

Document 1 : le Lanceur SATURN V

Caractéristiques techniques	
Dimensions	
Hauteur	110,6 m
Diamètre	10,1 m
Masse au décollage	3 037 t
Nombre d'étages	3 (2 pour Skylab)
Puissance et capacité d'emport	
Charge utile en LEO	118 t
Charge utile pour la lune	47 t
Poussée au décollage	environ 34 MN



Saturne 5 est la fusée du programme Apollo qui a amené les hommes sur la lune entre 1969 et 1973. En deux minutes 2 000 tonnes d'ergols sont consommés à raison de 13 t par seconde. Les cinq tuyères libèrent 160 000 000 de chevaux.

Les moteurs utilisés par ce lanceur étaient les nouveaux et puissants moteurs F-1 et moteurs J-2. Lorsqu'ils étaient testés, ces moteurs créaient des vibrations dans le sol qui pouvaient être ressenties à 80 kilomètres à la ronde. L'ensemble des stations sismographiques des États-Unis étaient capables de percevoir les vibrations lors du décollage d'une Saturn V. De plus la fusée Saturn V serait la machine produite par l'Homme ayant généré le plus grand nombre de décibels.

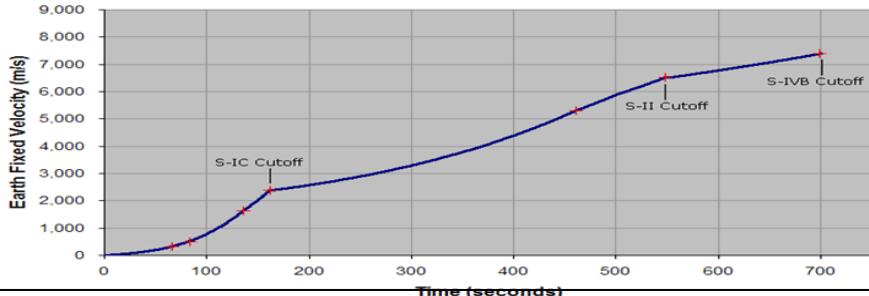
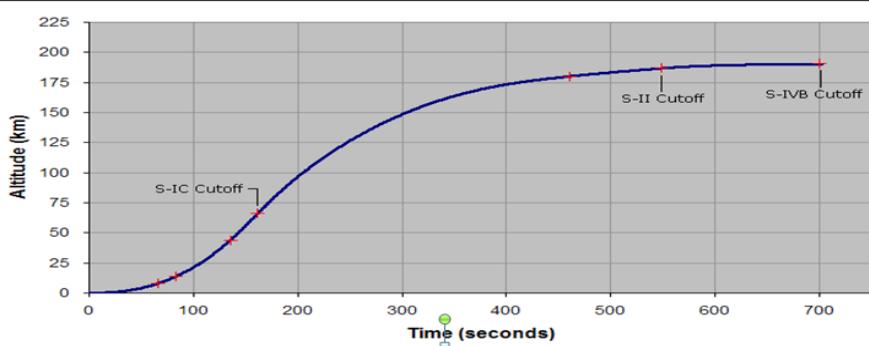
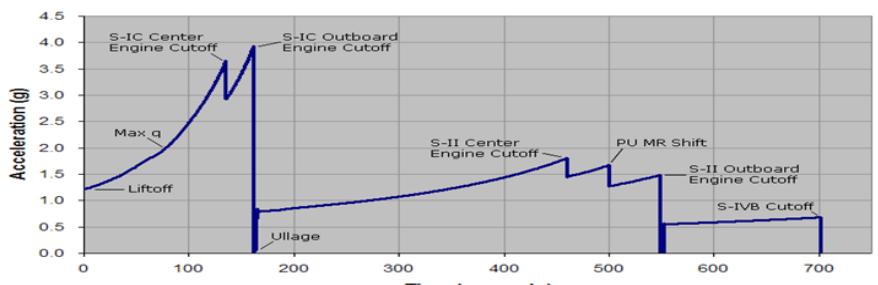
Document 2 : séquence de lancement

1- À 8,9 s avant le lancement, la séquence d'allumage du 1er étage démarrait. Le moteur central s'allumait en premier, suivi par les deux paires de moteurs symétriques avec un décalage de 300 ms pour réduire les efforts mécaniques sur la fusée. Une fois que l'atteinte de la poussée maximale était confirmée par les ordinateurs de bord, la fusée était « relâchée en douceur » en deux étapes : les bras qui maintenaient la fusée se déverrouillaient pour la libérer puis, alors que le lanceur commençait à accélérer verticalement, des fixations métalliques accrochées à travers des fentes dans la fusée se déformaient progressivement jusqu'à relâcher complètement le lanceur. Cette dernière opération durait une demi-seconde.

2- Saturn V accélérerait rapidement, atteignant la vitesse de 500 m/s à 2 km d'altitude.

3- À 135,5 secondes, le moteur central s'éteignait pour réduire les contraintes structurelles sur la fusée dues à l'accélération. Juste avant que ne soit largué le premier étage, l'équipage subissait sa plus forte accélération, 4 g (soit 39 m/s²). Ceci se passait à une altitude d'environ 62 km.

4- Après séparation, le premier étage continuait sa trajectoire jusqu'à une altitude de 110 km. En effet, les moteurs périphériques continuaient à fonctionner jusqu'à ce que les capteurs dans les systèmes d'aspirations ne mesurent l'épuisement d'un des deux ergols. Puis le premier étage retombait dans l'océan Atlantique à environ 560 km du pas de tir.



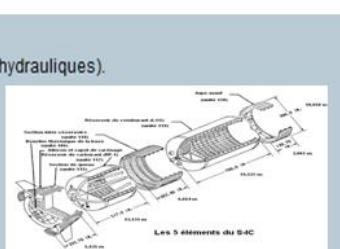
Saturn V	
Premier étage - S-IC	
Hauteur	42 mètres
Diamètre	10 mètres
Masse au décollage ³	2 286 t
Moteurs	5 F-1
Poussée	33,4 MN
Durée de fonctionnement	150 s
Ergols	RP-1 et LOX
Deuxième étage - S-II	
Hauteur	24,8 mètres
Diamètre	10 mètres
Masse avec ergols ⁴	464 t
Moteurs	5 J-2
Poussée	5 MN
Durée de fonctionnement	360 s
Ergols	LH ₂ et LOX
Troisième étage - S-IVB	
Hauteur	17,9 mètres
Diamètre	6,6 mètres
Masse avec ergols ⁵	114 t
Moteur	1 J-2
Poussée	1 MN
Durée de fonctionnement	165 + 335 s (2 allumages)
Ergols	LH ₂ et LOX

Document 3 : les moteurs du premier étage

Désignation : Saturn IC (S-IC).
 Moteurs : 5 Rocketdyne F-1; dont les quatre moteurs extérieurs orientables (montés sur verins hydrauliques).
 Hauteur : 42,07 m.
 Diamètre : 10,06 m.
 Masse à vide : 130 570 kg.
 Oxydant (comburant) : oxygène liquide.
 Carburant : Kérosène RP-1.
 Masse de propergols : 2 149 500 kg.
 Autres : 2450 kg.

Poussée : 33 360 kN SL; augmenté plus tard à 34 030 kN SL et finalement à 35 140 kN SL
 Temps de combustion : environ 162 s pour les moteurs extérieurs, coupure du moteur central à 135,5 s (vitesse ~9 900 km/h, altitude 67 km)
 Séparation : largage 0,6 s après coupure du moteur par 8 petits moteurs à poudre de 394 kN (mise à feu pendant 2/3 s).

L'ÉTAGE S-IC.



Application : Saturn V.

Premier vol : 1967.

Masse à vide : 8390 kg.

Longueur : 5,8 m

Diamètre maximum : 3,7 m.

Oxydant (comburant) : oxygène liquide (LOX), délivré à 1789 kg/s.

Carburant : RP-1 (kérosène), délivré à 788 kg/s.

Rapport de mélange : 2,27.

Poussée : 6 672 kN SL; plus tard augmenté à 6 806 kN SL et finalement à 7 028 kN SL.

Impulsion spécifique : 265 s SL, 304 s vac.

Rapport d'expansion : 16:1 avec tuyère, 10:1 sans.

Pression de la chambre de combustion : 65,7 atm.

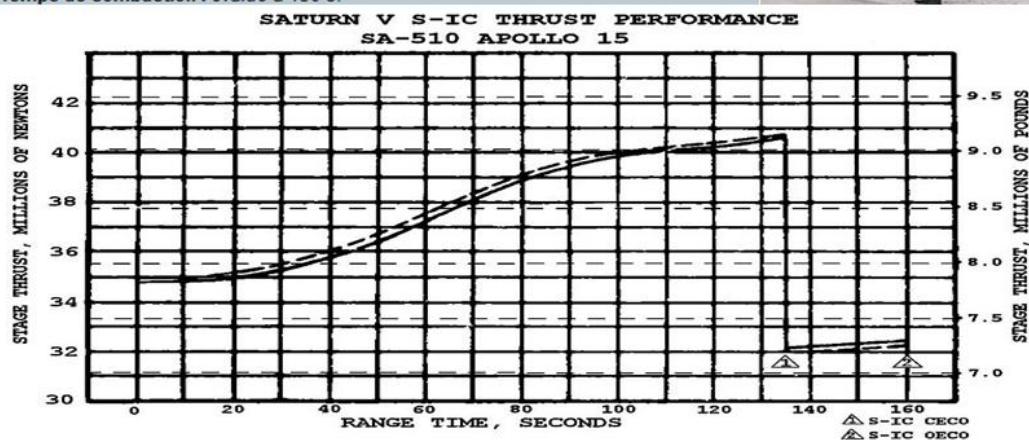
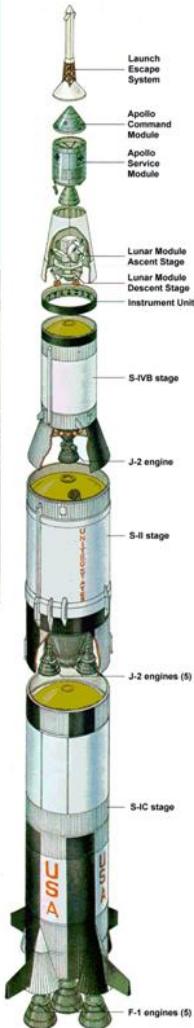
Température de la chambre de combustion : 3 300 °C.

Temps de combustion : évalué à 150 s.

MOTEURS F-1.

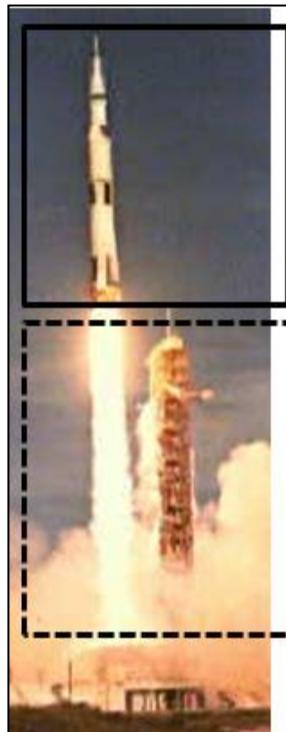


Saturn V Launch Vehicle and Apollo Spacecraft



Le carburant : RP-1 est constitué principalement de kérosène $C_{12}H_{26}$. Le comburant LOX oxygène liquide est donc O_2 . La réaction est $C_{12}H_{26} + 12.5 O_2 \rightarrow 12 CO + 13 H_2O$

Document 4 : schémas et formules



Système1 : fusée + carburant

Masse $m - \Delta m$

m : masse initiale

Δm : perte de masse

Système2 : gaz éjectés

masse : Δm

La propulsion est d'autant plus forte que le débit (masse de gaz éjectés chaque seconde) est important et que la vitesse d'éjection est élevée. Cette force délivrée par un moteur-fusée est appelée la **poussée** :

$$F = q \cdot V_e$$

q : **débit massique** des gaz propulsifs en kilogrammes par seconde.

V_e : **vitesse d'éjection** des gaz en mètres par seconde.

Cette force F s'exprime en newtons (N)

Pour produire les gaz qu'il faut éjecter en grande quantité et à vitesse élevée, chaque étage de la fusée emporte son **combustible** (qui brûle) et son **comburant** (qui fournit l'oxygène ou son équivalent nécessaire à la combustion).

L'équation de Tsiolkovski s'écrit :

$$\Delta v = v_e \ln \frac{m_0}{m_1} - gT$$

où :

g étant l'accélération locale de la pesanteur et T la durée de la propulsion

- Δv est la variation de vitesse entre le début et la fin de la phase propulsée considérée ;

- v_e est la vitesse d'éjection des gaz ;

- m_0 est la masse totale de l'astronef au début de la phase propulsée (i pour initial) ;

- m_1 est la masse totale de l'astronef à l'issue de la phase propulsée (f pour final), exprimée dans la même unité que m_0 ;

- \ln est la fonction logarithme népérien.

Questions

- A- Mouvement de Saturn V lors de la combustion du premier étage
- 1- Quelle est l'accélération (en m/s²) communiquée au moment du décollage. (Il faut retirer g car ce graphe donne l'accélération subit par l'équipage) ?
 - 2- Comment évolue l'accélération au cours du temps ? Peut-on dire que le mouvement est uniformément accéléré ?
 - 3- Quelle est la vitesse acquise au bout des 150s de combustion de ce premier étage ? en déduire l'accélération moyenne de ce lancement.
 - 4- En observant uniquement le graphe de l'altitude en fonction du temps, comment peut-on déduire que le mouvement est bien accéléré. Si la vitesse était constante quelle serait l'allure de ce graphe.
- B- décollage de la fusée.
- 1- **Pendant les premières secondes du décollage on peut considérer la fusée comme un système ayant une masse à peu près constante soumise à 2 forces : son poids P et la force de poussée F.**
 - a. Calculer P et trouver F
 - b. En appliquant la seconde loi de Newton, montrer que la poussée est suffisante pour faire décoller la fusée et trouver l'accélération initiale. La poussée est-elle constante durant les 120 premières secondes ?
 - 2- Action et réaction
 - a- En utilisant le document 4 et la 3eme loi de Newton, trouver l'origine de la poussée F à laquelle est soumise la fusée. Faire un schéma explicatif
 - b- Trouver à l'aide d'un document que les ergols sont consommés à raison d'environ 13tonnes/s comme indiqué document 1. Combien de temps peut durer la combustion ?
 - c- Retrouver la valeur de la poussée F sachant que les gaz sont expulsés à 2650 m/s.
 - d- Connaissant la vitesse d'éjection des gaz et en supposant que cette vitesse reste constante, trouver la vitesse acquise au bout de 120 s. Cela correspond-t-il aux données du graphique ? expliquer.
 - e- Quelle est la vitesse acquise quand la moitié du carburant est consommé ?
 - 3- Combustion
 - a. D'après les données du document 3, montrer que les proportions du comburant et du carburant sont quasiment dans les proportions stœchiométriques de l'équation-bilan indiquée.
 - b. Le rapport de mélange est le rapport stœchiométrique des masses O/F (O : dioxygène, F : kérone). Montrer qu'il est de 2.35 pour cet exemple simplifié.
 - c. La vitesse d'éjection des gaz s'exprime de la façon suivante $v_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \left(\frac{R \cdot T_c}{M}\right) \cdot \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{(k-1)/k}\right)}$

Données :

- pression à l'intérieur de la chambre de combustion : $P_c = 50$ atm
- Pression à la sortie du réacteur : $P_e = 1$ atm
- Rapport réel de mélange O/F = 2.26.
- Constante des gaz $R = 8314.51$ Nm/kmolK
- Masse molaire moyenne des gaz éjecté : 21.4 g/mol
- Rapport de chaleur spécifique : $k = 1.221$
- Température de combustion T_c (en K)

Trouver à l'aide du graphe ci-dessous la température de combustion des gaz puis calculer la vitesse d'éjection des gaz. Comparer avec une donnée précédente.

