

MISSION INTERPLANÉTAIRE

TRANSFERT de HOHMANN - 1

The diagram illustrates the HTO ext system. At the center is the 'AP' (Active Point) source, represented by a yellow star-like symbol. Two concentric orbits are shown: an inner blue circle labeled 'Orbite source' and an outer red circle labeled 'Orbite cible'. Three objects are depicted: 'A' (a blue circle on the inner orbit), 'CEi' (a red circle on the outer orbit), and 'CE' (a red circle on the outer orbit). A green arrow labeled 'HTO ext' points from the center towards object 'A'. Dashed lines connect the center to 'A', 'CEi', and 'CE'. A green dashed line also connects 'CEi' and 'CE'.

Higher orbit : Orbite par rapport au Soleil plus grande, donc à énergie supérieure. On doit donc accélérer en **PRO GRD** dans le sens orbital de la planète de capture.

TRANSFERT de HOHMANN - 2



4

Estimations pour la durée la plus importante.

DÉPART	ARRIVEE	Durée	100000 x
Terre	Mars	17.49 M	3,3 min
Mars	Terre	22.41 M	
Terre	Venus	12.64 M	3,5 min
Venus	Terre	23.52 M	
Terre	Mercure	8.53 M	1,5 min
Mercure	Terre	13.96 M	
Terre	Jupiter	81.33 M	14 min
Jupiter	Terre		
Terre	Saturne	181.4 M	35 min
Saturne	Terre	205.1 M	
Terre	Uranus	486.1 M	1h 23min
Uranus	Terre	521.6 M	
Terre	Neptune	888 M	2h
Neptune	Terre	530.2 M	
Neptune	Terre	1.067 G	3 h

Tin	jours	années	100000-x
5 M	58	---	---
10 M	116	---	---
20 M	231	---	3,3 min
30 M	347	---	3,5 min
50 M	578	1,6	9 min
100 M	1157	3,17	17 min
200 M	2315	6,34	34 min
300 M	3472	9,51	50 min
400 M	4629	12,68	67 min
500 M	5787	15,85	1 h 23 min
700 M	8010	21,9	1 h 57 min
1 G	11574	31,7	3 h

Durées estimées pour un transfert.

Durée ↗



5

Interplanetary Course ①

Tgt Moon Src GL-05 ②

Target Intercept

TEj 717.4 MJJD 60252.464 ③

TIn 457.7k MJJD 60257.753 ④

EjA 100.93° InA 95.979° EIn 1.811° PeA 480.2k ⑤

Realtime Off Plane TOF-UnLock Smooth Adj Prep. PlC ⑥

Enroute: dV 14.26k iV 1.018k Tot 15.28k ⑦

Ref Earth Ecliptic ⑧

Adj-1x ⑨

Offset

Globalement les écrans des modules de base présentent une disposition commune.

- ① : Nom du module de calculs.
- ② : Cible visée et Source pour les calculs.
- ③ : Temps et date pour l'éjection et pour l'interception. (MJJD ou GET en fonction de la configuration de Mission Timer)
- ④ : Données concernant la trajectoire calculée.
- ⑤ : Option pour les calculs et préparation de deuxième manœuvre. (Prep PIC)
- ⑥ : Résumé de dV pour la manœuvre d'éjection.
- ⑦ : Corps de référence et type de projection.
- ⑧ : Valeurs des incréments pour les diverses modifications de paramètre.

AFFICHAGES ÉCRANS - 1

Écrans



6

Dans les modes **Target Intercept**, **Delta Velocity** et **Planet Approach** on peut passer en mode Rotation de la carte avec [SHIFT] gauche 'W' et par des mouvement de la souris. ([SHIFT] droite "L" est inutilisable)

Couleurs :

- Une orbite verte est l'orbite de l'objet sélectionné comme source avec **Src**, option des cinq possibilités du menu **Course**.
- Une orbite jaune/orange est l'orbite de l'objectif sélectionné avec le bouton **TGT** (Orbite non visualisée si on désigne pour cible un plan et non un objet mobile. Par exemple : Écliptique ou Équatorial)
- Une orbite bleue est l'orbite calculée théorique. Parfois une ligne pointillée en bleu donne la position du vaisseau au moment calculé pour l'interception.
- Une ligne blanche signale une position d'interception ou d'intersection et dans le cas d'une orbite d'éjection, c'est la direction de l'échappement.
- Une ligne pointillée jaune/orange indique la position de l'objectif au moment de l'interception.
- Une ligne pointillée grise précise une position d'allumage.
- En général une ligne entre deux carrés est la ligne d'intersection entre le plan de la route calculée et le plan orbital de l'objectif.

AFFICHAGES ÉCRANS - 3

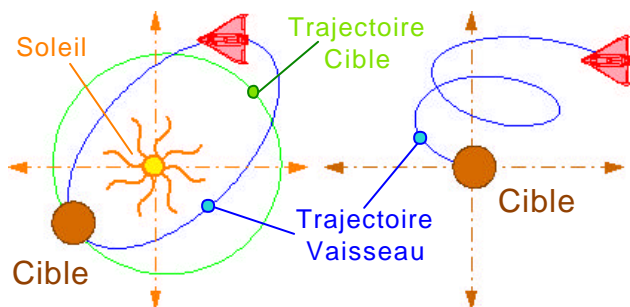
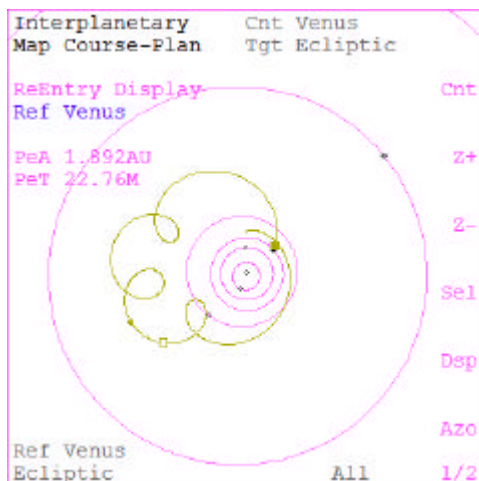


7

Comprendre la trajectoire sur Map.

Si on n'utilise pas la bonne **Reférence** pour afficher la trajectoire, étant donné que la planète cible et le vaisseau se déplacent tous les deux en relatif, il en résulte une trajectoire affichée d'apparence étrange qui ne ressemble pas à une orbite Képlérienne.

Cet affichage résulte du fait que l'orbite est représentée par rapport à un autre corps que celui que l'on observe comme cible.



AFFICHAGES ÉCRANS - 4



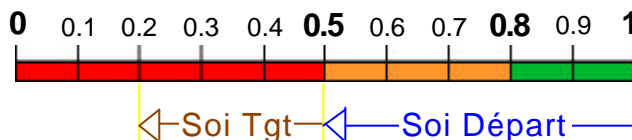
8

Sphères d'influence :

Les sphères d'influence SOI traduisent au point considéré l'influence relative du champ de gravité créé par l'objet **REFérence**.

Dans la sphère d'influence d'un astre, on peut considérer que seule l'attraction de celui-ci intervient et ignorer les effets des autres, y compris celui du Soleil.

Sur **Orbit** MFD, **G** représente cette valeur relative de l'influence planétaire et s'affiche en vert entre 0,8 et 1, en orange entre 0,5 et 0,8 et en rouge pour les valeurs inférieures à 0,5.



Affichage des SOI sur l'écran Map de IMFD.

Les limites des SOI s'affichent comme des cercles pointillés gris sur **Map** si on active **Soi**. Pour la planète que l'on quitte, la SOI donne la distance à laquelle elle n'a plus que 50% d'influence gravitationnelle sur le vaisseau.

Orbit-Eject affiche **Have a nice voyage !** quand on quitte la zone d'influence de l'astre source. (**Orbit** MFD affiche **G=0.5**)

Pour la planète vers laquelle on se dirige, la SOI donne la distance à partir de laquelle elle a 20% d'influence sur les attractions gravifiques. (**Orbit** MFD affiche **G=0.2**)

AFFICHAGES ÉCRANS - 5



9

Que représente EIn ? (Ejection Inclination)

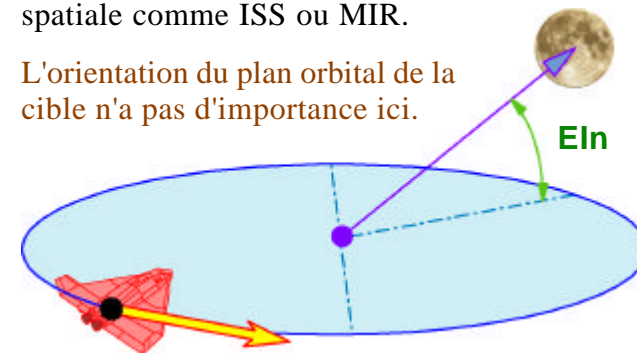
Dans IMFD, la valeur **EIn** est utilisée pour exprimer l'angle entre le plan orbital actuel et le rayon vecteur position de la cible.

Cet angle n'a rien à voir avec l'inclinaison relative entre deux plans orbitaux.

Il donne une idée de combien le vecteur d'échappement sera éloigné du plan de la source, et de combien le vaisseau devra changer de plan. Il facilite la détermination d'une fenêtre de tir.

Fondamentalement, **EIn** est aux vols interplanétaires ce que **RIn** représente pour les vols lunaires ou pour rejoindre une station spatiale comme ISS ou MIR.

L'orientation du plan orbital de la cible n'a pas d'importance ici.



Que représente RIn ?

RIn est une inclinaison relative entre le plan orbital de la cible et le plan orbital de la source. Le deuxième plan est : Soit le plan de l'orbite actuelle de la source (Sélectionné avec **Src**) tracé en vert soit le plan de l'orbite de transfert hypothétique calculée et tracée en bleu. Dans beaucoup de situations il représente l'ampleur du changement de plan à effectuer.

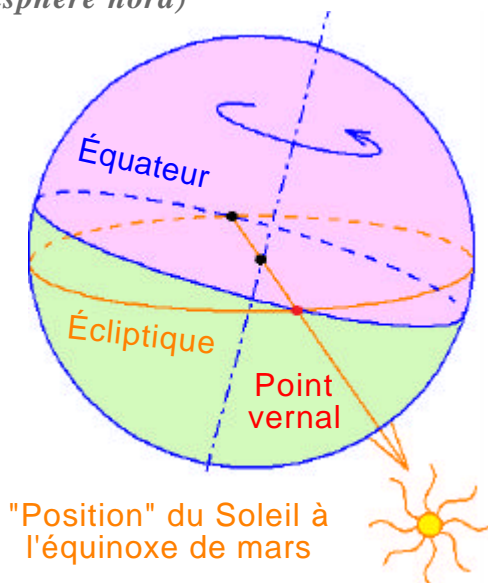
AFFICHAGES ÉCRANS - 6



Dans le mode **Off-Axis** (*Operation Modes*) on dispose des deux options : **ECL-Sphere** qui définit le vecteur d'offset dans une sphère écliptique dans laquelle $Lon = 0$ et $Lat = 0$ correspondent à un point vernal. Le décalage est défini dans un système de coordonnées sphériques par rapport à la planète. **Vel. Frame** qui est relatif au vecteur vitesse relative.

Point vernal :

Le point vernal, ou point de l'équinoxe vernal ou point de l'équinoxe de printemps, est un des deux points de la sphère céleste où l'équateur céleste et l'écliptique se croisent. Précisément, ce point est défini pour la Terre par la position du Soleil sur la sphère céleste au moment de l'équinoxe de mars. (*Printemps dans l'hémisphère nord*)



La fonction Map. (Carte Interplanétaire)

Ce module permet de visualiser en mode graphique une portion ou toute la trajectoire :

- Trajectoire Prédictive si **Plan** est activé.
La trajectoire est représentée en bleu clair.
- Trajectoire Actuelle si **Plan** est désactivé.

La trajectoire est représentée en vert clair.
Si on utilise deux fois IMFD, **Map** représentera la trajectoire prédite par celui en mode de calcul si **Plan** est activé y compris si non couplé.

Les boutons de droite permettent de définir les éléments visualisés ainsi que le "cadrage".

MOD permet le choix entre quatre options :

MOD — **Map module-Plan** > Données **A**
Map module-Plan > Données **B**
ReEntry Display
Map-config

Données A	Données B
Rin	Get
Pet	Pet
Pev	Pev
PeD	PeA
PeA	Hed
Ecc	Eqi
Next node	Lon
Tn	Lat
Rin	
Plc	

L'option **ReEntry Display** peut être utile pour des vols de type Apollo par exemple.
Seuls les éléments **Pea** et **Pet** sont affichés tant que l'orbite ne pénètre pas dans l'atmosphère.



PRJ

Self : Plan de l'orbite courante.
Equator : Plan équatorial de la cible.
Ecliptic : Plan écliptique de **Reférence**.
Target : Plan orbital de la cible.
Periapis : Plan de l'orbite calculée.

Fonction des boutons de droite.

Ils définissent des paramètres d'affichage.

Cnt : Centre l'affichage sur l'astre, la station ou le vaisseau dont on entre le nom. Si on saisit "**x**" on centre sur le vaisseau. Si on précise "**p**"-<nom> on centre le point de Periapsis de l'orbite près de la planète de référence. Si on entre "**r**"-<nom> on focalise sur le centre de la planète qui est actuellement en référence.

Z+ et **Z-** : Facteur de Zoom. Annule la fonction de zoom automatique si elle est en service. (**Azo** s'efface en bas de l'écran)

Sel : Sélection du point de Periapsis ou d'Apoapsis dans le cas où plusieurs sont possibles, car on peut avoir jusqu'à 3 points pour une orbite interplanétaire : **Ap** et **Pe** de l'orbite par rapport à la planète de référence et **Pe** par rapport à la planète qui est l'objectif. L'affichage est de la forme **Ap 1 of 2** ci-contre. **Pe** ou **Ap** indique **Ref Earth** le type de point, le premier chiffre 1 étant le rang du point dans le total et le deuxième chiffre 2 représentant le nombre total de points possibles. En dessous de cet affichage, **Ref** donne le nom de la planète à laquelle se rapporte le point.

AFFICHAGES ÉCRANS - 7

Options pour Map - 1

Options pour Map - 2

Map



13

Dsp : Change le mode d'affichage pour montrer toutes les planètes ou seulement l'objectif courant et le vaisseau. Précisé par **All** en bas de l'écran si tout est affiché.

Azo : Active ou met hors service le zoom automatique. L'utilisation des boutons **+** ou **-** met place cette fonction hors service. Affiche **Azo** en bas de l'écran si en service.

Slf : Rend visible ou pas l'orbite du vaisseau. Affiche **Dis** en bas de l'écran si en service.

Soi : Rend visible la sphère d'influence autour des planètes c'est-à-dire la zone où le champ de gravitation de la planète est prépondérant ($G > 0.5$) Affichage de **Soi** en bas de l'écran si l'option est en service. (Voir p8)

Int : Affichage du graphique d'interception (Rayons blanc et jaune pointillé) Affichage de **Int** en bas de l'écran si en service.

Plan : Affichage de l'orbite calculée théorique d'un transfert en utilisant le vecteur de lancement généré par un module de calcul d'IMFD. Ceci permet de suivre l'influence sur la trajectoire des modifications apportées aux paramètres de lancement. Il y a **Interplanetary Map Course-Plan** à gauche près du texte **Map nom du module qui pilote - Plan** si l'option Plan est activée. Par exemple, comme montré ci-dessus, **Map Course - Plan** signifie que l'on est sous la dépendance du module **Course**.

Options pour Map - 3



14

La commande **MNU > Map > MOD** permet d'appeler plusieurs pages d'affichage pour ce module. La page **Map-config** qui permet de configurer l'affichage est particulièrement importante pour l'optimisation.

```
Interplanetary
Map-config
Used 101 legs out of 1000 Prv
4+8 of 62 planets used
Legs/Frame : 10.00 Nxt
Accuracy : 3.000 (Med)
Mass Limit : 1.000e+020
Use Celbody : Yes
Adaptive : No
Err. Toler. : 8.000 Adj
```

Pour le graphique, la trajectoire est décomposée en petits éléments nommés "**legs**". Le nombre maximum de ces **legs** est de 1000. L'affichage montre combien on en utilise. (*Ici 101 sur 1000*)

Legs/Frame : Précise combien de **legs** sont calculées à chaque pas de calcul.

Accuracy : Coefficient multiplicateur pour la précision du calcul. Plus sa valeur est faible, plus grand est le nombre de **legs** utilisées pour le calcul. (*Attention si on utilise un PC peu puissant*)

Mass Limit : C'est la masse d'un corps en dessous de laquelle on ne prend pas en compte sa perturbation pour le calcul. (*Normalement ne pas la modifier*)

Period limit : Limite automatiquement le tracé de la trajectoire à une seule orbite

Paramètres pour MAP - 1

Modifier une donnée.

Param. Map



15

autour de la planète de référence si YES. (*Normalement ne pas la modifier*)

Hyper. limit : Limite automatiquement le tracé de la trajectoire à une hyperbole avec Periapsis à la planète de référence si YES. (*Normalement ne pas la modifier*)

Time limit : **Paramètre important**. Cette valeur limite le temps de tracé de la trajectoire au nombre de secondes affiché. Elle permet de dépasser si on le désire les limitations de Period limit et Hyper limit en donnant une durée pour le tracé. Si les deux limiteurs automatiques sont mis à "**No**" cette valeur permet d'éviter un affichage bizarre à multi orbites.

Tgt weak Pe : Si "**Yes**" le Periapsis "Weak" est affiché. Weak (Faible) veut dire que le Periapsis se trouve hors de la sphère d'influence.




One Pe/Ref : Si "**Yes**" seul un Periapsis par référence ou par objet est affiché. (Le plus proche) Des corps en mouvement rapide peuvent avoir plusieurs Periapsis, un pour chaque période de rotation.

RefAltitude : Permet de modifier l'altitude de référence de l'atmosphère pour la rentrée. Par défaut la valeur est de 120k.

Method : Choix de variantes de la méthode d'intégration (*Méthode de Runge-Kutta*) pour effectuer le calcul de trajectoire. Trois choix sont possibles.

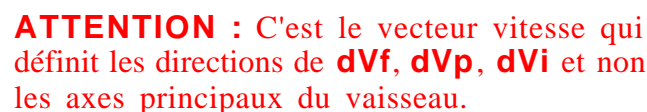
Use Celbody : "**Yes**" ou "**No**" : permet l'usage ou non des informations sur certains corps célestes issus de l'interface d'Orbiter.

Paramètres pour MAP - 2

<div>  16 </div>	<div>  17 </div>	<div>  18 </div>
<p>Adaptative : "Yes" ou "No" : Permet d'auto adapter ou non le pas de calcul de la méthode d'intégration.</p> <p>Err. Toler. : Tolérance d'erreur de calcul.</p> <p>Pour le simple "Orbitonaute" seuls Time limit et RefAltitude sont éventuellement à ajuster. Si on dispose d'un PC puissant on peut jouer sur Legs/Frame et Accuracy pour améliorer la précision. Laisser les autres paramètres à leurs valeurs par défaut.</p>	<p>Unités utilisées pour les variables.</p> <p>Par défaut : Les temps en s, les distances en m, les vitesses en m/s et les angles en degrés.</p> <p>Des coefficients multiplicateurs sont utilisés (sauf pour les angles) ce qui permet de limiter à 5 le nombre de chiffres pour afficher une donnée.</p> <p>En saisie de valeur les coefficients possibles sont : m = 1/1000 (Milli) k =1000 (Kilo) M =1000.000 (Méga) g ou G =1.0e9 (Giga) h = 3600 (heure) d = 86400 (Day : Une journée)</p> <p>Pour les distances on peut avec le symbole "a" utiliser également l'Unité Astronomique. (Distance Terre-Soleil ≈ 149,6 millions Km)</p> <p>À la saisie, au lieu d'utiliser les symboles multiplicateurs, on peut utiliser la notation exponentielle. Par exemple 1240 peut être saisi avec : 1240, 1.24k ou 1.24e3.</p>	<p>Nodal Regression : C'est un phénomène de décalage lent des points nodaux de l'orbite (précession) dû principalement aux influences gravitationnelles des autres planètes et à la non sphéricité de l'astre de capture. Plus l'orbite est basse et peu inclinée, plus le phénomène peut être important et atteindre 10° degré par jour. Yes autorise le calcul de la régression pour les orbites source et objectif.</p> <p>Mission Timer : Permet d'afficher sur les MFD soit la date MJD en TU soit GET (Ground Elapsed Time) le temps écoulé depuis le début de la mission.</p> <p>Timer Start MJD : Impose le jour MJD de départ de la mission qui est normalement celui prévu pour le lancement historique. Par défaut c'est le MJD du scénario.</p> <p>Lambert AP mode : Permet de spécifier l'utilisation soit en mode IMFD normal soit en mode P30 pour les missions Apollo.</p> <p>Landing Target : Permet de définir par son nom une base au sol comme objectif, cette information est utilisée par le module Map.</p> <p>Time of Landing : Spécifie l'heure de l'atterrissage. Option utilisée par Map pour prédéterminer un alignement avec la base.</p> <p>Autoburn MaxRate : Fixe le facteur de vitesse angulaire maximum toléré pour l'orientation avec le RCS. (10 par défaut)</p> <p>GlassCockpitMode : Avec No les textes de rappel de fonction des touches à droite du MFD sont affichés. Avec l'option yes ces informations sont masquées.</p>
<p>Orbites particulières.</p> <p>TGT permet la sélection soit de l'objectif en entrant le nom de la cible, soit une orbite particulière en saisissant l'un des symboles :</p> <p>"g" : Pour une orbite équatoriale locale dont le rayon est le même que celui de l'orbite géostationnaire. (Orbite où le satellite reste stationnaire au dessus d'un point équatorial du corps de référence)</p> <p>"e" : Orbite dans l'écliptique. (Non visible)</p> <p>"r" : Orbite de la planète de référence. (Non visible)</p> <p>"l" : Orbite équatoriale locale. (Non visible)</p> <p>ATTENTION : Lettre "L" et non "I".</p>	<p>Modifier les valeurs de TEj et de TIn.</p> <p>L'incrément de la valeur temporelle qui est exprimée en secondes dépend du coefficient Adj et Ajoute ou retranche avec + / - :</p> <ul style="list-style-type: none"> Adj-1x : ± 1 seconde donc ± 1. Adj-10x : ± 1 minute donc ± 60. Adj-100x : ± 1 heure donc ± 3600. <p>Ces variations se visualisent directement sur les variables MJD en mode GET.</p>	
<p>Page pour les rentrées.</p> <p>On l'affiche par la commande :</p> <p>MNU > Map > MOD jusqu'à ReEntry Display.</p> <p>Ce module peut être utile pour des vols de type "retour Apollo". Seuls PeA et ReT sont affichés tant que l'orbite ne pénètre pas dans l'atmosphère. Les informations affichées permettent une rentrée directe, le module est également valable pour des vols vers Mars.</p>	<p>Que la ligne affiche MJD ou GET, on peut forcer librement le format universel ou GET.</p> <p>Format date et heure au stadard UT :</p> <p>Frapper UT 14-nov-1969 17:45:21 ↵</p> <p>Pour les mois : jan, feb, mar, apr, may, jun, jul, aug, sep, oct, nov, dec.</p> <p>Format "Temps écoulé depuis le décollage" :</p> <p>Saisir GET 120:34:56.2 ↵ (Ground Elapsed Time)</p>	
Paramètres pour MAP - 3	Modifier des données.	CONFIGURATION - 1
<div> <div></div> <div></div> <div></div> <div></div> </div>	<div> <div></div> <div></div> <div></div> <div></div> </div>	<div> <div></div> <div></div> <div></div> <div></div> </div>



P30 comp. mode : Permet le calcul en mode P30 pour NASSP pour calculer la compensation. L'option 1 est applicable pour la nouvelle version de NASSP et la valeur 2 s'applique aux anciennes versions.



Le vecteur vitesse en un point **P** de l'orbite du vaisseau est dirigé dans le sens du déplacement et tangent à l'orbite au point considéré. Le système d'axes de référence de **Velocity Frame** est orienté en fonction de ce vecteur vitesse:



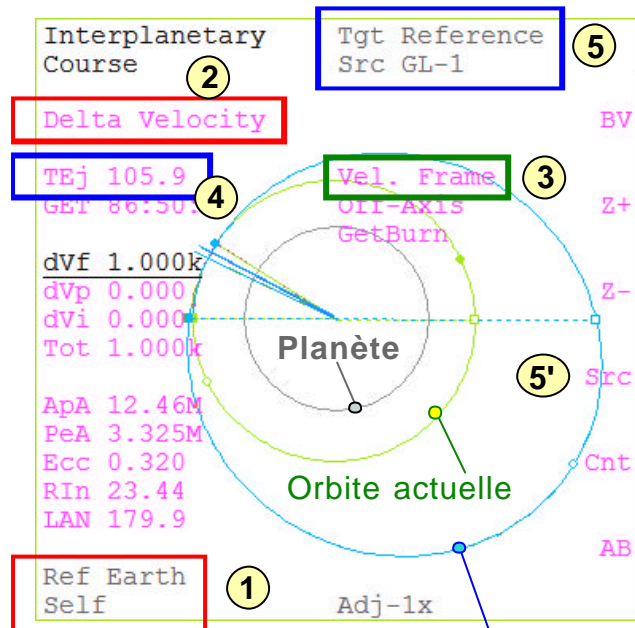
- **Commencer par s'assurer que tous les moteurs du vaisseau sont inertes.**
- Vérifier que **Ref** en **1** est bien la planète de capture ou la modifier avec **REF**.
- **BV** si affichage en mode **mire d'allumage**.
- **MNU** > **Course** > **Prv** ou **Nxt** pour indexer en **2** le nom du module fonctionnel utilisé.
- **+** pour avoir le menu des options de **Course**.
- **Delta velocity** > **Set** >
- Imposer **Vel. Frame** en **3** si **P30 LVLH**.
On peut alors imposer une, deux ou trois des composantes de variations de vitesse.
- Pour afficher les trajectoires calculées à chaque changement de paramètre passer **Tej** en **4** à une valeur positive. **Choisir une valeur pour placer le rayon de mise à feu à l'endroit désiré de la trajectoire actuelle.**
- Éventuellement **PG** pour avoir **Src**.
- **Src** > **Nom du vaisseau** ↵. (**En 5**)
- **PRJ** plusieurs fois pour imposer **Self**.
- **TGT** > **r** ↵ pour imposer **Référence** en **5**.
- **Nxt** > **dVf** > **Set** > **Valeur désirée** ↵.
- **Nxt** > **dVp** > **Set** > **Valeur désirée** ↵.
- **Nxt** > **dVi** > **Set** > **Valeur désirée** ↵.
- **PG** > **AB** pour activer l'AutoBurn.
- Si on veut une mise à feu immédiate : **Prv** plusieurs fois > **Tej** > **Set** > **env 30** ↵.
- Éventuellement **BV** pour afficher les paramètres de combustion en cours. Si le programme affiche **No Burn Vector** couper **AB** car les paramètres ne sont pas corrects. (*Par exemple la source est une planète ...*)

Delta Velocity - 2

[illegible]



22



Orbite calculée tracée à chaque évolution de TEj

- Si on applique + **dVf** ou - **dVf** seul on va augmenter ou diminuer la valeur du périégée pour le point opposé sur l'orbite actuelle.
- Si on applique **dVp** seul on va faire pivoter le plan de l'orbite vers le haut ou le bas autour de l'axe dVi. Cette manœuvre change l'inclinaison de l'orbite. (*Align Planes*)
- Si on applique **dVi** seul on fait pivoter l'orbite dans son plan autour de l'axe dVp.

On peut passer en affichage avec Rotation de la carte par utilisation de **[SHIFT]** gauche **"W"** et mouvements de la souris.

Delta Velocity - 3

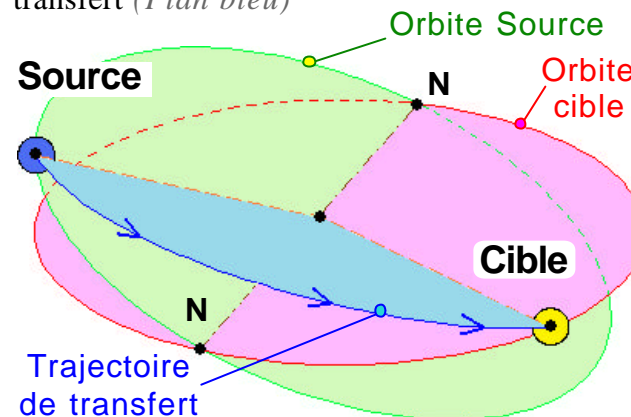


23

Target Intercept propose quatre modes de transfert possibles :

Off-Plane Intercept :

Ce mode permet le transfert direct de la source jusqu'à l'objectif sans manœuvre de changement de plan. Le vecteur de combustion est calculé pour faire décrire une orbite de transfert (*Plan bleu*)



dont le plan coupe l'orbite de l'objectif en un point nodal. Si Source et Cible sont éloignées des nœuds **N**, l'inclinaison de l'orbite de transfert peut être importante. Cette manœuvre peut s'avérer très onéreuse en carburant et il vaut mieux la privilégier avec des plans orbitaux les plus alignés possible.

Two Plane Intercept :

Ce mode réalise un transfert en suivant au début le plan orbital de la source puis le plan orbital de la cible, le changement de plan se faisant à un nœuds **N**. On suit le plan orbital de la planète de départ (*En vert*) puis le plan

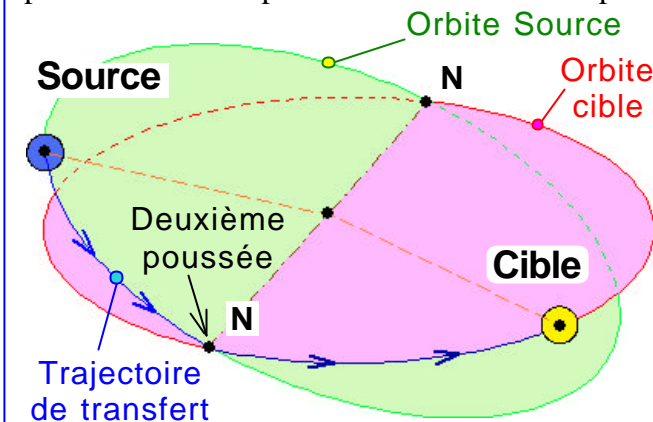
Plan pour l'éjection - 1

Pln Ejct



24

orbital de la planète objectif. (*En orange*) Le changement de plan se fait en un point nodal. Si possible il faut intercepter



l'objectif en un nœud et à défaut, essayer de faire le changement de plan le plus loin possible du corps de départ pour économiser le carburant. L'idéal consisterait à placer le point de changement de plan sur la cible.

Source Plane Intercept :

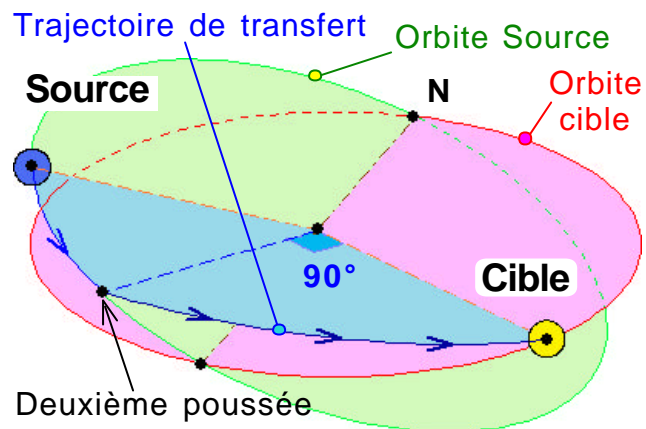
Ce type de transfert consiste à suivre la trajectoire de la source pendant une durée calibrée suivie d'une deuxième manœuvre qui provoque un changement de plan pour rejoindre l'objectif avec une orbite de type **Off-Plane** Intercept. De façon standard, la deuxième manœuvre se fait 90° avant le point d'interception de la cible. Dès la fin du premier allumage, on peut programmer l'allumage automatique de la deuxième mise à feu par utilisation de la fonction **Prep PIC**.

(Voir dessin page suivante)

Plan pour l'éjection - 2

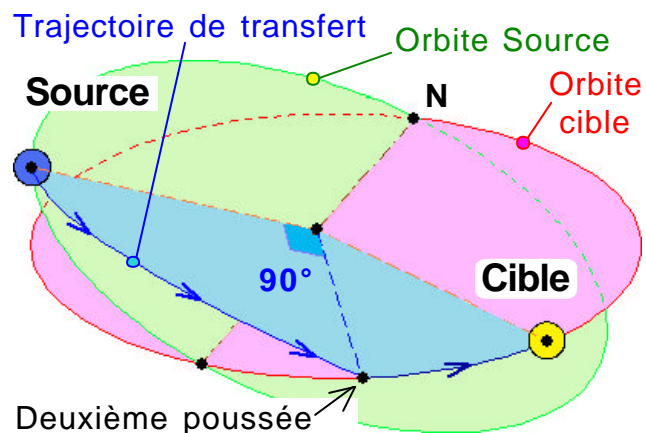


25



Target Plane Intercept :

Réciproque du précédent, ce type de transfert consiste à suivre une trajectoire de type **Off-Plane Intercept** pour aboutir dans le plan de l'objectif et de continuer après une deuxième manœuvre qui permet un changement de plan pour rejoindre l'objectif. Typiquement la deuxième manœuvre se fait 90° après le début de l'éjection. *(Convient bien pour aller vers Mars)*

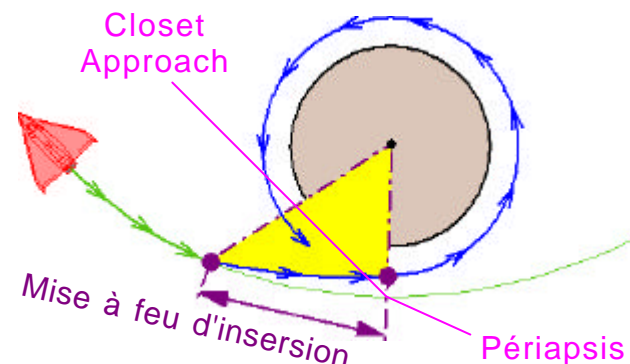


Plan pour l'éjection - 3



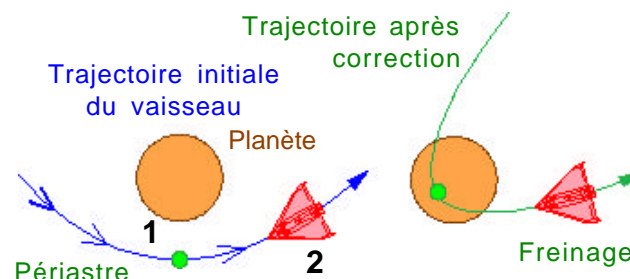
26

La mise à feu d'insertion en orbite se fait en orientation **RETROGRADE** et en anticipant le "Périapsis" d'une durée de **BT**.



Dépassement de la cible.

Supposons que la mise à feu se produise en **2** après avoir largement dépassé la planète cible en **1**, on se trouve alors dans une situation critique. On peut tenter un freinage de type **RETR GRD** pour engendrer une orbite plus petite, mais en dépassement de périapsis, le résultat n'est généralement pas correct. Il fait passer le Périastre à l'intérieur de la planète et conduit à une orbite pas forcément fermée. Une telle manœuvre consomme beaucoup de carburant et engendre le risque de sortir de la



INSERTION EN ORBITE - 1



27

SOI. Même si on réalise une orbite elliptique, il faudra ensuite une longue correction pour relever le Périastre. La solution n'est donc pas dans une poussée en mode **RETRO GRADE**.

La poussée en mode Delta Velocity.

Entre l'orientation **Inward** (Voir p20) et l'orientation **RETR GRD** il existe une direction intermédiaire qui permet de modifier la valeur du Périastre. En orientant le vaisseau dans cette direction, on peut optimiser l'orbite elliptique et réduire au maximum la consommation.

L'objectif consiste à réaliser une manœuvre qui conserve la valeur du Périastre d'origine. On cherche à générer une orbite la plus petite possible, mais l'Apoastre ne pourra jamais devenir inférieur à l'altitude actuelle. Sur une telle manœuvre on ne peut donc pas obtenir une orbite circulaire à l'altitude du Périastre initialement prévue, mais rester en capture de l'astre visé et minimiser l'énergie totale en vue d'effectuer une correction minimale quand on sera redescendu à des altitudes inférieures.

Orbite de correction optimisée.

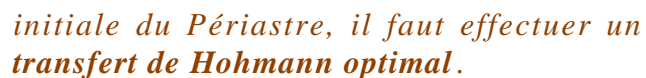
Le dessin page suivante résume la situation :

- Bleu : Trajectoire actuelle.
- Jaune : Orbite circulaire minimale possible en position actuelle autour de la cible.
- Vert : Orbite qui respecte le Périastre.
- Rose : Orbite possible idéale à partir de notre position actuelle avec même Périastre.

En résumé, pour se mettre en orbite sur une trajectoire optimisée qui respecte l'altitude

INSERTION EN ORBITE - 2

Capture



Une tentative pour générer directement une HTO optimisée peut s'avérer laborieuse à obtenir sous certaines conditions. La méthode la plus simple consiste à travailler en deux étapes. Première phase : circulariser l'orbite au rayon actuel. Deuxième phase : générer la manœuvre de HTO optimisée.

Phase 1) Circulariser l'orbite :

- "*" et "Del" du pavé numérique pour s'assurer que tous les moteurs sont coupés.
- SEL > Interplanetary > MNU pour sortir de "Reboot ..." > Orbital >
- IMPORTANT :
REF > Nom de la planète cible ➡ >

INSERSION EN ORBITE - 3



Phase 2) Diminuer le Périastre :

- **MNU** > Course >
- **Nxt** - Nxt pour Planet Approach > Set >
Vérifier les paramètres **Tgt** : Equator /
Src : Notre vaisseau / **Ref** : La planète ciblée.
- **PRJ** pour Self, **PG** > Z+ ou Z- **PG** >
- **Nxt** - Nxt pour PeA > Set > Valeur désirée ➡

- **Prv** pour **EqI** > **Adj-10x** > Minimiser la valeur de **dV** avec + et - (*Répétition possible*)
- **PG** > **AB** pour déclencher la manœuvre en mode automatique.

IMPORTANT : Un freinage après avoir dépassé le périastre est toujours plus couteux en carburant qu'un freinage au plus proche. Il faut donc toujours surveiller avec attention la rencontre de la cible pour éviter de dépasser le périastre et engager trop tardivement la capture.

INSERSION EN ORBITE - 4



- Si **Eql** est compris entre -90° et $+90^\circ$ en passant par 0° l'insertion se fera en mode **Prograde** avec approche par le coté Est. (Voir p31) *(Si négatif arrivée par le Sud)*
- Si **Eql** est compris entre -90° et $+90^\circ$ en passant par 180° l'insertion se fera en mode **Retrograde** avec approche par le coté Ouest. (Voir p32) *(Si négatif arrivée par le Sud)*
- -90° ou $+90^\circ$: Orbite polaire
- -180° ou $+180^\circ$: Orbite équatoriale.

Rétrograde. **90° N** **Prograde.**

+180° **-180°** **0°**

Équateur **EqI**

90° S

EqI : Inclinaison sur le plan équatorial.

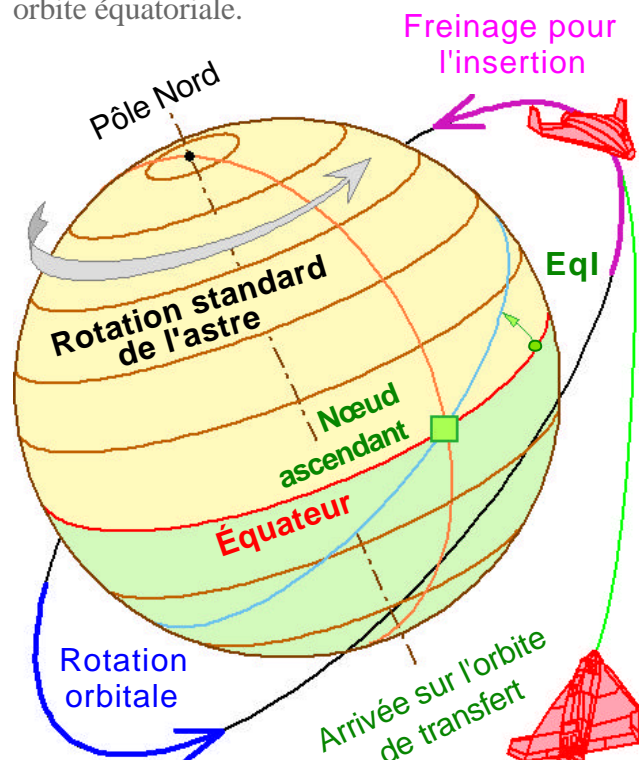
MODE D'INSERTION - 1

Mode 



Insertion en mode PROGRADE.

Une insertion (Ou capture) se fait en mode PROGRADE si le vaisseau arrive dans le sens de rotation de l'astre. (Qui est généralement le sens de déplacement de l'astre sur son orbite) Il tournera dans le même sens que celui de rotation de l'astre autour de son axe Nord-Sud. **Sur la carte le vaisseau se déplacera d'Ouest vers l'Est** car la période de son orbite est généralement inférieure à celle de la journée de l'astre de capture. L'angle d'inclinaison **Eql** est compris entre -90° et $+90^\circ$ en passant par la valeur 0° qui correspond à une orbite équatoriale.

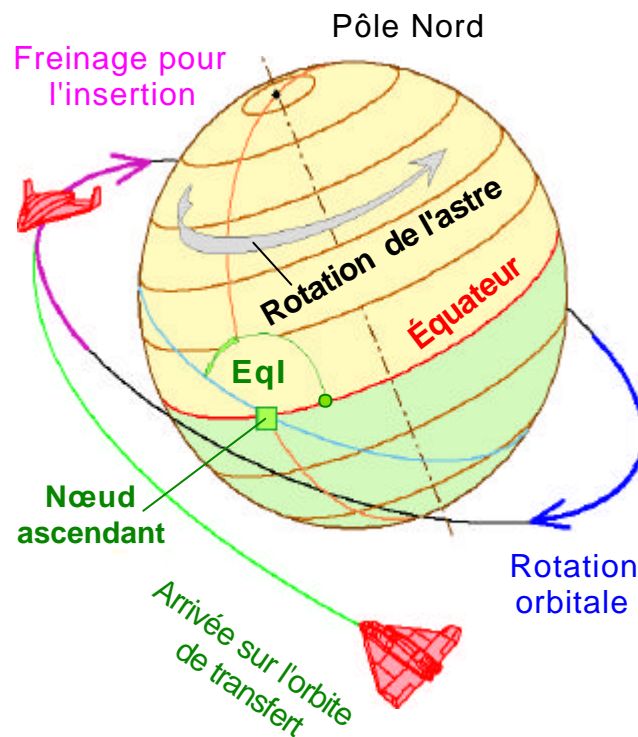


MODE D'INSERTION - 2



Insertion en mode RÉTROGRADE.

Une insertion (Ou capture) se fait en mode RETROGRADE si le vaisseau arrive dans le sens opposé au sens de rotation de l'astre. Il tournera dans le sens inverse à celui de la rotation de l'astre autour de son axe Nord-Sud. (Sens horaire vu du pôle Nord) **Sur la carte le vaisseau se déplacera de l'Est vers l'Ouest** quelle que soit la période de son orbite et celle de la journée de l'astre de capture. L'angle d'inclinaison **Eql** est compris entre -90° et $+90^\circ$ en passant par la valeur 180° . La valeur de 90° correspond à une orbite polaire.

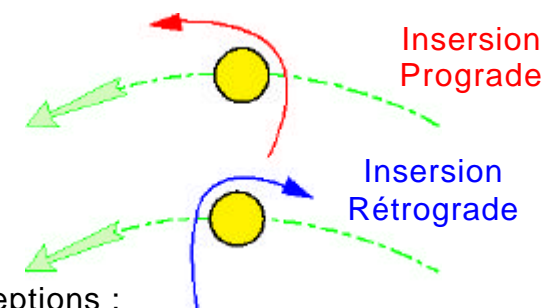


MODE D'INSERTION - 3



Mouvement des planètes et des satellites.

Mis à part quelques cas particuliers, les planètes de notre système solaire tournent toutes dans le même sens nommé **Prograde** ou **Direct** (sens inverse des aiguilles d'une montre) lorsqu'on les regarde par leur pôle Nord. On a alors une vue de dessus du plan de l'écliptique. Il en est de même de tous les satellites majeurs (Diamètre > 400 km) du système solaire qui tournent autour de leur planète et sur eux-mêmes dans ce même sens Prograde. **Ce sens PROGRADE de rotation des planètes sur elles-mêmes est le même que le sens de révolution des planètes autour du soleil, et identique au sens de rotation du soleil sur lui même. Il définit le mode d'insertion.**



Exceptions :

Mercure et Pluton présentent des orbites notablement plus inclinées que pour les autres planètes qui forment un système relativement plan. Vénus tourne "à l'envers" et Uranus présente un axe de rotation très incliné sur l'écliptique. Triton, tourne "à l'envers" autour de Neptune. Certains des satellites de Jupiter, de Saturne et de Neptune se déplacent autour de leur planète sur des orbites RÉTROGRADES ou présentent des orbites très excentriques.

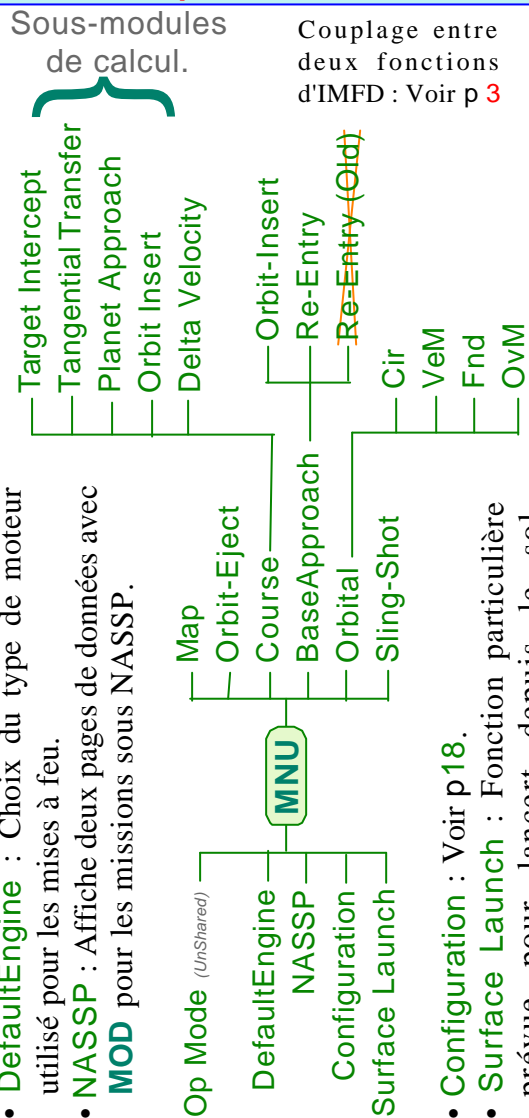
MODE D'INSERTION - 4

Modules de IMFD 5.5

IMFD calcule la trajectoire entre deux corps Source et Cible gravitant autour d'un même corps de référence Ref.

Boutons à gauche : Hors des module de calcul activent **LES OPTIONS** :

- **OpMode** : Couplage entre deux IMFD.
- **DefaultEngine** : Choix du type de moteur utilisé pour les mises à feu.
- **NASSP** : Affiche deux pages de données avec **MOD** pour les missions sous NASSP.



FONCTIONS D'IMFD.



2

Les boutons à gauche qui sont invariables pour tous les modules de calcul permettent quand ils sont possibles, les choix suivants :

MNU : Retour à l'écran **Program Menu** pour changer de module de calcul.

PG : Change la page **des commandes** pour effectuer d'autres choix quand il y a plus de six actions possibles dans un module de calculs.

REF : Désignation du corps de référence.

TGT : Désignation de l'objectif.

MOD : Choix du mode d'affichage **des données**.

PRJ : Changement du plan de projection.

Les boutons de droite sont affectés aux modifications des données ou pour produire des actions différentes en fonction des modules utilisés. Une étiquette contextuelle sur l'écran précise la fonction affectée à chaque bouton.

La touche **PG** (À gauche) permet de commuter les fonctions de droite dans le cas où il y a deux pages d'affichage pour le module utilisé

LES FONCTIONS. (Boutons de droite)

- **Map** : Carte générale. (Voir l'onglet **Map**)
- **Orbit-Eject** : Module à utiliser pour une mission qui impose d'échapper à la planète de capture actuelle. (Planète de référence)
- **Course** :
- **BaseApproach** : C'est l'ancien module de calculs **BaseSynchro MFD** intégré à IMFD.
- **Orbital** : Fonctions orbitales. (Onglet **Orbital**)
- **Sling-shot** : Permet de modifier l'orbite vers un autre objectif et de bénéficier de l'effet de fronde.

MODULES DE CALCUL.



3

COUPLAGE ENTRE DEUX MFD.

Shared active le partage de données pour transmettre des paramètres d'un module à un autre. (*Mode habituel*)

Orbit-Eject propose le lancement vers une orbite inférieure ou une orbite extérieure et nous **envoie dans une direction générale**. Il ne permet pas de déterminer l'orbite de façon à arriver à une date désirée.

Dans cette optique il faut utiliser **Orbit-Eject** combiné avec l'option **Course** et couplés avec **Shared** pour qu'ils échangent leurs données. Par exemple le MFD de gauche est sur le module **Course**, et celui de droite en affichage **Eject**, le module **Course** étant la source des données. Sélectionnez la cible dans l'écran de **Course**. Ensuite, utilisez l'autoburn. (*Bouton [AB]*)

MNU > **PG** pour **OpMode** > **ID-MFD** ↗.

Le couplage ne se produit que si le deuxième MFD est affiché ou a déjà été activé.

ID-MFD : 0 pour le MFD de gauche, 1 pour le MFD de droite et 10 pour le MFD extérieur.

Pour libérer un couplage il suffit de donner l'identification propre en réitérant "**PG**".

Non couplé : **Unshared**. Couplé : **Shared** **ID-N**. **Quand deux MFD sont couplés, les interactions sont réciproques. Toute modification apportée à un élément sur l'un est immédiatement transposée dans l'autre.**

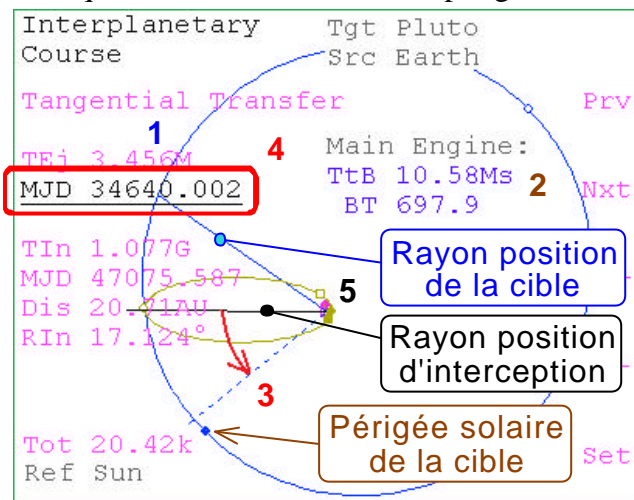
ATTENTION : Pour éviter des interférences incompatibles entre les données, un seul MFD doit être en mode **Shared**.

Couplage entre deux MFD.



4

Exp: Lancement vers Pluton. Vu la distance on cherche une HTO optimisée pour minimiser **BT**. Commencer par créer une situation avec Pluton en **1** qui se trouve bien avant son périégée solaire.



À gauche : • **SEL** > **Interplanetary** > **MNU** > **Course** > **Tangential Transfer** > **Set** > **TGT** > **pluto** ↵. (On vérifie **Ref Sun** et **Src Earth**) **Tangential Transfer** propose en **5** une solution économique de type HTO.

À droite : • **SEL** > **Interplanetary** > **MNU** > • **PG** > **0** ↵ pour coupler avec IMFD 0. • **Orbit-Eject** > **Course** de **Lower Orbit ...** > • **PRJ** pour **Self** > **PG** > **BV** pour voir **BT** > On obtient une valeur telle que celle de **2**.

À gauche : En Adj-100x puis Adj-10x augmenter **MJD** pour déplacer l'intersection au plus court **3**. Quand **BT** est minimal, on obtient en **4** la bonne fenêtre de tir à introduire dans la variable **Date MJD** de la scène de départ.

Déterminer une fenêtre de tir.

Préparer



5

Aligner le plan orbital au départ :

- Avant de déterminer une solution de tir vérifier l'alignement des plans orbitaux.

Ce n'est pas nécessaire si l'on a que quelques degrés d'écart, on peut alors utiliser **Off Plane**.

À droite :

- **SEL** > **Align Plane** > **TGT** > **nom cible** ↵ > L'inclinaison **Inc** pour la cible se lit à droite.

À gauche :

- Désarrimer, **SEL** > **Interplanetary** > **MNU** >
- **Course** > Indexer **Delta Velocity** > **Set** >
- Vérifier **Ref Earth** et **Tgt Ecliptic**.
- **PG** > **Src** > **x** ↵ > **PG** >
- Imposer un **TEj** d'environ 300s.
- **Z** + plusieurs fois pour voir l'orbite terrestre.
- À droite déterminer le nœud le plus avantageux.
- Ci ce n'est pas le prochain, accélération temporelle pour dépasser le moins favorable.
- Indexer **TEj** > **Set** > **Tn lu** à droite ↵ >
- Imposer un **dVf** = 0.
- Indexer **dVp** et le faire varier pour obtenir la valeur **RIn** égale à **Inc** de la cible lu à droite.
- **PG** > **BV** > Noter la valeur de **BT** > **BV** >
- Réajuster **TEj** à la valeur **Tn** - (**BT** / 2) >
- **PG** > **BV** > **AB** > En général en une seule manœuvre il y aura alignement des plans.

Attention ! Un tel réalignement prend généralement des durées de combustion **BT** importantes. Il vaut mieux soigner le lancement pour ne pas avoir à faire un réalignement en orbite circulaire basse qui sera généralement coûteux si il dépasse quelques degrés.

Aligner le plan au départ.

Préparer



6

D'une planète mère à une autre ou d'un satellite fils à un autre.

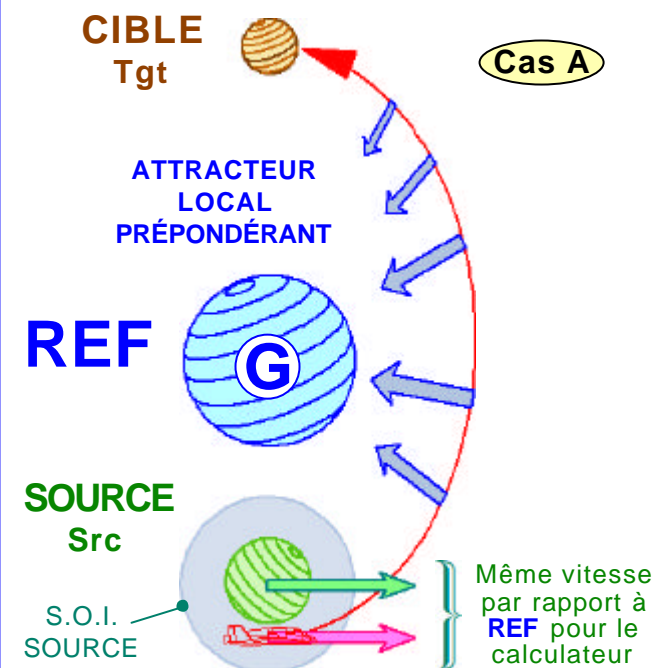
Exemples : Terre → Mars ou retour, (Ref Sun)

Ganymède → Callisto, (Ref Jupiter)

Io → Europa, (Ref Jupiter)

Téthys → Rhéa. (Ref Saturn)

Charon → Hydra, (Ref Pluto)



Src : Planète mère. (Astre de départ)

Ref : Attracteur Local Prépondérant.

Tgt : Objet ciblé.

IMFD de gauche :

Planification de la trajectoire : **Target Intercept**.

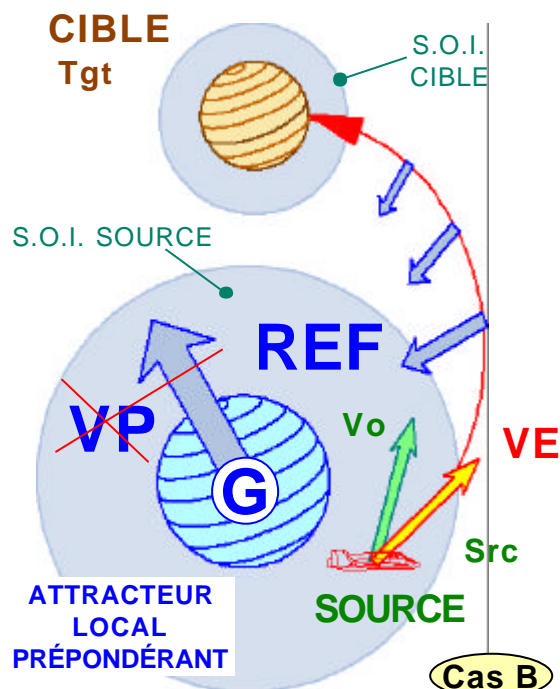
IMFD de droite :

Mise à feu **AB** avec : **Orbit Eject**.

ÉJECTION - 1

Préparer

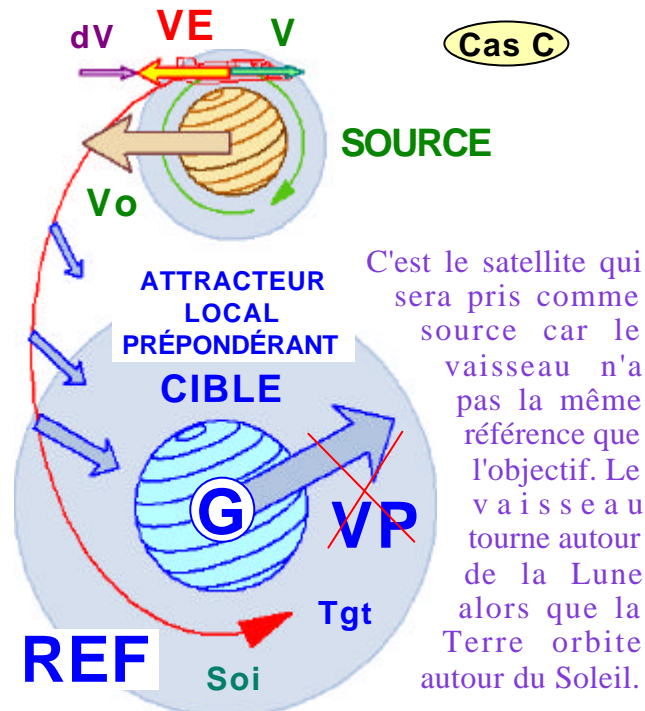
Exemples : Terre \rightarrow Lune, (Ref Earth)
 Terre \rightarrow ISS, (Ref Earth)
 Uranus \rightarrow Umbriel, (Ref Uranus)
 Neptune \rightarrow Triton. (Ref Neptune)
 Pluton \rightarrow Nix. (Ref pluto)



Visualiser la trajectoire : **Map** > **Plan**.

Préparer

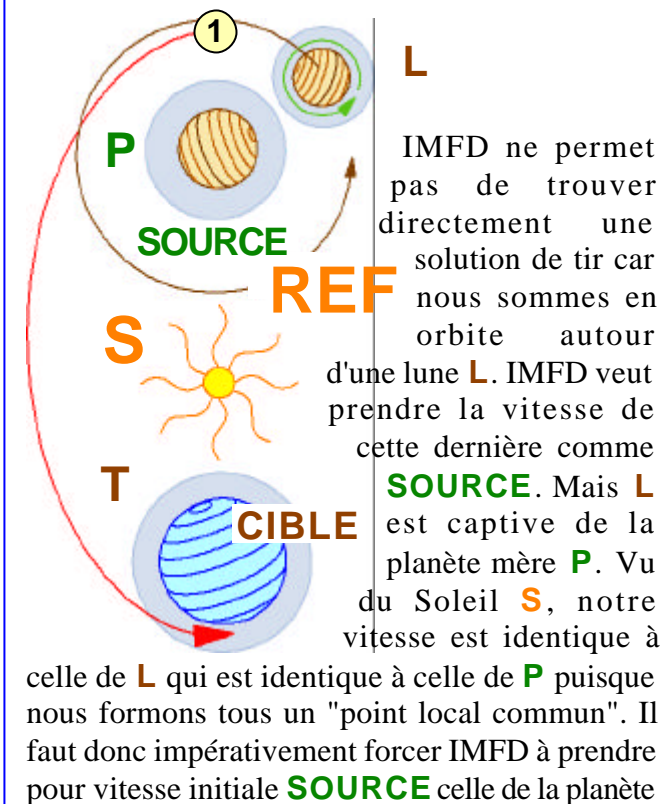
Exemples : Lune \rightarrow Terre, (Ref Earth)
Hyperion \rightarrow Saturne, (Ref Saturn)
Triton \rightarrow Neptune. (Ref Neptune)
Nix \rightarrow Pluton. (Ref pluto)



Mise à feu **AB** avec : Orbit Eject.

Préparer

Exemples : Rhéa \rightarrow Terre, Triton \rightarrow Saturne ...



Il suffit de s'éjecter de la Lune **L** et de revenir en orbite "individuelle" autour de la planète mère **P**, (Procédure de l'onglet **ÉJECTION - 3**) puis de procéder à l'éjection d'un point convenable tel que **1** par exemple. On se retrouve alors dans les cas banal décrit dans l'onglet **ÉJECTION - 1**.

	Préparer
--	-----------------



10

Fonctions de base pour les calculs.

Course est la fonction principale de planification des trajectoires Képlérienne pour effectuer les vols interplanétaires, les corrections en croisière et en approche ainsi que les freinages pour la capture de mise en orbite.

À gauche : • Ouvrir **Interplanetary** > **MNU** >

• Cliquer sur le bouton de **Course**.

La liste s'ouvre et propose cinq modules :

Transfer Programs: Prv

Target Intercept

Tangential Transfer

Approach Programs: Nxt

Planet Approach

Orbit Insert

Miscellaneous:

Delta Velocity Set

• Indexer le module désiré avec **Nxt** ou **Prv**.

• Valider le module avec le bouton **Set**.

La page afférente au module choisi s'ouvre et **Course** en affiche le nom en haut à gauche.

Interplanetary
Course
Target Intercept

Si rien n'est imposé le programme fait un calcul avec des valeurs initialisées par défaut

Allumage en mode vectoriel :

Delta Velocity est une procédure pour programmer une modification vectorielle de la trajectoire képlérienne en indiquant les composantes du vecteur vitesse par rapport à notre vitesse orbitale actuelle. (Voir p20)

Fonction de calculs Course.

Course

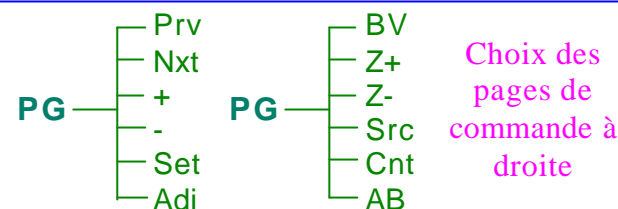


11

Préparation de IMFD 0 :

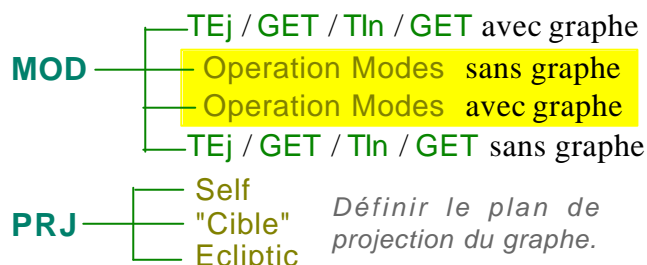
- Ouvrir **Interplanetary** > **MNU** > **Course** >
- **Target Intercept** > **Set** > **TGT** > cible ↘ >
- Vérifier **Ref A.L.P.** et **Src** : Voir p 6 et p 7 >

A.L.P. : ATTRACTEUR LOCAL PRÉPONDÉRANT.



REF : permet d'imposer une Référence autre que celle prise par défaut. La bonne référence (**A.L.P.**) n'est pas toujours sélectionnée automatiquement et il faut la vérifier à chaque fois et la modifier si nécessaire.

TGT : Désigner l'astre cible à atteindre.



Messages d'erreur.

- **BV** > **No Burn vector** : L'astre de Soi est pris comme source. (*Astre de départ*)
- * Dans la Soi : **BV** et **AB** avec **Orbit Eject**.
- * Hors Soi : **PG** > **Src** > x ↘.
- **BV** > **Invalid target or référence ...** :
- * Mauvais choix dans **Ref / Src / Tgt**.
- * **Target Intercept** utilisé dans le cas **C**.

TARGET INTERCEPT - 1

Tgt Int



12

EN ROUGE : Paramètres que l'on peut modifier. (1, 2 et 3 : Les causes)

EN BLEU : Influence des paramètres sur le voyage. (4 : Les effets)

EN VERT : L'influence sur le vecteur d'éjection. (5 : Les effets)

Interplanetary	Tgt Mars
Course	Src Earth
Ta DÉPART Intercept	ARRIVÉE
TEj 0.000 MJD 51986.828	TIn 23.06M MJD 52253.805
EjA 4.414° InA 7.877° EIn -1.09° PeA 0.975AU	RealTime Off Plane TOF-UnLock Smooth Adj Prep. PlC
Escape Vector: oV 3.399k iV 4.607k Tot 8.006k	OPTIONS Target Intercept imposeRealTime.
Ref Sun Ecliptic	Adj-1x

1 : DÉPART.

- **TEj** et la date **MJD** associée (Ou **GET**) : Temps d'attente souhaité jusqu'à l'éjection.

2 : ARRIVÉE.

- **TIn** et la date **MJD** associée (Ou **GET**) : Temps souhaité pour atteindre l'interception.
- MJD** en 2 moins **MJD** en 1 donne la durée du voyage exprimée en jours. (Si **GET** en h:min:s)

*Si **MJD** (Date d'arrivée) est affiché à la place de **GET** temps écoulé depuis le départ :*

MNU > **MOD** > Next > + > **MNU** > **Course**

TARGET INTERCEPT - 2



13

3 : OPTIONS.

- Type d'éjection utilisé (Voir p23)

Off Plane
Two Plane
Source Plane
Target Plane
Manual Tgt

Pour les types autres que **Off-Plane**, il y a affichage en **5** et sous **3** des deux données :

PIC avec (+) ou (-) : Temps pour allumage et position normale + ou - pour réduire **Rln**.

Tn : Temps pour atteindre le prochain nœud.

On peut également faire un réglage de **LPC** l'angle du nœud de changement de plan. Voir l'onglet **Operation mode**.

- Si **TOF-Locked** la durée du voyage est conservée quand on ajuste **TIn** ou **TEj**. (**MJD** en **2** moins **MJD** en **1** égal constante)

- Options complémentaires
- Smooth Adj
Tgt Period
Src Period

Ces trois options définissent les pas pour l'ajustement de **TEj** ou de **TIn** :

- Smooth Adj** : Intervalle défini par **Adj**.
1x : Incrémente les secondes,
10x : Incrémente les minutes,
100x : Incrémente les heures.

Mode
banal

NOTE : Pour 100x **TIn** se modifie par pas d'une heure, donc de 3600, et **MJD** par incréments de 0.042 car 1 h = 3600 s = 0.042 jour.

- Tgt period** : Chaque pas correspond à la période orbitale de la cible. (Ex : Mars : 59.4M)
- Src period** : Chaque pas correspond à la période orbitale de la source. (Ex : Earth : 31.5M)

TARGET INTERCEPT - 3

14

Option Prep PIC.

Cette option n'a de sens que si l'un des types **Two Plane**, **Source Plane** ou **Target Plane** a été sélectionné pour effectuer le transfert.

La fonction **Prep PIC** permet d'automatiser la deuxième manœuvre une fois arrivé au nœud.

- Procéder à l'éjection.
- Attendre la sortie de Soi signalée par le texte **Have a nice voyage** sur **Orbit-Eject**.

À gauche :

- PG** > **Src** > x ↵ > **Prep PIC** devient activable et en **1** s'affiche alors en vert clair. **(1)**
- PG** > Indexer **Prep PIC** > + pour le valider > **Tn** n'est plus affiché et en **2** le type de transfert devient **Off Plane** car la fin de route sera directe.

Realtime **(1)**

Target Plane → Off Plane **(2)**
TOF-UnLock
Smooth Adj
Prep. PlC

Tn 8.008M

- PG** > **BV** > Affiche **TtB** le temps d'attente pour atteindre le nœud et **BT** la durée de combustion.
- AB** pour engager le pilote automatique.

Affiche Waiting (T-Durée pour atteindre le nœud)
Possibilité de passer en accélération temporelle 10000x, la manœuvre sera déclenchée automatiquement.

(1) : le vaisseau étant pris comme source, le choix **Realtime** / **Off-Axis** devient possible et **Realtime** est affiché en vert clair.

TARGET INTERCEPT - 4

15

LES DONNÉES AFFICHÉES.

PRJ permet de choisir le plan sur lequel sera tracée la projection des orbites.

Ecliptic : Plan de l'Écliptique.

Self : Plan de l'orbite actuelle du vaisseau.

"Nom de **Tgt**" : Plan Équatorial de la cible **Tgt**.

Interplanetary	Tgt Mars
Course	Src Earth
Target Intercept	
TEj 0.000	TIn 23.06M
MJD 51986.828	MJD 52253.805
EjA 4.414°	Realtime
InA 7.877°	Off Plane
EIn -1.09°	TOF-UnLock
PeA 0.975AU	Smooth Adj
Escape Vector:	
oV 3.399k	Prep. PlC
iV 4.607k	
Tot 8.006k	
Ref Sun	
Ecliptic	Adj-1x

Paramètres de la trajectoire.

(4 : Les effets)

EjA : Angle entre les tangentes aux orbites tracées au point d'éjection.

InA : Angle d'interception.

EIn : Inclinaison entre le plan de l'orbite du vaisseau et le vecteur d'échappement.

PeA : Altitude du Périastre pour la trajectoire relative au corps de Référence.

Vecteur d'éjection. (5 : Les effets)

oV : Vitesse d'échappement.

iV : Vitesse à l'interception.

Tot : Grandeur du vecteur vitesse d'éjection.

TARGET INTERCEPT - 5



16

Operation Modes.

MOD plusieurs fois dans **Target Intercept** permet d'ouvrir la page dédiée à cette option.

```
Interplanetary Course   Tgt Mars
                          Src Earth

Target Intercept
Operation Modes:         Intercept:
Offset Disabled          TIn 23.11M
Prograde                 GET 6421:49:19

Lon 20.000°              Reserved
Lat 45.000°              LPC 281.03°
Rad 5.000k

Escape Vector:
oV 2.561k
iV 3.959k
PlC 534.7 (-)
Tot 7.0
```

Operation modes

Offset Disabled
ECL - Sphere
Vel. frame
Retrograde
Prograde

Offset Disabled :

Option par défaut : C'est le centre de la planète indiquée comme objectif avec **TGT** qui est visé par **Target Intercept**.

ECL-Sphere / Vel. Frame :

Ce sont les deux modes utilisés quand on désire un décalage par rapport au centre de la planète. Il permet de déplacer par offset le point visé pour ajuster la position du périée.

- **Lon** permet d'ajuster finement **TIn**.
- **Lat** précise l'inclinaison équatoriale **Eql**.
- **Rad** ajuste la distance du périée par rapport au centre de l'astre cible.

MODES DE LANCEMENT - 1



17

Si l'un de ces deux modes est utilisé, **Offset** clignote en bas à droite du module **Course**.

Pour les deux modes, le déplacement est défini dans un système de coordonnées sphériques par rapport à la planète.

- **ECL-Sphere** définit le vecteur d'offset dans une sphère écliptique dans laquelle **Lon** = 0 et **Lat** = 0 correspondent à un point vernal. (Voir p10)
- **Vel. Frame** définit le vecteur d'offset par rapport au vecteur vitesse relative par rapport à l'objectif auquel correspondent **Lon** = 0 et **Lat** = 0. *C'est le mode normalement utilisé.*

Données modifiables.

TIn : Temps d'interception désiré.

MJD ou **GET** : Date pour l'interception ou temps écoulé depuis le départ si GET.

Lon : Longitude du Periapsis en degrés dans le système de référence de la planète.

Lat : Latitude du Periapsis en degrés dans le système de référence de la planète.

Rad : Distance par rapport au centre de l'astre.

LPC : Angle du nœud de changement de plan.

Dans ce cas le mode passe automatiquement en mode **Manual Src** ou **Manual Tgt** suivant le type d'éjection qui était sélectionné. Ce réglage agit sur l'inclinaison relative d'insertion par rapport à l'objectif.

Informations.

oV : Vitesse d'échappement.

iV : Vitesse à l'interception.

PlC avec (+) ou (-) : Temps pour allumage et position normale + ou - pour réduire **RIn**.

Tot : Grandeur du vecteur vitesse d'éjection.

MODES DE LANCEMENT - 2



18

Orbit-Eject est le pilote automatique à utiliser pour les commandes **BV** et **AB** lors d'une mission qui impose d'échapper à la planète de capture.

Cas A : D'une planète mère à une autre ou d'un satellite fils à un autre.

À gauche :

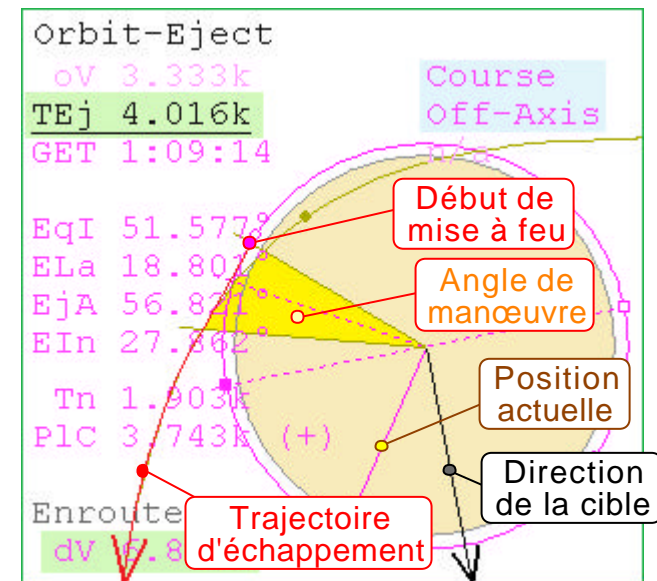
- **Interplanetary** > **MNU** > **Course** >
- **Target Intercept** > Ajuster les paramètres.

À droite :

- Ouvrir **Interplanetary** >
- **MNU** > **PG** > 0 > **Orbit-Eject** >
- Choisir **Course** comme module de calcul >
- Imposer **Off-Axis** > (Longue durée de combustion)
- Indexer **TEj** > Adj-10x > Minimiser **dV** > (Pour diminuer BT au maximum)

S'assurer que la trajectoire d'échappement ne coupe pas l'atmosphère ou la planète.

- **PG** > **BV** > **AB** > **BV** >



Orbit-Eject - 1

Op M

Orbit-Eject



19

Cas C : D'une "orbite fille" à un retour vers la planète mère.

À gauche :

- Ouvrir Interplanetary > **MNU** >
 - Orbit-Eject** > (*On désire quitter une Soi locale*)
 - Choisir **Lower Orbit** ou **Higher Orbit** > **Nxt** >
 - Choisir : * **Off-Axis** pour un **BT** important,
* **Realtime** pour un satellite de faible gravité >
 - PRJ** pour **Self** >
 - Vérifier **Ref** "*satellite de capture*" >
- #### À droite :
- Interplanetary** > **MNU** >
 - PG** > 0 ↵ (Pour coupler) > **Map** > **Dsp** >
 - TGT** > "planète mère" ↵ > **Z+** ou **Z-** >
 - PRJ** pour **Periapis** > **Cnt** à la demande.
 - Sel** > **Ref Sun** et affichage de **PeA** (~~ApA~~)
 - PG** > **Soi** > **Plan** > 3 x **MOD** > **Accuracy** >
2 x - pour (Max) > **MOD** >

À gauche :

- Augmenter **oV** la vitesse d'échappement avec
+ de façon à minimiser **PeA** sur **Map** > **Nxt** >
- Ajuster **TEJ** le temps jusqu'à l'éjection pour
diminuer **dV** et positionner le point d'allumage >
(*Collisions et les pénétrations atmosphériques*)
- AB** > **BV** > **AB** > **Plan** > **BV**.

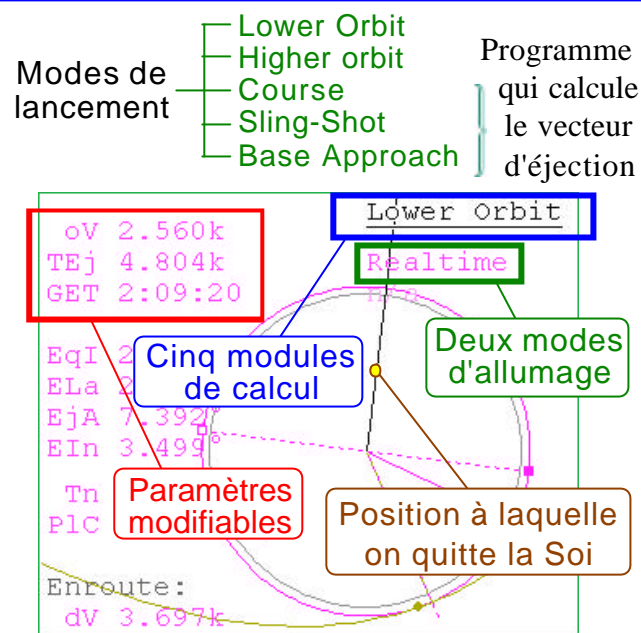
Messages d'erreur.

- No data available from course program** :
* **Target Intercept** est interdit dans le cas de
lancement de type **B**.
* Cas **A** mais IMFD non couplé à **Course**.
- Invalid Reference Setup Reference to
"astre"**. * Il importe de donner comme
référence l'**astre** de la Soi actuelle.

Orbit-Eject - 2



20



Données modifiables.

oV : Vitesse d'échappement.

TEj : Temporisation avant l'éjection.

MJD ou **GET** : Date pour l'éjection ou temps écoulé depuis le départ.

Paramètres de la trajectoire. (Les effets)

Eql : Inclinaison équatoriale locale.

ELA : Longitude du nœud AN / l'écliptique.

EJA : Angle d'écartement du vecteur d'éjection.

EIN : Inclinaison entre le plan de l'orbite du vaisseau et le vecteur d'échappement.

Tn : Temps pour atteindre le prochain nœud.

PIC ou (+) ou (-) : Durée d'allumage pour alignement et position pour le réaliser.

dV : Variation de vitesse à l'éjection.

Orbit-Eject - 3



21

Le module **Tangeantial Transfer** qui permet le calcul d'une **trajectoire tangentielle entre les orbites de deux corps** dépendant d'un même astre de référence est bien adapté pour intercepter un satellite ou une station orbitale.

- Les plans orbitaux doivent être alignés.**
- L'orbite de la source peut être hyperbolique mais **l'orbite de l'objectif doit être elliptique** ou circulaire par rapport au corps de référence.

Donnée modifiable.

Un seul papamètre est à fournir (Outre **Ref**, **Tgt** et **Src**) sous deux formes possibles :

TEj : Temporisation avant l'éjection.

MJD : Date pour l'éjection.

Le module recherche une orbite de transfert qui sera tangente à la fois à l'orbite de la source et à l'orbite de la cible. Le programme lance en PRO ou RETRO GRD pour réaliser un transfert plan. Une correction de plan est nécessaire au nœud si les orbites au départ ne sont pas coplanaires. La ligne blanche précise la position d'intersection de l'orbite cible et la ligne orange pointillée indique la position de cible au moment de l'arrivée sur l'orbite ciblée. Si ces deux lignes sont confondues il y aura rapprochement de la cible dans cette position.

Ce programme crée des transferts les plus économiques, mais parfois la solution est très difficile à mettre en place. Il est fortement recommandé de ne pas l'utiliser comme calculateur standard pour l'étude de transferts. Lorsque l'équateur local ou écliptique est ciblé

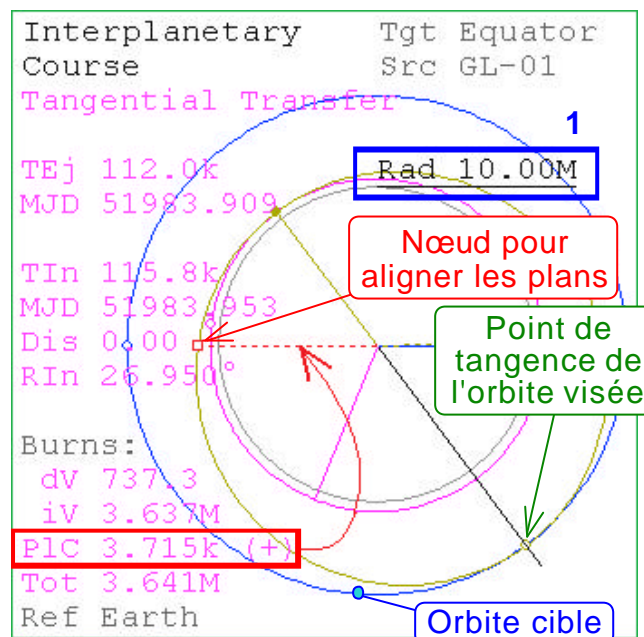
Tangential Transfer - 1

Tangential



22

le rayon du péricée en **1** peut alors être définie. Il n'y a plus de cible en orbite ni de rayon repère.



Paramètres de la trajectoire. (Les effets)

TIn : Temps mis pour atteindre l'orbite cible.

MJD : Date d'arrivée. (Ou heure si **GET**)

Dis : Variation de distance radiale.

(Distance radiale finale moins distance radiale initiale. Affiche 0.00 si Ecator ou Ecliptic)

RIn : Inclinaison entre le plan de l'orbite du vaisseau et le plan orbitale de la cible.

dV : Variation de vitesse à l'éjection.

iV : Vitesse à l'interception.

PIC ou (+) ou (-) : Durée d'allumage pour alignement et position pour le réaliser.

Tot : Grandeur du vecteur vitesse d'éjection.

Tangential Transfer - 2



23

Corrections de route en croisière.

En général elles sont effectuées loin des S.O.I. vers le milieu de la trajectoire. Dès que l'on s'éloigne de la S.O.I. on est en orbite autour de l'Attracteur Local Prépondérant. (Ref)

Orbit-Eject affiche *Have a nice voyage* :

À gauche :

• **PG** > **Src** > x ↺ >

Le calcul de la trajectoire et la ou les corrections sont faites avec **Target-Intercept** couplé à **Map** pour surveiller la trajectoire et juger de la nécessité d'une ou plusieurs corrections et de leur efficacité. Les données initiales **TEj** et **TIn** sont conservées et il suffit de faire un allumage correctif quand **PeA** n'est pas convenable.

Plus la cible est lointaine, plus il faudra effectuer de corrections en croisière. Surveiller la valeur de **BT** dans **Target-Intercept** et allumer quand elle passe par un minimum.

Corrections en approche d'un astre.

Target-Intercept ou **Orbit-Eject** permettent d'envoyer le vaisseau vers "le centre" de la cible. Pour contrôler avec précision les éléments de la "porte d'entrée" au périastre de la cible on dispose des modules de calcul **Planet Approach** dans **Course** ou du module **Base Approach**

Plus on est proche de la cible, plus les corrections seont précises, mais plus elles consomment de l'énergie et réciproquement. Elles sont effectuées avec **Planet Approach** de **Course** ou **Base Approach** à une distance de l'objectif comprise entre trois SOI et SOI.

Approche planétaire.

Base Approach

Approche



24

Planet Approach.

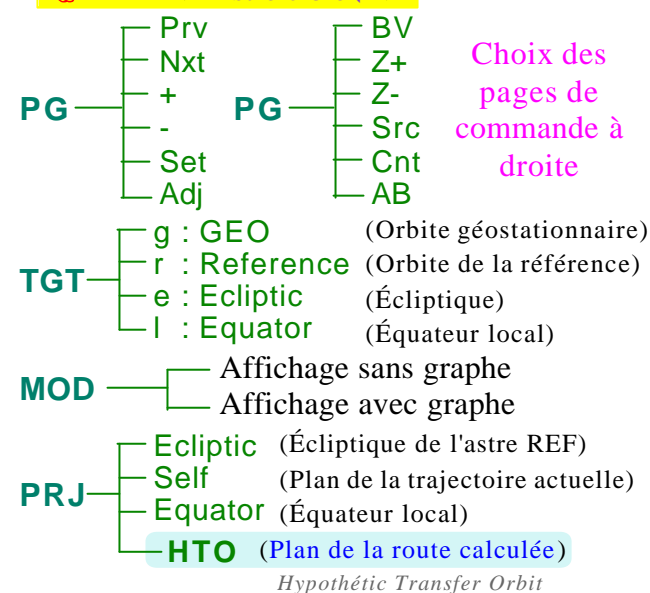
Ce module sera utilisé pour calibrer la porte d'entrée en vue de construire au péricée de la trajectoire courante une orbite "calibrée". Il faut se trouver sur une orbite ouverte (*Hyperbolique*) et à proximité de la sphère d'influence SOI de la planète objectif.

À gauche :

• **Interplanetary** > **MNU** > **Course** >

• **Indexer Planet Approach** > **Set** >

• **REF** > **Astre cible** >



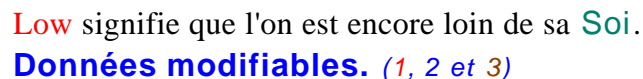
Message d'erreur.

Target must orbit the reference planet :

* On n'a pas désigné comme **REF**érence la planète ciblée.

* **Ref** et **Tgt** sont toutes les deux la planète ciblée. **TGT** > **g, r, e** ou **l** ↺.

Planet Approach - 1



En fonction de la position "radiale actuelle" du vaisseau sur la trajectoire, toutes les inclinaisons ne sont pas possibles. Les données affichées en **4** précisent les limites qui seront imposées lors de la saisie du paramètre **Eql**.

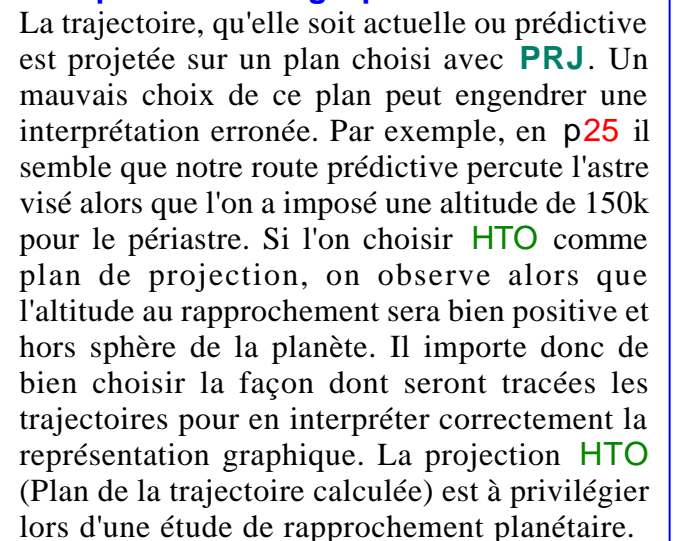
Planet Approach - 2



- Position du périastre ●. (Voir p57)
- Nœud ascendant □.
- Nœud descendant ■.

} En pointillés la ligne des nœuds.

Planet Approach - 3



Planet Approach - 4



28

Base Approach.

Ce module sera utilisé pour **calibrer une porte d'entrée** en vue d'atteindre une base ou un point situé sur une planète avec ou sans insertion en orbite préalable.

Il faut se trouver à proximité de la sphère d'influence SOI de la planète objectif.

À gauche :

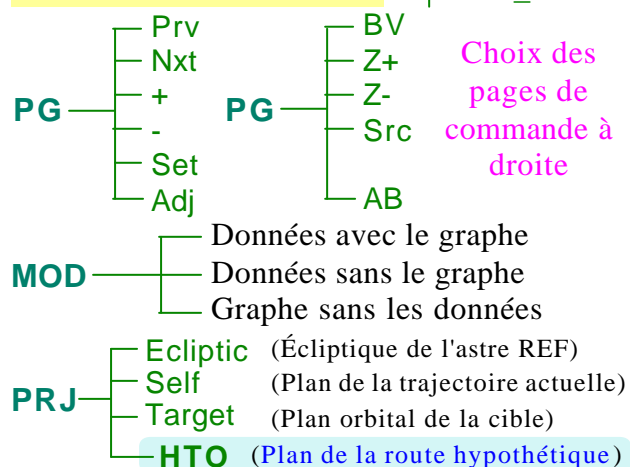
• **Interplanetary > MNU > Base Approach >**
Désigner la planète de laquelle on approche :

• **REF > mars >**

• **Préciser une base à survoler sur la planète :**
TGT > Base à survoler > (Ne fait que placer en Lon et Lat les coordonnées de la base si elle existe sur la planète désignée par **REF**)

• **Préciser un site à survoler sur la planète :**
Lon > Set > valeur > Lat > Set > valeur >

• Choisir **Orbit-Insert** de **Re-Entry**
Très important.

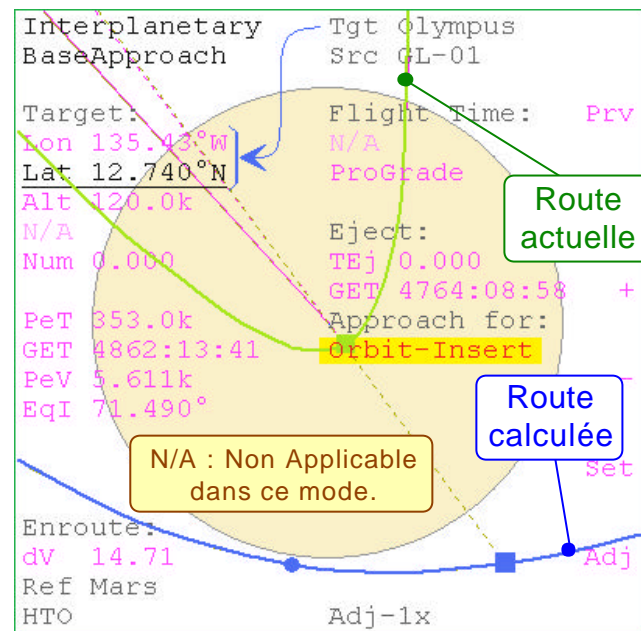


Base Approach - 1



29

Pour **survoler une base** il faudra effectuer le **freinage de capture** au périégée de la trajectoire. L'option **Re Entry** sera utilisée quand on désire effectuer une **rentrée directe**.



Données modifiables.

Lon : Longitude du point survolé.

* 0 à +180° : Est / 0 à -180° : West.

Lat : Latitude du point survolé.

* 0 à +90° : Nord / 0 à -90° : Sud.

Alt : Altitude au périastre de la trajectoire.

Tenir compte de la dégradation du périastre **PeA** qui résultera du freinage de capture. (Voir p38)

Num : Nombre d'orbites qu'il faudra boucler après la manœuvre de freinage avant de survoler le point désigné pour **Tgt**. Avec la valeur 0.00 il y aura survol au premier passage.

Base Approach - 2



30

Prograde / Retrograde : Type d'insertion.

TEj : Impose une temporisation entre le moment où **AB** est engagé et l'allumage des moteurs. Avec **AB**, la manœuvre d'orientation du vaisseau commence immédiatement. Cette option est utile pour de grands vaisseaux inertes qui ont de faibles taux d'orientation.

MJD ou **GET** : Paramètre analogue à **TEj** mais exprimé par la date ou l'heure pour l'allumage.

Paramètres de la trajectoire. (Les effets)

PeT : Temps pour atteindre le périastre.

GET : Même donnée mais en h : min : s.

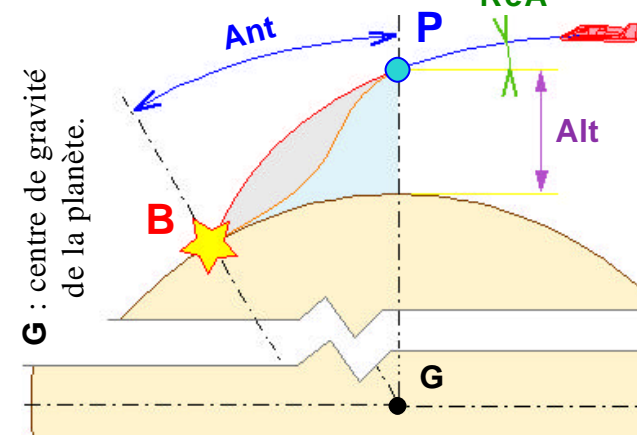
PeV : Vitesse estimée au périastre.

EqI : Inclinaison orbitale équatoriale.

dV : Variation de vitesse à la manœuvre.

Option de rentrée directe.

L'option **Re-Entry** n'est qu'une autre façon de paramétrer la porte d'entrée **P** pour aboutir à la base **B**. La gestion de la descente de **P** vers **B** sera ensuite fonction de la présence ou non d'une atmosphère.

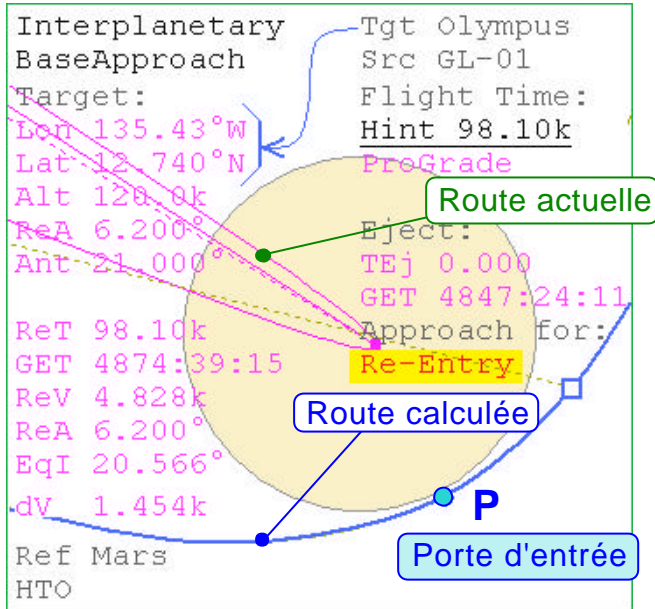


Base Approach - 3

Limites en latitude



31



Données modifiables.

Lon : Longitude du rayon position de **P**.

* 0 à +180° : Coté Est.

* 0 à -180° : Coté West.

Lat : Latitude du rayon position de **P**.

* 0 à +90° : Coté Nord.

* 0 à -90° : Coté Sud.

Alt : Altitude du point **P**. (Valeurs conseillées : 120 km pour la Terre, 80 km pour Mars)

ReA : Angle de pénétration. (Angle au point **P** entre la tangente à la trajectoire et l'horizontale)

Ant : Angle d'anticipation. Lors de l'atterrissage sur une planète avec atmosphère ténue ou sans atmosphère l'anticipation doit être augmentée car la durée de freinage est plus longue.

Hint : Temps jusqu'à la porte. C'est en augmentant ce paramètre que l'on trouve une solution si elle

Base Approach - 4



32

est possible. **La trajectoire prédictive n'est affichée que si une solution est trouvée.**

ATTENTION : ne pas engager **AB** si une solution n'a pas été trouvée ou les moteurs vont fonctionner sans s'arrêter.

Prograde / Retrograde : Type d'insertion.

TEj : Impose une temporisation entre le moment où **AB** est engagé et l'allumage des moteurs. Quand on valide le pilote automatique avec **AB**, la manœuvre d'orientation du vaisseau commence immédiatement. Cette option est utile pour de grands vaisseaux inerts qui présentent de faibles taux de variation angulaire.

MJD ou **GET** : Paramètre analogue à **TEj** mais exprimé par la date ou l'heure pour l'allumage.

Paramètres de la trajectoire. (Les effets)

ReT : Temps pour atteindre la porte **P**.

GET : Même donnée mais en h : min : s.

ReV : Vitesse estimée au point **P**.

ReA : Angle de pénétration.

Eql : Inclinaison équatoriale.

dV : Variation de vitesse à la manœuvre.

Variante Re-Entry (Old).

(Conservée pour mémoire elle n'est pas très utile)

C'est la version ancienne de **Re-Entry** pour laquelle on indiquait :

* **GET** au lieu de **ReA** et **Ret** au lieu de **Hint**.

GET : Jour MJD ou temps en h : min : s pour arriver à la porte de l'interface d'entrée **P**.

Ret : Temps en secondes pour atteindre **P**.

NOTE : Voir également le chapitre relatif aux procédures lunaires dans l'onglet **DIVERS**.

Base Approach - 5



33

Orbite elliptique.

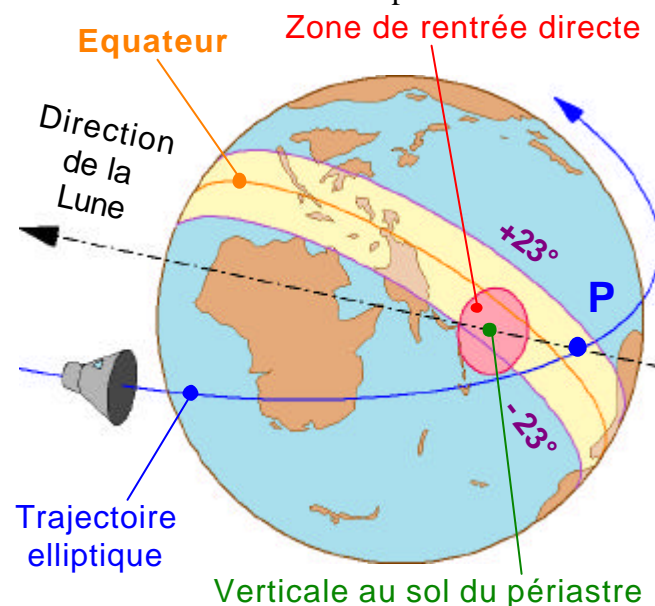
(Cas des retours lunaires avec Apollo)

On effectue une rentrée directe qui se trouve forcément à l'opposé de la position de la Lune. Comme l'angle de pénétration **ReA** est proche de 5°, la zone d'amerrissage restera relativement centrée sur la verticale du Périgée **P**.

La latitude du Periapsis dépend de la position de la Lune sur son orbite, la surface de la zone d'atterrissage dépend de l'angle **ReA**.

L'inclinaison du plan de l'orbite lunaire est d'environ 23° par rapport à l'Équateur terrestre donc la zone visée aura une latitude comprise entre 23° Sud et 23° nord.

La rotation Nord/Sud de la Terre permet par contre d'atteindre toutes les longitudes désirées dans la bande des latitudes possibles.



Base Approach - 6

Limites



34

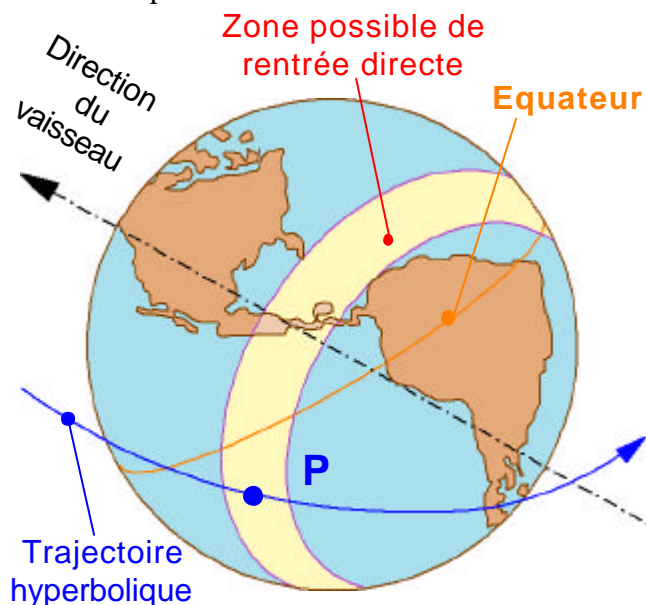
Orbite hyperbolique.

(Cas de l'approche d'une planète)

L'orbite hyperbolique permet de positionner à convenance le périastre **P** autour de la planète. Il en résulte le fait que la zone d'atterrissage sera un anneau qui fait tout le tour de l'astre cible.

En fonction de la valeur de l'excentricité, l'anneau sera plus ou moins large.

Quand l'excentricité tend vers la valeur 1 on se rapproche des conditions d'une orbite elliptique. Effectuer la première synchronisation loin de la planète environ 500k secondes avant le passage au périastre **P** ce qui devrait situer le vaisseau juste avant sa pénétration en sphère d'influence. On peut ensuite réaliser deux autres synchronisations en SoI vers 100k et 15k pour affiner la précision du lieu d'arrivée.



35

Orbit Insert.

Ce module s'active avant le périastre **PeA** pour réaliser une insertion en orbite. La hauteur au périastre **PeA** sera celle qui résulte de la trajectoire d'approche, dégradée par la diminution résultant du freinage. (Voir p38)

Orbit-Insert est prévu pour ajuster les paramètres de l'orbite de capture qui sera réalisée dans le plan de la trajectoire actuelle.

Orbit-Insert ne trouvera pas de solution si PeA actuel est négatif. (Collision)

À gauche :

- Interplanetary > MNU > Orbit >
- Indexer Planet Approach >
- + pour le menu Course > Nxt pour indexer Orbit Insert > Set >
- Vérifier Ref "Cible" ou utiliser REF.

TGT est inactif : Toute saisie sera ignorée.

MOD — Données affichées sans le graphe
 — Données affichées avec le graphe

PRJ — **Ecliptic** (Écliptique de l'astre REF)
 — **HTO** (Plan de la route hypothétique)
 — **Ecliptic** (Écliptique de l'astre REF)
 — **Self** (Plan de la trajectoire actuelle)

NOTE : Les deux options **Self** et **HTO** donnent strictement la même représentation puisque la l'orbite calculée est aussi dans le plan de la route actuelle.

Message d'erreur.

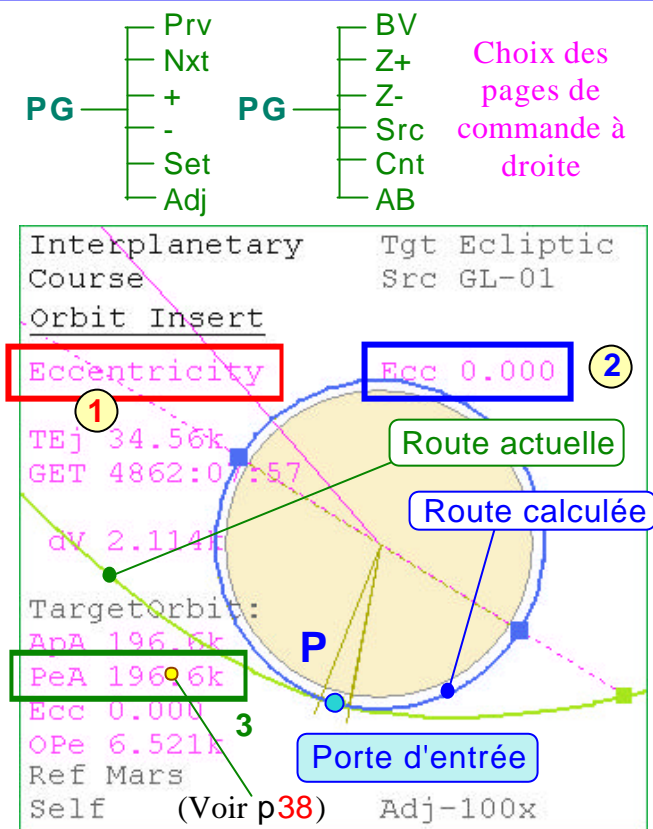
Invalid Source or Reference ... :

* On vient de pénétrer en SoI d'un astre qui n'est pas désigné comme **REF**érence.



36

Orbit-Insert peut s'activer à l'extérieur de la SoI mais il faut alors impérativement imposer l'astre cible avec **REF**. Il est parfaitement possible d'insérer sur une orbite bien plus grande que la SoI.



① Option	>>>>>	② Consigne
Eccentricity	>>>>	Ecc (Excentricité)
Apoapsis	>>>>	ApA (Altitude Apogée)
Major Axis	>>>>	SMA (Demi grand axe)
Orbit period	>>>>	Ope (Période orbitale)

Base Approach - 7**Freinage d'insertion orbitale - 1****Freinage d'insertion orbitale - 2**

CAPTURE



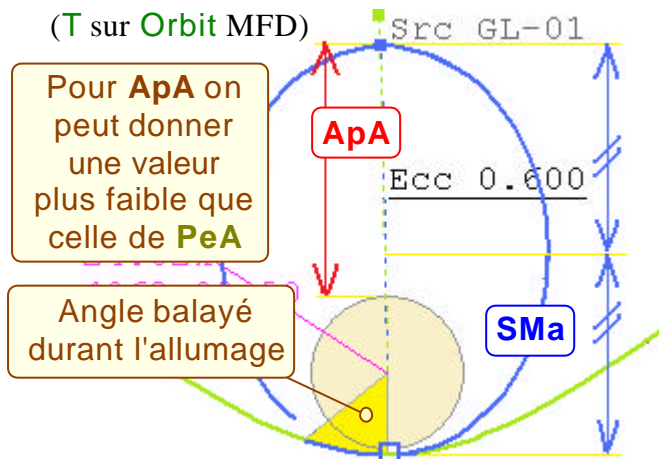
37

La valeur du périastre n'est pas modifiable et correspond à l'altitude de la Porte d'entrée **P**. Seule la valeur de l'apogée peut être imposée sous la forme des quatre options possibles.

Paramètres pour définir l'Apogée :

- **Eccentricity** : Allongement de l'ellipse.
- **Apoapsis** : Valeur de l'apogée **ApA**.
- **Major Axis** : 1/2 grand axe de l'ellipse **SMA**.
- **Orbit Period** : Période orbitale.

(T sur Orbit MFD)



Paramètres de la trajectoire. (Les effets)

TEj : Temps pour atteindre la porte **P**.

GET : Même donnée mais en h : min : s.

dV : Variation de vitesse à la manœuvre.

ApA : Altitude de l'Apogée. Peut être plus faible que la valeur de **PeA** et devient dans ce cas le périée de l'orbite prédictive.

PeA : Altitude du périée **corrigée de l'estimation de diminution** due au freinage.

Ecc : Excentricité de l'orbite képlérienne.

Ope : Période orbitale.

Freinage d'insertion orbitale - 3



38

Si on tente d'activer le pilote automatique avec **AB** alors que le vaisseau a déjà pénétré dans l'angle d'anticipation pour l'allumage, Orbit Insert "n'accroche pas" : La trajectoire bleue ne se trace pas, **BT** reste dérisoire ou **TtB** est trop grand. Il faut passer immédiatement en procédure manuelle.

Freinage en procédure manuelle.

IMFD de gauche :

- **MNU** > **Orbital** > **Cir** >
 - Vérifier **Ref** "planète cible" >
- (Ou **REF** > planète cible >)

IMFD de droite :

- **SEL** > **Orbit** > **FRM** pour **Equ** >
 - **PRJ** pour **SHP** > **DST** pour **PeA** >
 - Vérifier **Orbit** : "planète cible" >
- (Ou **REF** > planète cible >)
- Attendre **PeT** \approx 300 > **AB**.

LES RETOURS PLANÉTAIRES.

Quand on arrive d'une planète extérieure lointaine entre autre, la vitesse relative est importante et il faut freiner longuement. L'angle d'anticipation balayé durant l'allumage est grand car IMFD cherche à terminer la manœuvre au périée. **Durant toute la phase de freinage la valeur de PeA va diminuer "naturellement"**.

* IMFD estime la perte d'altitude (Sans tenir compte d'une pénétration atmosphérique éventuelle) et affiche en **3** la valeur calculée.

* Tenir compte de cette dégradation de l'altitude quand **PeA** sera donnée en consigne à **Planet Approach** ou à **Base Approach**.

Freinage d'insertion orbitale - 4



39

- **MNU** > **Orbital** > **Cir** : 1. **Circularise**.
Fonction prévue pour circulariser l'orbite à l'altitude actuelle du vaisseau. La commande **AB** réalise la manœuvre d'orientation et la poussée automatiquement. Imposer les moteurs qui seront utilisés et surtout option **REF** pour désigner l'astre.

- **MNU** > **Orbital** > **VeM** : 2. **Velocity Match**.
Ajuste la vitesse du vaisseau à celle d'une cible définie par **TGT**. Manœuvre automatique : **VeM** > **TGT** > cible > Vérifier que **dV** est de valeur raisonnable > **AB**.

- **MNU** > **Orbital** > **Fnd** : 3. **Find Target**.
Permet d'orienter le vaisseau vers une cible définie avec **TGT**. Il faut passer les RCS en mode **ROTation** et utiliser les touches du pavé numérique pour la manœuvre qui se fait manuellement. Chercher à centrer la croix qui bien centrée devient blanche. (Penser à **Wrp x1**)




Ne pas utiliser **AB** pour cette fonction manuelle.

- **MNU** > **Orbital** > **OvM** : 4. **Velocity Match**.
Ajuste la vitesse orbitale du vaisseau à la vitesse orbitale d'une cible définie par **TGT**. La manœuvre peut se faire en manuel ou en automatique : **VeM** > **TGT** > cible > Vérifier que **dV** est de valeur raisonnable > **AB**.

Toutes les manœuvre peuvent être effectuées en manuel après avoir centré la croix dans le cercle central en appliquant la poussée pour annuler **dV**. La croix du vecteur de décalage est très sensible et se déplace au moindre écart.

Orbital.

ORBITAL

<div>  40 </div>	<div>  41 </div>	<div>  42 </div>
<div> <p>Sling shot : Assistance ou Fronde gravitationnelle.</p> <p>On se sert de l'attraction et de la vitesse d'une planète intermédiaire pour modifier la trajectoire du vaisseau et l'envoyer vers un autre astre en dépensant moins de carburant. Il faut que les positions relatives des planètes soient favorables pour obtenir le résultat escompté.</p> <p>* La fonction Sling-Shot est similaire à Orbit-Eject et impose Course comme fonction implicite pour recevoir les données. Target Intercept sera généralement le module utilisé pour déterminer la trajectoire.</p> <p>Sling-Shot crée des données d'allumage pour réaliser un allumage correctif en étant certain que le vecteur d'éjection sera le même que celui calculé par le programme de Course pour le nouvel objectif comme cible.</p> <p>* L'approche Pro-grade permet d'augmenter la vitesse par rapport à l'attracteur local prépondérant et à éjecter vers l'extérieur.</p> <p>* L'approche Retro-grade permet de diminuer la vitesse par rapport à l'attracteur local prépondérant et à éjecter vers l'intérieur.</p> <div> <div>Modes de contournement</div> <div> <div></div> <div></div> </div> <div> Retrograde Prograde </div> </div> <p>Message d'erreur.</p> <p>No data available from Course program :</p> <ul style="list-style-type: none"> * Target Intercept n'est pas activé. * MFD de Sling-Shot non couplé à Course. * [Src / Ref / Tgt] incorrect dans Course. </div>	<div> <p>Seules autres données modifiables : TEj (GET) qui permettent de modifier le moment et le point d'éjection mais en principe il vaut mieux allumer dès que possible et on n'y touche pas.</p> <p>Paramètres de la trajectoire. <i>(Les effets)</i></p> <p>EjA : Angle d'éjection.</p> <p>LAN : longitude du nœud ascendant.</p> <p>EIn : Inclinaison équatoriale de l'éjection.</p> <p>PeA : Altitude du périée de la trajectoire.</p> <p>PeT : Temps pour atteindre le périastre.</p> <p>C3 : Energie orbitale courante.</p> <p>oV : Vitesse en sortie.</p> <p>Procédure pour établir un Sling-Shot.</p> <ol style="list-style-type: none"> 1) Déterminer une configuration planétaire et une date d'éjection initiale qui soient favorable à l'établissement d'une assistance gravifique. 2) Établir en premier une trajectoire qui nous amène vers la première planète intermédiaire. 3) Quand l'influence de la planète intermédiaire commence à se faire sentir ($G \approx 0,2$) on fait une correction de trajectoire avec Target Intercept pour qu'elle nous rapprocher le plus possible de la planète de destination finale lu sur Map. 4) Quand l'influence de la planète intermédiaire devient prépondérante ($G > 0,5$) on utilise SlingShot pour faire l'allumage en le couplant au module Target Intercept pour régler le temps d'arrivée prévu à la planète finale et pour avoir un BT le plus faible possible. </div>	<div> <p>1^{ière} correction en approche de la planète intermédiaire.</p> <p>IMFD de droite :</p> <ul style="list-style-type: none"> • MNU > Map > TGT > intermédiaire > Dsp > Cnt > x > PG > Soi > PRJ pour Self > <p>IMFD de gauche :</p> <ul style="list-style-type: none"> • PG > Src > x > • PG > Prv pour Indexer Target Intercept > + pour avoir le menu > Planet Approach > Set > • REF > intermédiaire > • Indexer EqI > Set > nnn > • Indexer PeA > Set > nnn > • PG > BV > AB. <p>Données d'un vol historique par exemple.</p> <p>Deuxième correction en route.</p> <p>MFD de droite :</p> <ul style="list-style-type: none"> • SEL > Orbit > REF > intermédiaire > • Attendre l'influence d'intermédiaire à G 0.20 > • SEL > Interplanetary > revenir à Map > • TGT > finale > Z+ à la demande > Vérifier Ref "finale" (weak) > <p><i>On note certainement un PeA assez éloigné.</i></p> <ul style="list-style-type: none"> • PG > Plan pour afficher la route calculée > <p>IMFD de gauche :</p> <p>On va ajuster PeA sur intermédiaire dans Course pour minimiser PeA calculé pour finale et surveillé sur Map à droite.</p> <p>Si la route calculée est instable : MOD 3 fois > Accuracy > Set > 1 (Pour MAX) > MOD ></p> <ul style="list-style-type: none"> • En ajustant finement PeA à gauche on arrive en général à un PeA calculé pour finale inférieur à 1 AU valeur parfaitement convenable > </div>
Assistance gravitationnelle - 1	Assistance gravitationnelle - 2	Assistance gravitationnelle - 3
<div> <div></div> <div></div> <div></div> <div></div> <div>Sling Shot</div> </div>	<div> <div></div> <div></div> <div></div> <div></div> <div></div> </div>	<div> <div></div> <div></div> <div></div> <div></div> <div></div> </div>



43

- **PG > BV** > Annuler **Plan** à droite pour afficher sur **Map** la trajectoire courante.
- **AB > BV**.

Augmentation de 0V avec Sling-Shot.

MFD de droite :

- **SEL > Orbit** > Attendre **G 0.50** en Soi >

IMFD de gauche :

- **Indexer Planet Approach** > + pour le menu >
- **Target Intercept > Set > TGT > finale** >
- Vérifier **Src "Intermédiaire"** et **Ref Sun** >
- **Sélectionner Off plane**.

MFD de droite :

- **SEL > Interplanetary** >
- **MNU > Sling-shot > Course** est imposé >
- Choisir **Pro-grade** ou **Retro-grade** >
- Modifier **Tin** à gauche pour minimiser **BT**. L'arrivée réelle **historique** correspond à un **MJD nnnn.n** que l'on peut donner en préambule :
- **MNU > MOD > +** pour **MJD > MNU > Course** >
- **Indexer MJD > Set > nnnn.n** >

En général BT diminue ainsi que Tin

Il est souvent possible de s'en tenir à la date d'arrivée historique. Mais en affinant **MJD** en Adj-100x, 10x et 1x avec le bouton - on peut souvent réduire **BT**. *(Et diminuer le temps du voyage)* Une fois les paramètres optimisés :

- **AB > BV**.

La suite de la mission une fois la planète intermédiaire survolée est banale. Corrections en route avec **Planet Intercept**, puis ajustements fins à l'arrivée, ou préparation pour une autre assistance gravifique éventuelle.

Assistance gravitationnelle - 4



44

Le module **Tangeantial Transfer** qui permet le calcul d'une trajectoire tangentielle entre les orbites de deux corps dépendant d'un même astre de référence est bien adapté pour intercepter un satellite ou une station orbitale.

- **Les plans orbitaux doivent être alignés.**
- L'orbite de la source peut être hyperbolique mais **l'orbite de l'objectif doit être elliptique** ou circulaire par rapport au corps de référence.

- **MNU > Course > Tangeantial Transfer** >
- **Set** pour valider ce choix.
- **TGT > ISS** >

En général la distance prévue à TEj = 0 sera très importante. Les rayons blanc et jaune pointillé qui correspondent à la position de rencontre après allumage ne sont pas confondus.

- **Next** pour aller sur **TEj**. **TEj** donne le temps d'attente pour l'allumage. Pour une rencontre précise. Les deux rayons seront confondus.
- Modifier la valeur pour minimiser **Dis**. Procéder avec finesse car **Dis** varie rapidement avec le temps. (**Dis** ≈ 5k sera convenable)
- Faire avancer le temps jusqu'à ce que **TEj** ≈ 150 pour laisser le temps au vaisseau de s'orienter
- **PG > BV > AB** pour activer l'auto burn.

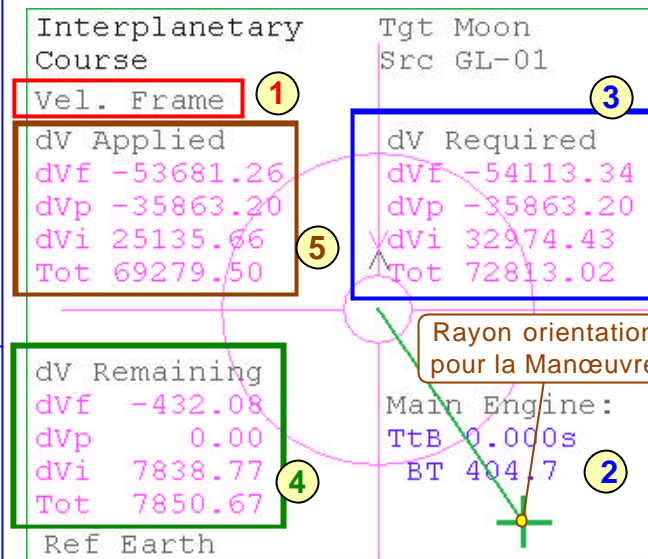
Faciliter la jonction.

- Attendre la distance minimale : **SEL > Docking > TGT > ISS** >
- Égaliser les vitesses à distance minimale : **BV > MNU > Orbital > TGT > ISS** >
- Quand la distance est faible : **VeM > AB**.

Interception d'une station.



45



Contrôle de l'allumage :

BV est la touche d'appel de la **mire d'allumage** qui permet éventuellement de réaliser une poussée en manuel en centrant la croix.

(Les touches Z+ et Z- sont ignorées)

1 : Système de référence. En général c'est le mode **Vel.Frame** qui définit un système de référence dans lequel **dVf** pointe dans la direction du déplacement, **dVp** pointe dans la direction perpendiculaire au plan de l'orbite et **dVi** pointe vers l'intérieur de l'orbite perpendiculairement au plan formé par les deux directions précédentes. (Voir p20)

2 : Temps avant l'allumage calculé et durée de la combustion pour la manœuvre. Peut sélectionner automatiquement les RCS.

3 : Données utilisables pour le calculateur de bord AGC dans les missions Apollo.

Orientation et moteurs - 1

DIVERS

AB



46

Pour des raisons de compatibilité avec le calculateur AGC d'Apollo, la direction **Normal +** dans Orbiter correspond à une valeur négative de **dvp** afin de transmettre correctement les valeurs du vecteur vitesse.

4 : Modifications qui restent à appliquer.

5 : Données actuelles du vecteur vitesse.

- La mire est centré sur l'avant du vaisseau.
- La croix verte représente le vecteur cible. Pour orienter avant une manœuvre il faut centrer la petite croix. Attitude parfaite elle devient blanche. Pour centrer la croix en mode manuel, il faut déplacer le nez du vaisseau dans la direction de la petite croix verte en utilisant les axes de tangage et le lacet.

La poussée en mode Delta Velocity.

(Complément aux pages 20, 21, 22 et 10)

Delta Velocity peut être utilisé pour augmenter ou diminuer la vitesse du vaisseau. Lorsque vous utilisez cette fonction, le temps à l'éjection **TEj** doit être supérieur à 3 secondes.

En dessous de 3 secondes, les paramètres de ciblage ne sont plus mis à jour.

Delta Velocity utilise **Off-Axis** par défaut, cette option et ne peut pas être changée.

Quand la planification des brûlures dépasse les 1800 secondes, la trajectoire n'est plus affichée, utiliser alors la fonction **Map** dans ce but.

Si **AB** ne se déclenche pas, vérifier que l'un des moteurs ne soit pas resté en poussée résiduelle. En particulier "*" ne coupe pas les Hovers. Donc vérifier avec "**Del pavé num**".

Orientation et moteurs - 2



47

Ce module facilite à partir du sol la mise en orbite basse qui sert de préalable à une éjection avec **Course**, **Base Approach** ou **Slingshot**.

Il ne fait pas d'allumage automatique mais sert **uniquement de guide** pour faciliter le pilotage en montée durant une phase de lancement manuel.

Utilisation standard. (Départ vers une planète)

- 1) À gauche activer **Target Intercept** >
- 2) À droite activer **Surface Launch**, le coupler en **Shared ID-0** comme module de calcul >
- 3) Choisir **Course-Program** pour recevoir les données issues de **Target Intercept** >
- 4) Attendre **Time** = 0 en **4** et procéder au lancement en s'aidant des informations **3**.
- 5) Orbite établie, passer en **Orbit-Eject** à droite et procéder à une éjection classique.

Messages d'erreur.

Invalid Target :

- * Recevant les données du module **Course** il ne faut pas désigner de cible. **TGT** > ➡ >

No data available from course program :

- * Il faut coupler **Surface Launch** à l'un des modules de calcul **Course**, **Base Approach**...
- * **Course Program** refuse **Moon**, **ISS** et **MIR** comme cible **Tgt** sur le module de calcul **Course** car ce sont des objectifs typiques pour l'option **Lunar off-plane**.

Target is required :

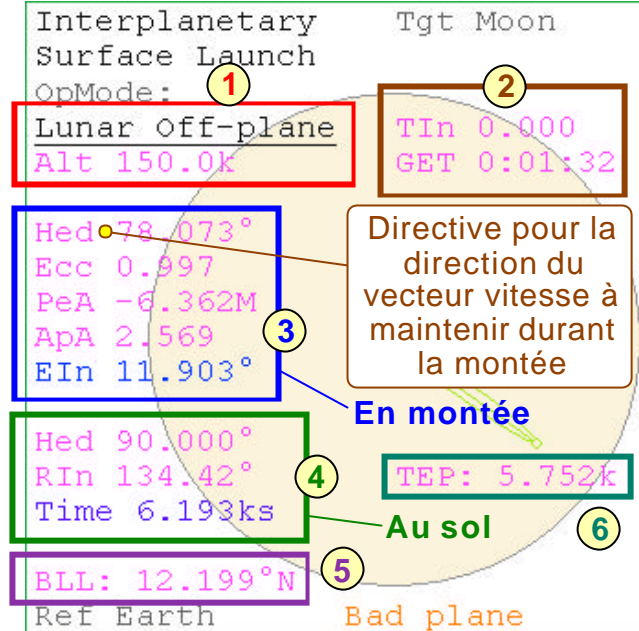
- * Avec l'option **Lunar off-plane** il n'est pas utile de coupler à un autre module de calcul mais il faut impérativement désigner comme **Tgt** un satellite naturel ou artificiel de l'astre duquel on effectue le lancement.

Surface launch - 1

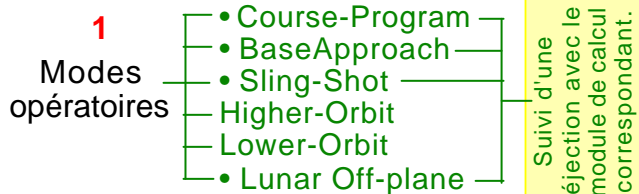
Launch



48



Tant que **EIn** > 1° il y a affichage du message d'alerte "**Bad Plane**" qui précise que la trajectoire du vaisseau est trop en dehors du plan orbital de la cible. Soit nous ne sommes pas encore dans une bonne fenêtre de lancement (Il y en a deux par jour) et devons attendre que **Time** = 0, soit on se trouve en phase de lancement et l'on s'écarte trop du cap préconisé.



Lunar off-plane est une option spécialisée dans les lancements vers la Lune ou vers une station.

Surface launch - 2



49

Alt dans **1** : Simple rappel de l'altitude de sécurité pour rester au dessus de l'atmosphère dense. (*150k pour la Terre, 90 k pour Mars*)

2) Temps et date ou heure prévue pour l'insertion en orbite de capture.

3) Aide au pilotage durant l'ascension.

Hed : Cap sur lequel il faut maintenir le vecteur vitesse ⊕ pour optimiser le lancement. C'est avec l'axe de Lacet que l'on dirige ⊕.

Ecc : Excentricité de l'orbite courante.

PeA : Altitude du périée de l'orbite actuelle.

ApA : Altitude de l'Apogée.

EIn : Écart angulaire entre le vecteur vitesse actuel et la direction optimale.

4) Conditions au sol.

Hed : Indique le cap optimal pour lancer et profiter au maximum de la rotation d'astre.

Rin : Inclinaison entre l'orbite de transfer et l'orbite de la cible.

Time : (Décompte de lancement) Meilleur moment pour lancer. Il y en a deux par 24 heures. On peut lancer à tout moment en suivant le cap **Hed** des données en temps réel mais alors le lancement ne sera pas optimal.

Les conditions au sol de lancement disparaissent après le décollage.

5) BLL : Meilleure latitude pour le lancement afin de profiter au mieux de la rotation planétaire, mais on n'est pas obligé de la respecter car il n'ya pas forcément une base.

6) TEP : Temps approché avant de pouvoir faire la phase d'éjection de l'orbite. (*TLI par exemple*)

Surface launch - 3



50

- Dans tous les cas l'objectif au lancement consiste à établir une orbite de sécurité présentant un **EIn** le plus faible possible au MECO. (*Main Engine Cut Off*)
- Dans tous les cas, une fois avoir établi l'orbite d'attente de sécurité bien au dessus de l'atmosphère, on utilise les fonctions classiques d'IMFD pour procéder à l'éjection. On peut configurer IMFD à gauche dans ce but avant le décollage pour anticiper la préparation.

Cas particulier : Lancer vers la Lune.

- Configurer le HUD en mode **SRFCE**.
- À gauche :**
- **SEL** > **Orbit** > **PRJ** pour **SHP**.
- À droite :**
- **SEL** > **Interplanetary** > **MNU** >
 - **Surface launch** > Choisir **Lunar Off-Plane** >
 - **TGT** > **moon** ➡ > (*Ou ISS ou MIR ...*)
 - La valeur informative de **Alt** peut être modifiée mais en principe elle est correcte par défaut. Il ne reste plus qu'à procéder au lancement comme indiqué onglet **Lancer**. Une fois en orbite basse, on se retrouve dans les conditions classiques d'une éjection standard.
- VARIANTE : Lune d'une autre planète.**
- On peut aussi utiliser **Lunar Off-Plane** mais de façon un peu particulière car **Time** ne donne pas de bonnes informations.
- **TGT** > la lune à atteindre ➡ >
 - Pour mémoire ajuster **Alt** à 90k. (*Mars*)
 - Faire avancer le temps jusqu'à ce que la variable **EIn** avoisine zéro et procéder au lancement comme indiqué onglet **Lancer**.

Surface launch - 4



51

Procéder au lancement :

- 1) HUD en mode **SRFCE** pour surveiller le cap, procéder au décollage et rentrer le train.
- 2) Stabiliser l'altitude et prise du cap conseillé par **Hed** en gérant le vol avec le roulis.
- 3) Ailes maintenues bien à plat (*Roulis nul*) cabrer de 70° à 80° et augmenter l'altitude.
 - En Lacet maintenir ⊕ sur le cap préconisé par **Hed** en décalant ↗ vers la droite ou vers la gauche de 1° à 5°.
 - Surveiller la valeur de **ApA**. Quand elle devient égale à celle de sécurité mémorisée par **Alt** couper les moteurs.
- 4) Un peu avant l'arrivée à l'apogée, réduire le cabrage et poussée maximale pour prendre de la vitesse et relever la valeur du périée **PeA**.
 - En Lacet maintenir ⊕ sur le cap préconisé par **Hed** en décalant ↗ vers la droite ou vers la gauche de 1° à 5°.
 - Maintenir ⊕ juste au dessus de l'horizon pour ne pas laisser l'orbite redescendre. Éventuellement quelques degrés en dessous pour éviter que **ApA** n'augmente.
 - Surveiller la valeur de **PeA**. Quand **Ecc** avoisine 0.1 réduire la poussée des moteurs.

Ne pas hésiter à faire passer ⊕ sous l'horizon pour éviter une augmentation inutile de PeA et surtout favoriser la prise indispensable de vitesse orbitale.

- 5) Quand **PeA** avoisine **Alt** couper les moteurs.
- Le lancement en orbite d'attente est terminé. Il importe maintenant de procéder au RDV ou à l'éjection par les techniques habituelles.*

Surface launch - 5

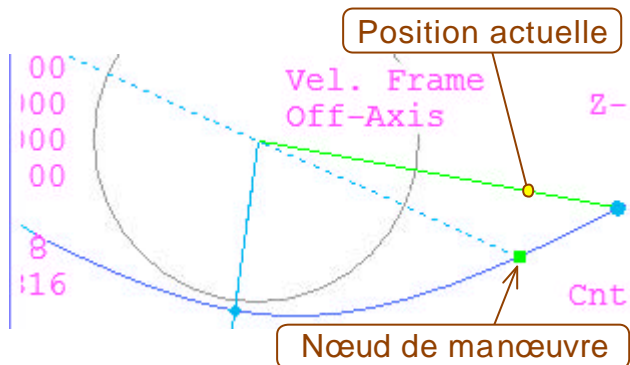
Lancer



52

Amélioration de l'inclinaison RIn :

Le meilleur moment pour l'allumage étant situé à un point nodal, on corrigera avant d'initier l'insertion en orbite. À ce stade du vol on réaligne pour $\approx 2s$ d'allumage par degré de correction qui est très économe. Reprendre l'approche au point où $G > 0.4$ on a un point nodal repéré par \square ou \blacksquare et situé avant l'arrivée au périgée.



- **MNU** > **Delta Velocity** > **Set** >
- Valider **Vel. Frame** de $\left| \begin{array}{l} \text{P30 LVLH.} \\ \text{Vel.Frame} \end{array} \right|$
- Modifier **TEj** pour amener l'allumage au point nodal de correction de trajectoire. (Rayon bleu sur le carré vert proche du périgée)
- Vérifier que **dVf** = 0.
- Indexer **dVp** et le faire varier pour obtenir la valeur **RIn** désirée.
- **PG** puis **AB** pour engager l'automatisme. Dès que le vaisseau atteindra le nœud de mise à feu la manœuvre sera déclenchée.
- Indexer **dVp** et le remettre à 0.00 pour préparer sans plus attendre l'insertion en orbite.



53

À gauche :

- Ouvrir **Interplanetary** > **MNU** > **Course** >
- **Target Intercept** > **Set** > **TGT** > **moon** >
- Vérifier **Ref Earth** et **Src AS-50N**.

À droite :

- **SEL** > **Interplanetary** > **MNU** >
- **Map** > **TGT** > **moon** > **Cnt** > **p-moon** >
- **Sel** pour **Ref Moon** >
- **À gauche** : • **SEL** pour **Operation Modes** >

- Valider **Vel. Frame** de $\left| \begin{array}{l} \text{Off-set Disabled} \\ \text{Ecl-Sphère} \\ \text{Vel.Frame} \end{array} \right|$
- Valider **Retrograde**.
- Imposer les valeurs de décalage données p54 :
Lon = $n.nn^\circ$ **Lat** = $n.nn^\circ$ **Rad** = $n.nM$
- **MOD** pour revenir à **Target Intercept** >
- **Off-Axis** en **TLI** ou **LOI**, **Realtime** si **MCC**.
- Ajuster **TEj** pour minimiser **Tot**

Lorsque l'on consulte l'écran de **Map** on doit surveiller les valeurs de trois paramètres :

GET : Heure d'arrivée réelle à la Lune.

PeA : Altitude du périlune.

Eql : Inclinaison orbitale sur l'équateur lunaire.

Il convient d'ajuster les paramètres de décalage **Lon**, **Lat** et **Rad** pour que les données affichées sur **Map** respectent le vol réel. Les paramètres requis dépendent de l'orbite terrestre initiale.

Procédure :

Étape 1 : Nous voulons une altitude de 110km au périlune. $\text{Rad} = 1.738M + 0.1M$. Si **Eql** est correcte, sauter les étapes 2 et 3.

Étape 2 : **Eql** doit être aussi proche que possible de 180° . Pour Apollo 11 on ne



54

dépasse pas beaucoup 176° . La meilleure façon d'ajuster cette valeur consiste à modifier **Lat**. Procéder par essais successifs.

Étape 3 : Reprendre 1 car 2 affecte l'altitude

Étape 4 : Observer **GET** à gauche et à droite.

Si on arrive en retard, augmenter **Lon** de 1° .

Si on arrive en avance diminuer **Lon** de 1° .

La correction à mi-course peut exiger une manœuvre aussi bien dans le sens **PROgrade** que dans le sens **RETROgrade**. Il est alors possible d'utiliser la procédure **Delta Velocity** pour augmenter ou diminuer la vitesse du vaisseau.

Vol	Lon	Lat	Rad	TLI	LOI
11	6.0°	6.5°	7.92M	2:44:16	75:54:28
12	19.5°	14.0°	15.25M	2:47:22	83:22:53
13	0.7°	4.0°	8.9M	2:35:46	77:26:00
14	18°	10.0°	14.9M	2:28:32	81:56:40
15	-12°	-7.8°	9.29M	2:51:00	78:26:00
16	3°	10.4°	9.57M	2:35:52	74:26:00
17	17°	-16.2°	10.34M	3:14:40	86:13:00

Apollo	Lon	Lat	Rad	MCC
11	-16.5°	2.3°	10.15M	26:44:58
12	-2.0°	13.2°	10.86M	30:52:00
13	-19.7°	1.1°	10.63M	30:40:49
14	-9.2°	6.2°	11.95M	30:36:07
15	-20°	-8.4°	10.62M	28:40:22
16	-15.3°	6.3°	10.78M	30:39:00
17	-10.2°	-11.2°	11.82M	35:29:59

Ajuster l'inclinaison RIn.

Ajst Rin

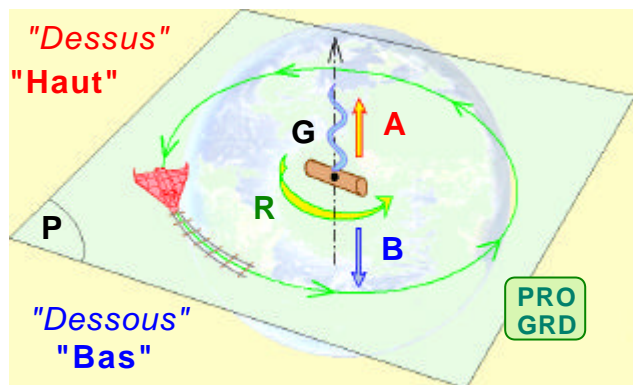
Procédures Offset pour Apollo - 1

Apollo

Procédures Offset pour Apollo - 2



55



Le vaisseau se déplace sur une trajectoire tracée en vert dont le plan orbital **P** passe forcément par **G** le centre de gravité de l'attracteur local prépondérant. (Qui génère cette orbite de capture) Sur le dessin le vaisseau est orienté en PRO GRADE, c'est à dire que son nez est dirigé vers l'avant du vecteur vitesse. Il est positionné "à plat" sur le plan orbital, exactement comme un train sur des rails. Le critère important à retenir est le **sens de rotation R** suivi par l'astronef sur son orbite. Plaçons maintenant un Tire-bouchons standard (Dont l'hélice est orientée à droite) sur l'axe normal à notre orbite passant par **G**. Quand on le fait tourner avec la même giration **R** il se déplace axialement dans le sens **A**. Par convention, **A** va représenter le **Haut** ou le **Dessus** de notre trajectoire, qu'elle soit ouverte ou fermée. Toujours par convention, le sens contraire **B** sera considéré comme le **Bas** ou le **Dessous**.

Les orientations effectuées par le pilote automatique d'Orbiter sont toujours **basées sur le vecteur vitesse V** qui construit la trajectoire et

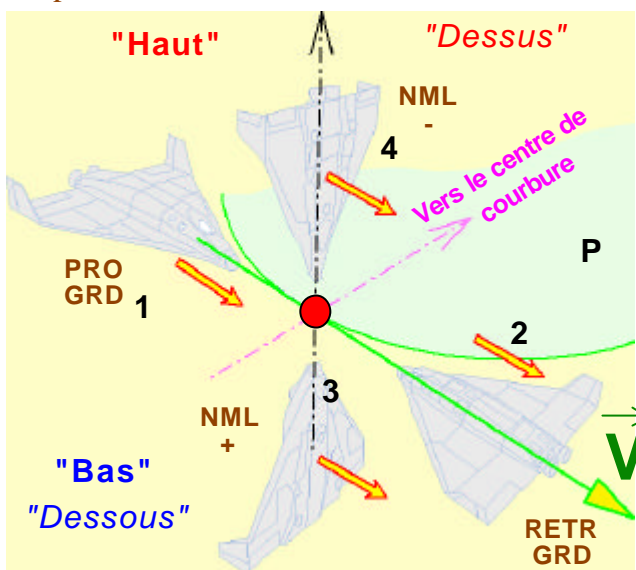
Conventions du pilote automatique - 1

P.A.				



56

respectent les conventions énoncées ci-dessous.



Le disque rouge représente la **position du vaisseau** sur l'orbite tracée en vert qui induit le plan **P** teinté en vert clair. Le vecteur rose pointe le **centre de courbure de la trajectoire** au point considéré. Pour toutes les orientations l'astronef est représenté un peu décalé, avec la flèche jaune et rouge qui symbolise sa vitesse orbitale au point considéré.

Conventions du pilote automatique.

PRO GRD : Vaisseau à plat sur l'orbite, plafond vers le **Haut**, raison pour laquelle il se trouve perpendiculaire à l'horizon local. L'aile gauche est alors dirigée vers le centre de courbure de la trajectoire.

RETR GRD : Vaisseau toujours "à plat" sur **P** mais circule à contre-sens. Son aile droite

Conventions du pilote automatique - 2



57

pointe dans ce cas le centre de courbure de la trajectoire.

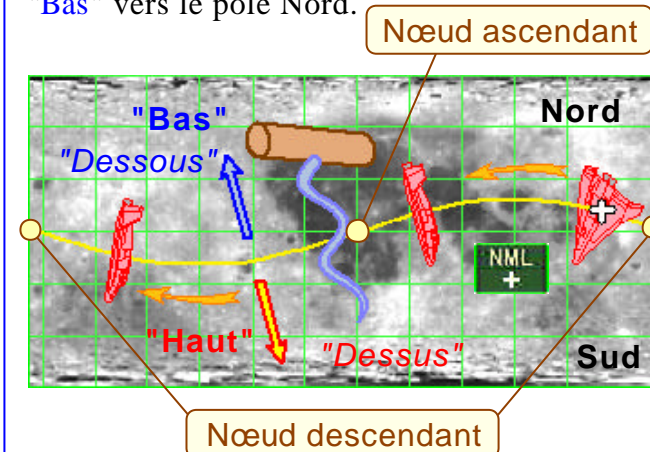
NML + : Pointant le **Haut**, le vaisseau présente son ventre vers le sens du déplacement, l'aile gauche est dirigée vers le centre de courbure.

NML - : Pointant le **Bas**, le vaisseau présente son ventre vers le sens du déplacement, l'aile droite est dirigée vers le centre de courbure.

Nœud ascendant / Nœud descendant.

Nœud ascendant □ / Nœuds descendant ■.

ATTENTION : Il ne faut pas croire que le nœud ascendant se rencontre quand on va vers le Nord et le nœud descendant quand on se dirige vers le sud. Rien à voir. **C'est uniquement le sens de déplacement sur l'orbite qui détermine le "Haut" et le "Bas"** et par voie de conséquence l'attribut des nœuds. Par exemple, sur une orbite Rétrograde globalement équatoriale, le **"Haut"** est vers le pôle Sud et le **"Bas"** vers le pôle Nord.



Conventions du pilote automatique - 3

Nœuds				