INQUINAMENTO ATMOSFERICO CAUSATO DALL'INDUSTRIA AEROSPAZIALE

Lorenzo Vergani   Andrea Greco   Anna Fornasari   Pietro Nardi   Cecilia Guizzi

Agosto 2021

Questo lavoro è stato creato per il progetto STELLE di PROTOM in collaborazione con ESA per il progetto "New Education", al fine introdurre nuove modalità di apprendimento mirate per gli interessi di ogni studente.

Indice

1 Introduzione

Abbiamo deciso di focalizzarci sul tema dell'esplorazione spaziale in quanto è un settore relativamente nuovo e in continuo cambiamento. Inoltre, avendo a cuore il pianeta, abbiamo deciso di cercare di calcolare la quantità di gas serra prodotti da una ipotetica missione Starship prodotta dall'agenzia SpaceX.
La maggior parte dei dati utilizzati proviene dal gigantesco database di ESA, che ha gentilmente messo a disposizione i suoi dati satellitari sulla composizione dell'atmosfera dagli anni '80 a oggi. Tutte le fonti verranno citate nella bibliografia alla fine del lavoro.
Non è nostra intenzione fornire un valore esaustivo dell'inquinamento prodotto, ma solo una stima tale da far realizzare al lettore quanto il contributo che l'industria aerospaziale dà all'inquinamento atmosferico sia irrisorio rispetto alle quantità di gas serra prodotti da altre attività umane.
Speriamo di divulgare un po' più di consapevolezza nel lettore sul problema dell'inquinamento dell'aria e di quanto questo sia facilmente limitabile con dei piccoli accorgimenti nella vita di tutti i giorni che non richiedono un grande sforzo economico o un grande impiego di tempo.

Parte I

Inquinamento prodotto da una missione Starship

1 Lancio e raggiungimento di un'orbita LEO

1.1 Introduzione

La parte più difficile e inquinante del viaggio di un'astronave è sicuramente il lancio, in quanto l'astronave è sottoposta a numerose forze, tra cui spicca la gravità, ma non bisogna dimenticare l'attrito con l'aria o eventuali turbolenze di essa, che potrebbero far differire la rotta dell'astronave da quella prevista.
La bassa atmosfera risulta essere il luogo in cui avvengono più incidenti a livello aerospaziale, con numerosi casi di missioni fallite e in alcuni casi estremi anche perdite di vite umane.
La tipica forma del "razzo" serve proprio a massimizzare la sua aerodinamicità e diminuire le forze di attrito con l'aria. Definire il modello che un lanciatore deve avere è un lavoro molto lungo e complicato che vede impegnati interi team di ingegneri specializzati, ma per fortuna il design di Starship degli ultimi prototipi (SN8-SN15) è molto simile a quello che sarà il risultato finale, quindi tutti i test in corso servono anche per determinare questi parametri.
Poiché i test di Starship al momento sono ancora in corso e non sono stati ancora pubblicati dei veri e propri piani di volo saremo costretti a ipotizzare le orbite che l'astronave assumerà prima di partire verso Marte.
È infatti un usanza comune usufruire delle cosiddette *orbite di parcheggio* prima di assumere l'orbita iperbolica che porterà a destinazione al fine di accertarsi delle condizioni del veicolo dopo il lancio e aggiustare l'orbita se necessario. Tali orbite ricadono nella categoria LEO.
Prendiamo in considerazione la legge della conservazione della quantità di moto: essa dice che in un sistema isolato la quantità di moto totale rimane costante. Rappresentando il sistema lanciatore-carburante come un sistema chiuso ne segue che se il carburante viene espulso in una direzione il lanciatore otterrà della velocità nel verso opposto. Possiamo quindi scrivere che:

$$m \cdot \vec{\Delta v} = -\Delta m \cdot \vec{w}$$

Dove m è la massa del lanciatore, $\vec{\Delta v}$ il suo incremento in velocità, Δm la massa del carburante espulso e $\vec{w}$ la sua velocità. Se osserviamo questo fenomeno in un intervallo di tempo Δt possiamo scrivere:

$$m \cdot \frac{\vec{\Delta v}}{\Delta t} = -\frac{\Delta m}{\Delta t} \cdot \vec{w}$$

Se questo intervallo di tempo diventa infinitesimo si ottiene che:

$$m \cdot \frac{d\vec{v}}{dt} = -\frac{dm}{dt} \cdot \vec{w} \tag{1}$$

È necessario fare una considerazione prima di proseguire: i vettori $\vec{v}$ e $\vec{w}$ hanno sempre verso opposto (a causa della terza legge della dinamica), quindi possiamo semplificare i calcoli riducendo il sistema a una dimensione e tralasciando il simbolo di vettore. Prendiamo come direzione positiva quella di $\vec{v}$ e come direzione negativa quella di $\vec{w}$. Integrando entrambe le parti rispetto al tempo da un istante 0 fino all'istante t in cui finisce la combustione si ottiene:

$$\int_{v(0)}^{v(t)} dv = -\int_{m(0)}^{m(t)} \frac{w}{m} dm$$

Risolvendo questi integrali si ottiene la famosa equazione del razzo di Tsiolkovsky, così chiamata in onore dello scienziato russo che la scoprì.

$$\Delta v = -w \cdot ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right) \tag{2}$$

Tale equazione funziona solo nello spazio in orbita o lontano da qualsiasi grande massa, in quanto non tiene conto della forza di gravità.
Per i prossimi calcoli ci servirà un'altra versione totalmente equivalente di questa formula, riscritta sfruttando l'impulso specifico del carburante e la massa di propellente espulsa:

$$\Delta v = I_{sp} \cdot g_0 \cdot ln \left(\frac{m_i}{m_i - m_c} \right) \tag{3}$$

Facendo un passo indietro e tornando all'equazione 1 si può notare che essa rappresenta una somma di forze che agiscono sul veicolo, quindi possiamo aggiungere un componente dipendente dal peso del razzo:

$$m \cdot \frac{dv}{dt} = -\frac{dm}{dt} \cdot w - m \cdot g \cdot sin(\theta) \tag{4}$$

Tale membro è la componente del peso che è parallela al razzo e che contribuisce a frenarlo (θ rappresenta l'inclinazione che questo forma con la verticale).
In questa equazione possiamo non tener conto dell'accelerazione perpendicolare al razzo data dalla forza peso in quanto l'astronave si trova in atmosfera e l'accelerazione perpendicolare viene compensata dalla portanza che il razzo crea a contatto con l'aria in movimento.
Da questa equazione si può capire perchè le traiettorie che i razzi seguono sono curve: Aumentando l'inclinazione del razzo diminuisce la componente frenante, ma aumenta il tempo di salita. Il lavoro degli ingegneri sta nel trovare un compromesso tra queste due variabili per ottenere un valore ottimale per i consumi.
Utilizzando un processo simile a quello utilizzato per ricavare la 2 otteniamo che:

$$v_t = w \cdot ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right) - \overline{g \cdot sin(\theta)} \cdot t \tag{5}$$

Il secondo addendo rappresenta un valor medio di $g \cdot sin(\theta)$.
Questo, però, non tiene ancora conto dell'attrito che si crea con l'atmosfera. Il problema è risolvibile aggiungendo nell'equazione 4 un'altra forza che chiameremo R, che tiene conto di ogni forma di attrito. Questa forza dipende da vari fattori e non esiste un metodo per ricavare una legge che la descrive in quanto il moto dell'aria risulta essere caotico e le equazioni differenziali che lo descrivono risultano irrisolvibili se non per particolari casi di flusso completamente laminare.
Tuttavia, si è ricavata sperimentalmente questa approssimazione:

$$R = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot A \cdot C_r$$

Dove A rappresenta la sezione del razzo e C_r un coefficiente adimensionale che serve a ridimensionare il valore ottenuto. Questo coefficiente dipende dalla forma del razzo e dall'angolo di attacco di questo.
Come spiegato in precedenza, per il caso di Starship non sono ancora stati effettuati tutti i test necessari e questo valore non è noto al pubblico. Per semplicità, quando calcoleremo i consumi di una Starship ignoreremo tutti gli attriti con l'aria. Secondo dei calcoli eseguiti al MIT [1] l'attrito con l'aria è solitamente circa il 2 % del peso del veicolo, in quanto questo è estremamente ottimizzato per il volo in atmosfera, quindi possiamo ignorarlo senza commettere troppo errore.
Come vedremo questi consumi saranno comunque irrisori rispetto all'inquinamento prodotto dall'industria dell'automobilistica o dell'aviazione commerciale.

1.2 Definizione delle orbite

Come programmato, il primo passo da fare è quello di inserirsi in un'orbita LEO temporanea. Poiché SpaceX non ha ancora pubblicato i suoi piani di volo per Starship non sappiamo con certezza le dimensioni di quest'orbita, di conseguenza siamo costretti ad assumerle. Per semplicità supponiamo che voglia posizionarsi a 400km di altezza, circa come la ISS. Comunque poco cambia tra un'orbita o un'altra in quanto la forza di gravità da contrastare è conservativa, ciò significa che non importa il tragitto che il corpo compie, ma il lavoro che questo dovrà compiere per superare la forza di gravità dipende solo dal punto di partenza e il punto di arrivo (se si assume un'orbita più bassa poi risulterà più difficoltoso assumere un'orbita iperbolica, mentre se si assume un'orbita più alta sarà più difficile raggiungerla, ma dopo sarà facile fuggire dalla SOI terrestre).
Il problema principale del lancio è calcolare quel parametro $\overline{g \cdot sin(\theta)}$, impossibile senza fare delle approssimazioni. Una approssimazione da fare consiste nell'ipotizzare che l'angolo θ cambi in maniera lineare, anche se nella realtà non è proprio così. Questo ci permette di sostituire θ, che varia da 0 a $\frac{\pi}{2}$ radianti, con il suo valor medio $\overline{\theta}$, che vale $\frac{\pi}{4}$ radianti.
Per l'accelerazione di gravità, invece, si procede in un modo un po'più difficile. Il valor medio risulta uguale all'integrale definito dell'espressione di g in funzione di r diviso l'intervallo preso in considerazione. In simboli:

$$\overline{g} = \frac{1}{h} \int_{r_t}^{r_t+h} \frac{GM}{r^2} dr$$

Dove con h ci si riferisce alla quota dell'orbita, e con r_t al raggio terrestre. Tale integrale è finito e per l'orbita prestabilita (400 km slm) vale circa $9,2\,\frac{m}{s^2}$. Questa equazione così ottenuta va applicata al primo stadio di un lancio Starship: il Super Heavy. Questo booster pesa ben 5 mila tonnellate da solo, di cui 3,4 mila solo di carburante. Lo spegnimento del booster viene chiamato MECO (Main Engine CutOff) e avviene dopo circa 2 minuti di volo (T+2:30). La fase successiva si interrompe con il SECO (Second Engine CutOff). In quest'ultima fase avviene il distacco del booster dalla astronave. Il SECO avviene dopo circa 8 minuti di volo (T+8:07) la durata complessiva dell'accensione del secondo stadio dura circa 5 minuti (5:24).

1.3 Calcolo delle velocità e dei consumi

Si prenda in considerazione la prima fase del lancio, dalla partenza al MECO. In questa fase si ha il booster Super Heavy attaccato alla Starship, che serve a portare la starship ad un'orbita intermedia molto bassa prima di eseguire la manovra finale per raggiungere l'orbita di parcheggio.
La massa iniziale della nave con il booster è di 5 000 tonnellate, quella finale di circa 1 320 tonnellate. Inserendo questi parametri nella 5 e prendendo 150 s [1] come tempo di accensione, otteniamo che la velocità finale è di:

$$v_t = I_{sp} \cdot g_0 \cdot ln\left(\frac{m_i}{m_f}\right) - \overline{g \cdot sin(\theta)} \cdot t$$

$$v_t = 330\,s \cdot 9,8\,\frac{m}{s^2} \cdot ln\left(\frac{5\,000\,t}{1\,320\,t}\right) - 9,2\,\frac{m}{s^2} \cdot sin\left(\frac{\pi}{4}\right) \cdot 150\,s$$

Risolvendo otteniamo che v_t risulta essere $3\,380\,\frac{m}{s}$. Tale valore è relativo al suolo terrestre, che a sua volta è in movimento rispetto al centro.
Possiamo calcolare questa velocità usando le leggi del moto circolare uniforme:

$$v = \omega \cdot r = \frac{2\pi}{T} \cdot r_t \cdot cos(lat)$$

[1] I valori relativi al volo si riferiscono al Falcon 9 di SpaceX, si presume che Starship avrà dei piani di volo simili

dove con T indichiamo il periodo di rotazione (1 giorno) e con lat indichiamo la latitudine del posto. A Boca Chica, Texas, questa velocità vale circa $417\ \frac{m}{s}$.
Inoltre, questa velocità non è sufficiente a mantenere la Starship in orbita in quanto, all'altezza prestabilita, ha bisogno di una velocità di circa $7\,660\ \frac{m}{s}$ per rimanere in quell'orbita.
Ora si arriva alla seconda fase del lancio, quella da MECO a SECO. In questa fase il booster si è già staccato dalla nave e la Starship si trova in orbita, quindi si può usare la 3, ignorando la gravità[2].

$$7\,660\,\frac{m}{s} - (3\,380\,\frac{m}{s} + 417\,\frac{m}{s}) = 375\,s \cdot 9,8\,\frac{m}{s^2} \cdot ln\left(\frac{1\,320t}{m_f}\right)$$

Risolvendo questa equazione si ottiene che m_f è uguale a 461 tonnellate, portando così a bruciare 859 tonnellate di carburante.
Una volta ottenuta l'altezza desiderata avviene una manovra di *refueling* in orbita, in cui un'altra Starship apposita riempie di nuovo di carburante la Starship che dovrà fare il viaggio, riportando la sua massa a 1 320 tonnellate. In questa fase si effettuano gli ultimi controlli prima di eseguire la manovra di uscita dalla SOI terrestre.

2 Volo da LEO fino in orbita marziana

2.1 Introduzione

Per avere una buona idea di come viene eseguito il volo è utile dividerlo in 3 momenti:

1. Fuga dal campo gravitazionale terrestre
2. Volo attraverso lo spazio interplanetario
3. Inserimento in orbita marziana

Ognuno dei quali prevede l'utilizzo di una determinata orbita per arrivare a destinazione.
Perché questo tipo di viaggio funzioni, è necessario che i pianeti siano in una posizione particolarmente favorevole. Per la Terra e Marte questo accade quando formano un' angolo di circa 45° con il Sole. Questo evento viene chiamato "finestra di lancio" e si verifica all'incirca una volta ogni due anni.
Poiché non è nostra intenzione programmare un lancio ma solo capire quanto questo inquini, supponiamo che al momento del lancio i pianeti siano correttamente allineati e le condizioni meteo sia sulla Terra che su Marte siano favorevoli ad un lancio in sicurezza.

2.2 Fuga dal campo gravitazionale terrestre

Il primo passo consiste nel fuggire dalla SOI della Terra. Si può raggiungere questo obiettivo tramite un'orbita di tipo iperbolico. Una volta finiti tutti i controlli nell'orbita di parcheggio LEO la Starship è pronta a riaccendere i motori e inserirsi in orbita iperbolica. Per farlo dovrà raggiungere una velocità v_i tale da arrivare fuori dalla SOI terrestre con una velocità che chiameremo v_∞. Possiamo considerare l'astronave soggetta a gravità e la Terra come un sistema chiuso, ignorando gli effetti gravitazionali del Sole o degli altri pianeti, di conseguenza l'energia totale viene conservata.
Possiamo inoltre assumere che all'uscita della SOI l'energia potenziale gravitazionale sia 0, in quanto questa assumerà valori trascurabili rispetto all'energia cinetica dell'astronave:

$$K_0 + U_0 = K$$

[2] L'astronave non è esattamente in orbita in questo momento, ma possiamo trascurare gli effetti della gravità in quanto l'astronave possiede una velocità comparabile con quella che si vuole ottenere

$$\frac{1}{2}v_i^2 - \frac{\mu_t}{r} = \frac{1}{2}v_\infty^2 \tag{6}$$

dove μ_t indica il prodotto $G \cdot M_t$, e r indica il raggio dell'orbita iniziale.
Possiamo quindi arrivare a calcolare v_i riorganizzando i termini dell'equazione,in quanto conosciamo il valore di v_∞ come vedremo nella prossima sezione.

2.3 Volo attraverso lo spazio interplanetario

Per arrivare effettivamente fino a Marte possiamo utilizzare un concetto simile a quello che viene usato per i trasferimenti nelle orbite terrestri, tale metodo prevede l'utilizzo di un'orbita intermedia chiamata orbita di Hohmann, in memoria dello scienziato tedesco che elaborò per primo questo metodo.
Tale orbita gode di un'elevata eccentricità e ha il perielio sull'orbita iniziale e l'afelio sull'orbita che si vuole raggiungere. Una volta arrivati in afelio si esegue un'altra manovra per guadagnare velocità e inserirsi nell'orbita desiderata.
Chiamiamo v_π la velocità in perielio e v_α quella in afelio. Poiché non ci sono forze a modificarne il momento angolare (l'unica forza in gioco è quella di gravità, ma risulta essere centripeta quindi non possiede alcun momento torcente) esso rimane costante lungo tutta l'orbita. possiamo quindi scrivere:

$$v_\pi \cdot r_t = v_\alpha \cdot r_m \tag{7}$$

dove r_t rappresenta il raggio dell'orbita della Terra (orbita di partenza) e r_m quello dell'orbita di Marte (orbita di arrivo).
Poiché è necessario che la Starship si allontani rispetto al Sole, si può notare che la sua velocità in perielio deve essere maggiore di quella della Terra. Da quando l'astronave assume l'orbita iperbolica al momento della fuga dalla SOI è utile trascurare lo spostamento che la Starship ha compiuto (esso è irrisorio in confronto alle distanze tra i pianeti e il Sole), in questo modo v_π risulta essere la somma tra v_t e v_∞.

2.4 Inserimento in orbita marziana

Analogamente per quanto fatto con la Terra, una volta giunti nella SOI di Marte bisogna rallentare fino ad una velocità v_o per raggiungere un'orbita circolare intorno al pianeta. Come per la Terra, poiché non ci sono forze a perturbare il moto dell'astronave, l'energia meccanica totale viene conservata e quindi:

$$K_0 = K + U$$

$$\frac{1}{2}v_\infty^2 = \frac{1}{2}v_i^2 - \frac{\mu_m}{r} \tag{8}$$

dove v_i rappresenta la velocità al vertice dell'orbita iperbolica, che poi verrà diminuita fino a farla corrispondere a v_o. Anche qua conviene esprimere v_α come la somma tra v_m e v_∞, trascurando le dimensioni della SOI di Marte in confronto alle dimensioni delle orbite dei pianeti.

2.5 Calcolo delle velocità e dei consumi

Per ottenere l'orbita che la Starship deve seguire per arrivare su Marte bisogna usare l'equazione 7 a sistema con la conservazione dell'energia nei due punti di afelio e di perielio:

$$\begin{cases} v_\pi \cdot r_t = v_\alpha \cdot r_m \\ \frac{1}{2}v_\pi^2 - \frac{\mu_s}{r_t} = \frac{1}{2}v_\alpha^2 - \frac{\mu_s}{r_m} \end{cases} \tag{9}$$

Risolvendo il sistema e scartando i risultati negativi si ottiene un unico valore possibile per entrambe le velocità: $v_\pi = 32\,700\,\frac{m}{s}$ e $v_\alpha = 21\,500\,\frac{m}{s}$. Ora è possibile calcolare v_∞ per fuggire dal campo gravitazionale terrestre sottraendo v_t da v_π:

$$v_\infty = v_\pi - v_t = 32\,700\frac{m}{s} - 30\,000\frac{m}{s} = 2\,700\frac{m}{s}$$

Applicando l'equazione 6 calcolo la velocità che l'astronave deve raggiungere per lasciare la LEO e ottenere l'orbita iperbolica.

$$\frac{1}{2}v_i^2 - \frac{\mu_t}{r} = \frac{1}{2}\left(2\,700\frac{m}{s}\right)^2$$

Come visto nel paragrafo 1.2 il raggio dell'orbita LEO a cui si fa riferimento è 6 770 km. Risolvendo l'equazione, si ottiene che v_i risulta essere uguale a $11\,156\,\frac{m}{s}$.
La velocità orbitale nel caso di orbita circolare a quell'altezza è uguale a

$$v = \sqrt{\frac{\mu_t}{r}} = 7\,687\,\frac{m}{s}$$

Usiamo ora la 3 per calcolare la massa di carburante che è necessario bruciare per eseguire questa manovra. Risolvendo l'equazione si ottiene che la massa di carburante espulsa deve essere uguale a 820 tonnellate [3].
La massa di Starship, a questo punto, è la massa iniziale (ca. $1\,320$ tonnellate) diminuita del carburante espulso, a dare circa 500 tonnellate tra carburante rimasto, telaio e carico.
Per ottenere, invece, la velocità che l'astronave deve ottenere per inserirsi in orbita marziana bisogna decidere l'orbita che questa deve avere. Per semplicità supponiamo che questa sia di 300 km sopra la superficie.
Vediamo che la velocità v_m a cui Marte orbita è maggiore della velocità v_α all'afelio, quindi il pianeta supererà l'astronave. Definiamo v_i come la velocità che un corpo in orbita attorno a Marte all'orbita prestabilita deve ottenere per riuscire a inserirsi in orbita iperbolica in cui $v_\infty = v_\alpha - v_m$ (si ritrova la differenza tra la fuga e la cattura proprio dal segno della velocità v_∞, se essa è positiva, allora si sta fuggendo dalla SOI, se essa è negativa, si sta entrando nella SOI con un'orbita iperbolica).
Di conseguenza v_i risulta essere anche la velocità che l'astronave avrà al vertice dell'orbita iperbolica.
Usando il principio della conservazione dell'energia si ottiene:

$$\frac{1}{2}v_i^2 - \frac{\mu_m}{r} = \frac{1}{2}\left(21\,500\,\frac{m}{s} - 24\,000\,\frac{m}{s}\right)^2$$

Risolvendo per v_i otteniamo che questa è uguale a $5\,410\,\frac{m}{s}$. Essa è superiore alla velocità v_o che l'astronave avrebbe se si trovasse in orbita circolare alla stessa quota.
La velocità in orbita circolare è calcolabile mediante la relazione:

$$v_o = \sqrt{\frac{\mu_m}{r}} = 3,350\,\frac{m}{s}$$

Possiamo calcolare il consumo di carburante provocato da questa manovra tramite l'equazione 3:

$$5\,410\,\frac{m}{s} - 3\,350\,\frac{m}{s} = I_{sp} \cdot g_0 \cdot ln\left(\frac{500\,t}{500\,t - m_c}\right)$$

Bisogna notare che Δv compare con il segno opposto (velocità iniziale - velocità finale), questo perché se ci si pone in un sistema di riferimento solidale al razzo, quando questo rallenta non si ha altro che un'accelerazione nel verso opposto, il che fa si che il razzo ottenga una velocità pari alla differenza tra le due cambiata di segno. Risolvendo questa equazione si ottiene una massa di propellente espulsa di circa 210 tonnellate, lasciandone circa altre 90 per atterraggio e eventuali correzioni orbitali fatte in precedenza.

[3] Calcolando questo consumo possiamo ignorare l'effetto della gravità in quanto la Starship è già posizionata in orbita.

3 Atterraggio e ripartenza

L'atterraggio di un'astronave Starship è un concetto nuovo nel campo dell'ingegneria aerospaziale, in quanto nessuno ci aveva mai provato prima. La stessa SpaceX, più di 10 anni prima, aveva progettato il Falcon, un lanciatore il cui primo stadio sarebbe stato riutilizzabile. Quel progetto si è evoluto fino a diventare il Falcon 9 che oggi conosciamo.
Con Starship, anche se il concetto di base è lo stesso, si porta la riutilizzabilità a tutto un altro livello: il booster Super Heavy atterrerà in un modo simile al primo stadio del Falcon, con la differenza che verrà "acchiappato" da una torre al posto di eseguire un atterraggio completo.
La vera differenza sta nel fatto che se il Falcon è pensato per portare dei payload nello spazio la Starship è pensata per lo scopo di trasportare umani, quindi è necessario che anche il secondo stadio sia riutilizzabile. Per ottenere questo risultato gli ingegneri di SpaceX hanno inventato un metodo di atterraggio in planata simile agli Space Shuttle della NASA, con la sostanziale differenza che Starship, una volta effettuato il rientro in atmosfera, si riposizionerà in verticale.
Questo metodo è estremamente efficace se si parla di consumi, in quanto i motori devono essere accesi solo nella parte finale del rientro.
L'atterraggio su Marte risulta essere ancora più semplice in quanto la gravità è minore.
Starship si basa su un sistema a metano e ossigeno liquido, entrambi facilmente estraibili dal suolo marziano.
I coloni potranno quindi rifornire la Starship intanto che vivranno su Marte e ripartire alla successiva finestra di lancio.
Per partire da Marte non c'è neanche bisogno di un booster Super Heavy in quanto la gravità è molto minore di quella sulla Terra.
Le potenzialità di questo sistema sono innumerevoli, dal lancio di satelliti in bassa orbita terrestre a satelliti per le telecomunicazioni in orbita geostazionaria, fino a viaggi verso Marte e oltre.

4 Resoconto dei consumi totali e inquinamento prodotto

4.1 Resoconto dei consumi

Per concludere questa prima parte non rimane altro che calcolare effettivamente quanto inquinamento produce questo lancio.
È possibile trascurare il carburante speso per far atterrare il booster o la Starship poiché è minimo in quanto SpaceX sta progettando un sistema di atterraggio in planata che porta ad accendere i motori solo agli ultimi attimi prima dell'atterraggio.
Inoltre i calcoli fatti in precedenza sono validi anche per la Starship "di supporto" in quanto si riferiscono ad un'astronave a pieno carico. In questo caso sarebbe riempita di carburante.
Per riassumere ecco i principali momenti di accensione del motore:

I consumi totali ammontano quindi a 9 154 tonnellate di carburante.
Di questi solo una parte contribuiscono all'inquinamento atmosferico e al riscaldamento globale, l'altra parte possono essere gas innocui o possono disperdersi nelle regioni più alte dell'atmosfera.
Abbiamo ignorato eventuali correzioni orbitali necessarie durante il viaggio, in quanto essendo lontani dalla

lancio	3 680 tonnellate in bassa atmosfera e 859 tonnellate in alta atmosfera
lancio di una Starship per il *refueling*	3 680 tonnellate in bassa atmosfera
inserimento in orbita iperbolica	820 tonnellate
totale	9 039 tonnellate

Tabella 1: riassunto di tutti i maggiori consumi durante una missione

Terra non possono causare alcun danno.

4.2 Calcolo dei gas serra prodotti

La reazione che accade nel motore raptor è:

$$\mathrm{CH_4 + O_2 \rightarrow CO_2 + H_2O}$$

e bla bla bla cose da chimici

Parte II
Contributo del settore aerospaziale

1 Prova

2 Prova2

Riferimenti bibliografici

[1] prova. «prova2». In: *prova3* 1.1 (1). DOI: `http://dx.doi.org/10.1002/andp.19053221004`.