

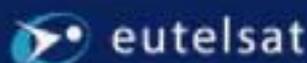
KOUROU
28 novembre 2002

Ariane 5

→ Données relatives au vol 157



HOTBIRD 7



STENTOR



ALCATEL
SPACE

REDACTEUR

P. LEROUX
Architecte Industriel
Ariane

THE INDUSTRIAL LEADER FOR SPACE TRANSPORTATION

EADS
LAUNCH
VEHICLES

Sommaire

1. INTRODUCTION	3
2. LE LANCEUR L517	4
3. LA CHARGE UTILE	12
4. LA CAMPAGNE DE LANCEMENT.....	20
5. LA FENETRE DE LANCEMENT.....	23
6. LA CHRONOLOGIE FINALE	24
7. LE SEQUENTIEL DE VOL.....	27
8. LE FUTUR.....	29
9. EADS LAUNCH VEHICLES ET LES PROGRAMMES ARIANE	31

1. INTRODUCTION

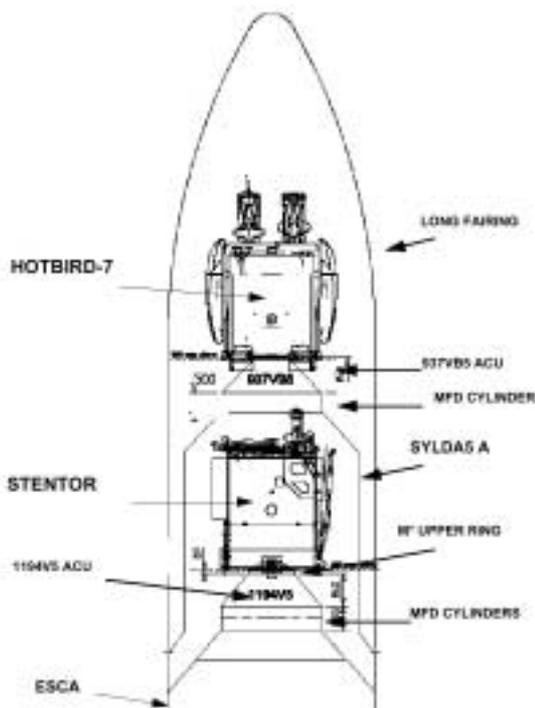
Vol 157 est le 1^{er} lancement Ariane 5 plus, le 14^{ème} lancement Ariane 5 et le 11^{ème} lancement Ariane de l'année 2002.

Le vol 157 est la 11^{ème} mission commerciale du lanceur Ariane 5. Le vol 157 est également le vol de qualification de la version A5ECA du lanceur Ariane 5 plus avec le troisième étage cryotechnique ESCA. A ces deux titres, il est effectué sous la direction d'Arianespace et du CNES.

Il survient après les vols de qualification conduits et réussis (V502 en octobre 97 et V503 en octobre 98) sous l'égide de l'ESA et du CNES, et après 10 vols commerciaux dont 9 réussites entre décembre 99 et août 2002 (Vol 510 s'étant soldé par la mise à poste sur une orbite dégradée des satellites Artémis et BSAT-2B en juillet 2001).

Le lanceur 517 est le 12^{ème} lanceur de production. Il est fabriqué, intégré et mis en œuvre sous la responsabilité d'Arianespace.

Dans une configuration lancement multicharge avec SYLDA5 'A' (allongé de 1 500 mm) sous coiffe longue, il emporte le satellite de télécommunications **HOTBIRD 7** en position haute, et le satellite de démonstration de nouvelles technologies pour les télécommunications **STENTOR** en position basse.



HOTBIRD 7, construit par : **ASTRIUM**

est placé sous la coiffe longue A5 de :

OERLIKON-CONTRAVES

sur un adaptateur **937VB5** de :

EADS-CASA

lui-même monté sur **1 MFD-A** (Modular Fitting Dummy de type **A**) de :

KAISER-THREDE

STENTOR construit par :

ASTRIUM & Alcatel Space Industries

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

ASTRIUM

sur un adaptateur **1194 V5** de :

EADS-CASA

lui-même monté sur **2 MFD-B** (Modular Fitting Dummy de type **B**) de :

KAISER-THREDE

HOTBIRD 7 appartient à une des sociétés figurant parmi les plus anciens et fidèles clients d'Ariane : **EUTELSAT**.

Les opérations d'intégration, de contrôle, de mise en œuvre, et de lancement sont conduites par la Direction des Opérations d'Arianespace. Le lancement est effectué de l'ELA3 (pas de tir dédié à Ariane 5).

2. LE LANCEUR L517

Description du lanceur

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

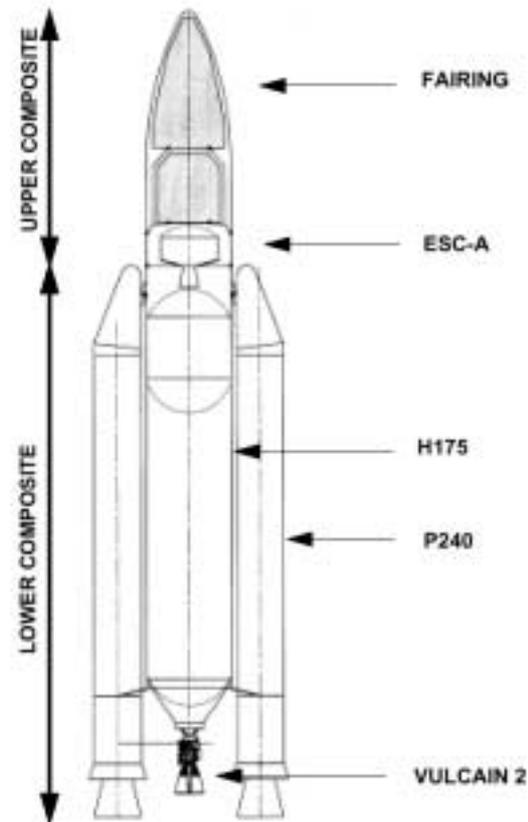
- l'Etage à ergols cryotechniques **ESCA**,
- la **Case** à équipements,
- le **cône 3936**,
- la structure porteuse de charges utiles **SYLDA 5**,
- la **Coiffe**.

et d'un composite inférieur comprenant :

- l'Etage Principal Cryotechnique **EPC (H175)**, équipé du nouveau moteur Vulcain 2,
- deux Etages d'Accélération à Poudre **EAP (P240)**, fixés latéralement à l'EPC.



Capacité du sous-système Hélium liquide



L'Etage Principal Cryotechnique :

Haut de plus de 30 mètres, avec un diamètre de 5.4 m et une masse à vide de seulement 14.2 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.

LE LANCEUR L517 (SUITE)

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) qui est accompagné d'un abaissement du fond commun du réservoir et d'un renforcement des structures jupe avant et bâti moteur.

Le réservoir est doté de deux compartiments contenant les 175 t d'ergols (environ 25 t d'hydrogène liquide et 150 t d'oxygène liquide). Son moteur, le Vulcain 2, délivre une poussée de l'ordre de 135 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 215 km d'altitude pour la mission 517, l'étage se désolidarise du composite supérieur et retombe en mer.

Les Etages d'Accélération à Poudre :

Hauts de plus de 31 mètres, avec un diamètre de 3 m, une masse à vide de 40 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.

Les EAP sont mis à feu 7.05 s après le Vulcain, ils délivrent une poussée variable dans le temps (environ 600 t au décollage, soit plus de 90 % de la poussée totale ; La valeur maximale en vol est de l'ordre de 650 t). Leur combustion dure environ 130 s, ils sont ensuite séparés de l'EPC par découpe pyrotechnique et retombent en mer. Pour la mission 517, les deux EAP sont équipés d'un kit qui permettra de les récupérer après fonctionnement puis de les expertiser.

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.

LE LANCEUR L517 (SUITE)

L'Etage Supérieur Cryotechnique de type A :

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

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 l'orientation des charges utiles pour leur séparation en phase balistique.

Il est constitué de :

- deux réservoirs contenant 14,6 t d'ergols (hydrogène et d'oxygène liquide),
- du moteur **HM7B**, dont la durée de fonctionnement est d'environ 950 s, qui délivre une poussée dans le vide de 6.5 t ; sa tuyère est articulée suivant deux axes pour permettre le pilotage.



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.
Copyright : EADS-LV.



Le lanceur 517 Ariane 5 « 10 tonnes » en transfert vers le pas de tir ZL3 au moment de la RSL
© Ds23230ESA/ARIANESPACE/Service optique CSG

La Case à Equipements :

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 OBC, 2 centrales inertielle nouvelle définition, électroniques séquentielles, alimentations électriques, TM avec UCTM-D, ...),

Pour information, la version Ariane 5 générique de l'étage comporte une structure métallique et intègre le Système de Contrôle d'Attitude.

LE LANCEUR L517 (SUITE)

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.

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

C'est l'une des 6 versions de cette structure interne de diamètre 4.6 m Les hauteurs de ces structures varient entre 4.9 m et 6.4 m (échelonnées tous les 0.3 m) pour des volumes utiles allant de 50 m³ à 65 m³. Ce système permet l'emport d'une seconde charge utile principale à l'intérieur d'un des trois modèles de coiffe.

*Pour cette mission, c'est un **SYLDA 'A'** d'une **hauteur de 6,4 m** qui sera utilisé.*

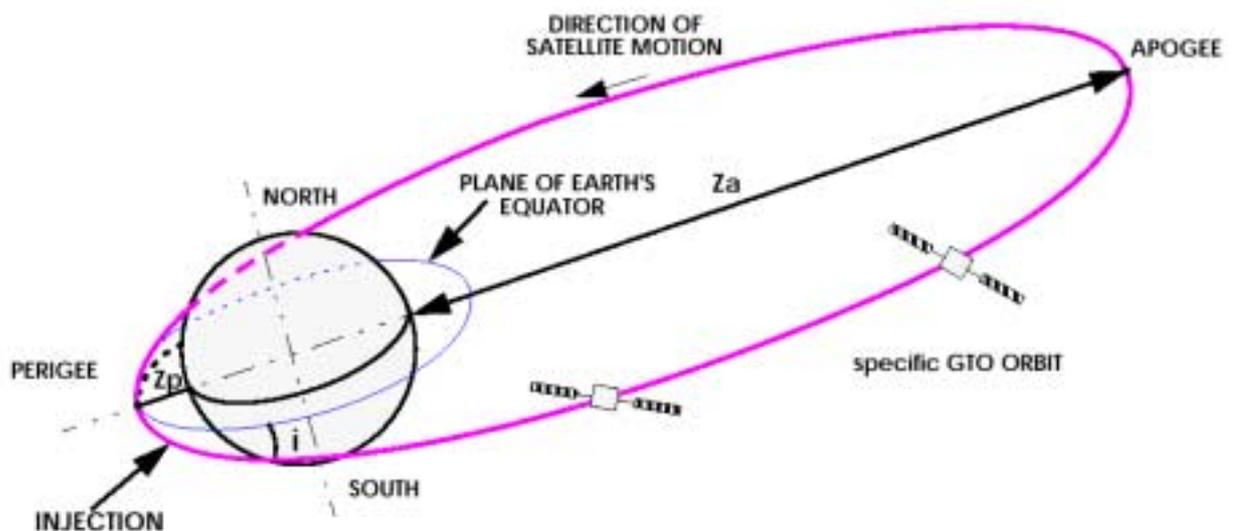
LE LANCEUR L517 (SUITE)

La mission

La mission principale du vol 157 est d'injecter sur une orbite GTO spécifique les charges utiles **HOTBIRD 7** et **STENTOR** :

Altitude de l'apogée	35786.	km
Altitude du périégée	250.	km
Inclinaison	4.	°
Argument du périégée	178.	°
Longitude du nœud ascendant	-124.5	°(*)

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



La masse de **HOTBIRD 7** est de 3 350 kg, la masse de **STENTOR** est de 2 230 kg ce qui, compte tenu des masses des adaptateurs, viroles, et Système de Lancement Double Ariane, correspond à une performance totale de **8 390 kg** demandée au lanceur sur l'orbite décrite ci-dessus.

LE LANCEUR L517 (SUITE)

Description des différentes phases du vol

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

La masse au décollage est d'environ 780 tonnes et la poussée initiale de 12800 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.

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 $H_0 + 137,8$ s, l'altitude atteinte alors est de 68,9 km, la vitesse relative est de 1921 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.*

LE LANCEUR L517 (SUITE)

Le **vol guidé EPC** vise une **orbite prédéterminée**, fixée par les impératifs de sauvegarde.

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

altitude de l'apogée	2147,0	km
altitude du périégée	-1321,9	km
inclinaison	6,796	°
argument du périégée	-39,397	°
longitude du nœud ascendant	-125,402	°

Cet instant est référencé H_2 .

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 fournies par la centrale inertielle, que l'**orbite visée** est atteinte.

Cet instant est référencé H_3 .

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

- le pointage du composite dans la direction requise par **HOTBIRD 7** puis dans celle requise par **STENTOR** (leurs orientations aux séparations sont liées à la position du Soleil pour leurs besoins satellites donc dépendant de l'heure de lancement),
- la stabilisation 3 axes du lanceur pour **HOTBIRD 7**,
- la mise en spin du lanceur pour **STENTOR** (à 4 °/s),
- les séparations de **HOTBIRD 7**, de **STENTOR** et du SYLDA,
- la passivation des réservoirs pressurisés LOX puis LH2 de l'ESCA,

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

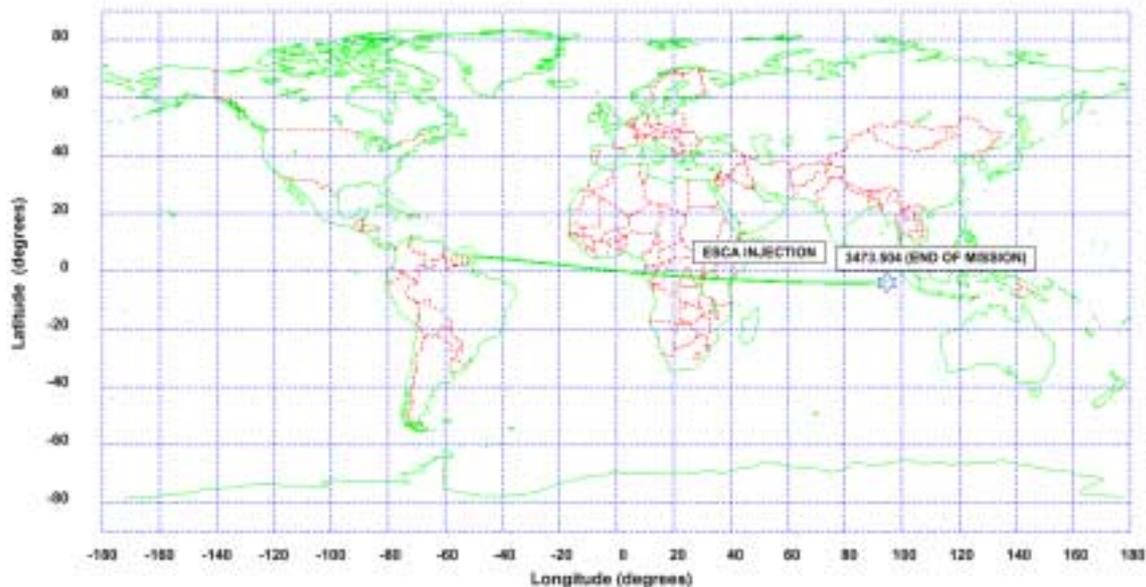
LE LANCEUR L517 (FIN)

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

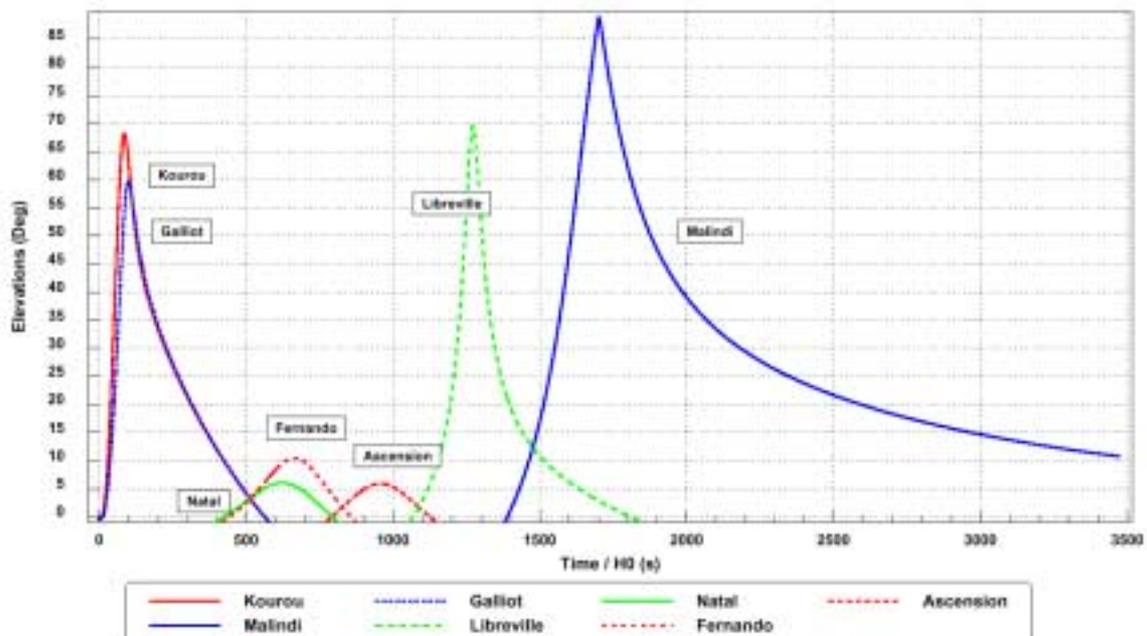
Pour éviter une explosion de l'étage due à l'échauffement de l'hydrogène résiduel, il faut dépressuriser l'étage, c'est la **passivation**. Ceci est fait au moyen d'une tuyère latérale du réservoir hydrogène, tuyère actionnée par un relais retard initié à la séparation de l'EPC.

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 $-3,92^\circ$, et la longitude du point d'impact est de $5,83^\circ$ W.



Le suivi radar pendant la mission est assuré par les stations de Kourou, Galliot, Natal, Ascension, Malindi (la visibilité pour la station de Fernando est donnée à titre indicatif dans la planche ci-dessous).



3. LA CHARGE UTILE

HOTBIRD 7

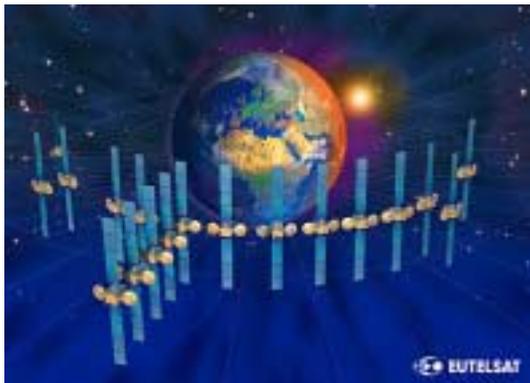


- Le Programme

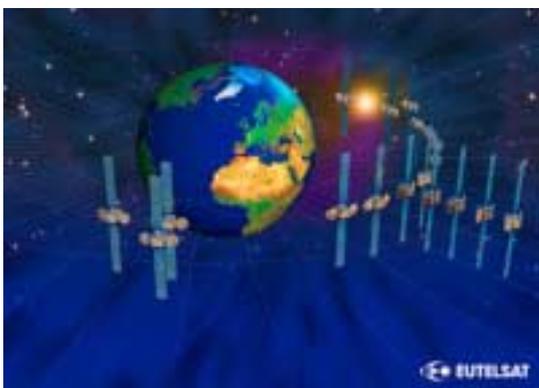
Ce satellite sera exploité par la société **EUTELSAT** qui l'a commandé à l'industriel **ASTRIUM** dans le but de fournir des services de télécommunications, et ce principalement entre les pays européens.

Par conception, ce satellite est compatible de plusieurs familles de lanceurs, en particulier, d'**Ariane 4 et 5** lancés de Kourou et d'**Atlas II** lancé de Cap Canaveral.

HOTBIRD 7 fait partie avec HOTBIRD 6 de la seconde génération des satellites HOTBIRD qui remplace progressivement la flotte déjà en orbite. **HOTBIRD 7** est amené en particulier, à remplacer HOTBIRD 3 et à offrir une possibilité de back up partiel pour HOTBIRD 2.



Couverture de l'Europe



Couverture de l'Amérique

HOTBIRD 7 doit ainsi venir grossir la flotte des satellites EUTELSAT, flotte qui est déjà une des plus importantes au monde, et dont les services desservent l'ensemble du globe.

D'autres satellites EUTELSAT sont en cours de fabrication ou sur le point d'être lancés :

e-BIRD, W5, W3A,
Expres AM1.

LA CHARGE UTILE (SUITE)

Ariane a déjà lancé de nombreux satellites pour **EUTELSAT** : la série inaugurée par le lancement de Eutelsat II F1 sur Ariane 4 Vol 38 le 30/08/90, s'est poursuivie par ceux des :

Eutelsat II F2 et F4	(sur A44L Vol 41 et Vol 51),
Hotbird I, 3 et 4	(sur A44LP Vol 71, A44LP Vol 99 et A42P Vol 106)
Telstar 12	(sur A44LP Vol 121)
W2 et W1	(sur A44L Vol 111 et A44P Vol 132)
Eurobird	(sur A5 Vol 140)
Atlantic-Bird 2	(sur A44P Vol 144)



Photos Arianespace

- La mission

HOTBIRD 7 doit répondre à la demande croissante de diffusion en direct pour la télévision numérique de nouvelle génération ainsi que des services interactifs. Le satellite est doté de 40 canaux, dont les 39 premiers utilisent des bandes de fréquences de 33 MHz et le dernier une bande de fréquence de 49.5 MHz.

La zone de couverture concerne l'Europe, il offrira tous ces services avec une grande souplesse d'utilisation. Le satellite dispose également de deux antennes déployables qui peuvent pointer sur toute la zone visible de la terre depuis sa position orbitale.

LA CHARGE UTILE (SUITE)

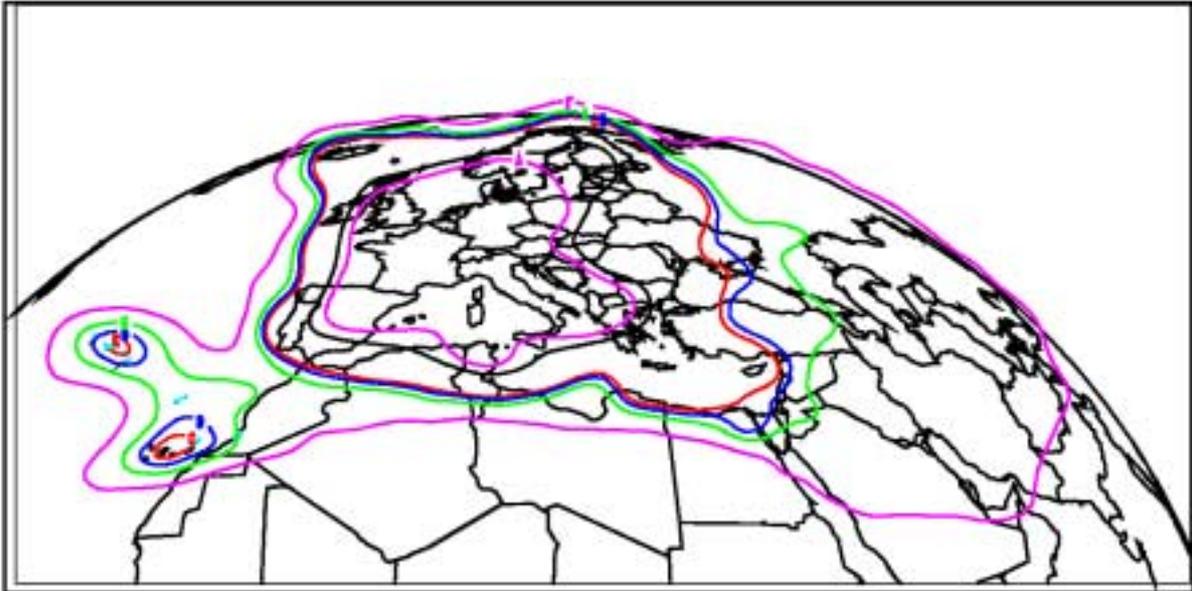


Figure 18. HOT BIRD™ 7 Satellite European Receive Coverage
(Contours A, B, C, D, E, F correspond to 5 dB/K, 4 dB/K, 0 dB/K, -0.5 dB/K, -1.5 dB/K and -4.5 dB/K)

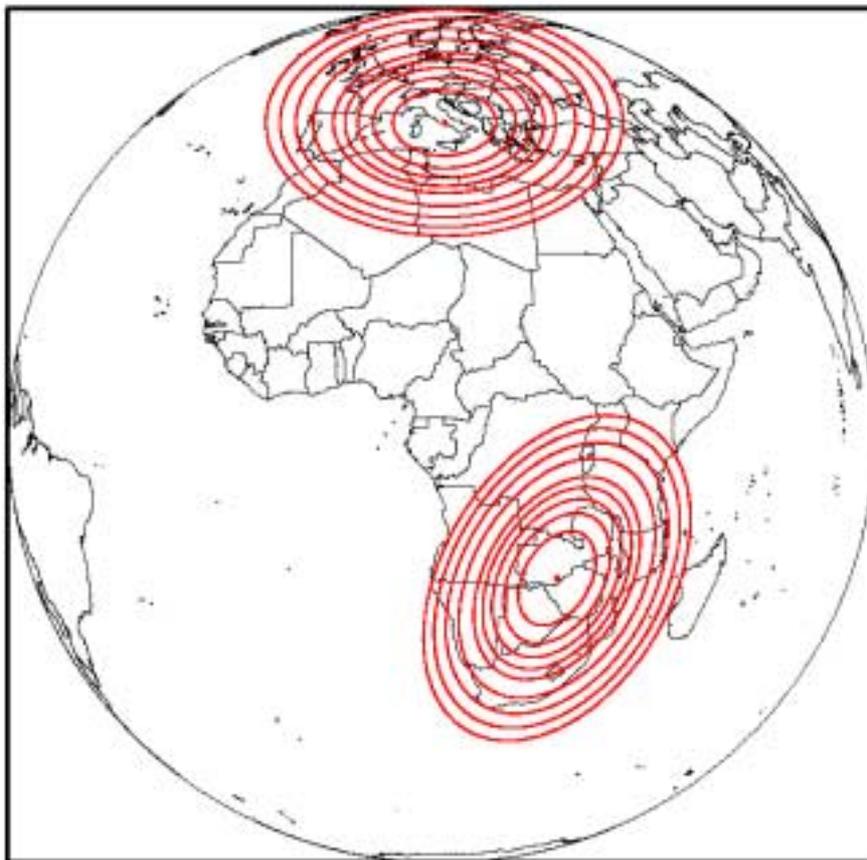


Figure 20. Illustration of the HOT BIRD™ 7 Steerable Beam Transmit Coverage (40, 42, 44, 46, 48, 49, 50, 51 & 52 dBW).

LA CHARGE UTILE (SUITE)

- Le satellite

Le satellite **HOTBIRD 7** est basée sur la plate-forme stabilisée trois axes EUROSTAR 2000+.

* Dimensions	• 5.2 x 2.3 x 3.4 mètres
* Masse	• au décollage 3 350 kg • sèche 1 530 kg
* Puissance	• 6 700 W (charge utile : en fin de vie)
* Propulsion	• contrôle en orbite et moteur d'apogée à ergols bi-liquides
* Stabilisation	• stabilisation 3-axes en orbite
* Capacité de transmission	• 40 répéteurs en bande Ku dans la bande BSS
* Position orbitale	• 13° longitude Est
* Couverture sol	• Europe.
La durée de vie attendue est de 12 ans	



Kourou : fitcheck de Hotbird 7, le 9 octobre dernier, à l'intérieur du bâtiment d'intégration S5. Ce satellite est arrivé à l'aéroport Rochambeau le 2 octobre par avion cargo
Copyright : ESA/CNES/Arianespace photo : service optique CSG

LA CHARGE UTILE (SUITE)

STENTOR



- Le programme

Le projet **STENTOR** (Satellite de Télécommunication pour Expérimenter de Nouvelles Technologies en Orbite) est mené par le CNES en coopération avec France Telecom et la DGA. Le satellite est fabriqué par le « Groupe Intégré de Projet Industriel » qui regroupe ASTRIUM et ALCATEL SPACE INDUSTRIE.

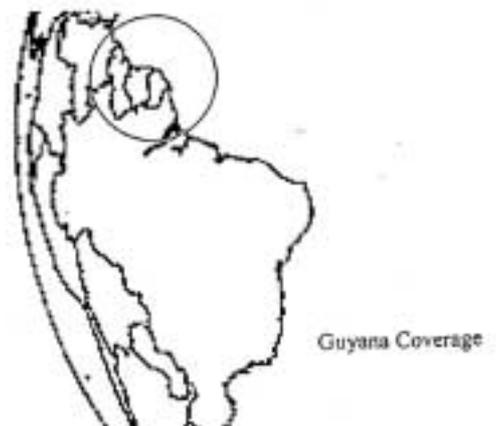
La mission du satellite **STENTOR** est de faire la démonstration en orbite des technologies de télécommunications spatiales développées par les constructeurs français de Satellites afin d'améliorer leur compétitivité sur le marché international des télécommunications. Ces nouvelles technologies (80% des équipements embarqués sont expérimentaux) concernent aussi bien la Charge Utile elle-même (antennes actives, TV numérique de nouvelle génération, répéteurs, service EHF) que la plateforme (structure, propulsion chimique, propulsion « plasmique », contrôle thermique, contrôle d'attitude et d'orbite, sources et alimentation d'énergie, gestion des données, télécommande et télémétrie).

Le programme, une fois le satellite en orbite, est prévu en deux étapes :

- 2 années pour des expérimentations systèmes et technologiques et des essais de diverses utilisations de la Charge Utile,
- 7 années pour étudier le vieillissement et la stabilité des performances des équipements en particulier pour les nouveaux services de télécommunication (transmissions hauts débits, interconnection entre différents réseaux et applications multimédias).

- La mission

Zone de couverture EHF de STENTOR



LA CHARGE UTILE (SUITE)

Exemples de Zones de couverture dans la bande Ku de STENTOR



- Le satellite

Le satellite **STENTOR** est basé sur une plate-forme expérimentale stabilisée trois axes en orbite géostationnaire.

D'un point de vue mécanique, le corps du satellite utilise la structure de la plate-forme SPACEBUS 3000 B3.

Le contrôle thermique utilise un système original comportant une boucle fluide à pompage capillaire. Un radiateur déployable permet d'accroître la capacité de réjection thermique.

La propulsion utilise un système bi-liquide avec un moteur d'apogée de 400 N de poussée et un système de contrôle d'attitude avec 14 tuyères de 10 N de poussée. La pressurisation des ergols est réalisée avec un nouveau type de capacité d'Hélium en titane bobiné carbone.

Le satellite dispose également d'un système de 2 blocs de 2 propulseurs « plasmiques » au Xénon (le réservoir est identique à celui utilisé pour l'Hélium). Les blocs propulsifs sont orientables suivant 2 axes.

LA CHARGE UTILE (SUITE)

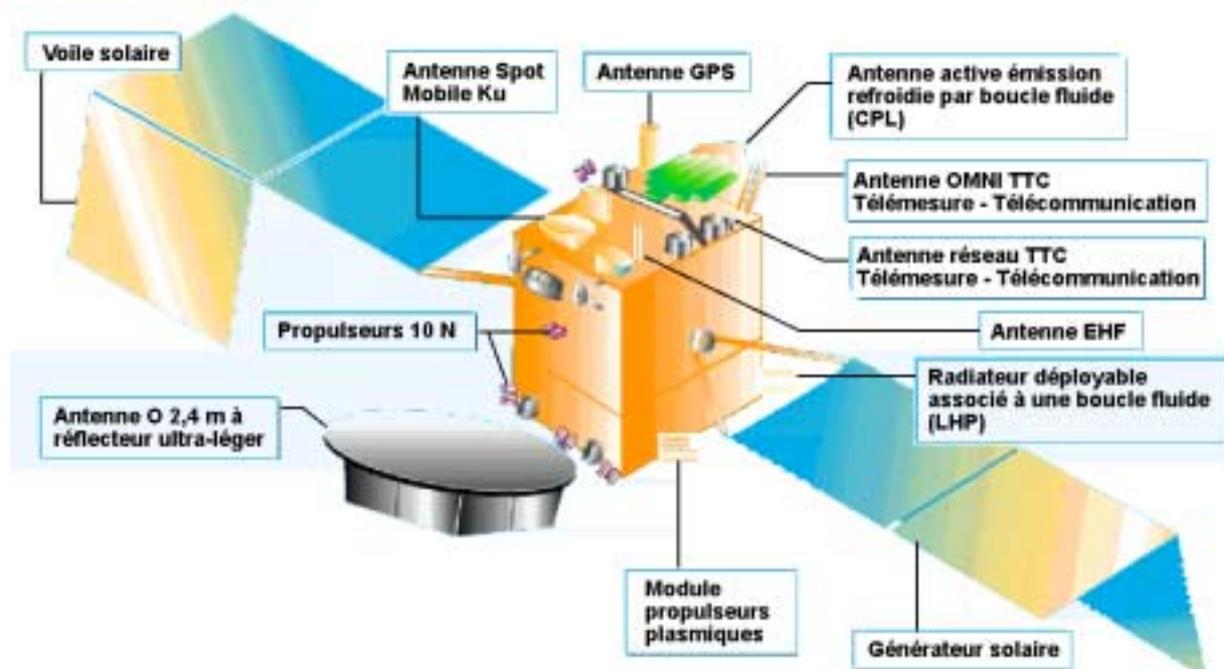
En ce qui concerne l'avionique, le concept utilisé pour **STENTOR** est basé sur celui d'EUROSTAR 3000. Les batteries utilisent la technologie Ion-Lithium.

Un GPS est embarqué pour tester des possibilités de positionnement autonome.

La Charge Utile proprement dite inclut des services dans les bandes Ku (3 répéteurs et 3 antennes) et EHF (1 répéteur et 1 antenne).

Les éléments les plus notables des appendices externes (déployables ou fixes) de **STENTOR** sont :

- L'antenne d'émission/réception déployable,
- L'antenne orientable,
- L'antenne de transmission active dans la bande Ku,
- L'antenne fixe pour la bande EHF,
- Les panneaux solaires déployables,
- Le radiateur déployable.



LA CHARGE UTILE (FIN)

- Les caractéristiques techniques

* Dimensions	<ul style="list-style-type: none">• 4.5 x 3.3 x 2.7 mètres• 15.6 mètres (envergure du panneau solaire)
* Masse	<ul style="list-style-type: none">• au décollage 2 230 kg• sèche 1 186 kg
* Puissance	<ul style="list-style-type: none">• 2 100 W (charge utile : en fin de vie)
* Propulsion	<ul style="list-style-type: none">• contrôle en orbite et moteur d'apogée à ergols bi-liquides (NTO/MMH) et propulsion ionique
* Stabilisation	<ul style="list-style-type: none">• stabilisation 3-axes en orbite
* Capacité de transmission	<ul style="list-style-type: none">• 3 répéteurs en bande Ku dans les bandes de 14 à 14.25 GHz et de 12.5 à 12.75 GHz• 1 répéteur EHF dans les bandes de 44 à 45 GHz et de 20.2 à 21.2 GHz
* Position orbitale	<ul style="list-style-type: none">• 11° longitude Ouest
* Couverture sol	<ul style="list-style-type: none">• Europe et Guyane.
La durée de vie attendue est de 9 ans	

4. LA CAMPAGNE DE LANCEMENT



Opérations de sortie de dock d'intégration, de basculement et de mise en container de transport de l' Etage Principal Cryotechnique ARIANE 5 aux Mureaux
Copyright : EADS-LV. photo: Studio Bernot



Bâti moteur de vol Ariane 5 ESC-A à EADS-LV les Mureaux avant son départ pour ASTRIUM Brème
Copyright : EADS-LV. photo: Studio Bernot



L'étage principal cryotechnique (EPC) est chargé au Havre sur le TOUCAN direction La Guyane.
Copyright : EADS-LV. photo: JL

LA CAMPAGNE DE LANCEMENT (SUITE)

Les principales étapes de la campagne du vol 157 sont résumées ci-après :

Déstockage et érection de l'étage EPC dans le Bâtiment d'Intégration Lanceur (BIL)	le 22 août
Transfert des Etages d'Accélération à Poudre (EAP) et accostage	du 23 au 27 août
Déstockage et érection de l'ESCA	le 05 septembre
Déstockage et érection de la Case	du 11 au 12 septembre
Contrôles pilotage et contrôle de synthèse	le 25 septembre
Transfert BIL → BAF	le 30 septembre
Arrivée de HOTBIRD 7 en Guyane	le 02 octobre
Arrivée de STENTOR en Guyane	le 09 octobre
1 ^{ère} RSL avec les transferts Aller / Retour BAF ↔ ZL (avec allumage Vulcain 2)	du 11 au 18 octobre
2 ^{ème} RSL avec les transferts Aller / Retour BAF ↔ ZL	du 04 au 07 novembre
Remplissage d'HOTBIRD 7	le 14 novembre
Remplissage de STENTOR	le 15 novembre
Pose et sanglage de HOTBIRD 7 sur son adaptateur	le 15 novembre
Intégration du composite (HOTBIRD 7 + ACU) sur SYLDA	le 16 novembre
Pose et sanglage de STENTOR sur son adaptateur	le 18 novembre
Intégration du composite haut sur le lanceur	le 20 novembre
Répétition Générale	le 22 novembre
Revue d'Aptitude au Lancement	le 25 novembre
Transfert du lanceur du BAF vers la Zone de Lancement (ZL3)	le 26 novembre
Chronologie finale, y compris les remplissages de l'EPC et de l'ESCA	le 28 novembre

LA CAMPAGNE DE LANCEMENT (FIN)



Kourou : érection de l'ESC-A, le 5 septembre dernier, dans le Bâtiment d'Intégration Lanceur
Copyright : ESA/CNES/Arianespace, photo : service optique CSG



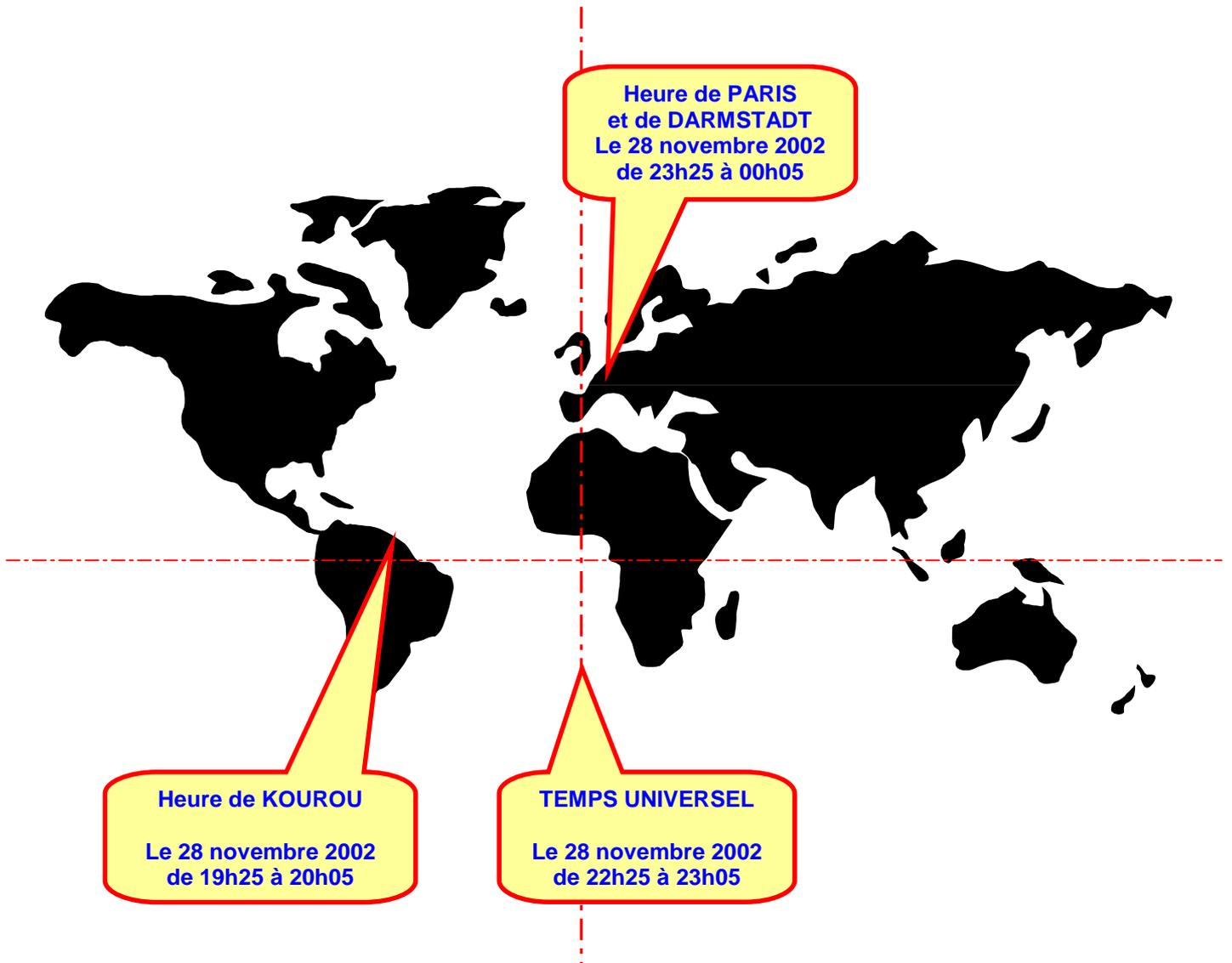
Kourou : transfert du lanceur, le 30 septembre dernier, du Bâtiment d'Intégration Lanceur au Bâtiment d'Assemblage Final, sans sa coiffe.
Copyright : ESA/CNES/Arianespace, photo : service optique CSG

Kourou : transfert du lanceur, le 11 octobre dernier, du Bâtiment d'Assemblage Final en zone de lancement pour la Répétition Séquence de Lancement (RSL).
Copyright : ESA/CNES/Arianespace photo : service optique CSG



5. LA FENÊTRE DE LANCEMENT

Pour un lancement dans la **nuît** du **28 novembre 2002**, avec un H_0 à **22 h 25 T.U.**, la *fenêtre de lancement* a une durée totale de **40 minutes** :



Le début et la fin de la fenêtre de lancement varient peu les jours suivants.

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

6. LA CHRONOLOGIE FINALE

Sont rassemblés 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 $H_0 - 6 \text{ mn } 30\text{s}$. 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.

$H_0 - 7\text{h } 30$	Contrôle des chaînes électriques, des indicateurs rouges, du temps décompte Assainissements et mise en configuration de l' EPC et du Vulcain pour le remplissage et la mise en froid
$H_0 - 6\text{h}$	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
$H_0 - 5\text{h}$	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)
$H_0 - 5\text{h}$	Pressurisation des systèmes de pilotage et de commande : (GAT pour les EAP et GAM pour l'EPC)
$H_0 - 4\text{h}$	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)
$H_0 - 3\text{h}$	Mise en froid du moteur Vulcain
$H_0 - 30\text{mn}$	Préparation de la Séquence Synchronisée
$H_0 - 7\text{mn}$	Etat de pré-synchronisation

LA CHRONOLOGIE FINALE LA SEQUENCE SYNCHRONISEE

Elle démarre à $H_0 - 6mn\ 30s$ et regroupe l'ensemble des opérations lanceur conduisant au décollage.

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 décollage.

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

La dernière phase est la phase d'allumage du lanceur

SYSTEMES FLUIDES	SYSTEMES ELECTRIQUES
<p>$H_0 - 6mn\ 30s$ 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>$H_0 - 4 mn$ Pressurisation vol des réservoirs RO2 et RH2 Isolement des réservoirs et début de la purge des ombilicaux en interface sol / bord</p> <p>$H_0 - 2 mn$ Ouverture des vannes d'alimentation du Vulcain Fermeture des vannes sol de mise en froid du moteur</p> <p>$H_0 - 30s$ Contrôle des purges des ombilicaux sol / bord Ouverture des vannes de déluge des carneaux</p> <p>$H_0 - 18s$ Gonflage du système correcteur POGO</p>	<p>$H_0 - 6mn\ 30s$ armement des barrières de sécurité des lignes pyrotechniques</p> <p>$H_0 - 3 mn\ 30s$ Chargement du H_0 dans les 2 OBC Passage du 2^{ème} OBC en mode observateur</p> <p>$H_0 - 1 mn$ Commutation sol / bord de l'alimentation du système de commande de l'EPC</p> <p>$H_0 - 50s$ Commutation sol / bord de l'alimentation électrique du lanceur</p> <p>$H_0 - 37s$ 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>$H_0 - 22s$ Activation des systèmes de pilotage des étages inférieurs du lanceur Autorisation de la prise de gérance par l'OBC</p>

LA CHRONOLOGIE FINALE LA SEQUENCE SYNCHRONISEE (SUITE)

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
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 - 2s	Contrôle des pressions vol des réservoirs EPC
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 (H ₀ 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 deux EAP

7. LE SEQUENTIEL DE VOL

temps /H ₀ (s)	temps/H ₀ (mn)	événement	altitude (km)	Vabs (m/s)	Vrel (m/s)
----		Vol propulsé EAP- EPC			---
7,305	0 ' 07 "	décollage	---	463,2	0
12,336	0 ' 12 "	début de la manœuvre de basculement	0,08	464,2	36
17,05	0 ' 17 "	début de la manœuvre de roulis	0,35	472	76
32,05	0 ' 32 "	fin de la manœuvre de roulis	2,5	548	217
48,6	0 ' 49"	transsonique (Mach = 1)	6,8	656	325
65,0	1 ' 05 "	Pdyn max.	12,6	828	480
110,7	1 ' 51 "	passage à γ_{\max} (41,4 m/s ²)	41,5	1908	1517
137,04	2 ' 17	passage à $\gamma = 6,17$ m/s ² H ₁	68,2	2332	1920
137,82	2 ' 23 "	Séparation EAP	68,9	2333	1921
----		Vol propulsé EPC			----
187,83	3 ' 08 "	largage de la coiffe	113,3	2547	2104
412,8	6 ' 53 "	<i>Intervisibilité Galliot-Natal</i>	211	4781	4305
527,6	8 ' 48 "	extinction de l'EPC (H ₂)	215	7222	6744
533,6	8 ' 54 "	Séparation de l'EPC	215	7248	6770
----		Vol propulsé ESCA			----
537,7	8 ' 58 "	Allumage de l'ESCA	215	7250	6773
789,6	13 ' 10 "	<i>Interv Natal-Ascension</i>	201	7885	7408
1000	16 ' 40 "	Point intermédiaire ESCA	207	8484	8006
1091,7	18 ' 12 "	<i>Interv Ascension- Libreville</i>	229	8752	8273
1471,5	24 ' 32 "	extinction de l'ESCA (H ₃₋₁)	646	9857	9359

LE SEQUENTIEL DE VOL (SUITE)

temps /H ₀ (s)	temps/H ₀ (mn)	événement	altitude (km)
----		phase «balistique»	---
1473,5	24 ' 34 "	Phase 1 et 2 - manœuvres de rattrapage en début de phase SCAR	650
1479,1	24 ' 39 "	Phase 3 - début d'orientation d'HOTBIRD 7	662
1645,1	27 ' 25 "	Séparation d'HOTBIRD 7	1089
Jusqu'à 1885,2	31 ' 25 "	Phase 5 - manœuvre d'orientation du SYLDA	1885
1885,6	31 ' 26 "	Séparation SYLDA	1887
1895,6	31 ' 36 "	Phases 7 – orientation avant mise en spin	1923
2140,9	35 ' 41 "	Phase 8 – mise en spin à 4°/s	2876
2141,5	35 ' 42 "	Séparation STENTOR	2879
2151,3	35 ' 51 "	Phase 10 – début du despin du composite	2919
2171,5	36 ' 12 "	Phase 11 – début d'orientation ESCA	3001
2364,4	39 ' 24 "	Phase 12 – mise en spin à 45°/s	3806
2374,7	39 ' 35 "	Fin de mise en spin à 45°/s	4703
2941,3	49 ' 01 "	Début de passivation ESCA	6275

Remarque : Ce séquentiel de vol prévisionnel est cohérent des lois de propulsion des Etages disponibles à la date de rédaction de cette note.

8. LE FUTUR

- les lancements de 2002 :

Aujourd'hui, il est prévu d'effectuer en 2002 8 lancements ARIANE 4 et 4 lancements ARIANE 5.

A ce jour, sept lancements A4 et trois lancements A5 ont déjà été réalisés.

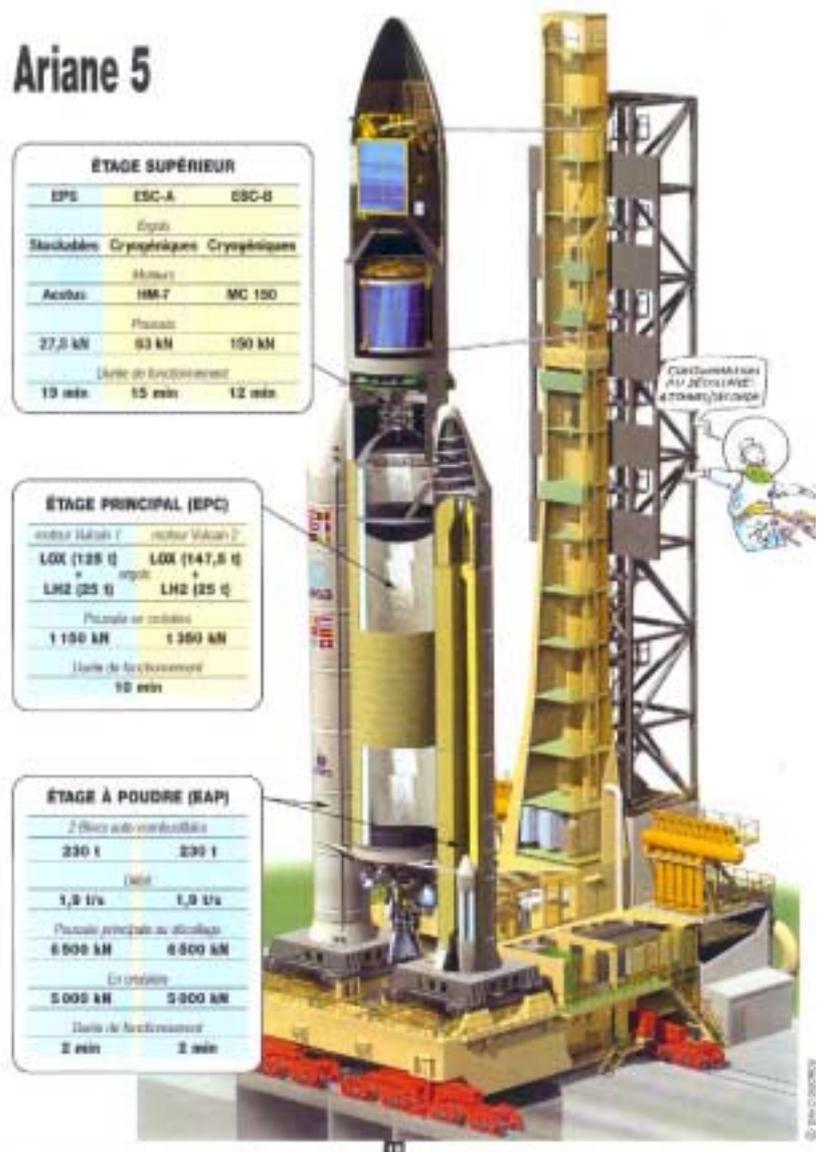
Après ce vol 517, le prochain lancement Ariane 5 en début 2003 (impérativement entre le 13 et le 31 janvier) doit être effectué par un lanceur Ariane 5 P1+ et concernera la sonde européenne ROSETTA (mission vers deux astéroïdes et une comète).

- Le programme A5+

Le programme A5+ a pour objectifs généraux la mise en service d'évolutions successives d'ARIANE 5, essentiellement concentrées sur son étage supérieur, afin de lui procurer, d'ici la fin de la décennie, la possibilité de réaliser des lancements doubles de satellites de la classe 6 tonnes sur orbite de transfert géostationnaire (soit le double de la capacité de la version la plus performante d'ARIANE 4).

Dans ce cadre, la mission 517 marque une étape importante avec la qualification de la version **A5ECA**, 1^{ère} des versions du programme A5+ arrivée en fin de développement. Ce programme, en plus des multiples améliorations sur la partie basse du lanceur (surchargement S1, Vulcain 2,...) se caractérise pour :

- la version **A5ECA** : remplacement du 3^{ème} étage par l'ESC-A, qui portera la capacité d'emport totale d'un peu plus de 6 t à environ 9,5 t.
- la version **A5E/S** : modification de l'Étage EPS pour un accroissement de ses performances.



LE FUTUR (SUITE)

Parallèlement le développement de la version suivante a d'ores et déjà commencé. Cette version, **A5ECB**, est équipée d'un 3^{ème} étage de nouveau amélioré, "l'Etage Supérieur Cryotechnique de type B" (ESC-B), qui, à l'aide d'un système de propulsion entièrement nouveau, a pour objectif de porter en **2007** la performance ARIANE 5 à **12 t** en mission double GTO.

Ces évolutions successives permettront à ARIANE 5 de conserver la compétitivité acquise grâce à sa capacité de lancements doubles, en s'adaptant à l'évolution du marché des satellites géostationnaires, dont la taille et la masse ne cessent de croître.

9. EADS LAUNCH VEHICLES ET LES PROGRAMMES ARIANE

EADS LAUNCH VEHICLES, le spécialiste européen du transport spatial, conçoit et développe les lanceurs de la famille Ariane, des infrastructures orbitales, le cargo spatial ATV, les missiles de la Force française de dissuasion ainsi que des équipements spatiaux. La Société emploie 3300 personnes en France.

Dans le cadre des programmes Ariane 4 et 5, elle assure la suite des activités précédemment menées sous la responsabilité d'AEROSPATIALE MATRA LANCEURS.

Parmi les nombreuses contributions à ces deux programmes pour lesquelles ARIANESPACE fait appel à EADS LAUNCH VEHICLES, on peut citer :

- son rôle d'**Architecte Industriel** pour les deux lanceurs,
- en tant qu'**Etagiste**, l'intégration et livraison des premier et troisième étages ARIANE 4 et les EAP et EPC (étages à poudre et étage cryotechnique) d'ARIANE 5,



Site d'Intégration du Lanceur A5 aux Mureaux

- la **fabrication des réservoirs** du premier étage ARIANE 4 et la participation à la fabrication du réservoir EPC d'ARIANE 5,
- la fabrication d'une large gamme d'**adaptateurs de charge utile**,
- la conduite des **analyses de mission** sur les deux lanceurs, la validation sur l'Installation de **Simulation Fonctionnelle (ISF)** et la fourniture des **programmes de vol** respectifs,
- l'**Exploitation système de niveau 1** c'est-à-dire l'analyse a posteriori des conditions de réalisation de la mission, analyse qui, réalisée pour chaque vol, permet d'enrichir les connaissances relatives au comportement du lanceur.