

Terre → Mars: fenêtres, transfert, corrections et arrivée

Comprendre le problème avant les équations

Question de départ — Terre → Mars: fenêtres, transfert, corrections et arrivée: comment « Vérification » agit-il sur « Calculer un angle de phase simplifié », et quel repère issu de « Le problème de Lambert: rejoindre deux positions en un temps donné » permet de vérifier la décision?

Intuition. Dans le transfert de Hohmann idéal, le véhicule parcourt 180° autour du Soleil pendant environ 259 jours. Mars continue sa propre orbite pendant ce temps.

1

Vérification

Dans le transfert de Hohmann idéal, le véhicule parcourt 180° autour du Soleil pendant environ 259 jours.

2

Calculer un angle de phase simplifié

Dans le transfert de Hohmann idéal, le véhicule parcourt 180° autour du Soleil pendant environ 259 jours.

3

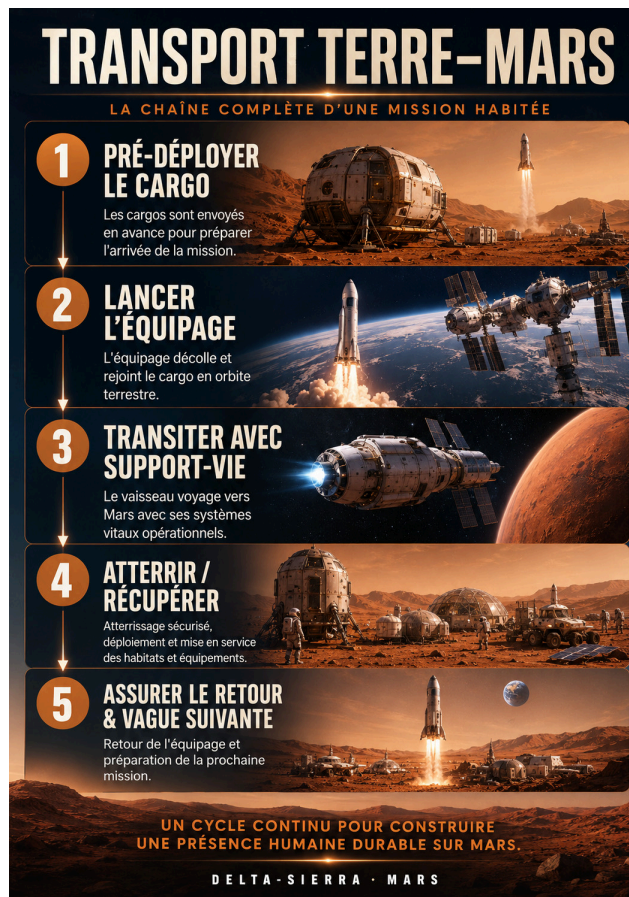
Le problème de Lambert: rejoindre deux positions en un temps donné

Dans le transfert de Hohmann idéal, le véhicule parcourt 180° autour du Soleil pendant environ 259 jours.

Repère concret. Dans le transfert de Hohmann idéal, le véhicule parcourt 180° autour du Soleil pendant environ 259 jours.

- Vérification — Dans le transfert de Hohmann idéal, le véhicule parcourt 180° autour du Soleil pendant environ 259 jours.
- Calculer un angle de phase simplifié — Dans le transfert de Hohmann idéal, le véhicule parcourt 180° autour du Soleil pendant environ 259 jours.
- Le problème de Lambert: rejoindre deux positions en un temps donné — Dans le transfert de Hohmann idéal, le véhicule parcourt 180° autour du Soleil pendant environ 259 jours.





Transport Terre-Mars: une mission crédible relie cargo, équipage, [support-vie](#), atterrissage, retour et cadence des vagues suivantes.

Aller de la Terre à Mars n'est pas « viser Mars et allumer les moteurs ». Les deux planètes se déplacent autour du Soleil, et la trajectoire interplanétaire est elle-même une orbite solaire. Ce module relie [période synodique](#), [fenêtre de lancement](#), transfert de [Hohmann](#), vitesse hyperbolique, corrections de trajectoire et arrivée.

RAMPE ZÉRO PRÉREQUIS · MODULE 07

Comprendre avant de calculer

La Terre et Mars tournent autour du Soleil à des vitesses différentes. Une mission interplanétaire doit partir dans une fenêtre où la géométrie future permet au véhicule et à Mars d'arriver au même endroit.

Progression du module — [fenêtre de lancement](#); angle de phase; C3; correction de trajectoire.

fenêtre de lancement

Définition. Une fenêtre de lancement est une [période](#) où la géométrie, l'énergie et les contraintes de mission permettent un départ vers l'objectif prévu.

Exemple. Pour Terre-Mars, les fenêtres énergétiquement favorables reviennent approximativement tous les 26 mois selon le type de transfert.

Piège. Une fenêtre n'est pas une date magique unique: elle possède une largeur et dépend de l'architecture, du lanceur et du temps de vol.

Contrôle mental. Une fenêtre n'est pas seulement une date: elle combine géométrie planétaire, énergie et contraintes du lanceur. Un départ décalé doit donc modifier au moins l'une de ces conditions.

Exercice guidé — fenêtre de lancement

Situation à reconnaître. Une fenêtre de lancement est une période où la géométrie, l'énergie et les contraintes de mission permettent un départ vers l'objectif prévu.

Vérification demandée. Une fenêtre n'est pas seulement une date: elle combine géométrie planétaire, énergie et contraintes du lanceur. Un départ décalé doit donc modifier au moins l'une de ces conditions.

Erreur à écarter. Une fenêtre n'est pas une date magique unique: elle possède une largeur et dépend de l'architecture, du lanceur et du temps de vol.

Corrigé raisonné

Sens précis

Une fenêtre de lancement est une période où la géométrie, l'énergie et les contraintes de mission permettent un départ vers l'objectif prévu.

Test du cas

Une fenêtre n'est pas seulement une date: elle combine géométrie planétaire, énergie et contraintes du lanceur. Un départ décalé doit donc modifier au moins l'une de ces conditions.

Piège exclu

Une fenêtre n'est pas une date magique unique: elle possède une largeur et dépend de l'architecture, du lanceur et du temps de vol.

Conséquence opérationnelle

Pour dimensionner ou piloter à partir de ce point, on ne conserve le résultat qu'après ce contrôle: Une fenêtre n'est pas seulement une date: elle combine géométrie planétaire, énergie et contraintes du lanceur. Un départ décalé doit donc modifier au moins l'une de ces conditions.. Le piège « Une fenêtre n'est pas une date magique unique: elle possède une largeur et dépend de l'architecture, du lanceur et du temps de vol. » définit le cas qui oblige à revenir en arrière.

angle de phase

Définition. L'angle de phase décrit la position relative de deux planètes autour du Soleil au départ pour un transfert donné.

Exemple. Mars doit se trouver en avance dans sa trajectoire pour qu'elle atteigne le point de rencontre lorsque le véhicule y arrive.

Piège. Viser la position actuelle de Mars comme une cible fixe conduit à manquer la planète de millions de kilomètres.

Contrôle mental. Vérifiez qui doit être en avance et de combien: inverser l'angle de phase envoie le véhicule vers la position passée de la planète plutôt que vers sa position future.

Exercice guidé — angle de phase

Situation à reconnaître. L'angle de phase décrit la position relative de deux planètes autour du Soleil au départ pour un transfert donné.

Vérification demandée. Vérifiez qui doit être en avance et de combien: inverser l'angle de phase envoie le véhicule vers la position passée de la planète plutôt que vers sa position future.

Erreur à écarter. Viser la position actuelle de Mars comme une cible fixe conduit à manquer la planète de millions de kilomètres.

Corrigé raisonné

Sens précis

L'angle de phase décrit la position relative de deux planètes autour du Soleil au départ pour un transfert donné.

Test du cas

Vérifiez qui doit être en avance et de combien: inverser l'angle de phase envoie le véhicule vers la position passée de la planète plutôt que vers sa position future.

Piège exclu

Viser la position actuelle de Mars comme une cible fixe conduit à manquer la planète de millions de kilomètres.

Conséquence opérationnelle

Pour dimensionner ou piloter à partir de ce point, on ne conserve le résultat qu'après ce contrôle: Vérifiez qui doit être en avance et de combien: inverser l'angle de phase envoie le véhicule vers la position passée de la planète plutôt que vers sa position future.. Le piège « Viser la position actuelle de Mars comme une cible fixe conduit à manquer la planète de millions de kilomètres. » définit le cas qui oblige à revenir en arrière.

Quantification

angle de phase: relation qualitative ici; aucune unité intrinsèque.

Vérification

angle de phase: confronter conclusion, contrôle et piège de la carte.

C3

Définition. C3, énergie caractéristique, est le carré de la [vitesse](#) hyperbolique excédentaire v_∞ par rapport au corps de départ ou d'arrivée selon le contexte.

Exemple. Une performance lanceur peut être présentée en masse injectée pour différentes valeurs de C3.

Piège. C3 n'est pas un [delta-v](#) et son unité est une vitesse au carré, par exemple km^2/s^2 .

Contrôle mental. C3 est lié au carré de la vitesse hyperbolique excédentaire; il ne peut pas devenir négatif dans cette définition d'énergie de départ hyperbolique.

Exercice guidé — C3

Situation à reconnaître. C3, énergie caractéristique, est le carré de la vitesse hyperbolique excédentaire v_∞ par rapport au corps de départ ou d'arrivée selon le contexte.

Vérification demandée. C3 est lié au carré de la vitesse hyperbolique excédentaire; il ne peut pas devenir négatif dans cette définition d'énergie de départ hyperbolique.

Erreur à écarter. C3 n'est pas un delta-v et son unité est une vitesse au carré, par exemple km^2/s^2 .

Corrigé raisonné

Sens précis

C3, énergie caractéristique, est le carré de la vitesse hyperbolique excédentaire v_∞ par rapport au corps de départ ou d'arrivée selon le contexte.

Test du cas

C3 est lié au carré de la vitesse hyperbolique excédentaire; il ne peut pas devenir négatif dans cette définition d'énergie de départ hyperbolique.

Piège exclu

C3 n'est pas un delta-v et son unité est une vitesse au carré, par exemple km^2/s^2 .

Conséquence opérationnelle

Une performance lanceur peut être présentée en masse injectée pour différentes valeurs de C3.

correction de trajectoire

Définition. Une correction de trajectoire ajuste après le départ l'état du véhicule pour réduire l'erreur d'arrivée, compenser des dispersions et respecter la géométrie d'approche.

Exemple. Une petite correction effectuée tôt peut déplacer de beaucoup le point d'arrivée des mois plus tard.

Piège. Attendre trop longtemps peut augmenter le coût ou réduire les options de sécurité.

Contrôle mental. Une petite correction réalisée tôt peut produire un grand déplacement à l'arrivée; si votre estimation exige un énorme delta-v pour corriger une faible erreur très en amont, vérifiez la géométrie et le temps de vol.

Exercice guidé — correction de trajectoire

Situation à reconnaître. Une correction de trajectoire ajuste après le départ l'état du véhicule pour réduire l'erreur d'arrivée, compenser des dispersions et respecter la géométrie d'approche.

Vérification demandée. Une petite correction réalisée tôt peut produire un grand déplacement à l'arrivée; si votre estimation exige un énorme delta-v pour corriger une faible erreur très en amont, vérifiez la géométrie et le temps de vol.

Erreur à écarter. Attendre trop longtemps peut augmenter le coût ou réduire les options de sécurité.

Corrigé raisonné

Sens précis

Une correction de trajectoire ajuste après le départ l'état du véhicule pour réduire l'erreur d'arrivée, compenser des dispersions et respecter la géométrie d'approche.

Test du cas

Une petite correction réalisée tôt peut produire un grand déplacement à l'arrivée; si votre estimation exige un énorme delta-v pour corriger une faible erreur très en amont, vérifiez la géométrie et le temps de vol.

Piège exclu

Attendre trop longtemps peut augmenter le coût ou réduire les options de sécurité.

Conséquence opérationnelle

Ce principe devient opérationnel seulement si la mesure et le modèle racontent la même chose. Dans ce module, Une petite correction réalisée tôt peut produire un grand déplacement à l'arrivée; si votre estimation exige un énorme delta-v pour corriger une faible erreur très en amont, vérifiez la géométrie et le temps de vol.; sinon la marge ou le mode retenu doit être réévalué.

Transfert Terre–Mars : mini-leçons canoniques

Ces mini-leçons constituent la référence quantitative canonique du module. Les exemples numériques sont pédagogiques et doivent rester distingués des données de mission.

Période synodique Terre–Mars

$$1/S = |1/T_{\text{Terre}} - 1/T_{\text{Mars}}|$$

1 — Question concrète

Que permet de calculer « $1/S = |1/T_{\text{Terre}} - 1/T_{\text{Mars}}|$ » dans le contexte de «Période synodique Terre–Mars» ?

2 — Intuition sans symboles

La géométrie relative Terre–Mars se répète selon la différence de leurs rythmes orbitaux, pas selon l'une des deux périodes prise seule.

3 — Grandeurs

S : période synodique ; T_{Terre} , T_{Mars} : périodes orbitales.

4 — Formule

$$1/S = |1/T_{\text{Terre}} - 1/T_{\text{Mars}}|$$

5 — Lecture

Lire la relation « $1/S = |1/T_{\text{Terre}} - 1/T_{\text{Mars}}|$ » en nommant explicitement chaque opération.

6 — Symboles et sens

S : période synodique ; T_{Terre} , T_{Mars} : périodes orbitales.

7 — Prononciation

Dire les indices, exposants, lettres grecques et opérations de façon à permettre à une autre personne de reconstruire la relation sans voir la page.

8 — Unités

Toutes les périodes dans la même unité, typiquement jours.

9 — Convention

Conserver le même repère, la même convention de signe, la même base de temps et la même frontière de système pendant tout le calcul.

10 — Pourquoi cette opération

Les fréquences orbitales se soustraient ; l'inverse de la fréquence relative donne le temps de répétition.

11 — Hypothèses

Modèle moyen des périodes orbitales, sans correction fine de géométrie réelle.

12 — Contrôle d'unités

Toutes les périodes dans la même unité, typiquement jours. Vérifier que les unités se simplifient jusqu'à celle de la grandeur recherchée.

13 — Cas numérique

Avec $T_{\text{Terre}} = 365,25$ j et $T_{\text{Mars}} = 686,98$ j, $S \approx 779,9$ j, soit environ 25,6 mois.

14 — Pourquoi le calcul fonctionne

Les fréquences orbitales se soustraient ; l'inverse de la fréquence relative donne le temps de répétition.

15 — Contrôle algébrique

$1/S$ doit être proche de $0,00128 \text{ j}^{-1}$.

16 — Estimation mentale

La répétition est un peu supérieure à deux ans terrestres.

17 — Interprétation

S donne l'échelle des opportunités géométriques, pas une date de lancement précise.

18 — Ce que le résultat ne prouve pas

Ce résultat ne démontre ni la validité universelle du modèle ni la qualité des données d'entrée ; il vaut uniquement pour les hypothèses et le scénario déclarés ici.

19 — Sensibilité

De petites variations des périodes moyennes modifient S parce qu'on inverse une petite différence.

20 — Exercices guidé et autonome

Exercice guidé. $T_1 = 365 \text{ j}$ et $T_2 = 700 \text{ j}$.

Correction guidée détaillée — ouvrir après avoir essayé

$1/S = |1/365 - 1/700| \approx 0,001311$; $S \approx 762,8 \text{ j}$.

Exercice autonome. $T_1 = 365,25 \text{ j}$ et $T_2 = 650 \text{ j}$.

Correction autonome — ouvrir après avoir essayé

$1/S \approx 0,001199$; $S \approx 833,8 \text{ j}$.

21 — Décision mission

Utiliser la période synodique pour cadrer les fenêtres, puis passer à une éphéméride réelle pour la mission.

Vitesse angulaire moyenne

$$n = 360^\circ / T$$

1 — Question concrète

Que permet de calculer « $n = 360^\circ / T$ » dans le contexte de «Vitesse angulaire moyenne» ?

2 — Intuition sans symboles

La vitesse angulaire moyenne indique combien de degrés orbitaux sont parcourus par unité de temps.

3 — Grandeurs

n : vitesse angulaire moyenne ; T : période orbitale.

4 — Formule

$$n = 360^\circ / T$$

5 — Lecture

Lire la relation « $n = 360^\circ / T$ » en nommant explicitement chaque opération.

6 — Symboles et sens

n : vitesse angulaire moyenne ; T : période orbitale.

7 — Prononciation

Dire les indices, exposants, lettres grecques et opérations de façon à permettre à une autre personne de reconstruire la relation sans voir la page.

8 — Unités

n en degrés/jour si T est en jours.

9 — Convention

Conserver le même repère, la même convention de signe, la même base de temps et la même frontière de système pendant tout le calcul.

10 — Pourquoi cette opération

Un tour vaut 360° ; diviser par sa durée donne le rythme moyen.

11 — Hypothèses

Mouvement moyen circulaire utilisé comme approximation pédagogique.

12 — Contrôle d'unités

n en degrés/jour si T est en jours. Vérifier que les unités se simplifient jusqu'à celle de la grandeur recherchée.

13 — Cas numérique

Mars : $n = 360/686,98 = 0,524^\circ/\text{j}$; Terre : $360/365,25 = 0,986^\circ/\text{j}$.

14 — Pourquoi le calcul fonctionne

Un tour vaut 360° ; diviser par sa durée donne le rythme moyen.

15 — Contrôle algébrique

$n \times T$ doit redonner 360° .

16 — Estimation mentale

Une planète dont la période est presque deux fois plus longue tourne environ deux fois moins vite en angle moyen.

17 — Interprétation

Le taux moyen aide à raisonner sur la phase mais ne remplace pas la position vraie sur une orbite elliptique.

18 — Ce que le résultat ne prouve pas

Ce résultat ne démontre ni la validité universelle du modèle ni la qualité des données d'entrée ; il vaut uniquement pour les hypothèses et le scénario déclarés ici.

19 — Sensibilité

À période plus longue, n diminue inversement.

20 — Exercices guidé et autonome

Exercice guidé. $T = 500 \text{ j}$.

Correction guidée détaillée — ouvrir après avoir essayé

$$n = 360/500 = 0,720^\circ/\text{j}.$$

Exercice autonome. $T = 900 \text{ j}$.

Correction autonome — ouvrir après avoir essayé

$$n = 360/900 = 0,400^\circ/\text{j}.$$

21 — Décision mission

Employer n pour les contrôles de phase rapides, puis valider avec les éphémérides.

Demi-grand axe d'un transfert de Hohmann simplifié

$$a_{\text{transfert}} = (r_1 + r_2) / 2$$

1 — Question concrète

Que permet de calculer « $a_{\text{transfert}} = (r_1 + r_2) / 2$ » dans le contexte de «Demi-grand axe d'un transfert de Hohmann simplifié» ?

2 — Intuition sans symboles

L'ellipse de transfert tangentielle relie deux rayons orbitaux ; son demi-grand axe est la moyenne de ces deux rayons.

3 — Grandeurs

$a_{\text{transfert}}$: demi-grand axe ; r_1 : rayon de départ ; r_2 : rayon d'arrivée.

4 — Formule

$$a_{\text{transfert}} = (r_1 + r_2) / 2$$

5 — Lecture

Lire la relation « $a_{\text{transfert}} = (r_1 + r_2) / 2$ » en nommant explicitement chaque opération.

6 — Symboles et sens

$a_{\text{transfert}}$: demi-grand axe ; r_1 : rayon de départ ; r_2 : rayon d'arrivée.

7 — Prononciation

Dire les indices, exposants, lettres grecques et opérations de façon à permettre à une autre personne de reconstruire la relation sans voir la page.

8 — Unités

Toutes les distances dans la même unité, par exemple UA ou km.

9 — Convention

Conserver le même repère, la même convention de signe, la même base de temps et la même frontière de système pendant tout le calcul.

10 — Pourquoi cette opération

Pour une ellipse tangentielle aux deux orbites circulaires, périhélie et aphélie valent r_1 et r_2 ; leur moyenne donne a .

11 — Hypothèses

Orbites coplanaires et circulaires dans ce modèle de premier ordre.

12 — Contrôle d'unités

Toutes les distances dans la même unité, par exemple UA ou km. Vérifier que les unités se simplifient jusqu'à celle de la grandeur recherchée.

13 — Cas numérique

Avec $r_1 = 1,000$ UA et $r_2 = 1,524$ UA, $a_{\text{transfert}} = (1+1,524)/2 = 1,262$ UA.

14 — Pourquoi le calcul fonctionne

Pour une ellipse tangentielle aux deux orbites circulaires, périhélie et aphélie valent r_1 et r_2 ; leur moyenne donne a .

15 — Contrôle algébrique

$2a - r_1$ doit redonner r_2 .

16 — Estimation mentale

La moyenne de 1 et 1,524 doit se situer exactement entre les deux, autour de 1,26.

17 — Interprétation

Cette géométrie sert de repère énergétique et temporel, pas de trajectoire opérationnelle complète.

18 — Ce que le résultat ne prouve pas

Ce résultat ne démontre ni la validité universelle du modèle ni la qualité des données d'entrée ; il vaut uniquement pour les hypothèses et le scénario déclarés ici.

19 — Sensibilité

Si r_2 augmente à r_1 fixe, a augmente de la moitié de cette variation.

20 — Exercices guidé et autonome

Exercice guidé. $r_1 = 1,0$ UA et $r_2 = 1,6$ UA.

Correction guidée détaillée — ouvrir après avoir essayé

$$a = (1,0+1,6)/2 = 1,30 \text{ UA.}$$

Exercice autonome. $r_1 = 0,8$ UA et $r_2 = 1,4$ UA.

Correction autonome — ouvrir après avoir essayé

$$a = (0,8+1,4)/2 = 1,10 \text{ UA.}$$

21 — Décision mission

Utiliser ce premier ordre pour vérifier la cohérence d'une trajectoire avant une propagation haute fidélité.

Énergie caractéristique C3

$$C3 = v_{\infty}^2$$

1 — Question concrète

Que permet de calculer « $C3 = v_{\infty}^2$ » dans le contexte de «Énergie caractéristique C3» ?

2 — Intuition sans symboles

Le départ peut être caractérisé par une mesure énergétique construite à partir de la vitesse excédentaire : plus cette vitesse augmente, plus l'exigence énergétique croît rapidement.

3 — Grandeurs

$C3$: énergie caractéristique ; v_{∞} : vitesse hyperbolique excédentaire.

4 — Formule

$$C3 = v_{\infty}^2$$

5 — Lecture

Lire la relation « $C3 = v_{\infty}^2$ » en nommant explicitement chaque opération.

6 — Symboles et sens

$C3$: énergie caractéristique ; v_{∞} : vitesse hyperbolique excédentaire.

7 — Prononciation

Dire les indices, exposants, lettres grecques et opérations de façon à permettre à une autre personne de reconstruire la relation sans voir la page.

8 — Unités

Si v_{∞} est en km/s, $C3$ est en km^2/s^2 .

9 — Convention

Conserver le même repère, la même convention de signe, la même base de temps et la même frontière de système pendant tout le calcul.

10 — Pourquoi cette opération

La définition est simplement le carré de la vitesse excédentaire.

11 — Hypothèses

v_{∞} mesurée dans le repère planétaire pertinent.

12 — Contrôle d'unités

Si v_{∞} est en km/s, $C3$ est en km^2/s^2 . Vérifier que les unités se simplifient jusqu'à celle de la grandeur recherchée.

13 — Cas numérique

Avec $v_{\infty} = 3,6 \text{ km/s}$, $C3 = 3,6^2 = 12,96 \text{ km}^2/\text{s}^2$.

14 — Pourquoi le calcul fonctionne

La définition est simplement le carré de la vitesse excédentaire.

15 — Contrôle algébrique

$\sqrt{C3}$ doit redonner 3,6 km/s.

16 — Estimation mentale

Un peu moins de 4 au carré donne un peu moins de 16.

17 — Interprétation

$C3$ permet de comparer des exigences de départ et des capacités de lanceur.

18 — Ce que le résultat ne prouve pas

Ce résultat ne démontre ni la validité universelle du modèle ni la qualité des données d'entrée ; il vaut uniquement pour les hypothèses et le scénario déclarés ici.

19 — Sensibilité

Une hausse de 10 % de v_{∞} entraîne environ 21 % de hausse de $C3$.

20 — Exercices guidé et autonome

Exercice guidé. $v_{\infty} = 3,2 \text{ km/s}$.

Correction guidée détaillée — ouvrir après avoir essayé

$$C3 = 3,2^2 = 10,24 \text{ km}^2/\text{s}^2.$$

Exercice autonome. $v_{\infty} = 4,0 \text{ km/s}$.

Correction autonome — ouvrir après avoir essayé

$$C3 = 4,0^2 = 16,00 \text{ km}^2/\text{s}^2.$$

21 — Décision mission

Comparer $C3$ demandé à l'enveloppe certifiée du lanceur pour la masse utile visée.

Angle de phase simplifié au départ

$$\varphi_0 \approx 180^\circ - n_{\text{Mars}} \times t_{\text{H}}$$

1 — Question concrète

Que permet de calculer « $\varphi_0 \approx 180^\circ - n_{\text{Mars}} \times t_{\text{H}}$ » dans le contexte de «Angle de phase simplifié au départ» ?

2 — Intuition sans symboles

Pendant que le véhicule parcourt son demi-transfert, Mars continue d'avancer ; elle doit donc partir en avance d'un angle cohérent avec ce mouvement.

3 — Grandeurs

φ_0 : avance initiale de Mars ; n_{Mars} : vitesse angulaire moyenne martienne ; t_{H} : durée du transfert.

4 — Formule

$$\varphi_0 \approx 180^\circ - n_{\text{Mars}} \times t_{\text{H}}$$

5 — Lecture

Lire la relation « $\varphi_0 \approx 180^\circ - n_{\text{Mars}} \times t_{\text{H}}$ » en nommant explicitement chaque opération.

6 — Symboles et sens

φ_0 : avance initiale de Mars ; n_{Mars} : vitesse angulaire moyenne martienne ; t_{H} : durée du transfert.

7 — Prononciation

Dire les indices, exposants, lettres grecques et opérations de façon à permettre à une autre personne de reconstruire la relation sans voir la page.

8 — Unités

Angles en degrés ; n en degrés/jour ; t_{H} en jours.

9 — Convention

Conserver le même repère, la même convention de signe, la même base de temps et la même frontière de système pendant tout le calcul.

10 — Pourquoi cette opération

Le véhicule doit atteindre le point opposé pendant que Mars avance de $n \cdot t$; l'angle initial est donc le complément à 180° .

11 — Hypothèses

Modèle circulaire coplanaire de Hohmann ; signe et convention de phase explicités.

12 — Contrôle d'unités

Angles en degrés ; n en degrés/jour ; t_{H} en jours. Vérifier que les unités se simplifient jusqu'à celle de la grandeur recherchée.

13 — Cas numérique

Avec $n_{\text{Mars}} = 0,524^\circ/\text{j}$ et $t_{\text{H}} = 259 \text{ j}$, $\varphi_0 \approx 180 - 0,524 \times 259 = 44,3^\circ$.

14 — Pourquoi le calcul fonctionne

Le véhicule doit atteindre le point opposé pendant que Mars avance de $n \cdot t$; l'angle initial est donc le complément à 180° .

15 — Contrôle algébrique

$\varphi_0 + n_{\text{Mars}} t_{\text{H}}$ doit être proche de 180° .

16 — Estimation mentale

Mars parcourt environ 136° pendant 259 jours, il reste donc environ 44° d'avance initiale.

17 — Interprétation

Ce chiffre donne une intuition de fenêtre, pas une date opérationnelle.

18 — Ce que le résultat ne prouve pas

Ce résultat ne démontre ni la validité universelle du modèle ni la qualité des données d'entrée ; il vaut uniquement pour les hypothèses et le scénario déclarés ici.

19 — Sensibilité

Un transfert plus long réduit φ_0 dans cette convention puisque Mars avance davantage pendant le vol.

20 — Exercices guidé et autonome

Exercice guidé. $n_{\text{Mars}} = 0,524^\circ/\text{j}$ et $t_{\text{H}} = 250 \text{ j}$.

Correction guidée détaillée — ouvrir après avoir essayé

$$\varphi_0 = 180 - 131 = 49,0^\circ.$$

Exercice autonome. $n_{\text{Mars}} = 0,524^\circ/\text{j}$ et $t_{\text{H}} = 270 \text{ j}$.

Correction autonome — ouvrir après avoir essayé

$$\varphi_0 = 180 - 141,48 = 38,52^\circ.$$

21 — Décision mission

Utiliser cet angle comme contrôle d'ordre de grandeur, puis basculer sur une solution d'éphémérides réelle.

Entraînement progressif

1. Expliquez sans équation quatre notions réellement utilisées dans « Terre → Mars: fenêtres, transfert, corrections et arrivée », puis indiquez pour chacune l'observation qui permet de la reconnaître.
2. Refaire le calcul avec valeurs déjà converties.
3. Recevoir des données inutiles et choisir lesquelles utiliser — module 07 · Entraînement progressif.
4. Diagnostiquer un résultat volontairement faux.
5. Prendre une décision dans la scène mission en explicitant marge et limite — module 07 · Entraînement progressif.

Gate zéro prérequis

- Avant tout calcul de « Terre → Mars: fenêtres, transfert, corrections et arrivée », vérifiez que vous pouvez nommer la grandeur recherchée, l'unité attendue et le phénomène qu'elle représente.
- Je sais lire la relation et les unités — « module 07 ».
- Je sais faire un ordre de grandeur.
- Je sais expliquer une erreur fréquente.
- Je peux refaire un exercice sans copier le résultat — « module 07 ».

1. Pourquoi les fenêtres reviennent environ tous les 26 mois

La Terre effectue une révolution en environ 365,25 jours et Mars en environ 686,98 jours. La période synodique S est le temps nécessaire pour retrouver une géométrie relative similaire: $1/S = |1/P_T - 1/P_M|$.

Exercice A

Avec $P_T = 365,25 \text{ j}$ et $P_M = 686,98 \text{ j}$, calculez S .

$1/S \approx |0,002738 - 0,001456| = 0,001282 \text{ j}^{-1}$; $S \approx 780 \text{ j}$, soit environ 25,6 mois. Les vraies fenêtres dépendent des orbites elliptiques et de la mission, mais cet ordre de grandeur explique le rythme.

Données du cas

Exercice A — Avec $P_T = 365,25 \text{ j}$ et $P_M = 686,98 \text{ j}$, calculez S .

Relation

$$1/S \approx |0,002738 - 0,001456| = 0,001282 \text{ j}^{-1}$$

Raisonnement

$1/S \approx |0,002738 - 0,001456| = 0,001282 \text{ j}^{-1}$; $S \approx 780 \text{ j}$, soit environ 25,6 mois. Les vraies fenêtres dépendent des orbites elliptiques et de la mission, mais cet ordre de grandeur explique le rythme.

Résultat

$$1/S \approx |0,002738 - 0,001456| = 0,001282 \text{ j}^{-1}$$

Contrôle

Les vraies fenêtres dépendent des orbites elliptiques et de la mission, mais cet ordre de grandeur explique le rythme.

Interprétation

$S \approx 780 \text{ j}$, soit environ 25,6 mois.

Retrouver la période synodique au lieu de l'apprendre

Si la Terre et Mars tournent autour du Soleil avec des périodes T_e et T_m , leurs vitesses angulaires moyennes sont $n_e = 2\pi/T_e$ et $n_m = 2\pi/T_m$. La **vitesse relative** est $|n_e - n_m|$. La période synodique S vérifie donc $1/S = |1/T_e - 1/T_m|$. Avec $T_e \approx 365,25$ jours et $T_m \approx 686,98$ jours, on obtient $S \approx 780$ jours, soit environ 26 mois. Ce calcul explique la répétition des géométries sans prétendre que toutes les fenêtres sont identiques: excentricités, inclinaisons, performances du lanceur, contraintes d'arrivée et objectifs de mission modifient le meilleur jour de départ à l'intérieur de chaque opportunité.

2. Le transfert de Hohmann solaire

Dans le modèle circulaire coplanaire, l'ellipse de transfert a son périhélie à 1 UA et son aphélie à environ 1,524 UA. Son **demi-grand axe** vaut environ $(1 + 1,524)/2 = 1,262$ UA. La moitié de sa période donne un temps de vol d'environ 259 jours, soit 8,5 mois. Les missions réelles peuvent choisir plus court ou plus long pour répondre à masse, énergie, arrivée et calendrier.

NASA Basics of Space Flight utilise précisément cette géométrie comme introduction et rappelle que l'occasion de transfert minimum-énergie vers Mars revient environ tous les 25 mois.

Le transfert héliocentrique possède deux extrémités énergétiques

Un transfert Terre–Mars simplifié est une **ellipse** autour du Soleil. Au départ, le vaisseau doit quitter le voisinage terrestre avec une vitesse héliocentrique différente de celle de la Terre; à l'arrivée, il possède une vitesse différente de celle de Mars. La différence asymptotique par rapport à la planète est v_∞ , exprimée en km/s. L'énergie caractéristique de lancement **C3** vaut v_∞^2 et s'exprime en km^2/s^2 . C3 n'est donc pas une vitesse: c'est une manière pratique de décrire l'énergie hyperbolique que le système de lancement doit fournir au-delà d'une simple orbite terrestre. Une architecture qui réduit l'énergie de départ peut augmenter l'énergie d'arrivée ou la durée de vol; les deux extrémités doivent être étudiées ensemble.

3. La Terre doit “lancer devant” Mars

Le véhicule met des mois à atteindre l'orbite martienne. Il faut donc partir alors que Mars n'est pas encore au point de rencontre. L'angle de phase initial résulte du temps de transfert et de la **vitesse angulaire** de Mars. Cette idée est la version orbitale de viser devant une cible mobile.

Lancer devant Mars signifie prédire sa position future

Pendant les mois de croisière, Mars continue son mouvement autour du Soleil. Le vecteur de départ doit donc conduire l'engin vers une intersection future avec l'orbite martienne. Dans un schéma de Hohmann idéal, l'angle de phase résulte de la durée de demi-ellipse et de la vitesse angulaire de Mars. Une erreur fréquente consiste à dessiner la Terre et Mars alignées puis à relier leurs positions présentes. Cette trajectoire arriverait trop tard au point où Mars n'est plus. Le calcul de phase transforme le dessin statique en problème de **rendez-vous**. Il explique également pourquoi décaler le départ de quelques jours modifie à la fois la géométrie d'arrivée et l'énergie nécessaire.

4. C3 et v_∞ : mesurer l'énergie de départ

Une fois sorti de l'influence proche de la Terre, le véhicule conserve une vitesse hyperbolique excédentaire v_∞ par rapport à la Terre. La grandeur **C3** = v_∞^2 s'exprime en km^2/s^2 si v_∞ est en km/s. Elle sert à caractériser l'énergie de lancement indépendamment de certains détails du lanceur.

Exercice B

Si $v_\infty = 3,6$ km/s, quelle est C3?

$C3 = 3,6^2 = 12,96$ km^2/s^2 . Cela ne signifie pas que le lanceur fournit seulement 3,6 km/s depuis le sol: il doit d'abord atteindre l'espace et vaincre les pertes avant de placer l'étage sur la trajectoire d'échappement.

Données du cas

Exercice B — Si $v_\infty = 3,6$ km/s, quelle est C3?

Relation

$$C3 = 3,6^2 = 12,96 \text{ km}^2/\text{s}^2.$$

Raisonnement

$C3 = 3,6^2 = 12,96 \text{ km}^2/\text{s}^2$. Cela ne signifie pas que le lanceur fournit seulement 3,6 km/s depuis le sol: il doit d'abord atteindre l'espace et vaincre les pertes avant de placer l'étage sur la trajectoire d'échappement.

Résultat

$$C3 = 3,6^2 = 12,96 \text{ km}^2/\text{s}^2.$$

Interprétation

Cela ne signifie pas que le lanceur fournit seulement 3,6 km/s depuis le sol: il doit d'abord atteindre l'espace et vaincre les pertes avant de placer l'étage sur la trajectoire d'échappement.

Une petite correction tôt peut économiser une grande correction tard

Après l'injection, l'état réel n'est jamais exactement celui prévu. Une correction de trajectoire modifie quelques composantes de vitesse pour ramener la **dispersion** dans l'enveloppe d'arrivée. L'effet d'une petite impulsion dépend du moment où elle est appliquée: des mois avant Mars, une variation de quelques cm/s peut déplacer la cible de milliers de kilomètres; quelques heures avant l'arrivée, la même correction dispose de beaucoup moins de levier géométrique. On ne cherche pourtant pas à corriger chaque bruit de **navigation**. L'estimation possède une **covariance**, c'est-à-dire une description mathématique de l'**incertitude** et de ses corrélations. La décision de corriger compare le coût en Δv à la réduction utile de cette incertitude et aux marges restantes.

5. La correction de trajectoire est une économie de petites erreurs

Une injection réelle possède des erreurs. Les corrections de trajectoire, TCM, réduisent progressivement l'écart entre la trajectoire estimée et la cible. Corriger tôt coûte souvent moins de Δv pour un déplacement final donné, mais il faut disposer de suffisamment de mesures pour distinguer une vraie erreur d'un bruit d'estimation. Une mission équilibre donc mesure, attente et correction.

La correction de trajectoire protège le budget d'arrivée

Une petite erreur de vitesse à l'injection se transforme progressivement en erreur de position. Corriger tôt permet souvent d'utiliser un faible Δv parce que la trajectoire dispose de plusieurs mois pour diverger vers la cible corrigée. Mais une correction trop précoce peut poursuivre une estimation encore mal connue. Les équipes choisissent donc des fenêtres de correction en fonction de la covariance de navigation, de la sensibilité de la cible et des réserves. Le budget doit garder une part pour les corrections tardives, plus coûteuses mais parfois indispensables. Cette logique relie directement précision du lanceur, qualité du suivi radiométrique ou optique et quantité de **propergol** emportée pour la croisière.

6. Arriver ne veut pas dire être capturé

À l'arrivée, un véhicule non freiné suit une hyperbole par rapport à Mars. Pour rester, il faut réduire l'énergie par propulsion, **aérocapture** ou combinaison de techniques; pour entrer directement, il faut viser un corridor atmosphérique précis. Le choix de départ influe sur v_∞ à Mars et donc sur la sévérité de l'arrivée.

Arriver à Mars ouvre trois familles de problème

À l'approche, le vaisseau possède une énergie hyperbolique relative à Mars. Pour rester près de la planète, il faut retirer assez d'énergie par propulsion, atmosphère ou combinaison des deux. Une capture propulsive consomme du Δv mais offre une grande maîtrise de la géométrie. Une entrée directe utilise l'atmosphère pour dissiper l'énergie mais impose un corridor thermique et aérodynamique. Une aérocapture vise une orbite après un passage atmosphérique et exige un contrôle encore plus fin de la sortie. Le choix influence masse d'**ergols**, protection thermique, risques, précision de navigation et opérations. Le transfert interplanétaire n'est donc pas terminé lorsque Mars apparaît dans le hublot: il doit livrer un état compatible avec le système d'arrivée.

7. Une fenêtre ratée peut coûter des mois ou des années

Pour une mission habitée, la fenêtre structure production, essais, stockage, équipages et flotte cargo. Un retard de quelques jours peut encore être absorbé par une trajectoire plus énergétique; un retard plus grand peut rendre les

performances ou l'arrivée inacceptables. Il faut donc distinguer « fenêtre planétaire » et « période de lancement effectivement accessible à ce véhicule ».

8. Vérification

- Calculez la période synodique à partir des deux périodes.
- Expliquez pourquoi Mars doit être « en avance » au départ.
- Définissez C3 et ses unités.
- Expliquez pourquoi une correction précoce peut être avantageuse.
- Expliquez la différence entre atteindre Mars et être capturé par Mars.

Calculateurs associés

Mettre en pratique ce module avec:

- [Calculateur de transfert de Hohmann Terre–Mars](#)

9. Calculer un angle de phase simplifié

Dans le transfert de Hohmann idéal, le véhicule parcourt 180° autour du Soleil pendant environ 259 jours. Mars continue sa propre orbite pendant ce temps. Avec une période de 686,98 jours, sa vitesse angulaire moyenne vaut $360/686,98 \approx 0,524^\circ/\text{jour}$. En 259 jours, Mars parcourt environ 136° . Pour que Mars arrive au point opposé à la Terre — 180° plus loin — elle doit donc être initialement environ $180 - 136 = 44^\circ$ en avance dans ce modèle.

Exercice C — refaire l'angle

Recalculez avec un temps de transfert hypothétique de 220 jours, tout en gardant la vitesse moyenne de Mars. Le résultat ne définit pas une vraie trajectoire de 220 jours; il montre comment le temps de vol modifie la géométrie de départ.

Mars parcourt environ $0,524 \times 220 \approx 115^\circ$. L'avance simplifiée nécessaire serait alors environ 65° . Une vraie trajectoire utilise les positions et vitesses planétaires réelles et résout le transfert, souvent via un problème de [Lambert](#).

Données du cas

Exercice C — refaire l'angle — Recalculez avec un temps de transfert hypothétique de 220 jours, tout en gardant la vitesse moyenne de Mars. Le résultat ne définit pas une vraie trajectoire de 220 jours; il montre comment le temps de vol modifie la géométrie de départ.

Relation

Mars parcourt environ $0,524 \times 220 \approx 115^\circ$.

Raisonnement

Mars parcourt environ $0,524 \times 220 \approx 115^\circ$. L'avance simplifiée nécessaire serait alors environ 65° . Une vraie trajectoire utilise les positions et vitesses planétaires réelles et résout le transfert, souvent via un problème de Lambert.

Résultat

Mars parcourt environ $0,524 \times 220 \approx 115^\circ$.

Interprétation

Une vraie trajectoire utilise les positions et vitesses planétaires réelles et résout le transfert, souvent via un problème de Lambert.

10. Le problème de Lambert: rejoindre deux positions en un temps donné

Le problème de Lambert demande: connaissant une position de départ, une position d'arrivée et un temps de vol, quelle orbite képlérienne les relie? C'est l'un des ponts entre l'intuition Hohmann et la conception de mission réelle. Modifier la date de départ ou d'arrivée change les [vecteurs](#) vitesse requis, donc C3 au départ et v_∞ à l'arrivée.

Une carte de « [porkchop plot](#) » représente souvent ces solutions sur deux axes — dates de départ et d'arrivée — avec des courbes de $C3$, v_∞ ou Δv . Le nom amusant cache un outil très sérieux: voir d'un coup les régions de calendrier favorables et celles qui coûtent trop d'énergie.

L'angle de phase est un rendez-vous autour du Soleil

Dans une approximation circulaire, la durée du transfert fixe l'angle que Mars parcourra pendant le voyage. Si t est la durée de vol et n_m la vitesse angulaire moyenne de Mars, la planète avance d'environ $n_m t$. Le départ doit donc se produire lorsque Mars est en avance d'un angle qui compense ce déplacement et la géométrie de l'ellipse de transfert. Cette construction montre pourquoi « viser Mars » n'a pas de sens: on vise la position future de Mars. Pour un calcul réel, les orbites elliptiques et le problème de Lambert remplacent cette géométrie scolaire, mais le principe reste identique: deux positions et un temps de vol imposent une famille de trajectoires qu'il faut ensuite filtrer par énergie et contraintes de mission.

11. Une correction de trajectoire possède une covariance

La navigation ne connaît jamais exactement position et vitesse. Elle maintient une estimation et une covariance. Une TCM est décidée lorsque l'incertitude, la cible et le coût futur justifient la manœuvre. Après l'exécution, les équipes mesurent l'erreur de réalisation et mettent à jour la trajectoire.

Cette démarche évite une fausse précision. Une solution calculée à dix chiffres n'est pas une trajectoire connue à dix chiffres si les mesures, la poussée ou le modèle ne le permettent pas.

La covariance transforme un point prévu en nuage d'états

Une solution nominale donne une position et une vitesse, mais l'estimation réelle possède une incertitude. La covariance résume la dispersion et les corrélations entre composantes de l'état. Projetée vers l'arrivée, elle devient une ellipse ou un volume d'incertitude autour de la cible. Une mesure nouvelle peut réduire certaines directions beaucoup plus que d'autres. La correction de trajectoire doit donc viser non seulement le centre du nuage mais une géométrie qui laisse la dispersion entière dans une région acceptable. C'est particulièrement important pour le [B-plane](#) et l'entrée atmosphérique, où quelques kilomètres ou quelques dixièmes de degré peuvent déplacer fortement le corridor de vol.

12. Le B-plane: une cible d'arrivée plus utile que “viser Mars”

À l'approche, le B-plane représente géométriquement la [trajectoire hyperbolique](#) relative à Mars. Deux coordonnées permettent de viser un passage avec un [périapside](#) et une orientation déterminés. Une correction tardive peut déplacer le point sur ce plan et donc modifier capture, entrée ou survol.

Le concept est particulièrement utile parce qu'il sépare l'objectif d'arrivée d'une simple position cartésienne: on pilote une géométrie de passage qui doit préparer la phase suivante.

13. Opposition, conjonction et communications

Le transit ne doit pas être étudié seulement en propulsion. La géométrie Terre-Soleil-Mars influence communications et conjonctions solaires. Lorsque le Soleil est proche de la ligne de visée, le plasma solaire dégrade les liaisons et les opérations peuvent adopter une stratégie plus autonome. La trajectoire et le calendrier influencent donc le plan de communications.

Le B-plane transforme l'arrivée en problème de ciblage

À l'approche de Mars, on décrit souvent la trajectoire hyperbolique avec un plan perpendiculaire à la vitesse asymptotique entrante: le B-plane. Les coordonnées sur ce plan permettent de spécifier où la trajectoire doit passer par rapport à la planète avant que la gravité ne la courbe fortement. Une petite erreur sur cette cible peut changer [altitude](#) de périapside, géométrie de capture ou [corridor d'entrée](#). Le B-plane relie donc navigation interplanétaire et système d'arrivée. Pour une mission qui entre directement dans l'atmosphère, la cible doit être choisie en fonction du corridor [EDL](#); pour une capture propulsive, elle doit fournir une géométrie compatible avec la poussée, les communications et l'orbite recherchée.

14. Mini-projet — construire une campagne Terre → Mars sur une feuille

1. Choisissez une date de départ fictive.
2. Utilisez 259 jours comme première estimation du transfert.
3. Calculez la date d'arrivée.
4. Notez les décisions qui doivent être prises avant injection: charge utile, C3, marge, navigation.
5. Ajoutez trois TCM fictives et expliquez pourquoi elles deviennent de plus en plus contraintes.
6. À l'arrivée, choisissez entre capture orbitale et entrée directe et listez ce que ce choix exige.

Ce mini-projet transforme une formule de fenêtre en [chronologie](#) de mission. Il prépare au passage vers des [éphémérides](#) et un logiciel de trajectoire sans cacher les hypothèses.

Studio d'ingénierie — planifier deux fenêtres Terre–Mars

Une architecture qui dépend d'un unique départ Terre–Mars est fragile. L'atelier utilise une période synodique d'environ 780 jours pour comparer deux fenêtres successives. Si un équipement critique rate la première fenêtre, son retard logistique approche deux ans avant même d'ajouter le temps de transit. L'élève doit dresser une chronologie séparant cargaison prépositionnée, équipage, rechanges et consommables, puis indiquer ce qui doit être présent sur Mars avant l'engagement de l'équipage.

Le scénario de panne suppose qu'un cargo énergétique est retardé après le lancement de l'équipage. L'exercice consiste à vérifier si l'architecture possède assez de production locale, de stockage et de capacité de [délestage](#) pour attendre la prochaine possibilité. La décision n'est pas seulement orbitale: elle relie calendrier, [autonomie](#) de surface, masse de réserve et seuil de retour. Une bonne architecture transforme la fenêtre synodique en contrainte de résilience explicite.

Sensibilité à l'arrivée — la trajectoire n'est pas terminée lorsque Mars est interceptée

Deux transferts peuvent atteindre Mars à la même date avec des vitesses hyperboliques excédentaires v_{∞} différentes. Cette différence commande l'énergie que devront absorber la capture, l'entrée atmosphérique ou la propulsion. Un transfert plus court peut réduire le temps d'exposition de l'équipage tout en augmentant la contrainte à l'arrivée. Il faut donc comparer durée de vol et v_{∞} d'arrivée, pas seulement vérifier que la trajectoire croise Mars.

Comme mini-projet, conserve une date d'arrivée et compare deux solutions: l'une qui réduit l'énergie de départ, l'autre qui raccourcit le transit. Pour chacune, note C3 au lancement, v_{∞} à l'arrivée, besoin de corrections et géométrie de communication. L'exercice relie la [mécanique orbitale](#) au véhicule qui devra réellement exécuter la mission.

Sources et références

NASA Basics of Space Flight — Trajectories · NASA/JPL — Mission to Mars Unit · NASA NTRS — Astrodynamics Convention and Modeling Reference for Lunar, Cislunar, and Libration Point Orbits.

Matrice de compétences FR ↔ EN

#	Français	English	Statut
01	Période synodique Terre–Mars	Earth–Mars synodic period	PASS
02	Vitesse angulaire moyenne	Mean angular rate	PASS
03	Demi-grand axe d'un transfert de Hohmann simplifié	Semimajor axis of a simplified Hohmann transfer	PASS
04	Énergie caractéristique C3	Characteristic energy C3	PASS
05	Angle de phase simplifié au départ	Simplified departure phase angle	PASS