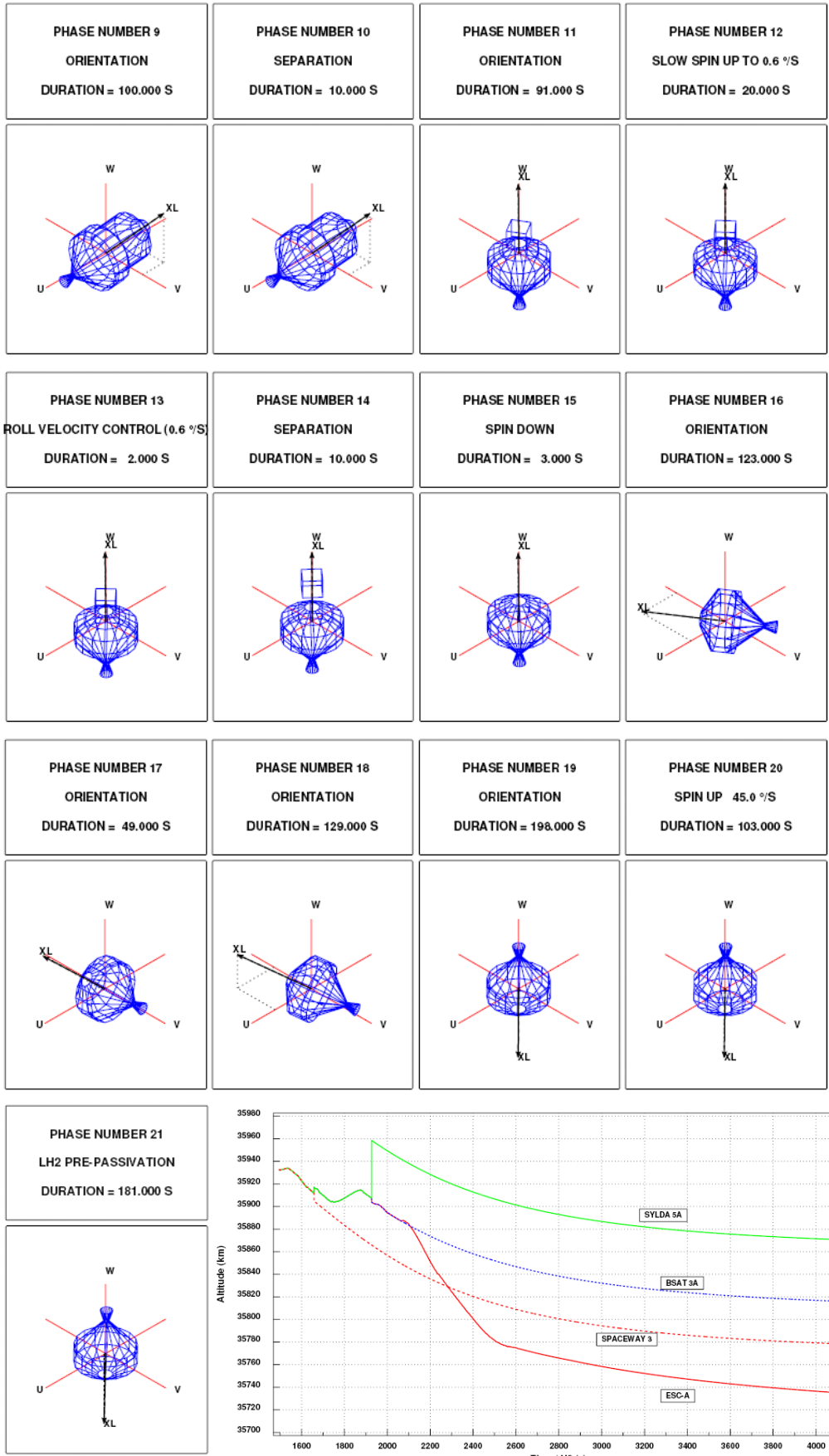
La **phase balistique** qui suit, a pour objectifs d'assurer :

- le pointage du composite supérieur dans les directions requises par **SPACEWAY 3**, et **BSAT-3A** ainsi que dans la direction déterminée pour le **SYLDA**,
- la stabilisation 3 axes du lanceur avant la séparation de **SPACEWAY 3**,
- la stabilisation 3 axes du lanceur avant séparation du **SYLDA**,
- la stabilisation 3 axes et la mise en spin avant la séparation de **BSAT-3A**,
- les séparations de **SPACEWAY 3**, du **SYLDA** et de **BSAT-3A**
- la mise en spin finale du composite à $45^\circ/s$,
- la passivation du réservoir pressurisé LOX puis celle du réservoir LH2 de l'ESCA précédée d'une phase de pré-passivation par ouverture simultanée des 8 tuyères SCAR,

tout en gérant à court et moyen termes l'espacement des corps en orbite

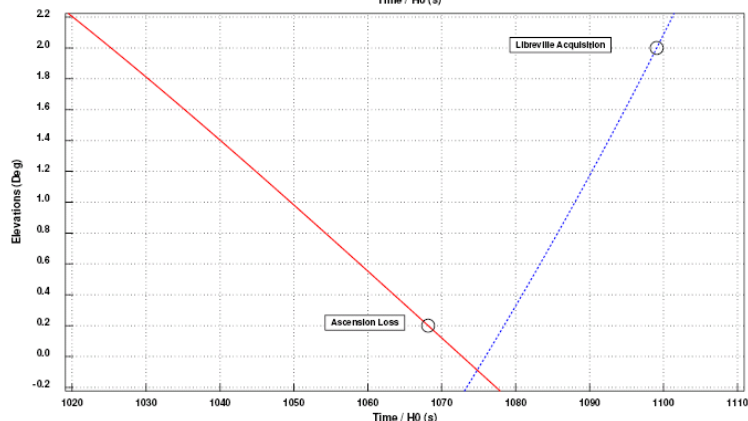
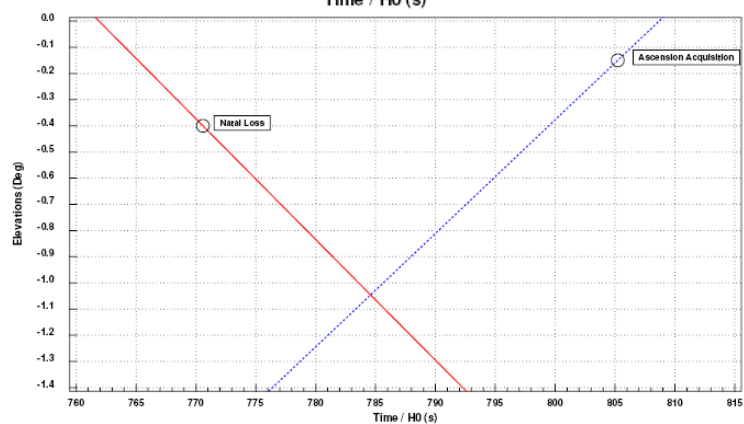
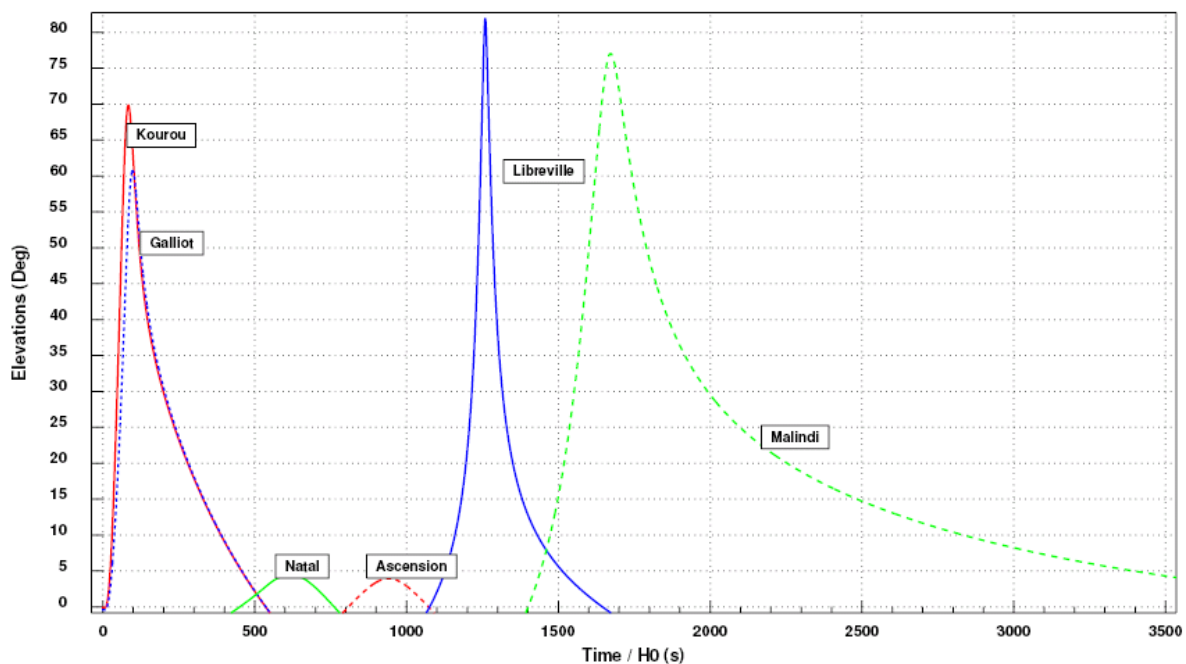
La **phase balistique** de cette mission se décompose en 21 phases élémentaires, présentées ci-après. On notera la séparation de **SPACEWAY 3** phase 6, celle du **SYLDA** phase 10 et celle de **BSAT-3A** phase 14.

<p>PHASE NUMBER 1</p> <p>TRANSVERSE VELOCITY CONTROL</p> <p>DURATION = 3.000 S</p>	<p>PHASE NUMBER 2</p> <p>SPIN DOWN</p> <p>DURATION = 0.500 S</p>	<p>PHASE NUMBER 3</p> <p>ORIENTATION</p> <p>DURATION = 156.000 S</p>	<p>PHASE NUMBER 4</p> <p>ROLL VELOCITY CONTROL</p> <p>DURATION = 2.000 S</p>
<p>PHASE NUMBER 5</p> <p>STAND BY</p> <p>DURATION = 0.600 S</p>	<p>PHASE NUMBER 6</p> <p>SEPARATION</p> <p>DURATION = 10.000 S</p>	<p>PHASE NUMBER 7</p> <p>TRANSVERSE VELOCITY CONTROL</p> <p>DURATION = 4.000 S</p>	<p>PHASE NUMBER 8</p> <p>ORIENTATION</p> <p>DURATION = 153.000 S</p>



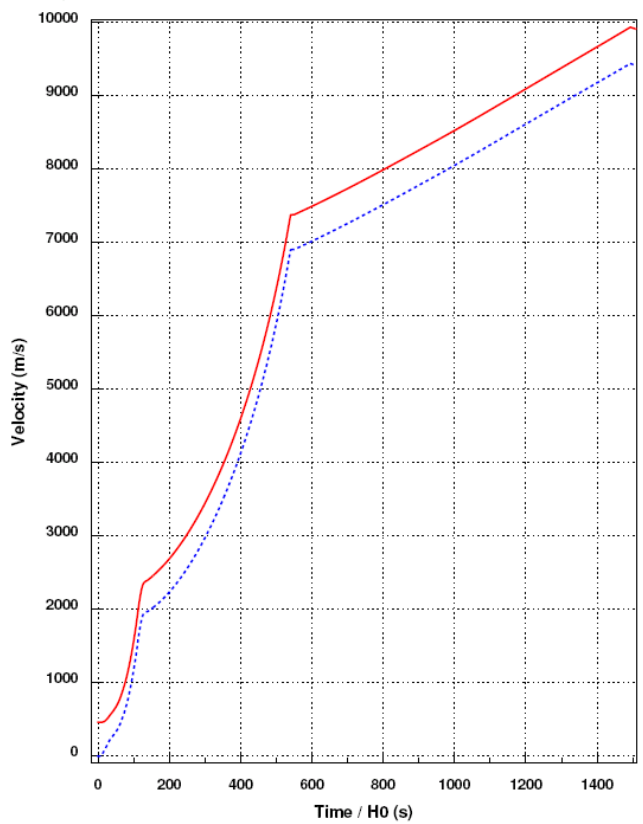
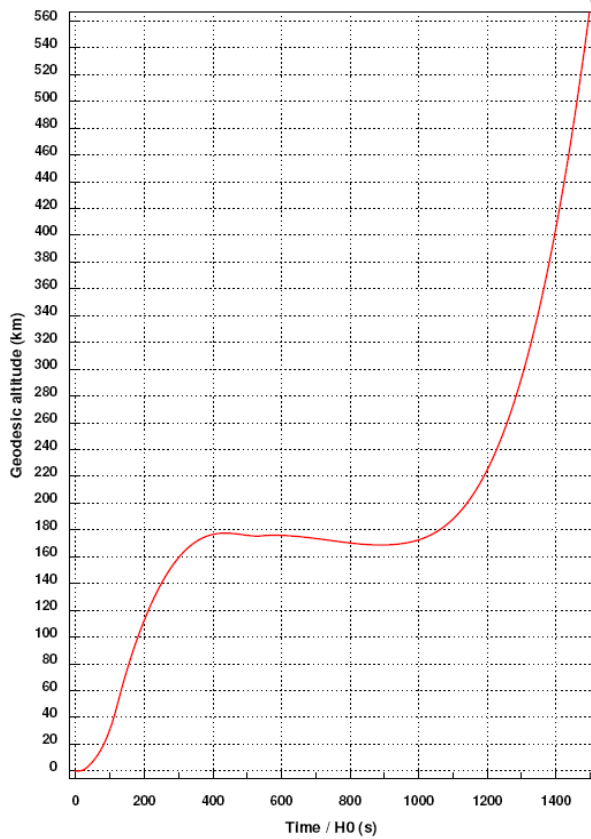
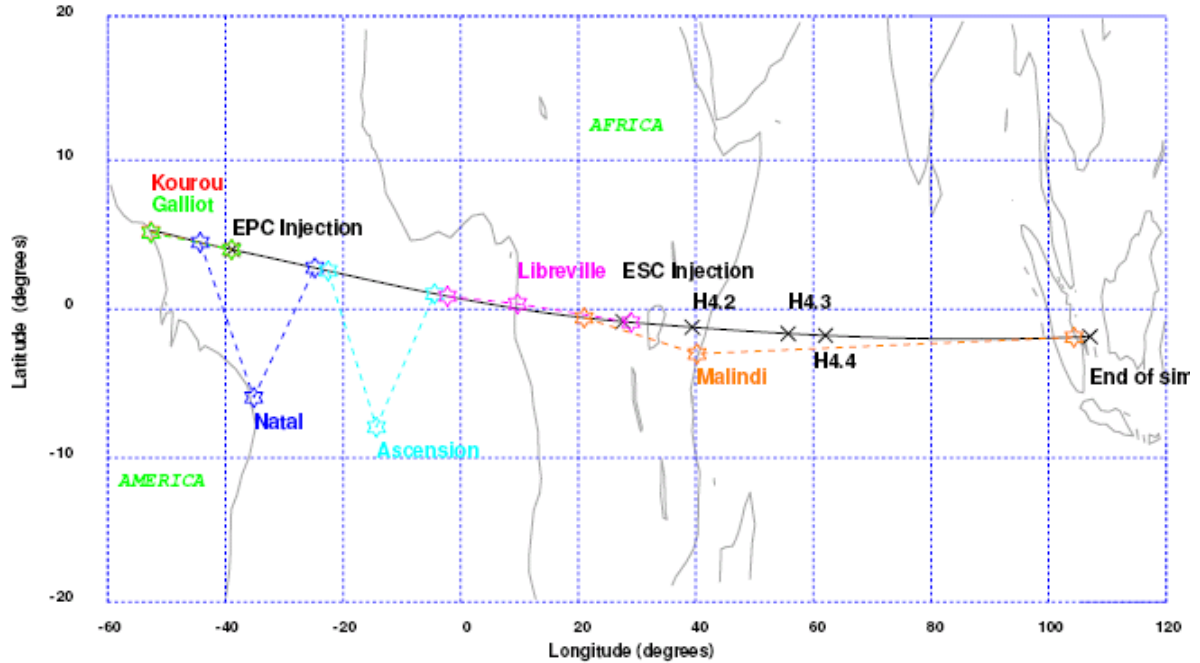
Le **suivi radar** pendant la mission est assuré par les stations de Kourou, Galliot, Natal, Ascension, Libreville et Malindi.

On notera qu'on a relâché la contraintes de visibilité entre Natal et Ascension ainsi qu'entre Ascension et Libreville. La trajectoire présente donc deux "trous de visibilité" (voir planches ci-dessous). Le lanceur est équipé d'une mémoire de masse UCTM-D, qui enregistre les paramètres bord pendant l'absence de visibilité et les restitue en visibilité d'une station.



Les planches suivantes présentent :

- la situation des principaux événements du vol,
- l'évolution de l'altitude du lanceur pendant le vol propulsé



4. Les charges utiles

SPACEWAY 3

Le Programme et la Mission



HUGHES[®]

Le satellite **SPACEWAY 3** a été conçu par la société **BOEING Satellite Systems**, pour le compte de la Société américaine **Hughes Network Systems, LLC**, basée à Germantown (Maryland).

Le satellite est réalisé sur le site d' El Segundo en Californie

SPACEWAY 3 est un satellite de télécommunications en bande Ka, élément d'un nouveau réseau satellitaire à large bande qui fournira des services multimédia sur toute l'Amérique du Nord.

Sa conception novatrice intègre des systèmes de commutation embarqués et multi-faisceaux offrant des services à la demande, tels que des moyens montant et descendant de communication à haut débit pour des applications comme Internet et multimédia.

Sa capacité est 5 à 8 fois supérieure à celle des satellites d'aujourd'hui. Il peut être interconnectés avec une grande variété de terminaux terrestres comme des réseaux locaux ou privés et même des ordinateurs personnels à travers tous les Etats-Unis. Grâce à des processeurs digitaux embarqués et une nouvelle technologie des antennes, les utilisateurs pourront communiquer directement entre eux sans passer par un faisceau centralisateur.



Le satellite **SPACEWAY 3** est basé sur la plate-forme **BSS702-2000**.

* Dimensions	<ul style="list-style-type: none"> • 5,1 x 3,2 x 3,4 mètres • envergure en orbite 40,9 m (panneaux solaires déployés)
* Masse	<ul style="list-style-type: none"> • au décollage 6 075 kg • sèche 3 655 kg
* Puissance	<ul style="list-style-type: none"> • 15,9 kW (12,8 kW en fin de vie) • batteries à cellule NiH_2 • puissance de la charge utile 1,35 kW
* Propulsion	<ul style="list-style-type: none"> • moteur d'apogée à ergols bi-liquides (MMH & NTO) • moteur de contrôle d'attitude à propulsion ionique (Xénon)
* Stabilisation	<ul style="list-style-type: none"> • spin autour de l'axe Xs de 2°/s à la séparation lanceur/satellite (grâce au système de séparation) et en orbite de transfert • stabilisation 3-axes (par roues à réaction) en orbite géostationnaire
* Capacité de transmission	<ul style="list-style-type: none"> • 38 répéteurs en bande Ka
* Position orbitale	<ul style="list-style-type: none"> • 95° Ouest
* Stations sol	<ul style="list-style-type: none"> • les 50 états américains (USA continental + Alaska + Hawaï + différents points en Amérique latine)
La durée de vie attendue est supérieure à 12 ans	

La mise à poste sera effectuée à l'aide d'un moteur d'apogée bi-ergols liquide. Les opérations de maintien à poste (Nord/Sud) seront assurées par le système **de propulsion ionique XIPS**. Toutefois ce mode de contrôle est redondé par un système de propulsion bi-liquide. Les opérations de maintien à poste (Est/Ouest) seront assurées par un système de propulsion bi-liquide.

Le système à propulsion ionique au Xénon, ou XIPS, est l'aboutissement de 40 ans de recherches dans l'utilisation de la propulsion électrique comme alternative à la traditionnelle propulsion chimique. Déjà disponible sur la plate-forme BS 601 HP, l'efficacité accrue avec ce XIPS permet un emport de masse de propergols réduit jusqu'à 90% pour un satellite devant opérer pendant 12 à 15 ans.

Le système embarqué XIPS est utilisé en premier lieu pour le maintien en orbite. De toutes petites poussées sont nécessaires pour corriger l'attraction de la gravitation solaire ou lunaire et pour repositionner le satellite sur sa propre orbite, à la bonne altitude. La durée de vie d'un satellite ainsi que sa masse à lancer sont ainsi déterminées par la quantité d'ergols à embarquer pour son système de poussée.

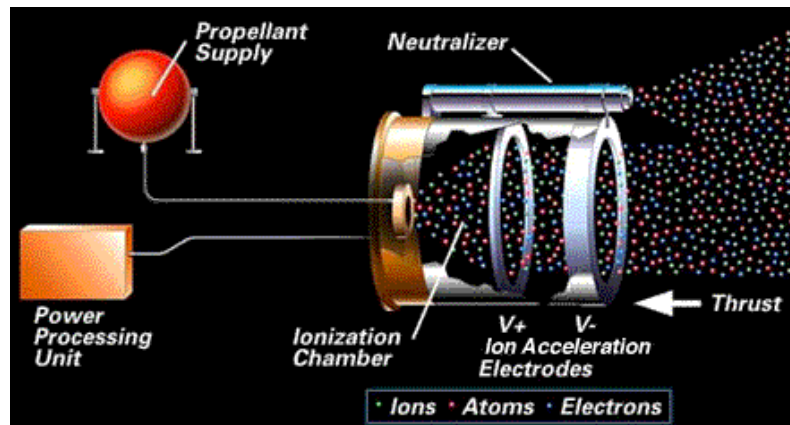


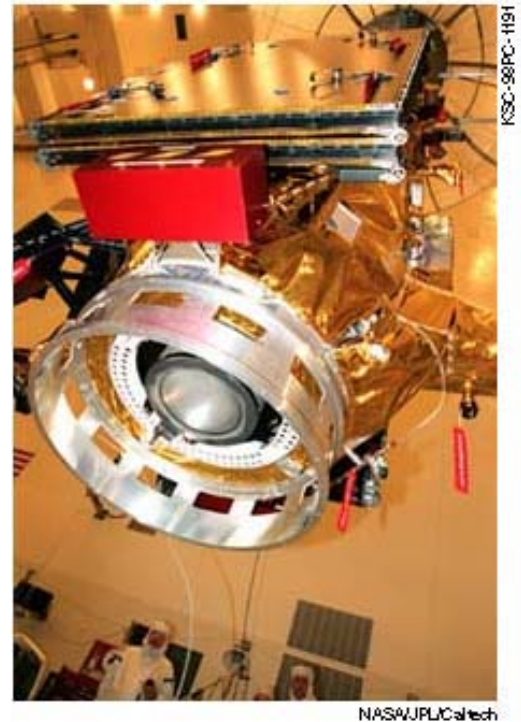
Schéma du moteur ionique

Un satellite équipé de XIPS utilise l'impulsion générée par une tuyère éjectant des particules chargées électriquement à très grandes vitesses. Le XIPS nécessite un seul ergol, le xénon. Le cœur du XIPS est une tuyère ionique. Deux autres unités clés comprennent un réservoir contenant du gaz xénon (inerte et non combustible), et un générateur de puissance.

La poussée est créée par l'accélération des ions positifs à travers un réseau de grilles d'électrodes à un bout de la chambre de combustion. Les électrodes, véritables extracteurs d'ions, créent plus de 3000 petits faisceaux de poussée. Les faisceaux sont empêchés d'être attirés électriquement en arrière de la tuyère par un système externe émetteur d'électrons appelé neutralisateur.

Les ions éjectés par le concept XIPS de Boeing (ex HUGHES) voyagent à une vitesse d'environ 30 km/s à travers un courant invisible, environ 10 fois celle d'un système à propulsion chimique ; ainsi parce que les tuyères ioniques fonctionnent à de très faibles niveaux de poussée, les perturbations d'attitude durant les activations tuyère sont ainsi réduites, simplifiant les tâches de maintien à poste.

Les tuyères à propergols chimiques en utilisation aujourd'hui sont limitées par la quantité d'énergie fournie durant le processus de combustion. Les tuyères ioniques sont dépendantes de la puissance électrique disponible. Plus de puissance signifie une vitesse ionique plus grande et une poussée plus élevée. Le système XIPS de la plate-forme BSS 702 utilise 4500 watts sur les 15 Kwatts délivrés par les panneaux solaires. Les opérations XIPS n'ont aucun effet sur les opérations de télémétrie et de transmission.



Vue d'un moteur ionique

Un satellite typique utilisera jusqu'à 4 tuyères XIPS (deux primaires, deux en redondance) pour le maintien à poste, tous connectés sur le même réservoir de xénon. Chaque système primaire sera activé ou désactivé par une alimentation dotée de moyens automatiques de surveillance et de diagnostic des opérations. En mode opérationnel normal, chaque tuyère ionique BSS 702 fonctionnera environ 30 minutes par jour.

Le satellite BSS 702 utilise sa capacité haute puissance pour tirer parti au maximum de la technologie XIPS, avec des tuyères récemment développées de 25 centimètres. Ces tuyères ont une impulsion spécifique (ISP) de 3800 s et délivrent une poussée de 165 milliNewtons. Le satellite fonctionne avec 4 tuyères de 25 cm et deux générateurs de puissance XIPS. Le BSS 702 utilise le XIPS pour le maintien orbital ainsi que le contrôle du moment cinétique du satellite. Le BSS 702 utilise seulement deux des quatre tuyères pour accomplir la totalité des manœuvres sur orbite. Ces fonctions sont exécutées en autonomie par des séries de quatre mise à feu journalières fournissant un contrôle très précis d'orbite : $\pm 0,005^\circ$ sur la position orbitale.

Le XIPS peut être également utilisé pour augmenter l'altitude de l'apogée de l'orbite de transfert : ceci permet de réduire la masse embarquée d'ergols chimiques. Les propergols chimiques sont utilisés pour placer le satellite sur une orbite de transfert elliptique supersynchrone, et les manœuvres pré-programmées du XIPS sont utilisées pour circulariser l'orbite et positionner le satellite sur son orbite finale.



Spaceway 3 sur son adaptateur

© 2007 - ESA, CNES, ARIANESPACE / photo Optique Vidéo du CSG

BSAT-3A



Le Programme et la Mission

BSAT-3A est un satellite de télécommunications construit par **Lockheed Martin Commercial Space System** dans son entité de Newtown (Pennsylvanie) sur la base d'une plate-forme **A2100-A** pour le compte la société **Japan Broadcasting Satellite Systems Corp. (BSAT)**.



BSAT-3A est le 6ème satellite confié par la société BSAT aux lanceurs ARIANE

La mission de **BSAT-3A** est de relayer des programmes de télévision numérique directe depuis des stations sols vers des terminaux de réception vidéo.

Dans ce cadre, il utilisera 8 transpondeurs (12 pour assurer la redondance).

Le satellite

Construit sur la base d'une plateforme **A2100-A**, les principales caractéristiques du satellite **BSAT-3A** sont rappelées dans le tableau suivant :

* Dimensions	<ul style="list-style-type: none"> • 3,8 x 1,9 x 1,9 mètres • 14,7 mètres (panneaux solaires déployés)
* Masse	<ul style="list-style-type: none"> • au décollage 1 967 kg • masse sèche 930 kg
* Puissance	<ul style="list-style-type: none"> • batteries : 38 cellules N_2H_2 • puissance de la charge utile : 1,84 kW
* Propulsion	<ul style="list-style-type: none"> • moteur d'apogée à ergols bi-liquides (NTO/N_2H_4) • mono ergol en orbite (hydrazine) • contrôle d'attitude : roues à réaction- Arcjets
* Stabilisation	<ul style="list-style-type: none"> • Spin lent (0,6°/s) à la séparation • Stabilisation 3 axes en orbite
* Capacité de transmission	<ul style="list-style-type: none"> • 12 canaux en bande Ku (8 fonctionnant simultanément)
* Position orbitale	<ul style="list-style-type: none"> • 110° longitude EST
* Couverture sol	<ul style="list-style-type: none"> • Japon
La durée de vie attendue est supérieure à 13 ans	



BSAT-3A en cours de remplissage des réservoirs

5. La campagne de lancement



Opération de sortie de dock d'intégration, de basculement et de mise en container de transport de l'Etage Cryotechnique Ariane 5 aux Mureaux

© EADS ST photo : Studio Bernot



Bâti moteur de vol Ariane 5 ESC-A à EADS-LV Les Mureaux avant son départ pour ASTRIUM Brême

© EADS ST photo : Studio Bernot

L'Etage Principal Cryotechnique (EPC) est chargé au Havre sur le Toucan direction la Guyane

© EADS ST photo : JL



Les principales étapes de la campagne du vol 177 sont résumées ci-après :

Déstockage et érection de l'étage EPC dans le Bâtiment d'Intégration Lanceur (BIL)	le 25 juin
Transfert des Etages d'Accélération à Poudre (EAP)	le 26 juin
Accostage de l'EPC sur les EAP	le 27 juin
Déstockage et érection de l'ESCA	le 3 juillet
Déstockage et érection de la Case Montage des ARF sur l'ESCA	le 4 juillet
Montage du cône 3936	le 5 juillet
Arrivée de SPACEWAY 3 en Guyane	le 10 juillet
Arrivée de BSAT-3A en Guyane	le 12 juillet
Contrôle de synthèse Lanceur	le 19 juillet
Réception lanceur par Arianespace	le 25 juillet
Transfert BIL ⇒ BAF	le 25 juillet
Remplissage SPACEWAY 3	du 24 au 26 juillet
Assemblage sur son adaptateur	le 30 juillet
Transfert au BAF	le 31 juillet
Assemblage sur le SYLDA 5	le 1 ^{er} août
Intégration coiffe sur SYLDA	le 2 août
Remplissage BSAT-3A	du 25 au 27 juillet
Intégration S/C sur adaptateur	le 1 ^{er} août
Transfert au BAF	le 2 août
Intégration S/C sur le lanceur	le 3 août
Intégration finale du composite haut	le 6 août
Répétition Générale	le 8 août
Armements lanceur	le 9 août
Revue d'Aptitude au Lancement	le 11 août
Transfert du lanceur du BAF vers la Zone de Lancement (ZL3)	le 13 août
Remplissage de la sphère Hélium de l'EPC	le 13 août
Chronologie finale de lancement	le 14 août

NOTA : Merci à Catherine Lemay pour sa participation à la finalisation du résumé de la campagne.



Kourou : transfert du lanceur du Bâtiment d'intégration Lanceur (BIL) au Bâtiment d'Assemblage Final, sans sa coiffe.
© ESA/ARIANESPACE/Service optique CSG

Kourou : érection de l'ESC-A dans le Bâtiment d'intégration Lanceur (BIL)
© ESA/ARIANESPACE/Service optique CSG

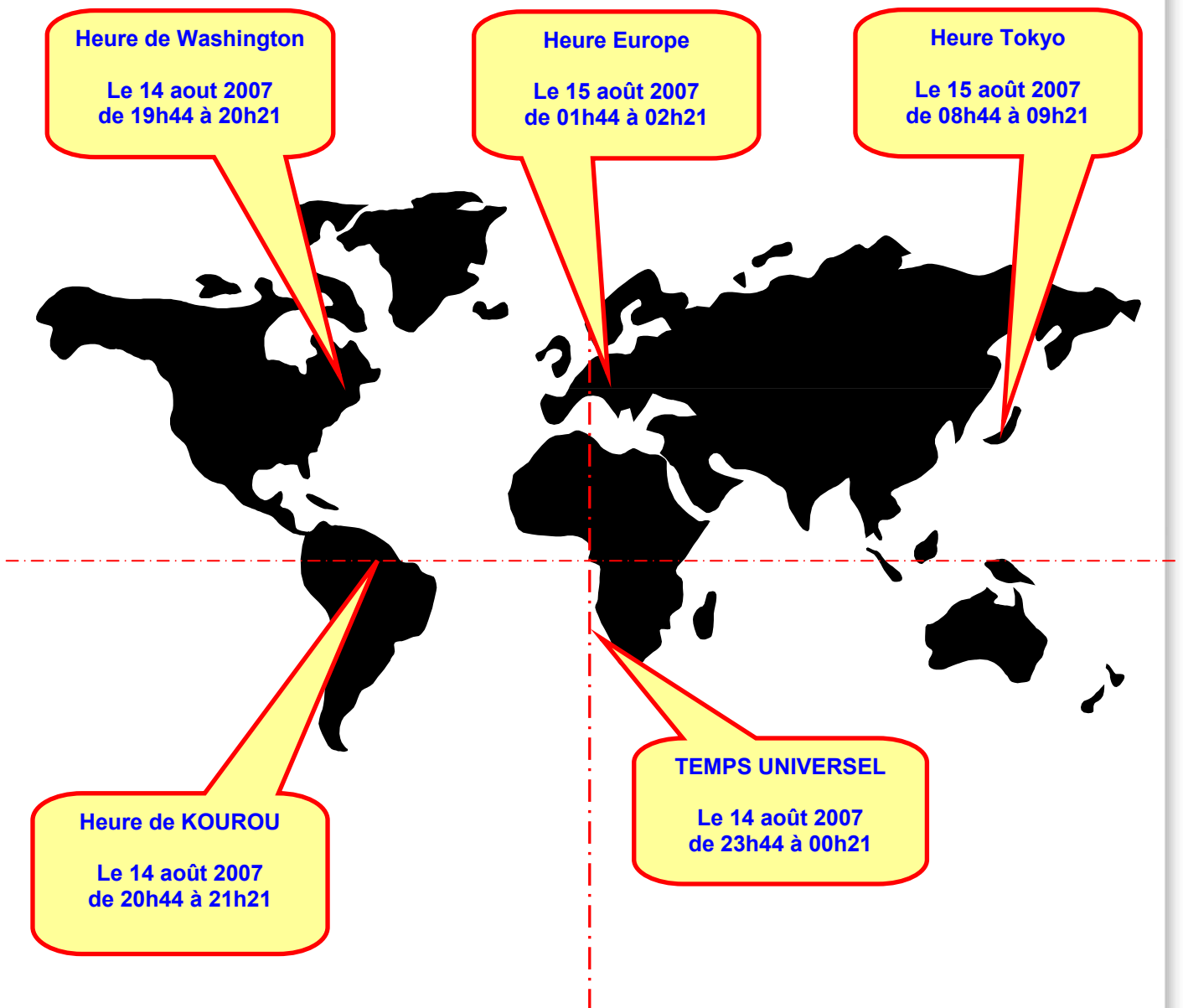
Kourou : transfert du Bâtiment d'Assemblage Final (BAF) en zone de lancement pour la Répétition de la Séquence de Lancement (RSL).
© ESA/ARIANESPACE/Service optique CSG



6. La fenêtre de lancement

Pour un lancement le **14 août 2006**, avec un H_0 à **23 h 44 mn** en T.U., la fermeture de la fenêtre intervient à **00 h 21 min** (T.U.).

La *fenêtre de lancement* a donc une durée totale de 37 minutes :



Rappelons que la fenêtre de lancement résulte d'un compromis entre les contraintes lanceur et les contraintes des charges utiles.

La fenêtre de lancement évolue très légèrement les jours suivants.

7. La chronologie finale

Sont rassemblées sous ce vocable toutes les opérations de préparation du lanceur, des satellites et de la base de lancement dont le bon déroulement autorise l'allumage du moteur Vulcain, puis des EAP à l'heure de lancement choisie, le plus tôt possible dans la fenêtre de lancement autorisée par les satellites. La chronologie se termine par une séquence synchronisée gérée par les calculateurs du banc de contrôle Ariane à partir de $H_0 - 7$ mn. Dans certains cas, une phase pré-séquence synchronisée peut être nécessaire pour optimiser les remplissages en Ergols de l'EPC (*). Si la durée d'un arrêt de chronologie détermine H_0 au-delà de la fenêtre de lancement, le lancement est reporté à J+1 ou J+2 suivant la cause du problème et la solution apportée.

$H_0 - 7h 30$	Contrôle des chaînes électriques Assainissements et mise en configuration de l' EPC et du Vulcain pour le remplissage et la mise en froid
$H_0 - 6h$	Préparation finale de la Zone de lancement : fermetures des portes, retrait des sécurités, mise en configuration de remplissage des circuits fluides Chargement du Programme de Vol Essais des liaisons hertziennes entre lanceur et BLA Alignement des centrales inertielles
$H_0 - 5h$	Evacuation de la zone de lancement Remplissage de l'EPC en quatre phases : pressurisation des stockages sol (durée ½ h) mise en froid des lignes sol (durée ½ h) remplissage des réservoirs de l'étage (durée 2 h) compléments de pleins (jusqu'à la séquence synchro)
$H_0 - 5h$	Pressurisation des systèmes de pilotage et de commande : (GAT pour les EAP et GAM pour l'EPC)
$H_0 - 4h$	Remplissage de l'ESCA en quatre phases : pressurisation des stockages sol (durée ½ h) mise en froid des lignes sol (durée ½ h) remplissage des réservoirs de l'étage (durée 1 h) compléments de pleins (jusqu'à la séquence synchro)
$H_0 - 3h$	Mise en froid du moteur Vulcain
$H_0 - 30mn$	Préparation de la Séquence Synchronisée
$H_0 - 7mn$	Début de la séquence synchronisée (*)

Pour une séquence standard, elle démarre à $H_0 - 7mn$ et regroupe l'ensemble des opérations lanceur conduisant au décollage. Pour le vol 173, par exemple, compte tenu du chargement LOX EPC requis pour les besoins de performances, la séquence synchronisée avait débuté à $H_0 - 12mn$.

La séquence synchronisée

Ces opérations sont pilotées par le Contrôle Commande Opérationnel (CCO) de l'ELA3 de façon entièrement automatique. Durant cette séquence tous les moyens participant au lancement sont synchronisés par le «temps décompte» distribué par le CSG.

Dans une première phase (jusqu'à $H_0 - 6s$) le lanceur est mis progressivement en configuration de vol par le calculateur appelé CCO (Contrôle Commande Opérationnel). Tout arrêt de séquence synchronisée ramène automatiquement le lanceur dans la configuration à $H_0 - 7 mn$.

Dans une deuxième phase (de $H_0 - 6s$ jusqu'à $H_0 - 3, 2s$) ou séquence irréversible, la séquence synchronisée n'est plus dépendante du temps décompte du CSG, elle fonctionne sur horloge interne.

La dernière phase est la phase d'allumage du lanceur. La séquence d'allumage est directement réalisée par l'OBC (ordinateur de bord). Les systèmes sol réalisent quelques actions en parallèle de la séquence d'allumage bord.

SYSTEMES FLUIDES	SYSTEMES ELECTRIQUES
<p>H₀ - 6mn 30s Arrêt des compléments de pleins (LOX et LH2) Compléments de pleins LOX et LH2 à la valeur vol Ouverture des vannes de sécurité des déluges de la table de lancement</p> <p>H₀ - 6 mn : Isolement sphère Hélium de l'ESCA</p> <p>H₀ - 4 mn Pressurisation vol des réservoirs de l' EPC Isolement des réservoirs et début de la purge des ombilicaux en interface sol / bord EPC Arrêt compléments plein LOX ESCA Passage en Pvol LOX ESCA</p> <p>H₀ - 3 mn 40 : arrêt compléments de plein LH2 ESCA</p> <p>H₀ - 3 mn10 : passage en Pvol du RLH2 ESCA</p> <p>H₀ - 2 mn : Ouverture des vannes d'alimentation du Vulcain 2 Fermeture des vannes sol de mise en froid du moteur</p> <p>H₀ - 1mn 5s Fin des pressurisations réservoirs de l'ESCA par le sol et début des contrôles d'étanchéité des plaques à clapets de l'ESCA</p> <p>H₀ - 30s Contrôle des purges des ombilicaux sol / bord Ouverture des vannes de refroidissement du guide jet EPC</p> <p>H₀ - 16,5 s Gonflage du système correcteur POGO Arrêt des ventilations POP Coiffe, POE case, EPC</p> <p>H₀ - 12 s Commande ouverture vannes déluge</p>	<p>H₀ - 6mn 30s Armement des barrières de sécurité des lignes pyrotechniques</p> <p>H₀ - 3 mn 30 : Calcul du H₀ sol et contrôle Passage du 2^{ème} OBC en mode observateur</p> <p>H₀ - 3 mn Chargement du H₀ dans les 2 OBC Contrôle du H₀ chargé par rapport au H₀ sol</p> <p>H₀ - 2 mn 30s : Arrêt réchauffage électrique piles EPC et Case, arrêt réchauffage électrique allumage Vulcain 2</p> <p>H₀ - 1 mn 50s : Pré-braquage de la tuyère du HM7B</p> <p>H₀ - 1mn 5s Commutation sol / bord de l'alimentation électrique du lanceur</p> <p>H₀ - 37s Démarrage de l'automatisme de la séquence d'allumage Démarrage des enregistreurs des mesures bord Armements des barrières de sécurité électriques des lignes pyrotechniques</p> <p>H₀ - 22s Activation des systèmes de pilotage des étages inférieurs du lanceur Autorisation de la prise de gérance par l'OBC</p>

SEQUENCE IRREVERSIBLE

H₀ - 6s

**Armement et allumage des AMEF destinés à brûler l'hydrogène qui s'écoulera lors de la mise en froid de la chambre au démarrage du Vulcain
Commande retrait plaques puis bras cryotechniques**

H₀ -5,5s

Commutation de la gérance du Bus de communication d'information au sol vers l'OBC

SEQUENCE d'ALLUMAGE

H₀ - 3s

**Vérification des états des calculateurs
Passage en «mode vol» des systèmes de référence inertiels
Activation de la pressurisation Hélium
Surveillance des pressions LOX et LH2
Activation des fonctions navigation, guidage, pilotage**

H₀ - 2,5s

Contrôle du braquage de la tuyère du HM7B

H₀ - 1,4s

Fermeture des vannes de purge moteur

H₀ - 0,2s

Vérification au plus tard par l'OBC de l'acquisition du compte rendu bras cryotechniques rétractés

H₀ → H₀ + 6,65s

**Allumage du moteur Vulcain et vérification de son bon fonctionnement
(H₀+1s correspond à l'ouverture de la vanne chambre hydrogène)**

H₀ + 6,9s

Fin du contrôle de bon fonctionnement du Vulcain

H₀ + 7,05s

Allumage des EAP

8. Le séquentiel vol

temps /H ₀ (s)	temps/H ₀ (mn)	événement	altitude (km)	masse (t)	Vrel (m/s)
----		Vol propulsé EAP - EPC			---
7,31	0 ' 07 "	Décollage	---	776,5	0
12,62	0 ' 13 "	Début de la manœuvre de basculement	0,09	749,1	38
17,05	0 ' 17 "	Début de la manœuvre de roulis	0,34	725,1	76
32,05	0 ' 32 "	Fin de la manœuvre de roulis	2,51	646,7	216
48,5	0 ' 48 "	Transsonique (Mach 1)	6,72	581,8	323
67,7	1 ' 08 "	Pdyn max.	13,5	504,0	517
110,6	1 ' 52 "	Passage à γ_{\max} (41,62 m/s ²)	39,7	312,2	1 533
137,9	2 ' 18 "	Passage à $\gamma = 6,15 \text{ m/s}^2$ H ₁	65,3	255,7	1 970
138,7	2 ' 19 "	Séparation EAP	65,9	177,8	1 972
----		Vol propulsé EPC			----
188,1	3 ' 08 "	Largage de la coiffe	104,8	159,6	2 175
437	7 ' 17 "	Acquisition Natal	177,6	78,5	4 759
538	8 ' 58 "	Extinction de l'EPC (H ₂)	175,6	47,0	6 876
545	9 ' 05 "	Séparation de l'EPC	175,7	28,0	6 902
----		Vol propulsé ESC-A			----
549	9 ' 09 "	Allumage de l'ESCA	175,8	28,0	6 904
770	12 ' 50 "	Perte Natal	171,0	24,7	7 450
805	13 ' 25 "	Acquisition Ascension	170,1	24,3	7 530
1 070	17 ' 50 "	Perte Ascension	180,1	20,5	8 219
1 100	18 ' 20 "	Acquisition Libreville	189,6	19,9	8 346
1 408	23 ' 28 "	Acquisition Malindi	413,6	15,4	9 192
1 493	24 ' 53 "	Extinction de l'ESCA (H ₃₋₁)	556,9	14,1	9 435

temps /H ₀ (s)	temps/H ₀ (mn)	événement		altitude (km)
----		Phase «balistique»		---
1 495	24 ' 55 "	Phases 1 / 2	Manœuvres de rattrapage en début de phase SCAR	567
1 498	24 ' 58 "	Phase 3	Orientation au profit de SPACEWAY 3	568
1 655	27 ' 35 "	Phase 4	Réduction de la vitesse de roulis	935
1 659	27 ' 39 "	Séparation de SPACEWAY 3 (H_{4,2})		944
1 668	27 ' 48 "	Phase 7	Réduction de la vitesse transverse	971
1 672	27 ' 52 "	Phases 8 / 9	Orientations au profit du SYLDA	982
1 926	32 ' 06 "	Séparation SYLDA (H_{4,3})		1 798
1 936	32 ' 16 "	Phase 10	Orientation au profit de BSAT-3A	1 834
2 027	33 ' 47 "	Phases 11 / 12	Mise en spin lent au profit de BSAT-3A	2172
2 050	34 ' 10 "	Séparation BSAT-3A (H_{4,4})		2 259
2 060	34 ' 20 "	Phase 14	Despin du composite	2 297
2 063	34 ' 23 "	Phase 15 à 18	Orientation ESCA pour mise en spin final	2 311
2 571	42 ' 51 "	Phase 19	Mise en spin à 45°/s	4 410
2 657	44 ' 17 "		Passivation réservoir Oxygène (claquage S34)	4 778
2 681	44 ' 41 "	Phase 20	Début de pré-passivation ESCA	4 880
2 852	47 ' 32 "		Passivation ESCA (claquage S37)	5 606

Remarque : Ce séquentiel de vol prévisionnel a été déterminé avec les dernières données lanceur disponibles pour la simulation finale et reste indicatif.

9. EADS ASTRIUM et les programmes ARIANE

La société **Astrium Space Transportation** est le spécialiste européen du transport spatial et des infrastructures orbitales. Elle conçoit, développe et produit les lanceurs de la famille Ariane, le laboratoire Columbus et le cargo spatial ATV pour la Station spatiale internationale, des véhicules de rentrée atmosphérique, des systèmes de missiles pour la force de dissuasion française, des systèmes propulsifs et des équipements spatiaux. **Astrium ST** est une division d'**EADS Astrium**.

EADS Astrium, filiale d'**EADS**, spécialisée dans les systèmes spatiaux civils et militaires, a réalisé en 2006 un chiffre d'affaires de 3,2 milliards d'euros avec 11.000 employés en France, en Allemagne, au Royaume-Uni et en Espagne et aux Pays-Bas.

Astrium possède un savoir-faire, unique en Europe, d'architecte industriel et de maître d'œuvre de grands programmes stratégiques et spatiaux. Ce rôle implique de réunir et de faire collaborer l'ensemble des expertises qui concourent à la conception, au développement et à la production de projets complexes.

Lors du Conseil Ministériel de l'**Agence Spatiale Européenne** du 27 mai 2003 a été actée une nouvelle résolution définissant une redistribution des responsabilités entre les différents acteurs du secteur des lanceurs, pour leur conception et leur développement jusqu'à leur fabrication, et qui structure désormais toutes les activités du programme Ariane au niveau industriel autour d'**Astrium** maître d'œuvre unique.

Astrium Space Transportation est donc désormais pour le lot de production **PA** maître d'œuvre unique du système Ariane 5. A ce titre, elle est responsable de la fourniture à Arianespace du lanceur complet et testé à Kourou et gère l'ensemble des contrats nécessaires à sa réalisation. La société fournit également l'ensemble des éléments d'Ariane 5, dont les étages fabriqués dans ses établissements des Mureaux (France), de Brème (Allemagne) et de Kourou (Guyane française), la case à équipements, le programme de vol ainsi que les multiples sous-ensembles.

Par ailleurs, **EADS Astrium** devient l'interlocuteur unique de l'**Agence Spatiale Européenne** pour les prochaines phases de développement du lanceur, remplissant dans ce domaine également le rôle de maître d'œuvre unique.

EADS Astrium possède en outre l'ensemble des expertises nécessaires pour assurer le contrôle d'un programme aussi complexe :

- la gestion du programme : management du risque, gestion de configuration, sûreté de fonctionnement, documentation
- la gestion technique : approbation de la définition et de la qualification des éléments du lanceur, contrôle de cohérence d'ensemble, gestion des interfaces
- l'ingénierie système : études d'ensemble (aérodynamiques, acoustiques, thermiques, structurales, mécanique de vol, guidage et pilotage, pogo), essais (acoustiques, thermiques, maquettes dynamiques et électriques).
- le programme de vol : conception, la qualification et développement des programmes de vol, qui sont spécifiques pour chaque mission
- l'assistance au client : rôle important dans le déroulement des campagnes de tir et assistance à Arianespace tout au long des opérations de lancement
- l'analyse de mission et l'analyse des données de vol après chaque lancement

EADS Astrium est responsable de l'ensemble des étages du lanceur Ariane 5 comprenant l'Etage Principal Cryotechnique (EPC), les Etages à Accélération à Poudre (EAP) et les différentes versions de l'étage supérieur.

L'EPC est intégré aux Mureaux dans un vaste complexe d'intégration, près de Paris. Ce site est situé près de Cryospace, un GIE AIR LIQUIDE – ASTRIUM qui réalise les réservoirs cryotechniques de l'EPC. A proximité se trouve également, l'Installation de Simulation Fonctionnelle, où **Astrium** a mis au point le système électrique et le logiciel du lanceur, ainsi que le système de guidage-pilotage et navigation.

Pour des raisons de sécurité, les Etages d'Accélération à Poudre (EAP) sont réalisés en Guyane française. Ces étages sont intégrés dans les bâtiments spécifiques du Centre spatial guyanais à partir du moteur MPS (livré par Europropulsion) et d'autres éléments (électriques, pyrotechniques, hydrauliques, système de parachutes, etc.) venant d'Europe. C'est la première fois qu'un élément majeur du lanceur est réalisé en Guyane française. Entre 1988 et 1996, une véritable chaîne d'assemblage et de lancement a été construite en Guyane française pour Ariane 5, comportant non seulement les usines et bâtiments nécessaires à la réalisation des EAP, mais également des installations pour l'assemblage de tous les éléments du lanceur venant d'Europe ainsi que les moyens nécessaires à la préparation des charges utiles.

Les différentes versions de l'étage supérieur d'Ariane 5 sont fabriquées sur le site **Astrium** de Brème, au nord de l'Allemagne. Aujourd'hui plus de cinq étages supérieurs peuvent être assemblés simultanément. Les établissements allemands d'Ottobrunn, près de Munich, et de Lampoldshausen, fournissent les chambres de combustion du moteur principal d'Ariane 5, le Vulcain, ainsi que le moteur Aestus pour les versions de base de l'étage supérieur.

EADS Astrium est enfin également responsable du **SY**stème de **L**ancement **D**ouble **A**riane**5** (Sylda5) qui est réalisé dans son établissement des Mureaux



Site d'Intégration de l'EPC aux Mureaux

Site internet EADS Astrium :
Site internet ARIANESPACE :

www.astrium.eads.net
www.arianespace.com