

# KSC5 Cassini Titan RPfive-Bobix

Catégorie DUO

## Rapport de Mission



## Table des matières

1	Introduction .....	3
2	Documents de références .....	3
3	Description de la mission .....	3
4	Organisation .....	4
5	Le calcul des trajectoires.....	5
5.1	Rappel sur la dynamique d'une assistance gravitationnelle .....	5
5.2	Trajectoire interplanétaire .....	6
5.3	Trajectoire autour de Saturne.....	13
6	Procédures de navigation pour assurer la précision requise .....	18
6.1	Corrections en « boucle ouverte » .....	18
6.2	Corrections en « boucle fermée ».....	19
6.3	Procédure globale et résultats obtenus .....	20
7	Automatisation de la rotation de Cassini lors du largage de Huygens .....	21
7.1	Objectif : maintenir une vitesse de rotation constante.....	21
7.2	Principe du régulateur PID (Proportionnel Intégral Dérivé) .....	21
7.3	Mise en œuvre dans KOS en quelques lignes de code .....	22
7.4	Détermination de Kp, Ki et Kd.....	23
8	Conception des véhicules spatiaux .....	24
8.1	L'orbiteur Cassini .....	24
8.2	L'atterrisseur Huygens .....	25
8.3	Le lanceur Titan IV-B .....	26
9	L'automatisation de la sonde grâce à KOS .....	28
10	Réalisation de la mission Cassini-Huygens .....	29
10.1	Décollage et mise en orbite .....	29
10.2	Voyage interplanétaire .....	30
10.3	Largage de Huygens .....	31
10.4	Visite des lunes .....	32
10.5	Grand final .....	33
11	Résultat en vidéo .....	34
12	Bilan de la mission et retour d'expérience .....	34
13	Les annexes.....	35
13.1	Le plan de vol détaillé autour de Saturne .....	35
13.2	Présentation de la feuille Excel AG « circulaire – coplanaire ».....	37
13.3	Le fichier .craft .....	38
13.4	Les sauvegardes de la mission .....	38
13.5	Les scripts KOS .....	38

# 1 Introduction

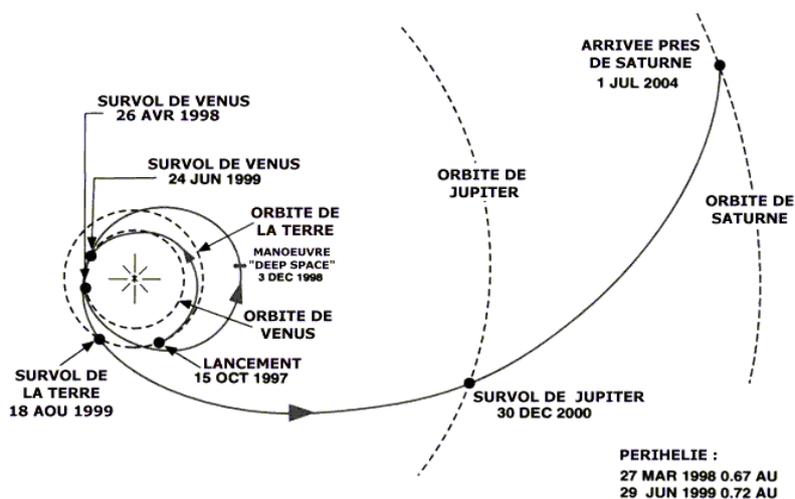
Ce document présente la participation en duo de Bobix et Rpfive au challenge **KSC5 Cassini-Titan** organisé par l'association [Kerbal Space Challenge](#). Les « duo » ne sont pas la majorité de participations, nous avons donc choisi de combiner nos connaissances et savoir-faire pour vous présenter un rapport qui expose une façon alternative de jouer à Kerbal Space Program. Des aspects rarement évoqués dans les précédents dossiers seront abordés : automatisation, suivi de trajectoire, assistances gravitationnelles multiples ... Ce document est « technique » mais nous avons fait le choix de nous concentrer sur la méthode et non sur le détail des calculs. Quelques formules jalonnent le document, ces équations sont présentes pour illustrer un propos et sont une porte d'entrée pour ceux qui souhaitent approfondir leurs connaissances. Le dossier est composé de nombreux document notamment ce rapport et une [vidéo](#) résumant notre participation. Bonne lecture et bon visionnage.

## 2 Documents de références

- [DR1] [Cahier des charges du challenge](#)
- [DR2] [Mécanique Spatiale V2](#)
- [DR3] [Architecture Titan 4B](#)
- [DR4] [Cassini launch press kit](#)
- [DR5] [Cassini-Huygens Saturn arrival press kit](#)
- [DR6] [Cassini : End of mission press kit](#)

## 3 Description de la mission

La mission Cassini-Huygens est une mission de la NASA avec participation de l'ESA pour explorer le système Saturnien et notamment de sa plus grosse lune Titan où l'atterrisseur Huygens a été largué le 15 Janvier 2005. Avant cela, le 15 Octobre 1997, la sonde a été lancée vers Venus qu'elle survolera 2 fois avant de croiser la Terre puis Jupiter pour enfin se faire capturer par Saturne le 1er Juillet 2005. Cassini aura exploré Saturne et ses lunes jusqu'au 15 Septembre 2017 où elle finit sa course dans l'atmosphère de la géante



Afin de reproduire le plus fidèlement cette mission nous respecteront le cahier des charges « historique » du challenge (voir [DR1]). Mais nous souhaitons pousser le réalisme plus loin et nous fixer quelques objectifs supplémentaires :

- Reproduire la trajectoire Terre-Venus-Venus-Terre-Jupiter-Saturne
- Larguer Huygens selon la bonne orientation et lui imprimer une rotation de 7.5tr/min pour garantir une entrée rétrograde dans l'atmosphère de Titan
- Reproduire le « Grand Final » en passant entre Saturne et ses anneaux
- Suivre aussi précisément que possible la trajectoire prévue



## 5 Le calcul des trajectoires

### 5.1 Rappel sur la dynamique d'une assistance gravitationnelle

Une assistance gravitationnelle a lieu lorsque qu'un véhicule orbitant autour d'un astre principale survole un astre secondaire (orbitant lui aussi autour de l'astre principal) et modifie ainsi son orbite sans consommer de carburant. Si les survols sont bien choisis on peut se rendre autour de Saturne avec à peine plus de carburant qu'il n'en faut pour atteindre Venus.

Ces survols sont des orbites hyperboliques, la vitesse d'entrée et de sortie de la SOI de l'astre secondaire sont les mêmes, seule la direction du vecteur vitesse a changé. C'est cette rotation qui est à l'origine du gain (ou de la perte) de vitesse dans le référentiel de l'astre principal.

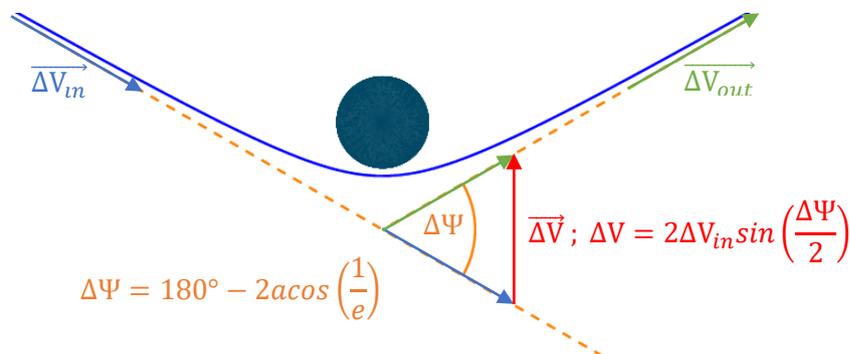


Figure 2 Géométrie d'une assistance gravitationnelle

L'excentricité d'un survol dépend de la vitesse d'entrée du véhicule  $\Delta V_{in}$  et du périastre du survol  $r_p$ . Tout d'abord on calcule la vitesse au passage au périastre,  $V_p$ , elle est donnée par la formule suivante :

$$V_p = \sqrt{\Delta V_{in}^2 + \frac{2GM}{r_p} - \frac{2GM}{r_{SOI}}}$$

Ensuite on obtient l'excentricité via cette formule :

$$e = \frac{V_p^2 r_p}{GM} - 1$$

Connaissant l'altitude minimale à laquelle on peut passer au-dessus d'une planète (70 km pour la Terre dans KSRSS) on peut en déduire la déviation max  $\Delta \Psi_{max}$  pour une vitesse d'entrée  $\Delta V_{in}$  donnée. Ce sera très utile pour la suite.

#### Exemple :

Pour illustrer ce paragraphe, nous allons détailler le calcul de l'assistance gravitationnelle de la Terre.

A l'entrée dans la SOI, la vitesse de la sonde est  $\vec{V}_{in} = \begin{pmatrix} -9\ 083.0 \\ -6\ 048.5 \\ -381.19 \end{pmatrix}$ , la vitesse de la Terre est  $\vec{V}_{Terre} = \begin{pmatrix} -4\ 389.9 \\ 1\ 936.6 \\ -381.2 \end{pmatrix}$

La vitesse d'entrée dans la SOI  $\vec{\Delta V}_{in} = \vec{V}_{in} - \vec{V}_{Terre} = \begin{pmatrix} -4\ 660.0 \\ -8\ 004.0 \\ 0.0 \end{pmatrix}$  ;  $\Delta V_{in} = 4813.2\ m/s$

On considère que l'on peut survoler la Terre au minimum à une altitude de 70km, ce qui donne,

$$V_p = \sqrt{4\ 813.2^2 + \frac{2 \times 3.5 \times 10^{12}}{670\ 000} - \frac{2 \times 3.5 \times 10^{12}}{57\ 907\ 110}} ; V_p = 5699.8\ m/s$$

L'excentricité minium du survol est alors

$$e = \frac{5699.8^2 \times 670000}{3.5316 \times 10^{12}} - 1 = 5.1634$$

On en déduit la déviation maximum que peut produire la Terre, lors de ce survol

$$\Delta \Psi_{AG\ Terre,max} = 180^\circ - 2acos\left(\frac{1}{5.1634}\right); \Delta \Psi_{AG\ Terre,max} = 22.33^\circ$$

## 5.2 Trajectoire interplanétaire

### 5.2.1 Méthodologie

La méthode de calcul de la trajectoire vers Saturne s'appuie sur un outil essentiel : un solveur du problème de Lambert (voir [DR1]). Ce solveur permet de déterminer la trajectoire d'un point A à un point B d'une durée  $\Delta t$  qui suit une orbite képlérienne autour de l'astre central, le Soleil par exemple. Calculer une trajectoire avec assistances gravitationnelles multiples revient à calculer les portions de trajectoire qui joignent les différents astres survolés qui respectent à chaque intersection les critères d'une assistance gravitationnelle. A savoir :

- vitesses d'entrée / sortie de la SOI égales
- déviation du vecteur vitesse inférieure à la déviation maximale possible

Cependant la trajectoire vers Saturne n'est pas seulement composée de survols, il y a également une manœuvre de correction interplanétaire entre les 2 survols de Venus, et ça, ça complique pas mal les choses car la position du point de manœuvre est une variable supplémentaire. Utiliser un solveur de Lambert (qui requiert de connaître les positions de départ et d'arrivée) n'est pas très approprié dans ce cas. Pour faciliter le travail, on supprime cette variable et l'on fixe la manœuvre à l'apoastre de l'orbite après le premier survol de Venus, de plus la direction de la manœuvre est verrouillée selon l'axe prograde du véhicule.

D'autres critères seront également utilisés pour supprimer les « mauvaises » trajectoires au fur et à mesure du calcul. Par exemple, le  $\Delta V$  de départ vers Venus (qui dimensionne la fusée), de correction interplanétaire et de capture autour de Saturne seront limités à certaines valeurs.

Si l'on résume, les variables du problème, il faut déterminer :

- La date de départ de la Terre
- La durée du transfert Terre-Venus
- L'orbite après le premier survol de Venus
- Le vecteur  $\Delta V$  de la manœuvre d'alignement
- La date du 2<sup>e</sup> survol de Venus (qui dépend de la manœuvre de correction)
- La durée du transfert Venus-Terre
- La durée du transfert Terre-Jupiter
- La durée du transfert Jupiter-Saturne

Les contraintes :

- Respecter les critères d'une AG à chaque survol
- $\Delta V$  de départ < 1300 m/s
- $\Delta V$  de correction interplanétaire < 250 m/s
- $\Delta V$  de capture autour de Saturne < 400 m/s

Les variables et les contraintes étant listées, on peut analyser plus en détail la trajectoire de Cassini, on observe que 2 survols de Venus se succèdent mais en des points différents de son orbite. Par conséquent si l'on veut économiser du carburant et s'éviter une manœuvre de correction trop importante. On peut bien sélectionner la première AG de Venus pour qu'elle conduise la sonde sur une orbite coplanaire à la planète. De cette façon, pas besoin de faire une correction d'inclinaison coûteuse avant la 2<sup>nd</sup> AG.

### 5.2.2 Approche simplifiée « circulaire-coplanaire »

Afin de guider le futur algorithme de calcul de la trajectoire, on peut simplifier le problème pour prédéterminer la géométrie de la fenêtre de lancement et les durées de chaque portion du vol. Ainsi l'algorithme « saura où chercher ».

Les premiers calculs se font donc sur un modèle simplifié « circulaire-coplanaire » où les orbites des astres sont circulaires et dans le même plan. N'ayant pas à se soucier de la 3<sup>e</sup> dimension, la géométrie de chaque survol est déterminée par un seul paramètre : l'altitude du périastre. En 3 dimensions, on a besoin de 3 paramètres supplémentaires pour déterminer le plan survol). La trajectoire de transfert vers Venus est une ellipse dont on fixe le périastre,  $r_{p,trf1}$ , voir Figure 3.

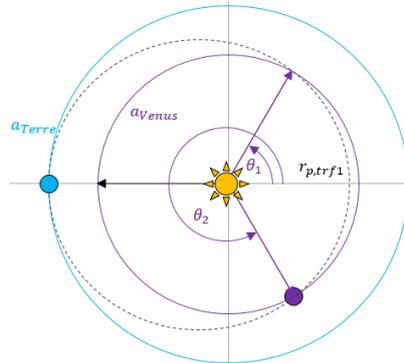


Figure 3 Géométrie simplifiée du transfert Terre-Venus

Dans ce modèle on considère que la planète est toujours présente à l'endroit du survol. Habituellement, on s'assurerais préalablement que la planète est présente au point du survol. Ici le raisonnement est inversé, on considère que la planète est présente à l'endroit souhaité et l'on peut donc déterminer les critères qui garantissent cette synchronisation.

Les paramètres du modèle simplifié (voir **Erreur ! Source du renvoi introuvable.**) sont :

- Le périastre de l'orbite de transfert vers Venus, ou plus précisément  $\alpha = \frac{r_{p,trf1}}{a_{Venus}}$
- $alt_1$ , L'altitude du 1<sup>er</sup> survol de Venus
- $DV_{TCM}$ , le delta V de la correction de trajectoire interplanétaire
- $alt_2$ , L'altitude du 2nd survol de Venus
- $alt_3$ , L'altitude du survol de la Terre
- $alt_4$ , L'altitude du survol de Jupiter

La trajectoire est mise en forme dans une feuille de calcul et le solveur Excel converge vers une fenêtre Terre-Venus-TCM-Venus-Terre, ensuite l'altitude du survol de la Terre et de Jupiter peuvent être ajustées pour déterminer l'ensemble des transferts possibles vers Saturne.

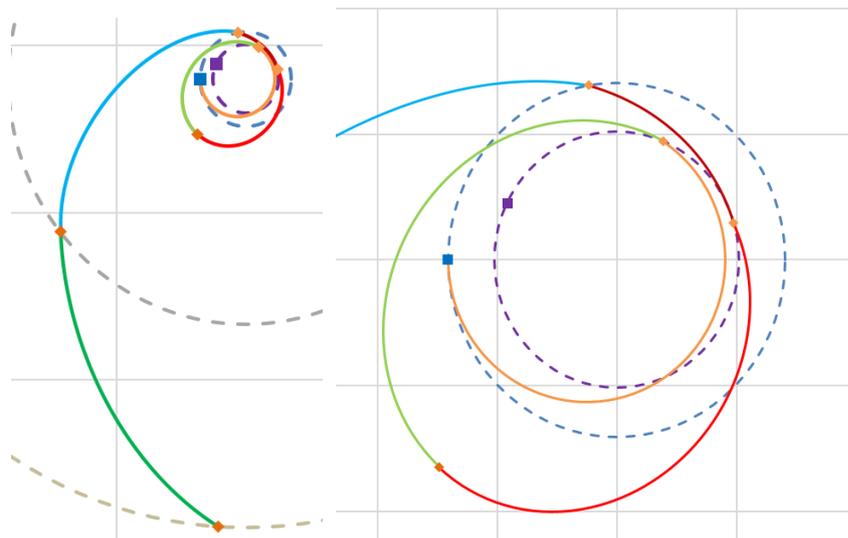


Figure 4 Trajectoire TVVTJS du modèle simplifié

La durée de chaque portion du voyage est calculée, ce qui permet de déterminer la position des planètes au moment du départ de la Terre et donc la géométrie de la fenêtre de lancement. Ci-dessous sont listés les paramètres d'une solution possible :

Paramètre	Valeur
$\Delta V$ de départ	1088 m/s
Durée du transfert Terre-Venus	209 jours
Altitude 1 <sup>er</sup> survol de Venus	496 km
$\Delta V$ alignement	52 m/s
Durée entre les 2 survols de Venus	1 an 85 jours
Altitude 2 <sup>nd</sup> survol de Venus	297 km
Durée transfert Venus-Terre	74 jours
Altitude de survol de la Terre	100 km
Durée transfert Terre-Jupiter	375 jours
Durée transfert Jupiter Saturne	2 ans 57 jours
DV capture	424 m/s

On peut remarquer la chose suivante : l'altitude du survol de la Terre (100 km) pour atteindre Jupiter est très proche de la limite de l'atmosphère, or dans ce modèle les orbites sont coplanaires et circulaires. Par conséquent ce survol pourrait poser problème lors du passage en 3D.

Pour cette solution les angles de phases au moment du lancement doivent être égales à :

Angle de phase au moment du lancement	
Venus / Terre	333.7°
Jupiter / Terre	319.3°
Saturne/Jupiter	70.4°

Ce premier calcul nous indique qu'au moment du lancement Venus doit être derrière la Terre d'environ 30 degrés, Jupiter environ 40 degrés derrière la Terre et Saturne 70 degrés devant Jupiter. Il ne faut pas oublier que ces angles sont obtenus avec des hypothèses simplificatrices, on va donc se donner une tolérance autour de ces angles pour trouver une fenêtre de lancement potentielle.

Finalement après analyse des différents résultats du modèle simplifié et de la trajectoire réelle de Cassini les angles de phases suivants sont retenus :

Angle de phase	min	max
Venus/Terre	290	315
Jupiter/Terre	285	316
Saturne/Jupiter	74	78

1st Earth-Jupiter-Saturn window opening, an652 jour 76

1st Earth-Jupiter-Saturn window closing, an652 jour 118

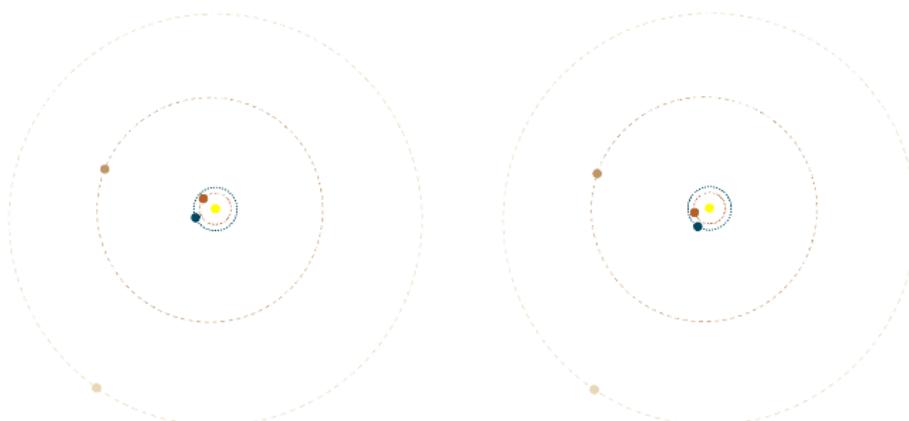


Figure 5 Fenêtre de lancement retenue an 652.

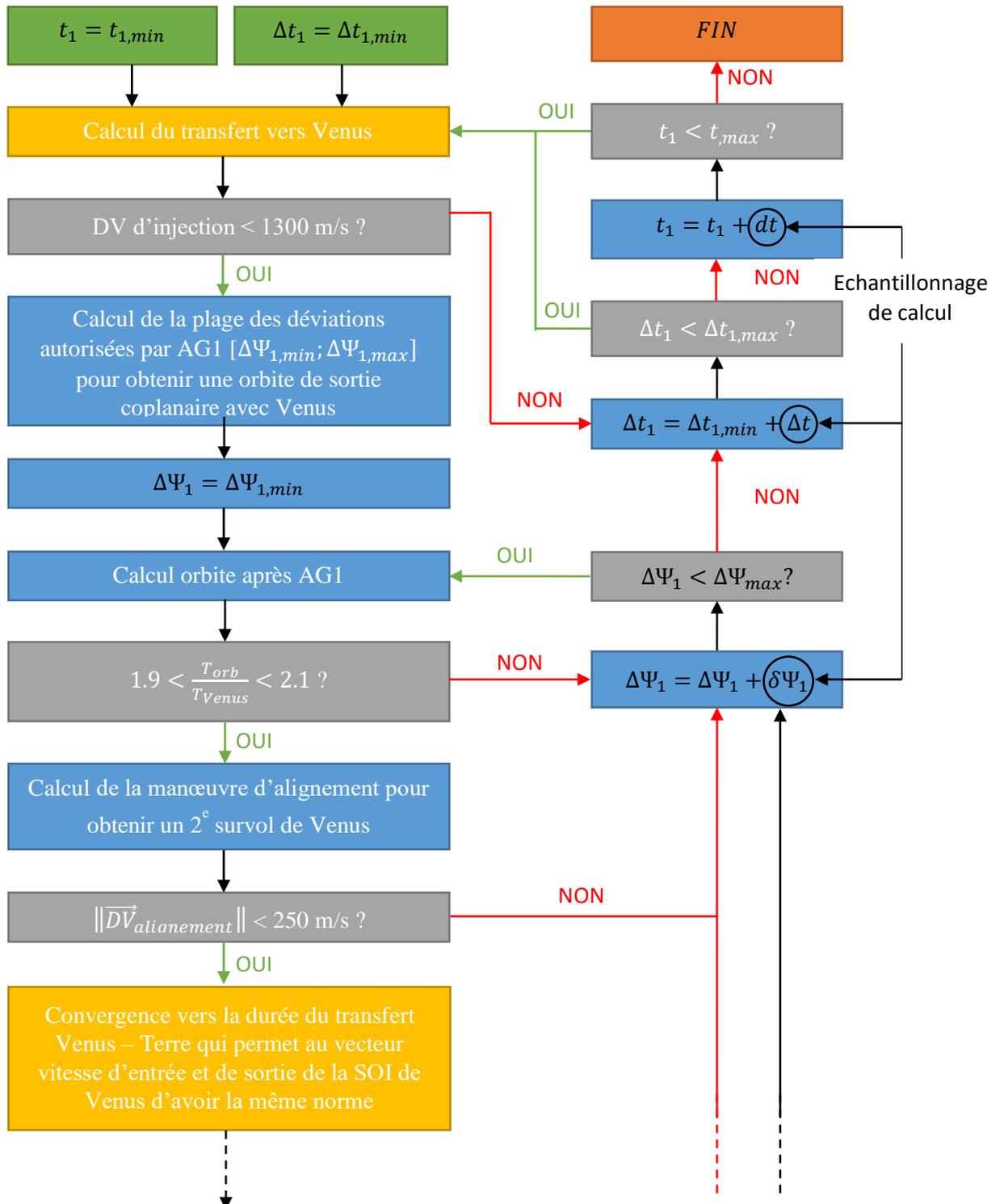
### 5.2.3 Calcul complet

La méthode précédente nous a permis de prédéterminer la durée de chaque portion du voyage et la géométrie de la fenêtre de lancement. Ces informations vont alimenter l'algorithme de recherche de la véritable trajectoire.

L'algorithme utilisé va explorer les trajectoires possibles et éliminer au fur et à mesure les « mauvaises trajectoires » pour finalement ne garder que les trajectoires qui aboutissent à Saturne en respectant tous les critères.

La fenêtre de transfert est échantillonnée et chaque jour est testé. Pour chaque lancement ayant lieu au temps  $t_1$  on teste tous les transferts Terre-Venus de durée  $\Delta t_1$  compris entre  $\Delta t_{1,min}$  et  $\Delta t_{1,max}$ , ces bornes proviennent du temps de transfert Terre-Venus déterminé sur le modèle simplifié auquel on a rajouté une certaine tolérance.

Ensuite pour chaque date de départ et durée de transfert on recherche la trajectoire qui mène à Saturne en passant par chaque point intermédiaire :



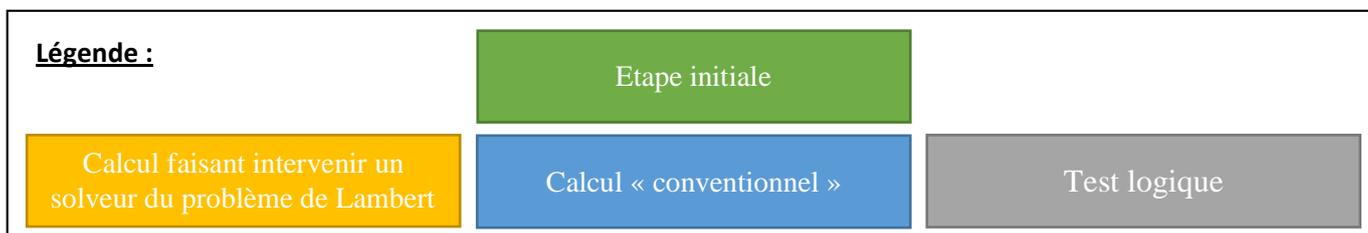
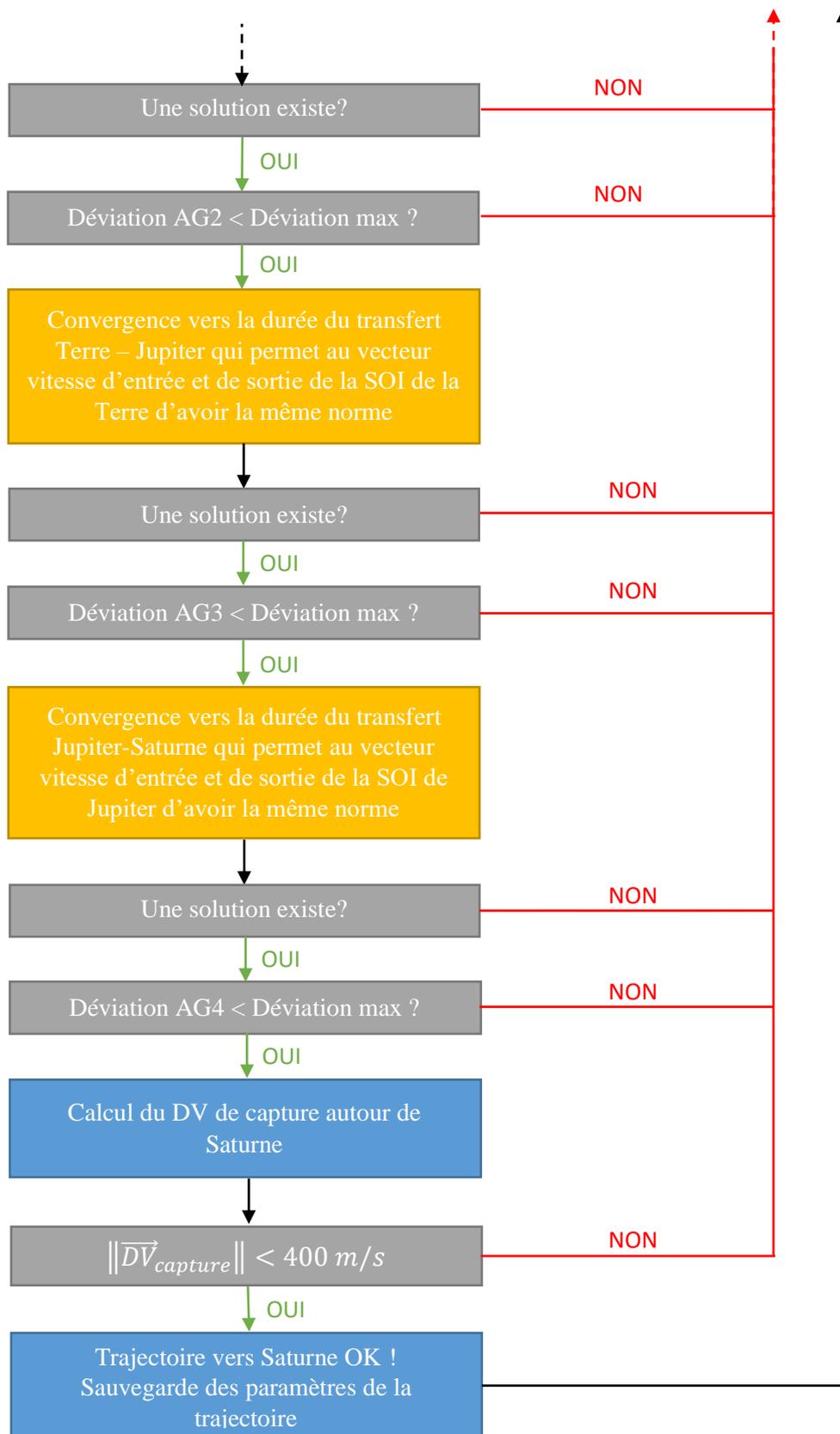


Figure 6 Algorithme de convergence vers la trajectoire TVVTJS

Résultat de l'algorithme de calcul :

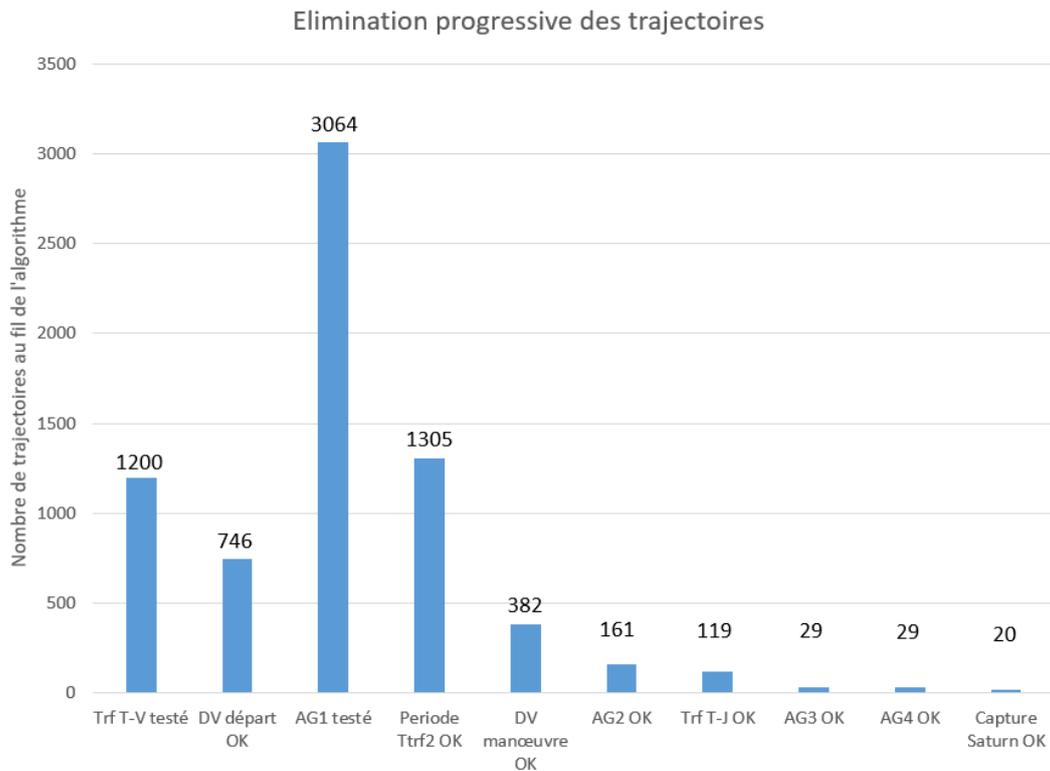


Figure 7 Sélection progressive des trajectoires

Sur les 1200 transferts testés initialement, 746 requièrent moins de 1300 m/s pour se rendre vers Venus. Ces 746 trajectoires génèrent 3064 survols de Venus dont seulement 20 ont aboutis à une capture autour de Saturne. Il n'est pas très approprié de calculer le taux de réussite globale (car des trajectoires sont générées en cours de route) mais on peut quantifier la probabilité d'atteindre Saturne sachant que le transfert vers Venus respecte le critère de  $\Delta V$ .

Cette probabilité est égale à  $\frac{20}{3064} = 0.6\%$ . Les DV de chaque étape du voyage sont visibles ci-dessous :

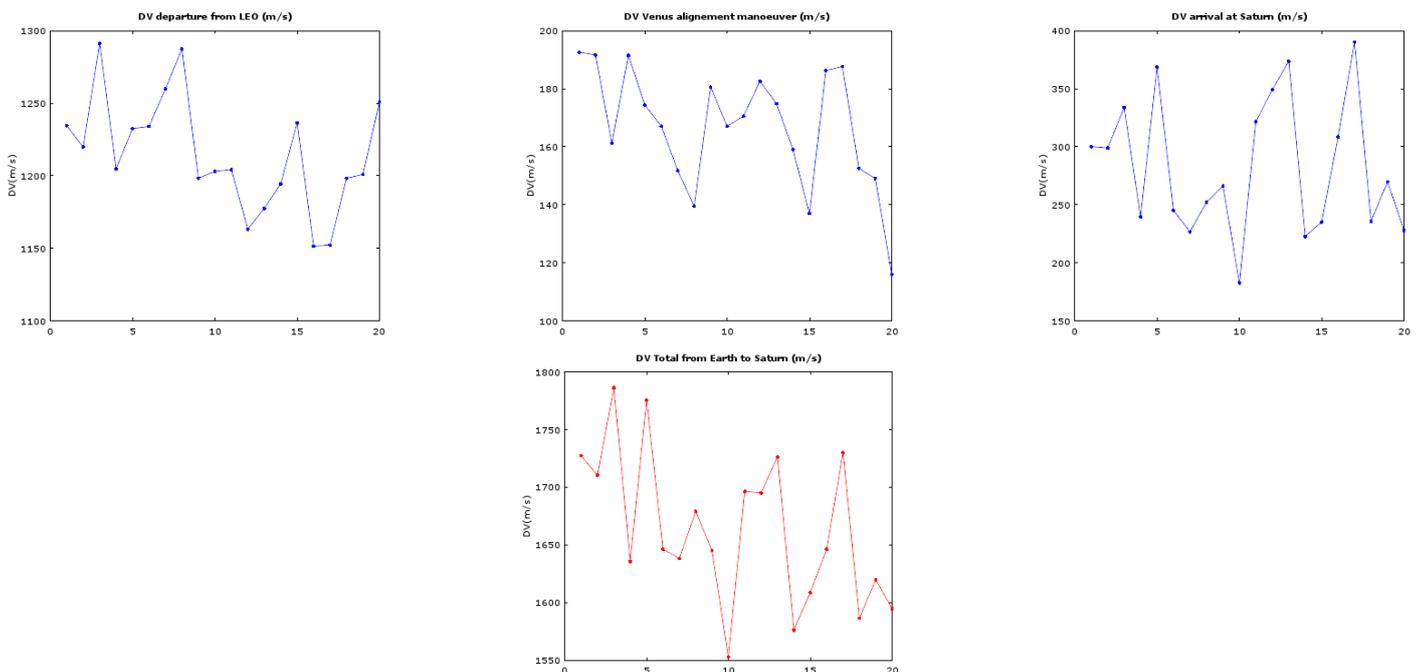


Figure 8 Bilan de DV de transferts possibles

Le transfert 10 requiert moins de 1550 m/s pour atteindre Saturne, c'est ce transfert qui est retenu.

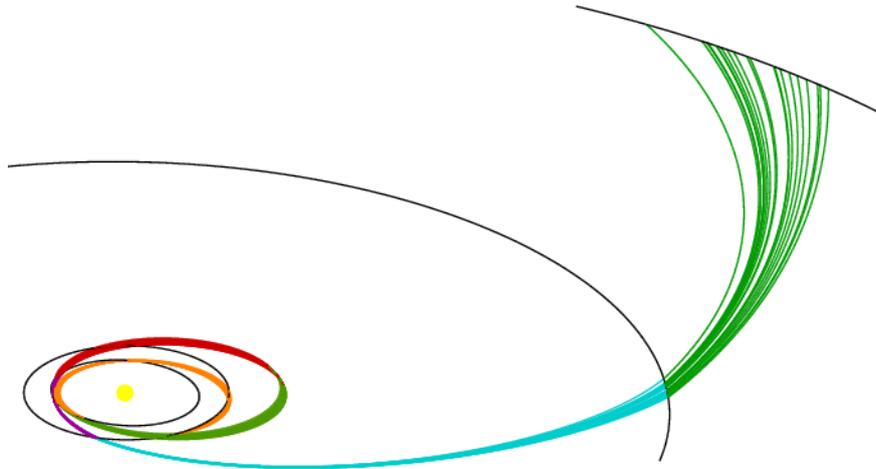


Figure 9 Ensemble des trajectoires possibles

Ensuite la meilleure trajectoire (#10) est affinée pour tenir compte de la taille des sphères d'influence et de la trajectoire de survol de chaque astre. La procédure globale est composée de 2 algorithmes, le 1<sup>er</sup> étant imbriqué dans le second.

Dans un premier temps les trajectoires des survols sont calculées à partir des vitesses d'entrée/sortie des différents SOI, ensuite un solveur de Lambert calcule les trajectoires du point de sortie de la première SOI jusqu'au point d'entrée dans la prochaine, la durée du transfert  $\Delta t$  donnée par l'algorithme initial est écourtée du temps de sortie et d'entrée dans les SOI. Cet « algorithme de couture » garanti les raccordements de la trajectoire mais la procédure induit de petites différences (<1%) entre les vitesses d'entrée/sortie des SOI (ne respectant donc pas les critères d'une assistance gravitationnelle). Pour y remédier, un second algorithme corrige ces perturbations en ajustant les durées de chaque portion du voyage. In fine, la différence entre les vitesses d'entrée et de sortie de toutes les SOI traversées sont inférieures à  $10^{-5}$ .

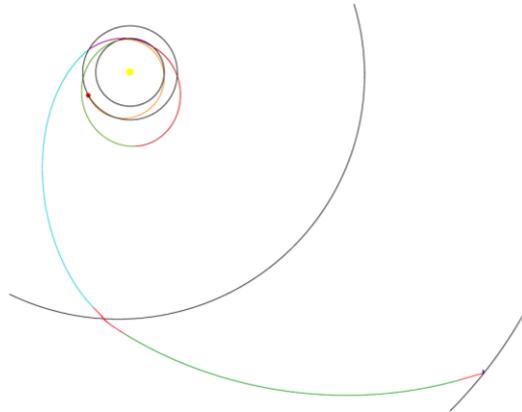


Figure 10 Trajectoire retenue

Finalement, cela conduit au plan de vol nominal suivant :

#	Date	Désignation	Astre central	Paramètres orbitaux							
				$\Omega(^{\circ})$	$i(^{\circ})$	$\omega(^{\circ})$	rp (m)	Altitude periastre (km)	e(-)	$\theta_r$ (deg)	$\theta_f$ (deg)
1		Parking	Terre	293.0	29.0	90.5	7.05E+05	105.0	0.000	-	-
2	A652 j79 5:41:32	<b>Manœuvre de départ vers Venus (DV ~ 1182 m/s)</b>									
3		Depart vers Venus	Terre	293.0	29.0	90.5	7.05E+05	105.0	1.336	0.0	137.3
4		Transfert vers Venus	Soleil	27.2	3.4	25.6	9.36E+09		0.216	156.6	53.0
5	A652 j326 3:45:9	1er survole de Venus	Venus	359.3	12.0	61.6	1.06E+06	490.6	2.360	-113.4	113.4
6		Phasage 1 vers AG2	Soleil	8.0	3.4	88.3	1.01E+10		0.378	13.4	178.0
7	A653 j162 5:37:22	<b>Manoeuvre d'alignement avec Venus (DV ~ 187 m/s)</b>									
8		Phasage 2 vers AG2	Soleil	8.0	3.4	88.4	9.19E+09		0.417	177.9	310.7
9	A653 j406 0:30:12	2e survole de Venus	Venus	25.2	164.0	106.7	9.11E+05	341.3	4.222	-102.6	102.6
10		Transfert vers la Terre	Soleil	330.9	2.3	101.3	9.86E+09		0.570	337.4	78.0
11	A654 j53 0:53:41	Survol de la Terre	Terre	206.4	5.9	228.3	8.63E+05	263.3	6.638	-98.0	98.0
12		Transfert vers Jupiter	Soleil	330.9	1.4	127.4	1.16E+10		0.749	53.4	162.9
13	A656 j27 2:52:19	Survol de Jupiter	Jupiter	34.6	4.0	115.1	2.48E+08	241600.0	2.409	-109.5	109.5
14		Transfert vers Saturne	Soleil	39.2	1.8	133.5	4.73E+10		0.559	96.0	144.0
15	A659 j277 1:24:16	Arrivée dans la SOI de Saturne	Saturne	4.3	4.5	268.7	7.02E+06		1.052	-161.4	0.0
16	A659 j415 4:15:26	<b>Manoeuvre de capture autour de Saturne (DV ~150 m/s)</b>									
17		Orbite de capture	Saturne	4.34	4.50	268.66	7.02E+06	1632.0	0.995	0.00	-

Figure 11 Plan de vol de la Terre à Saturne

On notera que nominalement la Sonde a besoin de 337 m/s pour se rendre jusqu'à Saturne.

## 5.3 Trajectoire autour de Saturne

### 5.3.1 Méthodologie

La trajectoire autour de Saturne n'a pas fait l'objet du même traitement que la trajectoire interplanétaire. La méthodologie de construction de la trajectoire n'est pas la même, un facteur principal l'explique : le temps. En effet de façon générale une orbite autour du Soleil est plus longue qu'une orbite autour de Saturne. Au cours de la trajectoire on s'autorisera donc des orbites d'attente où la sonde tournera autour de Saturne pour attendre la bonne fenêtre pour survoler telle ou telle Lune chose que l'on ne fait pas pour une trajectoire interplanétaire.

De plus la trajectoire de Cassini autour de Saturne n'a pas fait l'objet d'une optimisation rigoureuse, cependant elle a été construite sur quelques principes qui assurent un résultat « raisonnablement proche » de l'optimal. Ces principes sont :

- Larguer Huygens assez tôt dans la mission pour alléger le véhicule et maximiser le DV disponible
- Les rencontres avec les lunes seront réalisées par de petites manœuvres de phasage (voir 0) peu gourmandes en carburant
- Les changements de plan majeurs seront évités ou réalisés avec l'aide d'une ou plusieurs AG de Titan
- Pour simplifier les calculs l'effet des survols des lunes (hormis Titan) est négliger et sera compenser par le logiciel de navigation, voir §6.

On peut rajouter à ces principes une contrainte majeure : ne pas rentrer en collision avec les anneaux.

### 5.3.2 Détermination de l'orbite d'arrivée

Nous allons voir comment on choisit l'orbite d'arrivée pour ne pas croiser les anneaux mais malgré tout s'approcher au plus près de Saturne pour profiter de l'effet d'Oberth.

La trajectoire d'arrivée est une trajectoire hyperbolique formée de 2 branches asymptotiques. La direction de la branche d'arrivée est directement déterminée par le vecteur vitesse d'entrée dans la SOI de Saturne (qui lui dépend de l'orbite héliocentrique d'arrivée et de l'orbite de Saturne). Ensuite on peut jouer sur « l'orientation » du survol et l'ajuster pour que l'on ne rentre pas en collision avec les anneaux.

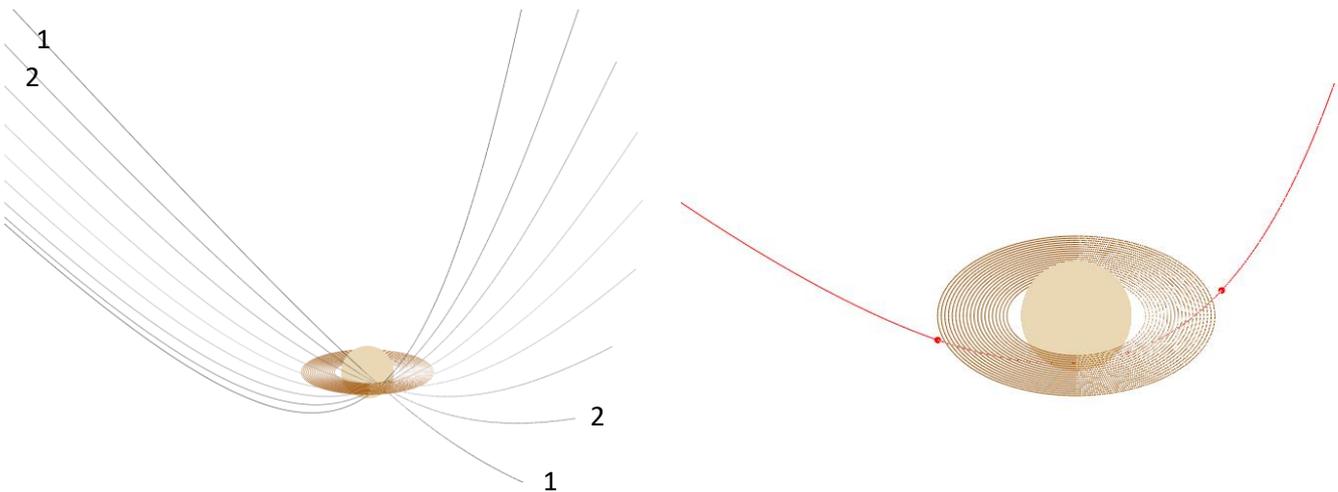
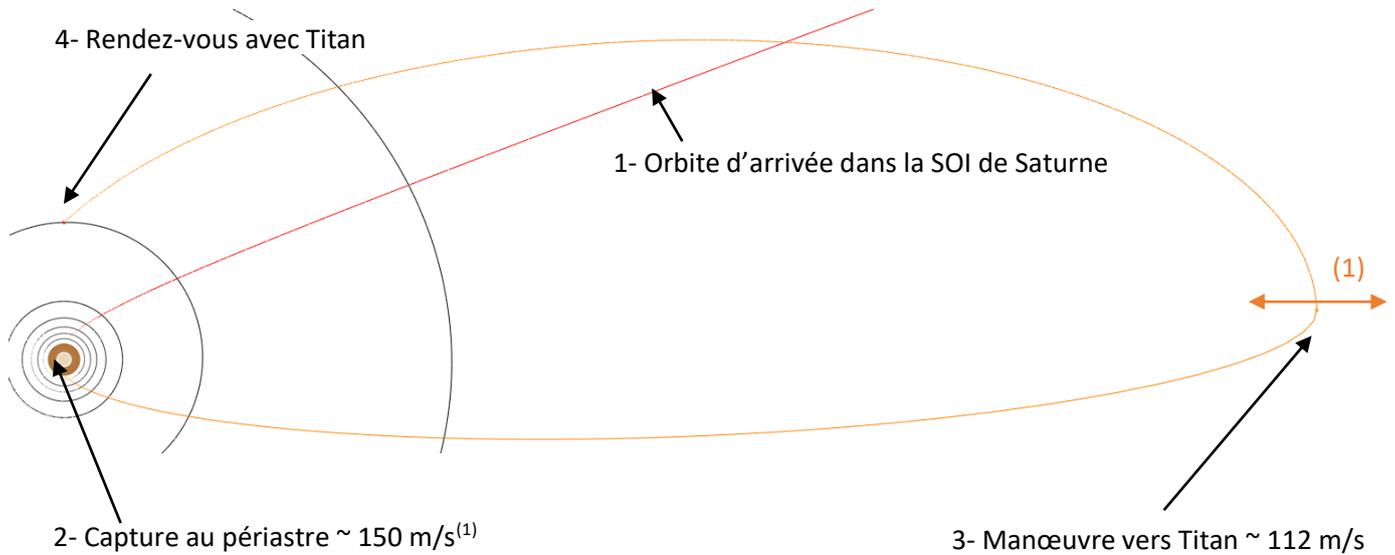


Figure 12 Quelques trajectoires d'entrées possibles et la trajectoire retenue qui n'intercepte pas les anneaux

La trajectoire retenue à droite est inclinée à  $4.5^\circ$  par rapport au plan équatorial de Saturne. Les nœuds descendants et ascendants sont visibles sur la Figure 12

### 5.3.3 Trajectoire de rendez-vous et largage de Huygens

Comme énoncé dans les principes de construction de la trajectoire, Huygens doit être largué le plus tôt possible et l'on doit minimiser les changements de plan. Pour suivre cette philosophie, le point de rendez-vous avec Titan est fixé aux nœuds descendants entre l'orbite d'arrivée et l'orbite de Titan. La période de l'orbite de capture est réglée pour synchroniser Titan et Cassini et garantir le rendez-vous.



<sup>(1)</sup> la manœuvre est ajustée pour régler l'apogée de capture et assurer le timing du rendez-vous avec Titan

Figure 13 Rendez-vous avec Titan pour largage de Huygens

A ce stade on peut calculer le vecteur vitesse d'entrée de Huygens dans l'atmosphère de Titan. Au moment du largage, Cassini devra s'aligner sur ce vecteur pour garantir une entrée rétrograde de la capsule. Pour information Huygens entrera dans l'atmosphère de Titan à 1576 m/s.

A chaque survol, la déviation maximale du vecteur vitesse est calculée, voir §0. Ce survol est ensuite simulé pour visualiser la trajectoire la plus déviée possible. Avec un peu d'expérience, on peut alors visualiser l'ensemble des trajectoires possibles entre la trajectoire la plus courbée et la trajectoire actuelle, il est alors apparu qu'un transfert vers le nœud ascendant de Japet était possible. Un algorithme de Newton-Raphson a convergé vers le transfert suivant :

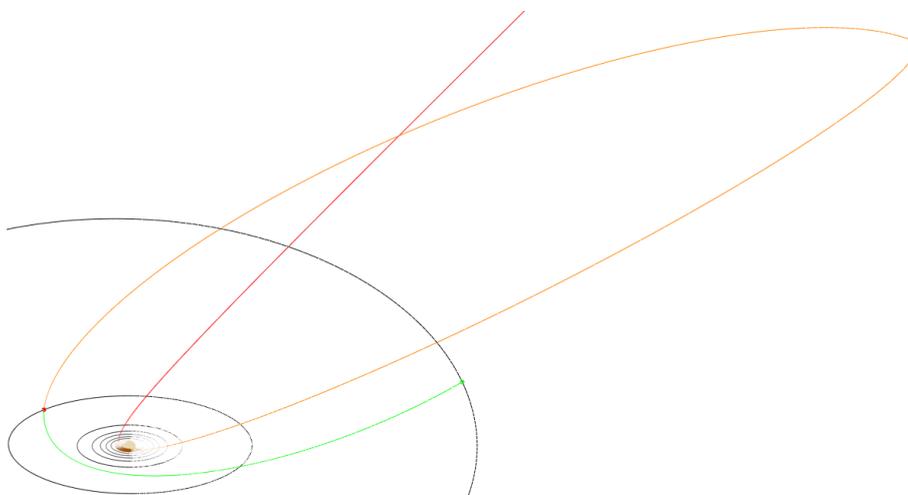


Figure 14 le survol de Titan envoie Cassini vers une intersection avec l'orbite de Japet

A ce stade, Cassini intercepte l'orbite de Japet. Il reste à synchroniser temporellement la Sonde et la Lune pour obtenir un rendez-vous : on appelle cela le phasage.

### 5.3.4 Qu'est-ce que le phasage ?

Comme évoqué plus haut le phasage est une méthode qui permet de croiser une lune en minimisant la consommation de DV, le seul prérequis est d'avoir un point d'intersection avec l'orbite de la Lune. Pas besoin d'être coplanaire avec la cible par exemple.

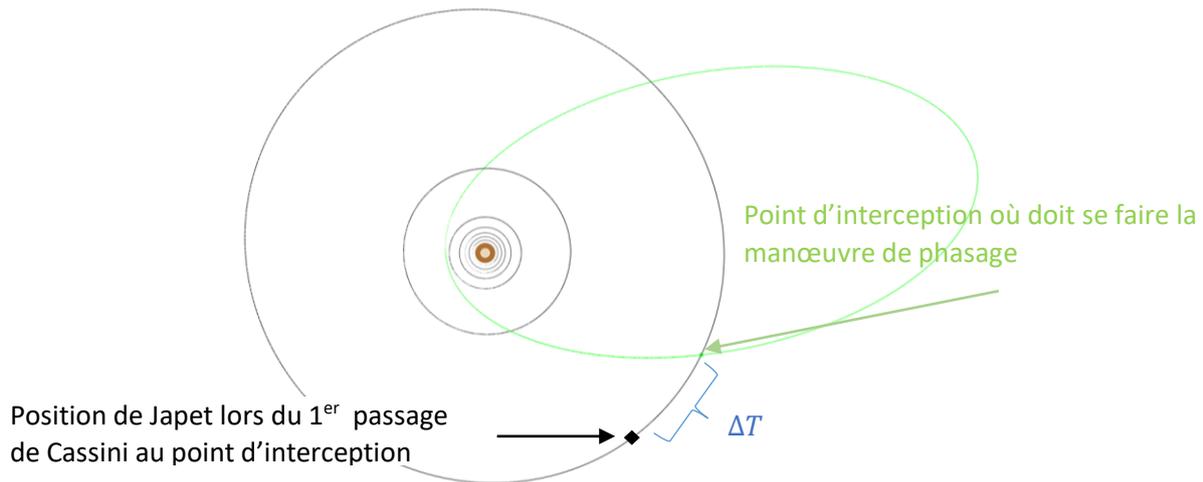


Figure 15 Manœuvre de phasage

La procédure est la suivante :

- Lors du 1<sup>er</sup> passage au point d'intersection on relève la position de Japet.
- On calcule le temps  $\Delta t$  que Japet va mettre pour atteindre le point d'intersection
- On cherche à résoudre l'équation  $\Delta t + k_1 T_1 = k_2 T_{2,new}$  où  $T_1$  est la période de l'orbite de Japet,  $T_{2,new}$  la période de l'orbite de Cassini après la manœuvre de phasage,  $k_1$  et  $k_2$  des nombres entiers positifs

Afin de minimiser la manœuvre de phasage, on souhaite que  $T_{2,new}$  soit aussi proche que possible de  $T_2$  la période de Cassini avant la manœuvre de phasage. Pour cela on utilise l'algorithme de la Figure 16, l'idée est de tester après chaque période de la Lune l'erreur temporelle,  $E$ , entre le passage de la Lune et de la sonde au point d'intersection. Lorsque cette erreur est inférieure à un certain pourcentage de la période de l'orbite de la sonde (initialement 1.5%) alors la solution est trouvée.

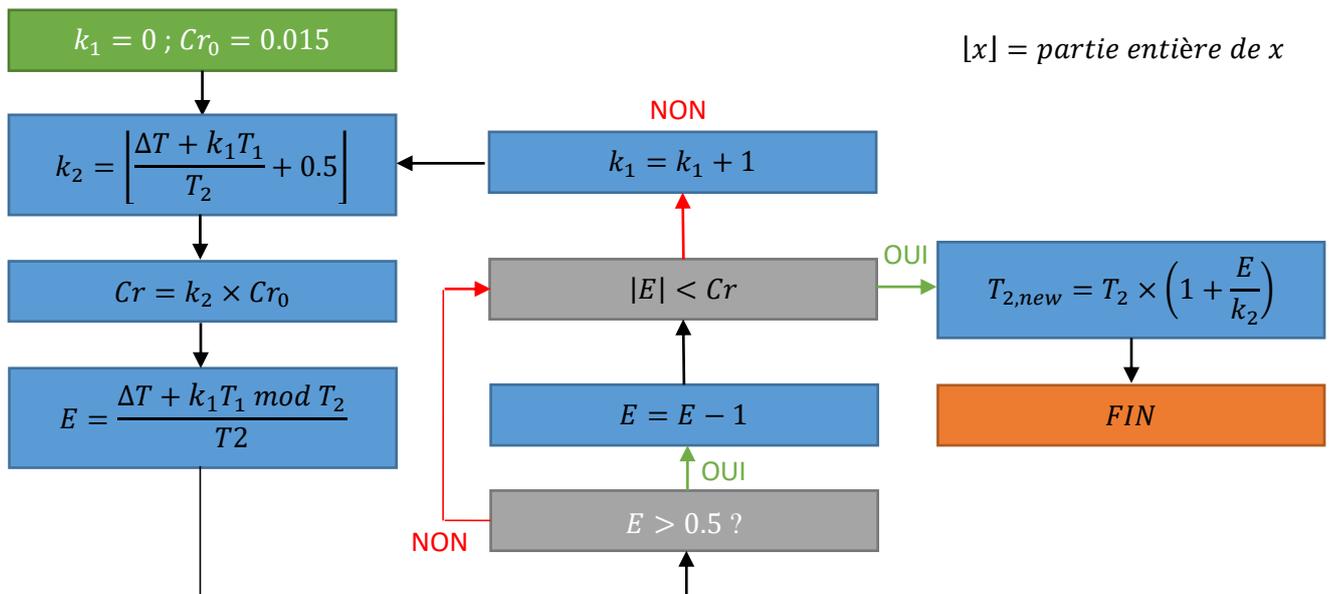


Figure 16 Procédure de convergence vers la période de phasage

Vous remarquerez que le critère évolue au fur à mesure de l'algorithme car plus la sonde fait d'orbites plus l'erreur se répartit sur celles-ci, par conséquent l'erreur autorisée augmente au fur et à mesure et la probabilité d'obtenir une rencontre augmente. Néanmoins, plus le nombre d'orbites d'attente est grand plus une erreur sur la manœuvre de phasage a un impact sur le résultat final.

**Pour finir, la manœuvre doit toujours se faire au futur point de rendez-vous car en modifiant la période de l'orbite c'est le seul point de l'orbite de Cassini dont la position ne va pas être modifiée. Et le rendez-vous sera donc assuré.**

### 5.3.5 Utiliser une assistance gravitationnelle pour changer de plan orbital.

Après avoir survolé Japet grâce à la méthode du phasage, on revient vers Titan en utilisant la même technique. A ce stade de la trajectoire il reste à survoler les lunes intérieures avant le Grand Final. Jusqu'à présent, toute la trajectoire s'est faite dans un seul et même plan : le plan de l'orbite d'arrivée autour de Saturne, inclinée à 4.5° par rapport à son équateur. Les lunes intérieures étant proches du plan équatorial, les prochains survols de Titan sont utilisés pour changer le plan orbital et diminuer l'excentricité de l'orbite de Cassini pour finalement aller à la rencontre de ces lunes.

Dans ce qui suit, on va supposer que l'on connaît le vecteur vitesse de l'astre survolé  $\vec{w}$ , le plan cible et donc sa normale  $\vec{n}$ , le vecteur d'entrée dans la SOI  $\vec{u}$  et l'angle de déviation du survol  $\Delta\Psi$ .

On peut déterminer par le calcul, le vecteur de sortie  $\vec{v}$  qui respecte la dynamique d'un survol et qui permet de sortir dans le plan cible. La résolution de ce problème se résume dans le système d'équation suivant :

$$\begin{cases} (\vec{w} + \vec{v}) \cdot \vec{n} = 0 \\ \vec{u} \cdot \vec{v} = u^2 \cos(\Delta\Psi) \\ \|\vec{v}\| = \|\vec{u}\| \end{cases}$$

La première équation traduit le fait que le vecteur de sortie de la SOI doit être dans le plan cible. La seconde impose que l'angle entre le vecteur d'entrée et sortie doit être égal à  $\Delta\Psi$ . Pour finir, la 3<sup>e</sup> équation garantit que la norme du vecteur de sortie sera égale au vecteur d'entrée. La résolution de ce système sera présentée dans la prochaine version de « Mécanique Spatiale », en attendant, la Figure 17 donne une visualisation de la géométrie du problème.

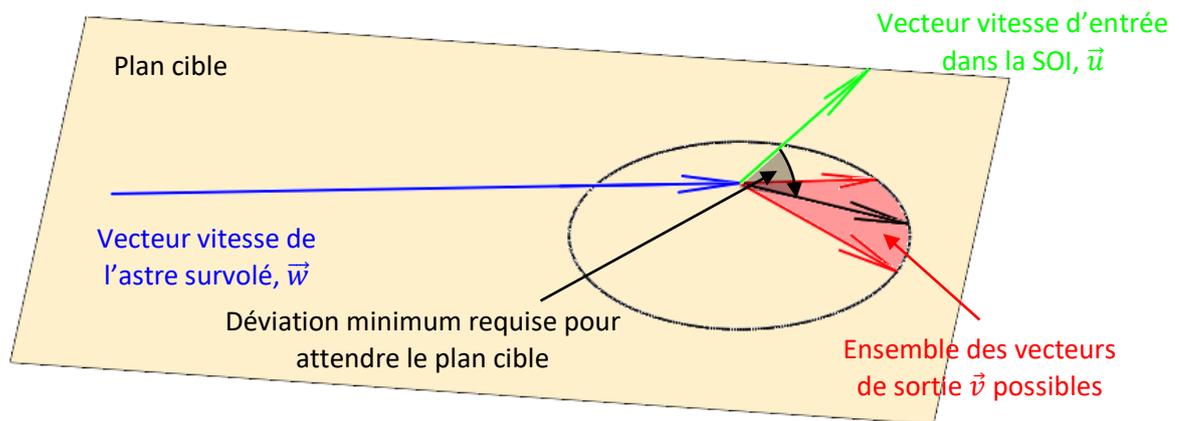
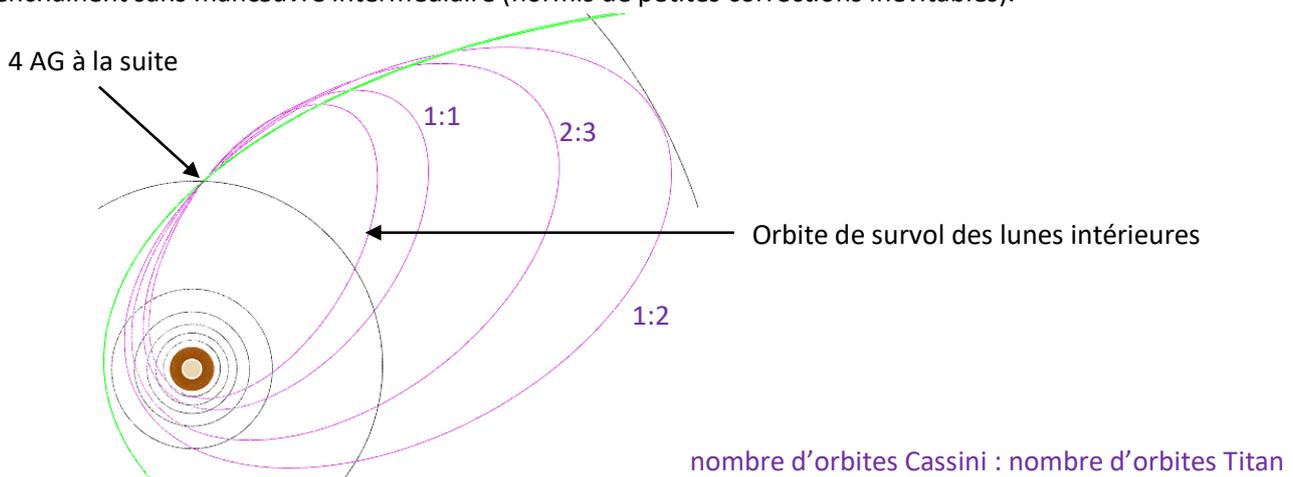


Figure 17 Géométrie du problème

Connaissant la déviation maximum que peut produire une AG, voir §0, La Figure 17 montre l'ensemble des vecteurs de sortie possibles pour atteindre le plan cible. On remarque également qu'il existe une déviation minimum requise pour pouvoir atteindre ce plan. Si cette condition n'est pas respectée, alors il n'y a pas de solution.

#### Astuce supplémentaire :

Si le plan visé est trop « loin » on peut diviser le changement de plan en plusieurs survols et ainsi passer par des plans intermédiaires. Si, en plus on choisit des orbites en résonance avec l'orbite de l'astre survolé. les survols s'enchaînent sans manœuvre intermédiaire (hormis de petites corrections inévitables).



### 5.3.6 Résultat final

En appliquant les différents principes et méthodes détaillées dans les paragraphes précédents, la trajectoire suivante a été conçue.

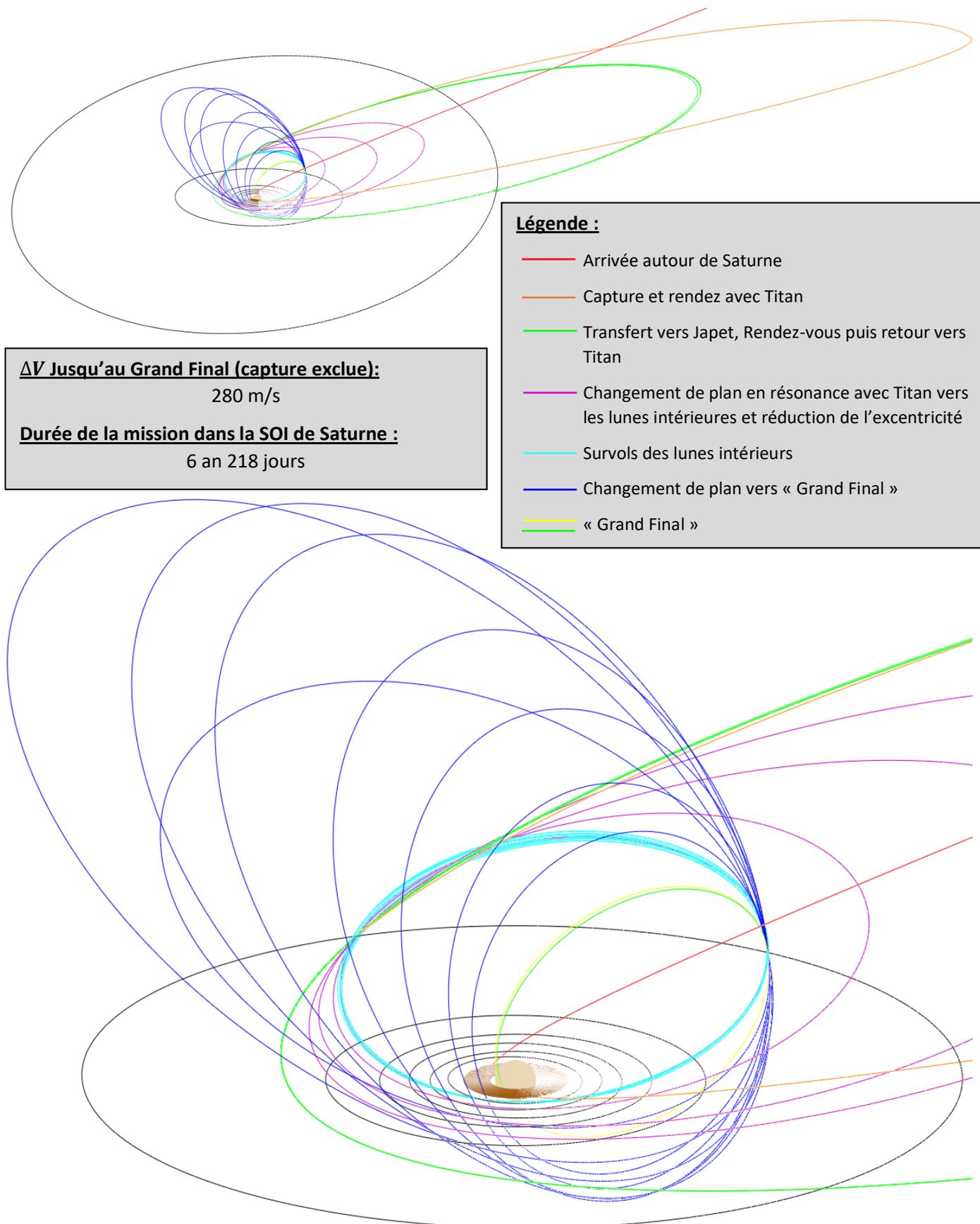


Figure 18 Trajectoire dans le système de Saturne

Le bilan de  $\Delta V$  nominal total de Cassini (interplanétaire + Saturne) est de 617m/s. Cependant, la trajectoire autour de Saturne n'a pas fait l'objet du même traitement que la trajectoire interplanétaire (pas d'algorithme de couture), la taille des SOI n'a pas été prise en compte, le  $\Delta V$  des corrections sera plus important.

## 6 Procédures de navigation pour assurer la précision requise

### 6.1 Corrections en « boucle ouverte »

Le plan de vol a été déterminé, il faut maintenant passer de la théorie à la pratique. Sur le papier, si les conditions initiales sont respectées, aucune correction n'est nécessaire. Or l'enchaînement de plusieurs assistances gravitationnelles est un système « chaotique », une petite erreur sur un survol suffit pour louper le suivant.

La trajectoire prévoit 4 AG pour se rendre autour de Saturne, une procédure de correction des perturbations est nécessaire pour atteindre la cible. Pour cela, 4 points clefs ont été positionnés, 10 jours avant chaque AG. L'objectif de la procédure est de garantir le passage du véhicule par ces points clefs pour obtenir la trajectoire souhaitée.

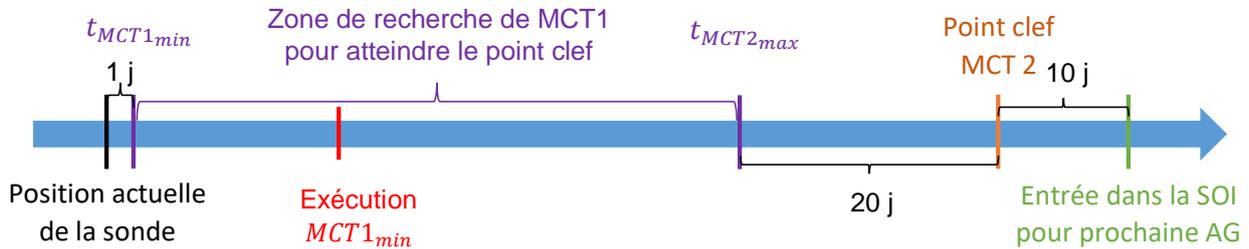


Figure 19 Chronologie de Procédure de navigation

MCT1 (Manœuvre Correction Trajectoire) permet d'assurer que la sonde sera au point clef à la date prévue, la seconde correction MCT2 a lieu au point clef et corrige le vecteur vitesse pour que l'orbite de la sonde soit ramenée sur l'orbite nominale. En résumé, MCT1 corrige la position et MCT2 corrige la vitesse pour aboutir à l'orbite souhaitée.

Nous allons prendre comme exemple la manœuvre d'alignement entre la 1<sup>ère</sup> et 2<sup>ème</sup> AG de Venus. Avec la procédure de navigation, il n'y a pas besoin d'inscrire cette manœuvre « en dur » dans le plan de vol. Elle est calculée directement par le script de navigation après AG1 et minimise la correction pour atteindre le point clef avant l'AG2. En pratique, l'utilisateur relève sa position à un temps donné et rentre ces informations dans le programme qui calcule automatiquement la marche à suivre.

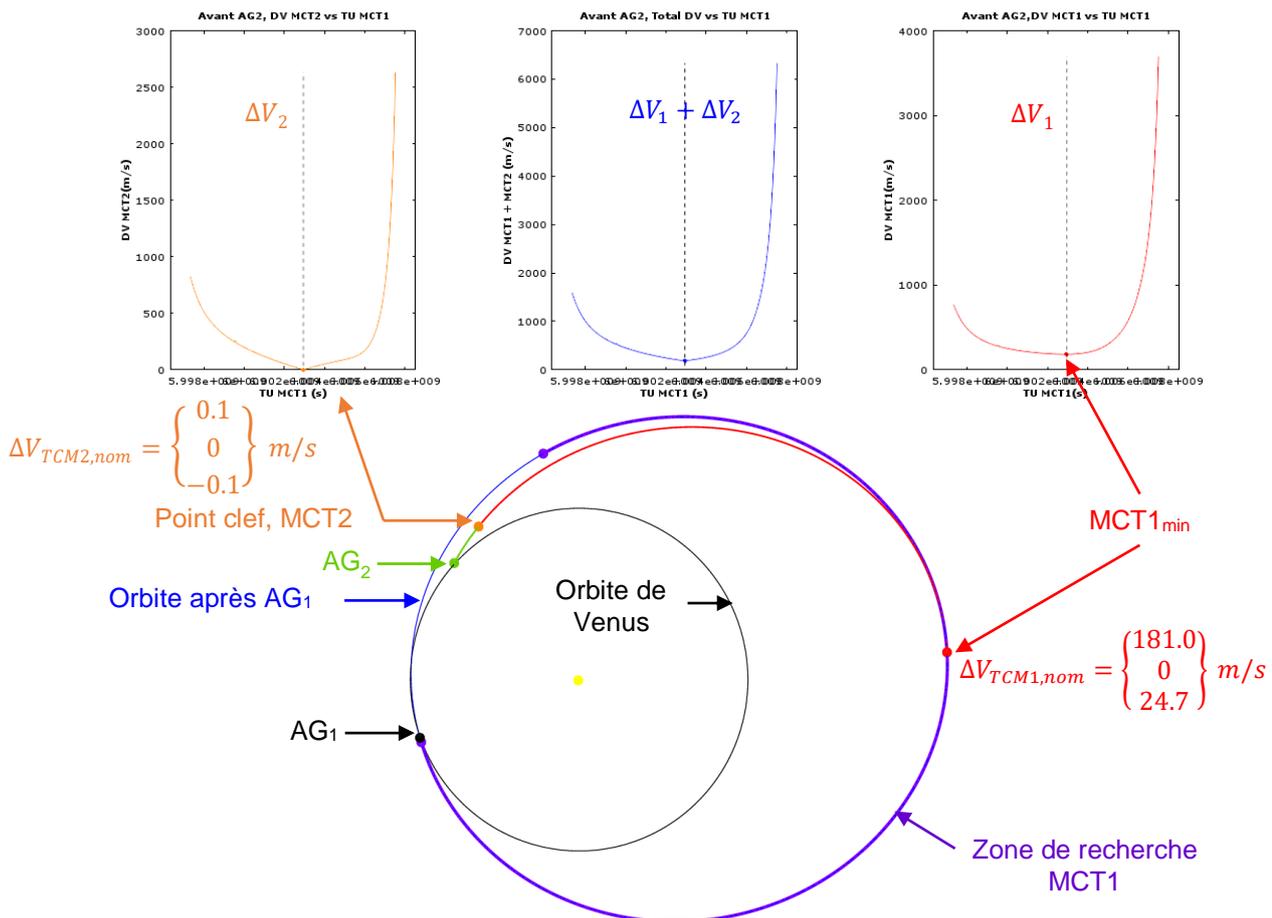


Figure 20 Exemple des corrections de trajectoires entre AG1 et AG2

On pourra remarquer que l’algorithme de navigation a trouvé un enchaînement de manœuvres dont le  $\Delta V$ , 182.9 m/s, est inférieur au calcul initial, 187 m/s. Cela est dû au fait que pour minimiser le temps de convergence de l’algorithme de la trajectoire Terre-Saturne, la position et la direction de la manœuvre d’alignement étaient fixes, or l’algorithme de navigation libéré de ces contraintes trouve une meilleure solution.

**Résultat des corrections en boucle ouverte :**

Cette procédure « en boucle ouverte » (uniquement basée sur les calculs d’Octave) permet d’arriver dans la SOI selon la bonne direction avec le bon vecteur vitesse. Cependant, l’expérience a montré qu’elle n’était pas suffisante pour assurer la bonne géométrie du survol. En effet, la précision des calculs d’Octave et/ou de KSP ne sont pas absolus et des écarts subsistent. Un exemple de survol de Titan sur la Figure 21.

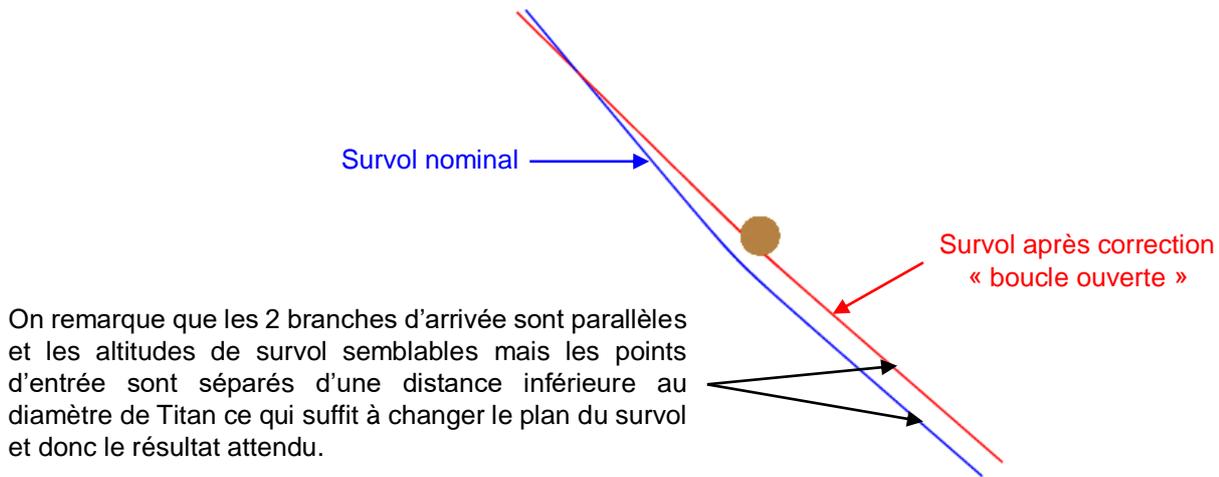


Figure 21 Trajectoire nominale et trajectoire après correction "boucle ouverte"

Pour améliorer la précision une procédure en « boucle fermée » est requise.

6.2 Corrections en « boucle fermée »

Jusqu’à présent la position et la vitesse des Lunes étaient calculées par Octave en utilisant les hypothèses du problème à un corps (orbite autour du centre de Saturne) mais en y incluant quelques formules du problème à « 2 corps » notamment pour le calcul de la période des Lunes. Ce modèle a été testé et c’est celui qui donne le moins d’écart avec les anomalies vraies mesurées dans le jeu à différentes dates. Ce modèle n’étant pas parfait (aux vues des résultats des corrections en boucle ouverte), une seconde procédure a été développée.

La démarche est la suivante : suite à la correction en boucle ouverte qui garantit d’obtenir un survol de l’astre visé, l’utilisateur renseigne ses paramètres orbitaux, l’heure à laquelle il va entrer dans la SOI de l’astre visé et les paramètres orbitaux du survol (tout ceci étant calculé par KSP). A partir de ces informations Octave reconstruit l’orbite de l’astre survolé et se sert de cette orbite (recalée sur KSP) pour calculer les corrections à appliquer et obtenir le survol souhaité.

Dans l’exemple ci-dessus d’un survol de Titan vers le Grand-Final voici les paramètres orbitaux de Titan reconstruit par l’algorithme :

Paramètres	$\Omega(^{\circ})$	$i(^{\circ})$	$\omega(^{\circ})$	$r_p = d(1 - e), (m)$	$e(-)$
Jeu (.cfg)	126.494	0.34854	182.088	111756239	0.028919
Reconstruit	126.512	0.34853	182.073	111754275	0.028925
Ecart	0.014%	-0.002%	-0.008%	-0.00017%	0.02%

On constate que pour obtenir le survol calculé par KSP les paramètres orbitaux de Titan doivent être très légèrement différents de ceux inscrit dans le fichier « Titan.cfg », les erreurs sont comprises entre  $10^{-4}$  et  $10^{-5}$ .

La procédure en « boucle fermée » est identique à la procédure en « boucle ouverte » la seule différence est qu’elle utilise les paramètres du survol actuel calculés par KSP pour « fermer la boucle » et reconstruire l’orbite de l’astre survolé. De cette façon la précision obtenue est suffisante pour garantir l’enchaînement des survols le long d’une trajectoire interplanétaire.

### 6.3 Procédure globale et résultats obtenus

Finalement, pour suivre la trajectoire calculée on utilise la procédure suivante :

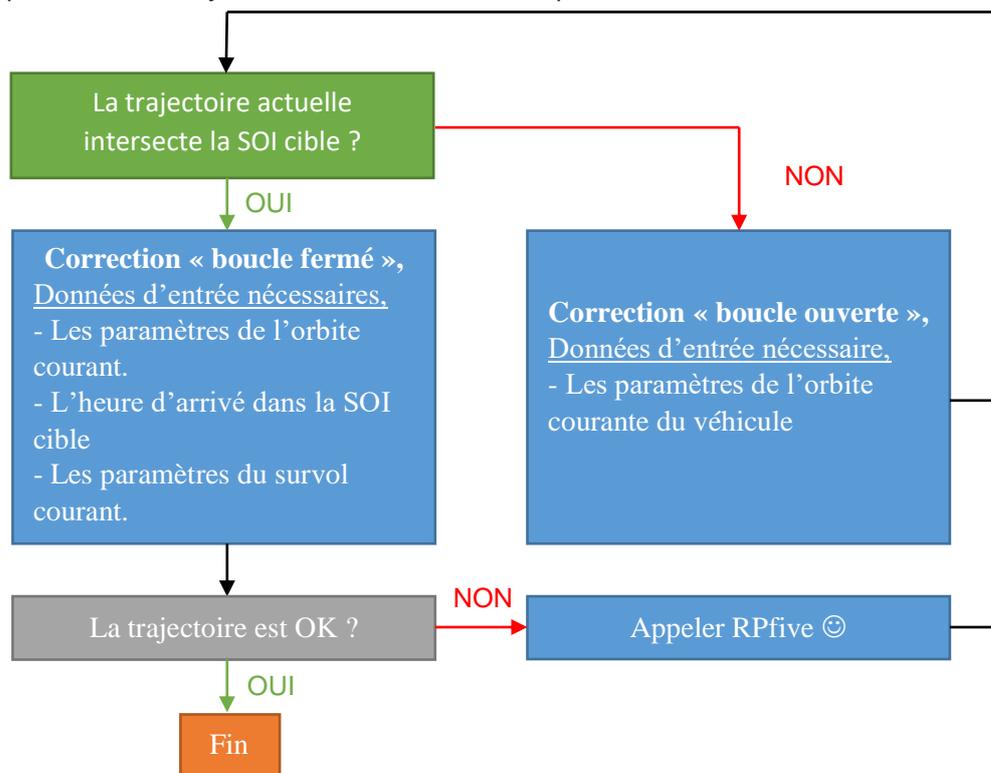


Figure 22 Procédure de navigation

Lors de la réalisation de la mission sur KSP, les résultats suivants ont été obtenus :

Survol		Lna (°)	Inclinaison (°)	Arg. Péri. (°)	Périastre (m)	Excentricité (-)	Moyenne quadratique des erreurs	Temps de passage au périastre
AG1 - Venus	Survol nominal	359.30	12.08	61.57	1060300	2.3602		A652 j326 3:45:19
	Après MCT1	3.97	11.43	56.59	1088426	2.3965		
	Erreur (-)	1.30E-02	5.40E-02	8.09E-02	2.65E-02	1.54E-02	2.06E-02	
	Après MCT2	359.40	12.07	61.58	1053421	2.3514		A652 j326 03:51:04
	Erreur (-)	2.68E-04	1.18E-03	1.64E-04	6.49E-03	3.73E-03	<b>1.52E-03</b>	<b>00:05:45</b>
AG2 - Venus	Survol nominal	25.19	164.04	106.73	911290	4.2233		A653 j406 00:30:12
	Après MCT1	23.71	150.68	112.58	510388	2.8068		
	Erreur (-)	5.87E-02	8.14E-02	5.48E-02	4.40E-01	3.35E-01	1.13E-01	
	Après MCT2	25.19	164.04	106.69	915227	4.2372		A653 j406 00:34:21
	Erreur (-)	3.97E-05	1.96E-05	3.82E-04	4.32E-03	3.29E-03	<b>1.09E-03</b>	<b>00:04:08</b>
AG3 - Terre	Survol nominal	206.43	5.91	228.30	863100	6.6362		A654 j53 0:53:41
	Après MCT1	203.17	6.21	232.20	792132	6.1729		
	Erreur (-)	1.58E-02	5.12E-02	1.71E-02	8.22E-02	6.98E-02	2.43E-02	
	Après MCT2	206.39	5.91	228.36	860653	6.6202		A654 j53 01:05:23
	Erreur (-)	1.83E-04	5.35E-04	2.42E-04	2.84E-03	2.41E-03	<b>7.54E-04</b>	<b>00:11:41</b>
AG4 - Jupiter	Survol nominal	34.59	3.99	115.05	248138200	2.4090		A656 j27 2:52:19
	Après MCT1	34.77	5.42	121.71	162102272	1.9244		
	Erreur (-)	5.13E-03	3.58E-01	5.79E-02	3.47E-01	2.01E-01	1.08E-01	
	Après MCT2	34.59	3.99	115.05	248138163	2.4090		A656 j27 01:14:50
	Erreur (-)	5.78E-06	4.97E-06	2.52E-07	1.49E-07	5.40E-07	<b>1.53E-06</b>	<b>01:27:28</b>
Arrivée - Seturne	Survol nominal	4.34	4.50	268.66	7020000	1.0519		A659 j415 04:02:42
	Après MCT1	4.32	4.50	268.68	7018054	1.0519		
	Erreur (-)	3.66E-03	1.09E-04	7.22E-05	2.77E-04	1.73E-05	7.34E-04	
	Après MCT2	4.34	4.50	268.66	7020028	1.0519		A659 j415 02:29:10
	Erreur (-)	2.15E-04	4.80E-06	3.36E-06	3.99E-06	9.97E-08	<b>4.31E-05</b>	<b>01:33:31</b>

Avant chaque AG, on remarque que la première correction (MCT1) conduit à un survol ayant un écart moyen entre 2% et 10% avec la trajectoire nominale. Après MCT2, l'écart moyen se réduit à moins de 0.15%.

**Avant le départ le  $\Delta V$  des différentes MCT n'a pas été précisément quantifié (cela aurait nécessité une étude système « Sonde-Navigation-KSP » qui n'a pas été menée). De plus aux vues du délai imparti, la réalisation de la mission a débuté avant que la trajectoire autour de Saturne ne soit conçue dans sa totalité, lors du lancement le bilan de  $\Delta V$  total de la mission était encore inconnu. Il a donc été décidé que Cassini-Huygens embarque plus de 1750 m/s de  $\Delta V$  afin de couvrir un grand nombre de trajectoires possibles.**

## 7 Automatisation de la rotation de Cassini lors du largage de Huygens

### 7.1 Objectif : maintenir une vitesse de rotation constante

Huygens possède un imposant bouclier thermique de 7,5 m de diamètre afin de le protéger de l'échauffement généré par les frottements à grande vitesse avec l'atmosphère de Titan. Pour être efficace, le bouclier doit être présenté en avant lors de l'entrée atmosphérique. Huygens étant dépourvu de moyens de manœuvres, nous avons décidé de le mettre en rotation autour de son axe juste avant le largage pour lui permettre de maintenir son orientation lors de l'éjection. Cassini positionne donc l'axe de Huygens perpendiculairement à l'atmosphère de Titan au point d'insertion et à l'aide de ses roues à réaction, elle va le mettre en rotation autour de cet axe à une vitesse de 7,5 tr/min. Pour maintenir cette vitesse de rotation constante jusqu'au largage, le système de contrôle de Cassini est asservi à l'aide d'un régulateur PID (Proportionnel, Intégral, Dérivé).

### 7.2 Principe du régulateur PID (Proportionnel Intégral Dérivé)

Pour schématiser, un régulateur PID est une boîte qui reçoit un paramètre d'entrée et une valeur cible pour ce paramètre. Le régulateur calcule un paramètre de sortie pouvant agir sur le paramètre d'entrée de manière à lui faire atteindre la valeur cible.

Dans notre cas, la sonde est munie d'un processeur KOS (régulateur PID) capable de mesurer la vitesse de rotation (paramètre d'entrée) et d'agir sur cette vitesse au moyen de roues à réactions (paramètre de sortie). Grâce à une interface, nous allons lui indiquer une vitesse de rotation de 7,5 tr/min (Valeur cible).

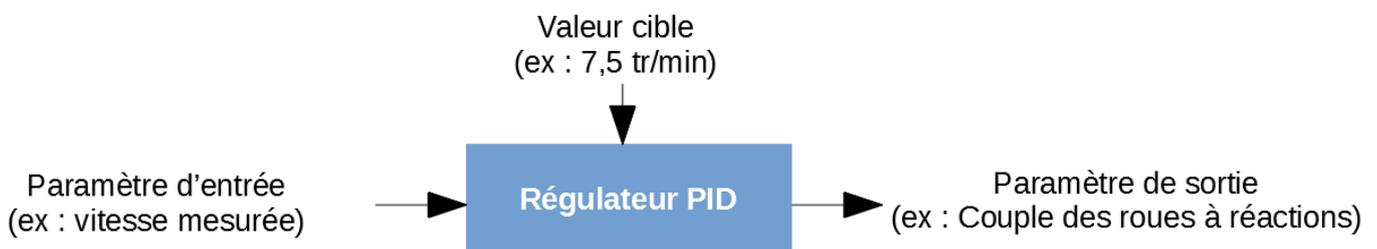


Figure 23: le régulateur PID dans les grandes lignes

#### 7.2.1 Action proportionnelle

Dans un premier temps, KOS calcule l'erreur ( $\varepsilon$ ) entre la vitesse de rotation actuelle ( $v_{actuelle}$ ) et la vitesse cible ( $v_{cible}$ ), puis il ajuste le couple exercé par les roues en conséquence : plus l'erreur est grande et plus l'action sur le couple est élevée. C'est ce qu'on appelle le fonctionnement proportionnel du régulateur où  $K_p$  est le coefficient de proportionnalité entre l'erreur et le couple des roues :

$$\text{Couple} = K_p \cdot \varepsilon \quad \text{avec} \quad \varepsilon = v_{actuelle} - v_{cible}$$

KOS mesure la vitesse de rotation régulièrement et ajuste le couple presque instantanément (env. toutes les 0,02s).

#### 7.2.2 Action intégrale

Le problème avec les régulateurs proportionnels est que plus on s'approche de la valeur cible, plus le couple exercé est faible... et plus on met de temps à atteindre la valeur cible. En théorie, il reste toujours une erreur résiduelle. C'est pourquoi, on introduit un deuxième paramètre qui fait la somme des erreurs passées : l'action intégrale. Tant qu'une erreur persiste, le paramètre intégral continue d'évoluer et cela jusqu'à ce que l'erreur résiduelle soit annulée. Le coefficient de proportionnalité entre le couple exercé et l'intégrale de l'erreur est noté  $K_i$  :

$$\text{Couple} = K_p + K_i \int \varepsilon dt$$

### 7.2.3 Action dérivée

Les actions proportionnelles et intégrales permettent d'atteindre la valeur cible rapidement. Cependant, le système a tendance à dépasser la valeur cible et à osciller. On souhaite que le système cesse progressivement d'exercer un couple sur les roues à réaction à mesure que l'on s'approche de la valeur cible. C'est pourquoi on ajoute un troisième paramètre qui anticipe la réponse de la régulation et stabilise le système : c'est l'action dérivée.

Concrètement, le paramètre dérivé tient compte de la variation de l'erreur dans le temps et est défini tel que :

$$\text{couple} = Kp + Ki \int \varepsilon dt + Kd \frac{d\varepsilon}{dt}$$

où  $K_d$  est le coefficient de proportionnalité entre la dérivée de l'erreur et le couple exercé par les roues à réaction.

### 7.3 Mise en œuvre dans KOS en quelques lignes de code

C'est une belle théorie mais concrètement, comment mettre en œuvre une régulation dans KOS pour contrôler la rotation de Cassini et la faire tourner à 7,5 tr/min ? Bonne nouvelle, il existe dans KOS une fonction toute faite qui réalise les calculs du régulateur PID et que l'on implémente comme suite :

```
//Les paramètres du PID
local Kp is 1.
local Ki is 0.
local Kd is 0.

//Le contrôleur PID
local pid is pidLoop(Kp, Ki, Kd,-1,1).
```

Surtout n'hésitez pas à adapter ce code pour faire tourner vos stations spatiales et générer une gravité artificielle ! C'est exactement le même principe.

## 7.4 Détermination de Kp, Ki et Kd

Une fois le script mis en place, l'étape suivante est d'optimiser les paramètres Kp, Ki et Kd pour que la réponse soit à la fois rapide, précise et stable dans le temps. Il existe toutes sortes de techniques plus ou moins compliquées à mettre en œuvre. Je propose une version simplifiée de la méthode Ziegler-Nichols.

On teste tout d'abord : Kp = 1 ; Ki = 0 ; Kd = 0

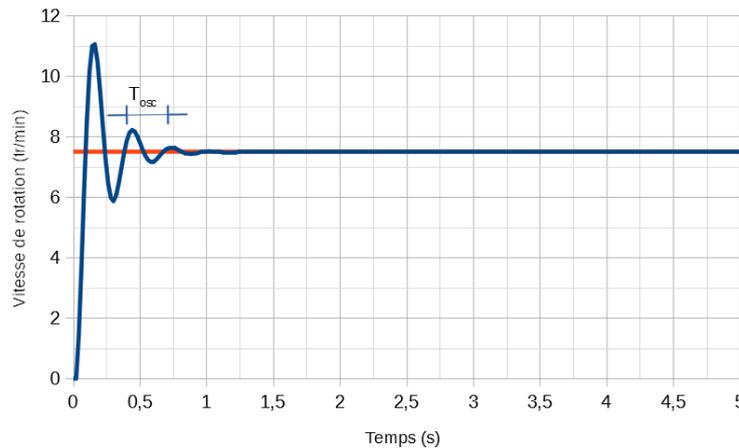


Figure 24: Réponse du régulateur avec  $K_p = 0.1$ ,  $K_i = 0$  et  $K_d = 0$ . Ce graphe permet de mesurer la période d'oscillation du signal ( $T_{osc}$ )

Le système oscille autour de la valeur cible. On mesure une période d'oscillations ( $T_{osc}$ ) d'environ de 0,3 s. On fixe ensuite de façon empirique :

$$K_p = 0.06 ; K_i = \frac{0.12}{T_{osc}} = 0.4 ; K_d = 0.01 T_{osc} = 0.003$$

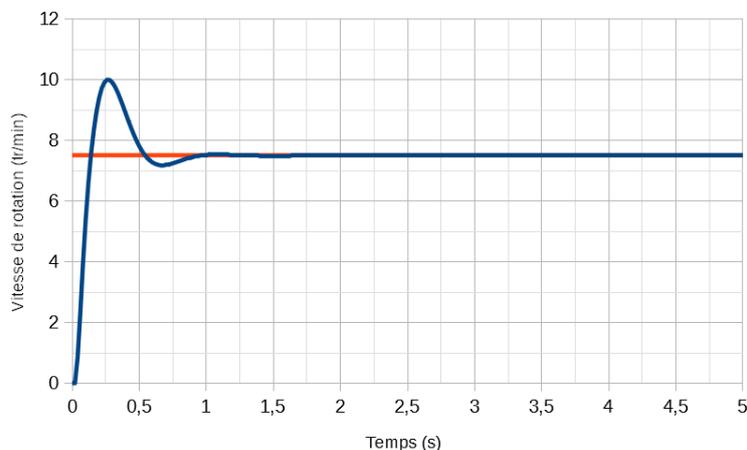


Figure 25: Réponse du système avec  $K_p = 0.06$ ,  $K_i = 0.4$  et  $K_d = 0.01$

Ces paramètres semblent satisfaisants : la valeur cible est atteinte après env. 1s. Il y a un léger dépassement de la valeur cible (overshoot) mais rien de problématique dans notre situation. On n'observe pas d'erreur résiduelle.

Dans le cas où on ne serait pas satisfait du résultat, on peut ajuster les paramètres Kp, Ki et Kd par tâtonnement :

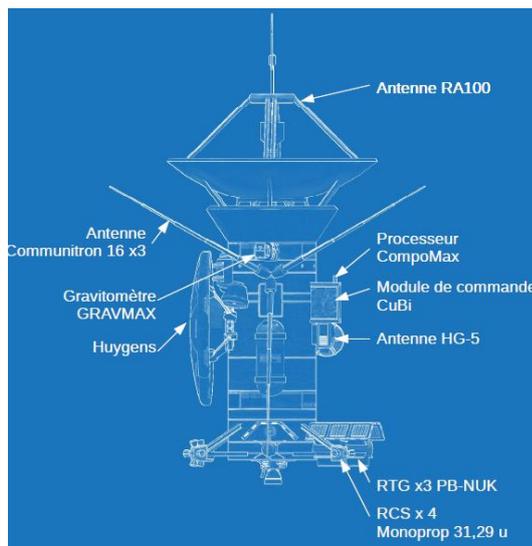
- Si le temps de montée est trop long : augmenter Kp et Ki
- Si une erreur résiduelle est observée : augmenter Ki
- Si des oscillations sont observées : augmenter Kd

## 8 Conception des véhicules spatiaux

### 8.1 L'orbiteur Cassini

#### 8.1.1 Cassini fourni par la NASA

La sonde Cassini a été conçue et assemblée par le JPL, son antenne grand gain mesure 4m de diamètre pour une hauteur de 6.8m. Une fois le mat du magnétomètre déployé son envergure dépasse 11m. Au lancement sa masse était de 5712 kg pour 3267 kg d'ergol lui procurant environ 2km/s de  $\Delta V$ . La propulsion principale est assurée par 2 moteurs d'une poussée de 445N, un seul est allumé, le second étant un moteur redondant. Le contrôle d'attitude et les corrections mineures (<0.3m/s) sont assurées par 16 moteurs RCS d'une poussée de 1N (4 grappes de 4 moteurs).



#### 8.1.2 La réplique

Cassini est propulsée par 2 moteurs 48-7S « spark » (1-nominal 1-redondant). L'alimentation en électricité est assurée par 3 RTG qui s'intercalent entre les 4 blocs de propulsion RCS présents pour effectuer les petites corrections de trajectoire. Le bras du magnétomètre est réalisé grâce à un bras télescopique du mod « IR next ».

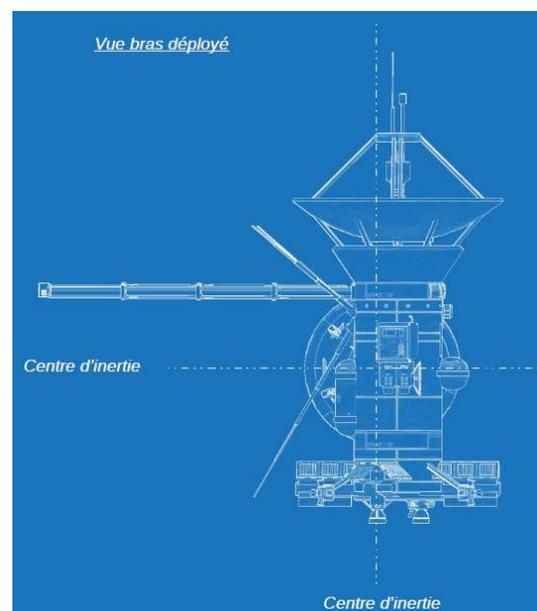
Huygens est monté latéralement et aligné avec le centre de masse pour permettre un largage précis (voir paragraphe suivant).

Lors de la séparation avec l'étage Centaur G Cassini-Huygens dispose de 1782 m/s de Delta-V

#### 8.1.3 Equilibrage de la sonde

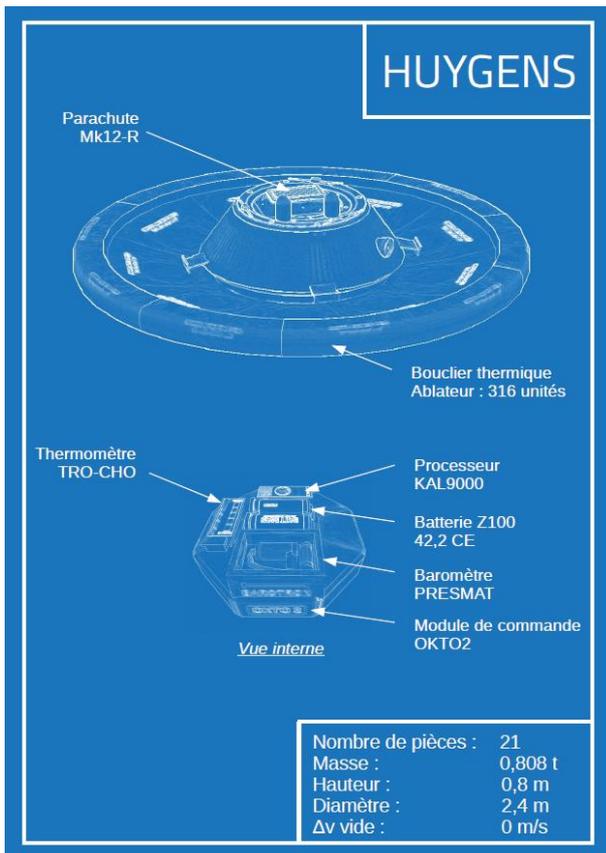
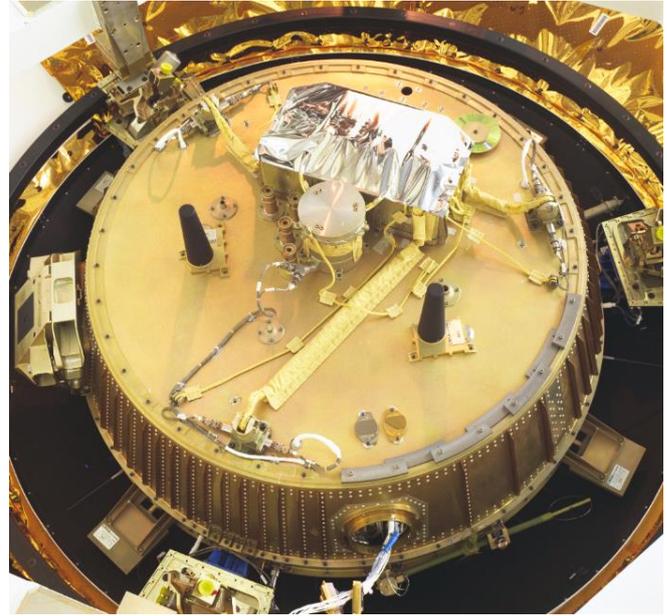
Une fois déployé, le bras support du magnétomètre déplace le centre de gravité de la sonde de manière significative. Cela impose 2 contraintes :

- S'assurer que le vecteur de poussée du moteur passe par le centre de masse pour éviter l'apparition d'un couple parasite lors des manœuvres. Pour cela on profite qu'un seul moteur de Cassini soit utilisé pour excentrer le vecteur de poussée.
- Aligner Huygens avec le centre de masse pour assurer un bon largage de l'atterrisseur suite à la mise en rotation de Cassini pour conserver l'orientation de Huygens pendant sa croisière jusqu'à sa rentrée dans l'atmosphère de Titan.



## 8.2 L'atterrisseur Huygens

8.2.1 Le vrai atterrisseur fournis par l'ESA Huygens est l'atterrisseur chargé de se poser à la surface de Titan. Son architecture est relativement simple car la faible gravité (0.14g) et son atmosphère (~1.5atm à sa surface) facilite la tâche. Il est composé d'un bouclier thermique (1.3 m de diamètre) à l'avant qui protège la charge utile scientifique. Les parachutes sont placés à l'arrière. L'énergie électrique provient de batteries, sa durée de vie à la surface est donc limitée. Sa masse est de 320kg.



### 8.2.2 Sa réplique dans KSP

Nous avons fait le choix de ne pas respecter totalement la séquence de rentrée et d'atterrissage de Huygens. Dans KSP un seul parachute de freinage a été jugé suffisant. L'atterrisseur est composé d'un bouclier thermique de 2.4m de diamètre qui devra survivre à l'entrée à plus de 1500 m/s dans l'atmosphère de Titan. Le véhicule est équipé d'un processeur et d'une batterie pour automatiser la séquence d'atterrissage via kOS. Le management de la quantité d'électricité est un réel défi car Huygens est séparé de Cassini 5 jours avant l'entrée et la phase de descente sous parachute est très longue. Il faut donc mettre la sonde en hibernation après la séparation pour s'assurer qu'elle pourra déclencher le parachute lors de la l'entrée atmosphérique.

### 8.3 Le lanceur Titan IV-B



Au cours de la rédaction du rapport il est apparu que nous avons fait une erreur concernant le timing de l'allumage du moteur du corps central. La réplique du lanceur a été faite en considérant un allumage simultané des boosters et du corps central, or ce n'est pas le cas, comme l'indique Erreur ! Source du renvoi introuvable. p.35.

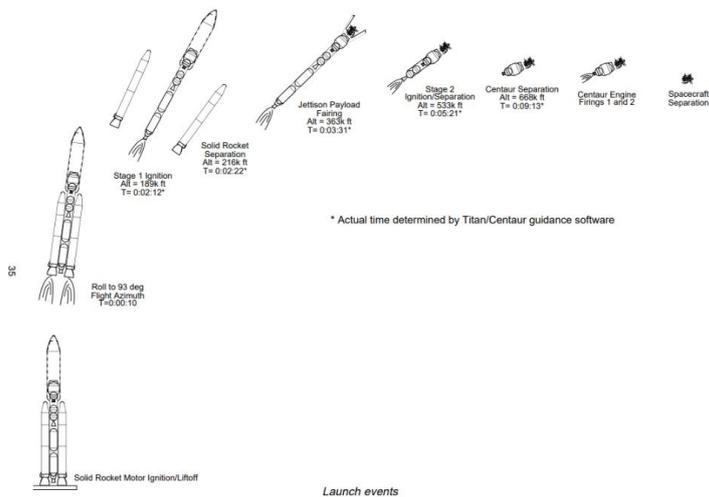


Figure 26 Photo et profil de lancement de Cassini le 15 Octobre 1997

La sonde Cassini-Huygens a été envoyée vers Saturne à l'aide du lanceur Titan IV-B composé de 4 étages, tout d'abord 2 boosters à poudre (USMR) s'allument au décollage. L'étage central brûlant un mélange hypergolique (N2O4/Aerazine-50) s'allume en vol quelques instants avant la séparation des boosters. Vient ensuite un étage intermédiaire brûlant les mêmes ergols. Puis, pour finir, l'étage supérieur Centaur G fournit l'énergie nécessaire à l'envoi de la sonde vers Venus.

L'architecture du lanceur réel est détaillée sur la Figure 27 :

Etage	Masse sèche (kg)	Masse mouillée (kg)	Masse carburant (kg)	Isp (Vac) [s]	Isp (ASL) [s]	Poussée (Vac) [kN]	Poussée (ASL) [kN]	Qm (kg/s)	Temps de combustion [s]	Σ masse mouillée i->n
1	52040	357239	305199	286	259	7560.7	6846.9	2695.7	113.2	589331
2	8000	163000	155000	302	250	2428.3	2010.2	819.9	189.0	232092
3	4000	39500	35500	316	150	459.5	218.1	148.3	239.4	69092
4	2775	23880	21105	444		146.8		33.7	626.0	29592
Cassini	2085	5712	3627							5712

Etage	Masse à l'allumage (kg)	Masse à l'extinction (kg)	Poussée (Vac) [kN]	Poussée (ASL) [kN]	Qm (kg/s)	DV Vac (m/s)	DV/DV total	DV Vac (m/s)	RPP Vac (-)	RPP ASL (-)
1	589331	284132.0	7560.7	6846.9	2695.72	2046.2	0.16	745.8	1.308	1.185
2	232092	77092	2428.3	2010.2	819.93	3264.1	0.26	1189.7	1.067	0.883
3	69092	33592	459.5	218.1	148.28	2234.8	0.18	814.5	0.678	0.322
4	29592	8487	146.8	0.0	33.71	5438.2	0.43	1982.0	0.506	0.000
						<b>DV total</b>		<b>DV KSP total</b>		
						12983.2		4600.0		

Figure 27 Architecture de la Titan IV-B et estimation des ΔV de sa réplique KSP

Le RPP relativement faible du 1<sup>er</sup> et 2<sup>ème</sup> étage est responsable de pertes gravitationnelles plus importantes que sur un lanceur optimisé pour KSP. Par conséquent, on vise un ΔV jusqu'à l'orbite d'environ 3400 m/s auquel on ajoute 1200m/s de la manœuvre d'éjection vers Venus. La réplique du lanceur est alors construite pour respecter au mieux le RPP de chaque étage et la répartition du ΔV.

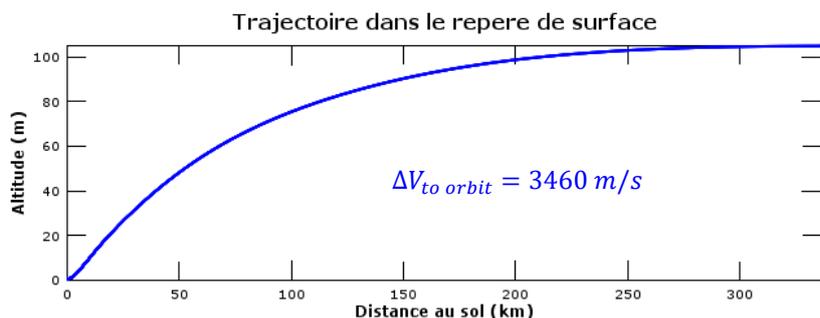
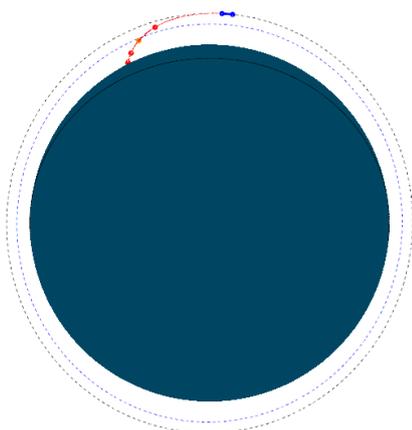


Figure 28 Trajectoire de lancement de la Titan IV-B

Finalement, les répliques du lanceur Titan IV-B et de son étage supérieur Centaur G présentent les caractéristiques suivantes :

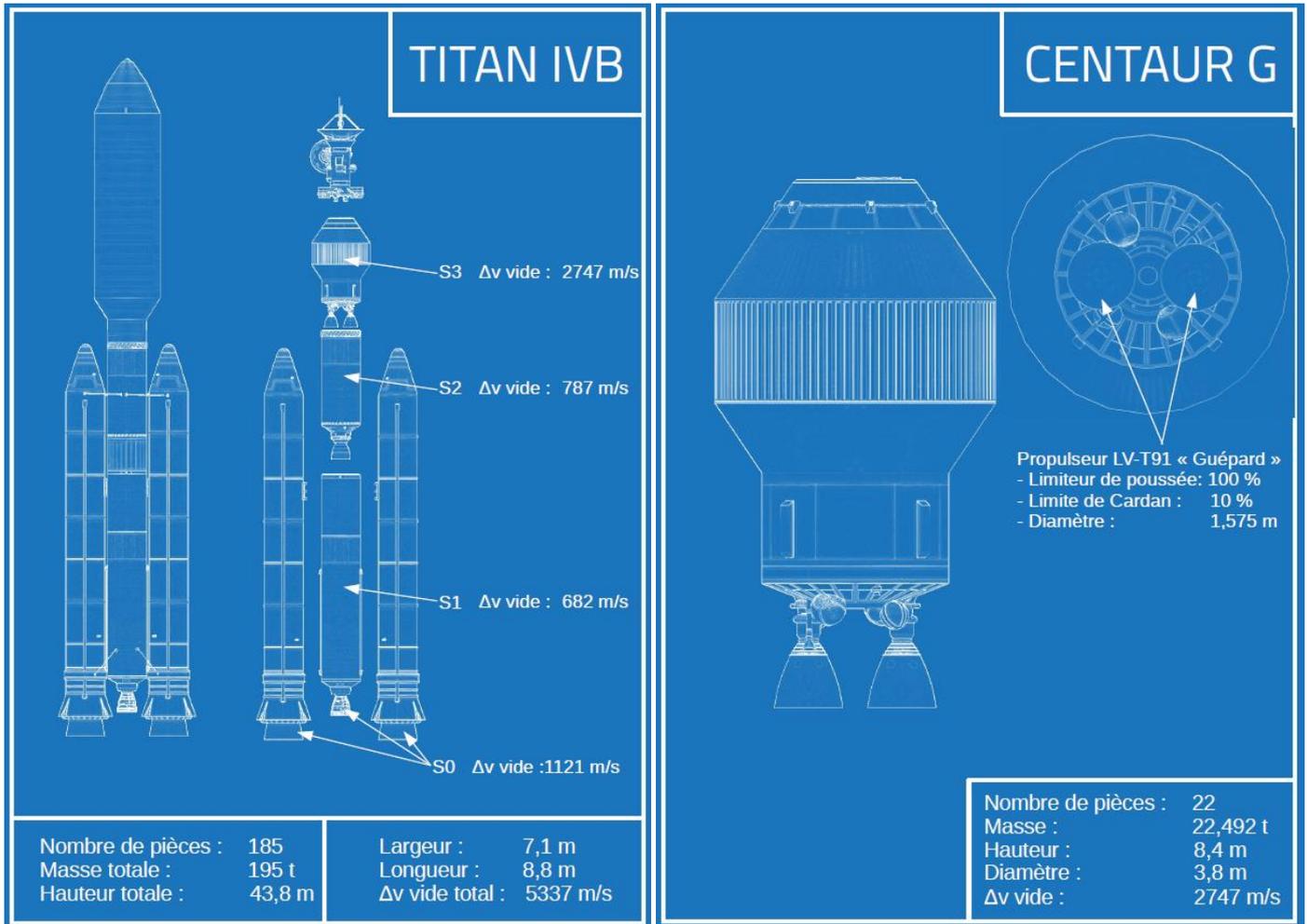
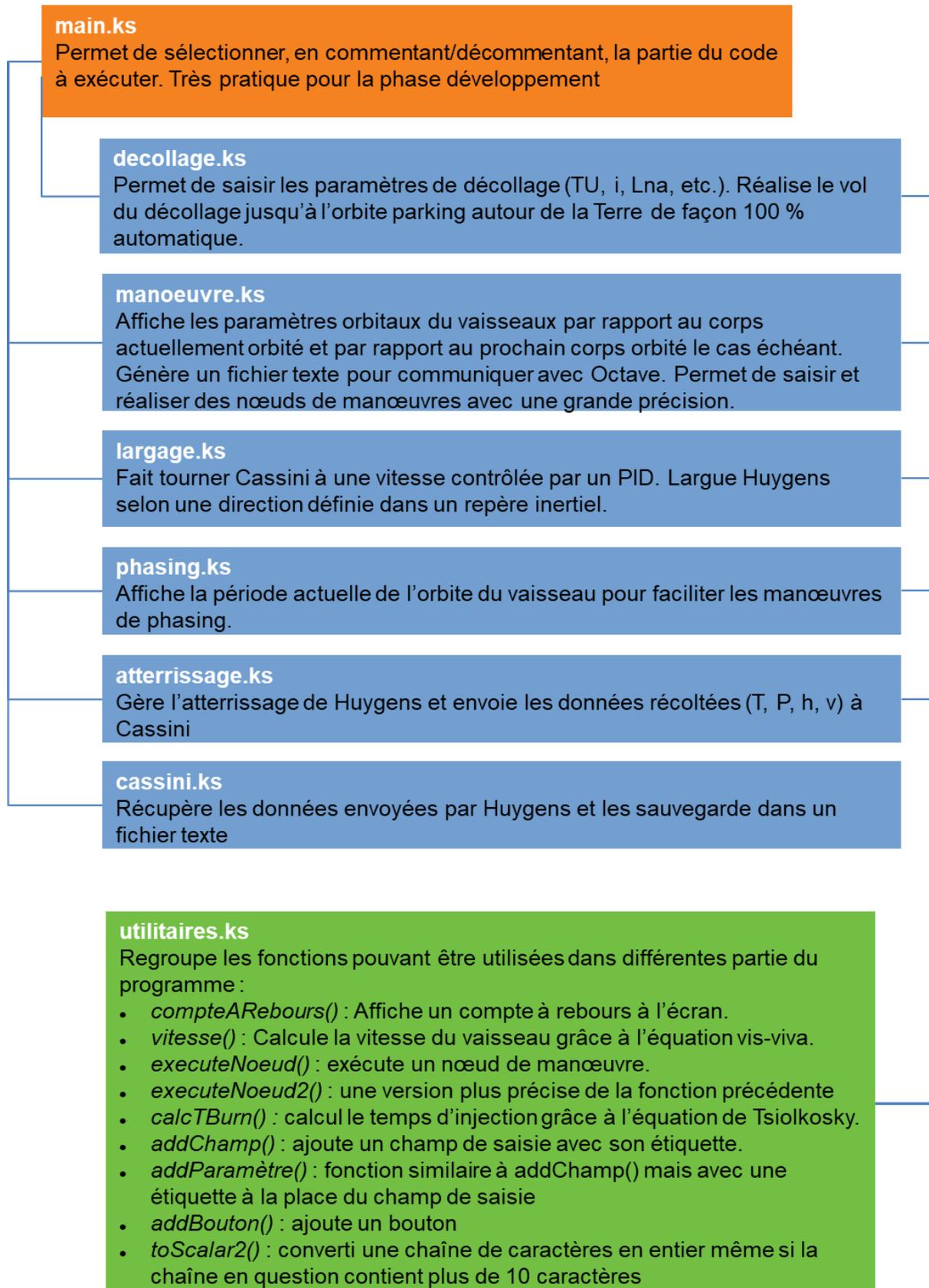


Figure 29 Plan de la réplique du lanceur Titan IV-B (gauche) et du Centaur G (droite)

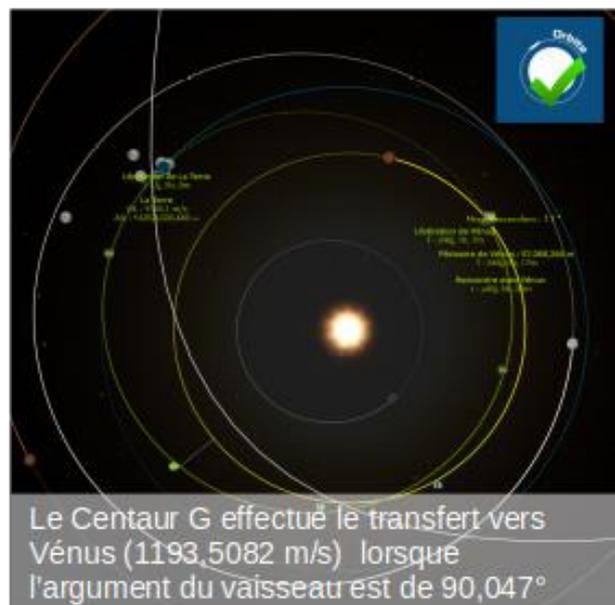
## 9 L'automatisation de la sonde grâce à KOS

Voici comment sont organisés les différents scripts KOS. (Disponibles en téléchargement dans le dossier de participation).

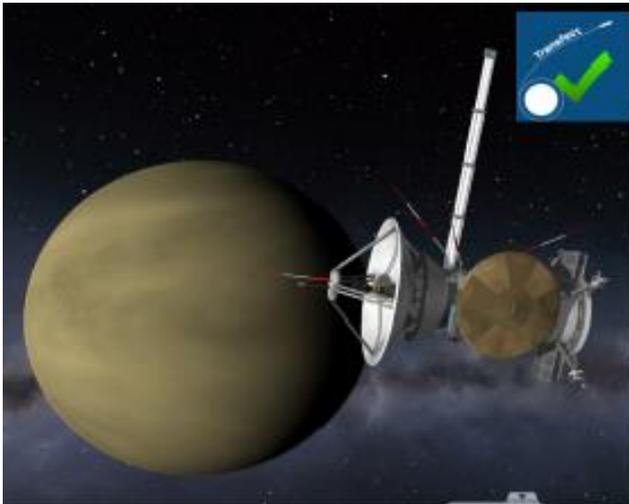


# 10 Réalisation de la mission Cassini-Huygens

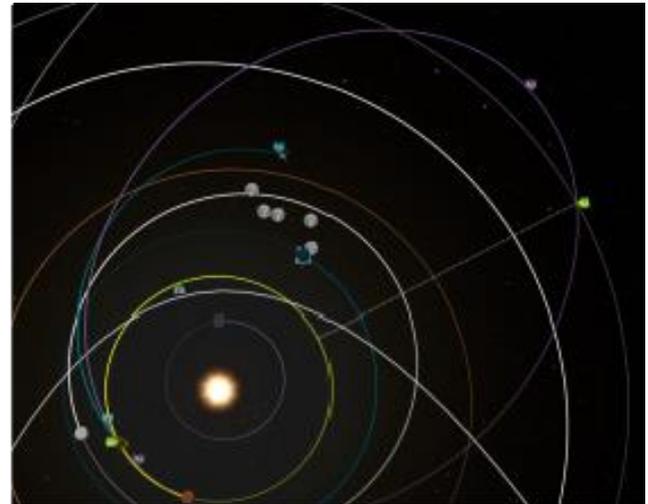
## 10.1 Décollage et mise en orbite



## 10.2 Voyage interplanétaire



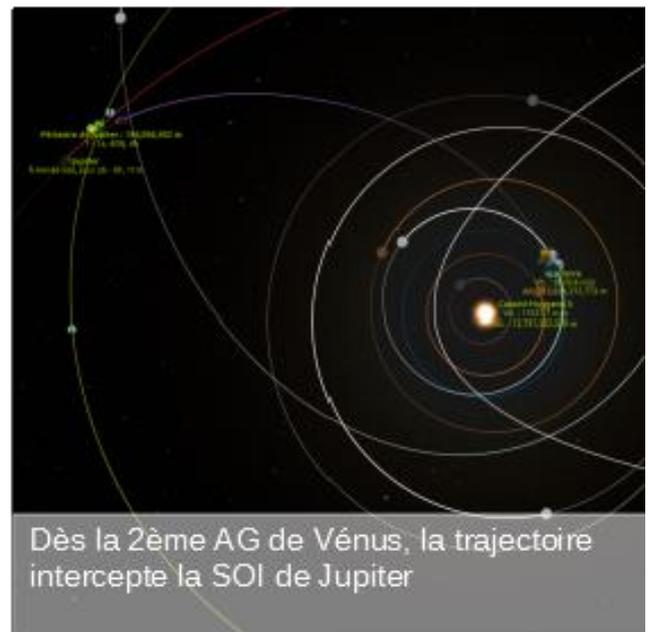
Pour rejoindre Saturne, Cassini utilise la séquence d'AG suivante : Vénus, Vénus, Terre, Jupiter



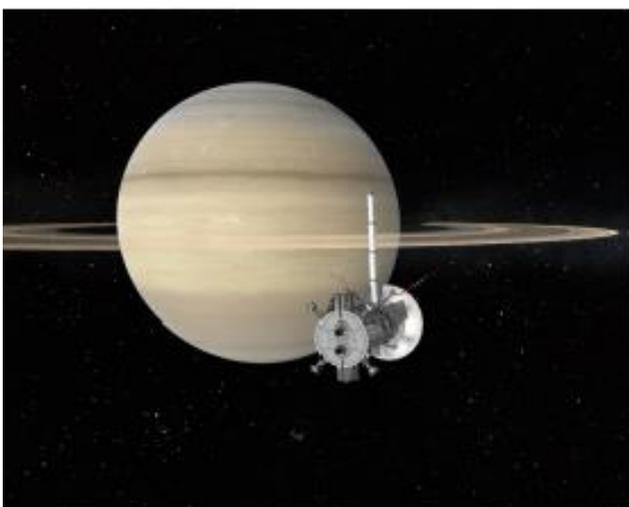
Avant chaque AG, la sonde réalise deux corrections de trajectoires calculées à l'aide d'Octave



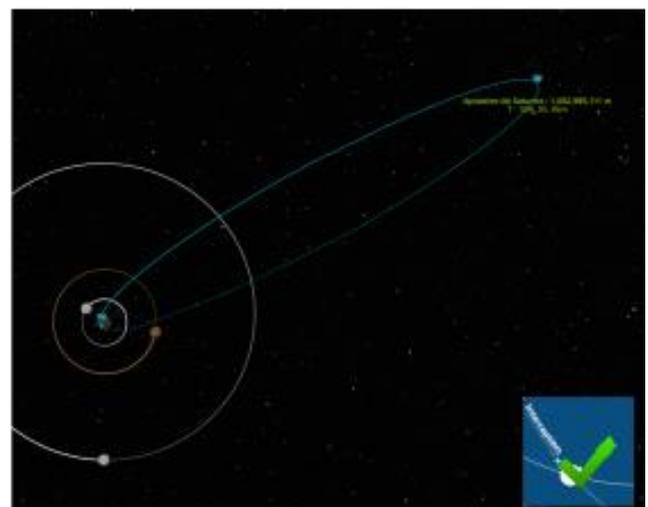
Octave récupère les paramètres orbitaux grâce à un fichier texte généré par KOS



Dès la 2ème AG de Vénus, la trajectoire intercepte la SOI de Jupiter

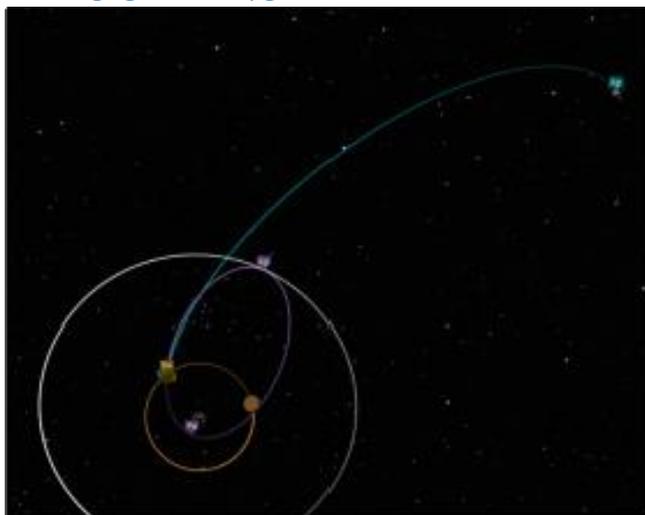


Cassini passe au raz des anneaux de Saturne et au plus près de la planète pour bénéficier de l'effet Oberth

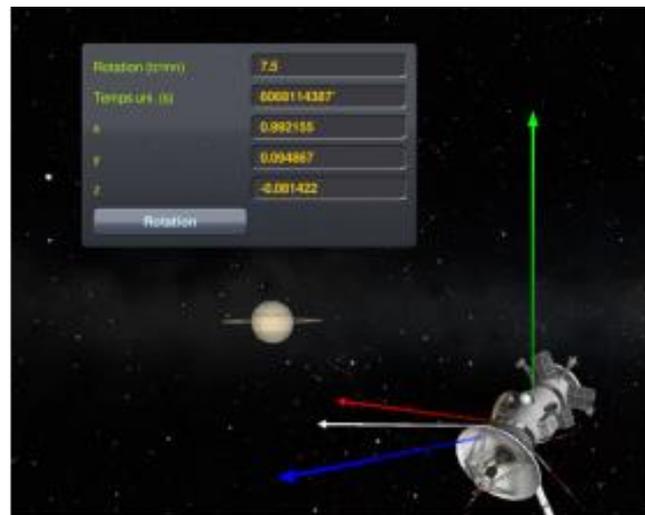


Une fois la capture réalisée, l'apoastre de la trajectoire est supérieure à 1 000 000 km

## 10.3 Largage de Huygens



Huygens est largué sur Titan juste après la capture de Saturne



Cassini est mise en rotation à 7,5 tr/min pour permettre à Huygens de maintenir son orientation après le largage



Une fois l'atterrisseur largué, Cassini réalise une manœuvre d'évitement de Titan



Huygens entre dans l'atmosphère de Titan de façon rétrograde



A partir de 10 km d'altitude, Huygens active ses appareils de mesure et transmet les données à Cassini

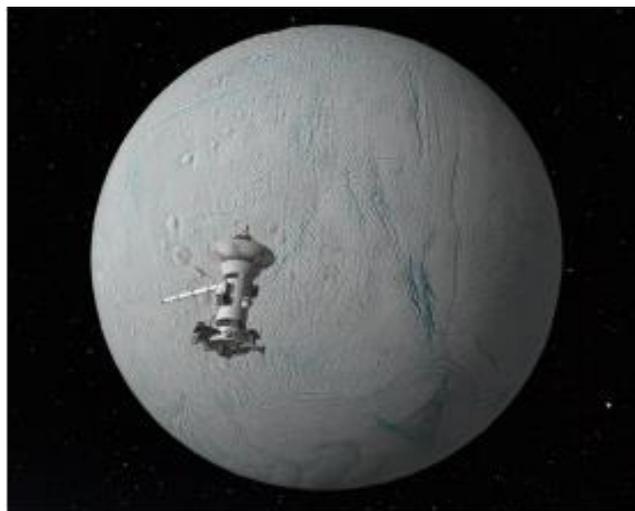


Cassini se charge ensuite de copier les mesures de Huygens dans un fichier texte

## 10.4 Visite des lunes



Avant d'explorer le système de lunes intérieures, Cassini réalise 4 AG avec Titan pour ajuster son excentricité



Cassini utilise ensuite une manœuvre de phasage à l'endroit où se croisent les orbites des lunes et celle de Cassini



La sonde rend ainsi visite à Japet, Encelade, Mimas, Dione, Tethys et Rhea



Le mod KSRSS qui permet d'explorer le système solaire à l'échelle 1/10 est un plaisir pour les yeux

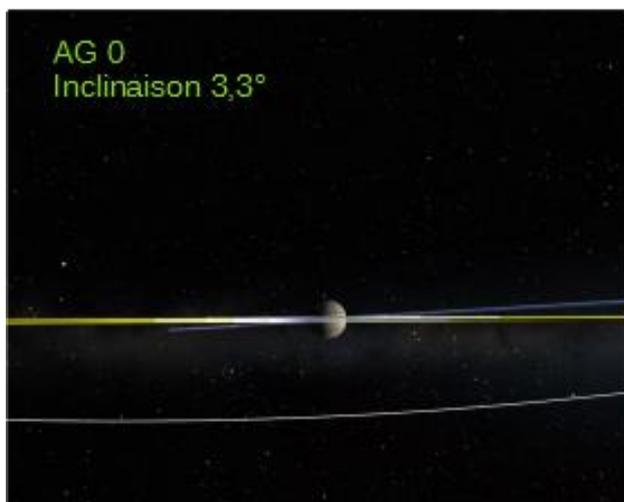


Deux corrections de trajectoires sont effectuées entre chaque flyby pour préparer l'AG suivante

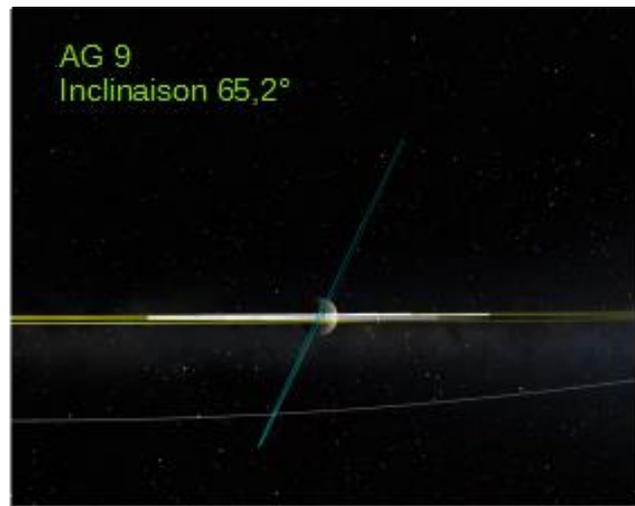


Une fois les lunes explorées, il est temps de partir à la découverte de Saturne et de ses anneaux

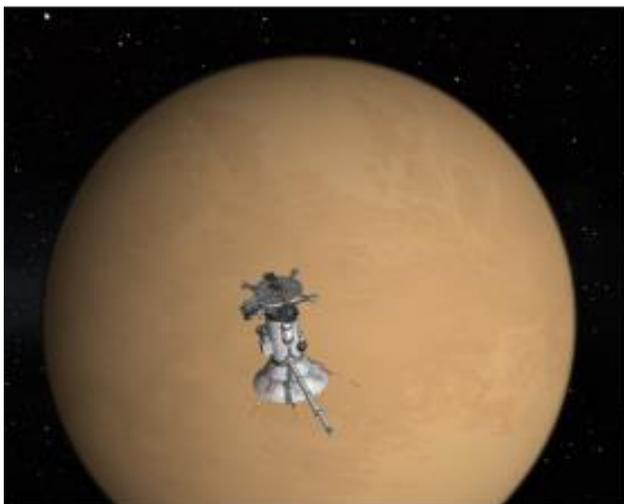
## 10.5 Grand final



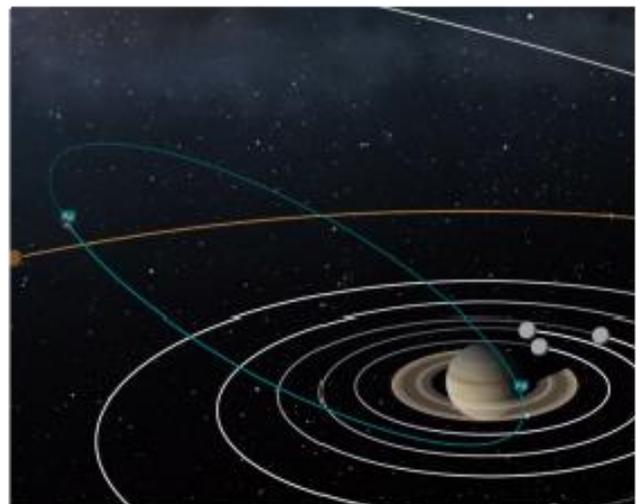
Cassini réalise 9 AG successives pour faire passer l'inclinaison de son orbite de 3,3° à 65,2°



Au cours de sa mission, Cassini aura réalisé 18 AG de manière parfaitement maîtrisée



Titan est la plus massive des lunes de Saturne et par conséquent, c'est aussi la candidate parfaite pour réaliser des AG



Lors de la dernière orbite, Cassini passe entre Saturne et ses anneaux



C'est un des moments forts de la mission et l'émotion était au rendez-vous



Cassini se dirige ensuite vers la grande tache hexagonale pour se consumer dans l'atmosphère de Saturne

## 11 Résultat en vidéo

Vous pouvez consulter la vidéo de la mission sur Youtube à l'adresse suivante :

<https://www.youtube.com/watch?v=aToB0PD3wog>

## 12 Bilan de la mission et retour d'expérience

Nous sommes deux joueurs qui ne nous connaissons qu'au travers de nos conversations sur le discord du challenge. Nous ne nous sommes jamais rencontrés dans la vie réelle. Participer en duo est tout nouveau pour nous et ça a représenté un challenge en soit. Au final, nous avons découvert une nouvelle façon de jouer où la trajectoire est planifiée à l'avance grâce notamment à Octave puis réalisée à l'aide d'un script KOS. Ça nous a ouvert de nouveaux champs de possibilités. Les assistances gravitationnelles (AG) multiples sont, par exemple, particulièrement difficiles à planifier et à mettre en œuvre. Mais une fois la technique maîtrisée grâce à notre système, le gain en termes de  $dv$  est tout simplement énorme. Au décollage, notre Cassini possédait 1780 m/s et grâce aux AG multiples, il nous restait encore 460 m/s juste avant le crash final. Avec ces  $dv$  restants, nous nous sommes offert le luxe d'un final en plein milieu de la grande tâche hexagonale située au nord de Saturne.

Nous avons dû faire face à quelques rebondissements inattendus. Nous nous sommes, par exemples, aperçu que les périodes des lunes mesurées ne collaient pas exactement à nos calculs prévisionnels. Or, notre façon de jouer nous imposait une grande précision dans la prévision des positions des différentes lunes pour effectuer les nombreux rendez-vous planifiés. Nous nous sommes rendu compte que le paramètre gravitationnel utilisé par KSP, notamment pour le calcul des périodes, faisait intervenir la masse de Saturne mais aussi celle de la lune concernée. C'est en quelques sortes le « two-body model » qui est utilisé dans KSP pour calculer les mouvements des différents corps.

Nous avons également dû faire face à une rencontre avec Titan juste après le survol de Japet qui n'était pas prévue dans le plan de vol. La trajectoire nominale ne passait pas par la SOI de Titan mais la trajectoire réelle était légèrement différente. Nous avons tenté d'utiliser au mieux cette AG inattendue. Cependant, le plan initial était bien optimisé et cette AG nous gênait plus qu'autre chose. Finalement, nous avons décidé de dépenser une trentaine de mètre par seconde de  $dv$  pour modifier légèrement l'inclinaison de l'orbite du vaisseau et éviter Titan. Nous avons ensuite laissé le script de correction ramener le vaisseau dans sa trajectoire nominale pour poursuivre le plan de vol et rejoindre toutes les autres lunes comme prévu.

La mission Cassini-Huygens est certainement l'une des plus belles missions de l'histoire de l'exploration spatiale. Nous souhaitons remercier l'équipe du KSC pour ce choix et pour l'organisation sans faille de l'évènement. Les challenges du KSC sont pour nous l'équivalent de Roland Garros pour les amoureux du tennis : une période de l'année avec une saveur tout particulière. Bien entendu, ce petit plaisir ne serait pas possible sans le soutien indéfectible de nos familles respectives à qui nous envoyons tout notre amour.

Nous nous sommes beaucoup investis dans ce challenge et nous espérons que vous avez pris autant de plaisir à lire notre rapport et regarder notre vidéo que nous en avons eu à les réaliser.

## 13 Les annexes

### 13.1 Le plan de vol détaillé autour de Saturne

Le plan de vol détaillé autour de Saturne est présenté ci-dessous. Les colonnes  $\theta_i$  et  $\theta_f$  donnent l'anomalie vraie initiale et finale de l'orbite considérée. La colonne « N » indique le nombre de fois où l'orbite est parcourue, si moins d'une révolution est effectuée N=0.

#	Date	Désignation	Astre central	Paramètres							
				$\Omega(^{\circ})$	$i(^{\circ})$	$\omega(^{\circ})$	Altitude périastre (km)	e(-)	$\theta_i$ (deg)	$\theta_f$ (deg)	N (-)
1		Arrivée dans la SOI de Saturne	Saturne	4.3	4.5	268.7	1631	1.05	-161.415	0.0	0.0
2	A659 j415 4:15:26	Manœuvre de capture autour de Saturne, $\Delta V = 150$ m/s									
3		Orbite de capture	Saturne	4.3	4.5	268.7	1631	0.99	0.000	180.0	0.0
4	A660 j93 4:36:05	Manœuvre de rendez vous vers Titan, $\Delta V = 112$ m/s									
5		Orbite de rendez vous avec Titan	Saturne	4.3	4.5	268.7	54203	0.89	180.000	267.7	0.0
6	A660 j197 5:19:24	Largage de Huygens									
7	A660 j198 0:19:25	Manœuvre d'évitement de Cassini, $\Delta V = 9$ m/s									
8	A660 j203 0:23:25	Orbite d'entrée de Huygens	Titan	25.5	13.4	252.9	40	8.0	-92.929	-32.0	
9	A660 j203 1:06:59	Survol de Titan (1)	Titan	52.9	7.0	220.2	967	31.2	-74.9	74.9	
10	A660 j203 1:10:51	Entrée de Huygens dans l'atmosphère de Titan, $V_{\text{entrée}} = 1576$ m/s									
11		Transfert vers le nœud de Japet	Saturne	4.3	4.5	275.8	48935	0.85	260.6	144.5	0
12	A660 j216 5:50:48	Manœuvre de phasage avec Japet, $\Delta V = 1.4$ m/s									
13		Orbite de phasage avec Japet	Saturne	4.3	4.5	275.9	49083	0.85	144.4	144.4	6
14	A662 j85 17:52	Survol de Japet	Japet	-	-	-	-	-	-	-	
15		Retour vers le Nœud de Titan	Saturne	4.3	4.5	275.8	48908	0.85	144.5	260.6	0
16	A662 j191 0:45:36	Manœuvre de phasage avec Titan, $\Delta V = 1.2$ m/s									
17		Orbite de phasage avec Titan	Saturne	4.3	4.5	275.9	48871	0.85	260.5	260.5	3
18	A663 j121 0:47:10	Survol de Titan (2)	Titan	24.3	15.4	255.7	129	10.3	-90.1	90.1	
19		Orbite en résonance 1:2 avec Titan	Saturne	8.2	2.2	294.6	32331	0.79	237.9	237.9	1
20	A663 j162 2:13:45	Survol de Titan (3)	Titan	21.1	23.6	266.7	615	22.5	-80.5	80.5	
21		Orbite en résonance 2:3 avec Titan	Saturne	126.5	0.3	185.4	25850	0.79	228.9	228.9	2
22	A663 j224 1:23:5	Survol de Titan (4)	Titan	126.5	0.3	168.1	254	13.5	-87.1	87.1	
23		Orbite en résonance 1:1 avec Titan	Saturne	126.5	0.3	199.7	15640	0.82	214.5	214.5	1
24	A663 j244 5:06:11	Survol de Titan (5)	Titan	126.5	0.3	174.8	610	22.4	-80.6	80.6	
25		Transfert vers nœud Encelade	Saturne	126.5	0.3	206.7	10777	0.84	207.5	67.8	0
26	A663 j247 3:22:32	Manœuvre de phasage avec Encelade, $\Delta V = 1.1$ m/s									
27		Orbite de phasage avec Encelade (1)	Saturne	126.5	0.3	206.7	10780	0.84	67.8	153.2	0
28		Correction d'inclinaison avec Encelade, $\Delta V = 8.6$ m/s									
29		Orbite de phasage avec Encelade (2)	Saturne	128.4	0.0	204.8	10777	0.84	153.2	67.8	0
30		Orbite de phasage avec Encelade (3)	Saturne	128.4	0.0	204.8	10777	0.84	67.8	67.8	1
31	A663 j281 5:42:47	Survol d'Encelade	Encelade	-	-	-	-	-	-	-	
32		Transfert vers nœud Mimas	Saturne	128.4	0.0	204.8	10777	0.84	67.8	328.1	0
33	A663 j298 4:45:16	Manœuvre de phasage avec Mimas, $\Delta V = 1.7$ m/s									
34		Orbite de phasage avec Mimas (1)	Saturne	128.4	0.0	204.8	10776	0.84	328.1	166.6	0
35		Correction d'inclinaison avec Mimas, $\Delta V = 23.2$ m/s									
36		Orbite de phasage avec Mimas (2)	Saturne	139.8	1.6	193.5	10777	0.84	166.6	328.1	0
37		Orbite de phasage avec Mimas (3)	Saturne	139.8	1.6	193.5	10777	0.84	328.1	328.1	1
38	A663 j332 4:01:42	Survol de Mimas	Mimas	-	-	-	-	-	-	-	
39		Transfert vers nœud Dione	Saturne	139.8	1.6	193.5	10777	0.84	328.1	258.9	0
40	A663 j349 2:36:13	Manœuvre de phasage avec Dione, $\Delta V = 2.2$ m/s									
41		Orbite de phasage avec Dione (1)	Saturne	139.8	1.6	193.5	10765	0.84	258.8	166.7	0
42		Correction d'inclinaison avec Dione, $\Delta V = 23$ m/s									
43		Orbite de phasage avec Dione (2)	Saturne	128.6	0.0	204.7	10777	0.84	166.7	258.9	0

#	Date	Désignation	Astre central	Paramètres							
				$\Omega(^{\circ})$	$i(^{\circ})$	$\omega(^{\circ})$	Altitude périastre (km)	e(-)	$\theta_i$ (deg)	$\theta_f$ (deg)	N (-)
44		Orbite de phasage avec Dione (3)	Saturne	128.6	0.0	204.7	10777	0.84	258.9	258.9	4
45	A664 j8 1:33:55	Survol de Dione	Dione	-	-	-	-	-	-	-	
46		Transfert vers nœud Thetys	Saturne	128.6	0.0	204.7	10777	0.84	258.9	85.1	0
47	A664 j8 5:46:27	<b>Manœuvre de phasage avec Tethys, <math>\Delta V = 3.3</math> m/s</b>									
48		Orbite de phasage avec Tethys (1)	Saturne	128.6	0.0	204.5	10765	0.84	85.2	145.9	0
49		<b>Correction d'inclinaison avec Tethys, <math>\Delta V = 34.4</math> m/s</b>									
50		Orbite de phasage avec Tethys (2)	Saturne	119.3	1.1	214.0	10777	0.84	145.9	85.1	0
51		Orbite de phasage avec Tethys (3)	Saturne	119.3	1.1	214.0	10777	0.84	85.1	85.1	3
52	A664 j76 2:33:15	Survol de Tethys	Tethys	-	-	-	-	-	-	-	
53		Transfert vers nœud Rhea	Saturne	119.3	1.1	214.0	10777	0.84	85.1	118.5	0
54	A664 j76 4:56:7	<b>Manœuvre de phasage avec Rhea, <math>\Delta V = 3.8</math> m/s</b>									
55		Orbite de phasage avec Rhea (1)	Saturne	119.3	1.1	213.8	10745	0.84	118.6	141.2	0
56		<b>Correction d'inclinaison avec Rhea, <math>\Delta V = 27.5</math> m/s</b>									
57		Orbite de phasage avec Rhea (2)	Saturne	130.4	0.3	202.8	10777	0.84	141.2	118.5	0
58		Orbite de phasage avec Rhea (3)	Saturne	130.4	0.3	202.8	10777	0.84	118.5	118.5	7
59	A664 j212 0:44:7	Survol de Rhea	Rhea	-	-	-	-	-	-	-	
60		Retour vers le nœud de Titan	Saturne	130.4	0.3	202.8	10777	0.84	118.5	152.9	0
61	A664 j214 0:04:44	<b>Manœuvre de phasage avec Titan, <math>\Delta V = 6.9</math> m/s</b>									
62		Orbite de phasage avec Titan (1)	Saturne	130.4	0.3	203.1	10935	0.84	152.6	253.8	0
63		<b>Correction d'inclinaison avec Titan, <math>\Delta V = 1.5</math> m/s</b>									
64		Orbite de phasage avec Titan (3)	Saturne	126.5	0.3	206.7	10777	0.84	253.8	152.9	0
65		Orbite de phasage avec Titan (2)	Saturne	126.5	0.3	206.7	10777	0.84	152.9	152.9	1
66	A664 j248 3:27:38	Survol de Titan (6)	Titan	93.9	38.6	275.4	109	9.9	-90.6	90.6	
67		Orbite en resonance 5:6 avec Titan	Saturne	126.1	10.4	221.8	21686	0.79	138.2	138.2	5
68	A664 j372 1:46:16	Survol de Titan (7)	Titan	100.1	69.3	282.4	171	11.5	-89.0	89.0	
69		Orbite en resonance 2:3 avec Titan	Saturne	126.1	20.4	233.1	31451	0.76	126.9	126.9	2
70	A665 j8 0:55:35	Survol de Titan (8)	Titan	117.6	123.7	294.3	198	12.2	-88.3	88.3	
71		Orbite en resonance 5:6 avec Titan	Saturne	126.1	30.5	229.2	31200	0.72	130.8	130.8	5
72	A665 j131 5:14:14	Survol de Titan (9)	Titan	121.4	129.0	305.3	262	13.8	-86.9	86.9	
73		Orbite en resonance 1:1 avec Titan	Saturne	126.1	38.5	225.6	31785	0.68	134.4	134.4	1
74	A665 j152 2:57:20	Survol de Titan (10)	Titan	153.8	146.7	339.1	165	11.4	-89.1	89.1	
75		Orbite en resonance 4:3 avec Titan	Saturne	126.1	46.5	213.6	25968	0.67	146.4	146.4	4
76	A665 j214 2:06:39	Survol de Titan (11)	Titan	153.4	146.6	349.2	129	10.4	-90.0	90.0	
77		Orbite en resonance 5:3 avec Titan	Saturne	126.1	54.6	202.5	21291	0.67	157.5	157.5	5
78	A665 j276 1:15:59	Survol de Titan (12)	Titan	180.3	145.1	22.4	143	10.8	-89.7	89.7	
79		Orbite en resonance 2:3 avec Titan	Saturne	126.1	60.6	192.1	14010	0.73	167.9	167.9	2
80	A665 j296 4:59:05	Survol de Titan (13)	Titan	188.4	142.2	38.2	268	14.0	-86.8	86.8	
81		Orbite en resonance 20:9 avec Titan	Saturne	126.1	64.1	186.2	8715	0.79	173.8	173.8	20
82	A666 j56 2:27:03	Survol de Titan (14)	Titan	212.4	119.8	63.4	177	11.7	-88.8	88.8	
83		Orbite de passage entre les anneaux	Saturne	126.1	65.1	182.4	1264	0.89	177.6	177.6	1
84	A666 j65 1:07:34	<b>Manœuvre finale, <math>\Delta V = 17.5</math> m/s</b>									
85		Plongeon dans l'atmosphère de Saturne	Saturne	126.1	65.1	182.4	800	0.90	180.0	0.0	0

### 13.2 Présentation de la feuille Excel AG « circulaire – coplanaire »

Cette feuille de calcul (accessible [ici](#)) permet de jouer avec les paramètres de la trajectoire et d'estimer la géométrie de la fenêtre de transfert. Le solveur Excel est utilisé pour trouver vers la boucle Terre-Venus-Venus-Terre. Ensuite l'altitude de survol de la Terre et de Jupiter sont paramétrables pour explorer tous les transferts possibles vers Saturne. Seules les cellules vertes peuvent être modifiées.

#### Caractéristiques des astres

Astre	GM	1RE+16	SI
Soleil	gm	2.88E+12	SI
	R	563653	m
	H_atmosphère	85000	m
	demi grand axe	1.019E+10	m
	Vmoy	10770.546	m/s
Venus	dé/dt	6.1E-05	deg/s
	Rsol	5.79E+07	m
	T	5.95E+06	s
	gm	3.53E+12	SI
	R	600000	m
Terre	H_atmosphère	69000	m
	demi grand axe	1.41E+10	m
	Vmoy	9160.2482	m/s
	dé/dt	3.7E-05	deg/s
	Rsol	8.69E+07	m
Jupiter	T	3.66E+06	s
	gm	3.87E+14	SI
	R	6533528	m
	H_atmosphère	2000000	m
	demi grand axe	7.329E+10	m
Saturne	Vmoy	4016.317	m/s
	dé/dt	3.1E-06	deg/s
	Rsol	4.30E+09	m
	T	1.15E+08	s
	gm	3.03E+14	SI
Saturne	R	5388585	m
	H_atmosphère	2000000	m
	demi grand axe	1.342E+11	m
	Vmoy	2368.1623	m/s
	dé/dt	1.3E-06	deg/s
Saturne	Rsol	4.91E+09	m
	T	2.84E+08	s

#### Calcul de la trajectoire, AG, manœuvres, ...

1- Transfert vers Venus			
P0	x_P0	-1.41E+10	m
	y_P0	0	m
P1	x_P1	3.46E+09	m
	y_P1	3.53E+09	m
V2F1	Vr	2169.5	m/s
	Vθ	1169.4	m/s
Vin 3/1	V	11378.2	m/s
	φin	79.01	deg
Vin 3/2	Vr	2169.5	m/s
	Vθ	398.9	m/s
Vout 3/2	V	2205.9	m/s
	φout	10.42	deg
Vout 3/1	Vr	1343.5	m/s
	Vθ	1749.5	m/s
Vout 3/2	V	2205.9	m/s
	φout	52.48	deg
Vout 3/1	Vr	1343.5	m/s
	Vθ	12520.0	m/s
Vout 3/2	V	12531.9	m/s
	φout	83.87	deg

#### Paramètres de la trajectoire

Bilan DV		
Départ	1037.1	m/s
Sonde	5106.8	m/s
Total	10204.0	m/s

Paramètre	Valeur	Unité
α	0.88	-
Alk V1	509.21	km
DV	-52.51833	m/s
Alk V2	200	km
Alk Terre	200	km
Alk Jupiter	181000	km
IDVI	52.518387	m/s

RDV	écart(deg)
Venus 2	0.00
Terre	0.00
α, trf	7.583E+10
	0.00

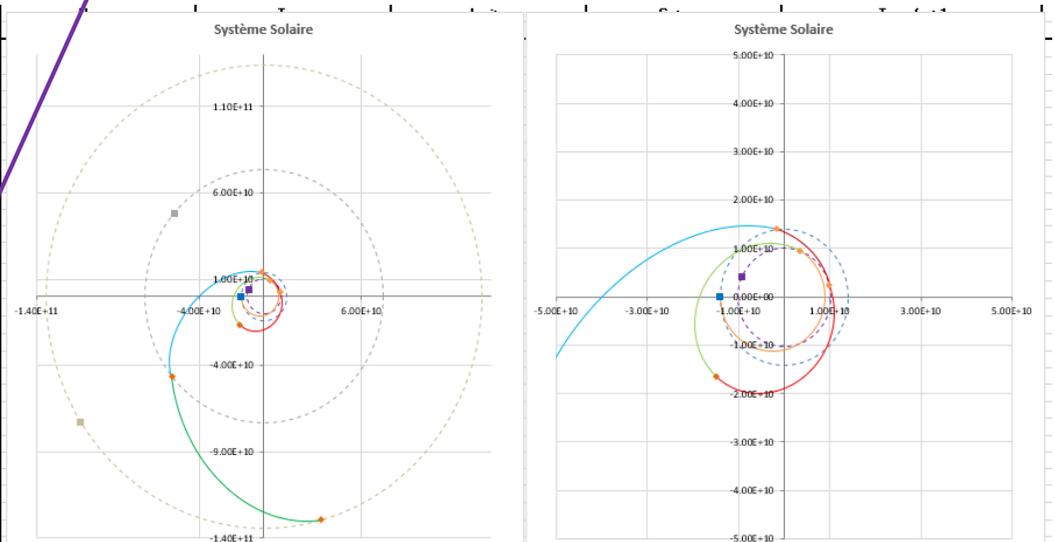
Position initiale des planètes		
ω_Venus	156.2	deg
ω_Terre	180.0	deg
ω_Jupiter	138.7	deg
ω_Saturne	212.81	deg

Phase initiale des planètes		
ω_Venus	336.2	deg
ω_Terre	0.0	deg
ω_Jupiter	318.7	deg
ω_Saturne	32.8	deg
Δω_Jupiter-Saturne	74.1	deg

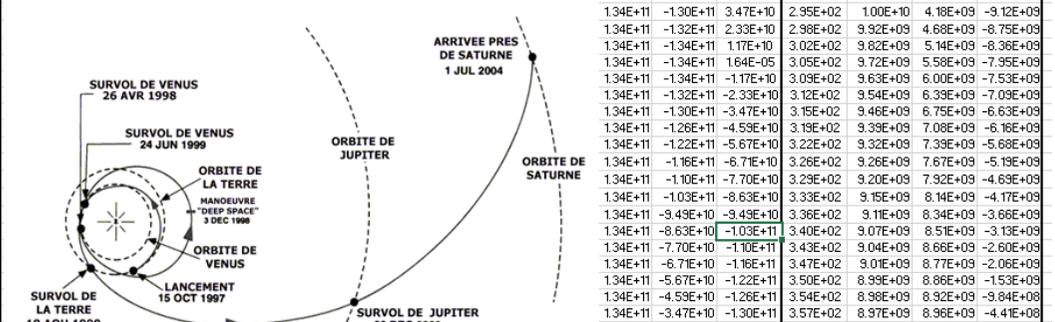
Coordonnées		
x_Venus	-9.33E+09	0
y_Venus	4.11E+09	0
x_Terre	-1.41E+10	0
y_Terre	1.73E-06	0
x_Jupiter	-5.51E+10	0
y_Jupiter	4.83E+10	0
x_Saturne	-1.13E+11	0
y_Saturne	-7.27E+10	0

3-Trajectoire sortante		
L	1.28E+14	m/s
lcos(θij)	0.92	-
cos(θij)	0.92	-
ei	22.4	deg
Vp	12786	m/s
rp	9.98E+09	m

#### Résultat convergence solveur Excel\*



#### TRAJECTOIRE INTERPLANETAIRE DE CASSINI



\*La solution du solveur est correcte si les écarts lors du 2<sup>e</sup> survol de Venus (AG2) et du survol de La Terre (AG3) sont très proches de zéro. L'objectif du solveur est de minimiser la somme de ces 2 cellules.

### 13.3 Le fichier .craft

Le « .craft » utilisé pour la mission :



Cassini-Huygens\_3.  
craft

### 13.4 Les sauvegardes de la mission

Les points clefs de la mission sont sauvegardés dans l'archive suivante :



save.zip

### 13.5 Les scripts kOS

Les différents scripts kOS utilisés sont disponibles dans cette archive :



scriptKOS.zip