

KSP Rocket Science

L'art de concevoir une fusée dans KSP, en dehors de l'aspect visuel et fonctionnel, c'est avant tout de l'envoyer où on veut (et éventuellement de la faire revenir.).

Nous allons donc aborder le concept "à la main" avec un cas pratique. Aller jusqu'à la Mün, et revenir.

Etape 1 : Définir le budget ΔV à atteindre.

C'est l'étape la plus simple :



Grâce au graphique ci-dessus (du wiki KSP) on peut calculer le budget nécessaire à notre voyage.
On compte donc partir de Kerbin, se poser sur la lune (après mise en orbite) puis revenir sur Kerbin.
On note le budget étape par étape (vous verrez l'utilité plus tard)

LKO : 4550m/s (70km)
Kerbin -> Mun : 860m/s
LMO : 210m/s (14km)
Amunissage : 640 m/s

Mun -> LMO : 640m/s
Mun -> Kerbin : 860m/s
et on s'arrête là car on effectuera un aerofreinage dans l'atmosphère (donc pas de mise en orbite basse)

Budget total : 7760m/s
+10% : 8536m/s (vous êtes libre d'ajouter la valeur que vous voulez. C'est pour compenser les erreurs de pilotage, les corrections de trajectoires etc.)

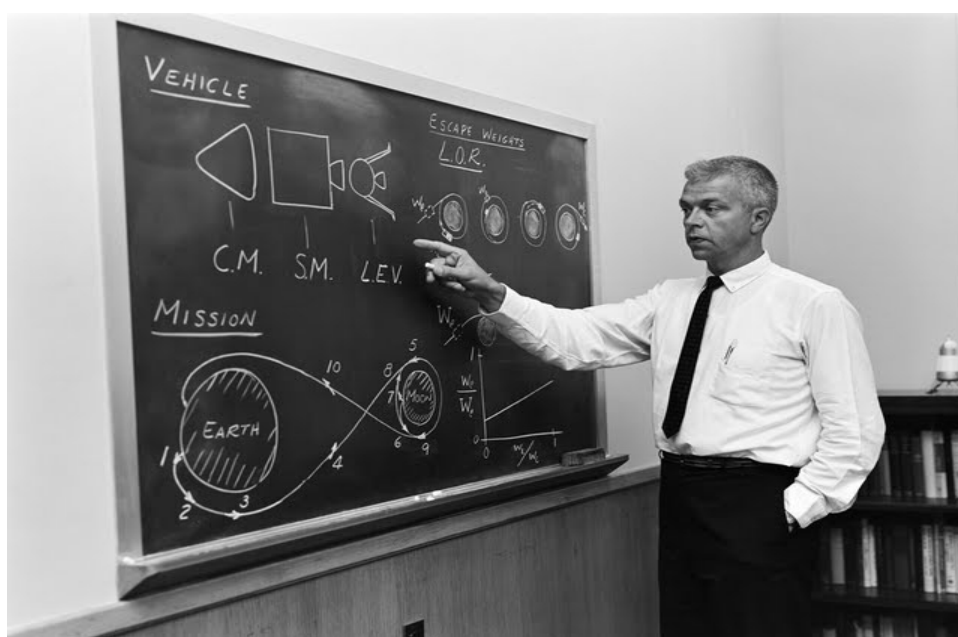
Etape 2 : planification de la fusée :

Il faut maintenant définir quelle partie de la fusée fait quoi. Ici on décide de la faire "Apollo Style", donc :

Un lanceur principal : 4550m/s à atteindre (environ 4900m/s corrigé)
Un étage d'injection : 860 m/s à atteindre (environ 940m/s corrigé)
Un CSM : 210+860m/s : 1070m/s (LMO + retour Kerbin) (environ 1170m/s corrigé)
Un LEM : 640m/s (environ 700m/s corrigé)
Un Etage de remontée du LEM : 640m/s (environ 700m/s corrigé)

Pour autoriser l'étage d'injection à finir la mise en orbite, on définit le budget lanceur+injection à :
4550 + 860 : 5410m/s (environ 5900m/s corrigé, mais ça va commencer à faire beaucoup)

Voilà, on sait maintenant ce que chaque étage doit fournir comme ΔV .



Etape 3 : Conception :

Cette étape peut être faite à la main avant assemblage, ou directement dans le VAB. Je vous conseille à ce moment là de prendre un morceau de papier et un crayon... Parce que vous allez raturer à droite à gauche. Le mieux reste un tableau effaçable pour faire "comme dans les films", mais à défaut, un bout de papier fera l'affaire. Et n'oubliez pas la calculatrice (scientifique)

On va partir du haut vers le bas (sens "logique" de conception.)

Il faut additionner les masses de nos éléments distincts.

Pour le carburant (de propulsion) il faut considérer le poids plein et à vide.

Pour le monopropellant : Comptez le poids plein uniquement. (Ca simplifie les choses)

Pour les moteurs : notez l'ISP (vacuum pour tous, atmo pour les moteurs servant à quitter l'atmosphère) et la poussée (thrust)

Je fais là une fusée "simple" sans m'encombrer des annexes (RTG, échelles, propulseurs RCS). Néanmoins la somme de ces masses devrait rentrer dans les 10% de marge.

Ensuite on va calculer le ΔV disponible de chaque étage (on fera les calculs plus complexes plus loin.)

La formule du ΔV :

$$\Delta V = \ln(\text{MassePlein} / \text{MasseVide}) * \text{ISP} * 9,81$$

Pour un étage spatial, seul l'ISP vacuum est utile. Si le moteur sert à quitter l'atmosphère de kerbin, il faut calculer les deux ΔV .

MAIS pour un étage traversant l'atmosphère :

$$\Delta V = ((\Delta V_{\text{atm}} - 1000) / \Delta V_{\text{atm}}) * \Delta V_{\text{vac}} + 1000.$$

Oui, ça se complique.

On est parti :

CSM :

Command Pod Mk1-2 : 4,02

Shielded docking port : 0,1

Rockomax decoupler : 0,4

4x RCS Stratus 5 : 4*0,235

Poodle liquid engine : 2,5 (ISP 390)

Rockomax X200-16 Liquid Fuel : 9 – 1

Poids plein : 16,96

Poids vide : 8,96

ΔV : 2441m/s

MEM (étage de montée) :

Lander can : 2,52

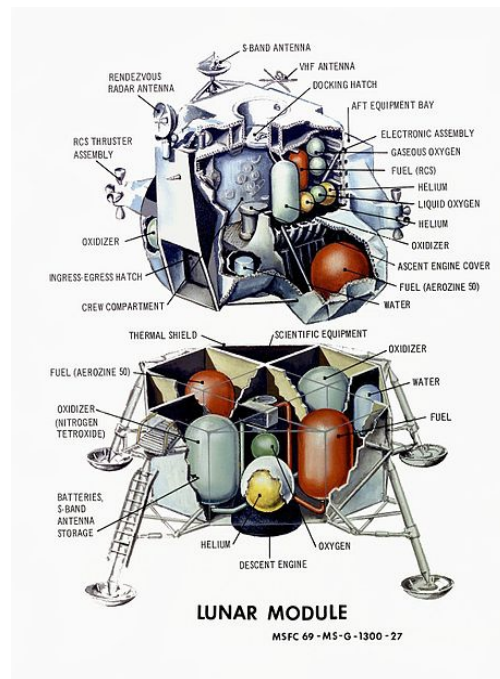
4x Rockomax 24-77 (ISP 300)

Rockomax X200-8 Liquid Fuel : 4,5 – 0,5

Poids plein : 7,38

Poids vide : 3,38

ΔV : 2298m/s



MEM :

MEM Ascent : 7,38 <= On prend ici le poids plein de notre étage de montée

Rockomax X200-8 Liquid Fuel : 4,5 – 0,5

Poodle liquid engine : 2,5

4x Landing LT-2 : 0,1 * 4

Poids plein : 14,78

Poids vide : 10,78

ΔV : 1207m/s

A ce niveau, on calcule ce qu'il en est pour notre étage total LEM + CSM. On pourra en déduire le ΔV restant dans le CSM pour le retour après l'insertion en orbite Münaire, et si le CSM aura le ΔV nécessaire pour la dire mise en orbite :

MEM + CSM :

Poids plein : 31,74

Poids CSM vide : 23,74 (on considère qu'on ne consomme que le carburant du LEM)

 $\Delta V : 1773\text{m/s}$

L'insertion en orbite lunaire représente 210m/s. Ce qui laisse une réserve de 1563m/s.

Il nous restera $1563 \cdot 100 / 1773 = 88\%$ de carburant dans le CSM.

Le carburant du CSM représente 8T (9-1). Il restera donc 7,01T de carburant dans le CSM. On recalcule donc le ΔV du CSM pour le retour :

Poids "plein" 15,97 (Poids vide + carburant restant)

Poids vide : 8,96

 $\Delta V : 2211 \text{ m/s}$ (on est très très large)

A ce point là du tutoriel, on a une charge utile capable d'accomplir sa tâche. Il ne reste plus qu'à concevoir le lanceur adéquat. La masse totale de la charge utile est de 31,74T.

Etage d'insertion :

Charge : 31,74

Rockomax X200-32 : 18 – 2

Rockomax stack separator : 0,4

Skipper : 4 (ISP 350 – 300)

Poids plein : 54,14

Poids vide : 38,14

 ΔV vide : 1202,78
$$\Delta V_{\text{atmo brut}} : 1030,96$$

ΔV atmo réel : 1036,12

TWR : 1,22

Lanceur :

Charge : 54,14

Stack separator : 0,4

Jumbo tank : 36-4

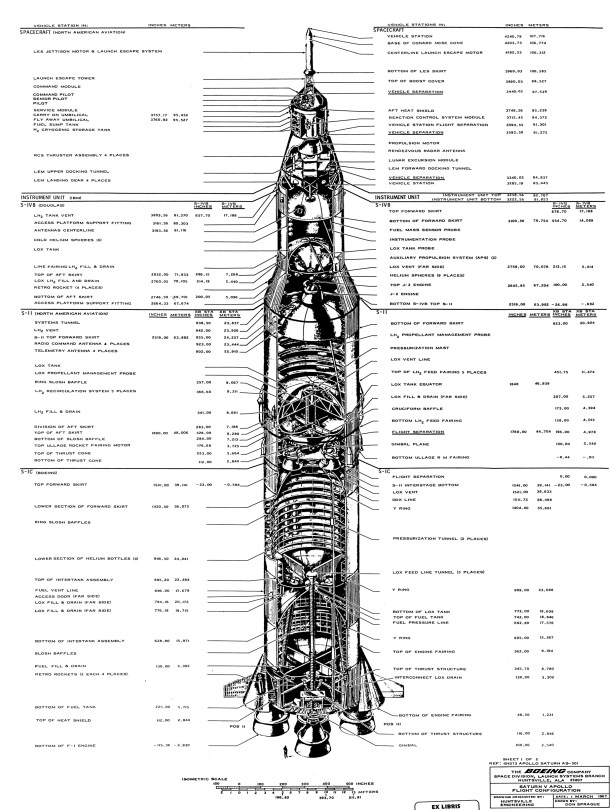
Mainsail : (330-280) : 6

Poids plein : 98,14

Poids vide : 60,14

$$\Delta V \text{ vide : } 1585,37$$
$$\Delta V_{\text{atmo brut}} : 1345.16$$
$$\Delta V \text{ atmo réel : } 1406,80$$

SATURN V APOLLO FLIGHT CONFIGURATION



Avec l'étage d'insertion et sa marge de 270m/s environ... On est loin du compte mais on s'y attendait.

Plusieurs choix s'offre à nous.

-Le montage en asperge (mais c'est pas très Apollo :p).

-Les boosters (Mais c'est pas très Apollo)

-Agrandir l'emport en carburant et le nombre de moteurs avec des tanks montés en radial, le tout sur un seul étage. C'est pas "beau" niveau design, mais on s'approche de Saturne V et de son étage n°1 énorme et ses 5 moteurs vulcains.

On va passer à plus efficace : le skipper, et déterminer la quantité de carburant.

On reprend :

On veut trouver la masse de carburant qu'il nous faut avec un ISP de 300 et 350 pour atteindre un ΔV de 4500m/s environ. En charge morte on a environ 55T à lancer. Chaque Jumbo nous apporte une masse carburant de 32T.

$$4500 = \ln(P_i/P_v) * ISP * 9,81$$

$$\ln(P_i/P_v) = 4230 / (350 * 9,81) \text{ (on commence par le plus efficace.)}$$

$$\ln(P_i/P_v) = 1,23$$

$$P_i/P_v = 3,4 \text{ (} P_i/P_v = \exp(1,23) \text{)}$$

$$54,14 + 40x / 54,14 + 8x = 3,4 \text{ (on détaille pour ceux à qui les maths donnent des boutons)}$$

$$54,14 + 40x = 3,4 * (54,14 + 8x)$$

$$40x = 129,94 + 27,2x$$

$$x = 129,94 / 12,8 = 10,5 \text{ Pas mal, c'est réalisable.}$$

Un étage milieu avec 4*3 lanceur latéraux (pour symétrie) devrait nous donner ce dont on a besoin.

Vérifions :

Charge : 54,14

Jumbo : $36 * 13 - 4 * 13$

Skipper (350-300) : $4 * 13$

Decoupler : 0,4 (ça paraît presque risible vu ce qu'il y a autour :p)

Poids plein : 574,54

Poids vide : 158,54

ΔV Vide : 4420,84

ΔV Atmo brut : 3789,29

ΔV Atmo réel : 4254,17

Si on ajoute nos "270" bonus de l'injection, on a 4524,17m/s!!!

Tout juste mais ça passe.

Le TWR :

Poids plein : $574,54 * 9,81 = 5636,23\text{kN}$

Poussée : $650\text{kN} * 13 = 8450\text{kN}$

TWR = Poussée / Poids = 1,49. Ça pousse pas fort, mais ça pousse.

Si jamais l'étage d'injection manque de jus, on sait d'avance que le CSM/MEM à largement ce qu'il faut pour une correction de trajectoire.

Notre fusée devrait remplir parfaitement sa mission en l'état, tant que Jeb' se débrouille aux commandes :)

Merci de votre lecture, et bons vols!



Mahzel © octobre 2013

Annexe : Glossaire

ISP : Specific Impulse : C'est un temps (en seconde) qui correspond à l'efficacité d'un système. Il indique la durée pendant laquelle 1kg de propergol peut propulser un système d'un kilogramme. S'il y a plusieurs moteurs de même ISP, l'ISP du système correspond à l'ISP d'un moteur.

Dans le cas d'ISP différent voici un exemple :

Prenons le cas d'un mainsail doublé de 4 skipper :

ISP Mainsail : 330-280

Poussée Mainsail : 1500

ISP Skipper : 350-300

Poussée Skipper : 650

$$ISP = (P_m + 4 \cdot P_s) / ((P_m / ISP_m) + 4 \cdot (P_s / ISP_s))$$

$$ISP = 343.$$

En "clair" c'est la somme des poussées divisée par la somme des rapports poussée/ISP.

Poussée (thrust) : C'est la puissance en kN fournie par un moteur (à 100%). Dans le cas de plusieurs moteurs, la poussée est la somme des puissance de chaque moteur.

Poids : il correspond à la masse (Celle donnée dans la fenêtre d'information des parts) multipliée par l'accélération gravitationnelle locale. Le poids varie donc selon le corps dominant. Pour Kerbin, il faut multiplier la masse par 9,81.

TWR : Thrust to Weight Ration (Rapport poids-poussée).

$TWR = Poussée / Poids$. Si le ratio est >1 , le système pourra s'arracher de l'attraction gravitationnelle d'un corps. Le TWR n'a de signification que pour un système soumis à la gravité.

ΔV (Delta Vitesse) : C'est le potentiel de vitesse d'un étage OU la vitesse requise pour une manoeuvre. Il correspond à une différence de vitesse. Pour un étage la formule est :

$$\Delta V = \ln(Masse\ Plein / Masse\ Vide) * ISP * 9,81$$

Pour un corps traversant l'atmosphère de Kerbin :

$$\Delta V = ((\Delta V_{Atm} - 1000) / \Delta V_{Atm}) * \Delta V_{vide} + 1000.$$

Pour une manoeuvre, c'est simplement la différence des deux vitesses en début et fin de manoeuvre.

$$\Delta V = V_{finale} - V_{initiale}.$$

ANNEXE : Fiche -guide

Etage : _____

Partie "morte"

Part : _____	Masse : _____	Nombre : _____
Part : _____	Masse : _____	Nombre : _____
Part : _____	Masse : _____	Nombre : _____
Part : _____	Masse : _____	Nombre : _____
Part : _____	Masse : _____	Nombre : _____
Part : _____	Masse : _____	Nombre : _____
Part : _____	Masse : _____	Nombre : _____
Part : _____	Masse : _____	Nombre : _____
Part : _____	Masse : _____	Nombre : _____
Part : _____	Masse : _____	Nombre : _____
Part : _____	Masse : _____	Nombre : _____
Total : _____		

Partie "utile"

Moteur : _____	ISPVac : _____	ISPAtm : _____	Thr : _____	Masse : _____	Nb : _____
Moteur : _____	ISPVac : _____	ISPAtm : _____	Thr : _____	Masse : _____	Nb : _____
Moteur : _____	ISPVac : _____	ISPAtm : _____	Thr : _____	Masse : _____	Nb : _____

ISPV total = Thr1 _____ + Thr2 _____ + Thr3 _____

T1 _____	T2 _____	T3 _____
ISP1 _____	ISP2 _____	ISP3 _____

ISPA total = Thr1 _____ + Thr2 _____ + Thr3 _____

T1 _____	T2 _____	T3 _____
ISP1 _____	ISP2 _____	ISP3 _____

Tank : _____	Mpl : _____	Mvide : _____	Nombre : _____
Tank : _____	Mpl : _____	Mvide : _____	Nombre : _____
Tank : _____	Mpl : _____	Mvide : _____	Nombre : _____
Tank : _____	Mpl : _____	Mvide : _____	Nombre : _____
Total plein : _____	Total vide : _____		

$\Delta V_{\text{vide}} = \ln(\text{Total plein} \text{ } / \text{ Total vide} \text{ }) * \text{ISP}_{\text{vide}} * 9,81$

$\Delta V_{\text{atmo}} = \ln(\text{Total plein} \text{ } / \text{ Total vide} \text{ }) * \text{ISP}_{\text{atmo}} * 9,81$

$\Delta V_{\text{atmo}} \text{ réel} = (\Delta V_{\text{atmo}} \text{ } - 1000) * \Delta V_{\text{vide}} + 1000$

dVAtmo _____

$\text{TWR} = \text{Total thr} \text{ } / (\text{Total plein} \text{ } * 9,81)$