

**Maxime Chupin**

*CEREMADE, Université Paris-Dauphine, PSL*

6 janvier 2019

# De la pomme de **NEWTON** aux courants de gravité

*un ticket gratuit vers les étoiles ?*

# De la pomme à la Lune

1 De la pomme à la Lune

2 Le modèle des deux corps

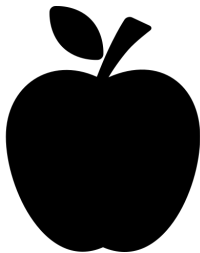
3 Le modèle des trois corps

4 Concevoir des missions spatiale

5 Le contrôle optimal

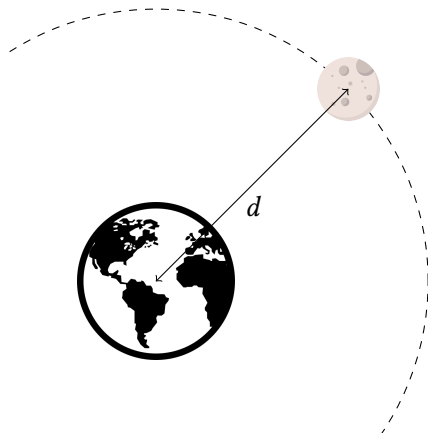
# La chute...de la pomme

---



En **une seconde**, la pomme chute de **cinq mètres**  
(faites l'expérience!)

## La chute...de la Lune

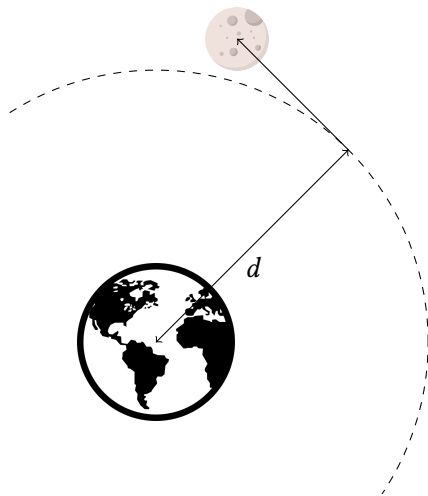


- ▶ Période de la rotation de la Lune :  
 $T \approx 27.371$  jours
- ▶ Périmètre de la trajectoire :  
 $C = 2\pi \times 384\,000$  km
- ▶ Vitesse :  $V = 1$  km/s

## La chute...de la Lune

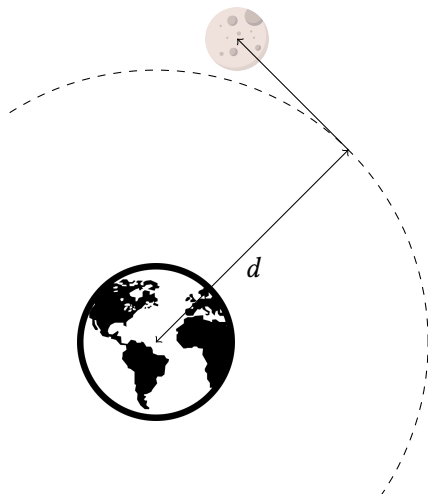
Si la Lune n'était pas attirée  
par la Terre :

trajectoire rectiligne



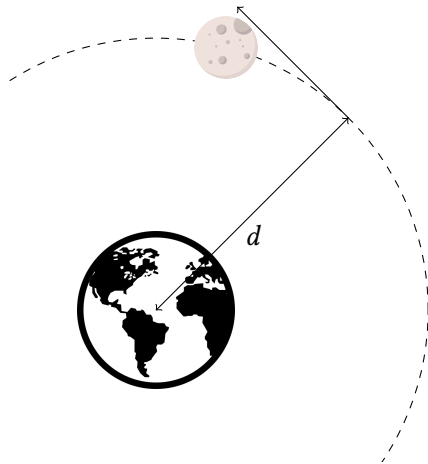
# La chute...de la Lune

En fait elle **tombe** un peu !



# La chute...de la Lune

En fait elle tombe un peu !



# La chute...de la Lune

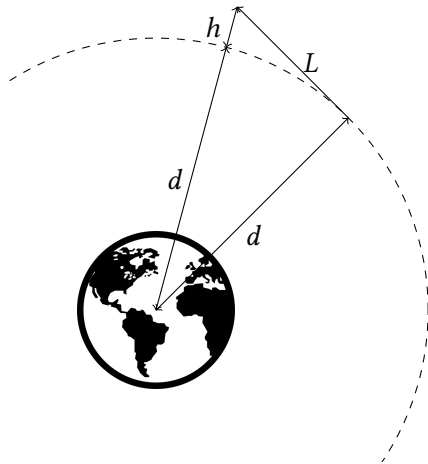
En fait elle **tombe** un peu!  
Théorème de PYTHAGORE

$$d^2 + L^2 = (d + h)^2$$

ce qui *au premier ordre*  
donne :

$$h \approx L^2/2d$$

Pour **1 seconde**,  $L = 1$  km, et  
donc  **$h = 1.35$  mm**





# De la pomme à la Lune

---

- ▶ En 1 seconde la pomme tombe de 5 m à 6380 km du centre de la Terre
- ▶ En 1 seconde la Lune tombe de 1.35 mm à 380 000 km du centre de la Terre

$$\frac{D_{\text{Lune}}}{D_{\text{Pomme}}} = \frac{380000}{6380} \approx 60 \qquad \frac{h_{\text{Lune}}}{h_{\text{Pomme}}} = \frac{5}{0.00135} \approx 60 \times 60$$

La Lune est 60 fois plus loin que la pomme, et elle est 60 × 60 fois moins attirée!

*La gravitation est inversement proportionnelle au carré de la distance*

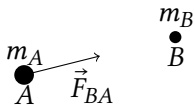
## Principe fondamental de la dynamique

« Les changements qui arrivent dans le mouvement sont proportionnels à la force motrice; et se font dans la ligne droite dans laquelle cette force a été imprimée. »

qui se résume en

$$\sum_i \vec{F}_i = m\vec{a}$$

## Force gravitationnelle



$$m_A \vec{a}_A = \vec{F}_{BA} = -G m_A m_B \frac{\overrightarrow{BA}}{\|\overrightarrow{BA}\|^3}$$

Équation différentielle!

Évolution d'un satellite dans le système solaire



## Équation différentielle d'évolution

$$\ddot{q}(t) = \sum_{i=1}^N \mu_i \left( \frac{q(t) - q_i(t)}{\|q(t) - q_i(t)\|^3} \right),$$

- ▶  $q$  position du satellite (donc dans  $\mathbb{R}^3$ )
- ▶  $q_i$  est la position du  $i$ -ème corps (donc dans  $\mathbb{R}^3$ )
- ▶  $\mu_i = Gm_i$ ,  $G$  est la constante gravitationnelle
- ▶  $m_i$  la masse du  $i$ -ème corps

- ▶ Équations trop compliquées (trouver des trajectoires intéressantes, etc.)
- ▶ Besoin de **simplifications**
- ▶ Tous les astres n'attirent pas avec la même force le satellite, possibilité de **négliger** certaines influences

# Le modèle des deux corps

1 De la pomme à la Lune

2 Le modèle des deux corps

3 Le modèle des trois corps

4 Concevoir des missions spatiale

5 Le contrôle optimal

Modèle :

- ▶ satellite de masse négligeable
- ▶ influence d'un corps (ex : Terre)
- ▶ on connaît toutes les trajectoires libres

$$\ddot{q}(t) = -\mu_0 \frac{q(t)}{\|q(t)\|^3}$$



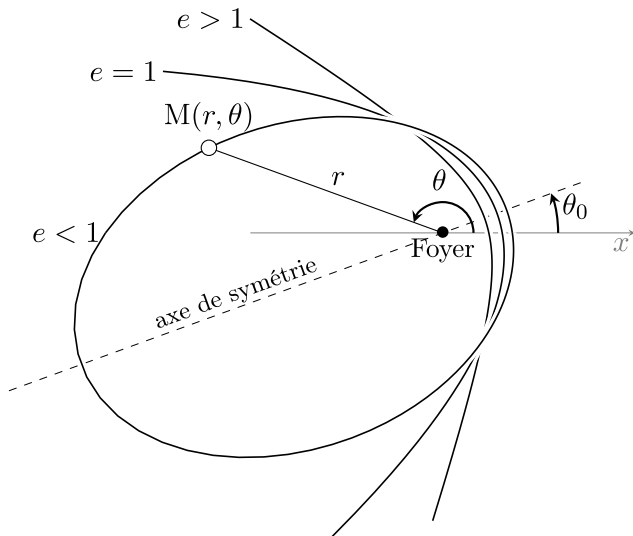
## Solutions

En coordonnées polaire  $(r, \theta)$  :

$$r(\theta) = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$$

coniques

# Les différentes solutions



# Animation d'une solution

---



# Le modèle des trois corps

1 De la pomme à la Lune

2 Le modèle des deux corps

3 Le modèle des trois corps

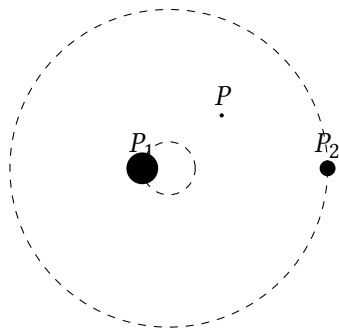
4 Concevoir des missions spatiales

5 Le contrôle optimal

# Le problème restreint des 3 corps

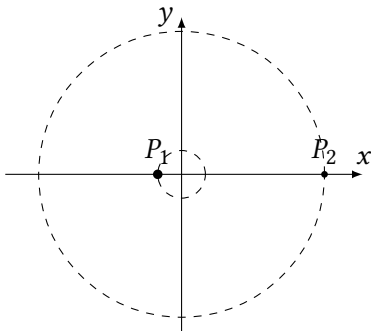
- ▶ Un satellite  $P$  de masse  $m$  **négligeable** de position  $q$  (fonction du temps)
- ▶ 2 **primaires**  $P_1$  et  $P_2$  en rotation **circulaire** autour de leur centre de masse, de positions respectives  $q_1$  et  $q_2$  (fonctions du temps)
- ▶ Leurs masses respectives :  $M_1$  et  $M_2$

$$m \frac{d^2 q(t)}{dt^2} = -GM_1 m \frac{q(t) - q_1(t)}{\|q(t) - q_1(t)\|^3} - GM_2 m \frac{q(t) - q_2(t)}{\|q(t) - q_2(t)\|^3}$$



# Le problème restreint des 3 corps

- ▶ Système de coordonnées tournant dans lequel les deux primaires sont fixes (le long de l'axe  $(Ox)$ )
- ▶ Problème **circulaire restreint** des trois corps (CR3BP)



Étude mathématique du problème : normalisation, étude de l'équation différentielle du mouvement, etc.

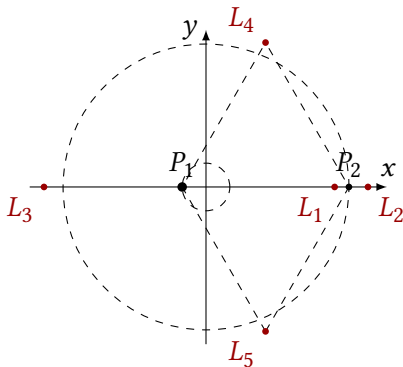


## Dynamique

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_4 \\ \dot{x}_2 = x_5 \\ \dot{x}_3 = x_6 \\ \dot{x}_4 = x_1 + 2x_5 - (1 - \mu) \frac{x_1 + \mu}{r_{13}^3} - \mu \frac{x_1 - 1 + \mu}{r_{23}^3} \\ \dot{x}_5 = x_2 - 2x_4 - (1 - \mu) \frac{x_2}{r_{13}^3} - \mu \frac{x_2}{r_{23}^3} \\ \dot{x}_6 = -(1 - \mu) \frac{x_3}{r_{13}^3} - \mu \frac{x_3}{r_{23}^3} \end{cases}$$

# Points de LAGRANGE

- ▶ Cinq points d'équilibre appelés points de LAGRANGE
- ▶ Points colinéaires :  $L_1$ ,  $L_2$  et  $L_3$
- ▶ Points équilatéraux :  $L_4$  et  $L_5$



## Question ?

Est-ce que ces points peuvent être utiles ? Est-ce que ce points attirent les objets ? est-ce que ces points repoussent les objets ?

## La notion de stabilité

Notion définie rigoureusement en mathématique !

- ▶  $L_1$ ,  $L_2$  et  $L_3$  sont instables
- ▶ La stabilité de  $L_4$  et  $L_5$  dépend du système

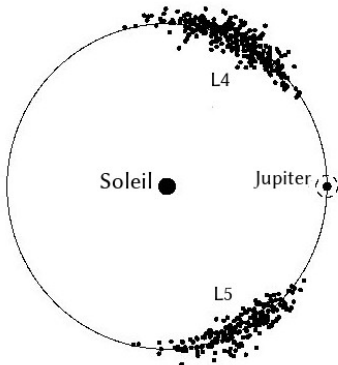
## Question ?

Est-ce que ces points peuvent être utiles ? Est-ce que ce points attirent les objets ? est-ce que ces points repoussent les objets ?

## La notion de stabilité

Notion définie rigoureusement en mathématique !

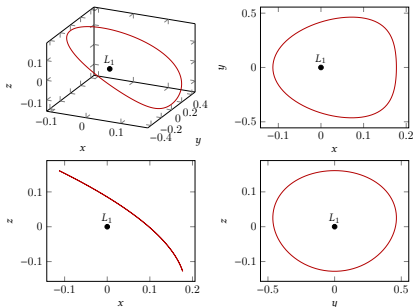
- ▶  $L_1$ ,  $L_2$  et  $L_3$  sont instables
- ▶ La stabilité de  $L_4$  et  $L_5$  dépend du système



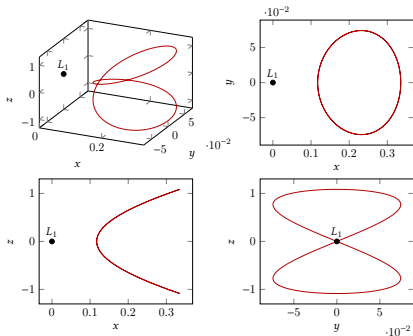
# Orbites périodiques

On **démontre** l'existence d'orbites périodiques autour des points d'équilibre de LAGRANGE

orbite de HALO (Soleil-Terre)

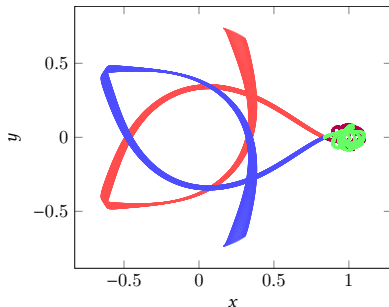
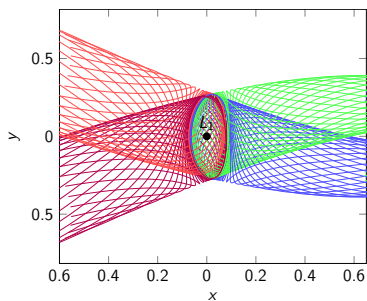


orbite en huit (Terre-Lune)





On démontre l'existence de courants gravitationnels issus de ces orbites périodiques autour des points d'équilibre de LAGRANGE



Exemples de courants gravitationnels dans le système Terre-Lune

- ▶ Comment calculer pratiquement les orbites périodique et les courants gravitationnels ?

- ▶ Comment calculer pratiquement les orbites périodique et les courants gravitationnels ?
- Méthodes numériques : besoin de mathématiques

- ▶ Comment calculer pratiquement les orbites périodique et les courants gravitationnels ?
- Méthodes numériques : besoin de mathématiques
- ▶ Est-ce qu'on peut les utiliser dans « la vie réelle » ?

- ▶ Comment calculer pratiquement les orbites périodique et les courants gravitationnels ?
- Méthodes numériques : besoin de mathématiques
- ▶ Est-ce qu'on peut les utiliser dans « la vie réelle » ?
- Les mathématiques ont permis de trouver dans la vie réelle ces courants gravitationnels, missions ISEE-3, Hiten, Genesis, etc.

- ▶ Comment calculer pratiquement les orbites périodique et les courants gravitationnels ?
- Méthodes numériques : besoin de mathématiques
- ▶ Est-ce qu'on peut les utiliser dans « la vie réelle » ?
- Les mathématiques ont permis de trouver dans la vie réelle ces courants gravitationnels, missions ISEE-3, Hiten, Genesis, etc.
- ▶ Et pour les mathématiques ?

- ▶ Comment calculer pratiquement les orbites périodique et les courants gravitationnels ?
- Méthodes numériques : besoin de mathématiques
- ▶ Est-ce qu'on peut les utiliser dans « la vie réelle » ?
- Les mathématiques ont permis de trouver dans la vie réelle ces courants gravitationnels, missions ISEE-3, Hiten, Genesis, etc.
- ▶ Et pour les mathématiques ?
- Sujet de recherche actuel !

## Dynamique du problème des $N$ -corps

$$\ddot{q}(t) = \sum_{i=1}^N \mu_i \left( \frac{q(t) - q_i(t)}{\|q(t) - q_i(t)\|^3} \right),$$

## Simplifications

- ▶ Seulement garder les influences **principales** (un ou deux astres)
- ▶ Propriétés intéressantes et exploitables pour la conception de missions spatiales



# Concevoir des missions spatiale

1 De la pomme à la Lune

2 Le modèle des deux corps

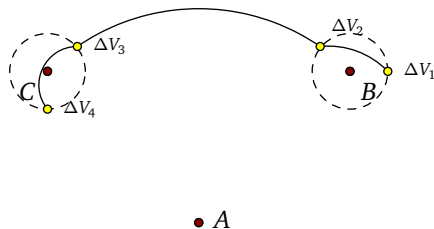
3 Le modèle des trois corps

4 Concevoir des missions spatiale

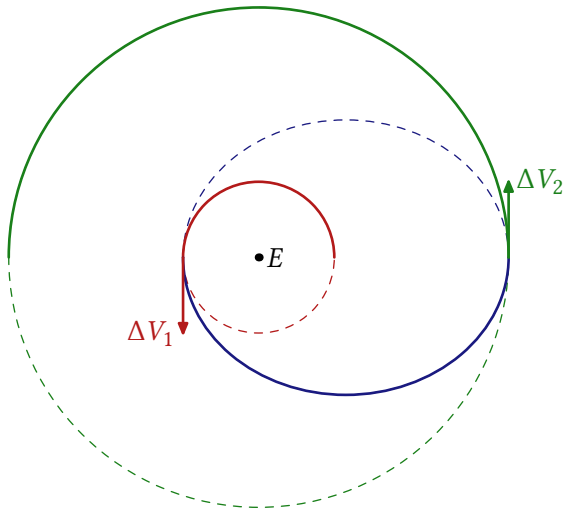
5 Le contrôle optimal

# Patch Conic Method

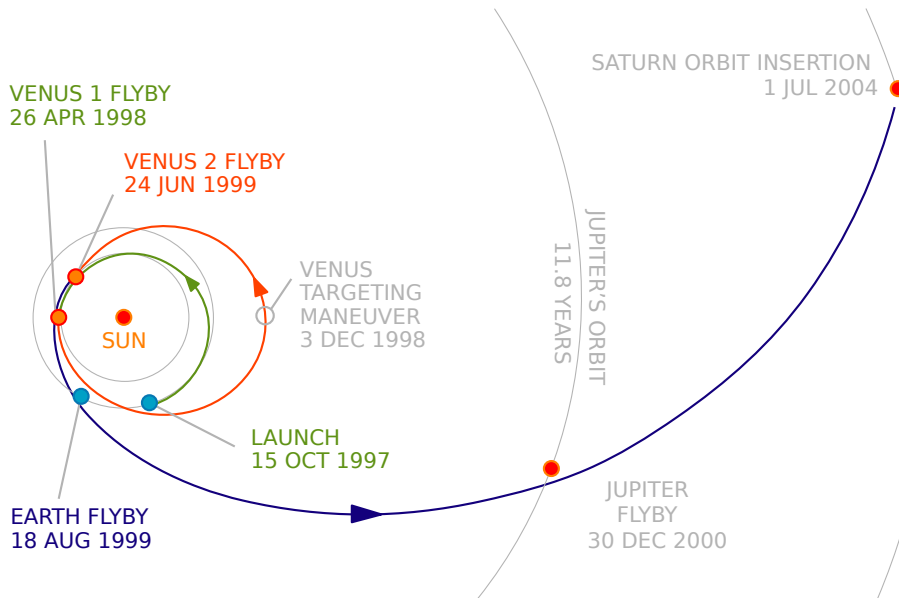
- ▶ Transferts autour d'un seul astre (**problème des 2 corps**) par  $\Delta V$
- ▶ Trajectoire *interplanétaire* par *recollement* de trajectoires képlériennes (*patch conic method*), phénomène du *swing-by*



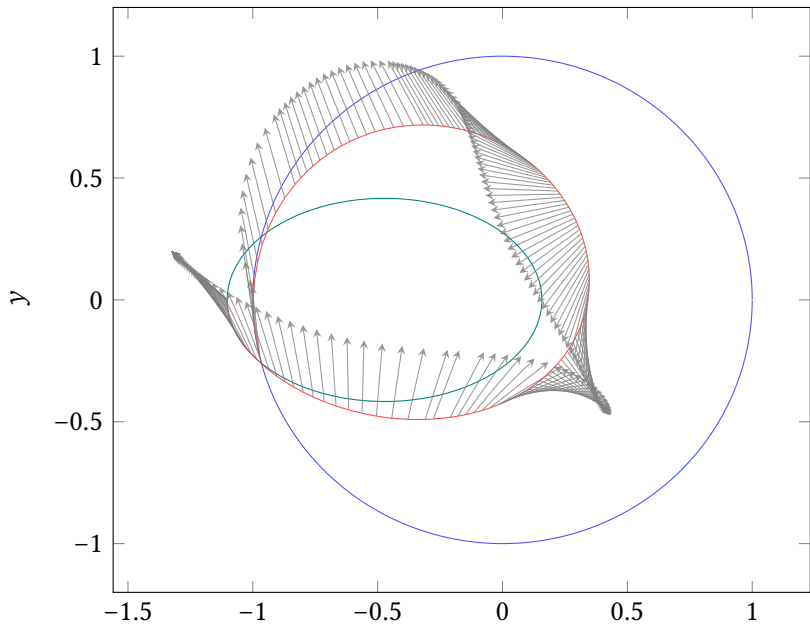
# Transfert de HOHMANN



# Mission CASSINI



## Poussée faible, 2 corps

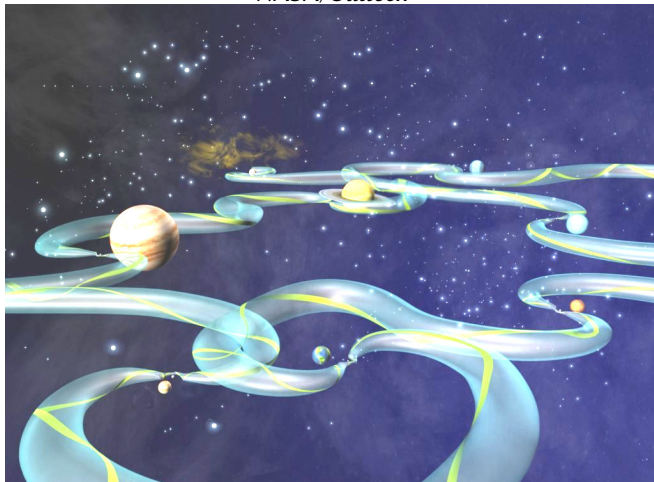


# Dans le problème des trois corps

## Les variétés invariantes comme réseau de courants

*Interplanetary Transport Network*

*NASA/Caltech*



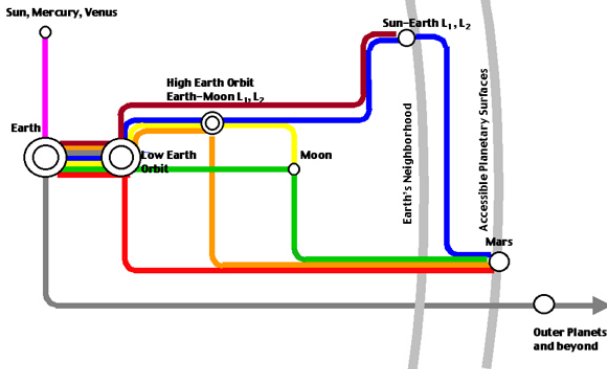
# Dans le problème des trois corps

## Les variétés invariantes comme réseau de courants

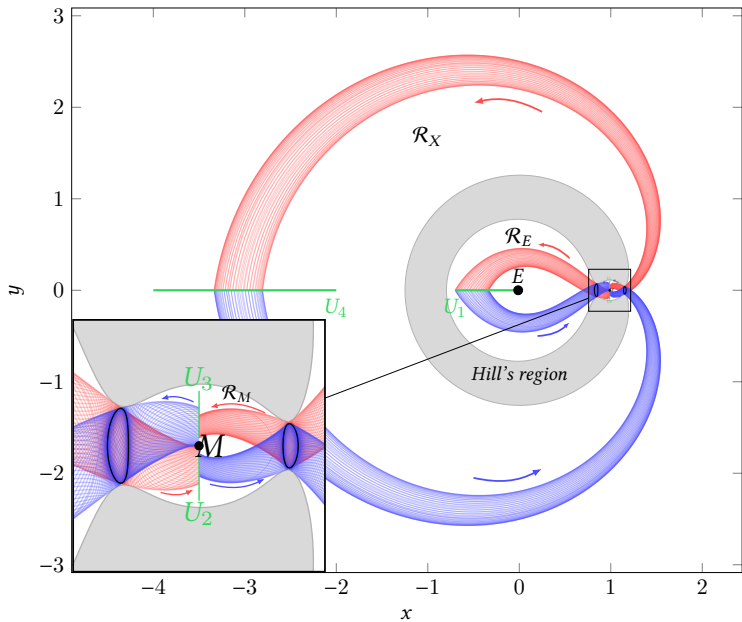
### *Interplanetary Transport Network*



### Progression in Capability Development Exploration Metro Map



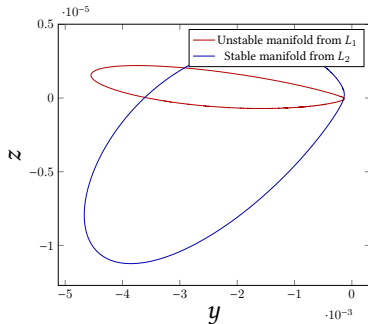
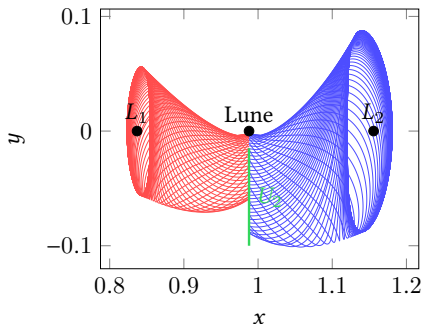
# Système Terre-Lune





# Transfert d'une variété à une autre

- ▶ Calcul d'intersection en espace entre deux variétés
- ▶ Passage de l'une à l'autre par une impulsion  $\Delta V$



# Le contrôle optimal

- 1 De la pomme à la Lune
- 2 Le modèle des deux corps
- 3 Le modèle des trois corps
- 4 Concevoir des missions spatiale
- 5 Le contrôle optimal

# Des théories mathématiques

---

La théorie du contrôle a comme objet d'étude le comportement de systèmes dynamiques paramétrés, c'est-à-dire l'étude d'équations différentielles de la forme :

$$f'(t) = g(f, u, t)$$

où  $u$  est le contrôle.

## Des questions qu'on se pose

- ▶ Ces équations ont-elles des solutions?
- ▶ S'il existe une solution, est-elle unique?
- ▶ Comment les solutions dépendent des conditions initiales?
- ▶ Et bien d'autres encore...

Cadre dans lequel rentre la conception de mission spatiale où le contrôle est la poussée des moteurs du satellite!

- ▶ Dans le cadre des missions spatiale : **contrôle du satellite**
- ▶ On cherche donc à amener le satellite d'un point  $A$  à un point  $B$
- ▶ Le fuel « coûte » cher : on veut **minimiser** la consommation, par exemple :

$$\min \sum_i \Delta V_i$$

- ▶ Comme on a vu, on peut aussi avoir une **poussée « continue »**, dans ces cas là, on cherche à minimiser :

$$C(u) = \int_0^{t_f} \|u(t)\| dt \rightarrow \min$$

# Contrôle optimal : formulation

- ▶ La fonctionnelle de coût sur le contrôle  $u$  :

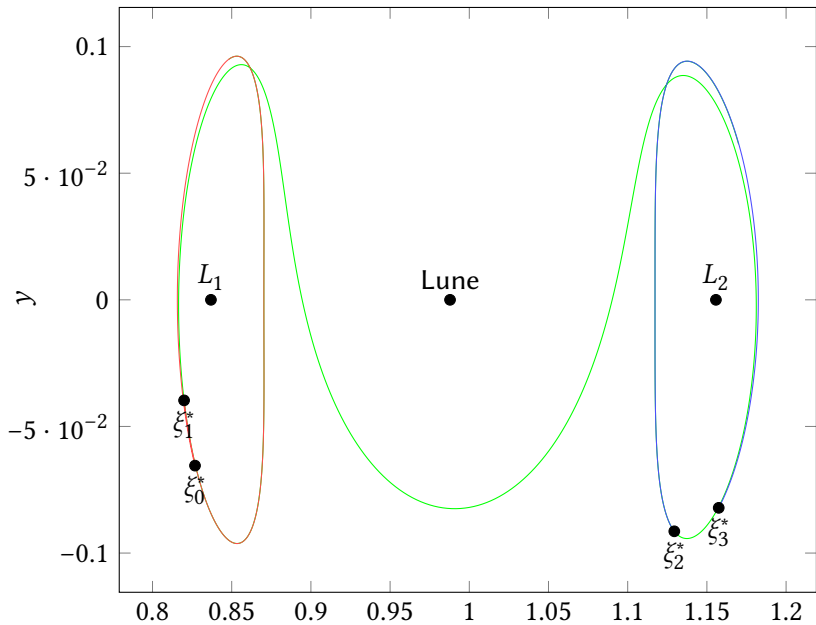
$$C_{x_0, t_f}(u) = \int_0^{t_f} f^0(t, x(t), u(t)) dt \rightarrow \min$$

- ▶ Départ et arrivée  $x(0) \in M_0$ ,  $x(t_f) \in M_1$ ,
- ▶ Le problème

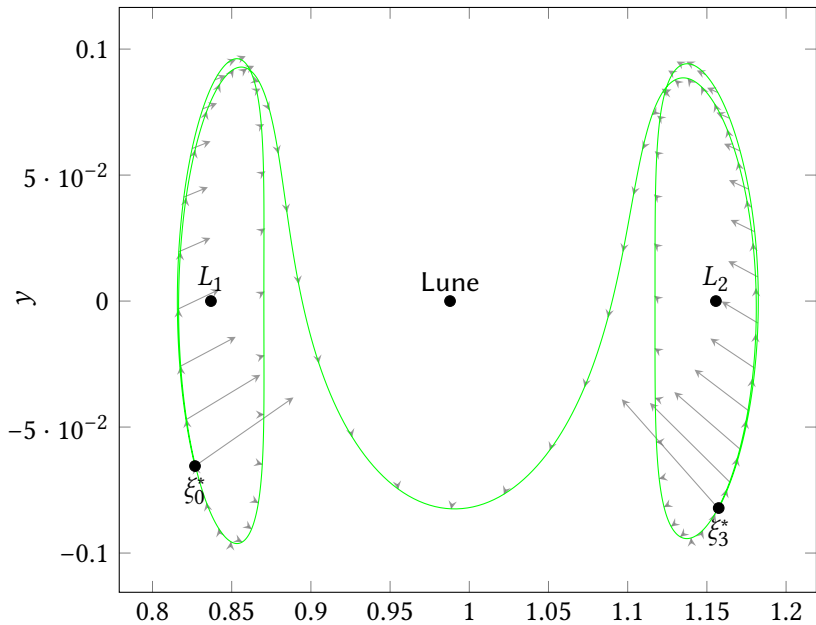
$$(\mathcal{P}) \left\{ \begin{array}{l} C_{x_0, t_f}(u) = \int_0^{t_f} f^0(t, x(t), u(t)) dt \rightarrow \min, \\ \dot{x}(t) = f(t, x(t), u(t)), \\ u \in \mathcal{U}_{x_0, t_f, \Omega} \\ x(0) \in M_0, \quad x(t_f) \in M_1. \end{array} \right.$$

- ▶ Cadre très général du contrôle optimal

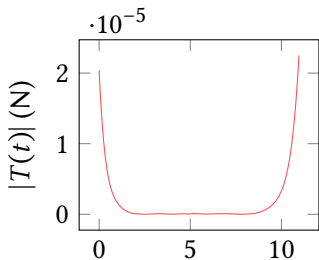
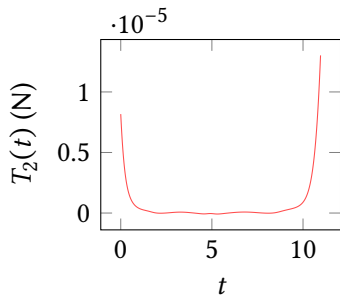
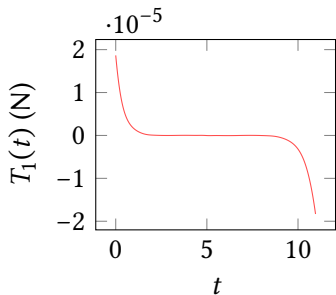
# Exemple de transfert optimal



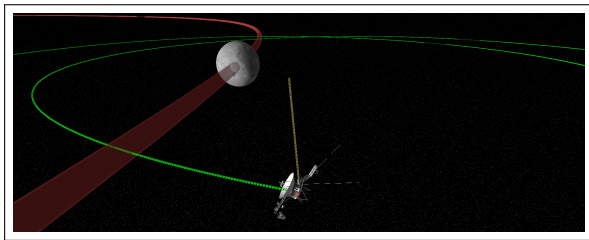
# Exemple de transfert optimal



## Effet turnpike







## Domaines d'application bien plus vastes que les satellites

- ▶ Les robots, les voitures automatiques, etc.
- ▶ Les recherches sur le corps humain (fonctionnement de l'œil, déplacement dans une pièce, etc.)
- ▶ La biologie, la médecine (traitement médical optimal, etc.)
- ▶ et bien d'autres...

- ▶ Site web du Professeur Jérôme PÉREZ  
<http://perso.ensta-paristech.fr/~perez/>
- ▶ Site web du Professeur Emmanuel TRÉLAT  
<https://www.ljll.math.upmc.fr/~trelat/>
  - ▶ Article sur le site Images des maths  
<http://images.math.cnrs.fr/Theorie-du-controle-points-de>
  - ▶ Conférence « Tout est sous contrôle »  
<https://www.youtube.com/watch?v=ET7f8Sp0kVQ>
- ▶ Introduction de ma thèse :  
<https://www.ceremade.dauphine.fr/~chupin/>

# Merci de votre attention !