

Mission analysis – Space dynamics

Thierry DARGENT

Module : Introduction session

ThalesAlenia Space
a Thales / Leonardo company

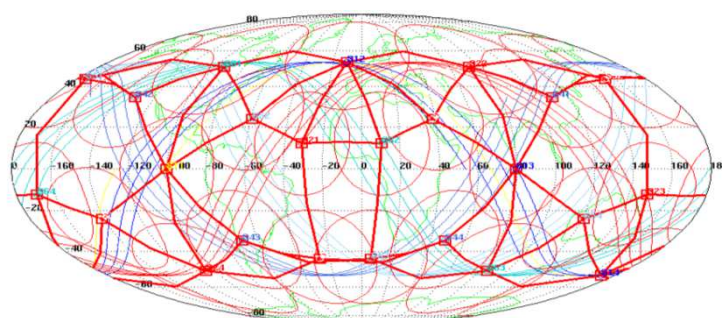
1

<date>
<reference>
Template: 87201590-QC1-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traité d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

Mission analysis - Flight dynamics



2

<date>
<reference>
Template: 87201590-QC1-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traité d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia Space
a Thales / Leonardo company

Sommaire

- Objectifs pédagogiques
- Les fondamentaux de la mécanique spatiale
- Les différents types d'orbites
- Les débris spatiaux
- Les perturbations naturelles de l'orbite
- La mise à poste
- Le maintien à poste
- Questions-réponses

3

Ref.:

Template: 872015RQ/QCI/TAS/EN/004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traité d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Objectifs pédagogiques

- Ce cours constitue une introduction aux concepts de base de l'analyse de mission pour un satellite ou une constellation télécom
- A l'issue de ce cours, vous connaîtrez
 - La représentation des orbites
 - La classification des types d'orbites
 - Les principales lois de la mécanique spatiale
 - Le concept de manœuvre orbitale
 - La problématique de la mise à poste d'un satellite (ou d'une constellation)
 - La problématique du maintien à poste d'un satellite

4

Ref.:

Template: 872015RQ/QCI/TAS/EN/004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traité d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

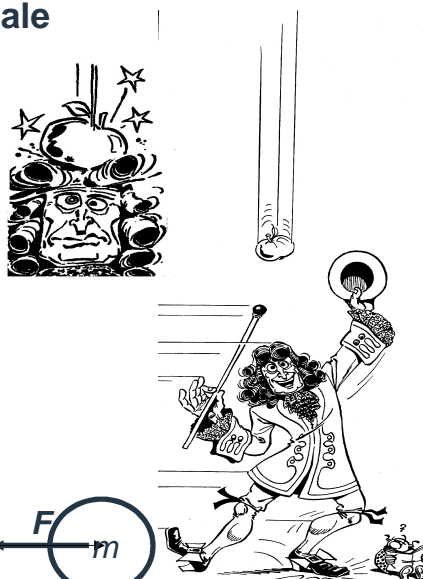
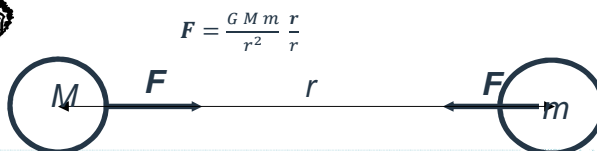
Les fondamentaux de la mécanique spatiale

La loi de la Gravitation

courtesy Sir Isaac Newton (1642-1727)
& Marcel Gotlib (1934-2016)

Sir Isaac NEWTON et la pomme !

- G = constante de gravitation universelle
- m = masse de la pomme
- M = masse de la Terre
- $GM = \mu = 398600.4415 \text{ km}^3/\text{s}^2$:
la constante gravitationnelle de la Terre



5



Ref.:

Template: 87201596/QC1TAS/EN.004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

Les fondamentaux de la mécanique spatiale

Les lois de Kepler

Le dur combat de Johannes Kepler (1571-1630)



6



Ref.:

Template: 87201596/QC1TAS/EN.004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

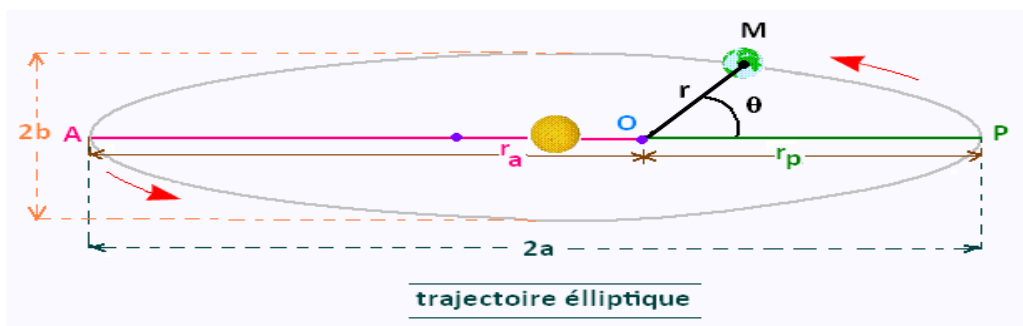
THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

Les fondamentaux de la mécanique spatiale

● Première loi de Kepler

- Les orbites planétaires sont des ellipses dont le Soleil occupe un des foyers (1609)
- Les orbites sont des coniques dont un des foyers est au centre du corps central
 - a : demi-grand axe
 - r_p : rayon du périastre (périhélie, périégée)
 - r_a : rayon d'apoastre (aphélie, apogée)



7



Ref.:

Template: 87201590-QCH-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Les fondamentaux de la mécanique spatiale

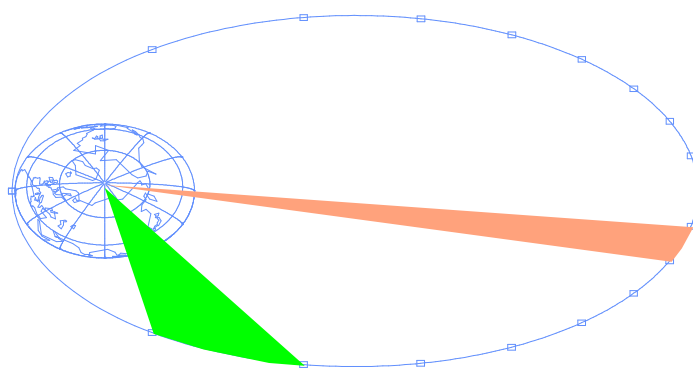
● Deuxième loi de Kepler: la loi des aires

- Les aires balayées par les rayons vecteurs, allant du centre du Soleil au centre de la planète, sont proportionnelles aux temps employés à les décrire (1609)

● Conséquences

- La vitesse à l'apogée est la plus faible
- La vitesse au périégée est la plus forte

● Exemple: Orbite de transfert vers l'orbite géostationnaire (GTO)



8



Ref.:

Template: 87201590-QCH-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Les fondamentaux de la mécanique spatiale

Troisième loi de Kepler

- Les carrés des temps des révolutions planétaires sont proportionnels aux cubes des grand-axes des orbites (1619)

P : période orbitale

a : demi-grand axe

$R_e = 6378.137$ km : rayon équatorial terrestre

La constante dépend du corps central

$$\frac{P^2}{a^3} = Cte = \frac{(2\pi)^2}{\mu}$$

Conséquences

Calcul de la période orbitale

Période fonction de l'altitude pour une orbite terrestre circulaire

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

	Altitude	Demi-grand axe	Période
satellite fictif	0	6378 km	1 h 25 mn
Navette	340 km	6718 km	1 h 31 mn
HELIOS	680 km	7058 km	1 h 38 mn
SPOT	825 km	7203 km	1 h 41 mn
GLOBALSTAR	1 414 km	7792 km	1 h 54 mn
GPS	20 182 km	26 560 km	11 h 58 mn
satellite GEO	35 786 km	42 164 km	23 h 56 mn 04 s
Lune	378 022 km	384 400 km	27 j 7 h 43 mn

9

Ref.:

Template: 87201590-QC1AS-EN-004

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

Mesure du Temps les Jour Julien (JULIAN DAY JD)

Definition : Nombre consécutif de jour solaire depuis une date référence à Aujourd'hui
date de référence= 1er Janvier 12h, 4713 avant Jésus Christ

Avantage : Evite les problèmes de période non entière de la Terre autour du soleil (365.2563835 j)

1st Jan 4713 BC 12h < day n° 0 < 2nd Jan 4713 BC 12h

31 dec 1899 12h < day n° 2415020 < 1st Jan 1900 12h

Formule : $JD = J_{1900} + 365 Y + D + H/24 + INT((Y-1)/4) + 0.5$

Y = year - 1900

$J_{1900} = 2415020$

D = day number in year

H = hour of the day

Exemple : 12/01/1950 at 12 h

$$JD = 2\,415\,020 + 50 * 365 + 12 + 12/24 + INT(49/4) + 0.5 = 2\,433\,294$$

References Usuelle : $J_{1900} = 2\,415\,020$ (début 0 jan 1900 12h = 31/12/1899 12h)

$J_{1950} = 2\,433\,282$

$J_{2000} = 2\,451\,544$

10

Ref.:

Template: 87201590-QC1AS-EN-004

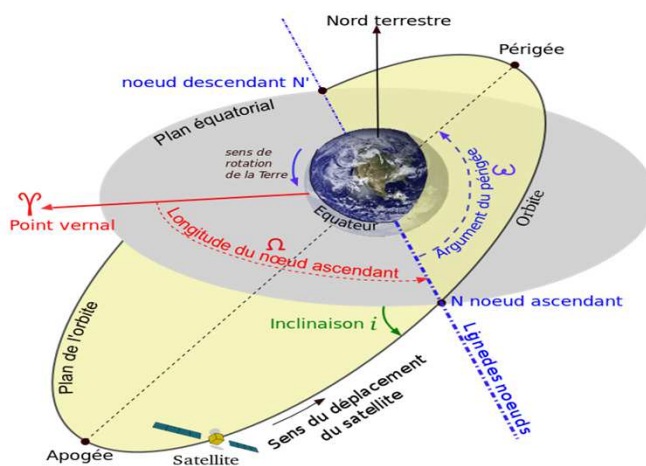
THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

Les fondamentaux de la mécanique spatiale

Les paramètres orbitaux classiques (1/2)

- ascension droite du nœud ascendant: Ω
- inclinaison: i
- argument du périée: ω



11

Ref.:

Template: 87201590-QC1-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

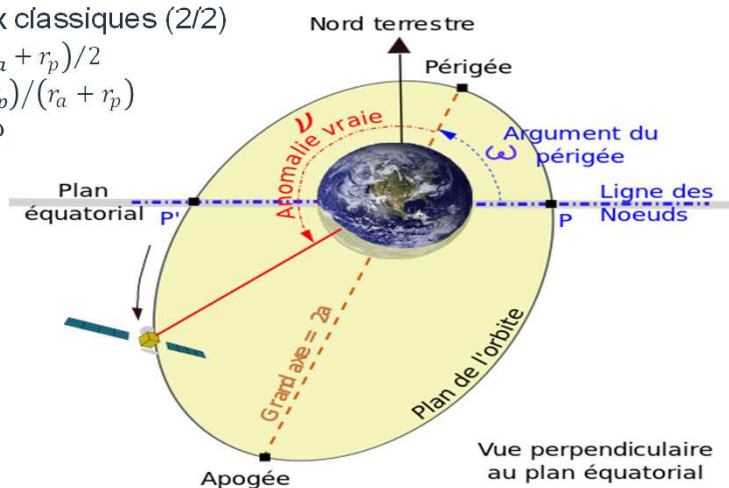
THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

Les fondamentaux de la mécanique spatiale

Les paramètres orbitaux classiques (2/2)

- demi-grand axe: $a = (r_a + r_p)/2$
- excentricité: $e = (r_a - r_p)/(r_a + r_p)$
- argument du périée: ω
- anomalie vraie: v ou θ



12

Ref.:

Template: 87201590-QC1-TAS-EN-004

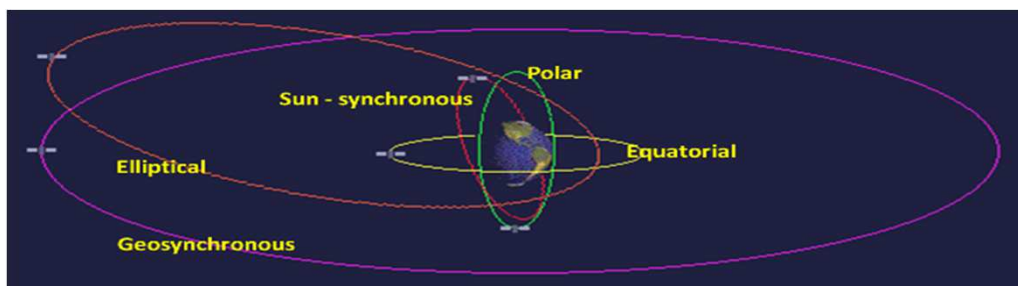
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

Classification des orbites

Les types d'orbites pour les satellites terrestres



13

Ref.:
Template: 87201596/QCI-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Classification des orbites

L'orbite terrestre basse: LEO

- Orbite d'altitude ≤ 2000 km (Zone A de la Loi sur les Opérations Spatiales - LOS)
- Application 1: Observation de la Terre (optique, SAR), le plus souvent sur orbite héliosynchrone (SSO), quasi-circulaire, altitude 500-800 km
- Application 2: Constellations télécom sur orbite basse quasi-circulaire, inclinée à polaire, altitude 800-1500 km (exemples: Globalstar, Iridium)
- Exemple de l'orbite STS @ 296 km: $i = 28.5^\circ$, $r = 6674$ km, $v = 7728$ m/s, $P = 1h30mn$



14

Ref.:
Template: 87201596/QCI-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

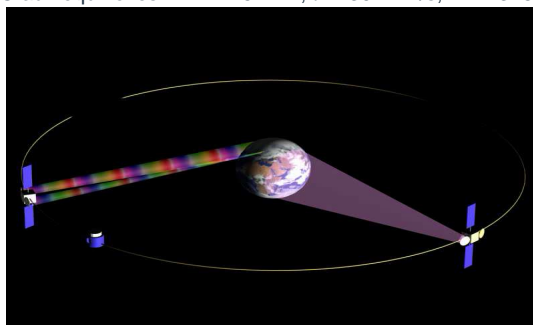
THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Classification des orbites

L'orbite géostationnaire: GEO

- Orbite circulaire équatoriale d'altitude 35786 km (Zone B de la LOS)
- Application 1: Missions télécom (encore presque la seule utilisation rentable)
- Application 2: Missions de météorologie (exemple: Meteosat)
- Arthur C. Clarke (article de 1945): un lieu idéal pour un relais d'ondes radio, énergie solaire de quelques kW
- Orbite GEO aux équinoxes: $r = 42164 \text{ km}$, $v = 3074 \text{ m/s}$, $P = 23\text{h}56\text{mn}04\text{s}$ (1 jour sidéral)



15

Ref.:
Template: 87201595-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Classification des orbites

L'orbite terrestre moyenne: MEO

- Orbite d'altitude comprise entre 2000 km et 35786-200 km (Zone ni A ni B de la LOS)
- Application 1: Constellations GNSS sur orbite inclinée, quasi-circulaire, de période orbitale 12h (1/2 jour sidéral); Exemples: GPS/Navstar, Galileo
- Application 2: Constellations télécom sur orbite moyenne quasi-circulaire, équatoriale à inclinée; Exemple: O3b
- Exemple de la constellation GPS/Navstar @ 20200 km (6 plans séparés de 60° en longitude): $r = 26562 \text{ km}$, $v = 3874 \text{ m/s}$, $i = 55^\circ$, $P = 11\text{h}58\text{mn}02\text{s}$ (1/2 période sidérale)



16

Ref.:
Template: 87201595-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

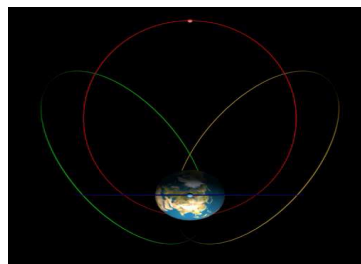
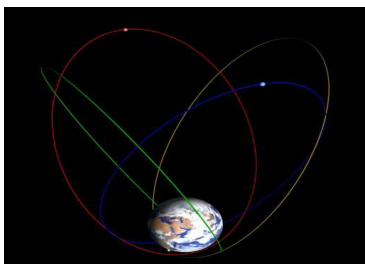
THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Classification des orbites

L'orbite terrestre hautement elliptique: HEO

- Mini-constellation de 2-4 satellites sur orbite elliptique inclinée à polaire, altitude périégée basse, altitude apogée haute
- Maximise la couverture des hautes latitudes, le plus souvent sur l'hémisphère Nord (exemples: télécom russes, météo et surveillance maritime norvégiennes)
- Application 1: Famille d'orbite Molniya: $P = 11\text{h}58\text{mn}02\text{s}$ (1/2 jour sidéral), $\omega = 270^\circ$
- Application 2: Famille d'orbite Tundra: $P = 23\text{h}56\text{mn}04\text{s}$ (1 jour sidéral), $\omega = 270^\circ$
- Exemple de l'orbite Molniya historique: $i = 63.4^\circ$ (périégée sans précession), $e = 0.74$



17

Ref.:

Template: 87201595-QC1-TAS-EN-004

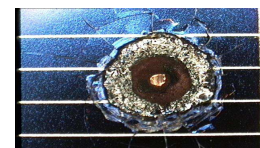
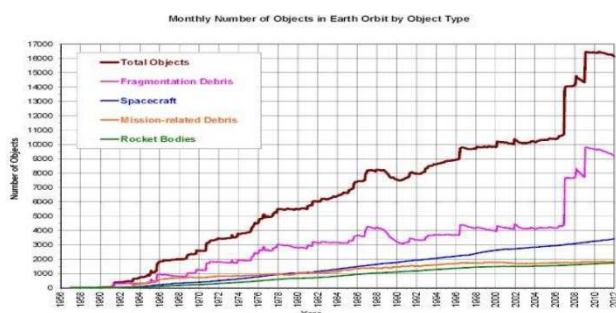
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Les débris spatiaux

Nombre d'objets catalogués



Actions nécessaires

- Connaître la situation: surveillance de l'espace
- Se protéger du risque de collision: blindage (petits débris), manœuvres d'évitement (>10cm)
- Se protéger du risque au sol: choix des matériaux, effectuer des rentrées contrôlées
- Ne plus créer de débris
- Nettoyer l'espace: mesures de prévention peut-être pas suffisantes

18

Ref.:

Template: 87201595-QC1-TAS-EN-004

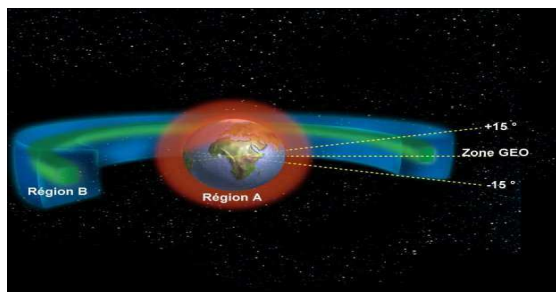
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

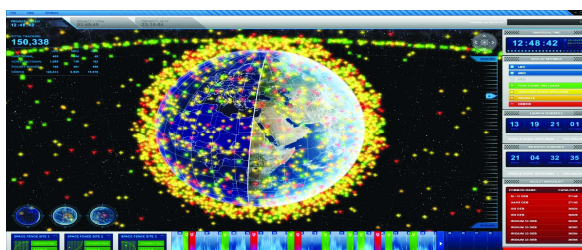
ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Les débris spatiaux

- Les zones protégées par la loi



Surveillance par le JSPOC



- Mesures de prévention
 - Limitation des débris opérationnels
 - Protection des orbites basses: règle des 25 ans
 - Protection de l'orbite géostationnaire: orbite cimetière
 - Passivation satellites et lanceurs en fin de vie

- Références
 - www.aerospace-valley.com
 - <http://spacenews.com>

19

Ref.:

Template: 87201595-QC1A5-EN-004

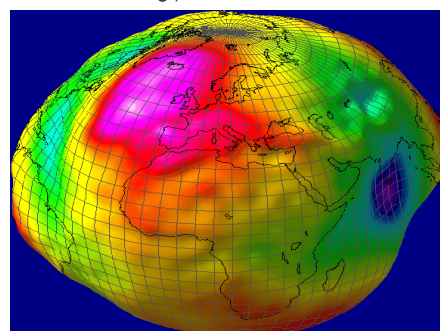
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

Les perturbations orbitales

- Champ de gravité terrestre
 - Non homogène \Rightarrow géoïde (NB: amplitudes exagérées $> \times 1000$ sur la fig.)
 - Influence plusieurs paramètres orbitaux
 - Peut créer des résonances
- Attraction du Soleil et de la Lune
 - Mouvement du plan orbital
 - Dimensionne le contrôle N/S en GEO
- Pression de radiation solaire
 - $$P = \frac{W}{c} = \frac{1360 \text{ W/m}^2}{3 \cdot 10^8 \text{ m/s}} \approx 0.5 \cdot 10^{-5} \text{ Pa}$$
 - Agit par exemple sur l'excentricité en GEO
- Trainée atmosphérique
 - Usure d'orbite et durée de vie
(ordre de grandeur en LEO: 200 km/jour, 500 km/an, 1000 km/siècle)
 - Désorbitation et rentrée
 - Dépend de l'activité solaire



20

Ref.:

Template: 87201595-QC1A5-EN-004

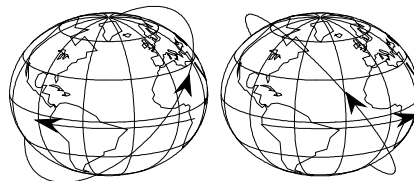
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

Les perturbations orbitales

- En approximation Keplerienne, les cinq premiers paramètres orbitaux n'évoluent pas
- Au 1^{er} ordre, l'existence du J_2 («aplatissement dynamique» de la Terre) entraîne une dérive séculaire (i.e. proportionnelle au temps)
 - de l'ascension droite du nœud ascendant: Ω
 - de l'argument du périégée: ω
 - de l'anomalie moyenne: M



Régression nodale $\dot{\Omega}_{J_2} = -\frac{3}{2} n J_2 \left(\frac{R_E}{a}\right)^2 \frac{\cos(i)}{(1-e^2)^2}$

$\dot{\Omega}_{J_2}$ et n (moyen mouvement) en deg/jour

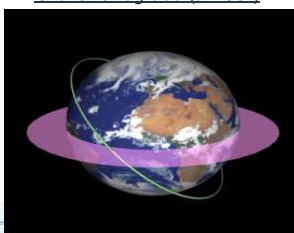
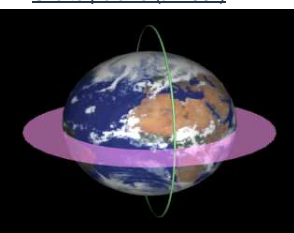
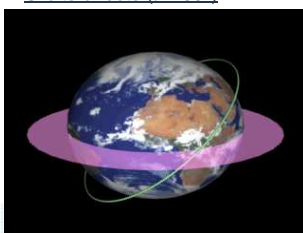
Ne dépend que de des éléments orbitaux a, e, i

NB: L'aplatissement de la Terre est volontairement exagéré sur la fig.

Orbite directe ($i < 90^\circ$)

Orbite polaire ($i = 90^\circ$)

Orbite rétrograde ($i > 90^\circ$)



21

Ref.:

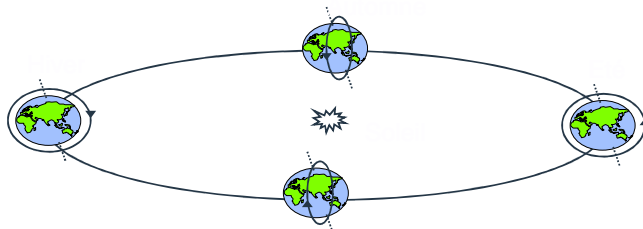
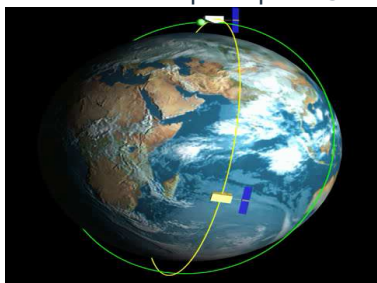
Template: 87201596/QC1TAS-EN-004

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

Les perturbations orbitales

- Application à l'héliosynchronisme
 - Dû à l'aplatissement de la Terre (J_2)
 - Pour les orbites quasi-circulaires, choix de a et i pour une régression nodale d'un tour par an ($-\frac{360}{365.25} = 0.9856$ deg/jour)
 - Utilisé pour l'observation de la Terre
 - Heure locale constante au point de passage aux nœuds
 - Exemple: Spot4 @ 820 km: $i = 98.7^\circ$, heure locale du nœud descendant 10h30mn



22

Ref.:

Template: 87201596/QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION

Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

La mise à poste

- ✎ Selon le type d'orbite, le lanceur place le satellite immédiatement sur son orbite définitive (satellites LEO) ou sur une orbite d'attente ou de transfert (satellites GEO)
 - ✎ Principaux lanceurs commerciaux pour les lancements en GTO: Ariane5 (lancement double), Falcon9 (lancement simple)
- ✎ Une fois que le satellite a entamé son vol orbital, différentes manœuvres peuvent être nécessaires pour mettre le satellite sur son orbite définitive; ce sont principalement
 - ✎ Une modification de la forme de l'orbite (modification de l'excentricité de l'orbite) ou un changement d'orbite (orbite GEO)
 - ✎ Un changement du plan d'orbite, en particulier une modification de l'inclinaison
 - ✎ Des ajustements fins de l'orbite et de l'orientation du satellite pour permettre au satellite de remplir sa mission de manière nominale

23



Ref.:

Template: 87201595-QC1AS-EN-004

Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

PROPRIETARY INFORMATION

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

La mise à poste

- ✎ Contrôle lors de la mise à poste
 - ✎ Pour une mise en orbite géostationnaire, les opérations de mise à poste sont longues et complexes
 - ✎ Elles sont effectuées par un centre de contrôle spécialisé disposant d'informations sur le satellite, dès la séparation de son lanceur, quelle que soit sa position autour de la Terre, provenant d'un réseau de poursuite comportant de grandes antennes réparties sur divers continents, et de logiciels spécialisés pour ces manœuvres
 - ✎ Les centres de contrôle capables de faire ces manœuvres sont peu nombreux. Ils appartiennent généralement à des agences spatiales, dont, pour l'Europe : l'ESA, depuis son Centre européen d'opérations spatiales (ESOC) à Darmstadt; et le CNES dont le centre de contrôle est au Centre spatial de Toulouse (CST)
 - ✎ Ils peuvent également appartenir à quelques grands opérateurs des satellites de télécommunications, dont Eutelsat
 - ✎ Quelques industriels fabricant des satellites de télécommunications — c'est le cas, en particulier de Thales Alenia Space qui possède un tel centre à Cannes — ont leur propre centre et s'occupent de cette mise à poste pour le compte de leurs clients jusqu'à la prise en charge du satellite par celui-ci et sa propre station de contrôle du satellite opérationnel

24



Ref.:

Template: 87201595-QC1AS-EN-004

Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

PROPRIETARY INFORMATION

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

La mise à poste

MIP avec un système de propulsion chimique

- Les modifications de la forme de l'orbite sont effectuées dans la mesure du possible lorsque le satellite se trouve à son apogée: c'est le point de l'orbite où la vitesse est la plus faible et où donc les modifications à apporter à cette vitesse sont les plus réduites et consomment le moins d'ergols
- Dans le cas d'une orbite géostationnaire, le satellite est injecté par les lanceurs modernes sur une orbite fortement elliptique dont l'apogée se situe à l'altitude visée de (35786 km): lorsque le satellite atteint son apogée, il a une vitesse d'environ 1.5 km/s. L'orbite est alors circularisée en imprimant un changement vitesse de 1500 m/s dans une direction tangente à l'orbite cible grâce au moteur d'apogée du satellite
- Lorsque le satellite doit être positionné sur une orbite basse, le lanceur injecte généralement le satellite directement sur l'orbite cible et celui-ci n'a besoin d'effectuer avec ses moteurs que des réglages fins

25

Ref.:
Template: 87201595-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

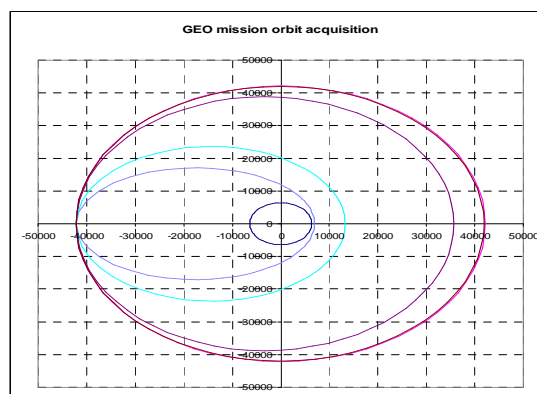
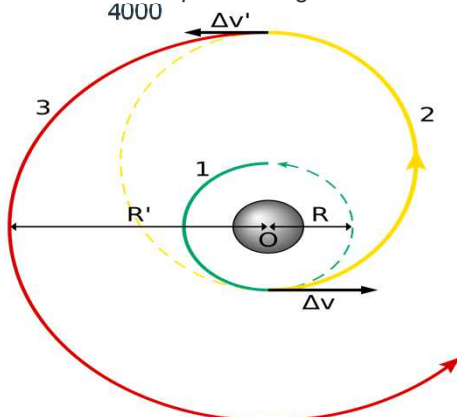
THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

La mise à poste

MIP avec un système de propulsion chimique

- Exemple: Stratégie de transfert en trois manœuvres principales d'un satellite Spacebus 4000



26

Ref.:
Template: 87201595-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

La mise à poste

🚀 MIP avec un système de propulsion électrique

- 🚀 La propulsion électrique s'impose à bord des satellites. Mature, cette technologie permet en effet de réduire fortement leur masse, donc les coûts de lancement. Les opérateurs devront toutefois prendre patience, car la propulsion électrique a l'inconvénient d'allonger fortement les délais de mise à poste des satellites
- 🚀 Ordre de grandeur de la durée de la mise à poste: 6 mois (à comparer avec une semaine en utilisant la propulsion chimique)
- 🚀 La plateforme Spacebus Neo réalise le transfert orbital en utilisant uniquement 2 ou 4 moteurs électriques (HET) et du gaz Xénon comme ergols

27

Ref.:
Template: 87201595-QCH-TAS-EN-004

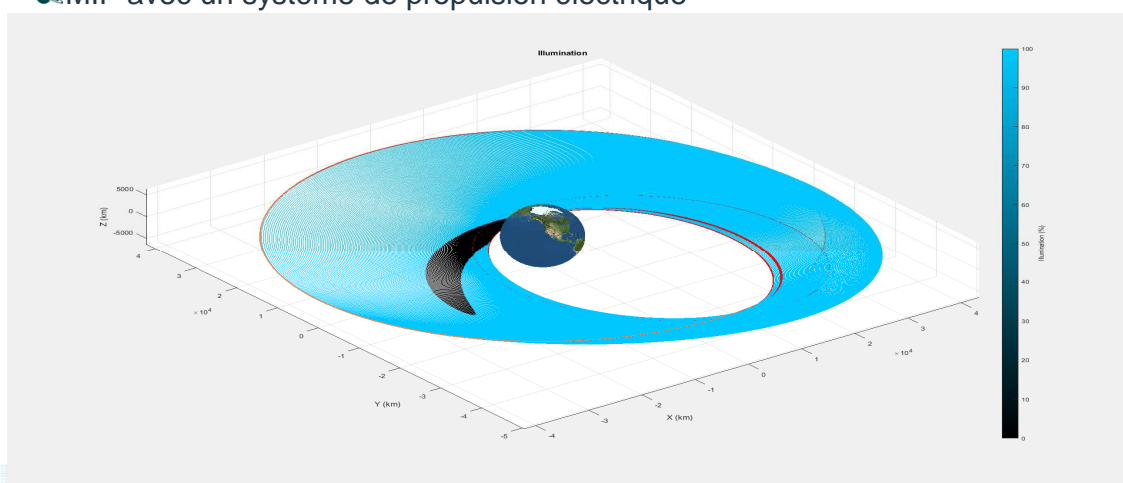
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé ou communiqué de quelque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
a Thales / Leonardo company
Space

La mise à poste

🚀 MIP avec un système de propulsion électrique



28

Ref.:
Template: 87201595-QCH-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé ou communiqué de quelque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
a Thales / Leonardo company
Space

Le maintien à poste

- Le contrôle et les corrections des paramètres de la trajectoire
 - Pour remplir sa mission, le satellite doit suivre une orbite et maintenir son orientation en limitant les écarts à des valeurs inférieures à celles définies pour la mission. Le maintien à poste du satellite, souvent piloté depuis le centre de contrôle, consiste à contrôler et corriger les écarts lorsque ceux-ci deviennent trop importants
 - Le satellite subit constamment des perturbations qui modifient son orbite en l'éloignant de l'orbite de référence.
 - Dans le cas d'un satellite en orbite géostationnaire, sa latitude normalement nulle est modifiée sous l'influence de la Lune et du Soleil (perturbation nord-sud). Les irrégularités du champ de gravité terrestre induisent un retard ou une avance sur la trajectoire nominale (perturbation est-ouest). Une déformation similaire de l'orbite est due à la pression de la radiation solaire. Les écarts par rapport à l'orbite de référence sont acceptés tant qu'ils sont inférieurs à $\pm 0.1^\circ$ en longitude et en latitude. Si l'écart est supérieur, la trajectoire doit être corrigée en utilisant la propulsion du satellite

29

Ref.:

Template: 87201590-QC1AS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Le maintien à poste

- Le contrôle et les corrections des paramètres de la trajectoire
 - Le centre de contrôle du satellite effectue ces corrections après avoir mesuré les écarts avec précision grâce aux stations terrestres et déduit les corrections à apporter. L'opérateur envoie alors vers le satellite des instructions par la liaison montante de télécommunications (liaison de télécommande): celles-ci déclenchent les moteurs pour une durée et une poussée soigneusement calculée à des endroits précis de l'orbite pour optimiser la consommation du carburant
 - Sur un satellite géostationnaire les plus grosses corrections concernent la dérive nord-sud:
il faut fournir une vitesse cumulée de 40 à 50 m/s par an pour corriger cette déviation
(à comparer à l'impulsion de 1500 m/s nécessaire pour le transfert en orbite géostationnaire)

30

Ref.:

Template: 87201590-QC1AS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Le maintien à poste

Application 1: Planning de manœuvre pour le maintien à poste sur orbite géostationnaire avec un système de propulsion chimique

- Durée du cycle de MAP: 14 jours
- Jour 1: manœuvre E/W = 2 corrections séparées de environ 12h (avec tuyères RCT: set D)
- 1.5 jour de mesures ranging pour la détermination d'orbite
- Jour 12: manœuvre Nord ou manœuvre Sud (avec tuyères RCT: set A ou B)
- 1.5 jour de mesures ranging pour la détermination d'orbite

Application 2: Planning de manœuvre pour le maintien à poste sur orbite géostationnaire avec un système de propulsion électrique

- Durée du cycle de MAP: 14 jours
- Jours de manœuvres: jours pairs (2, 4, 6, ..., 14)
- Nombre de manœuvres (chaque jour avec manœuvre): 4 (avec tuyères HET: NW, NE, SW, SE)

31

Ref.:

Template: 87201595-QCHTAS-EN-004

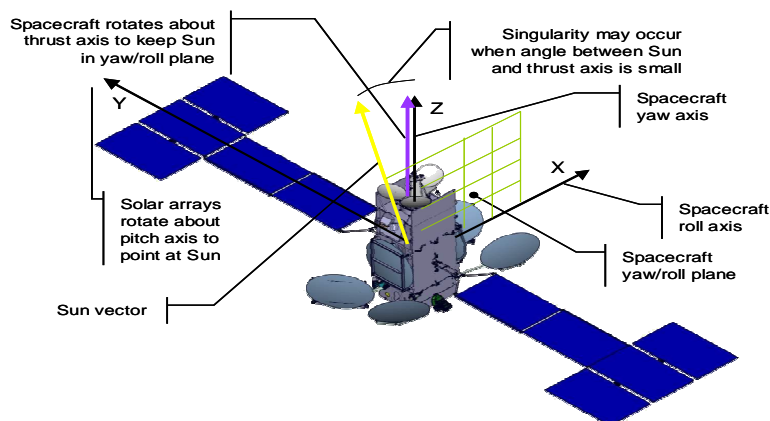
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré ou divulgué d'une façon quelconque sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

Questions-Réponses

Pour aller plus loin: Mission-Propulsion-Attitude



32

Ref.:

Template: 87201595-QCHTAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré ou divulgué d'une façon quelconque sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

SOMMAIRE

1. DEFINITIONS

- Orbit definition
- Two body mechanics
- Hohman transfer
- Time measurement systems

2. GEOSTATIONARY ORBIT (GEO)

- Definition
- Positioning operations sequence
- Orbit Perturbations
- Station keeping
- Eclipses

3. HELIOSYNCHRONOUS ORBIT (SSO)

- Definition
- Positioning operations sequence
- Station keeping

4. INTERPLANETARY TRANSFER

- Orbit transfer
- Gravitational assistance

33

Ref.:
Template: 87201595-QCI-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

HOHMANN TRANSFER

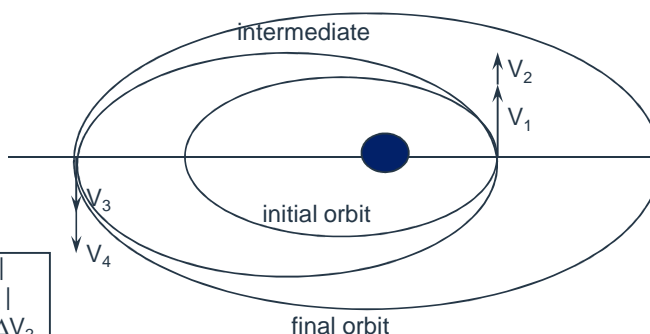
Definition : Transfer through tangential ΔV delivered at apogee or perigee

Advantage : Optimum transfer (ΔV cost) when initial and final orbit are quasi-circular

Strategy : See sketch

Delta-V : Velocity change

$$\begin{aligned}\Delta V_1 &= |V_2 - V_1| \\ \Delta V_2 &= |V_4 - V_3| \\ \Delta V &= \Delta V_1 + \Delta V_2\end{aligned}$$



34

Ref.:
Template: 87201595-QCI-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

EQUATION OF TIME

Definition : difference between Solar and Mean Solar Time

Contributions : 1- eccentricity of the Earth orbit

2- projection of Sun apparent motion on the equator plane

Formulation : Sun Right Ascension = $1.915 \sin M + 0.02 \sin 2M$
 where : $M = 358.48 + 0.9856 \text{ JD}$

Evolution over one year : See next slide

35



Ref.:

Template: 87201590-QC1TAS-EN-004

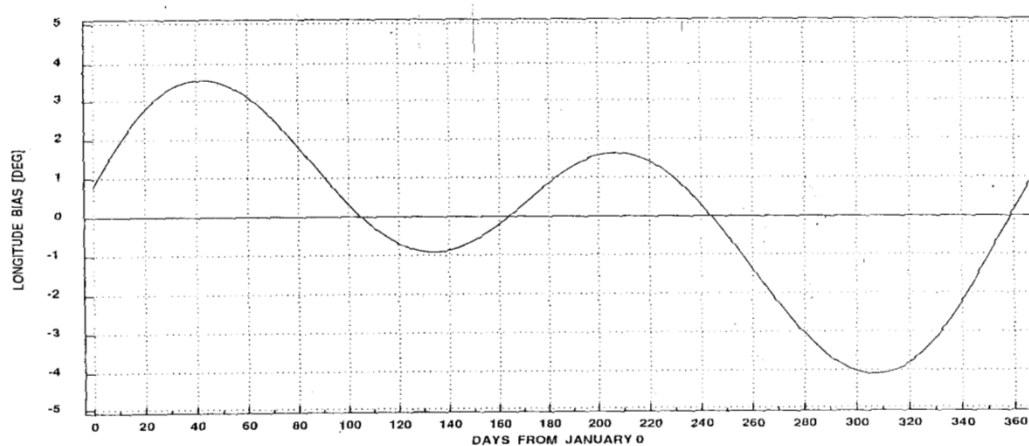


PROPRIETARY INFORMATION
 Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
 Space
 a Thales / Leonardo company

SOLAR LONGITUDE DEVIATION AT NOON DURING ONE YEAR



36



Ref.:

Template: 87201590-QC1TAS-EN-004



PROPRIETARY INFORMATION
 Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
 Space
 a Thales / Leonardo company

2. GEOSTATIONARY ORBIT (GEO)

- GEO DEFINITION
- GEO ORBIT ACQUISITION
- LAUNCH WINDOW
- APOGEE MANEUVER
- POSITIONING OPERATIONS SEQUENCE
- GEO ORBIT PERTURBATIONS
- STATION KEEPING

37

Ref.:
Template: 87201596-QCH-TAS-EN-004

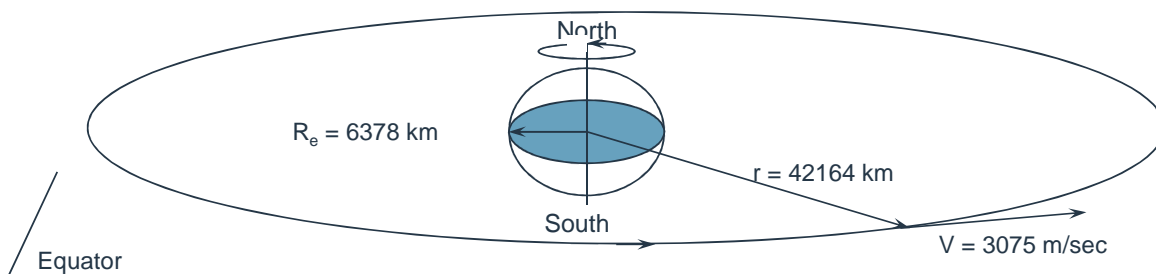
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

GEO DEFINITION

GEO = SYNCHRONOUS EQUATORIAL CIRCULAR ORBIT



PERIOD = 86164 sec = 23 h 56 mn

38

Ref.:
Template: 87201596-QCH-TAS-EN-004

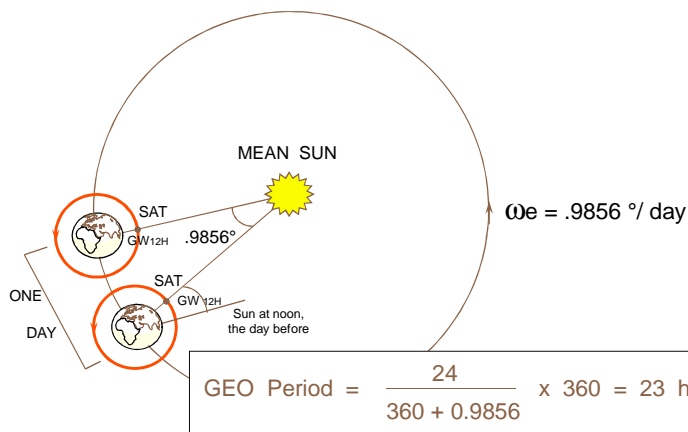
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

GEO PERIOD

1 EARTH ORBIT REVOLUTION (360°) in 365.25 days -----> $\omega_e = 0.9856^\circ/\text{day}$



39

<date>
Ref.: <reference>
Template: 872015RG-QCH-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé, communiqué, copié, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

ORBIT ACQUISITION RATIONALE

LAUNCH AND EARLY OPERATIONS

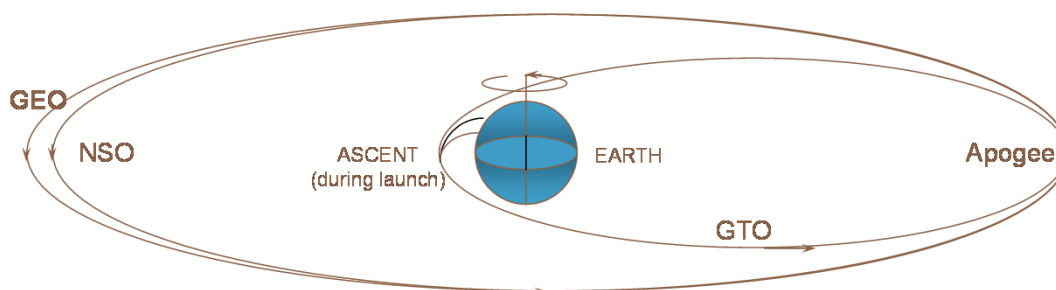
After Apogee Manoeuvres

After Final Station Acquisition

-----> GTO(Geostationary Transfer Orbit)

-----> NSO(Nearly Stationary orbit)

-----> GEO(GEostationary Orbit)



40

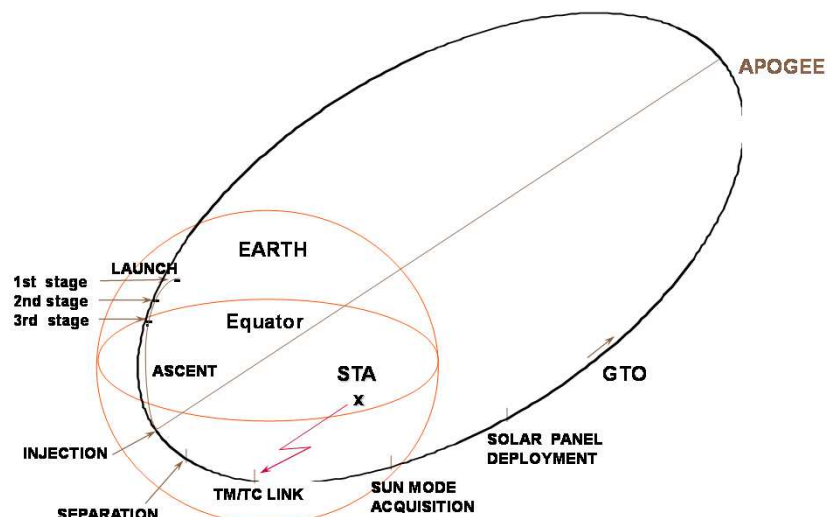
Mai 2007
Ref.:
Template: 872015RG-QCH-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé, communiqué, copié, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

LAUNCH AND EARLY ORBIT OPERATIONS



41

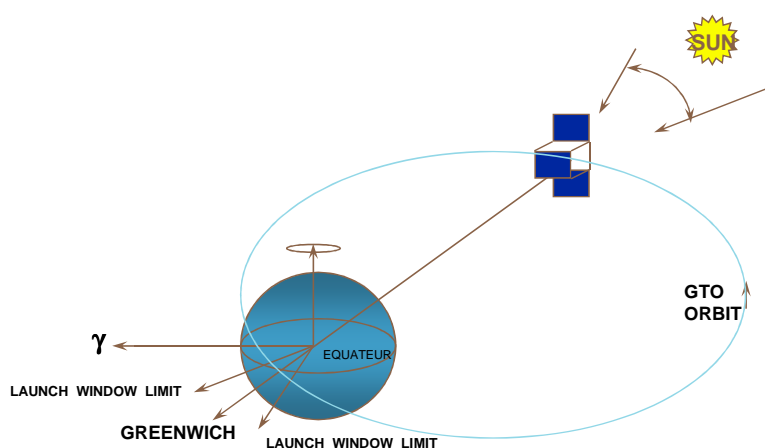
Ref.:
Template: 87201590-QC1-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré, communiqué, copié, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

LAUNCH WINDOWS DETERMINATION



EXAMPLE OF SUN DIRECTION CONSTRAINT DUE TO SUN SENSOR

42

Mai 2007
Ref.:
Template: 87201590-QC1-TAS-EN-004

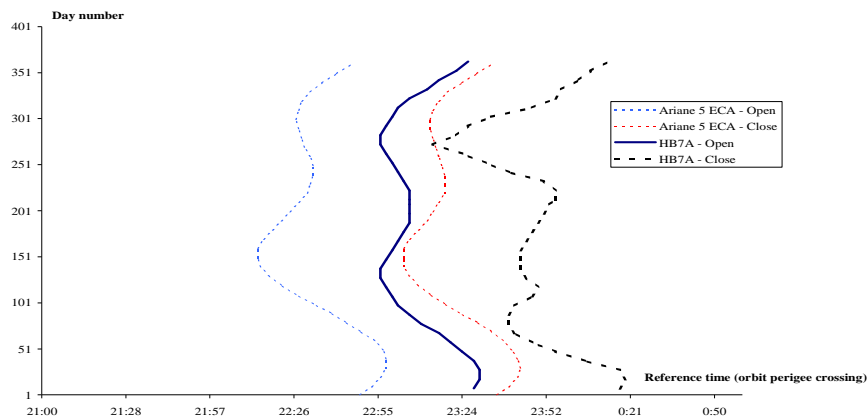
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré, communiqué, copié, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

LAUNCH WINDOW ON ARIANE

HB7A Launch Window on Ariane 5 ECA
Year 2005/2006



43

Mai 2007
Ref.:
Template: 87201590-QCH-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé ou communiqué, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

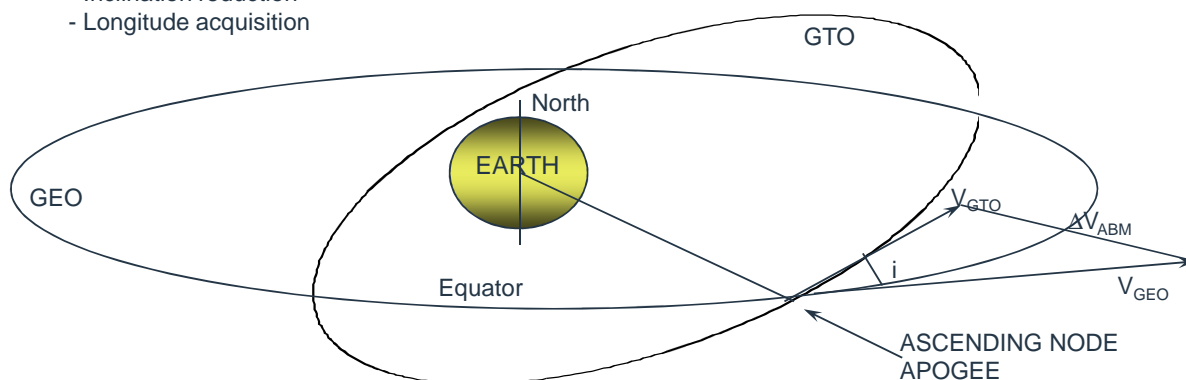
THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

APOGEE MANEUVER

OBJECTIVES :

- Orbit circularisation
- Inclination reduction
- Longitude acquisition



44

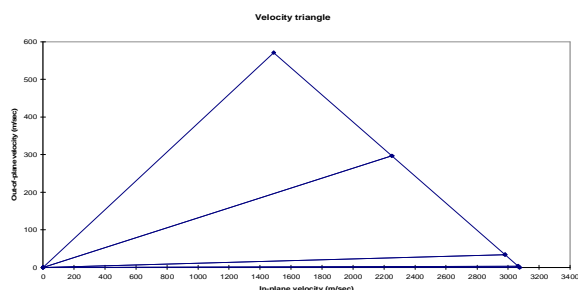
Ref.:
Template: 87201590-QCH-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé ou communiqué, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

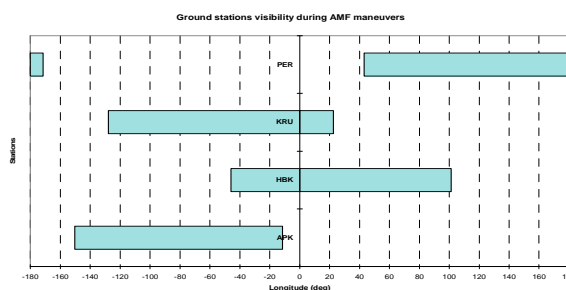
THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

EXAMPLE OF TRANSFER STRATEGY (1/2)



Apogee velocity diagram during station acquisition



Earth station visibility constraints during apogee maneuvers

maneuver	apogee perigee	deltaV m/sec	longitude deg	time/injec. days	visibility (station1)	(station2)
AMF1	2	505.00	-71.91	0.66	APK	KRU
AMF2	4	829.33	-95.51	1.73	APK	KRU
AMF3	6	127.62	-14.36	3.50	HBK	KRU
Fine	9	4.00	-10.20	6.48	HBK	KRU
total		1465.95				

45

Ref.:

Template: 87201596/QCI-TAS-EN-004

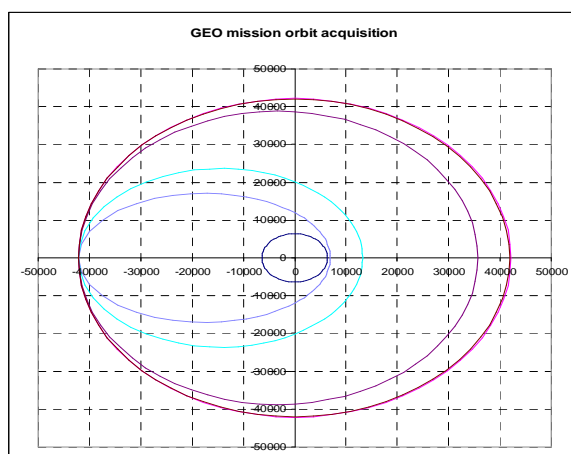
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé, communiqué, copié, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable écrit de Thales Alenia Space.

Apogee maneuvers

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

EXAMPLE OF TRANSFER STRATEGY (2/2)



orbit	apogee alt. km	perigee alt. km	inclination deg	period hr	lon. drift deg/rev
GTO	35786	560	7.00	10.63	200.05
PostAMF1	35786	6879	3.52	12.75	168.20
PostAMF2	35786	29324	0.35	21.24	40.58
PostAMF3	35786	35569	0.01	23.84	1.39
GEO	35786	35786	0.00	23.93	0.00

Nominal orbit parameters

46

Ref.:

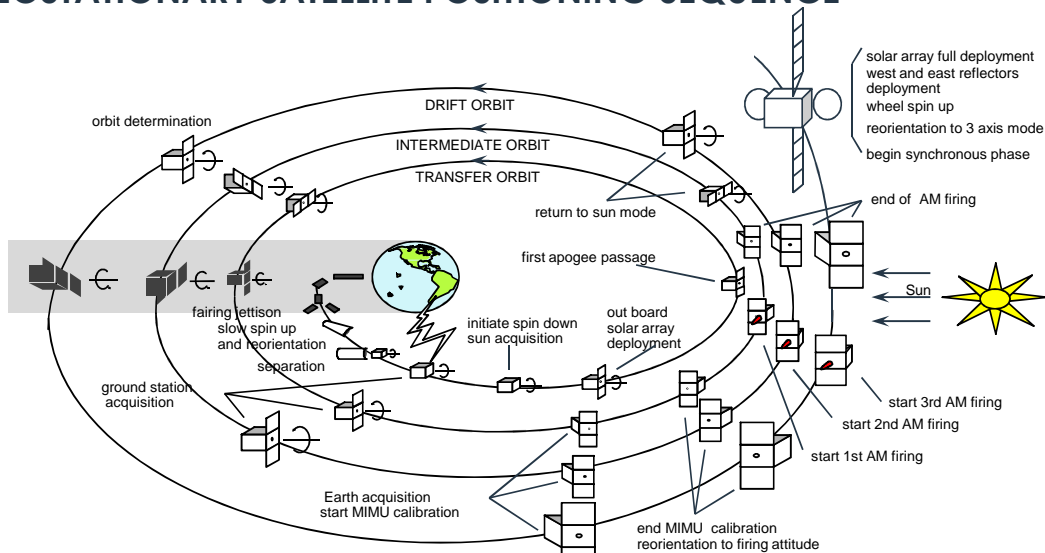
Template: 87201596/QCI-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé, communiqué, copié, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable écrit de Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

GEOSTATIONARY SATELLITE POSITIONING SEQUENCE



47

Ref.:
Template: 87201595-QCH-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

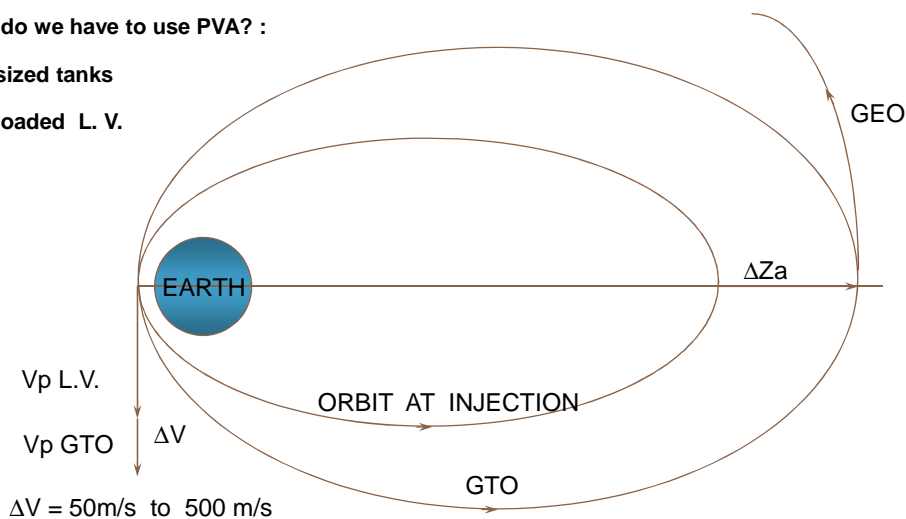
THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

P.V.A. - PERIGEE VELOCITY AUGMENTATION

When do we have to use PVA? :

- oversized tanks
- overloaded L. V.



$\Delta V = 50 \text{ m/s to } 500 \text{ m/s}$

48

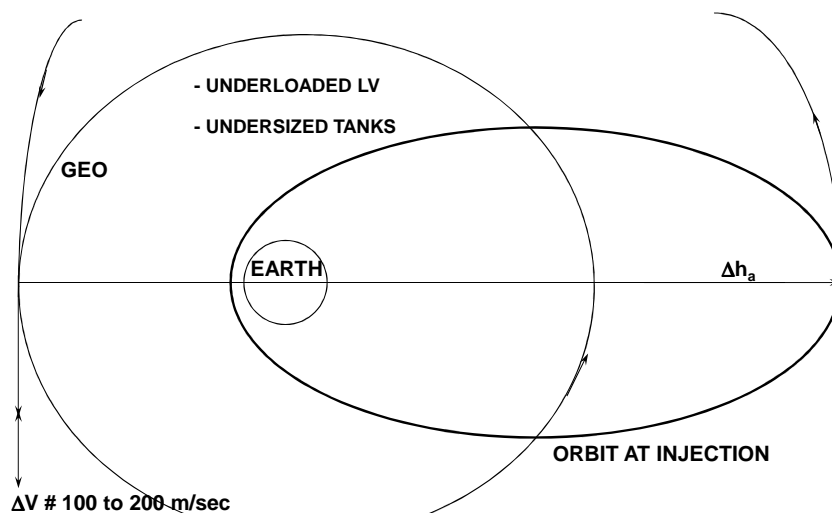
Mai 2007
Ref.:
Template: 87201595-QCH-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

SUPERSYNCHRONOUS GTO



49

Ref.:
Template: 87201590-QCH-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré ou divulgué d'une manière quelconque sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

ORBIT PERTURBATIONS

- - Perturbation sources
- - Earth potential triaxiality
- - Moon-Sun perturbations
- - Solar radiation pressure
- - Eclipses characteristics

50

Ref.:
Template: 87201590-QCH-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré ou divulgué d'une manière quelconque sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

SOURCES OF ORBIT PERTURBATIONS IN GEO

Perturbation Sources

Other forces than the central attraction of NEWTON model

$$\underline{E} = \underline{E}_n + \underline{E}_p = \text{Newtonian central force} + \text{perturbative forces}$$

- 1 - Earth non-spherical gravity field (triaxiality of potential)
- 2 - Moon attraction
- 3 - Sun attraction
- 4 - Solar radiation pressure force
- 5 - Attitude control thrusters pulses
- 6 - Others, negligible (Planets gravity, tide effect, RF radiation pressure, ...)

51

Ref.:
Template: 87201595-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé ou communiqué, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

EARTH POTENTIAL PERTURBATIONS

S : secular
LP : long periodic
MP : medium periodic
SP : short periodic

	a, l	e, ω	i, Ω
EARTH Potential	S	SP	SP
LUNI-SOLAR			
SOLAR Rad. Pres.			

52

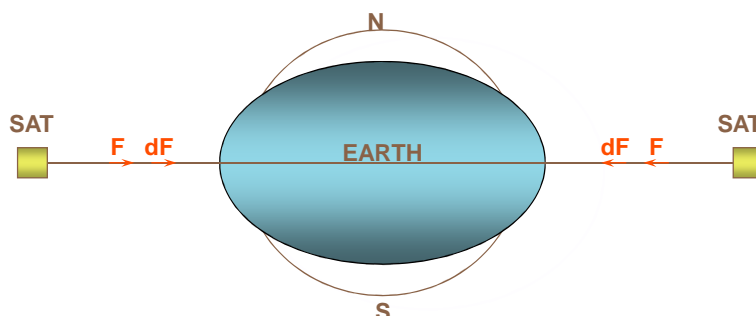
Ref.:
Template: 87201595-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé ou communiqué, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

EARTH FLATTENING EFFECT ON GEO. SAT.



$d\vec{F}$ = Force increase due to more mass at closer distance
 = constant radial force \rightarrow equivalent to radial ΔV

Impact : on mean longitude (impact on "e" = 0 because averaged to 0 in 1 revolution)

corrective solution : increase distance to decrease F

53

Mai 2007

Ref.:

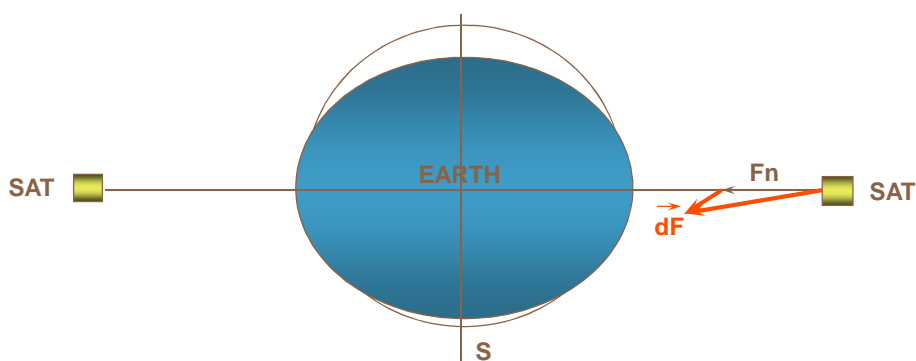
Template: 87201590-QC1TAS-EN-004

Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

ASYMETRIC FLATTENING EFFECT on GEO SATELLITE



dF in-plane component : same effect as on previous figure

dF out-of-plane component : impact on i, Ω is zero, since averaged in one revolution.

54

Mai 2007

Ref.:

Template: 87201590-QC1TAS-EN-004

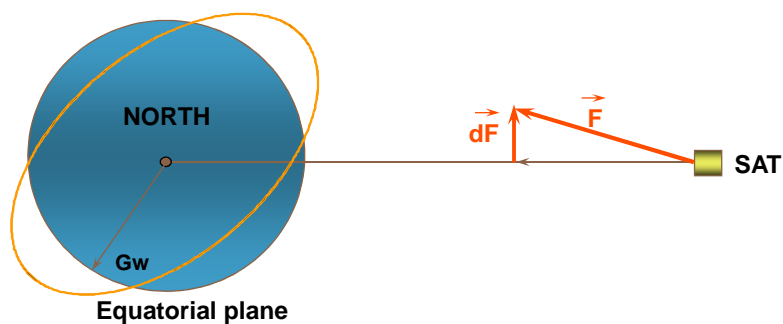
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

70

ThalesAlenia
Space

EARTH EQUATORIAL BULGE EFFECT on GEO SAT



dF = lateral force due to asymmetric mass distribution at closer distance
= constant lateral force \rightarrow equivalent to tangential ΔV

Impact : on semi-major axis (resultant on "e" over one revolution is zero)

corrective action : SAT thrusting in the opposite direction

55

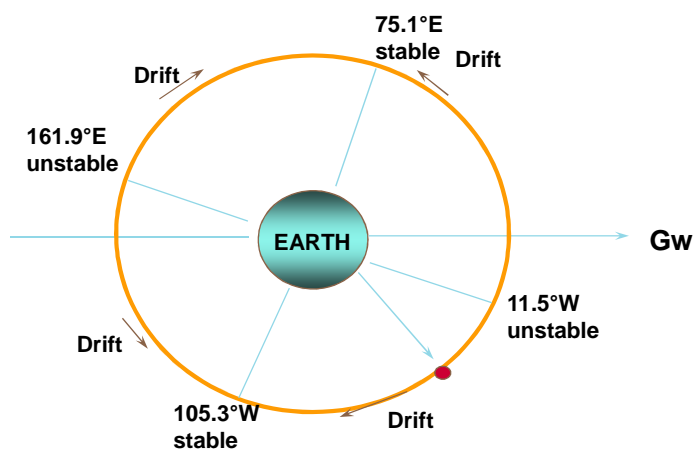
Mai 2007
Ref.:
Template: 87201590-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

DIRECTION of TANGENTIAL GRAVITY FORCE - LONGITUDE DRIFT



Stable longitude positions are : 75.1° E and 105.3 °W
Unstable " " " 161.9° E " 11.5 °W

56

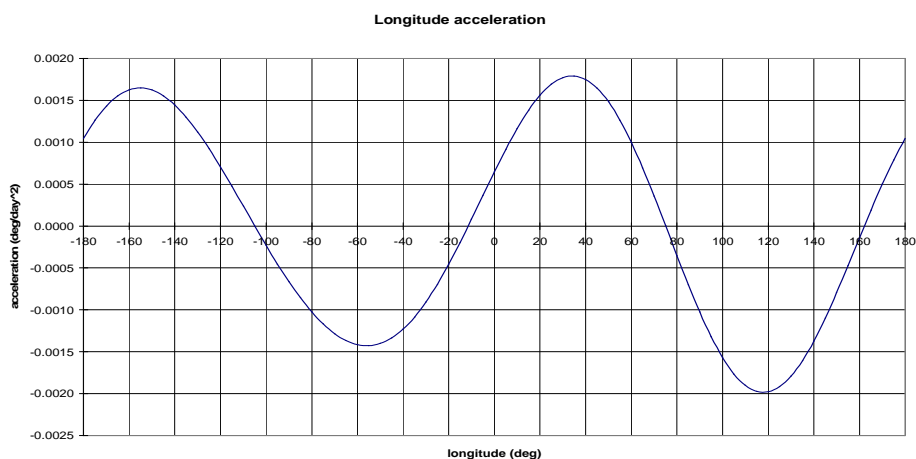
Mai 2007
Ref.:
Template: 87201590-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

LONGITUDE ACCELERATION EVOLUTION OVER THE EQUATOR



57

Ref.:
Template: 87201595-QCI-TAS-EN-004



PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré sous quelque forme, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

LUNI-SOLAR PERTURBATIONS

S : secular
LP : long periodic
MP : medium periodic
SP : short periodic

	a, l	e, ω	i, Ω
LUNI - SOLAR	MP + LP	MP	S + LP + MP

58

Ref.:
Template: 87201595-QCI-TAS-EN-004

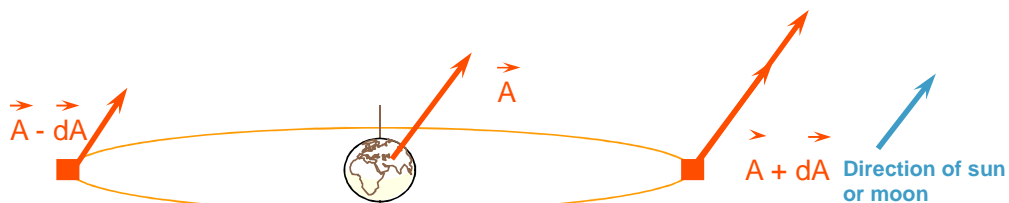


PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré sous quelque forme, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

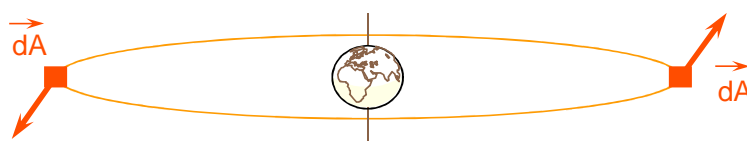
THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

SOLAR & LUNAR GRAVITY ATTRACTION (recall)



Solar or Lunar gravity attraction $A \pm dA$ in inertial system



Net Solar or Lunar gravity attraction " dA " in the equatorial geocentric system

dA in-plane component : impacts on eccentricity vector , much less on " a " & " λ "

dA out-of-plane comp. : impacts on inclination vector

59

Mai 2007
Ref.:
Template: 87201595-QC1-TAS-EN-004

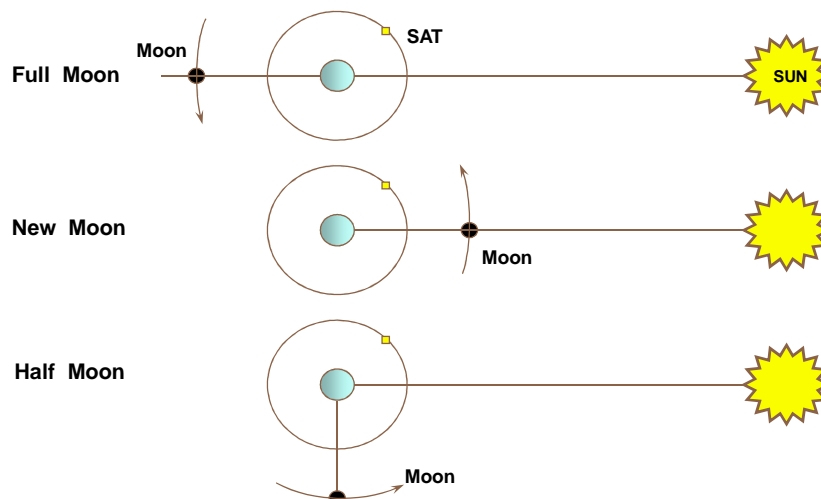
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

70

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

MOON-SUN ATTRACTION – IN PLANE TIDAL EFFECT



60

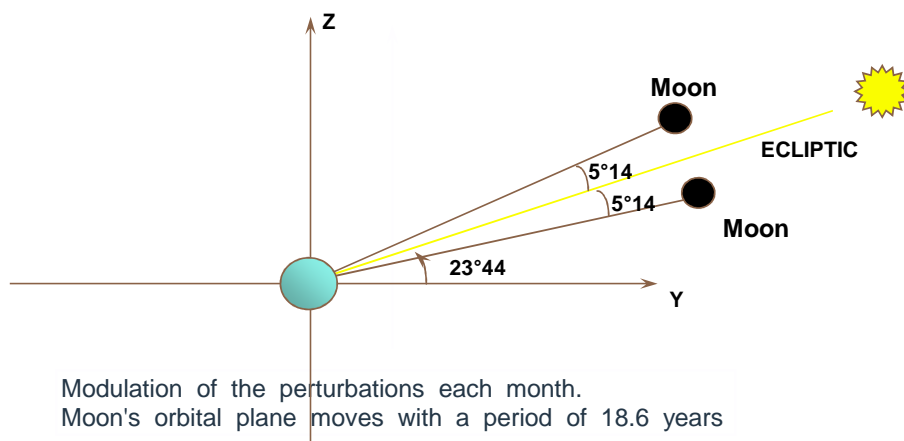
Mai 2007
Ref.:
Template: 87201595-QC1-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

MOON PERTURBATION : OUT-OF-PLANE COMPONENT



61

Mai 2007

Ref.:

Template: 87201590-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré ou divulgué d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

PERIODIC LUNI-SOLAR PERTURBATIONS ON DRIFT VECTOR

LONGITUDE	
Period (days)	Amplitude (km)
182	0.019
365	0.006
27.6	0.003
13.7	0.003
0.52	0.002

LONGITUDE DRIFT	
Period (days)	Amplitude (km)
0.52	0.965
0.50	0.435
0.53	0.188
0.35	0.084
0.50	0.082

62

Ref.:

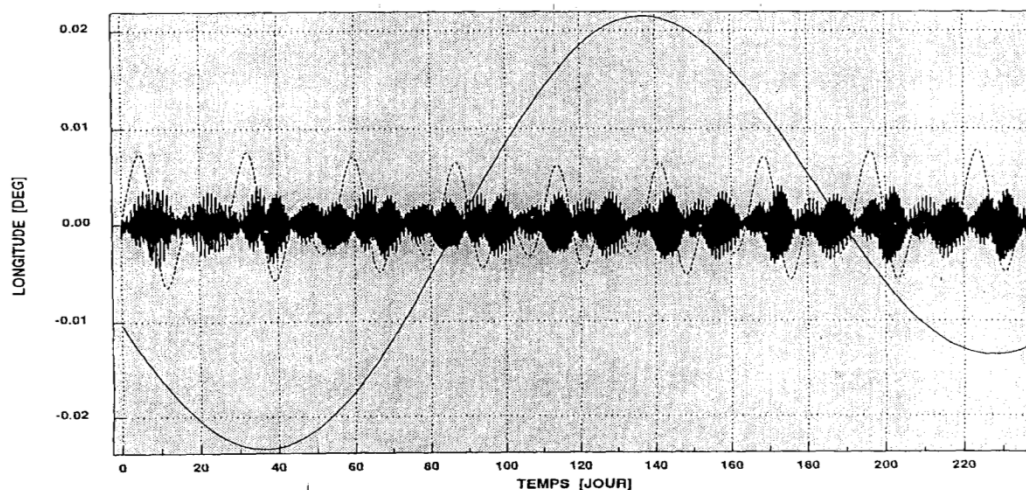
Template: 87201590-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré ou divulgué d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

PERIODIC LUNI-SOLAR PERTURBATIONS ON LONGITUDE



63

Ref.:
Template: 87201595-QC-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré sous quelque forme que ce soit, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

SOLAR RADIATION PRESSURE

S : secular
LP : long periodic
MP : medium periodic
SP : short periodic

	a, l	e, ω	i, Ω
SOLAR Rad.Pres.	SP	LP	SP

64

Ref.:
Template: 87201595-QC-TAS-EN-004

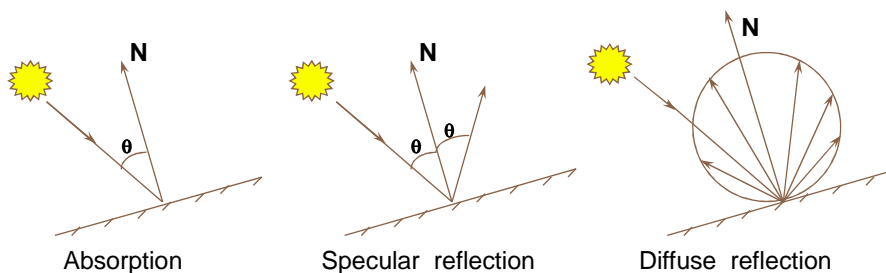
PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré sous quelque forme que ce soit, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

MODELISATION of IMPINGEMENT of INCIDENT RADIATION

Incident radiation is either absorbed , or reflected (specularly or diffusely) or all .



Ca = absorption coefficient = fraction of incident radiation that is absorbed
 Cs = specular reflexion coef. = " " " " specularly reflected
 Cd = diffuse " " = " " " " diffusely reflected

$$Ca + Cs + Cd = 1$$

65

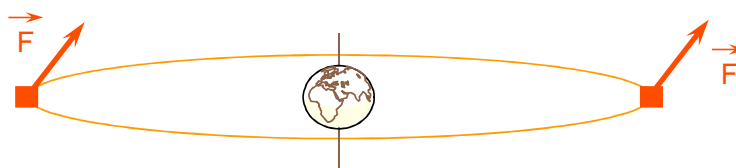
Mai 2007
 Ref. :
 Template : 87201590-QC1-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
 Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
 a Thales / Leonardo company
 Space

SOLAR RADIATION PRESSURE (S.R.P.) EFFECT on GEO SAT



On i, Ω, λ , drift :
 S.R.P. generates constant force with
 zero resultant effect over one revolution .

On e, ω :

The resultant effect on " e, ω " (eccentricity vector) is cumulative

66

Mai 2007
 Ref. :
 Template : 87201590-QC1-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
 Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

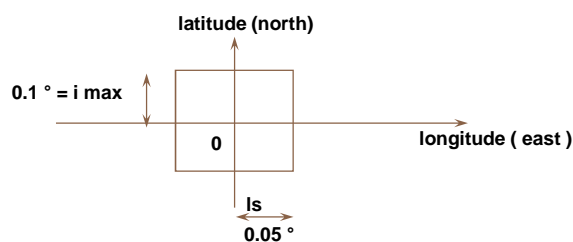
THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
 a Thales / Leonardo company
 Space

DEFINITION OF SATELLITE STATION - KEEPING

STATION KEEPING OF A GEOSTATIONARY SATELLITE CONSISTS IN MAINTAINING ITS LONGITUDE AND LATITUDE WITHIN SPECIFIED LIMITS DEFINING THE " ORBITAL WINDOW " AROUND THE NOMINAL POINT.

ORBITAL WINDOW



$l_s = \text{on - station longitude}$

note : station - keeping is also called " on - orbit control "

67

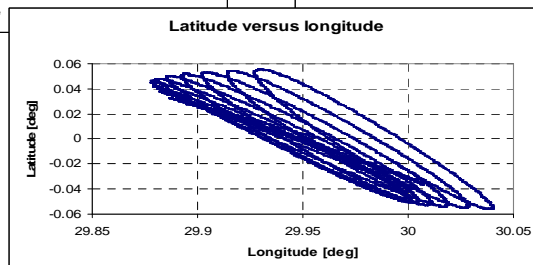
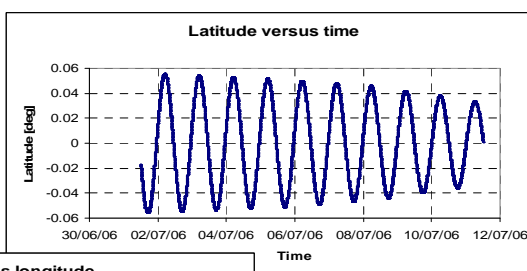
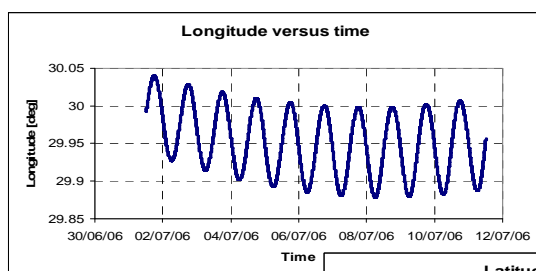
Mai 2007
Ref.:
Template: 87201595/QC1TAS/EN 004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

GEO SATELLITE APPARENT MOTION



semi major axis [km]	42167.2
eccentricity []	0.0003
inclination [deg]	0.03
argument of perigee [deg]	220
right ascension of AN [deg]	270
true anomaly [deg]	0
time [UTC]	01/07/2006 12:00

68

Ref.:
Template: 87201595/QC1TAS/EN 004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

CRITERIA FOR OPTIMAL STRATEGY

- 1 - Minimize the overall propellant consumption
(or the overall Delta-V)

within the requirements and the design constraints

- 2 - Minimize the workload of the Operation Center :

- by limiting the number of orbit corrections
- by regularly planning the maneuvers on a constant time basis

69

Ref.:
Template: 87201595/QCI-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

CUSTOMER REQUIREMENTS & CONSTRAINTS

→ Customer requirements

- Longitude window : $\pm 0.1^\circ$ or $\pm 0.05^\circ$
- Latitude window : $\pm 0.1^\circ$ or $\pm 0.05^\circ$
- Station longitude : worst case is 36°E or 117°E

→ Ground station constraints

- Utilization of only one ground station for orbit determination
- Orbit restitution precision : (3 sigma standard value)

70

Ref.:
Template: 87201595/QCI-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

SATELLITE CONSTRAINTS

1. COLINEARITY CONSTRAINT

Yaw information from SUN sensors gives a $\pm 0.3^\circ$ yaw attitude accuracy if there is a minimum angle of 25° between :

- SUN direction projected on XZ satellite plane
- EARTH pointed satellite axis (Z axis)

2. CROSS - COUPLING

During N/S maneuvers, the cross-coupling effect in the E/W direction is 1% maximum (3 sigma)

71



Ref.:

Template: 872015RQ-QC1TAS-EN-004



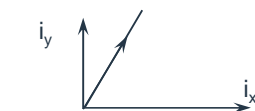
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

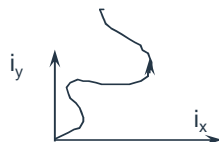
ThalesAlenia
Space

NORTH/SOUTH EVOLUTION AND BASIC STRATEGY

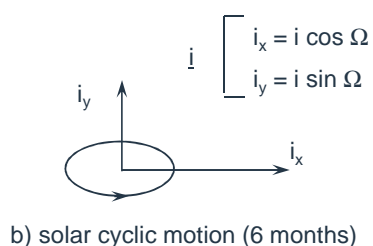
- EVOLUTION OF THE INCLINATION VECTOR



a) secular motion



c) resultant motion



b) solar cyclic motion (6 months)

- BASIC STRATEGY FOR NORTH/SOUTH CONTROL

- Correct only the secular motion
- Perform the corrections regularly every 14 days (within the nominal East/West station-keeping cycle) to limit the cross-coupling effects on the in-plane motion

72



Ref.:

Template: 872015RQ-QC1TAS-EN-004

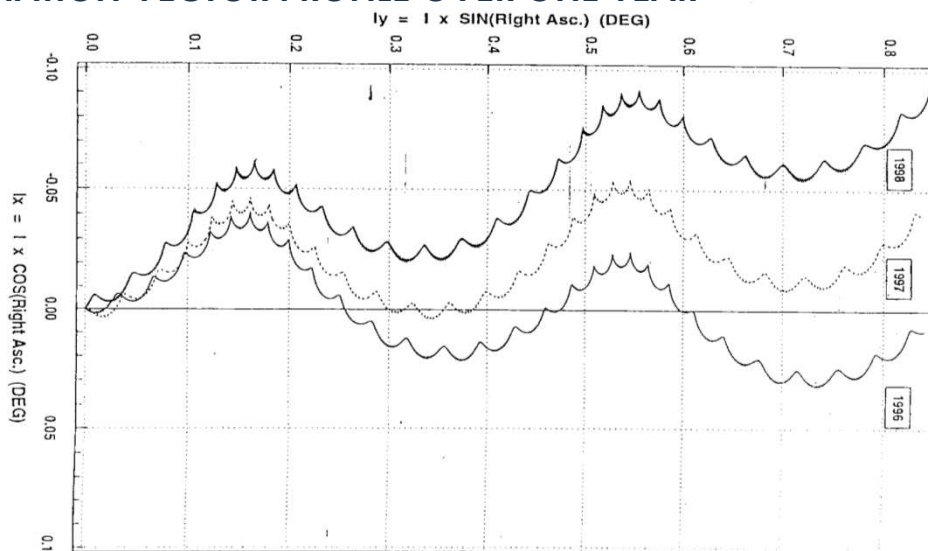


Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALÉNIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

INCLINATION VECTOR PROFILE OVER ONE YEAR



73

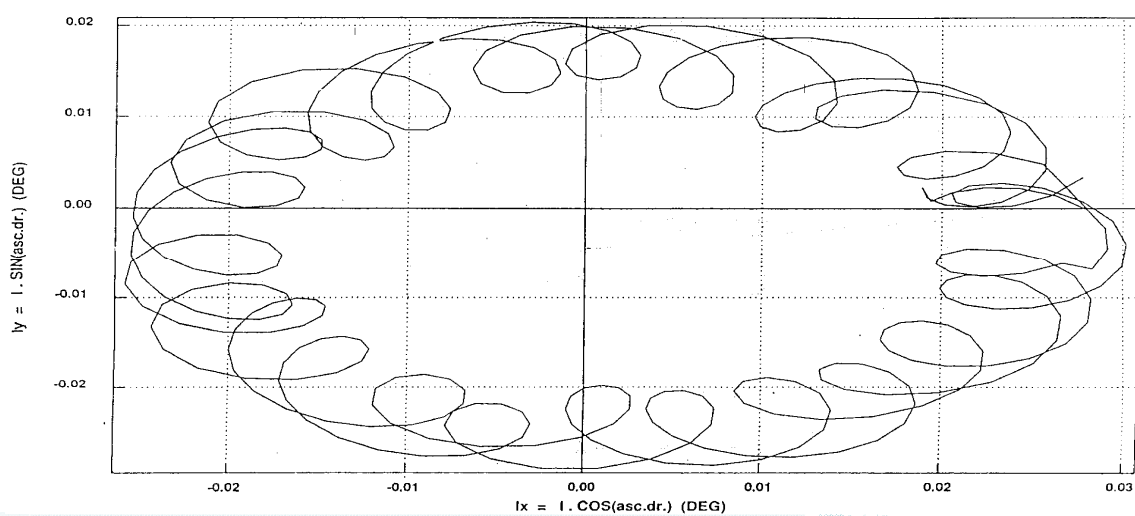
Ref.:
Template: 87201590-QC1A5-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traité d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

INCLINATION SHORT TERM CYCLIC EVOLUTION OVER 1 YEAR



74

Mai 2007

Ref.:
Template: 87201590-QC1A5-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traité d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

NORTH/SOUTH CONTROL STRATEGY

→ Strategy so-called “without gyros” and with “skipped maneuvers”

- No maneuver during alignment period as far as possible
- Period duration without N/S maneuver : 2 x 28 days x 2 equinoxes
- 20 maneuvers per year (6 less than usual)

Delta-V of the skipped maneuvers is assigned to the others

- Maximum N/S Delta-V = 2.5 m/sec during year 2000

- ### → Disadvantage :
- Higher Delta-V for each N/S maneuver
 - Higher inclination around solstices

- ### → Result of simulation is illustrated on next slide showing the inclination vector evolution over a six month period of year 2006

75

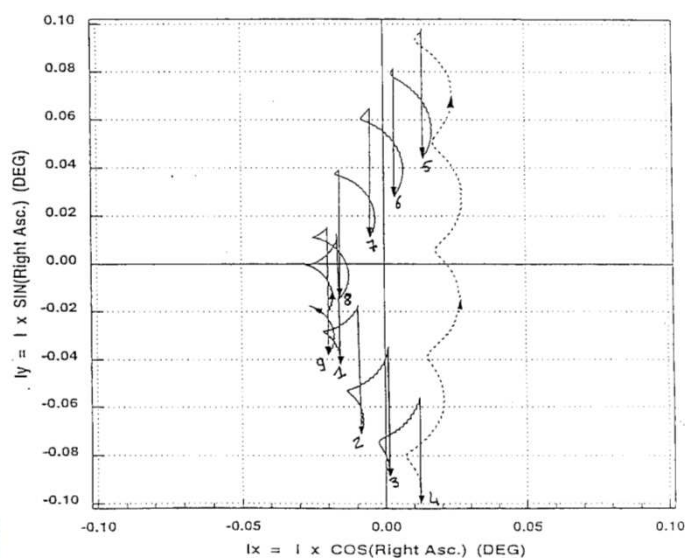
Ref.:
Template: 87201590-QC-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, communiqué ou divulgué, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

NORTH/SOUTH CONTROL STRATEGY SIMULATION



76

Ref.:
Template: 87201590-QC-TAS-EN-004

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

EAST/WEST STATION-KEEPING

PARAMETER TO BE CONTROLLED :
SATELLITE TRUE LONGITUDE "l"

$$l = \lambda + (180/\pi) \cdot 2 e \sin M$$

$$|l - l_{\text{station}}| < 0.1^\circ$$

λ : mean longitude (deg)
 e : eccentricity
 M : mean anomaly (deg)

77



Ref.:

Template: 87201595-QCH-TAS-EN-004



PROPRIETARY INFORMATION
 Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
 a Thales / Leonardo company **Space**

EAST/WEST PERTURBATIONS

● EARTH POTENTIAL TRIAXIALITY
(OBLATENESS, ...)

MEAN LONGITUDE (λ)

● SOLAR RADIATION PRESSURE

ECCENTRICITY (e)

● LUNI-SOLAR SHORT TERM
PERTURBATIONS

(λ , e)

78



Mai 2007

Ref.:

Template: 87201595-QCH-TAS-EN-004



PROPRIETARY INFORMATION
 Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
 a Thales / Leonardo company **Space**

EFFECT OF EARTH TRIAXIALITY ON LONGITUDE

Differential equation : λ'' is constant (C) for a dedicated longitude λ_s

$$\lambda'' = C$$

$$\lambda' = C * t + \lambda'_0$$

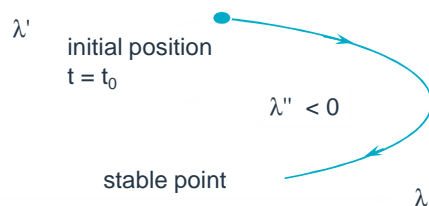
Equation of motion :

$$\lambda = C * t^2 / 2 + \lambda'_0 * t + \lambda_0$$

λ_0 : initial longitude at time t_0

λ'_0 : initial drift rate at time t_0

Result : Longitude motion is a parabolic function of time



79

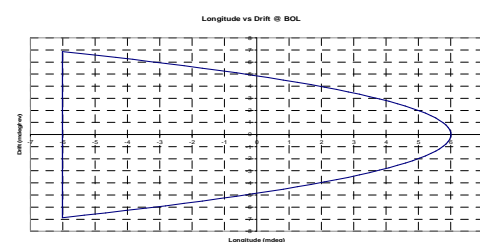
Ref.:
Template: 87201595-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

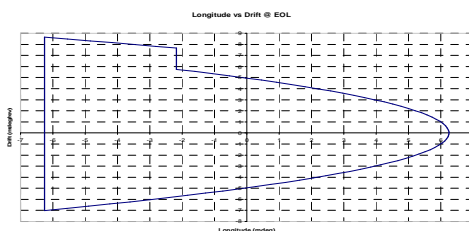
THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

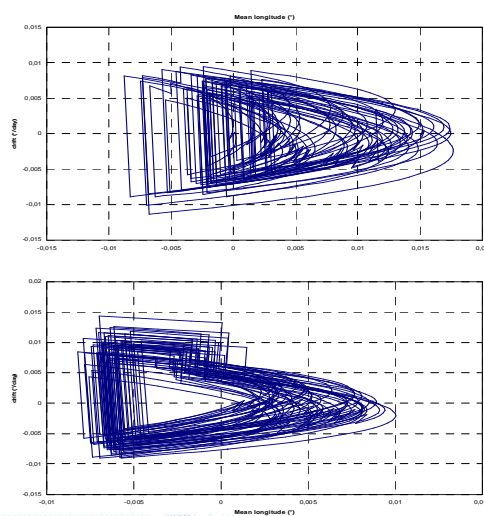
MEAN LONGITUDE CONTROL



BOL



EOL



80

Ref.:
Template: 87201595-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

SATELLITE ECCENTRICITY EVOLUTION

- NATURAL ECCENTRICITY :

$$e_n = 0.01115 \ C_p \ A / M$$

Δl_e = daily longitude libration

$$l \text{ (deg)} = \lambda \pm \Delta l_e = \lambda \pm (180/\pi) \ 2 e_n$$

	BOL	EOL
e_n	$45.4 \ 10^{-5}$	$63.4 \ 10^{-5}$
$DI_e \text{ (deg)}$	± 0.052	± 0.073

- CONCLUSION :

longitude window allocation for libration is not large enough

-----> need of active eccentricity control

81



Ref.:

Template: 87201595-QCI-TAS-EN-004



PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré ou divulgué d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

SIMULTANEOUS CONTROL OF LONGITUDE AND ECCENTRICITY

TANGENTIAL ΔV AFFECTS BOTH DRIFT AND ECCENTRICITY

Time and magnitude of the maneuver have to be optimized

with respect to the desired control of drift (ΔV_d) and eccentricity (ΔV_e)

- drift control : any time but only positive ΔV (for positive λ)
- eccentricity control : positive ΔV at 6:00 or negative ΔV at 18:00

CONCLUSION : A minimum of 2 maneuvers (6:00 and 18:00) is necessary

82



Ref.:

Template: 87201595-QCI-TAS-EN-004



PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, transféré ou divulgué d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

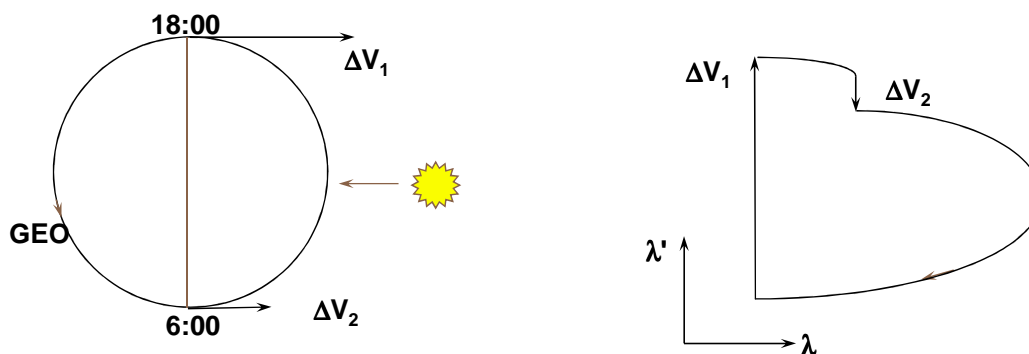
ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

TWO-BURN STRATEGY

$\Delta V_e, \Delta V_d$ = Delta-V requirement for drift and eccentricity control

$\Delta V_1, \Delta V_2$ = positive and negative Delta-V at 6:00 and 18:00 local satellite,

satisfying : $\Delta V_d = \Delta V_1 - \Delta V_2$ and : $\Delta V_e = \Delta V_1 + \Delta V_2$



83

Ref.:
Template: 87201590-QC-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

IMPACT OF MANOEUVRE TIME

Maneuver time : 6:00 and/or 18:00 local satellite

- Maneuver position w.r.t. equinox eclipse : Never in eclipse
- SUN - SAT - EARTH angle = $\pm 90^\circ$ ----> Always outside colinearity

84

Ref.:
Template: 87201590-QC-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

ELABORATION OF THE EAST/WEST CONTROL STRATEGY

EAST/WEST WINDOW IS SEGMENTED IN :

- An allocation for triaxiality effect on mean longitude
- An allocation for eccentricity effect on true longitude
- An allocation for uncertainties / inaccuracies
- An allocation for luni-solar short term perturbations

85



Ref.:

Template: 87201595-QC1TAS-EN-004



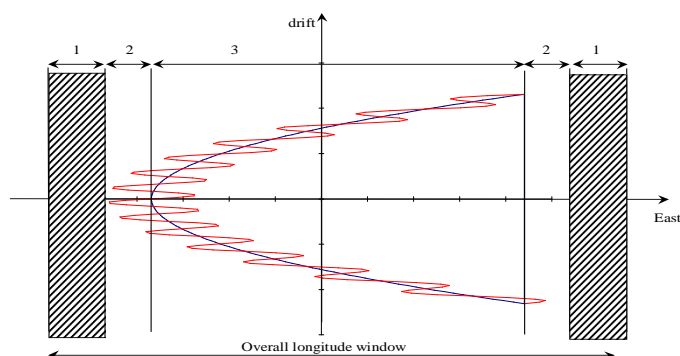
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

PROPRIETARY INFORMATION

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

EAST/WEST WINDOW ALLOCATION



- 1 : Uncertainties allocation
- 2 : Eccentricity allocation
- 3 : Longitude drift allocation

Total must be : $\pm 0.1^\circ$

86



Ref.:

Template: 87201595-QC1TAS-EN-004



Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, traduit d'une quelconque façon, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

PROPRIETARY INFORMATION

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space

OVERALL STATION-KEEPING

CONTROL CYCLE PERIOD = 14 DAYS



Advantage : E/W maneuver combined with correction of cross-coupling effect -----> less maneuvers

Disadvantage : Allocation for cross-coupling effect (integrated over two last days only)

87

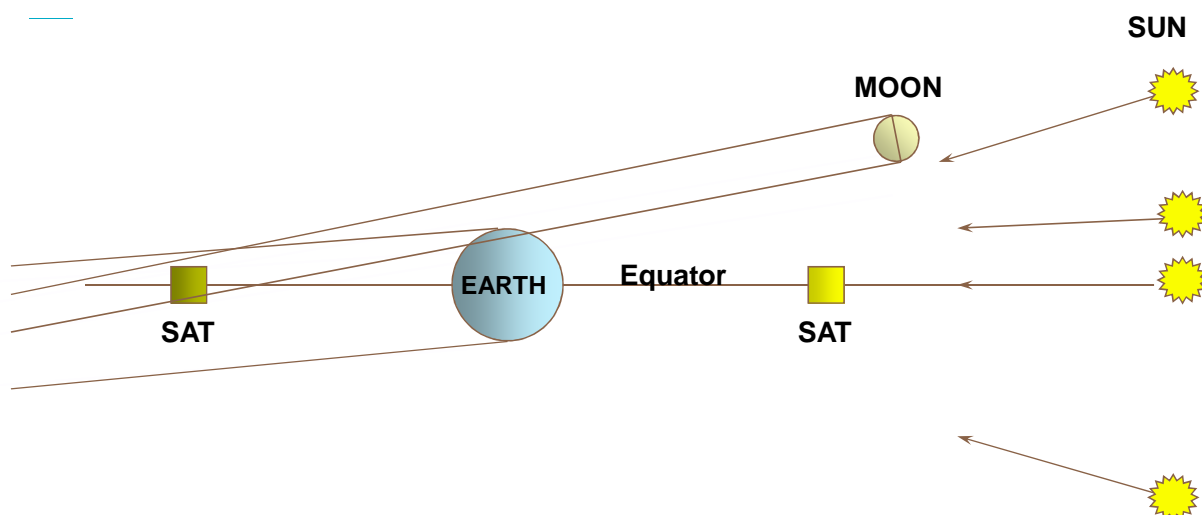
Ref.:
Template: 87201590-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé sous quelque forme que ce soit, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

GEOMETRY of ECLIPSES in GEO



88

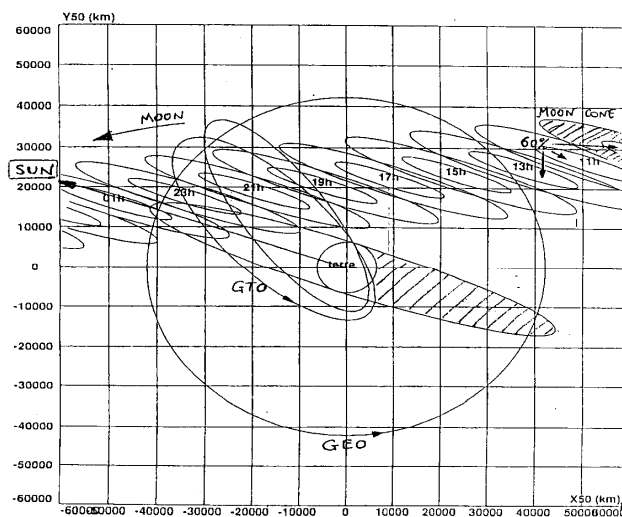
Mai 2007
Ref.:
Template: 87201590-QC1TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, diffusé sous quelque forme que ce soit, en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable et écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
Space
a Thales / Leonardo company

COMBINED MOON – EARTH ECLIPSE OF SUN



89

Mai 2007

Ref.:

Template: 87201390-QCI-TAS-EN-004

PROPRIETARY INFORMATION
Ce document ne peut être reproduit, modifié, adapté, publié, communiqué ou divulgué en tout ou partie, ni divulgué à un tiers sans l'accord préalable écrit de Thales Alenia Space. © 2017 Thales Alenia Space.

THALES ALLENIA SPACE INTERNAL

ThalesAlenia
space
a Thales / Alenia company