

INTRODUCTION A LA PROPULSION SOLIDE

Cours CentraleSupélec

Partie 1 : Applications –Théorie générale

Marjolaine LEGAY

Stany GALLIER

Introduction : ArianeGroup

50/50

CO-ENTREPRISE
D'AIRBUS
& DE SAFRAN

3,6 MDSE

DE CHIFFRE
D'AFFAIRES

11

FILIALES
& PARTICIPATIONS
MAJEURES

ENVIRON **9 000**

COLLABORATEURS
EN FRANCE
& EN ALLEMAGNE



**LANCEMENT
SPATIAL**

▶ ARIANE 5
ARIANE 6



DÉFENSE

▶ PROGRAMME M51



**ÉQUIPEMENTS
& SERVICES**

▶ SATELLITES
LANCEURS
SÉCURITÉ
INDUSTRIE



01

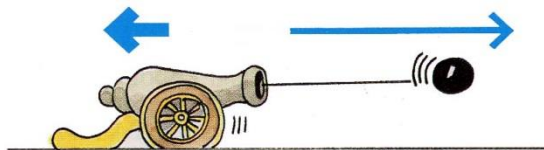
GÉNÉRALITÉS SUR LA PROPULSION SOLIDE

Introduction / historique : propulsion spatiale

Moteur fusée : généralités

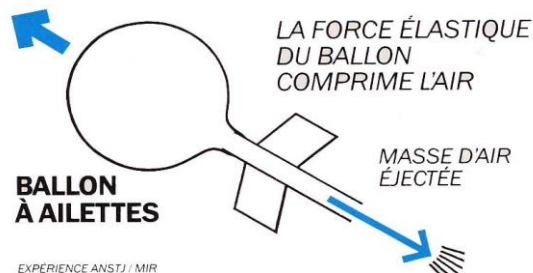
Fonctionnement :

- Fondé sur le principe de la réaction : la force propulsive est obtenue par éjection de gaz vers l'arrière



Familles de moteurs :

- Moteurs aérobie : utilisent l'air atmosphérique.
- Moteurs fusées : source d'énergie stockée dans le mobile :
 - aucun emprunt à l'extérieur
 - fonctionnent dans le vide



Introduction / historique : propulsion spatiale

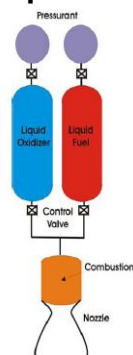
Moteur fusée à propulsion chimique : ergols liquides et propergol solide

Effet propulsif obtenu par :

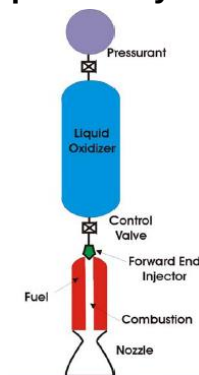
- La combustion d'un propergol constitué d'un corps oxydant (comburant) et d'un corps réducteur (combustible) :
→ Propergols sous forme liquide, solide ou hybride
- L'accélération du fluide à travers une tuyère

Propulseur = Réservoir d'ergols + Chambre de combustion + Tuyère de détente (éjection des gaz + pilotage) + Système d'allumage

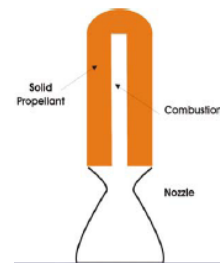
Propulsion liquide



Propulsion hybride

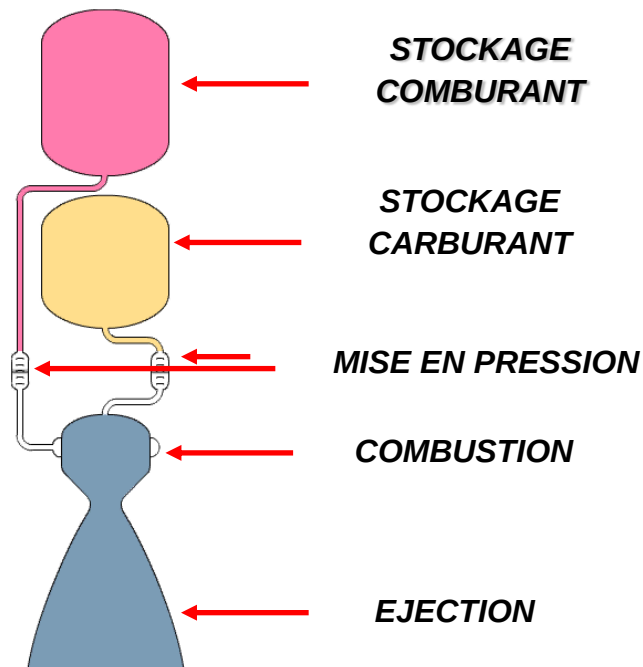


Propulsion solide

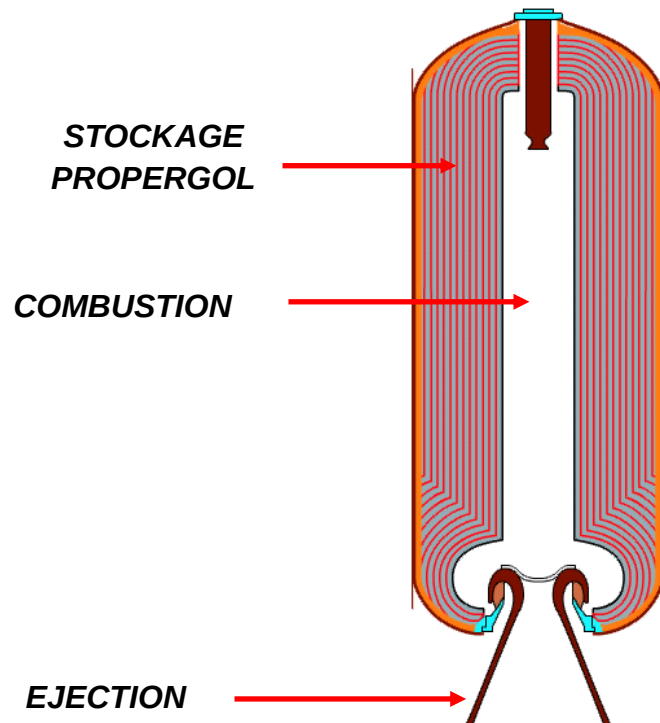


Introduction / historique : propulsion spatiale

Moteur fusée à propulsion chimique : ergols liquides et propergol solide



Moteur à ergols liquides



Moteur à propergol solide

Introduction / historique : propulsion spatiale

Moteur fusée à propulsion chimique : ergols liquides et propergol solide

DOMAINE D'APPLICATION DES PROPERGOLS EN FONCTION DES MISSIONS

Propergols solides

- Durée de vie importante (> 20 ans) et grande disponibilité opérationnelle sans maintenance $\Rightarrow$ *les applications militaires utilisent exclusivement ce type de propergols*
- Capacité à délivrer de fortes poussées pendant un temps court pour un coût attractif $\Rightarrow$ *bien adaptés à la fonction propulseurs de décollage des gros lanceurs civils*
- Utilisables également comme propulsion principale des petits et moyens lanceurs et moteurs d'apogée (circularisation des trajectoires).

Propergols liquides

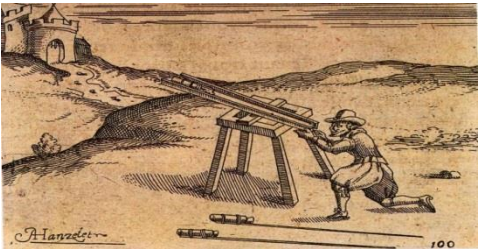
- Capacité à délivrer une forte poussée pendant des temps très longs $\Rightarrow$ *bien adaptés à la propulsion principale des gros lanceurs civils.*
- Modulables, éteignables et rallumables $\Rightarrow$ *bien adaptés aux missions de mise à poste des satellites (circularisation, orientation).*

Introduction / historique : propulsion solide

Historique de la propulsion à propergol solide : quelques illustrations

Invention de
la poudre
noire
(Chine)

VII^{ème}
siècle



XIII^{ème}
siècle

Fusées de guerre

Découverte
des propergols
homogènes (A.
Nobel)

1888



1960

Ariane 5



1996



Ariane 6

Coming soon

X^{ème}
siècle

Engins de
Wubei zhi :
propulsion de
flèches



Voiture Opel équipée
de 24 fusées à poudre
Atteint 170 km/h
en 1928

1928



1981



Navette
spatiale

2012



VEGA



VEGA C

Introduction / historique : propulsion solide

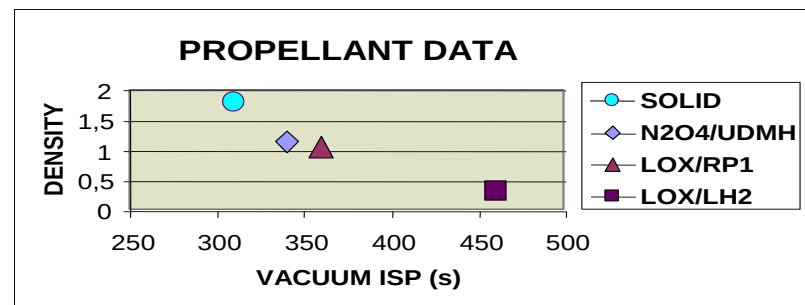
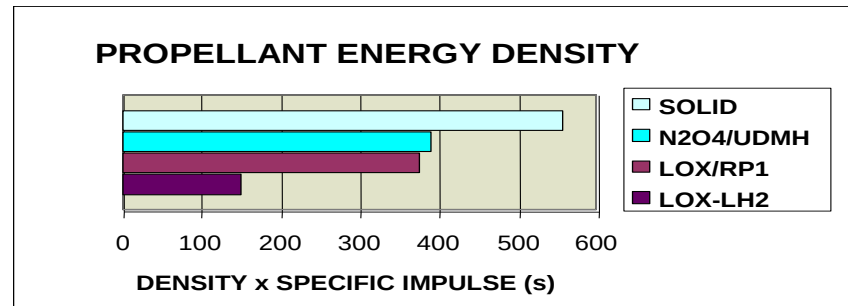
Systèmes propulsifs à propergol solide

Avantages :

- Forte densité d'énergie → forte poussée dans un volume limité.
- Disponibilité → pas d'opérations à réaliser avant lancement.
- Fiabilité → design simple.
- Durée de vie importante sans maintenance.
- Bas coût.

Inconvénients :

- Impulsion spécifique inférieure / propulsion liquide.
- Modulation de poussée à la demande complexe.
- Extinction / Réallumage complexe (limité aux petits moteurs).



Introduction / historique : propulsion solide

Les technologies de la propulsion solide : une grande efficacité économique dans leur domaine d'excellence

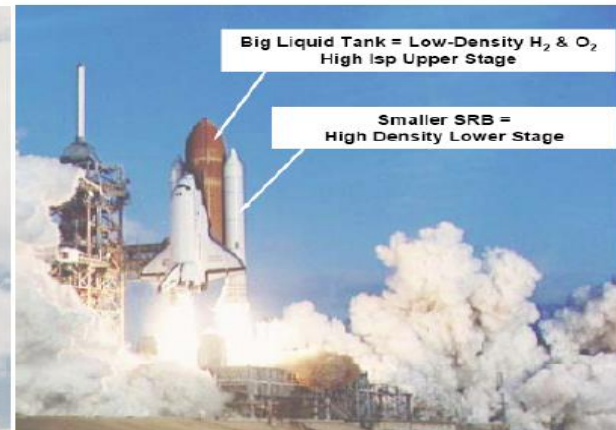
- Pour 40 M€, les 2 EAP d'Ariane 5 communiquent 2 km/s à 200 T.
- Pour 30 M€, l'EPC ajoute 5 km/s aux 30 T restantes.

→ Indice EAP (Solide) = 10 $(=2 \times 200 / 40)$

→ Indice EPC (Liquide) = 5 $(=5 \times 30 / 30)$

Base de prix A5/ECA –PA

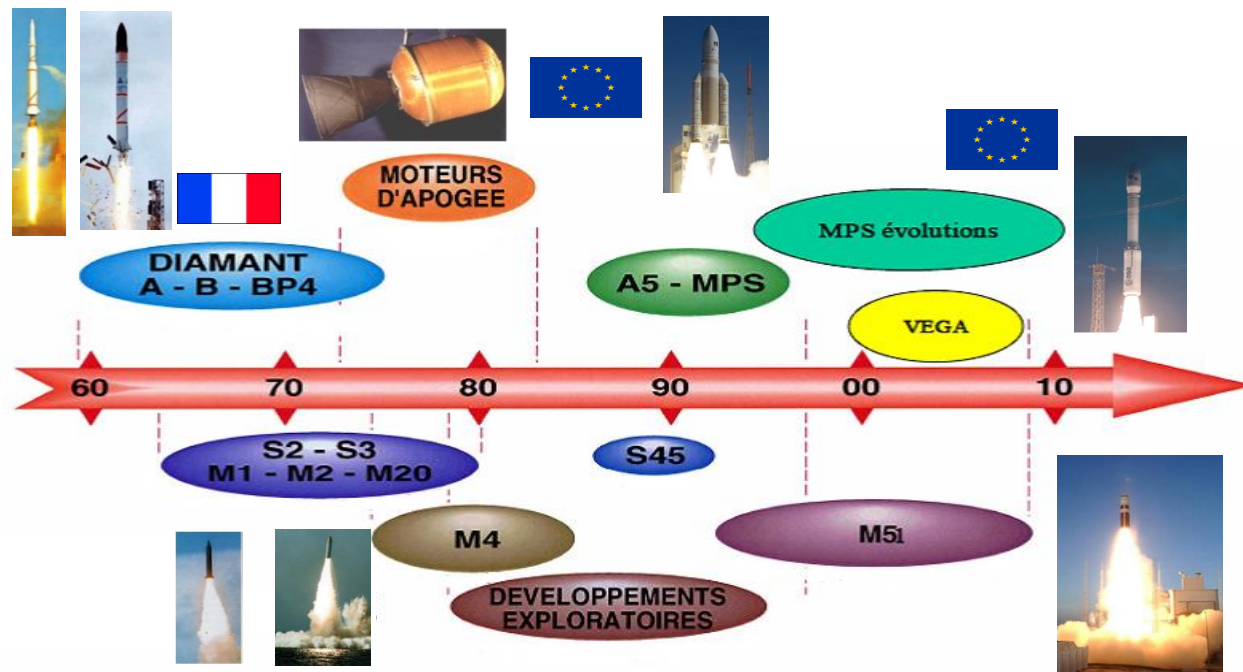
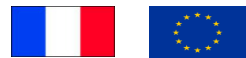
Indice de perfo économique = $(\Delta V \text{ fourni} \times \text{Masse}) / \text{Prix}$



Introduction / historique : propulsion solide

Historique de la propulsion à propergol solide : dualité militaire / civil

FRENCH & EUROPEAN SPACE LAUNCHERS



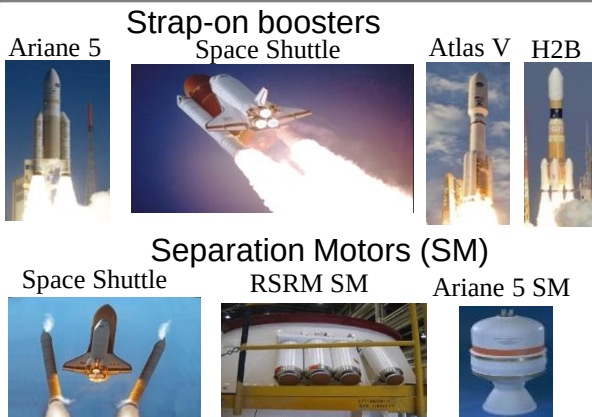
FRENCH BALLISTIC MISSILES



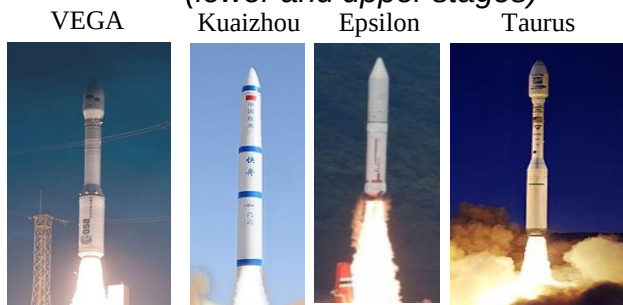
Domaines d'application de la propulsion solide

Space applications

Launchers

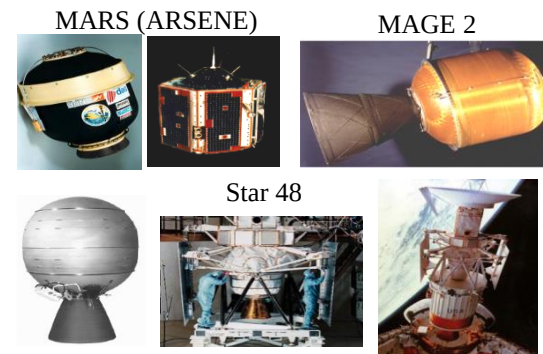


Main stage motors (lower and upper stages)



Satellites

Apogee motors



Military applications

Ballistic missiles



Missile defense



Tactical missiles



Domaines d'application de la propulsion solide

Moteur à propergol solide : principales missions à assurer.

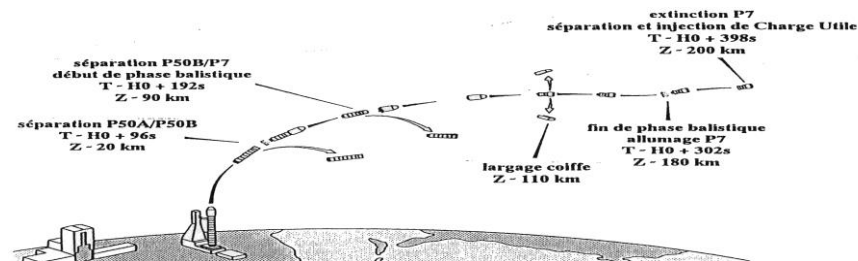
Applications militaires

- Missions balistiques :
 - Transport de charges militaires d'un point à l'autre du globe $\Rightarrow$ Performance = portée.
 - Trajet en et hors atmosphère $\Rightarrow$ engin multi-étages.
- Missions tactiques ou d'interception :
 - Propulsion principale d'intercepteurs (en atmosphère) $\Rightarrow$ engin en général mono-étage
 - Pilotage final d'interception (en ou hors atmosphère) $\Rightarrow$ système multi-tuyères.
 - Performance = destruction objectif (portée, No Escape Zone, ...)

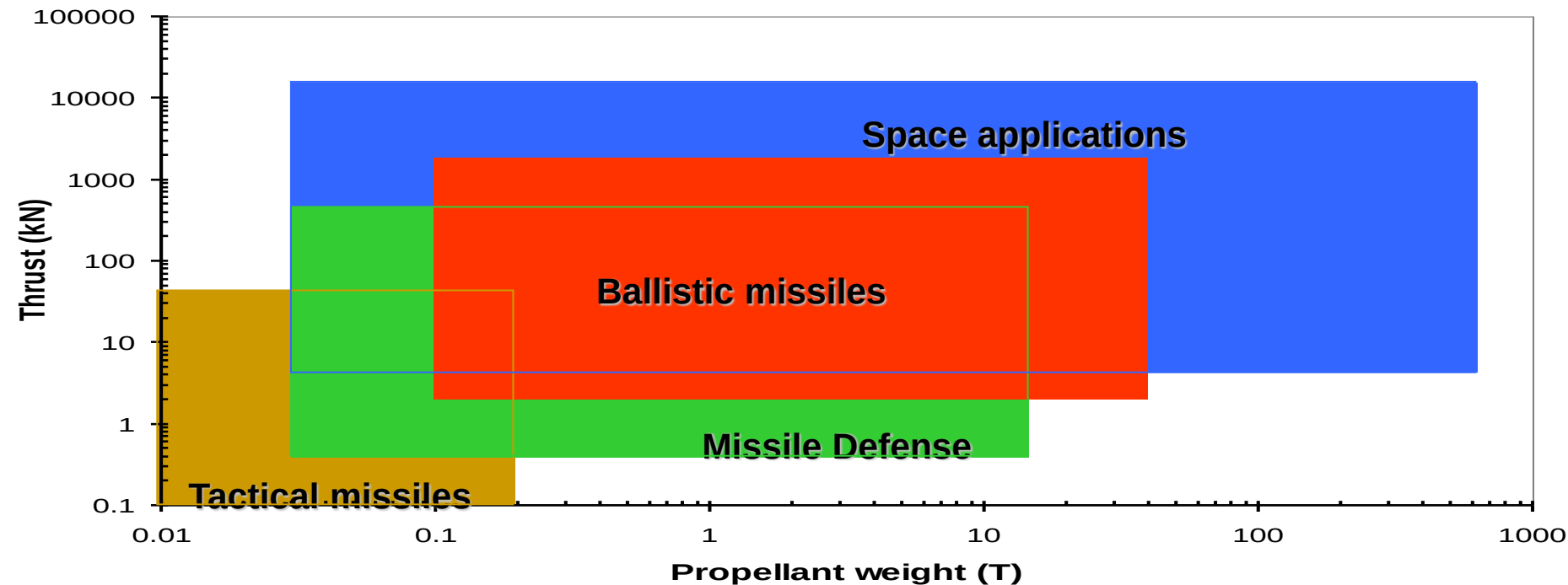


Applications civiles : missions orbitales

- Mise sur orbite de transfert des satellites :
 - Performance = masse du satellite et altitude.
 - Fonctionnement en et hors atmosphère, engin multi-étages.
- Circularisation des trajectoires.
- Manœuvres d'orientation avant et après mise à poste.



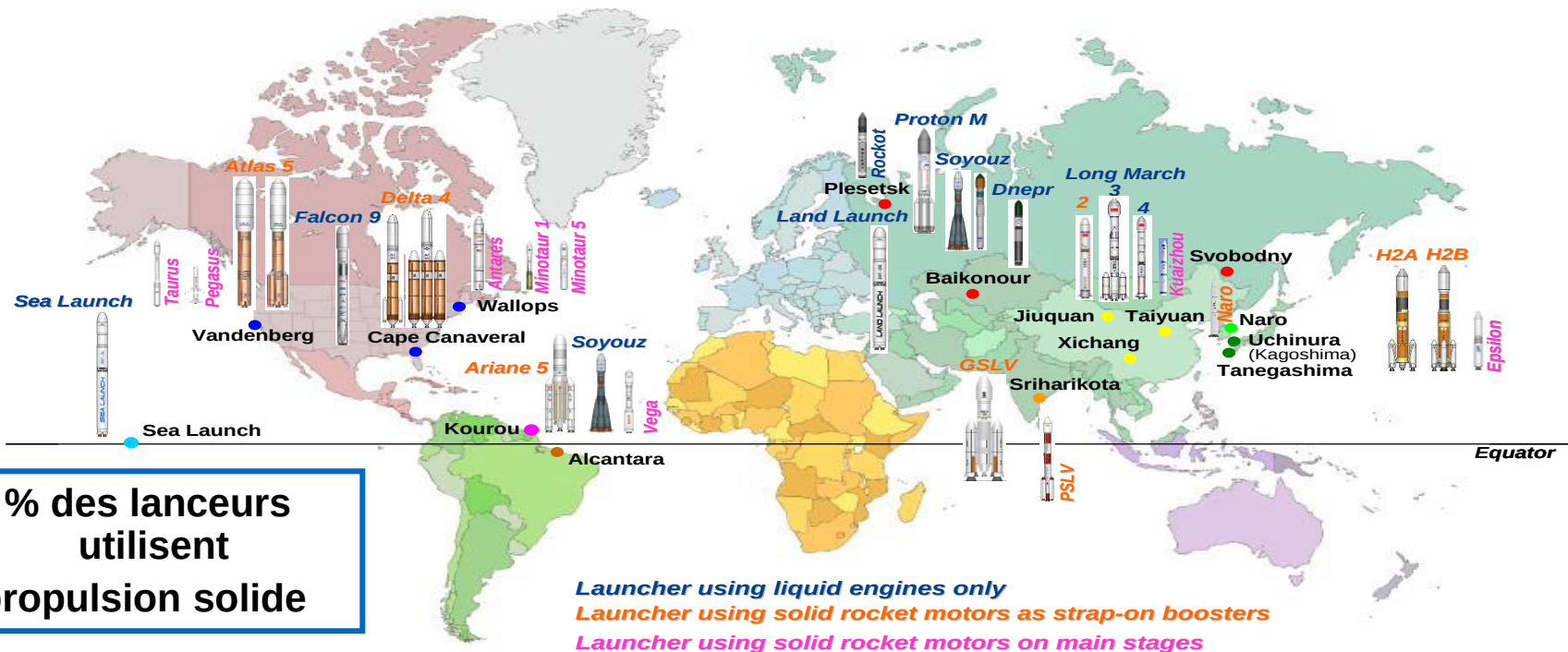
Domaines d'application de la propulsion solide



Domaines d'application de la propulsion solide

Exemples et ordres de grandeurs des propulseurs à propergol solide

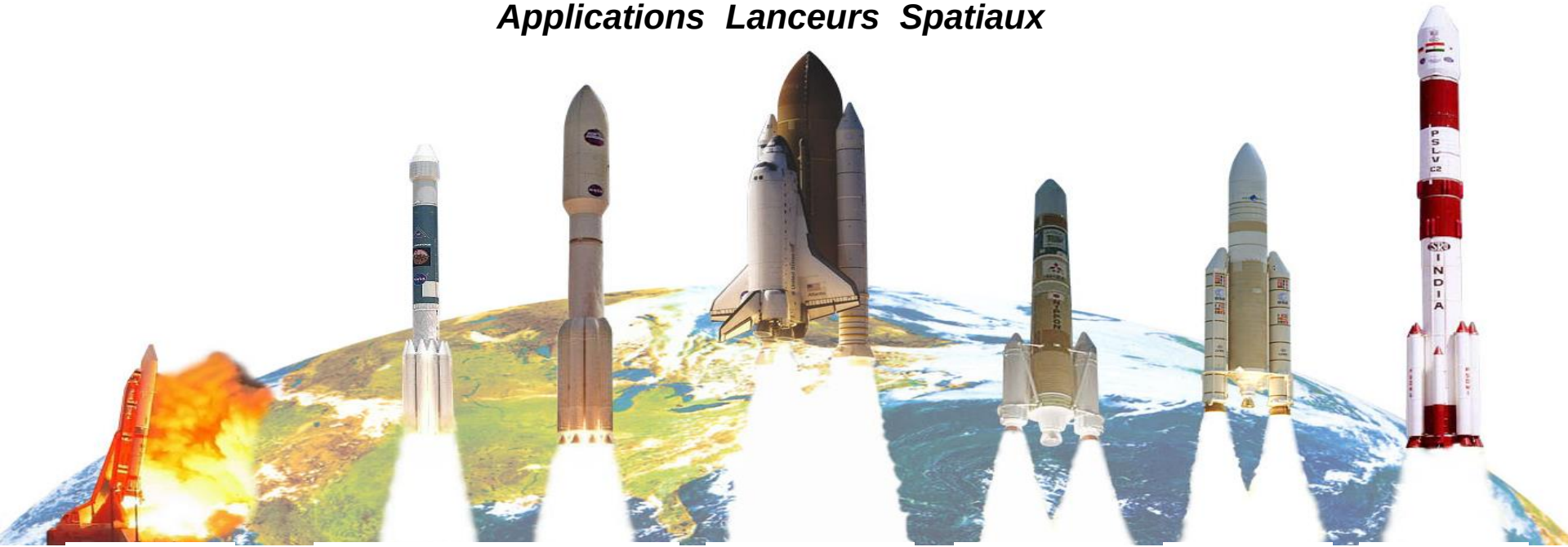
Applications Lanceurs Spatiaux



Domaines d'application de la propulsion solide

Exemples et ordres de grandeurs des propulseurs à propergol solide

Applications Lanceurs Spatiaux



**M V -
Japon**

**Delta II / IV -
USA**

**Atlas V -
USA**

**Space Shuttle -
USA**

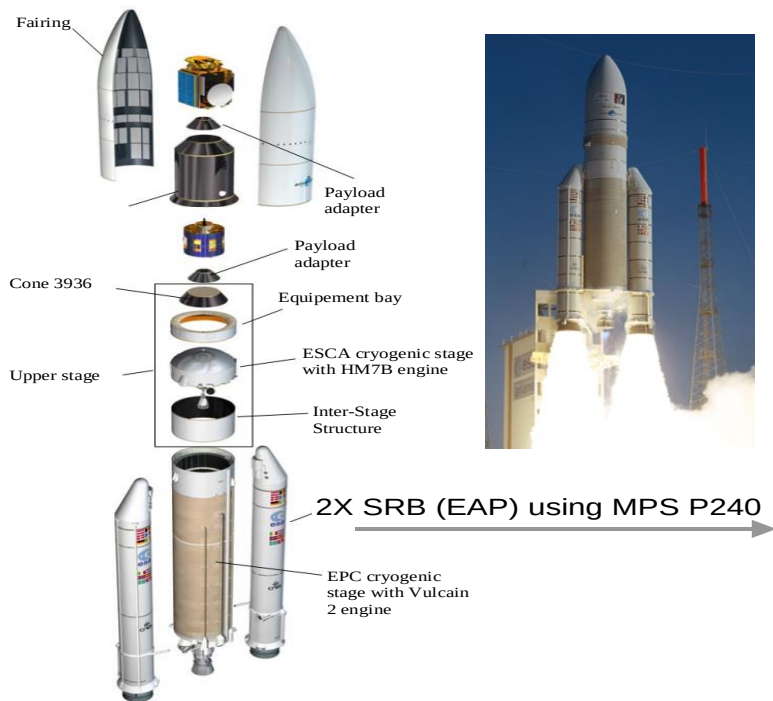
**H II A / B -
Japon**

**Ariane V -
Europe**

**P/G SLV -
Inde**

Domaines d'application de la propulsion solide

Exemples et ordres de grandeurs des propulseurs à propergol solide : MPS Ariane 5



→ Ariane 5 ECA launcher size

- Length = 54 m
- Weight = 780 T

→ A5 ECA Launcher performances

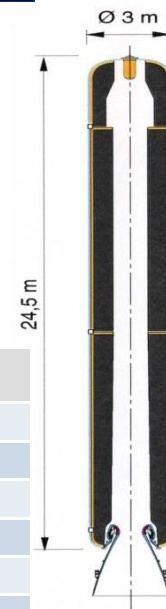
- 10T GTO

→ Status : in production

→ Maiden Flight : 1996 (A5 G), 2002 (A5 ECA)



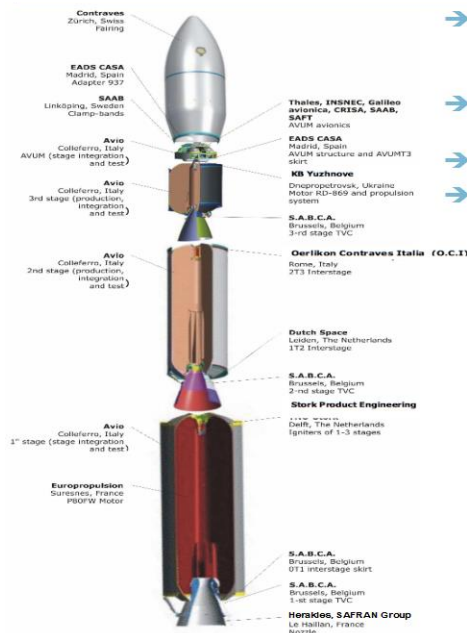
EAP	
Diameter (m)	3.05
Total length (m)	31
Propellant weight (T)	240
Total weight (T)	255
Burn time (s)	129
Vacuum Specific Impulse (s)	274.6
Average Vacuum Thrust (kN)	5000



Domaines d'application de la propulsion solide

Exemples et ordres de grandeurs des propulseurs à propergol solide : VEGA

VEGA SRM : P80, Z23, Z9



→ VEGA launcher size

- Length = 30 m
- Weight = 139 T

→ VEGA Launcher performances

- 1.5T to polar orbit @ 700 km

→ Status : in production

→ Maiden Flight : 2012



	1 st stage	2 nd stage	3 rd stage	4 th stage AVUM (liquid)
	P80	Z23	Z9	
Diameter (m)	3.0	1.9	1.9	2.31
Total length (m)	11.7	7.5	3.5	1.7
Propellant weight (T)	88	24	10.5	0.55
Total weight (T)	95	26	11.4	0.88
Burn time (s)	110	77	120	667
Vacuum Specific Impulse (s)	280.0	287.5	296.0	315.5
Average Vacuum Thrust (kN)	2200	871	260	2.4

Domaines d'application de la propulsion solide

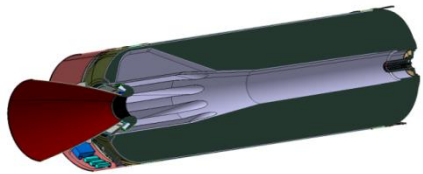
Exemples et ordres de grandeurs des propulseurs à propergol solide : P120C Ariane 6



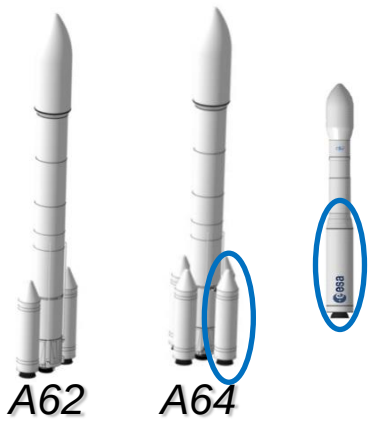
H31 cryogenic upper stage with Vinci engine

H140 cryogenic main stage with Vulcain 2 engine

2 or 4 SRB P120c



P120C



SRM P120c common between Ariane 6 and Vega C

P120C	
Diameter (m)	3.4
Total length (m)	13.8
Propellant weight (T)	135
Total weight (T)	146
Burning time (s)	130
Vacuum Specific Impulse (s)	278.4
Average Vacuum Thrust (kN)	2800

Domaines d'application de la propulsion solide

Exemples et ordres de grandeurs des propulseurs à propergol solide : Navette Spatiale Américaine



SPACE SHUTTLE

SPACE SHUTTLE / RSRM

Poussée maximale = 1350 T

Masse propergol = 500 T

Segments = 4

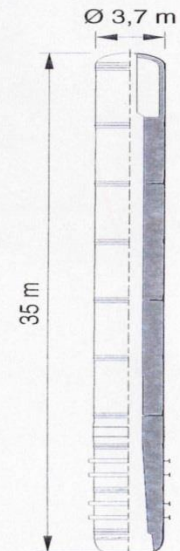
Conçu pour 20 recyclages

- Gain sur part moteur = 15 %
- Gain sur part étage = 50 %

Année de qualification = 1980 / 1988

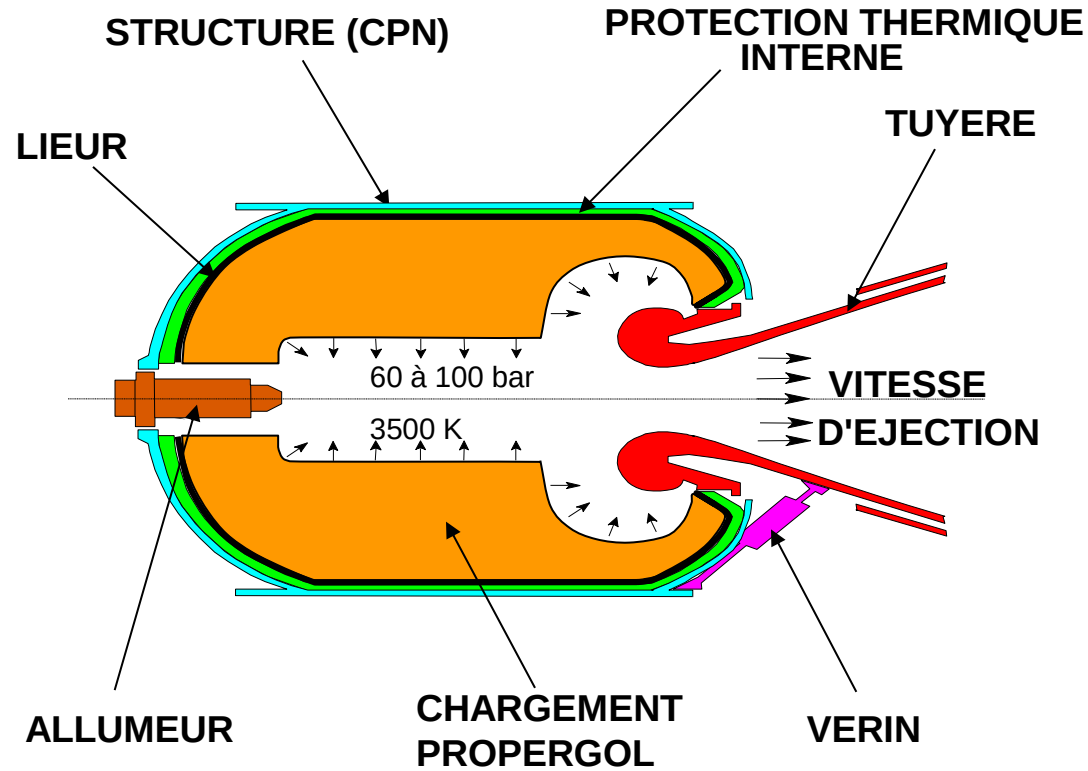
Moteurs tirés en vol ≈ 200

Echec = CHALLENGER - Janvier 1986

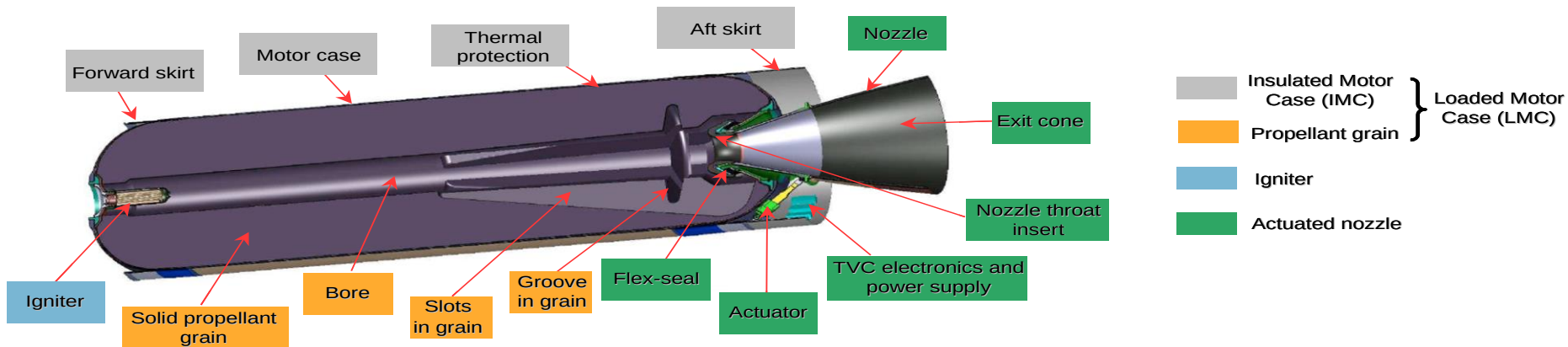


RSRM

Constitution générale d'un propulseur à propergol solide



Constitution générale d'un propulseur à propergol solide



→ Motor Case

- Contain high pressure, hot gases → combustion chamber
- Solid propellant storage container → motor tank
- Maintain SRM tightness and mechanical integrity

→ Thermal Protection

- Prevent hot gases from burning through case
- To make motor impermeability for composite case

→ Skirts

- Attach points to launcher / payload
- Transmit thrust loads to launcher

→ Propellant

- Grain Burns and generates hot gas
- Control rate and profile of hot gas generation → flow rate

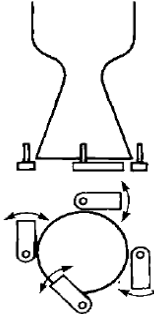
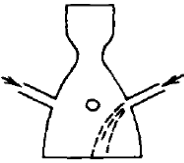
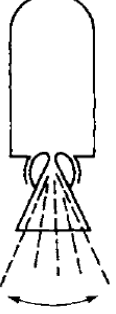
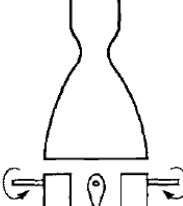
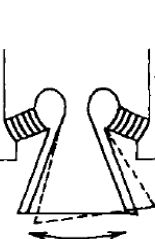
→ Igniter

- Ignite propellant grain on command

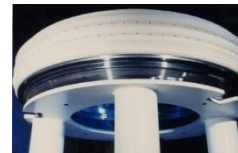
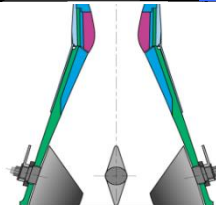
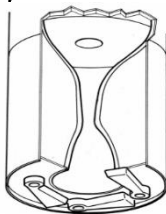
→ Actuated Nozzle

- Accelerate hot gas to high velocity → thrust
- Control direction of hot gases and thrust vector → TVC
- Maintain SRM tightness and mechanical integrity

Les propulseurs à propergol intègrent des éléments de contrôle du vecteur poussée pour le pilotage.

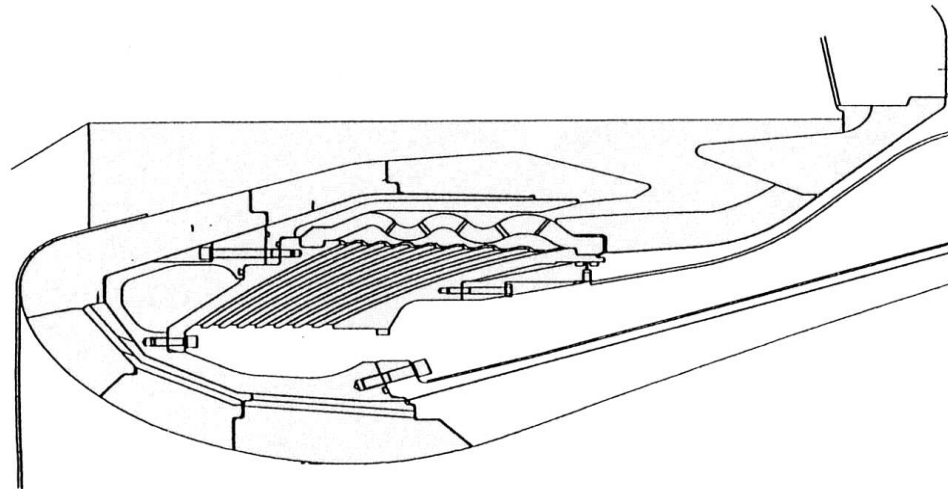
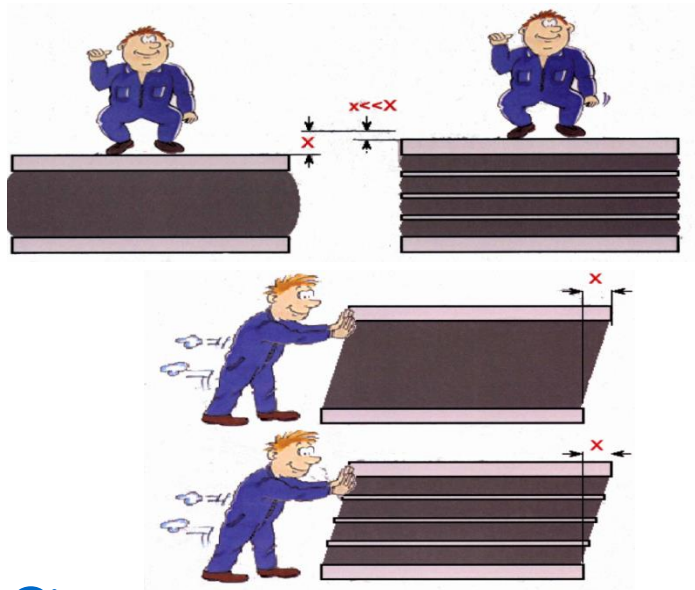
Jet tabs	Side injection	Flexible nozzle joint	Jet vanes	Flexible laminated bearing
 Four paddles that rotate in and out of the hot gas flow	 Secondary fluid injection on one side at a time	 Sealed rotary ball joint	 Four rotating heat resistant aerodynamic vanes in jet	 Nozzle is held by ring of alternate layers of molded elastomer and spherically formed sheet metal

Gros propulseurs



Butée flexible

- Alternance de lames rigides / élastomères :
 - Meilleure résistance à la compression.
 - Bonnes performances en cisaillements.



Allumage

Allumeur = petit propulseur

Dispositif d'Allumage
(allumeur / DAL) =

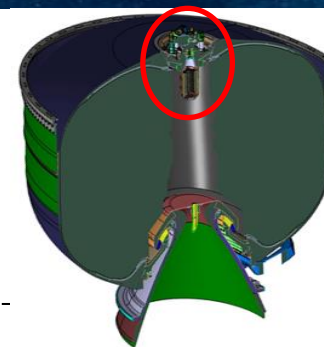
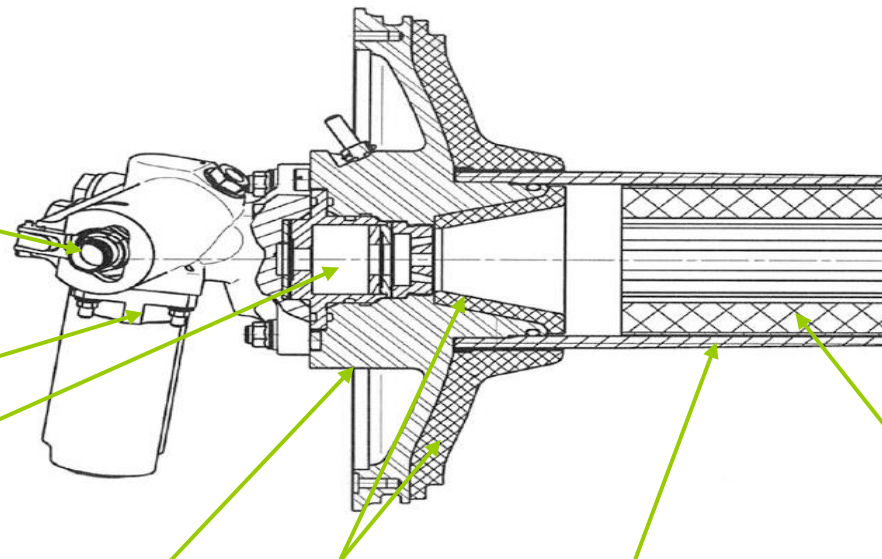
Chaîne d'Initiation
Pyrotechnique (CIP)

Dispositif d'initiation
(inflammateur /
initiateur / étoupille)
+ Dispositif de sécurité
(Boîtier d'armement / BA)
+ Charge Relais (CR)

+

Charge Principale (CP)

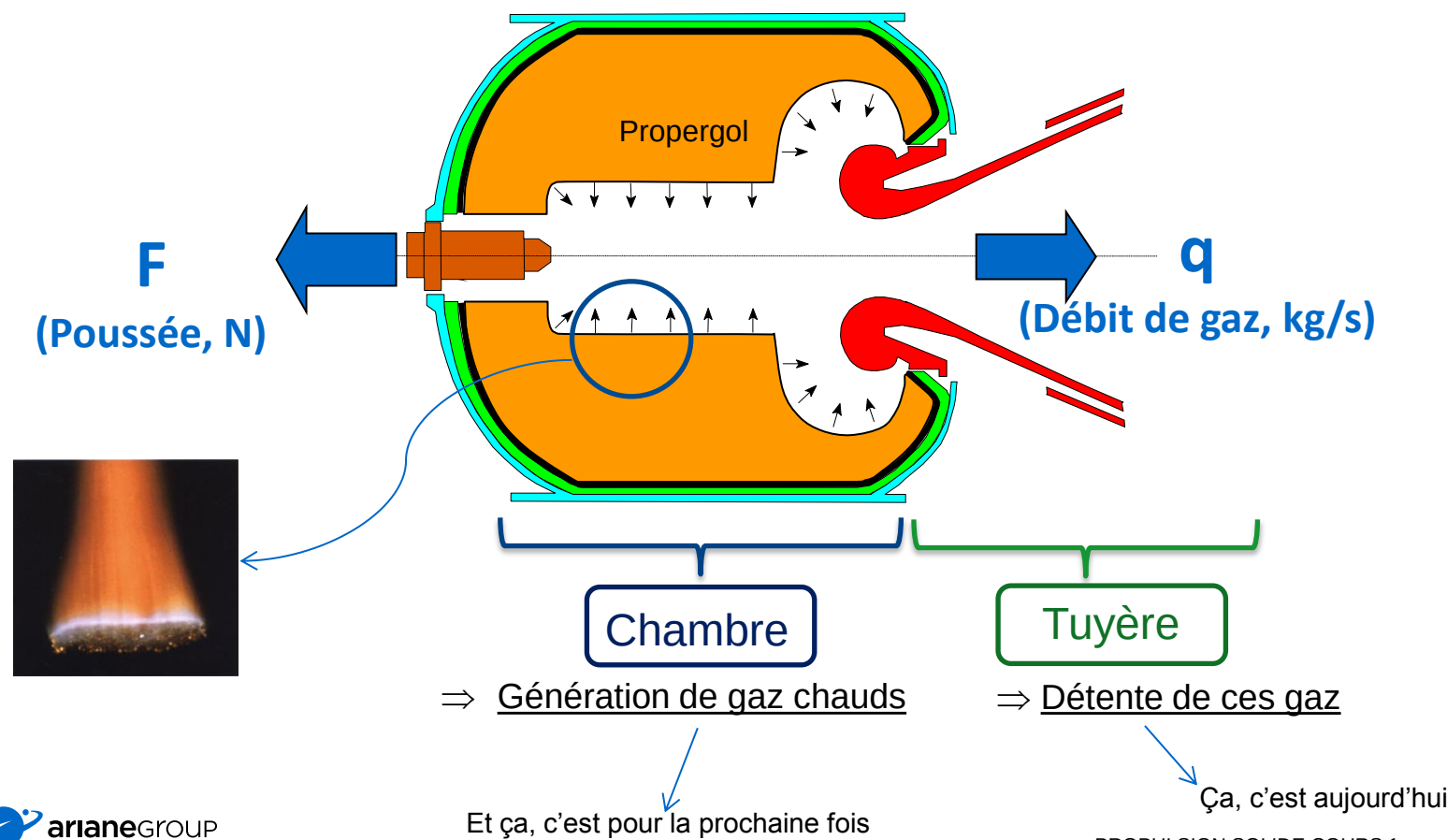
= couvercle + PT + Corps de CP (CCP) + Chargement Principal



02

THEORIE GENERALE

Moteur à propergol solide : aperçu



Notion de poussée

- Principe de la réaction $\Rightarrow$ force propulsive obtenue par éjection de gaz vers l'arrière



- Conservation de la quantité de mouvement $(m-dm).dv = -v_e \cdot dm \Rightarrow dv \approx -v_e \cdot dm/m$

- Principal fondamental de la dynamique $F = m.dv/dt$

$$\Rightarrow |F| = v_e \, dm/dt$$

$\Rightarrow$ Force reçue (=poussée) égale au produit de la vitesse d'éjection (v_e) par le débit éjecté ($q=dm/dt$)

Notion de poussée

- Forces liées à la pression environnante p_a

$$F_a = (p_e - p_a) \cdot S_e$$

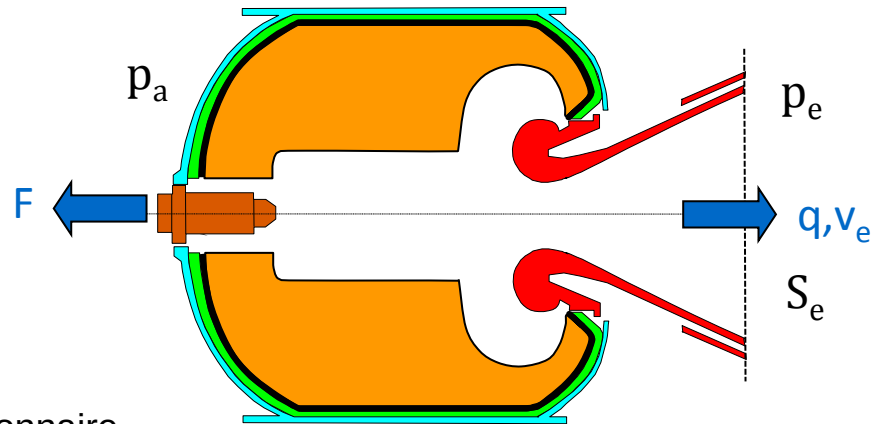
- D'où

$$F = q v_e + (p_e - p_a) \cdot S_e$$

- Relation valable pour p_e uniforme et fonctionnement stationnaire

- Cas particuliers

- ✓ Dans le vide $p_a = 0$
- ✓ Tuyère "adaptée" $p_e = p_a$



➡ Comment connaître (et maximiser) la vitesse d'éjection v_e ?

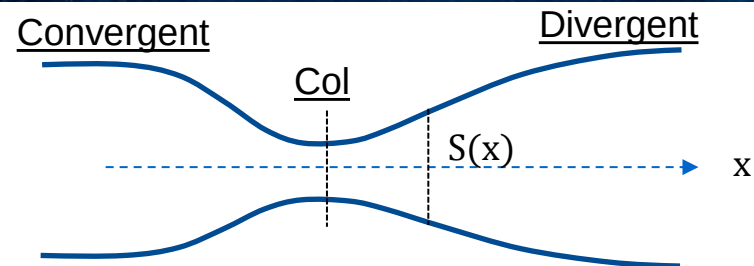
Ecoulement en tuyère

■ Equations de base

- ✓ Fluide parfait $p = \rho \cdot (R/\mathcal{M}) \cdot T$
- ✓ Evolution isentropique $c^2 = dp/d\rho$
- ✓ Ecoulement unidimensionnel et stationnaire

■ Conservation de la

- | | | |
|-------------------------|----------------------|-----|
| ✓ Masse | $d(\rho u S) = 0$ | (1) |
| ✓ Quantité de mouvement | $dp + \rho u du = 0$ | (2) |
| ✓ Energie | $dh + u du = 0$ | (3) |



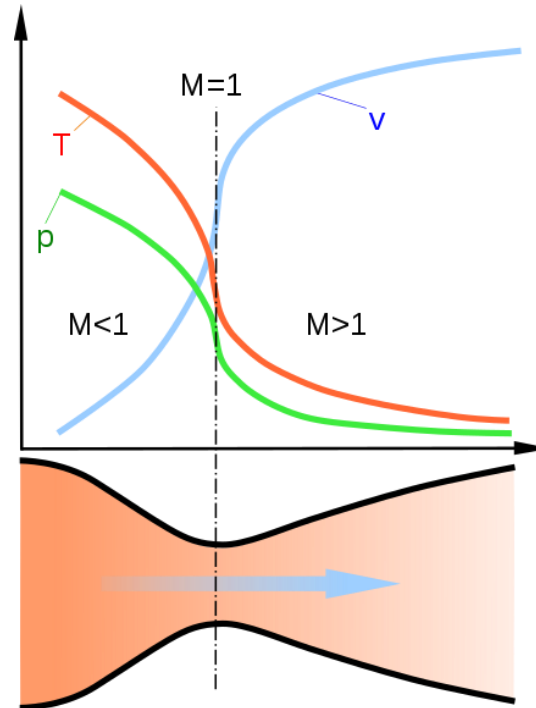
$$\left. \begin{aligned} (1) &\Rightarrow d\rho/\rho + du/u + dS/S = 0 \\ (2) &\Rightarrow d\rho/\rho = -u^2/c^2 \cdot du/u \end{aligned} \right\}$$

$$\Rightarrow \text{Relation d'Hugoniot} \quad \frac{dS}{S} = (M^2 - 1) \frac{du}{u}$$

- $M=1 \Rightarrow dS=0 \Rightarrow$ donc au col (tuyère “amorcée”)
- Alors u continue à augmenter dans le divergent

Ecoulement en tuyère : évolution des grandeurs

- Avec ces équations, on détermine aussi l'évolution de ρ , p , T et v



Chambre
 $T_{ch} \quad p_{ch} \quad v_{ch} \sim 0$

Sortie
 $T_e \quad v_e \quad p_e$

Au col (avec $\gamma=1,2$)

$$\frac{T_{col}}{T_{ch}} = \frac{2}{\gamma + 1} \approx 0.91$$

$$\frac{p_{col}}{p_{ch}} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \approx 0.57$$

Ecoulement en tuyère : débit

- On déduit aussi le débit $q = \rho u S$

$$q = C_d \cdot p_{ch} \cdot S_{col} \quad C_d = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{R} \frac{\mathcal{M}}{T_{ch}}}$$

- Le coefficient C_d est le coefficient de débit. Il ne dépend que des propriétés des gaz produits.
- On utilise aussi couramment la vitesse caractéristique $C^* = 1 / C_d$

Ecoulement en tuyère : vitesse d'éjection

- Et aussi la vitesse d'éjection v_e

$$v_e = \sqrt{\left[1 - \left(\frac{p_e}{p_{ch}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right] \frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{RT_{ch}}{\mathcal{M}}}$$

- Celle-ci augmente pour
 - ✓ Gaz léger ($\mathcal{M}$ faible) et chauds (T_{ch} élevé)
 - ✓ Pression chambre p_{ch} élevée et pression de sortie p_e faible
 - ✓ Elle est typiquement de l'ordre de 2000~3000 m/s

- Vitesse maximale : vitesse de Crocco $v_{e,max} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{RT_{ch}}{\mathcal{M}}}$

Ecoulement en tuyère : poussée

- On déduit au final la poussée

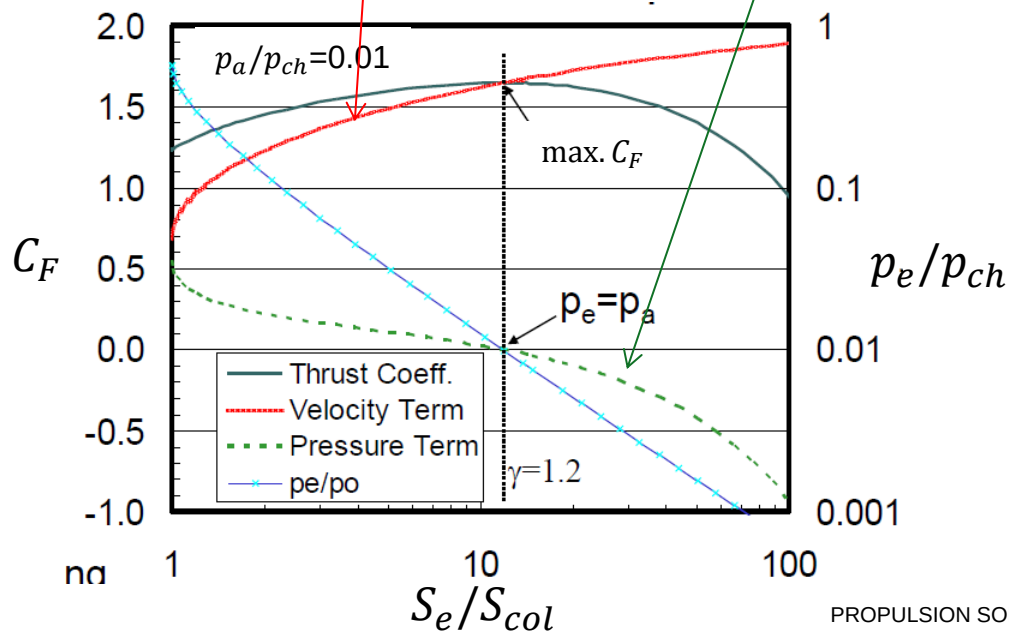
$$F = qv_e + (p_e - p_a)S_e \quad \xrightarrow{\text{devient}} \quad F = C_F \cdot p_{ch} \cdot S_{col}$$

$$C_F = \underbrace{\sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_{ch}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}}_{\text{Lié à la vitesse de sortie (toujours positif)}} + \underbrace{\frac{p_e - p_a}{p_{ch}} \frac{S_e}{S_{col}}}_{\text{Lié à la pression de sortie (positif ou négatif)}}$$

Ecoulement en tuyère : poussée

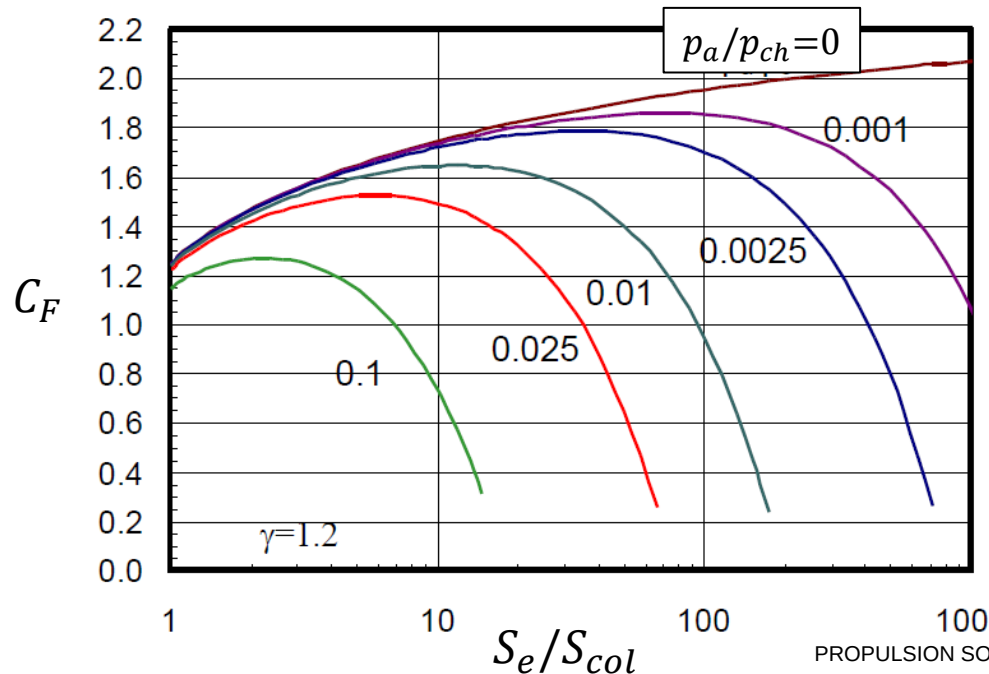
- La poussée (et donc le C_F) est maximale quand la tuyère est adaptée, soit $p_e = p_a$

$$C_F = \underbrace{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_{ch}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}_{\text{Velocity Term}} + \underbrace{\frac{p_e - p_a}{p_{ch}} \frac{S_e}{S_{col}}}_{\text{Pressure Term}}$$



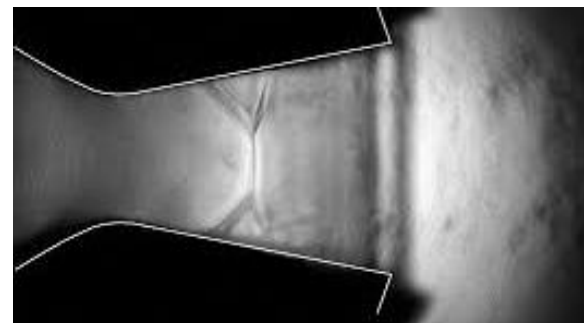
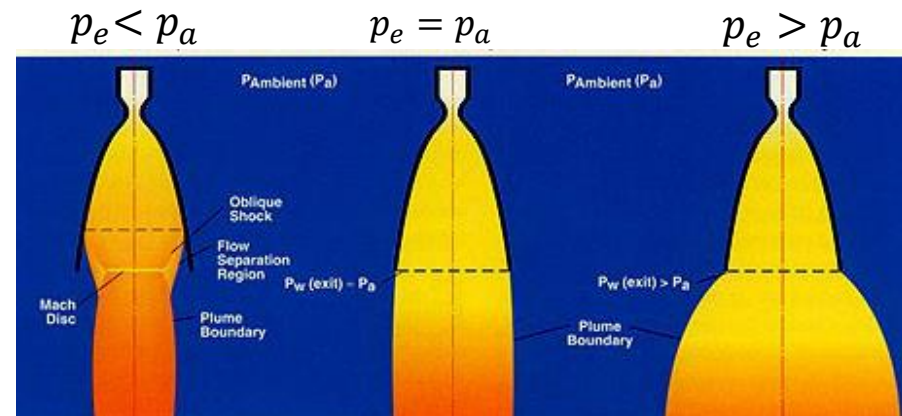
Ecoulement en tuyère : poussée

- La poussée (et donc le C_F) augmente quand p_a diminue et p_{ch} augmente
- Pour une pression chambre donnée, permet de se fixer le rapport de section S_e/S_{col}
- Mais p_a n'est pas constant au cours du vol !



Ecoulement en tuyère: adaptation

- Désadaptation de tuyère ($p_e \neq p_a$)
 - ✓ Sous-détendue $p_e > p_a$
 - ✓ Sur-détendue $p_e < p_a$
- Décollement possible dans le divergent si $p_e < p_a$
 - ✓ A éviter : pertes de performances / charge latérales
 - ✓ Beaucoup de critères expérimentaux
 - Sommerfeld $p_{e,sep}/p_a \approx 0.25 - 0.4$
 - Kalt-Bendall $p_{e,sep}/p_a = 0.66(p_{ch}/p_a)^{-0.2}$
 - ...



Impulsion spécifique

- Les performances du moteur sont déterminées par l'impulsion spécifique

$$I_s = \frac{F}{q \cdot g_0} \longrightarrow \text{Accélération de la pesanteur } 9.81 \text{ m/s}^2$$

- ✓ Homogène à un temps $\Rightarrow$ durée pendant laquelle 1 kg de propergol fournit 1 kg de poussée
 - ✓ I_s élevée $\Rightarrow$ grande poussée à débit donné
 - ✓ Non-intrinsèque $\Rightarrow$ combine caractéristiques énergétiques et conditions de fonctionnement
- $\Rightarrow$ Toujours préciser les conditions, par ex. $I_{s,70/1}$ ($p_{ch}=70 \text{ bar}$, $p_a = 1 \text{ bar}$)

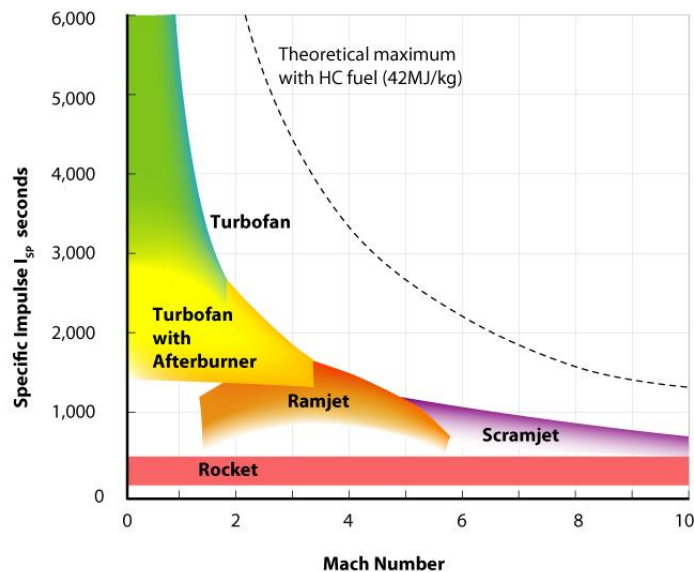
- Rappelons que

$$q = C_d \cdot p_{ch} \cdot S_{col} \quad F = C_F \cdot p_{ch} \cdot S_{col}$$

$$\text{D'où} \quad I_s = \frac{C_F}{C_d g_0} = \frac{C_F C^*}{g_0}$$

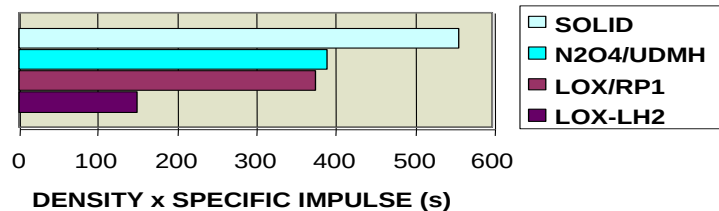
Impulsion spécifique

- Valeurs typiques
 - ✓ Propulsion liquide (LO_2/LH_2) : 450 s.
 - ✓ Propulsion solide : ~250 s.
- Moteurs aérobies meilleurs (mais ils n'embarquent pas leur oxydant !)



(source : Wikipedia)

PROPELLANT ENERGY DENSITY



Le propergol solide est le plus performant à volume fixé

Impulsion spécifique

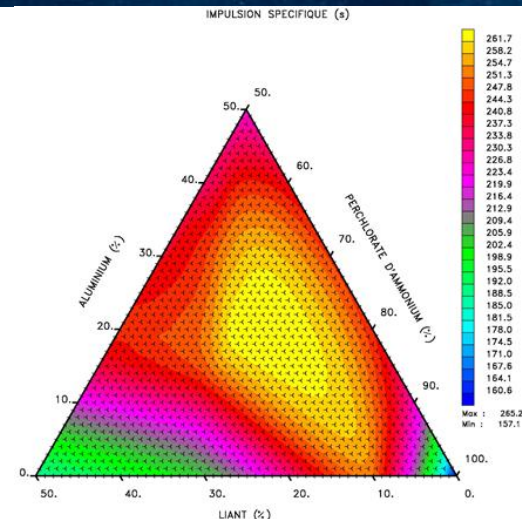
- Cette impulsion peut être déterminée théoriquement $\Rightarrow I_s, theo$
 - ✓ Calcul thermodynamique pour un propergol donné
 - ✓ Permet de déterminer $\gamma, T_{ch}, \mathcal{M}$ et donc C_d
- [Rem : pour comparer les propergols, calculer I_s dans les mêmes conditions]

- Ou déterminée par tir $\Rightarrow I_s, tir$

- ✓ On mesure la poussée F
- ✓ On en calcule l'intégrale $IFt = \int_0^T F dt$
- ✓ Puis

$$F = I_s q g_0 \quad \Rightarrow \quad IFt = I_s M_{prop} g_0$$

$$\Rightarrow I_s = IFt / (M_{prop} g_0)$$



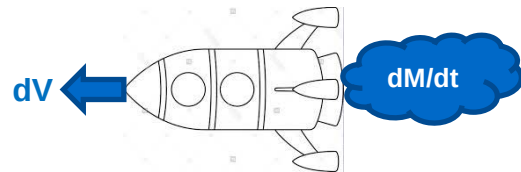
Pertes d'impulsion spécifique

- Concrètement, l'impulsion spécifique théorique diffère de celle du tir
- Le rendement d'impulsion $\eta_{Is} = I_{s, tir} / I_{s, theo}$ est typiquement de l'ordre de 0.9 (donc ~10 % de pertes)
- Principales sources de pertes :
 - ✓ Pertes par divergence : écoulement n'étant pas éjecté de façon parallèle ~ 2 – 3 %
 - ✓ Pertes cinétiques : équilibre chimique non atteint dans la tuyère ~ 0.5 – 1 %
 - ✓ Pertes visqueuses : couche limite en paroi tuyère ~ 1 – 2 %
 - ✓ Pertes thermiques : chaleur perdue dans la structure et la tuyère ~ 0.5 %
 - ✓ Pertes diphasiques : liées à la présence de particules ~ 3 – 5 %
- N.B. Ces pertes se répartissent (de manière différente) sur le C_F et le C^*
- On rappelle que $I_s = \frac{C_F C^*}{g_0} \Rightarrow \eta_{Is} = \eta_{C_F} \cdot \eta_{C^*}$

Performance globale – Indice Constructif

- La performance du système peut être traduite comme un incrément de vitesse ΔV communiqué au lanceur

$$M \frac{dV}{dt} = -\frac{dM}{dt} I_s g_0 \Rightarrow dV = -\frac{dM}{M} I_s g_0 \Rightarrow \Delta V = \ln \left(\frac{M_{initiale}}{M_{finale}} \right) \cdot I_s g_0$$



- On définit alors l'indice constructif $\Pi = \frac{M_{inerte}}{M_{propergol}}$ - Valeur typique: 0.06 à 0.2

- Le premier terme devient alors :

$$\Delta V = \ln \left(\frac{1+\Pi}{\Pi} \right) \cdot I_s g_0$$

- L'incrément de vitesse est donc lié à l'impulsion spécifique et à l'indice constructif

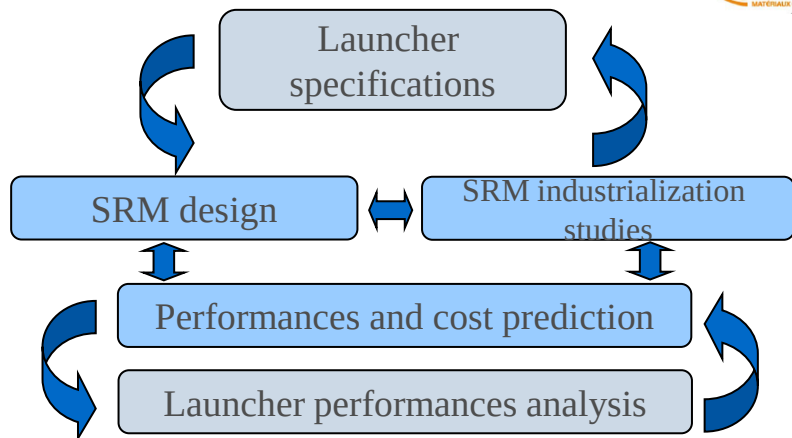
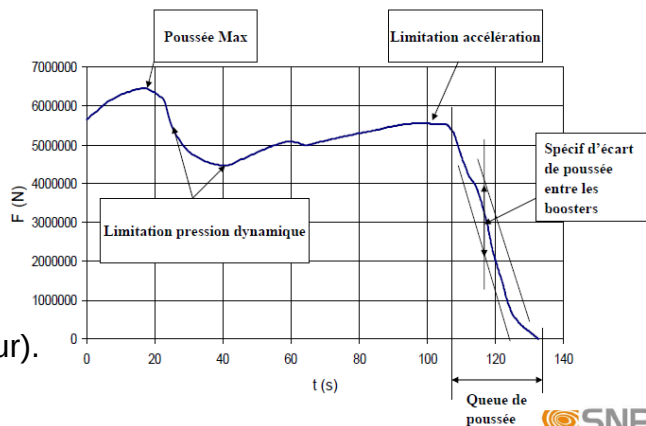
03

CONCEPTION

Conception

Conception d'un propulseur

- Spécification de performances :
 - Profil de poussée.
 - Indice structural= Masse inerte / Masse de propergol.
 - Dimensions générales.
 - Performances de pilotage.
 - Contraintes de vol :
 - Pression dynamique, flux thermiques (impacts sur la structure du lanceur).
 - Instabilités de poussée (impact sur la partie haute).
- Réduction de coûts.
- Cycles de fabrication / Contraintes procédés.
- Conditions environnementales :
 - Charge mécanique, charges thermiques , ...
- Durée de vie.
- Spécification de fiabilité / sécurité / sûreté.



INTRODUCTION A LA PROPULSION SOLIDE

Cours CentraleSupélec

Partie 2 : Propergols solides – Thermique propulseur

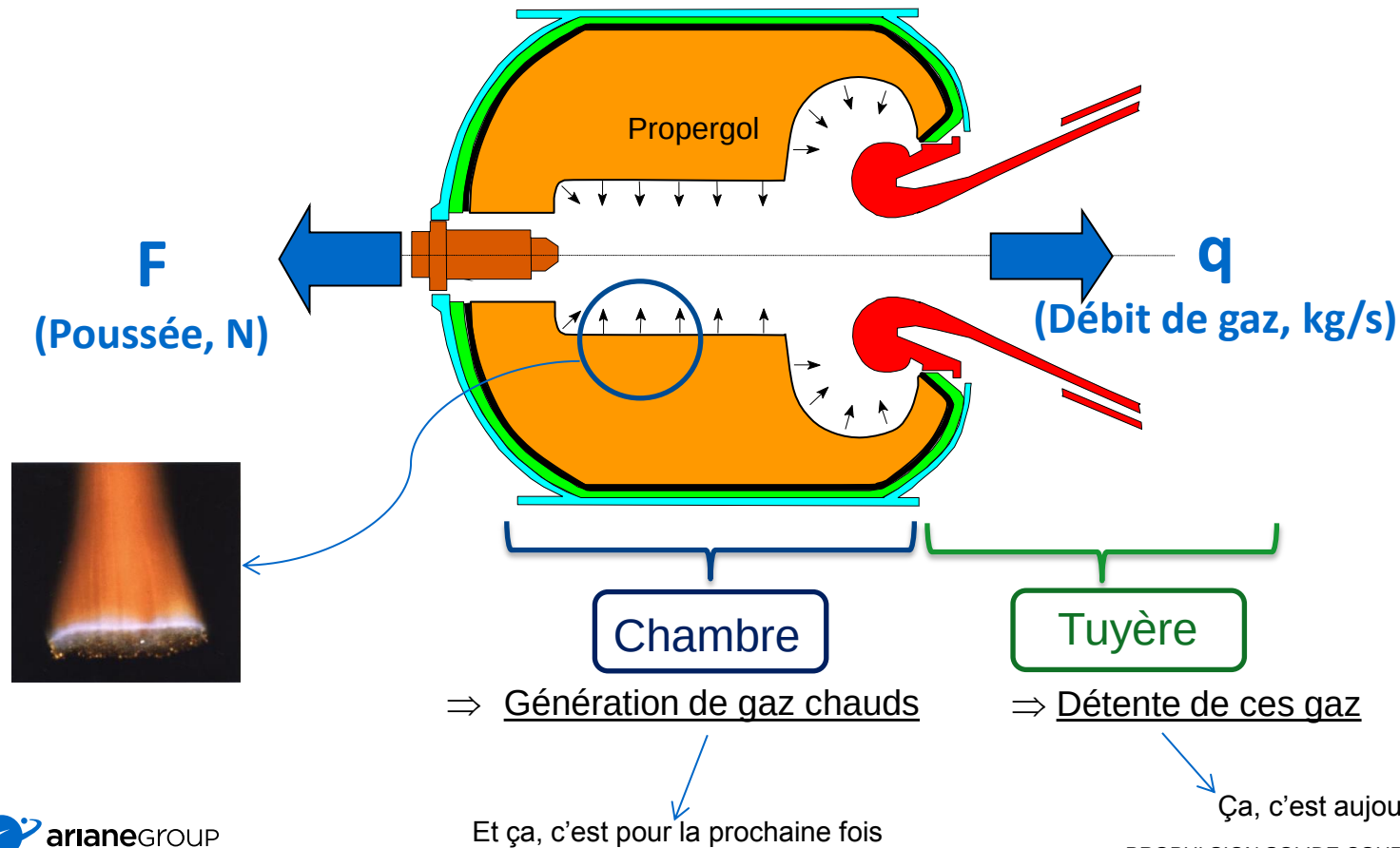
Marjolaine LEGAY

Stany GALLIER

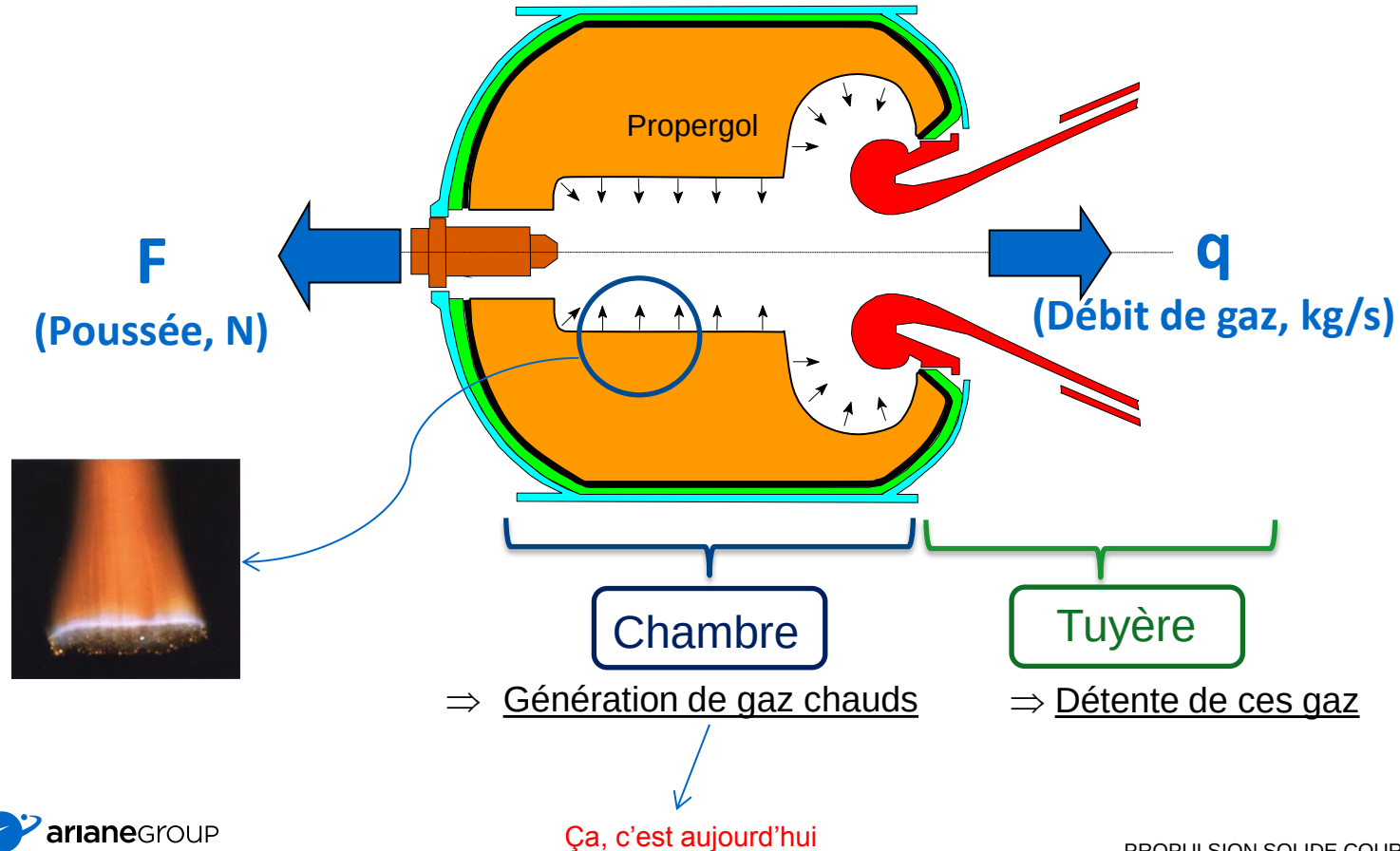
01

PROPERGOLS SOLIDES

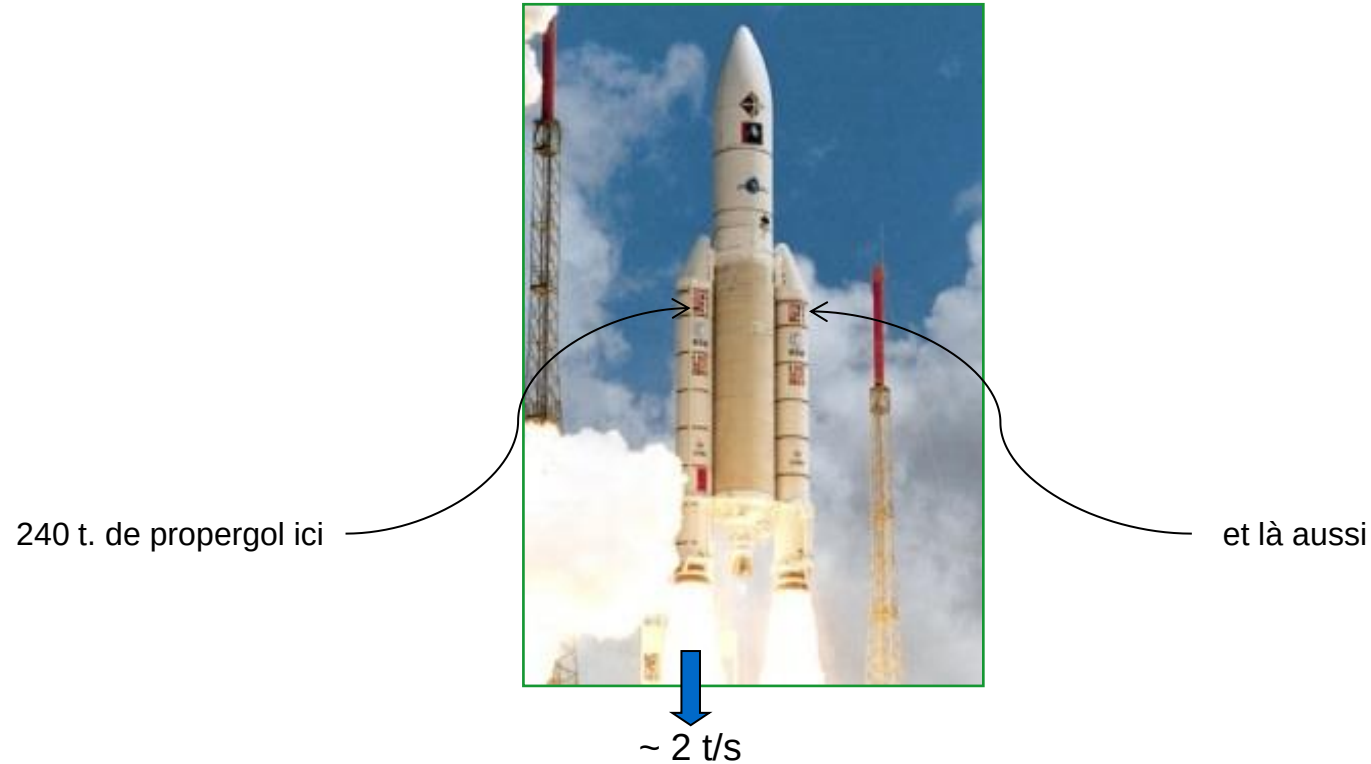
Moteur à propergol solide : aperçu



Moteur à propergol solide : aperçu

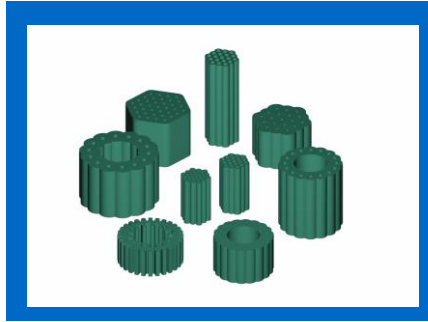


Propergols solides



➔ La combustion du propergol fournit 92 % de la poussée d'Ariane 5 au décollage

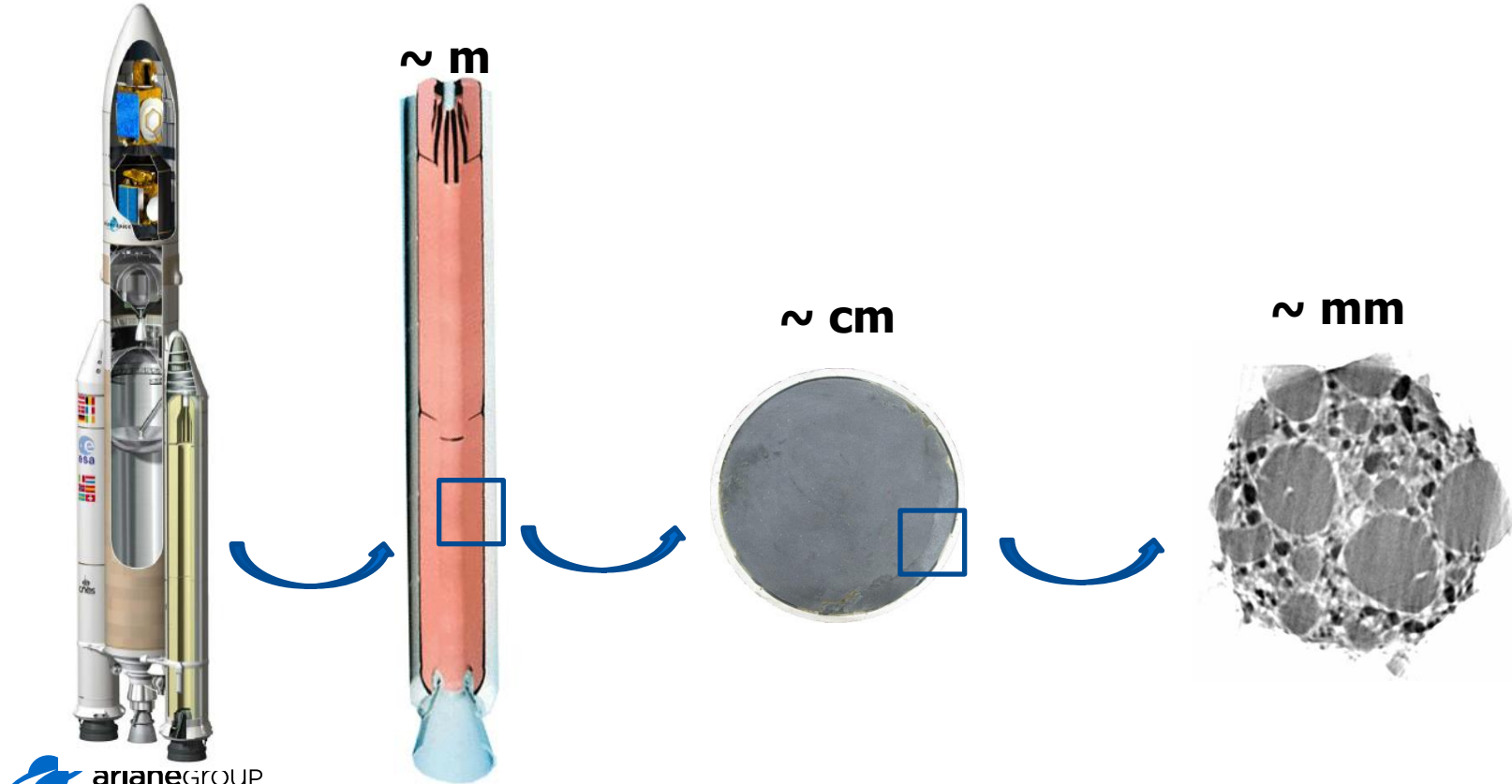
Propergols solides



➔ A une autre échelle (qqs g.), utilisés pour le gonflement rapide des airbags

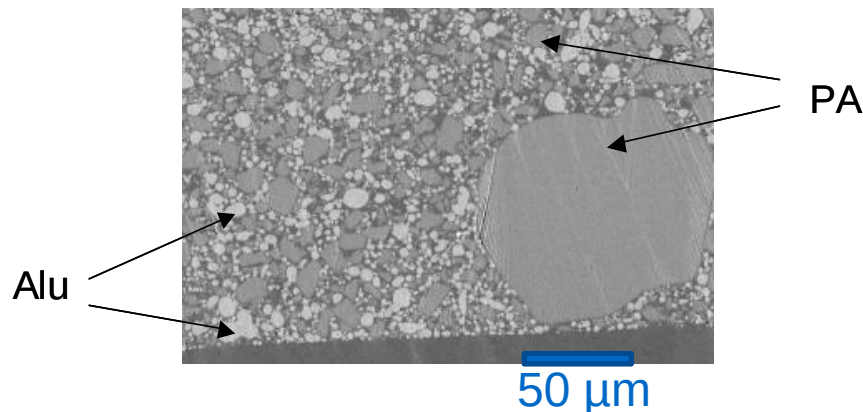
Propergols solides

→ Les propergols sont généralement composites (hétérogènes)

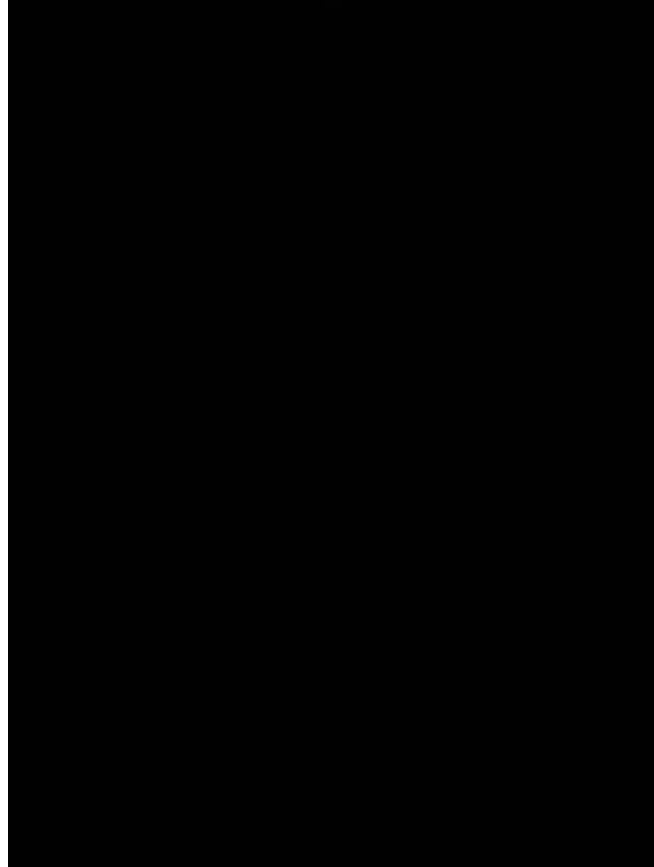


Propergols solides : généralités

- Propergol : matériau solide contenant carburant (réducteur) et comburant (oxydant)
 - Peut donc brûler sans apport d'air extérieur
 - Il sert à constituer un « bloc » ou chargement propulsif
- Les propergols (« butalanes ») utilisés industriellement (ex., Ariane 5, Ariane 6) sont des composites
 - Oxydant : grains de PA (perchlorate d'ammonium = NH_4ClO_4) ~ 70 %
 - Liant et réducteur 1 : polymère (PBHT = polybutadiène) ~ 10 %
 - Réducteur 2 : grains d'aluminium ~ 20 %



Propergols solides : combustion



Propergols solides : combustion

- Combustion du propergol :
 - Régression surfacique (« en cigarette »)
 - Vitesse modérée : typiquement quelques mm/s
- Vitesse du front de régression $\Rightarrow$ vitesse de combustion V_c
- Un modèle phénoménologique : la loi de Vieille

$$V_c = a p^n$$

a : constante préexponentielle
 n : exposant de pression
 p : pression



Paul Vieille (1855-1934)

- Au premier ordre, la vitesse ne dépend que de la pression

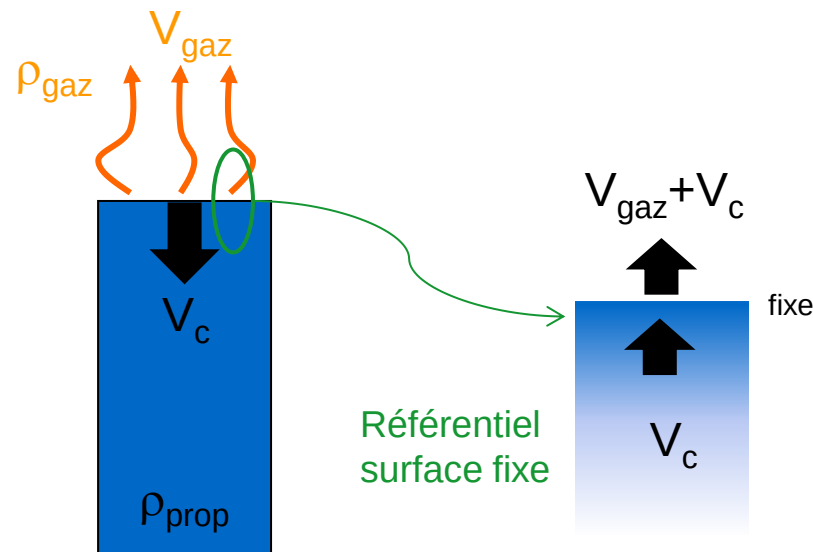
Propergols solides : vitesse gaz

- Conservation du débit à travers la surface en combustion [conservation de la masse en stationnaire $\Rightarrow \rho V$ se conserve...]

$$\rho_{\text{prop}} V_c = \rho_{\text{gaz}} (V_{\text{gaz}} + V_c)$$

- Valeurs typiques $\rho_{\text{prop}} \approx 1800 \text{ kg/m}^3$ $\rho_{\text{gaz}} \approx 5 \text{ kg/m}^3$
 $V_c = 8 \text{ mm/s} \Rightarrow V_{\text{gaz}} \approx 3 \text{ m/s}$

- Vitesse des gaz émis $\gg$ vitesse de combustion



Propergols solides : débit et vitesse

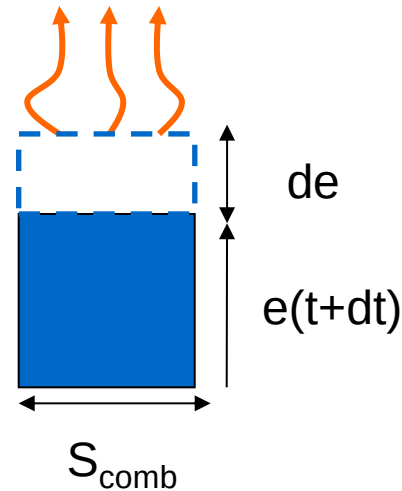
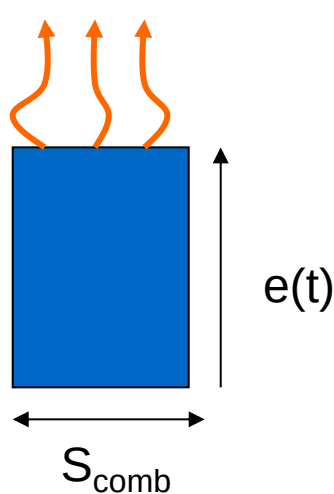
- Relation entre débit q (kg/s) et vitesse de combustion V_c (m/s) ?

$$q = dM/dt \quad \text{or} \quad dM = \rho_{\text{prop}} dV = \rho_{\text{prop}} S_{\text{comb}} de$$

$$q = \rho_{\text{prop}} S_{\text{comb}} \frac{de}{dt} \longrightarrow V_c$$

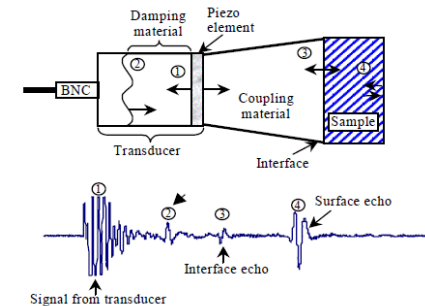
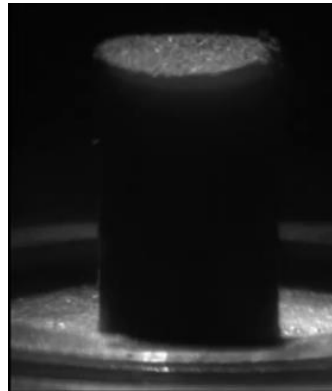


$$q = \rho_{\text{prop}} S_{\text{comb}} V_c$$



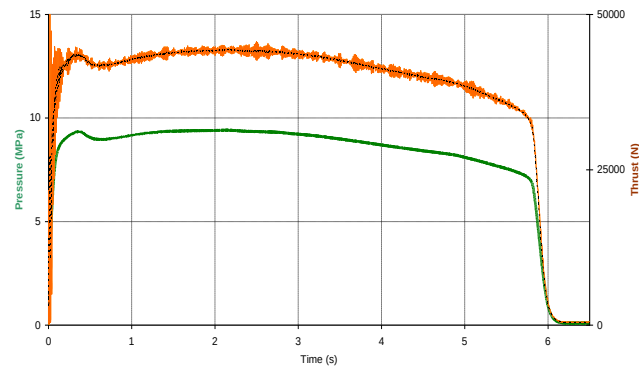
Mesures de vitesse de combustion

- Mesure expérimentale de vitesse
 - Strand-burner (à une pression donnée)
 - Analyse d'image (à une pression donnée)
 - Méthode ultrasonore (gamme de pression)



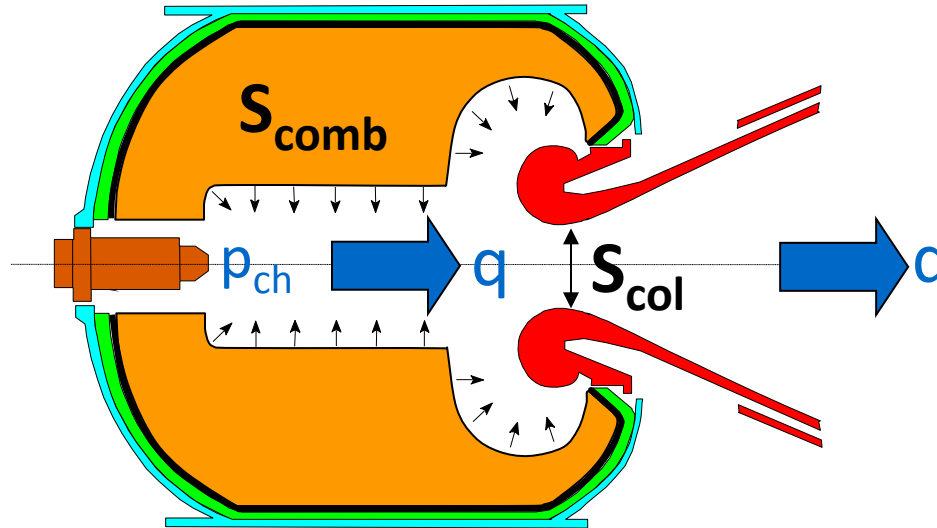
Mesures de vitesse

- Mesure par tir en moteur :
 - Directe (par capteur ultrasonore – Peu répandue)
 - Inverse (via courbe de pression)
 - Rem. pression = seule quantité mesurable en vrai moteur



Pression moteur : point de fonctionnement

- Tuyère (cours 1) : $q = C_d \cdot p_{ch} \cdot S_{col}$
- Combustion (cours 2) : $q = \rho_{prop} \cdot S_{comb} V_c$
- En régime stationnaire : débit entrant (combustion)=débit sortant (tuyère)



Pression moteur : point de fonctionnement

- En rajoutant la loi de Vieille, cette égalité des débits fournit

$$C_d \cdot p_{ch} \cdot S_{col} = \rho_{prop} \cdot S_{comb} a p_{ch}^n$$

- D'où

$$p_{ch} = \left(\frac{\rho_{prop} K a}{C_d} \right)^{1/(1-n)}$$

Avec $K = S_{comb} / S_{col}$ (serrage)

- Cette relation permet de calculer le point de fonctionnement (la pression dans le moteur)
- La pression dans le moteur n'est pas constante car le serrage évolue généralement au cours du temps

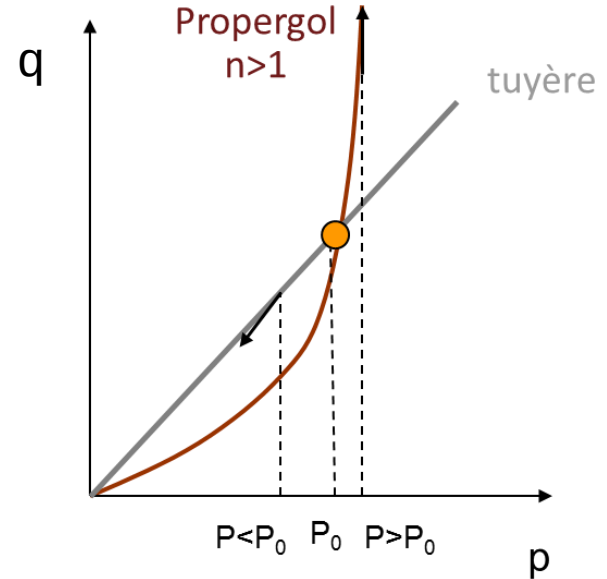
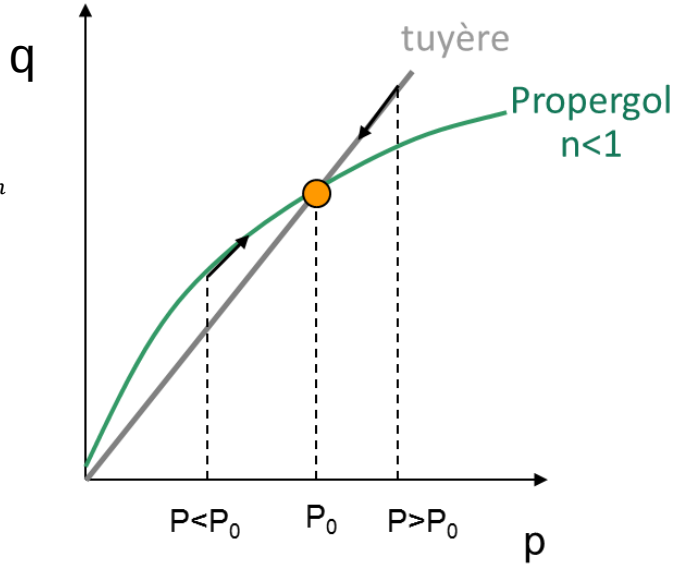
Exposant de pression et stabilité

- On a donc
$$p_{ch} = \left(\frac{\rho_{prop} K a}{C_d} \right)^{1/(1-n)}$$
- Une dérivée logarithmique conduit à
$$\frac{dp_{ch}}{p_{ch}} = \frac{1}{1-n} \frac{dK}{K}$$
- Si n proche de 0
$$\frac{dp_{ch}}{p_{ch}} \approx \frac{dK}{K}$$
- Si n proche de 1, $\frac{1}{1-n} \rightarrow \infty$ problème.....
- On a typiquement $n \sim 0.3-0.5$ pour les propergols industriels (en fait, on cherche le plus faible possible...)

Exposant de pression et stabilité

Tuyère : $q = C_d \cdot p_{ch} \cdot S_{col}$

Propergol : $q = \rho_{prop} \cdot S_{comb} \cdot a \cdot p_{ch}^n$



- Pour $n > 1$, point de fonctionnement instable !
 - p croît indéfiniment $\Rightarrow$ éclatement du propulseur
 - p décroît indéfiniment $\Rightarrow$ extinction

Régression et surface en combustion



Régression et surface en combustion

- Poussée F au cours du temps $\Rightarrow$ donnée d'entrée (fixée par la mission)
- Or, on rappelle que

$$F = C_F \cdot p_{ch} \cdot S_{col}$$

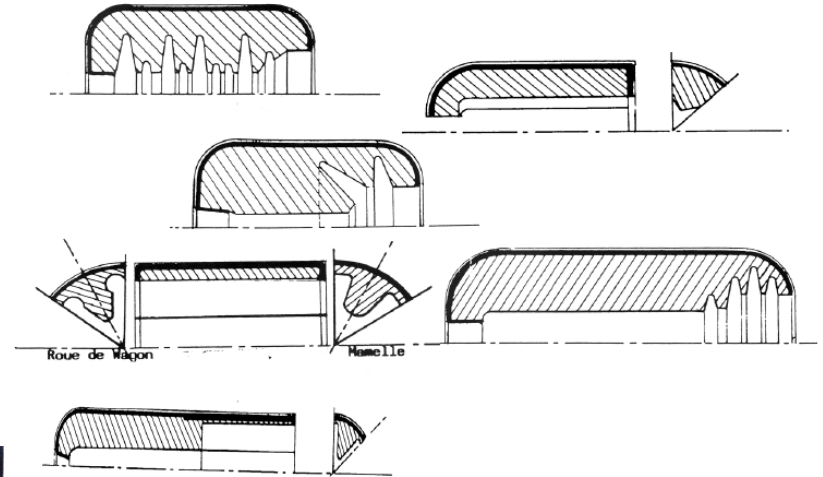
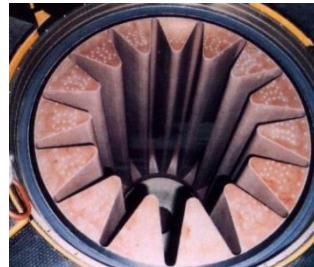
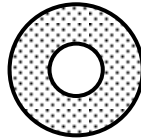
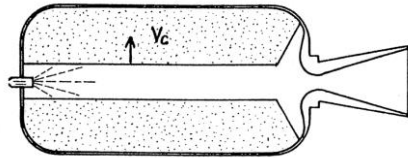
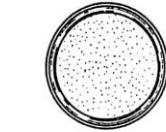
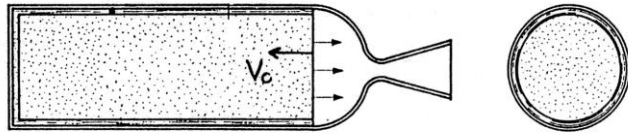
$$q = C_d \cdot p_{ch} \cdot S_{col}$$

$$q = \rho_{prop} \cdot S_{comb} V_c$$

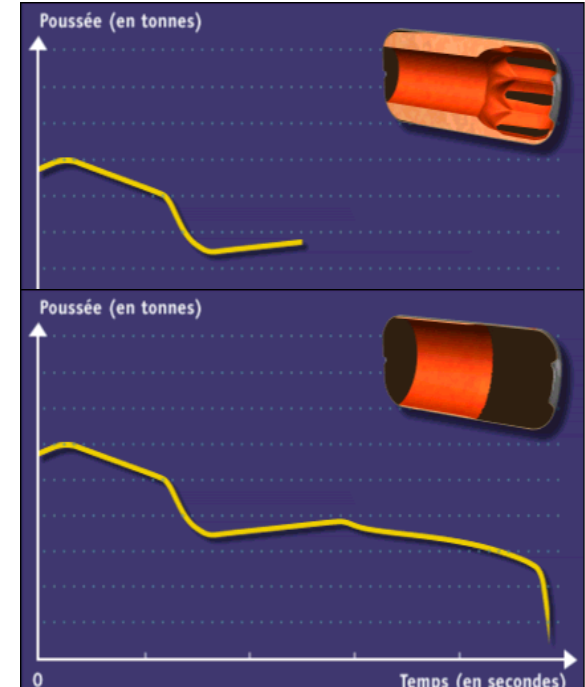
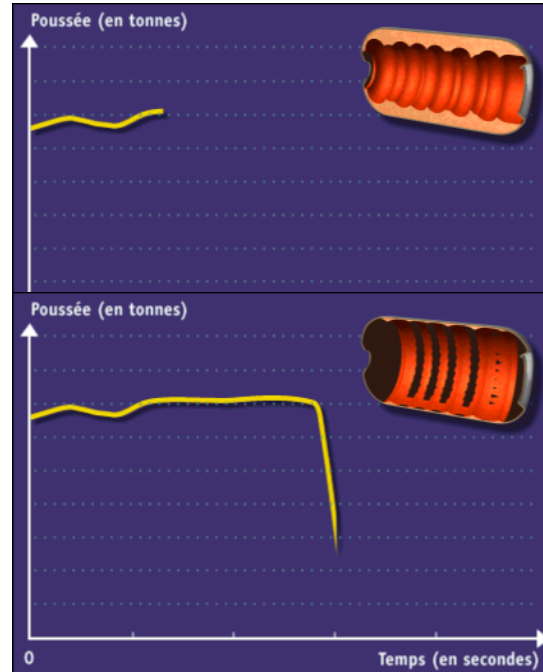
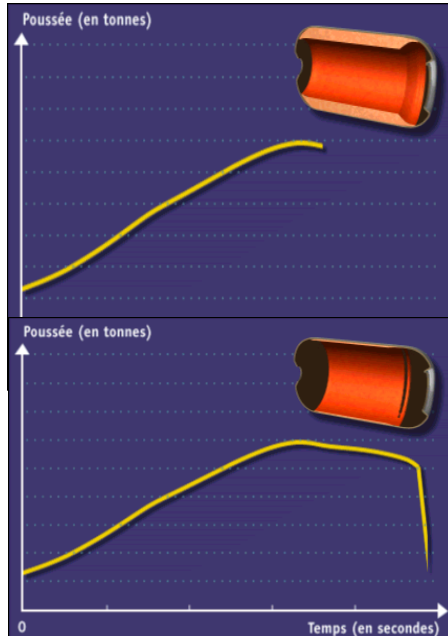
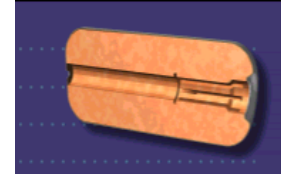
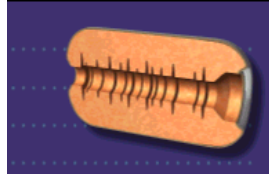
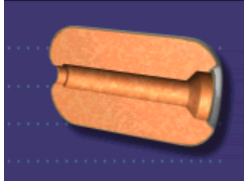
- On a donc $F \propto q \propto S_{comb} V_c$

Régression et surface en combustion

- C'est donc la géométrie initiale (et la vitesse de combustion) qui fixe l'évolution de poussée
- Ceci donne lieu à des formes très variées de chargement

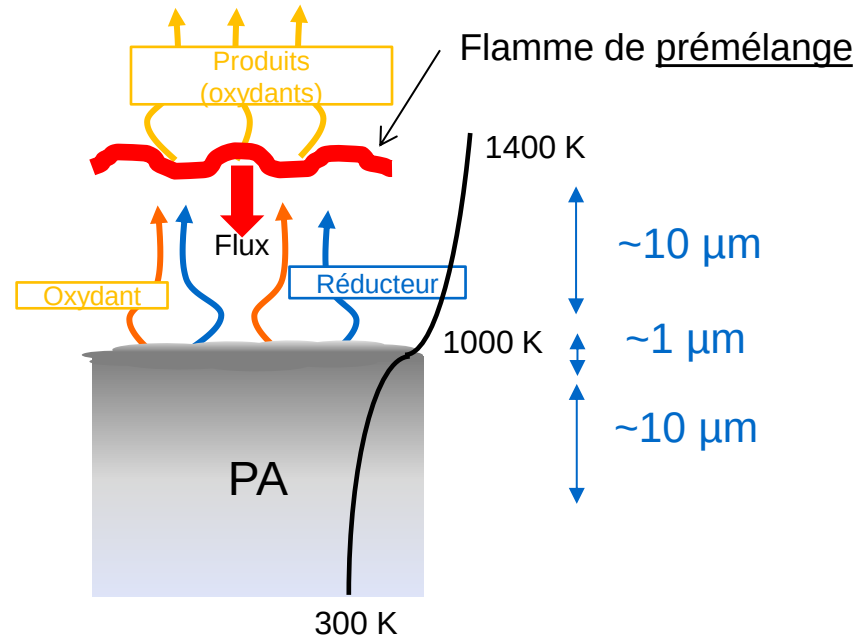


Régression et surface en combustion



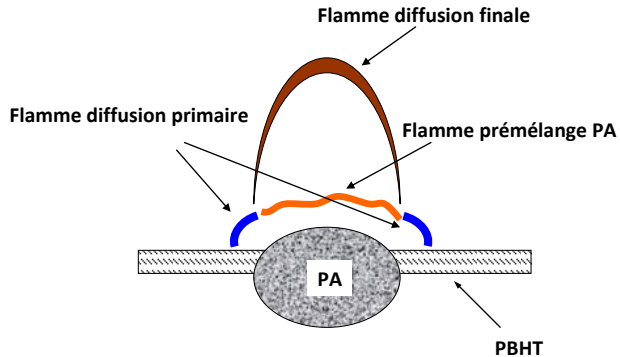
Un peu de combustion...

- Combustion $\approx$ mécanique des fluides + transferts de masse/chaleur + cinétique chimique
- Débutons par la combustion d'un seul constituant, par ex. le PA
- Combustion propergol $\Rightarrow$ phénomène « surfacique » très localisé

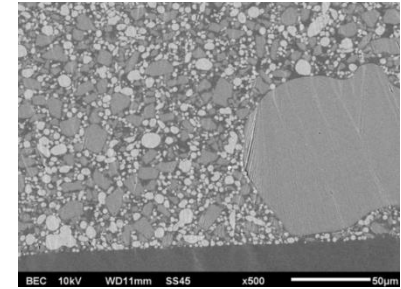
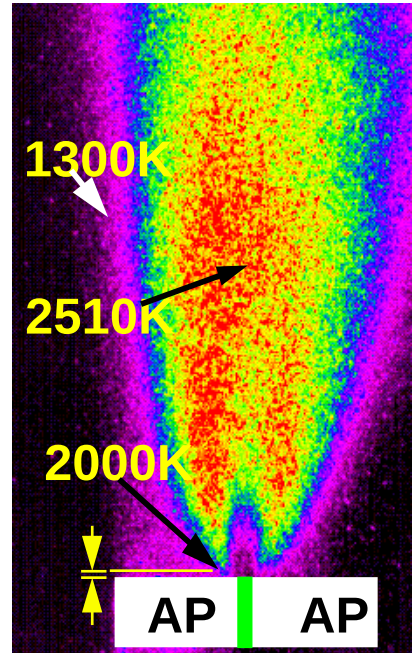


Un peu de combustion...

- Rajoutons le polymère (PBHT) qui est réducteur
- Spécificité : oxydant (PA) et réducteur (PBHT) séparés $\Rightarrow$ Flamme de diffusion



100
 μm



[mesures par PLIF-OH, Parr et al.]

Un peu de combustion...

- PA/PBHT $\Rightarrow$ Augmentation notable de la température (1400 K $\Rightarrow$ >2500 K)
 - Réaction entre réducteur (issu de la pyrolyse du PBHT) et des gaz (oxydants) issus du PA
- Flamme de diffusion
 - Mélange par diffusion moléculaire $\Rightarrow$ Loi de Fick : flux de masse $\propto \nabla Y \Rightarrow$ dépend donc de l'échelle spatiale
- Soit Y la fraction massique d'une espèce ; la conservation de Y (juste avec la diffusion) donne :

$$\frac{\partial(\rho Y)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho D \nabla Y) = 0$$

Ordres de grandeur

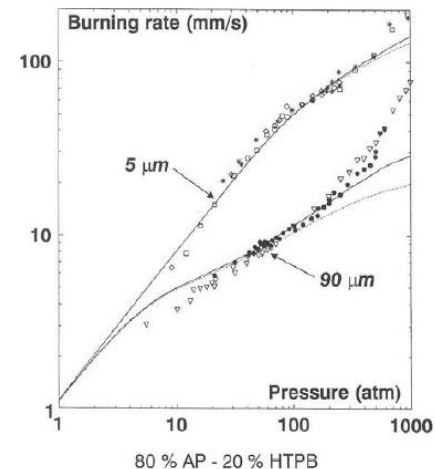
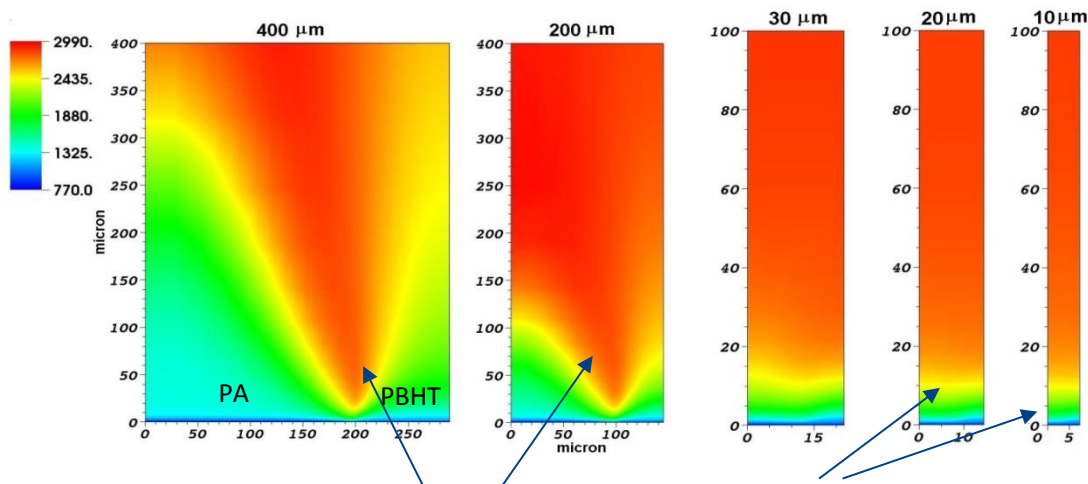
$$\frac{[\rho][Y]}{[T]} \sim \frac{[\rho][D][Y]}{[L]^2}$$

$$[T] \sim \frac{[L]^2}{[D]}$$

Temps caractéristique de diffusion
Diminue fortement avec l'échelle spatiale L

Un peu de combustion...

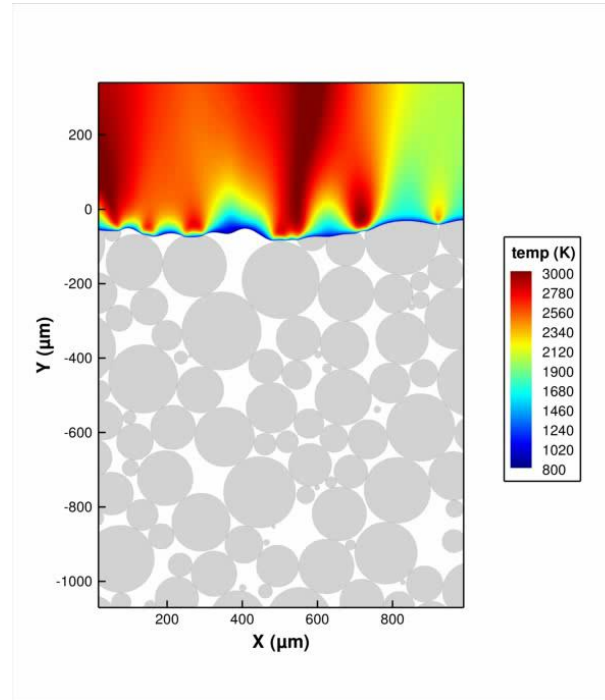
- PA/PBHT $\Rightarrow$ Augmentation notable de la température ($1400\text{ K} \Rightarrow >2500\text{ K}$)
 - Réaction entre réducteur (issu de la pyrolyse du PBHT) et des gaz (oxydants) issus du PA
- Flamme de diffusion
 - La taille du PA va donc modifier la vitesse de combustion



Vitesses de combustion [mesures de Lengellé, 2000]

Un peu de combustion... et de simulation

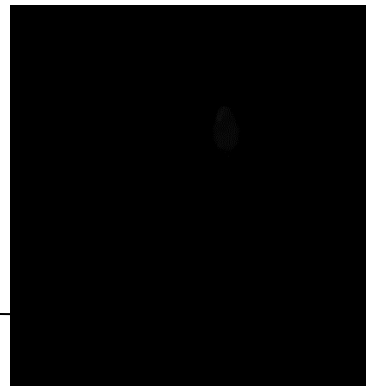
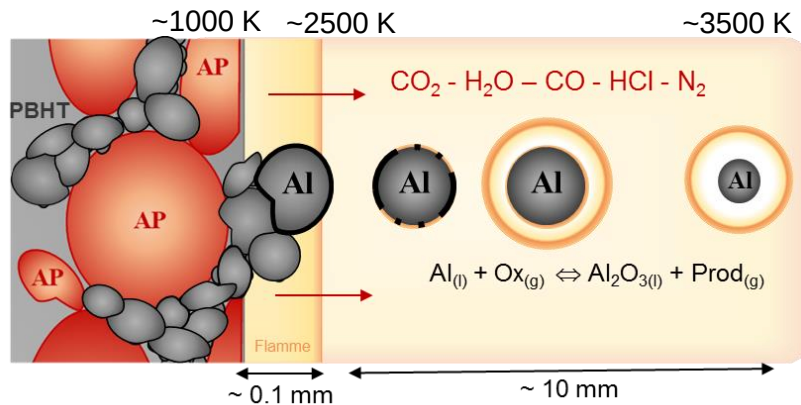
- Et tout ça peut se simuler
 - Equations de Navier-Stokes + suivi d'espèces + cinétique chimique
 - Suivi d'interface et prise en compte de la microstructure



Et on rajoute l'aluminium...

- Formation de gouttelettes d'aluminium en proche surface (diamètre $D \sim 100 \mu\text{m}$)
- Réaction entre aluminium et gaz « loin » ($\sim \text{qqm mm-cm}$) via une flamme de :

- ☐ prémélange?
- ☐ diffusion?

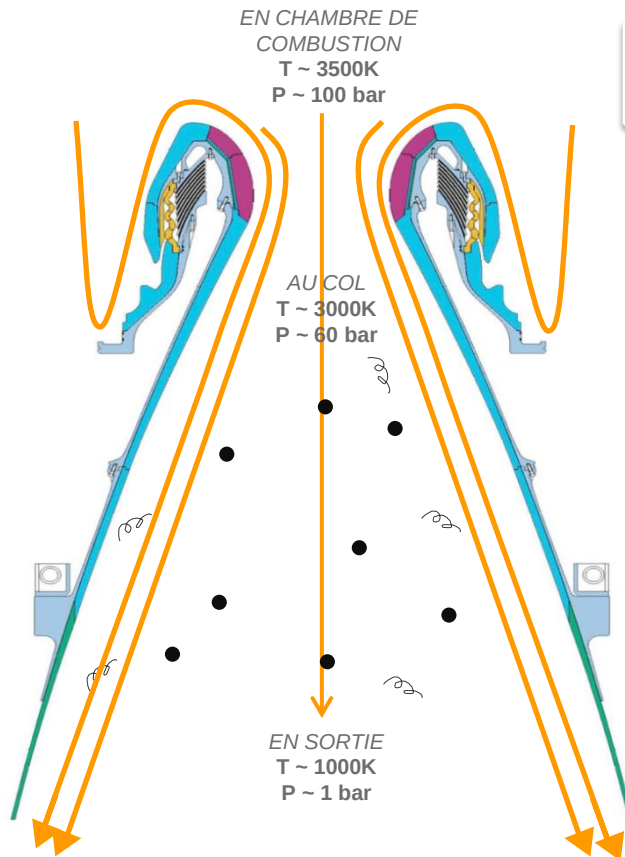
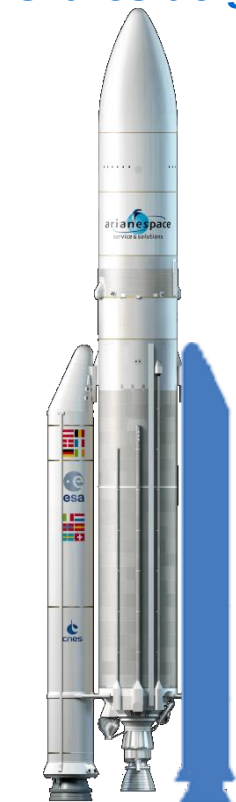


02

AÉROTHERMIQUE DES PROPULSEURS À PROPERGOL SOLIDE

Sollicitations internes

Ordres de grandeur



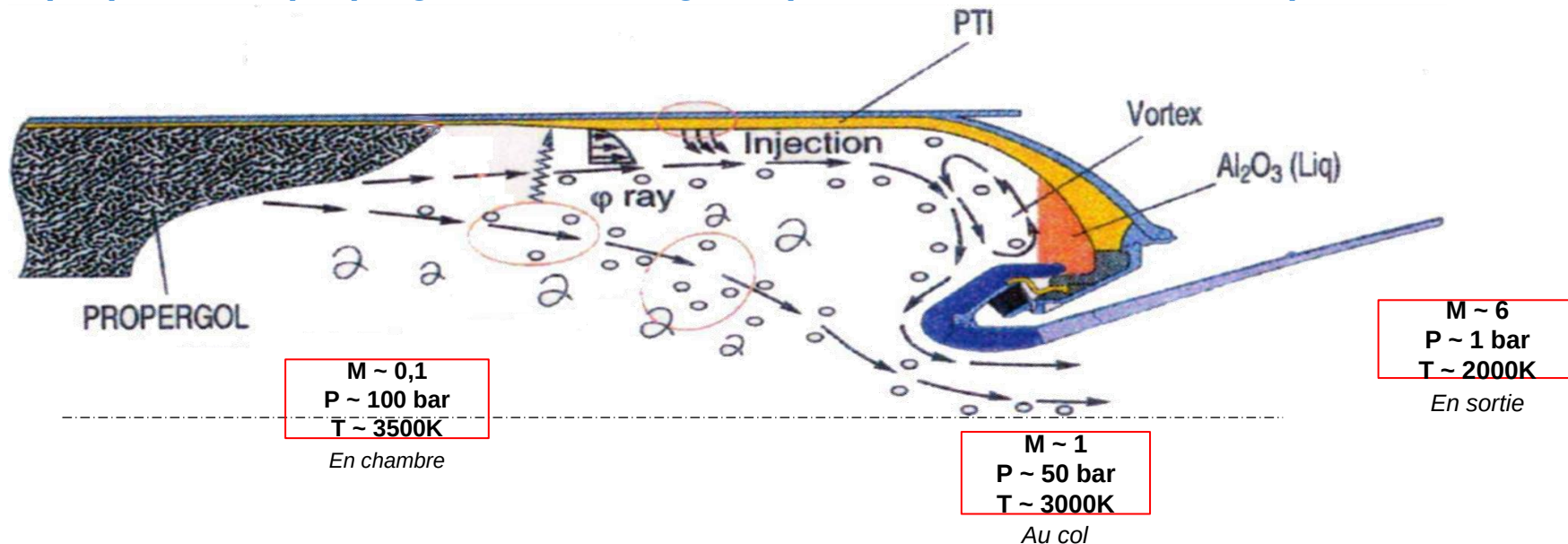
SOLLICITATIONS
THERMIQUES

SOLLICITATIONS
MÉCANIQUES

SOLLICITATIONS
CHIMIQUES

Sollicitations internes

Le propulseur à propergol solide : siège de phénomènes fortement couplés



CONTRAINTES THERMIQUES

- ☐ Flux convectif $\sim MW/m^2$
- ☐ Flux radiatif $\sim MW/m^2$

CONTRAINTES CHIMIQUES

- ☐ Espèces oxydantes
- ☐ Réactions en paroi

CONTRAINTES MÉCANIQUES

- ☐ Cisaillement pariétal $\sim kPa$
- ☐ Impacts de particules $\sim 10\mu m$

Sollicitations internes

Le propulseur à propergol solide : siège de phénomènes fortement couplés

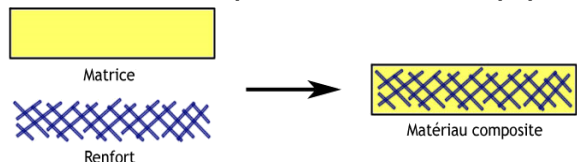
Récapitulatif des contraintes subies par le propulseur :

- Convection
- Rayonnement : parois + gaz + particules
- Cisaillement
- Impact de particules
- Chimie de surface

Nécessité de protéger la structure du propulseur → utilisation des matériaux composites

Matériaux composites

- Matériau composite = assemblage de deux matériaux de natures différentes, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément.
- Constitués d'une ou plusieurs phases discontinues résistantes (renfort) réparties dans une phase continue (matrice) dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible.



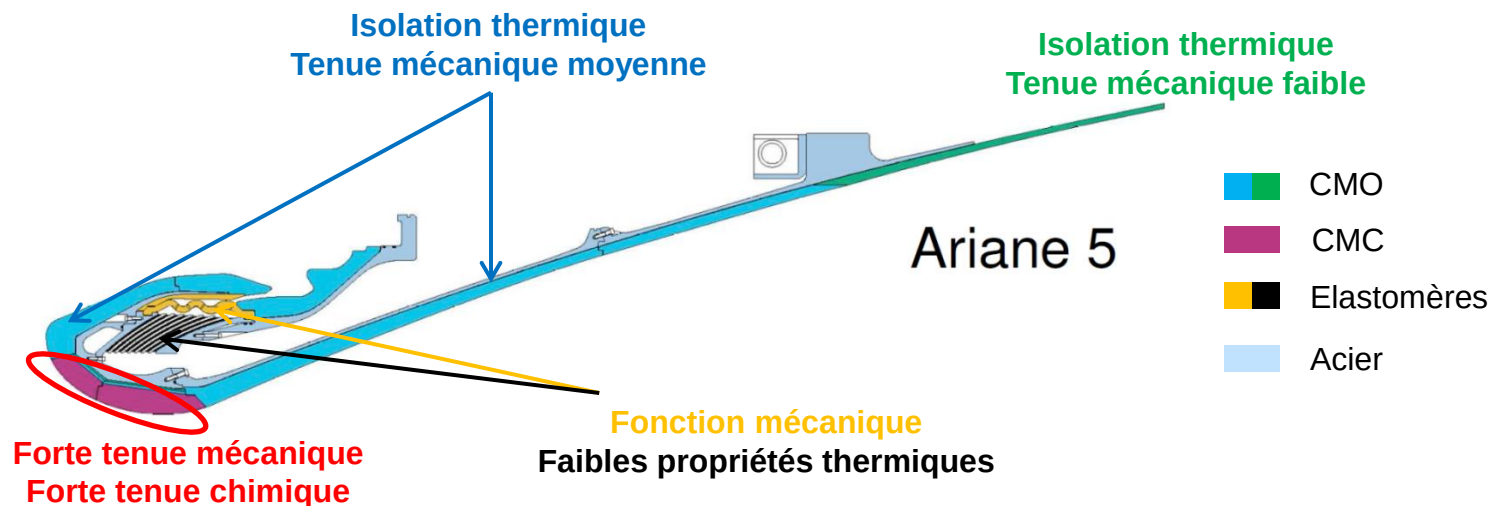
- **Renfort** : Matériau résistant qui contribue aux propriétés mécaniques du composite (fibres discontinues, fibres continues, particules, ...)
- **Matrice** : Matériau dont le but principal est de transmettre les efforts mécaniques au renfort et d'assurer sa protection vis-à-vis des conditions environnementales. Elle permet de donner la forme voulue au produit réalisé.
 - Matrices organiques (Résines, Elastomères, ...), matrices minérales / céramiques (Béton, C, SiC, ...), matrices métalliques
- Classification : Composites à Matrice Organique (**CMO**), Composites à Matrice Céramique (**CMC**)

Matériaux composites

Familles	Renforts	Matrices	Fonctions principales
CMC	Fibres Carbone, SiC	Carbone, SiC	Thermomécaniques ($> 600^{\circ}\text{C}$)
CMO $\rightarrow$ fonction isolante	Fibres Carbone, Silice	Résines Phénoliques	Thermique (ablation) Mécanique
CMO $\rightarrow$ fonction structurale	Fibres Carbone, Silice	Résines Epoxydes	Mécanique ($< 200^{\circ}\text{C}$)
Elastomères	Charges / Fibres Silice	EPDM Caoutchouc naturel	Thermique (ablation) Mécanique (souplesse)

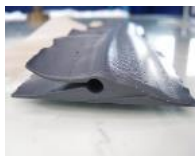
Matériaux composites

Matériaux composites de l'ensemble arrière

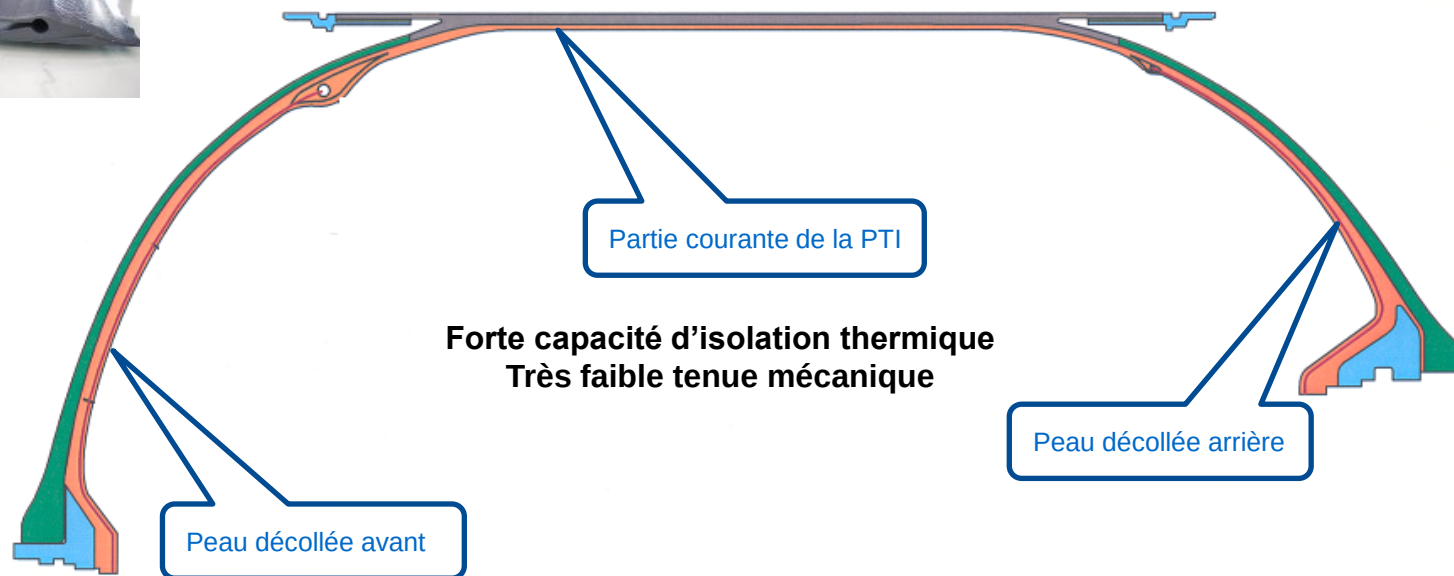


Sollicitations internes

Protections thermiques de la chambre de combustion

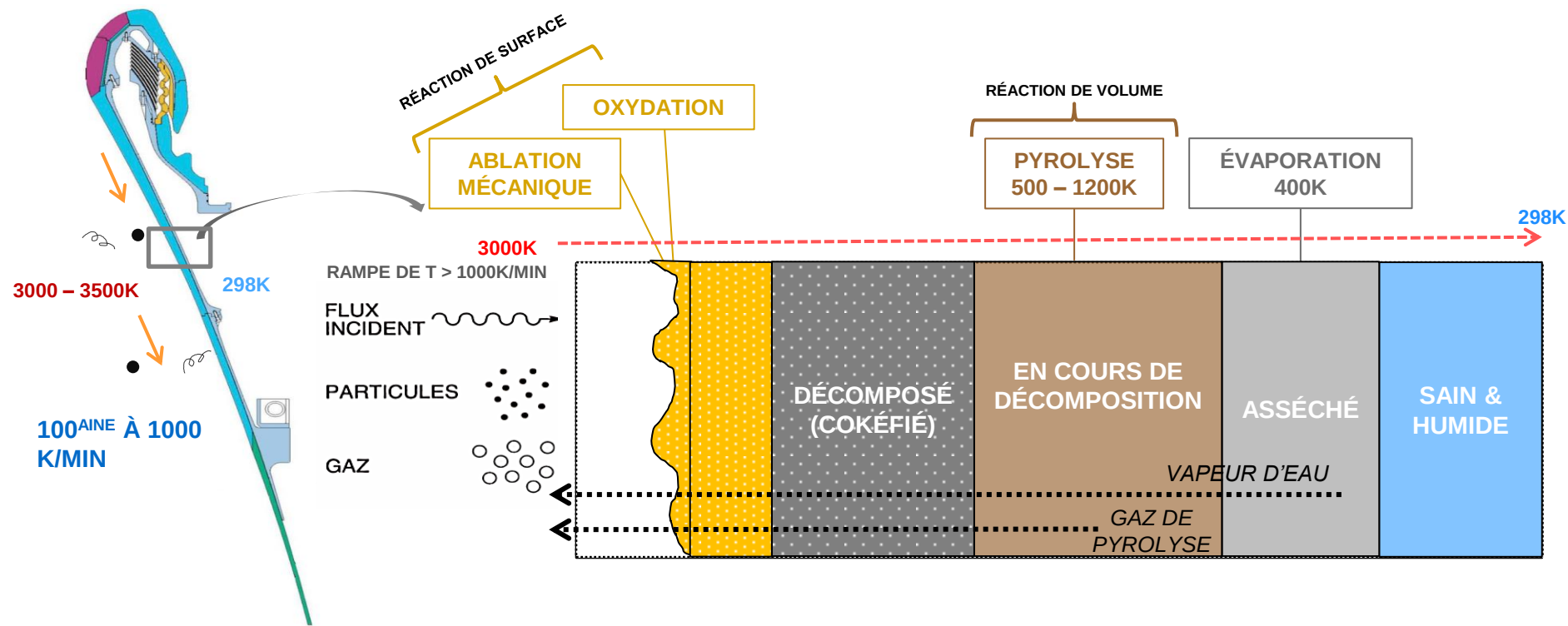


Film teflon



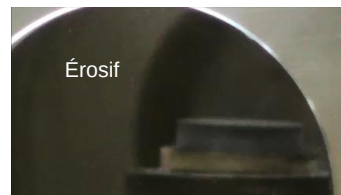
Matériaux composites

Les matériaux composites se dégradent selon une réaction endothermique qui participe à la protection de la structure.



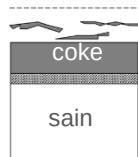
Matériaux composites

Exemple : la dégradation des protections thermiques internes.



Non érosif

- ✓ Faibles écoulements
- ✓ Peu de contraintes mécaniques
- ✓ Forts flux radiatifs
- ✓ Température de surface élevée
- ✓ Matériau haute résistance à l'érosion
- ✓ Pas d'érosion



Érosif pulsé

- ✓ Contraintes mécaniques plus fortes
- ✓ Ecoulements « moyens »
- ✓ Vitesse d'érosion intermédiaire



Érosif intense

- ✓ Forte agression mécanique
- ✓ Très fort écoulement
- ✓ Température de surface modérée
- ✓ Matériau gazéifiable (propre)
- ✓ Vitesse d'érosion forte

03

PROCÉDÉS DE FABRICATION

Principaux procédés de fabrication

VOIE SECHE

Rigidimères, Structuraux,

Mélange : Renfort + Matrice
(Préimprégné)



Bobinage / drapage



Cuisson en autoclave



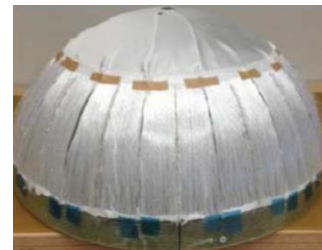
VOIE LIQUIDE / GAZEUSE

Thermostructuraux, Rigidimères,

Mise en forme du renfort
sec



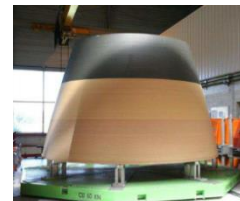
Injection et cuisson (RTM) /
Densification



Démoulage, Usinage



Pièce finale



Fabrication CMO à résine phénolique

Fonction isolante → Protections thermiques de l'ensemble arrière.

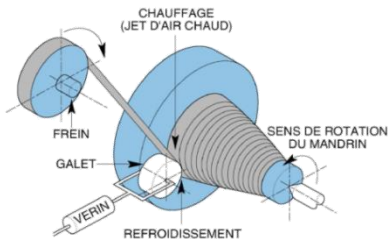
Faible à moyenne résistance mécanique.

1. Fabrication de l'imprégné

- Imprégnation du renfort

2. Drapage / Bobinage

- Mise en œuvre de l'ébauche (empilement de plis successifs pour réaliser un stratifié)



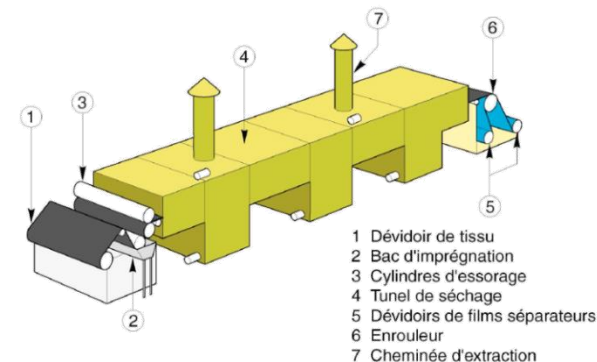
Bobinage parallèle



Bobinage biais (Divergent P120C)

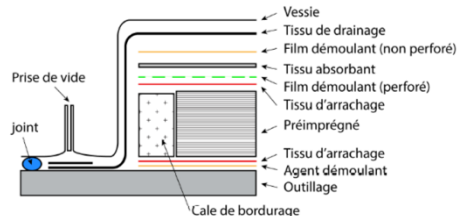


Bobinage para (Divergent P120C)



Fabrication CMO à résine phénolique

3. Habillage



Exemple d'empilement utilisé
dans l'aéronautique

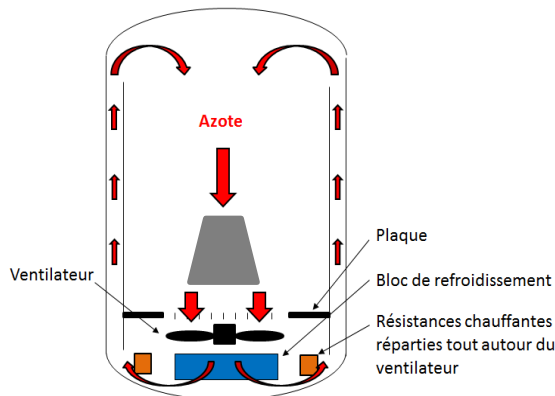


Habillage du divergent P120C



4. Cuisson en autoclave

- Compactage de l'ébauche → atteindre le taux volumique de fibre ciblé
- Polymérisation de la matrice (réaction exothermique)

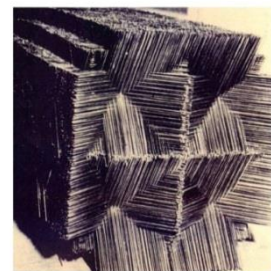
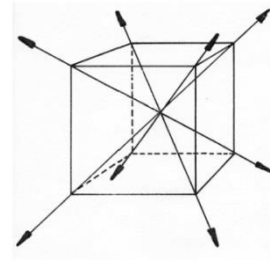




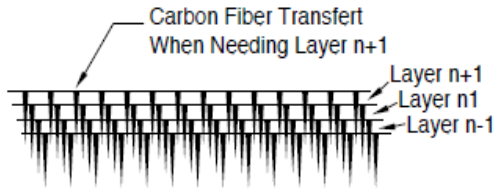
Fabrication CMC

Résistance à l'ablation, forte conduction thermique.

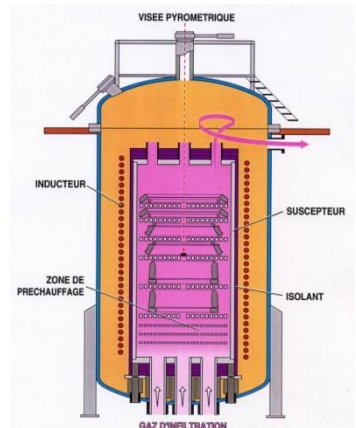
- 1. Mise en œuvre de la préforme :
 - Bobinage + aiguilletage.
 - 4D : arrangement de baguettes selon les quatre diagonales d'un cube.
- 2. Densification (création de la matrice au sein du renfort)
 - Densification par voie liquide.
 - Densification par voie gazeuse.
- 3. Usinage.



Préforme 4D



Aiguilletage



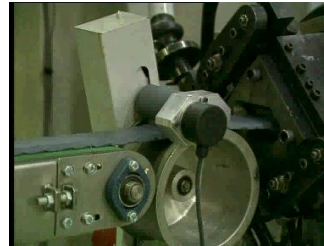
Densification



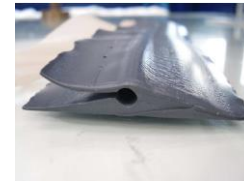
Fabrication élastomère thermique

Très isolant, très faibles propriétés mécaniques.

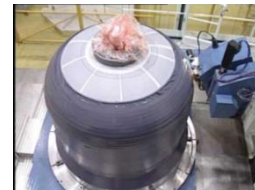
DRAPAGE



EXTRUSION



BOBINAGE



USINAGE



MOULAGE



04

LIENS AVEC LA MÉCANIQUE DES FLUIDES

Liens avec la mécanique des fluides

Nous avons beaucoup parlé transferts thermiques et matériaux...

... oui mais quel rapport avec la Mécanique des Fluides ?

- Les matériaux composites se décomposent en créant des gaz qui rentrent dans l'écoulement et le perturbent.
- L'ablation joue sur le diamètre du col → influence sur la performance.
- Thermique = lien entre mécanique des fluides et thermomécanique des solides.

INTRODUCTION A LA PROPULSION SOLIDE

Cours CentraleSupélec

Partie 3 : Instabilités – Simulation numérique

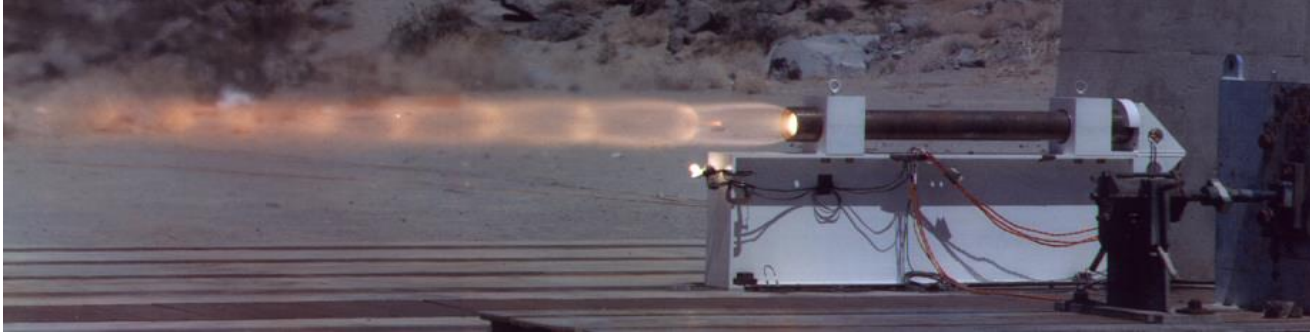
Marjolaine LEGAY

Stany GALLIER

01

INSTABILITES EN PROPULSION SOLIDE

Instabilités en moteur : aperçu



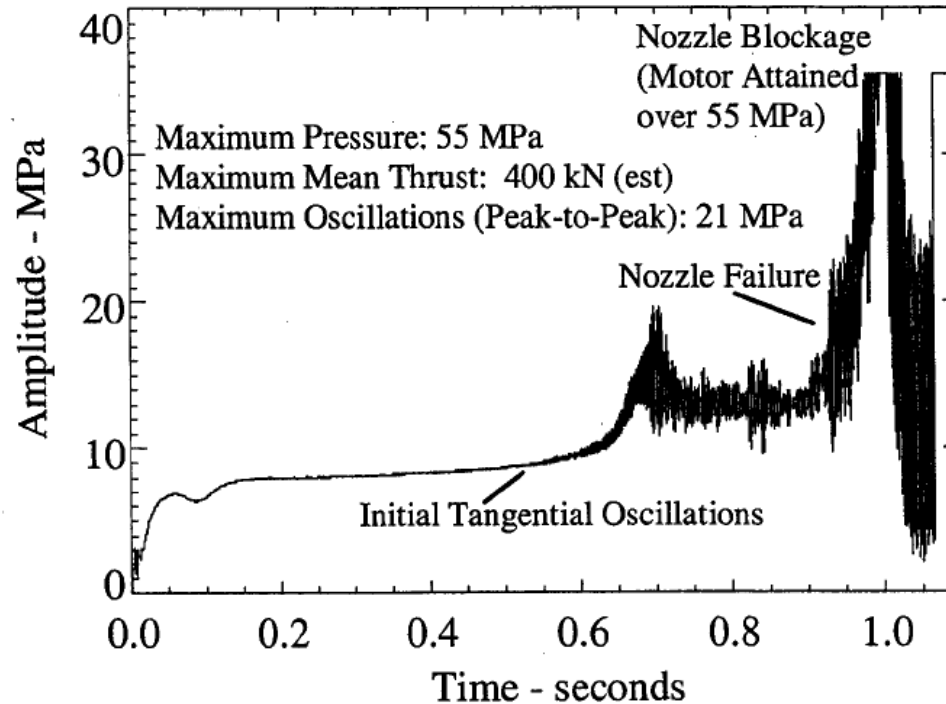
Fonctionnement normal



Avec instabilités de combustion

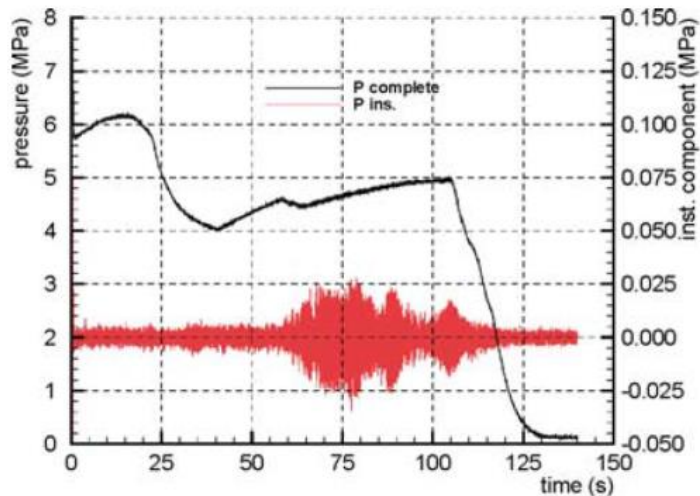
[F.Blomshield, NAWC]

Instabilités en moteur : aperçu



Instabilités en moteur : cas d'Ariane 5

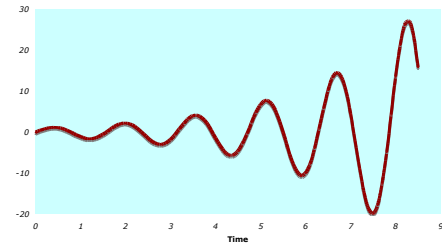
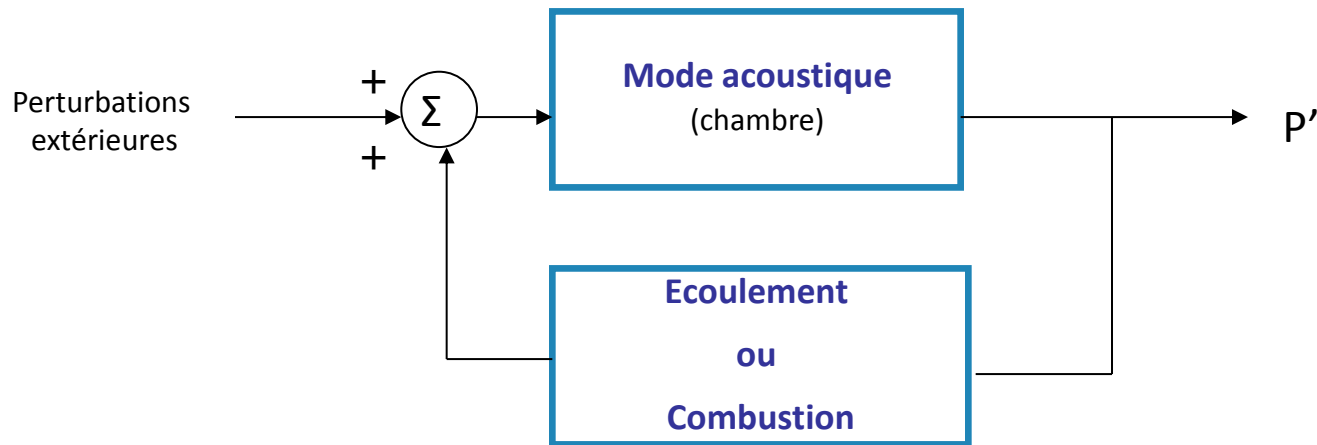
- Beaucoup moins élevées sur un moteur d'Ariane 5 (heureusement...)
 - Ordre de grandeur $\Delta p / p \approx O(10^{-3})$ mais $\Delta F / F \approx O(10^{-2}) \Rightarrow$ plusieurs kN !
- Problématique : « confort » des satellites
- Ce phénomène d'instabilités s'observe sur tous les moteurs à propergol solide



Pression tir (Ariane 5)

Instabilités en moteur : couplage

- Instabilité en moteur $\Rightarrow$ résonance avec un mode propre acoustique de la chambre
- La source peut être :
 - L'écoulement lui-même $\Rightarrow$ instabilités **aéroacoustiques**
 - La combustion $\Rightarrow$ instabilités **thermoacoustiques**



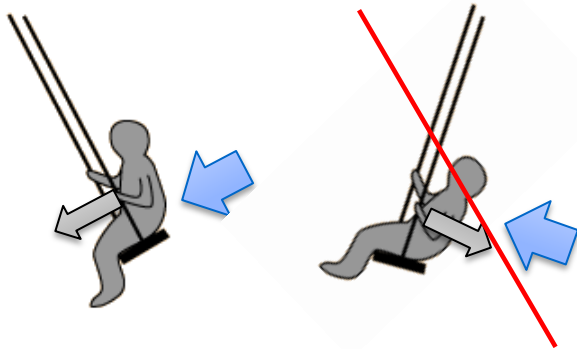
Couplage et résonance

- Condition nécessaire pour résonance :

- ✓ Accord sur la fréquence (entre source ω_e et mode de résonance ω_0) : $\omega_0 \sim \omega_e$

$$m\ddot{x} + b\dot{x} + kx = F\cos(\omega_e t) \quad \omega_0 \sim \sqrt{\frac{k}{m}}$$

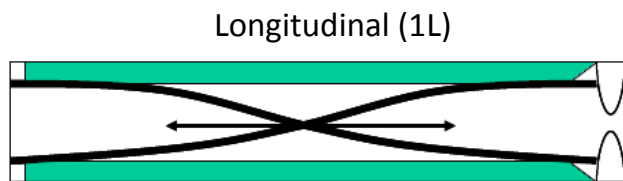
- ✓ Accord sur la phase



Pont de Tacoma (1940)

Modes de résonance acoustique

- Chambre ici assimilée à un cylindre fermé aux deux bouts
- Modes plus compliqués pour un motif géométrique quelconque (pas de solution théorique)
- Existence de modes longitudinaux (fréquences modérées) et transverses (fréquences élevées)



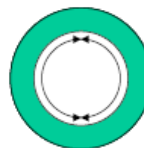
$$f = q \frac{a}{2L}$$

a : vitesse du son

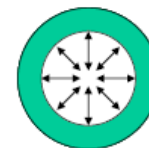
L : longueur chambre

q : numéro du mode ($q \in \mathbb{N}$)

Tangentiel (1T)



Radial (1R)



T+R : Transverse

$$f = F(q_R, q_T) \frac{a}{2R}$$

R : rayon chambre

(q_R, q_T) : numéro du mode ($\in \mathbb{N} \times \mathbb{N}$)

Bases d'acoustique (en deux planches)

- Acoustique = Mécanique des fluides (en non-visqueux et petites perturbations isentropiques)

- Equations d'Euler (ici en 1D)

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} = 0 \qquad \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial p}{\partial x} = 0$$

- Petites perturbations - Milieu homogène et au repos ($\bar{u} = 0$)

$$\rho = \bar{\rho} + \rho' \qquad u = \bar{u} + u' \qquad p = \bar{p} + p' \qquad \text{avec} \quad (.)' \ll \overline{(.)}$$

- En négligeant les termes quadratiques [car si ρ' petit alors les $\rho' \cdot \rho'$, $\rho' \cdot u'$, encore plus petits]

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho'}{\partial t} + \bar{\rho} \frac{\partial u'}{\partial x} &= 0 & \bar{\rho} \frac{\partial u'}{\partial t} + \frac{\partial p'}{\partial x} &= 0 \\ \downarrow & & \swarrow & \\ \frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - \frac{\partial^2 p'}{\partial x^2} &= 0 \end{aligned}$$

- Isentropique $p' = a^2 \rho'$ $\Rightarrow$ (avec a vitesse du son)

$$\frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - a^2 \frac{\partial^2 p'}{\partial x^2} = 0$$

Bases d'acoustique (en deux planches)

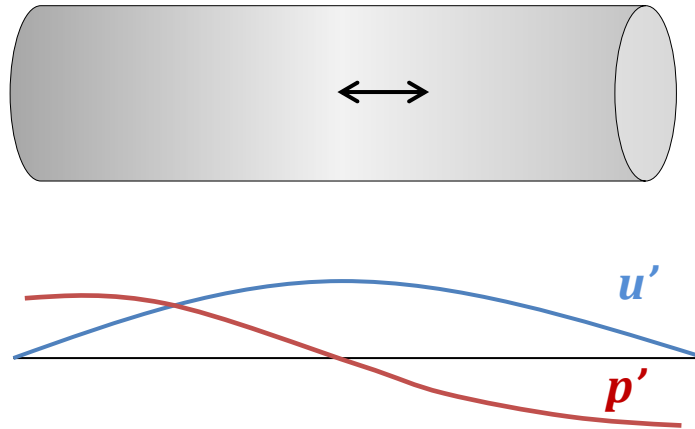
- Séparation de variables avec $p' = \psi(x)e^{i2\pi ft}$ $\frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - a^2 \frac{\partial^2 p'}{\partial x^2} = 0 \Rightarrow -(2\pi f)^2 \psi - a^2 \psi'' = 0$
- Solutions générales de $\psi'' + k^2 \psi = 0$ avec le nombre d'onde $k = \frac{2\pi f}{a} \Rightarrow \psi = A \cos(kx) + B \sin(kx)$
- Condition limite $\frac{\partial p'}{\partial x} = 0$ en $x = 0 \Rightarrow B = 0$
- Condition limite $\frac{\partial p'}{\partial x} = 0$ en $x = L \Rightarrow \sin(kL) = 0 \Rightarrow kL = q\pi$ ($q = 0, 1, 2, \dots$)
- Du coup : $\frac{2\pi f}{a} L = q\pi$ et on retrouve bien $f = q \frac{a}{2L}$

Bases d'acoustique (en deux planches)

- Acoustique dans une chambre cylindrique (mode longitudinal $q=1$)

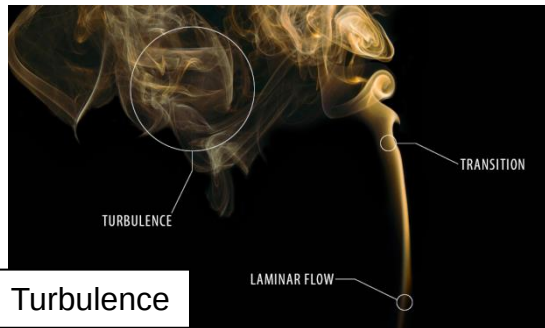
$$p' \propto \cos(kx)$$

$$u' \propto \sin(kx)$$



Instabilités des écoulements

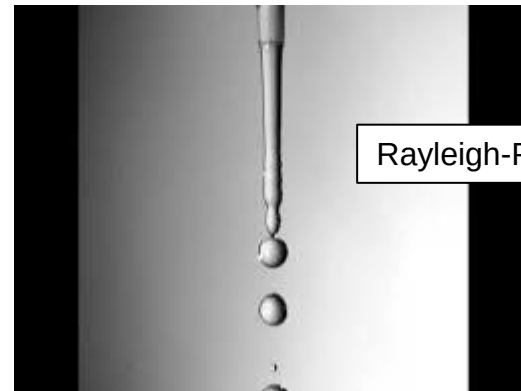
- Un écoulement peut devenir instable sous certaines conditions (souvent gouvernées par un/des nombre(s) sans dimension)
- Les instabilités sont très courantes en mécanique des fluides



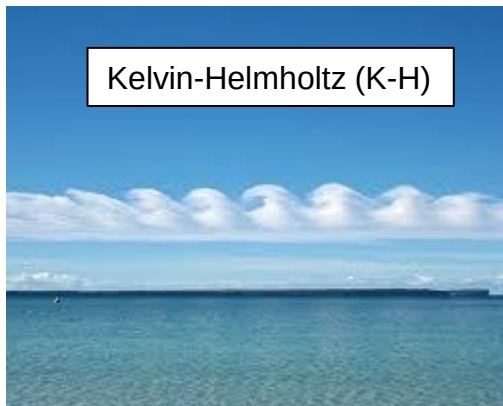
Turbulence



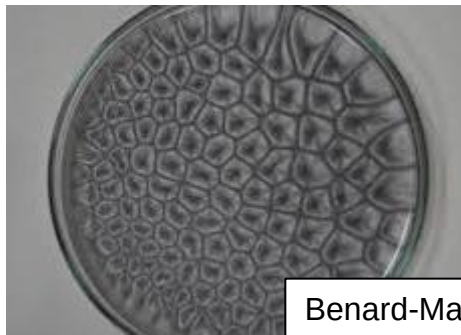
Rayleigh-Taylor



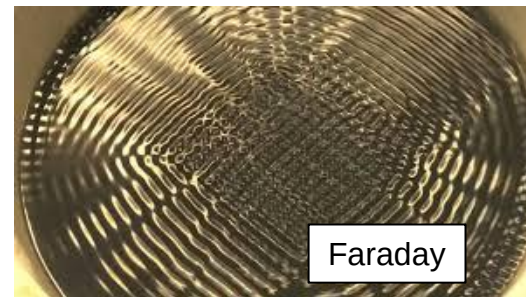
Rayleigh-Plateau



Kelvin-Helmholtz (K-H)



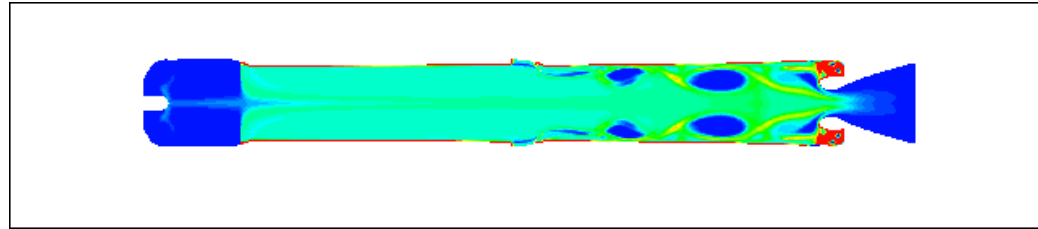
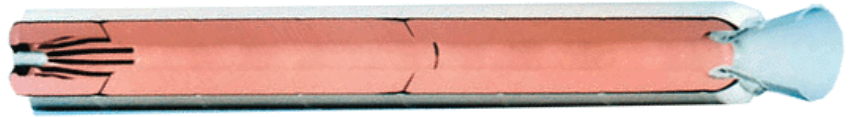
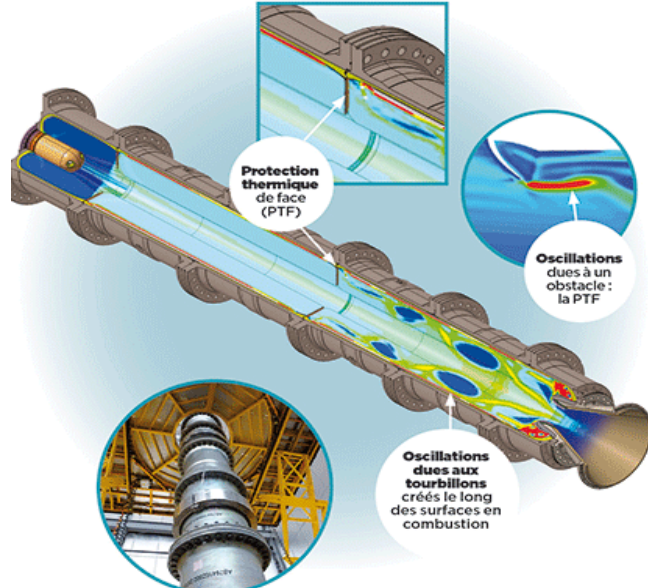
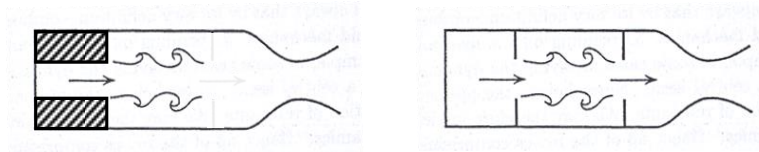
Benard-Marangoni



Faraday

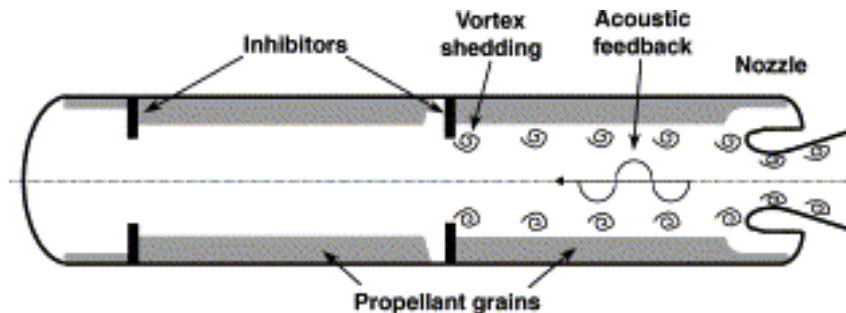
Instabilités des écoulements en moteur : cas d'Ariane 5

- Se produisent sous certaines conditions en moteur (souvent de type K-H)



Instabilités des écoulements en moteur : Ariane 5

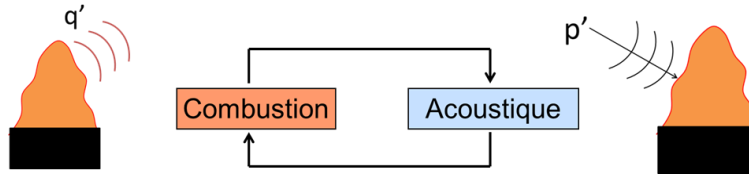
- Résonance entre détachement tourbillonnaire et mode acoustique $\Rightarrow$ couplage aéroacoustique



- Généralement sur modes longitudinaux 1L ($q=1$ le plus souvent)
- Ce type d'instabilité aéroacoustique se retrouve par ex. dans la flûte

Instabilités thermoacoustiques

- Thermoacoustique : couplage acoustique-dégagement chaleur

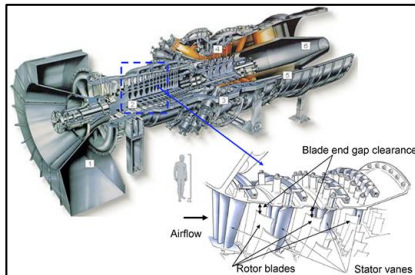


- Instabilité présente dans quasiment tous les systèmes de combustion

~10 kW



~ 100 MW



~ 1 GW

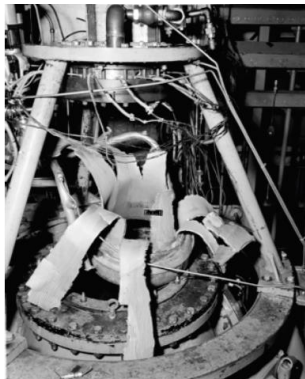


~ 10 GW



Instabilités thermoacoustiques (petite incursion en propulsion liquide)

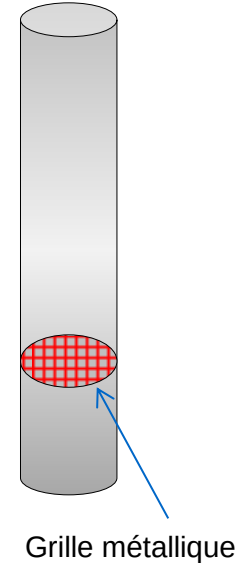
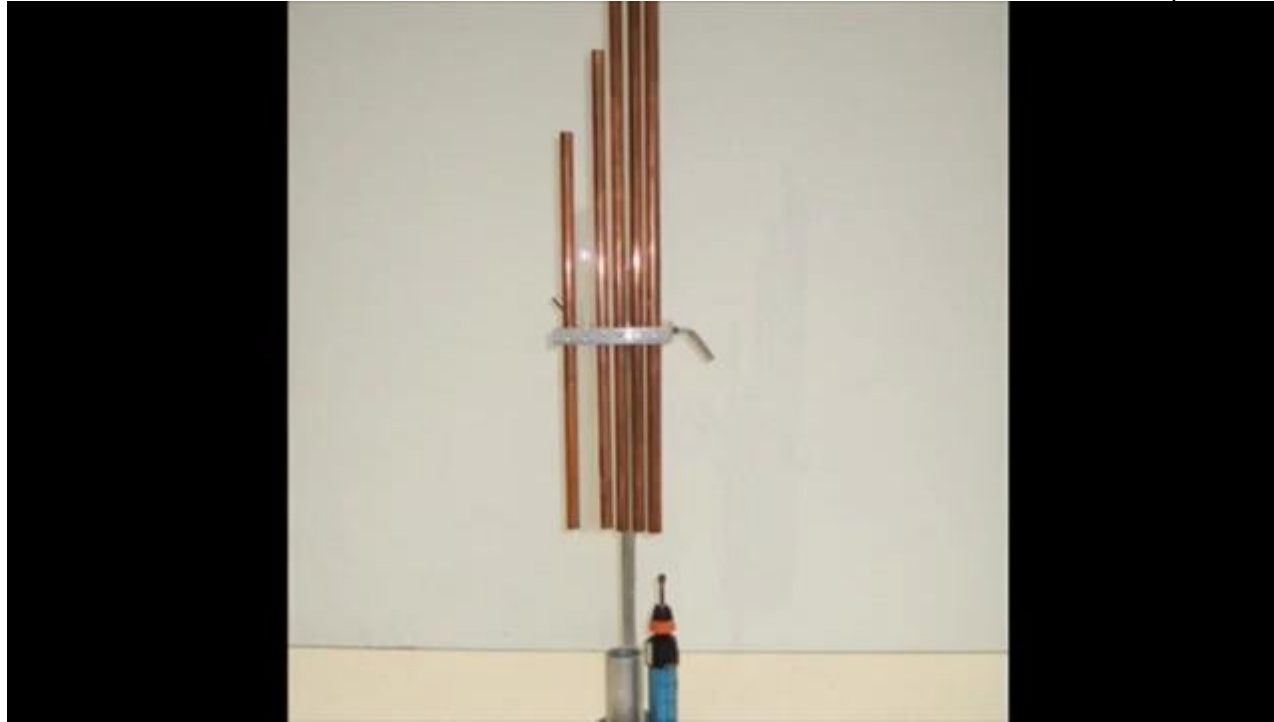
- Moteur de Saturn V : Rocketdyne F-1
 - Plus puissant moteur liquide jamais construit - LOX/kérosène
 - Poussée 690 t.
- Instabilités thermoacoustiques du F-1
 - Fluctuations de pression > 100 bar
 - Plus de 3200 essais échelle 1



Liquid rocket engine (NASA 1957)



Instabilités thermoacoustiques : tube de Rijke



(laboratoire EM2C)

Instabilités thermoacoustiques : tube de Rijke

- Equation sur l'énergie acoustique $\mathcal{E} = \frac{1}{2} \left(\bar{\rho} u'^2 + \frac{p'^2}{\bar{\rho} a^2} \right)$
- On reprend les équations d'Euler + équation sur l'énergie avec une énergie dégagée q.
- En linéarisant [et en passant le détail...], on trouve

$$\frac{\partial \mathcal{E}}{\partial t} + \nabla \cdot (p' \mathbf{u}') = \frac{\gamma - 1}{\gamma \bar{p}} p' q'$$

- Intégrale sur le volume du système

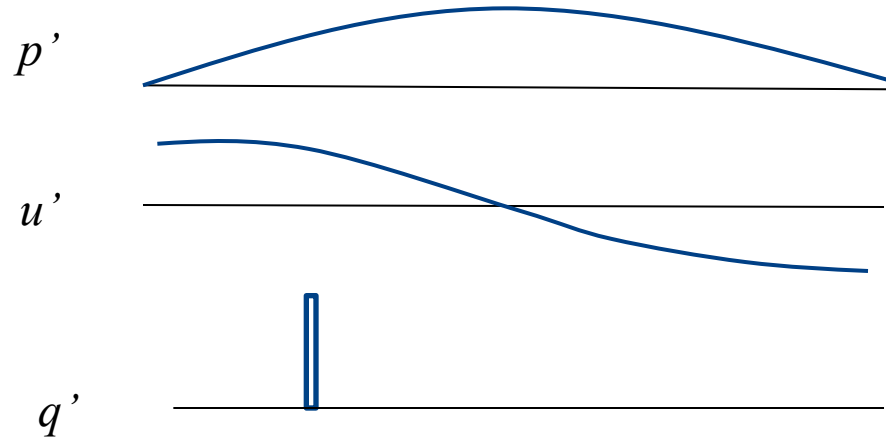
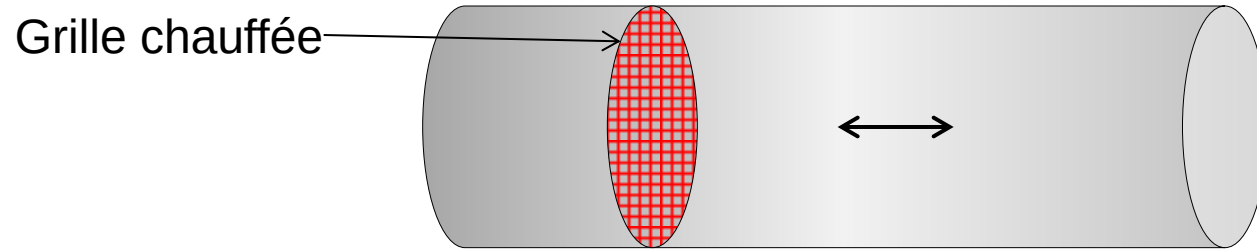
$$\frac{\partial \langle \mathcal{E} \rangle}{\partial t} = - \int_S p' \mathbf{u}' \cdot \mathbf{n} dS + \frac{\gamma - 1}{\gamma \bar{p}} \int_V p' q' dV$$

Pertes acoustiques

Contribution thermoacoustique
= **“Intégrale de Rayleigh”**

Rayleigh (1878) : "If heat be given to the air at the moment of greatest condensation, or be taken from it at the moment of greatest rarefaction, the vibration is encouraged"

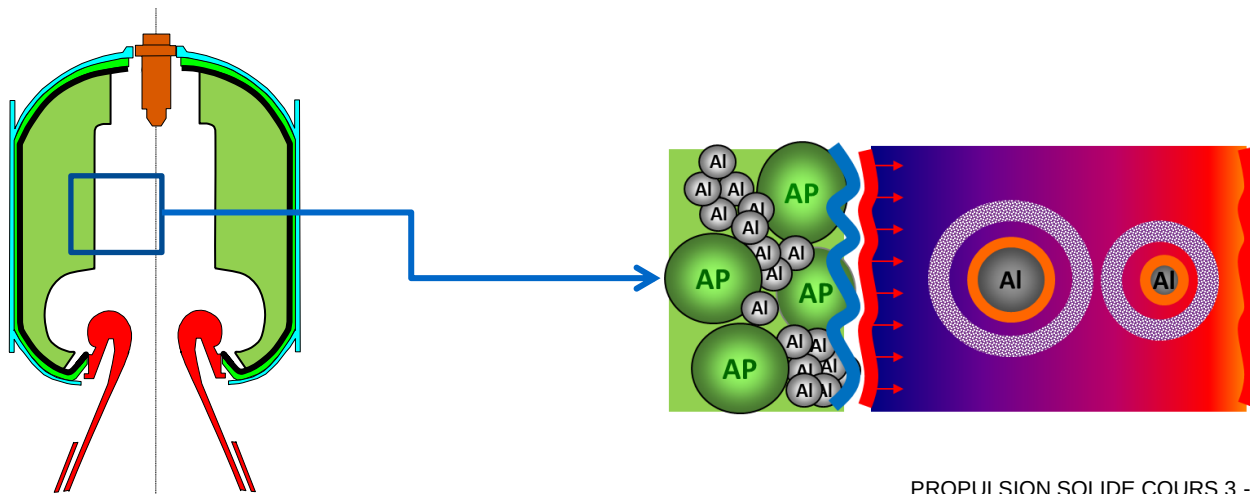
Tube de Rijke



$$\int_V p' q' dV > 0$$

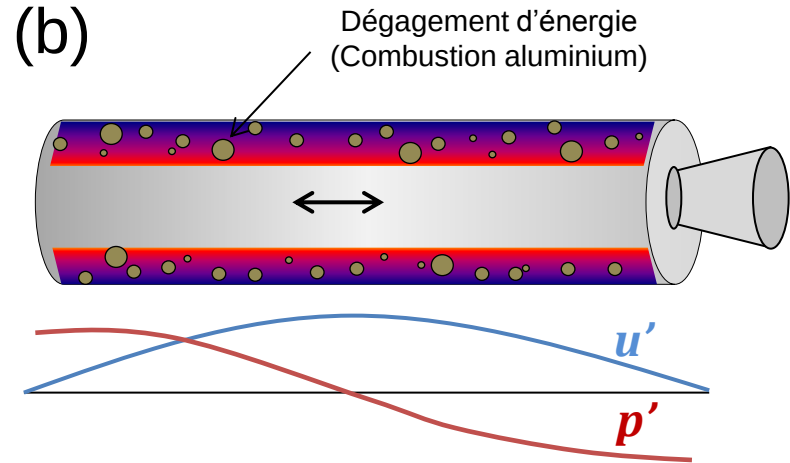
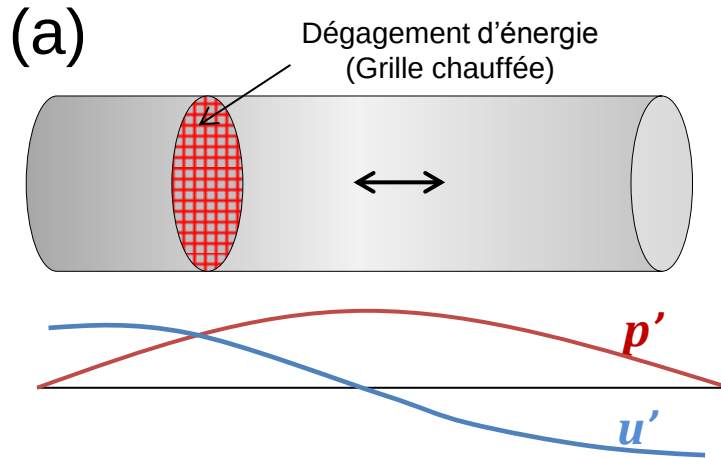
Instabilités thermoacoustiques : lien avec moteur

- En moteur : deux sources de dégagement d'énergie
 - Combustion du propergol
 - Flamme prémélangée/diffusion - Très proche surface ($\sim 10\text{-}100\ \mu\text{m}$)
 - Contribution déstabilisante (« réponse » de la surface $\sim$ haut-parleur)
 - Combustion de l'aluminium
 - Flamme diffusion – Distribuée ($\sim 1\text{-}10\ \text{mm}$)
 - Contribution déstabilisante de type thermoacoustique



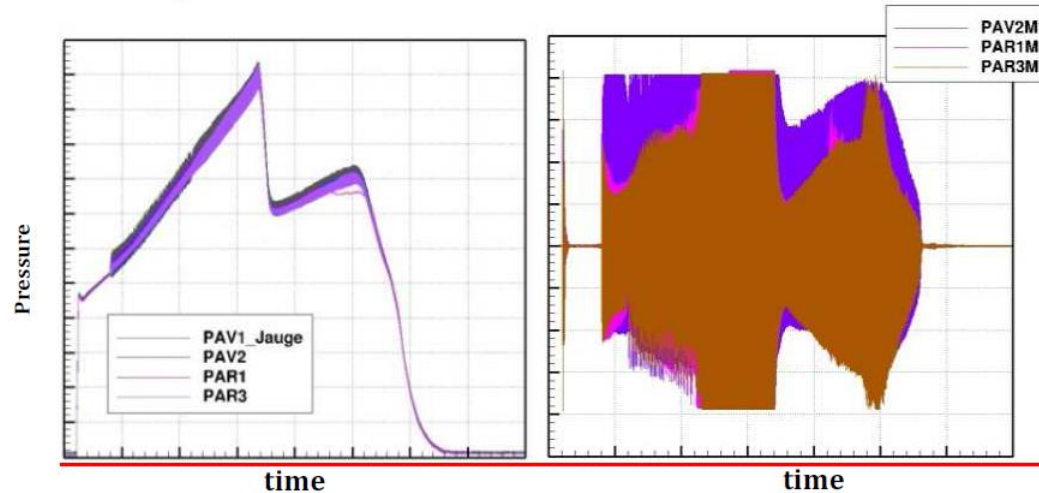
Instabilités thermoacoustiques : lien avec moteur

- Même idée/mécanisme que le tube de Rijke



Instabilités thermoacoustiques en moteur

- Ce type d'instabilité thermoacoustique peut se déclencher dans certains moteurs



02

SIMULATION NUMÉRIQUE

Equations de Navier-Stokes

Problématique : les entreprises du spatial souhaitent réduire leurs coûts de fabrication des lanceurs.

Plusieurs pistes peuvent répondre à ce besoin :

- Limiter le nombre d'essais pendant la phase de conception / qualification.
- Réduire les itérations en production pour définir les cycles de fabrication des pièces.
- Réduire le coût de traitement des anomalies en tir et en production.

Être capable de prédire numériquement le comportement d'un propulseur est primordial.

DE LA THÉORIE...

Equations de Navier-Stokes

Le comportement d'un fluide newtonien peut être décrit par les équations suivantes :

- Conservation de la masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0$$

- Conservation de la quantité de mouvement :

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \mathbf{V})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \mathbf{V}) &= \nabla \cdot \mathbf{P} + \rho \mathbf{g} \\ &= -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\Sigma} + \rho \mathbf{g} \end{aligned}$$

- Conservation de l'énergie :

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho E \mathbf{V}) = \nabla \cdot (\mathbf{P} \cdot \mathbf{V}) + \rho \mathbf{g} \cdot \mathbf{V} + \nabla \cdot \mathbf{q} + \nabla \cdot \mathbf{q}_R$$

Equations de Navier-Stokes

Mais...

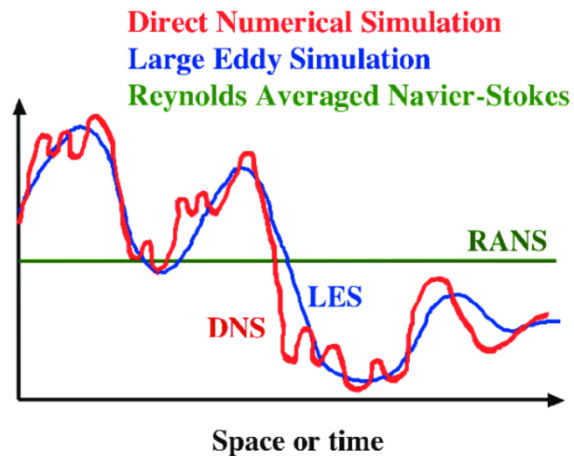
... on ne sait pas résoudre analytiquement les équations de Navier-Stokes !

Heureusement, il existe des moyens de contourner le problème → modélisation

Equations de Navier-Stokes

Il existe trois grands types de modélisation :

- DNS (Direct Numerical Simulation) : toutes les échelles de turbulence sont résolues. [Académique](#)
- LES (Large Eddy Simulation) : les grandes échelles sont résolues, les petites échelles sont modélisées. [Accessible industrie](#)
- RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes) : toutes les échelles sont modélisées. [Compatible industrie](#)



Equations de Navier-Stokes

Principe du RANS

- On réécrit la vitesse sous la forme :

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i$$

Moyenne Fluctuations

- Les équations deviennent alors :

- Conservation de la masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i) = 0$$

- Conservation de la quantité de mouvement :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j})$$

Comment calculer ce terme ?

Equations de Navier-Stokes

Les modèles de turbulence

- Le terme incluant la moyenne des fluctuations peut se réécrire sous la forme :

$$-\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \overline{u'_i u'_j}) = \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij}^t)$$

Tenseur des contraintes
turbulentes

- Le tenseur des contraintes turbulentes peut s'exprimer sous la forme :

$$\tau_{ij}^t = \mu_t^{ijkl} \frac{\partial u_k}{\partial x_l}$$

- Ou, plus simplement (on fait l'hypothèse que μ_t est un scalaire) :

$$\tau_{ij}^t = \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_l}$$

Viscosité turbulente

Equations de Navier-Stokes

Les modèles de turbulence

Il existe de nombreuses façons d'estimer μ_t :

- Modèle à une équation : Spallart-Allmaras

Adapté aux écoulements simples (ailes NACA)

- Modèles à deux équations :

- k - ε : on introduit deux nouvelles équations sur k (énergie turbulente) et ε (dissipation)

Adapté sur une large gamme

$$\mu_t = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$$

Déterminée empiriquement

- k - ω : on introduit deux nouvelles équations sur k (énergie turbulente) et ω (taux dissipation)

Adapté sur une large gamme

- Modèles à 5 équations : RSM (Reynolds Stress Model)

Instables

Equations de Navier-Stokes

Bilan

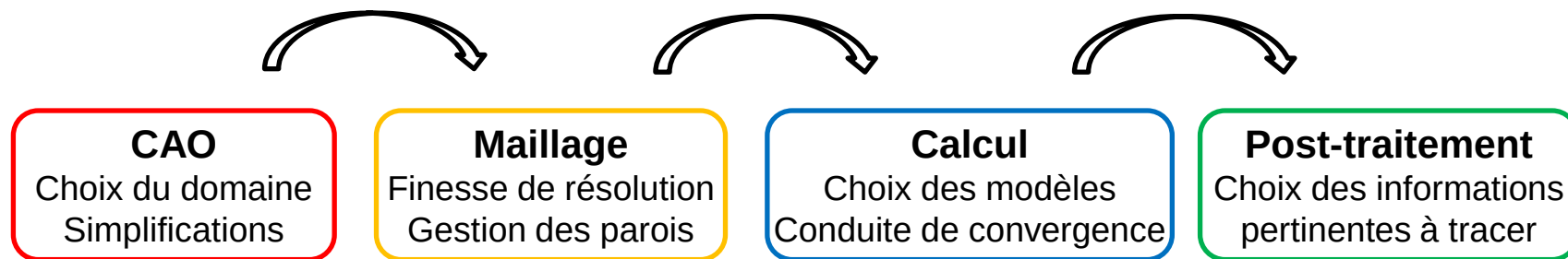
- On ne sait pas résoudre explicitement les équations de Navier-Stokes.
- Les méthodes de résolution sont toutes recalées empiriquement.
- Les modèles vantés par la littérature ne sont pas forcément les plus adaptés au quotidien.

Félicitations, vous venez de découvrir une valeur ajoutée possible d'un ingénieur dans l'industrie !

... À LA PRATIQUE

Equations de Navier-Stokes

Les grandes étapes de la simulation numérique



Equations de Navier-Stokes

La CAO

- Représenter au juste besoin :
 - Doit-on modéliser toutes les pièces (incluant visserie, tuyauterie,...) ?
 - Que doit-on impérativement modéliser pour obtenir le bon écoulement ?
- Étapes de nettoyage nécessaires par rapport aux modèles 3D utilisés par la définition :
 - La CAO doit être maillable.
 - Les contacts entre pièces doivent être mis en place.
- Possibilité de faire des CAO paramétrées rejouables.

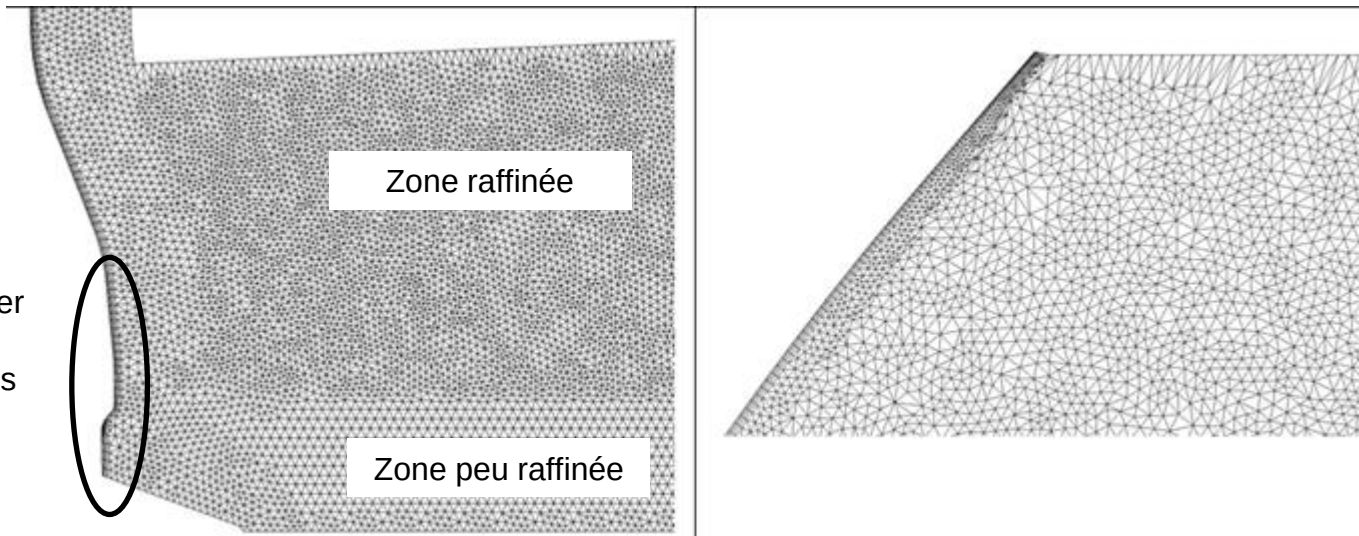


Equations de Navier-Stokes

Le maillage

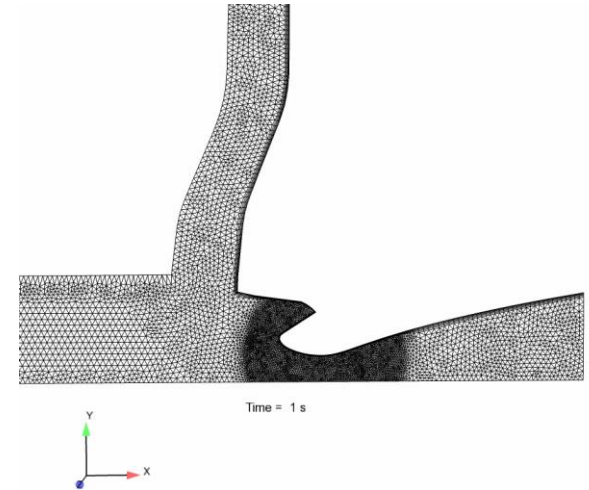
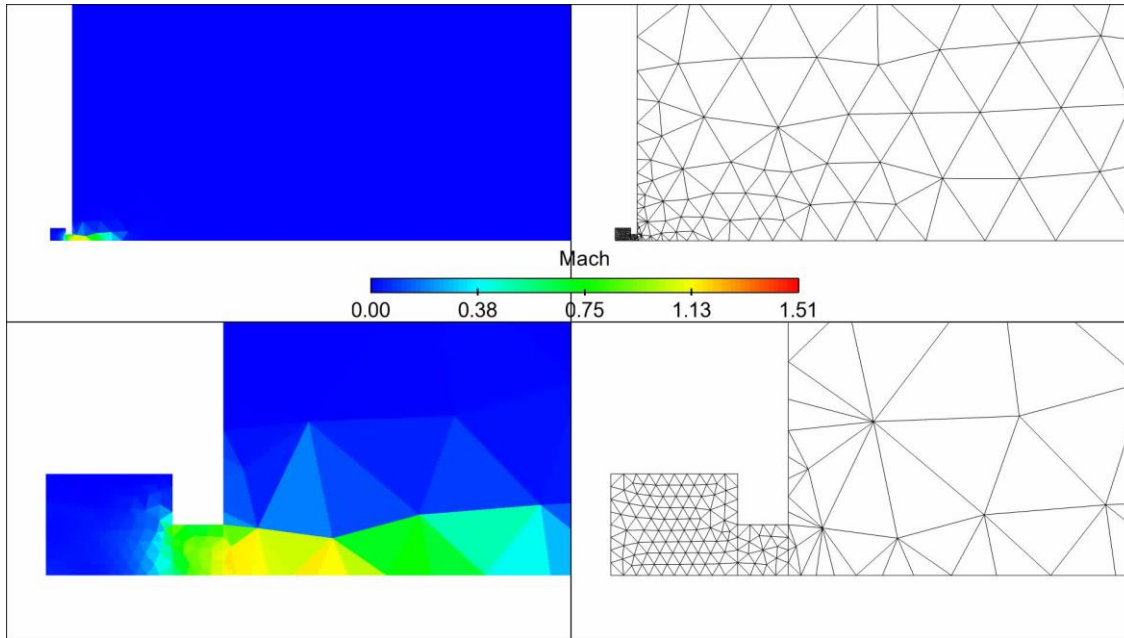
- Étape essentielle : la précision du calcul dépend du raffinement du maillage.
 - Gestion des paroi très importante pour l'aérothermique → résolution du flux de chaleur complexe.
- Il existe des méthodes récentes de génération du maillage : automatique, adaptatif, déformable,...

Traitement particulier
en paroi :
couches de prismes



Equations de Navier-Stokes

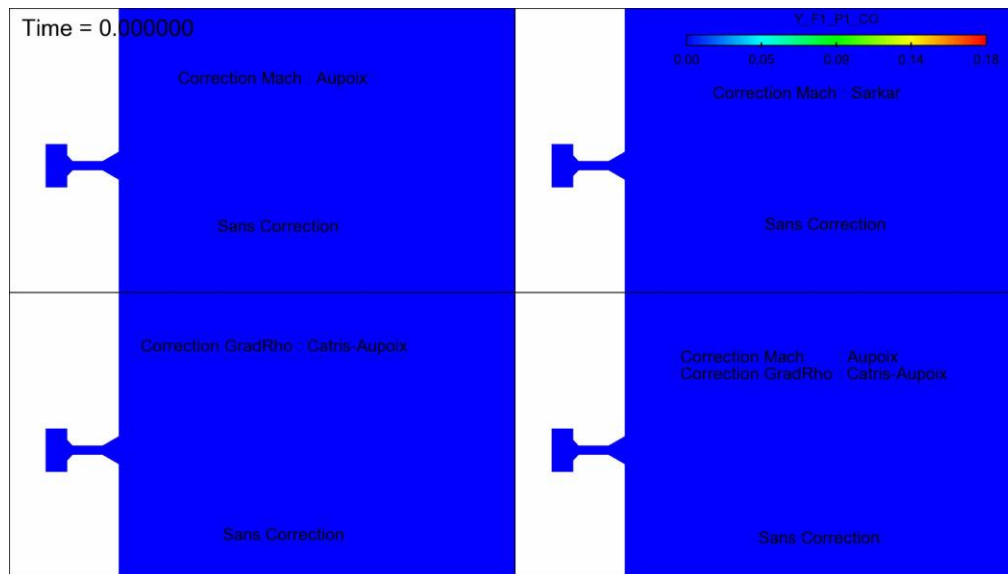
Maillage adaptatif



Equations de Navier-Stokes

Le calcul

- Le choix du code est important : chacun a sa spécialité, ses avantages, ses inconvénients.
- Choix des modèles : turbulence, multiphasique, chimique, radiatif. Il existe énormément, il faut savoir trier.
- La conduite de calcul choisie doit assurer le résultat le plus juste possible.



Influence du
modèle de
turbulence choisi

Equations de Navier-Stokes

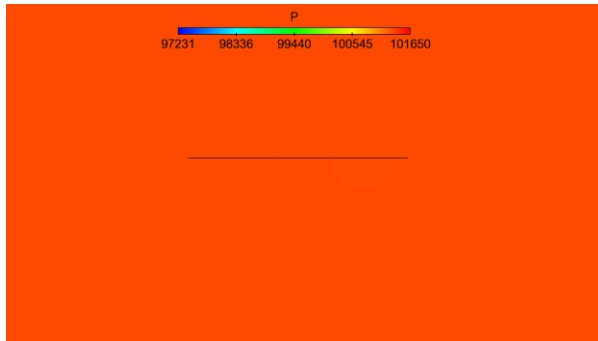
Le post-traitement

- C'est par un post-traitement adapté qu'on apporte une réponse utile à notre client.
- Du choix des images, films dépend la perception du résultat.

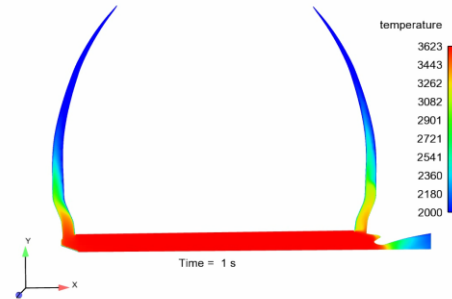
Equations de Navier-Stokes

Le couplage

- Les codes de calcul sont souvent dédiés à une seule physique : fluide, thermique, mécanique.
- Il est possible de coupler des codes entre eux pour réaliser des simulations aérothermiques, thermomécaniques ou aéromécaniques.



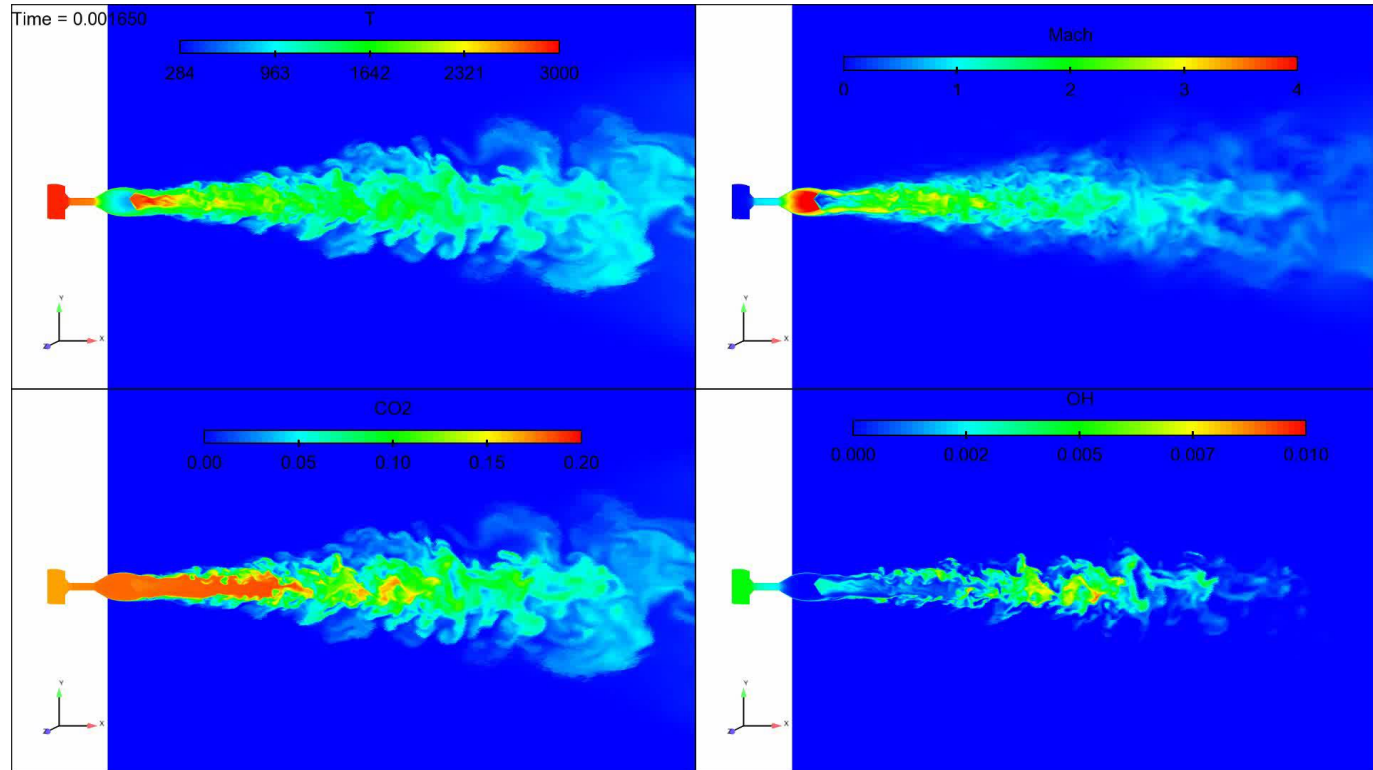
Simulation aéromécanique



Simulation aérothermique

Equations de Navier-Stokes

Pour finir en beauté...



CONCLUSION

Liens avec la mécanique des fluides

- La simulation numérique est un domaine en évolution constante et rapide :
 - Méta-modèles (réseaux de neurones,...).
 - Optimisation.
- Les méthodes de résolution sont toutes imparfaites, c'est le travail de l'ingénieur Calcul de faire les choix adaptés à son problème.
- La confrontation simulation / réalité est compliquée et il est très facile de tirer des conclusions erronées à partir de données partielles.