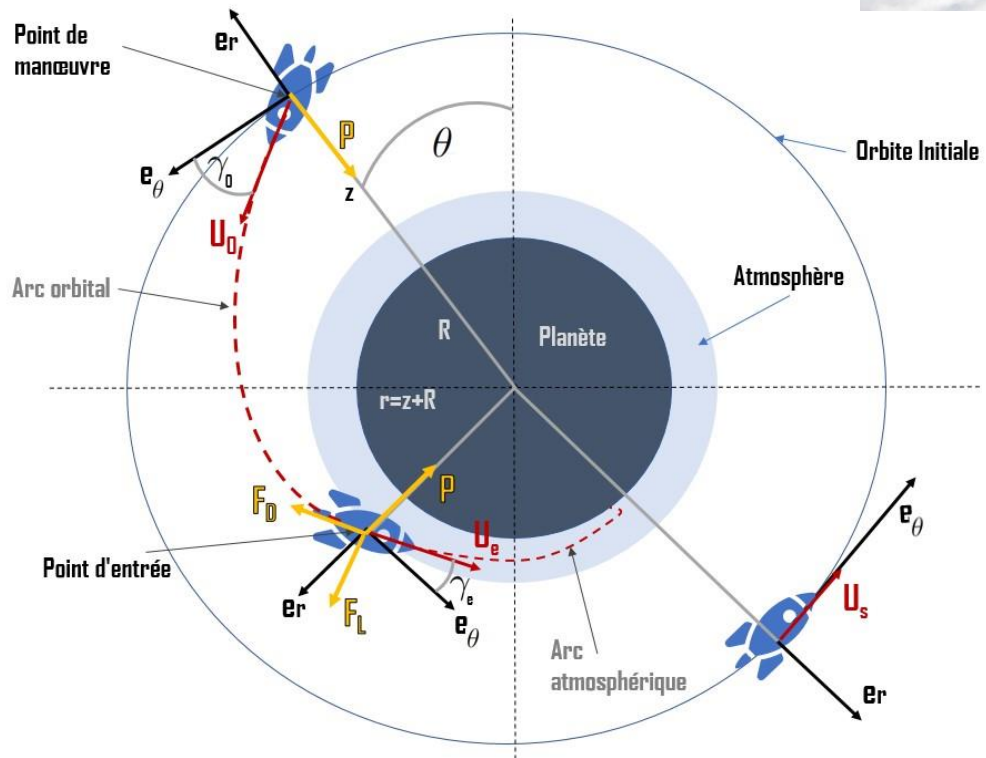
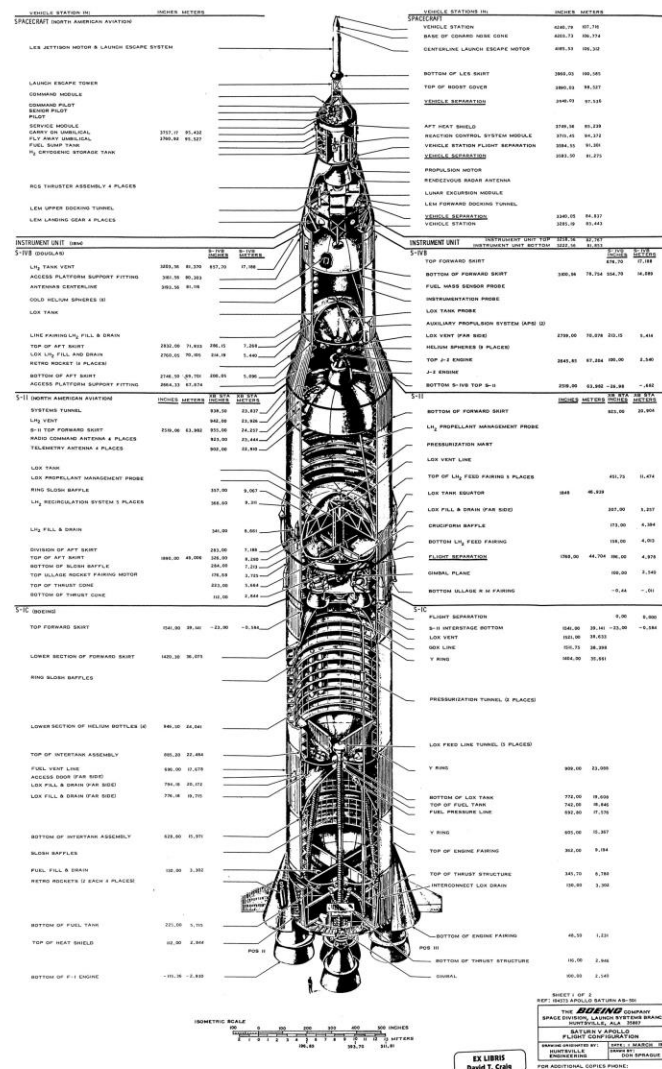


– AER 213 –  
Fondamentaux de Conception  
*Spatiale*



GSLV	Soyuz	Titan IV	Ariane V	Atlas III	H-IIA	Proton	Falcon 9 1.0	STS	Long March 3E
2001-Present	1956-Present	1989-2005	1996-Present	2000-2005	1994-Present	1965-Present	2010-2013	1981-2011	1996-Present
5000kg	7000kg	1700kg	21000kg	8840kg	10060kg	20700kg	10450kg	24402kg	12000kg
(3/5)	(954/7)	(35/4)	(72/4)	(6/0)	(33/3)	(353/46)	(4/1)	(133/2)	(24/2)

## SATURN V APOLLO FLIGHT CONFIGURATION



## Rappels d'Astronomie

- Les systèmes de coordonnées astronomiques
- Les distances en astronomie
- Les classifications stellaires
- Le système solaire, le soleil et l'équation du temps

## Mécanique Orbitale

- La mécanique Newtonnienne et les lois de Kepler
- Repères orbitaux et trajectoires elliptiques
- Transfert de Hohmann
- Assistance gravitationnelle

## Le Lanceur et sa conception

- L'équation de Tsiolkovsky
- L'étagement
- Repère lanceur et bilan des forces.
- Trajectoire de lancement
- Rentrée Atmosphérique

## Projets

- Dimensionnement d'une mission spatiale complète
- Simulation et conception d'une microfusée



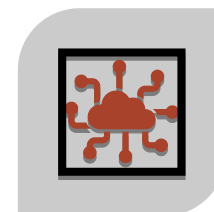
FORUM DU COURS  
SUR LE MOODLE



QCM DE VÉRIFICATION  
DES ACQUIS.



ÉLÉMENTS  
BIBLIOGRAPHIQUES



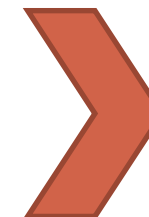
10 TRAVAUX  
**NUMÉRIQUES** SOUS  
FORME DE NOTEBOOK  
JUPYTER



PROJETS  
COLLABORATIFS EN  
GROUPE

## Validation:

- Ø **6 QCM de validation** ..... **30 pts**
- Ø **4 Travaux numériques à rendre** .... **30 pts**
- Ø **1 note de projet** ..... **40pts**



**100 points**



# TIMELINE

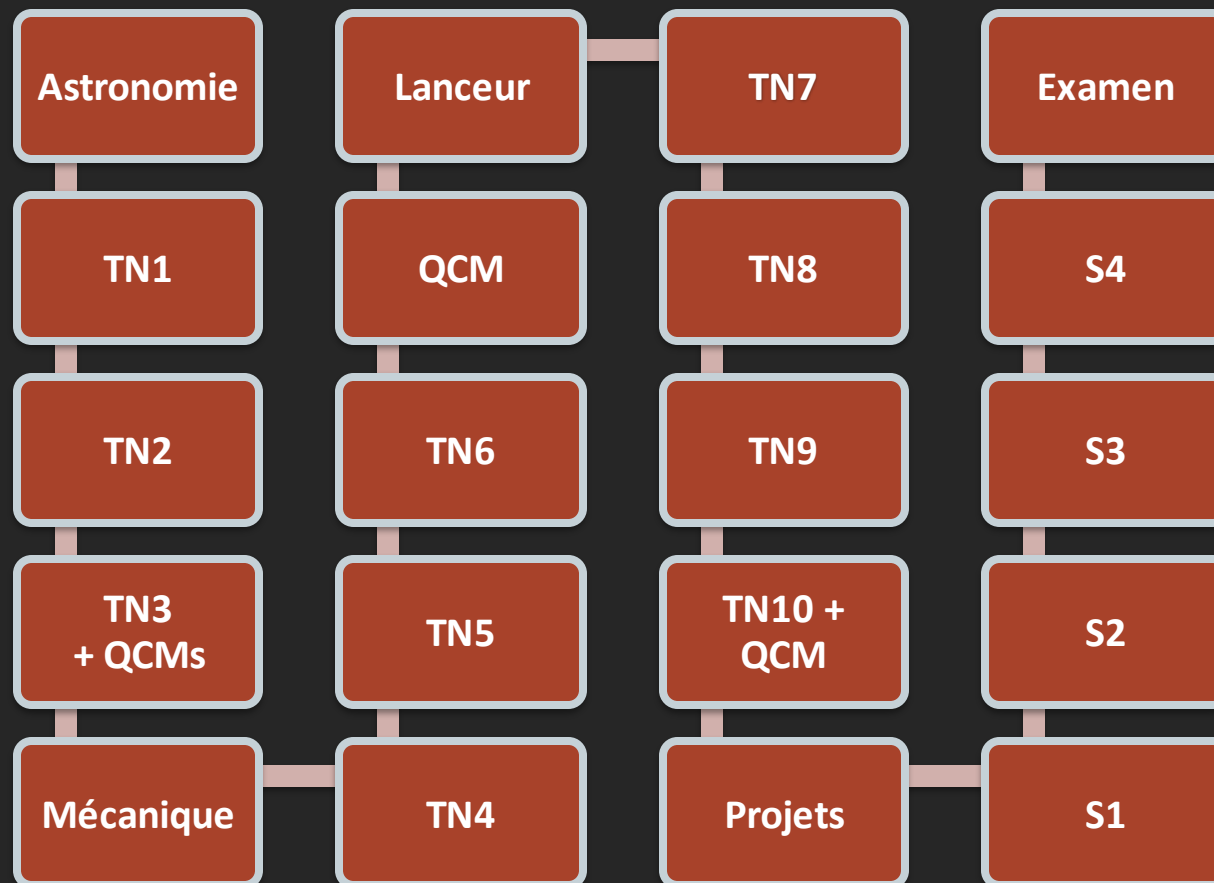
15 séances :

3s Rappels d'Astro

4s Mécanique orbitale

4s Lanceurs

4s Projet



le cnam

-- AER 213 - Fondamentaux de conception spatiale --

**TN n°1 Rappels d'Astronomie**

- Les bases partie 1 -

Repérage et Classification des étoiles

```
Entrée [2]: %matplotlib inline
import numpy as np
import scipy as sp
import matplotlib.pyplot as plt
import time
import pandas as pd
import plotly.express as px
import plotly.graph_objects as go
# Fonction d'affichage et tab
fig = plt.figure(figsize=(10,10))
plt.rc('text', labelsize=16)
plt.rc('font', weight='bold', size=16)
plt.rc('figure', titlefont_size=16)
plt.rc('axes', titlefont_size=16)
plt.rc('axes', labelsize=16)
plt.rc('axes', ticklabelsize=16)
plt.rc('figure', dpi=100)
plt.rc('figure', tight_layout_pad={'x': 10, 'y': 10})
plt.rc('figure', constrained_layout_pad={'x': 10, 'y': 10})
plt.rc('figure', constrained_layout_tight=True)
plt.rc('figure', constrained_layout_compressed=True)
plt.rc('figure', constrained_layout_aspect='equal')
```

Type Markdown and

**I - Se repé systèmes c**

le cnam

-- AER 213 - Fondamentaux de conception spatiale --

**TN n°7 Décollage**

Le Lanceur et le lancement

L'objectif de cette séance est lancement d'un objet celeste de comprendre les éléments lanceur et les contraintes en

```
Entrée [1]: %matplotlib inline
import numpy as np
import pandas as pd
import plotly.express as px
import matplotlib.pyplot as plt
import matplotlib.animation as ani
```

le cnam

-- AER 213 - Fondamentaux de conception spatiale --

**TN n°9 La rentrée Atmosphérique**

Partie 1 - Trajectoires et paramètres importants

simon.marie@lecnam.net

```
Entrée [1]: %matplotlib inline
import numpy as np
import scipy
import matplotlib.pyplot as plt
import matplotlib.animation as ani
import pandas as pd
import plotly.express as px
import plotly.graph_objects as go
# Fonction d'affichage et tab
fig = plt.figure(figsize=(10,10))
plt.rc('text', labelsize=16)
plt.rc('font', weight='bold', size=16)
plt.rc('figure', titlefont_size=16)
plt.rc('axes', titlefont_size=16)
plt.rc('axes', labelsize=16)
plt.rc('axes', ticklabelsize=16)
plt.rc('figure', dpi=100)
plt.rc('figure', tight_layout_pad={'x': 10, 'y': 10})
plt.rc('figure', constrained_layout_pad={'x': 10, 'y': 10})
plt.rc('figure', constrained_layout_tight=True)
plt.rc('figure', constrained_layout_compressed=True)
plt.rc('figure', constrained_layout_aspect='equal')
```

```
Entrée [1]: # Constante calvin:
G=6.67408e-11 # Constante de gravitation
R=6371000 # Rayon terrestre
a
```

Les supports de cours sont organisés en travaux numérique sous la forme de notebook jupyter contenant les éléments théoriques mais également les illustrations et les exercices associés pour mieux comprendre les notions abordées.

En pratique, on considère une orbite initiale circulaire avec  $U_i = \sqrt{\frac{GM_T}{r_i}} = \sqrt{\frac{GM_T}{r_0}}$ .

Ainsi, la conservation de l'énergie sur l'arc orbital donne:

$$\frac{1}{2} U_e^2 - \frac{GM}{r_e} = \frac{1}{2} U_0^2 - \frac{GM}{r_0}$$

soit:

$$U_e = U_0 \sqrt{2z - 1 + \delta^2 + 2\delta \cos(\omega)}$$

De la même façon, en utilisant la conservation du moment cinétique  $r\dot{\theta}$  sur l'arc orbital soit:

Les fichiers notebook sont à télécharger sur le Moodle du cours. (fichier .ipynb)