

## POLITECNICO DI TORINO

### Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

ANNO ACCADEMICO 2022/2023 SESSIONE DI LAUREA: MARZO 2023

# Studio parametrico delle prestazioni di un propulsore VCE Air Turbo Rocket

Relatore: Prof. Michele Ferlauto

Candidato: Filippo Dosio

13 Aprile 2023

# Indice

In	Introduzione 8							
1	Cen	ni teorici	9					
	1.1	Problema del volo supersonico, ipersonico e trans-atmosferico	9					
	1.2	Motori a ciclo variabile VCE	11					
		1.2.1 Air Turbo Rocket	13					
		1.2.2 Ramjet	15					
		1.2.3 Scramjet	17					
	1.3	Modelli matematici	19					
		1.3.1 Atmosfera	19					
		1.3.2 Presa	20					
		1.3.3 Compressore	22					
		1.3.4 Turbina	23					
		1.3.5 Mixer	23					
		1.3.6 Combustore	24					
		1.3.7 Rocket	25					
		1.3.8 Ugello	25					
		1.3.9 Prestazioni	26					
2	ATR	: no fuel addition	27					
-	2.1	Portata di carburante nel <i>rocket</i>	32					
	2.2	Temperatura nel combustore	34					
	2.3	Velocità di efflusso	35					
	2.3	Spinta netta	37					
	2.5	Impulso specifico e TSFC	38					
3	ATR	: fuel addition	<b>40</b>					
	3.1	Portata di idrogeno liquido nel combustore	42					
	3.2	Velocità di efflusso	44					
	3.3	Spinta netta	46					
	3.4	Spinta netta specifica	47					

### INDICE

	3.5	Impulso specifico e TSFC	49					
4	Ram	.jet	51					
	4.1	Portata di idrogeno liquido nel combustore	54					
	4.2	Velocità di efflusso	56					
	4.3	Spinta netta	57					
	4.4	Spinta netta specifica	58					
	4.5	Impulso specifico e TSFC	60					
5	Profi	ilo di missione	62					
	5.1	Profilo di missione di un <i>turbojet</i>	62					
		5.1.1 Peso della configurazione <i>turbojet</i>	65					
	5.2	Profilo di missione di un volo trans-atmosferico	66					
		5.2.1 Peso della configurazione per volo trans-atmosferico	70					
Co	Conclusioni							
Bil	Bibliografia							

4

# **Elenco delle figure**

1.1	Getto sottoespanso	11
1.2	Impulso specifico - Mach	12
1.3	Schema di un Air Turbo Rocket	13
1.4	Schema di funzionamento di un <i>Ramjet</i>	15
1.5	Presa supersonica	16
1.6	Schema di funzionamento di uno Scramjet	17
1.7	Foto dell'X-43 durante il volo dimostrativo	18
1.8	Atmosfera ICAO	19
1.9	Andamento dell'efficienza della presa al variare del mach di volo a 10000 m	21
1.10	Schematizzazione di un compressore assiale	22
1.11	Camera di combustione tubolare	24
1.12	Confronto tra un ugello a campana e un <i>aerospike</i>	26
2.1	Sahama a blaachi dal matara a giala variabila	77
2.1	Schema a blocchi di un ATP	21
2.2	Elevehart del programma par la studio di un ATP sonza l'aggiunta di idrogano	20
2.5	liquido in camera di combustione	20
24	Studi parametrici per la portata di carburante pel <i>rockat in</i> p	29
2.4	Studi parametrici per il rapporto fuel/air $f_{\rm D}$	32
2.5	Studi parametrici per la temperatura massima raggiunta nel combustore $T^{\circ}$	37
2.0	Studi parametrici per la velocità di efflusso $u_a$	35
2.7	Studi parametrici per la spinta netta $T$	37
2.0	Studi parametrici per l'impulso specifico $I$	38
2.10	Studi parametrici per il TSFC	30
2.10		57
3.1	Flowchart del programma per lo studio di un ATR con l'aggiunta di idrogeno	
	liquido in camera di combustione	41
3.2	Studi parametrici per la portata di combustibile nel combustore $\dot{m}_b$	42
3.3	Studi parametrici per il rapporto <i>fuel/air f</i>	43
3.4	Studi parametrici per la velocità di efflusso $u_9$	44
3.5	Studi parametrici per la spinta netta $T_n$	46

#### ELENCO DELLE FIGURE

Studi parametrici per la spinta netta specifica $T_{nspec}$	47
Studi parametrici per l'impulso specifico $I_{sp}$	49
Studi parametrici per il TSFC	50
Schema a blocchi di un <i>ramjet</i>	51
Flowchart del programma per lo studio di un ramjet con il controllo della tempe-	
ratura in camera di combustione	52
Studi parametrici per la portata di combustibile nel combustore $\dot{m}_b$	54
Studi parametrici per il rapporto <i>fuel/air f</i>	55
Studi parametrici per la velocità di efflusso $u_9$	56
Studi parametrici per la spinta netta $T_n$	57
Studi parametrici per la spinta netta specifica $T_{nspec}$	58
Studi parametrici per l'impulso specifico $I_{sp}$	60
Studi parametrici per il TSFC	61
Profilo di missione per il $J85$	63
Portate di carburante per ATR	64
Confronto tra ATR e J85: portata di combustibile e temperatura di fine combustione	64
Andamento della quota al variare del <i>range</i>	67
Variazione della quota nel tempo	67
Variazione delle portate di combustibile nel tempo	69
	Studi parametrici per la spinta netta specifica $T_{nspec}$ Studi parametrici per l'impulso specifico $I_{sp}$ Studi parametrici per il TSFCSchema a blocchi di un <i>ramjet</i> Schema a blocchi di un <i>ramjet</i> Flowchart del programma per lo studio di un <i>ramjet</i> con il controllo della tempe- ratura in camera di combustioneStudi parametrici per la portata di combustibile nel combustore $\dot{m}_b$ Studi parametrici per la portata di combustibile nel combustore $\dot{m}_b$ Studi parametrici per la velocità di efflusso $u_9$ Studi parametrici per la spinta netta $T_n$ Studi parametrici per la spinta netta $T_{n, \dots}$ Studi parametrici per la spinta netta $T_{n, \dots}$ Studi parametrici per la spinta netta specifica $T_{nspec}$ Studi parametrici per la spinta netta specifica $I_{nspec}$ Studi parametrici per la spinta netta specifico $I_{sp}$ Studi parametrici per il TSFCConfronto tra ATR e J85: portata di combustibile e temperatura di fine combustione Andamento della quota al variare del <i>range</i> Variazione delle portate di combustibile nel tempoVariazione delle portate di combustibile nel tempo

6

# Introduzione

Il 12 aprile 1961 alle 9:07 (GMT+3) si è dato il via alle esplorazioni spaziali umane con il lancio di Jurj Alekseevic Gagarin, primo uomo nello spazio. Il lanciatore Vostok, un endoreattore a tre stadi derivato da un missile intercontinentale R-7, ha attraversato l'atmosfera terrestre fino a raggiungere l'apogeo a 315 km di quota.

A distanza di sessantadue anni, oggi, gli endoreattori sono i sistemi propulsivi più utilizzati. Il motivo è semplice: un sistema propulsivo di questo tipo è caratterizzato da una relativa semplicità, una buona affidabilità ed un alto rapporto spinta/peso. Questo sistema, però, ha raggiunto uno stallo tecnologico per via dei materiali e dei combustibili utilizzati. Alle problematiche fisiche si aggiungono quelle economiche. Agli inizi degli anni '10 del nuovo millennio portare in orbita LEO un satellite aveva dei costi molto elevati e proibitivi, circa 48000 \$/kg. Per ridurre questo problema è nata l'idea di riutilizzare i vettori di lancio, riducendo, così, i costi di costruzione delle strutture. Infatti, nell'ultimo decennio, grazie ai lanciatori riutilizzabili prodotti da *SpaceX*, il costo di lancio è sceso e si aggira attorno ai 3000 \$/kg per missioni in orbita LEO.

Una strada che può essere percorsa per ridurre ulteriormente i costi ha come focus il consumo di propellente utilizzato integrando un endoreattore nel ciclo tipico di un motore air - breathing. Un sistema di questo genere è denominato *Air Turbo Rocket* (ATR). In questo modo una parte significativa del propellente viene prelevata dall'atmosfera, riducendo così la porzione che deve essere immagazzinata a bordo e aumentando l'efficienza del velivolo.

Questa tesi si pone come primo obiettivo uno studio parametrico per un motore a ciclo variabile (VCE) capace di funzionare nelle diverse fasi di volo come ATR, *ramjet* e *scramjet* ed, infine, *rocket*. In secondo luogo, si vuole effettuare uno studio di fattibilità per un lanciatore *one stage to orbit* di questa tipologia. Infine, si vogliono confrontarne i consumi con un *turbojet* in una semplice missione con crociera subsonica.

Si è, perciò, sviluppato un programma in ambiente MATLAB in grado di richiamare il programma CEA della NASA per la simulazione delle evoluzioni delle specie chimiche.

# Capitolo 1

# Cenni teorici

#### 1.1 Problema del volo supersonico, ipersonico e trans-atmosferico

Al fine di comprendere la complessità dell'utilizzo di esoreattori nel volo spaziale e la grande sfida ingegneristica che questo rappresenta è necessario effettuare un excursus sul volo ipersonico e trans-atmosferico.

Il primo parametro che è necessario introdurre è il numero di Mach che è pari al rapporto tra la velocità del fluido, V, e la velocità che il suono ha nel fluido stesso, a.

$$Mach = \frac{V}{a}$$

È possibile, quindi, definire il regime di volo in base al valore che il numero di Mach assume.

Se il numero di Mach è inferiore a uno, il regime di volo è detto subsonico. In particolare, se il numero di mach è inferiore a 0,3 gli effetti della comprimibilità del fluido possono essere trascurati, al di sopra, invece, tale effetti legati alla variazione di densità diventano predominanti. Se il numero di mach è compreso tra 0,8 e 1,3 si è nel regime transonico. In questo caso, il fluido si muove con una velocità paragonabile a quella del suono.

Se la velocità aumenta ulteriormente e il numero di mach supera il valore unitario allora si entra nel regime supersonico. Questo campo di moto è caratterizzato da onde d'urto e boom sonici. Se si confronta l'aerodinamica di un velivolo subsonico con uno supersonico le differenze sono lampanti. Nel primo caso il velivolo è caratterizzato da profili alari spessi e forme tondeggianti. Nel secondo caso i bordi di attacco delle ali diventano più aguzzi, i profili alari più sottili. L'ala, che nel basso subsonico è dritta, assume un angolo di freccia per ridurre la resistenza. Anche il sistema propulsivo cambia collocazione: le gondole motori poste sotto le ali o in coda al velivolo vengono inglobate nel velivolo stesso per ridurre le discontinuità che aumenterebbero la resistenza

aerodinamica e produrrebbero onde d'urto.

Quando la velocità del fluido supera di cinque volte la velocità del suono si entra nel regime ipersonico. In questo campo di moto i fenomeni predominanti sono quelli legati all'interazione viscosa. Quando il fluido incontra un'onda d'urto rallenta in maniera repentina trasformando la sua elevata energia cinetica in energia statica producendo un innalzamento della temperatura statica a valori molto elevati per i quali si ha l'insorgenza della dissociazione e, quindi, la creazione di un plasma parzialmente ionizzato. Per risolvere questo problema è necessario sfruttare forme tondeggianti, che portano a un distacco dell'onda d'urto dalla parete del velivolo, e nuovi metodi di combustione, passando da camere dove la combustione avviene con un flusso subsonico a camere dove il flusso è supersonico con una velocità circa tre volte quella del suono.

Durante una missione di lancio, il velivolo affronta quello che viene definito volo trans-atmosferico: un attraversamento delle diverse fasce che compongono l'atmosfera terrestre con un campo di moto che va dal basso subsonico fino all'ipersonico. Alle problematiche precedentemente descritte, quindi, se ne aggiungono di nuove legate alla grande variazione di pressione, temperatura e densità atmosferiche. Nelle prime fasi di volo la dinamica del gas può essere descritta con un modello di aria continua, ma, all'aumentare della quota, questo modello deve essere sostituito con uno di aria rarefatta.

Inoltre, esiste una seconda criticità. Durante lo sviluppo di un propulsore è necessario definire la quota per la quale l'ugello è in condizioni di adattamento, ovvero quando la pressione di uscita è pari a quella ambientale. Questo fenomeno porta dei benefici dal momento che la spinta netta può essere definita come:

$$T_n = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_0 u_0 + A_e (p_e - p_0)$$

dove  $\dot{m}_e$  è la portata uscente dall'ugello e  $\dot{m}_0$  quella di aria entrante nel propulsore,  $u_e$  è la velocità di uscita e  $u_0$  è quella di volo,  $A_e$  è l'area della sezione di uscita dell'ugello,  $p_e$  è la pressione di uscita e  $p_0$  è quella ambientale. A questa quota specifica, perciò, il valore delle perdite della spinta netta è inferiore rispetto alle altre quote siccome il termine di adattamento è nullo.

Se il propulsore si trova, quindi, a una quota inferiore, il flusso uscente si trova a una pressione minore di quella ambientale e il getto si dice sovraespanso. Analogamente, a quote superiori, il flusso uscente espande ad una pressione maggiore e il getto si dice sottoespanso. In questo caso, il gas deve ulteriormente espandersi, pertanto, dalla sezione di sbocco si genera dapprima una espansione supersonica, per abbassare la pressione, che viene seguita da una compressione. La struttura del getto, formata da lobi assialssimetrici, è molto complessa per via delle continue onde di espansione e di compressione, come si può apprezzare nella figura 1.1. In questo caso, si forma un disco d'urto all'interno dell'ugello che prende il nome di disco di Mach. Il disco di Mach è una forma di urto retto generato da un urto conico convergente. Può capitare, a causa di interferenze e disturbi, che il disco perda la sua simmetria. Questo porta alla creazione di una forza laterale, responsabile



di un rilevante decremento della spinta assiale, intorno al 20%.

Figura 1.1: Getto sottoespanso

Per ridurre questo effetto si possono immaginare diverse soluzioni. Si può prevedere l'utilizzo di ugelli a doppia campana, sfruttando, quindi, due quote di adattamento. In alternativa, si possono sfruttare ugelli a geometria variabile, che sono, però, caratterizzati da una elevata complessità e un significativo peso. Soluzione innovativa è l'impiego di *aerospike*, ugello a forma di punta di lancia che fornisce un'espansione ottimale del flusso in diverse condizioni di funzionamento e altitudine, garantendo un'efficienza ottimale del motore.

#### **1.2** Motori a ciclo variabile VCE

Un motore a ciclo variabile è un tipo di motore aeronautico che può modificare il suo ciclo di funzionamento per adattarsi alle esigenze di volo. In questo modo, è possibile ampliare il campo di funzionamento di un propulsore e sfruttare le potenzialità di diversi cicli termodinamici nelle diverse situazioni. Questo permette a un propulsore di poter funzionare in modo efficiente al decollo, in campo subsonico, supersonico e anche ipersonico.

Nel caso di voli trans-atmosferici è possibile combinare insieme motori *air-breathing* con endoreattori. I motori *air-breathing* sono sistemi propulsivi che, come suggerisce il nome stesso, sfruttano l'aria come propellente. E' chiaro, quindi, che possono essere impiegati solo per il volo nei bassi strati dell'atmosfera, dove l'aria è più densa e poco rarefatta. Sono caratterizzati da elevati valori di impulso specifico, elevata efficienza, ridotto consumo di carburante, ma basso rapporto spinta/peso. Gli endoreattori chimici, d'altro canto, contengono al loro interno i serbatoi dell'ossidante e del carburante. In questo modo, possono garantire una elevata spinta in tutte le fasi di volo, indipendentemente dall'ambiente esterno, a fronte, però, di un più elevato consumo. Il loro impulso specifico rimane costante al variare del mach di volo, ma molto basso. L'impulso specifico è determinato come:

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_p g_0}$$

dove T è la spinta,  $\dot{m}_p$  è la portata di propellente e  $g_0$  è l'accelerazione gravitazionale a livello del mare.

Nel grafico sottostante è possibile apprezzare i campi di funzionamento dei diversi propulsori in termine di mach e il relativo impulso specifico.



Figura 1.2: Impulso specifico - Mach

In accordo con la figura 1.2, l'impulso specifico varia in funzione della tipologia di propulsore e del propellente che viene impiegato. Le curve in azzurro rappresentano gli andamenti per esoreattori a base di idrocarburi, mentre quelle in giallo a base di idrogeno. Nel secondo caso l'impulso specifico ha valore doppio. Infatti, il potere calorifero dell'idrogeno è circa 100 volte più elevato di quello di qualsiasi idrocarburo. Per questo motivo, durante la combustione l'energia che viene ceduta alla miscela è maggiore, con conseguenti maggiori performance.

Poter combinare insieme queste due tecnologie, endoreattori ed esoreattori, permette di potenziarne i punti di forza e sopperirne gli svantaggi. In questa trattazione si intende studiare nel dettaglio un propulsore a ciclo variabile che sia in grado di funzionare al decollo e a bassi valori del numero di Mach come *Air Turbo Rocket* (ATR), nel regime supersonico come *ramjet* ed, infine, nel regime ipersonico come *scramjet*.

#### 1.2.1 Air Turbo Rocket

Un Air Turbo Rocket (ATR) è un sistema di propulsione che combina un turbojet con un rocket. L'architettura base prevede un gas generator che produce un gas ad alta pressione. Questo gas caldo si espande cedendo energia a una turbina, che trascina un compressore calettato sullo stesso albero. Il compressore, generalmente multistadio, ha il compito di comprimere l'aria esterna, precedentemente compressa da una presa. I due fluidi si miscelano in una camera, che prende il nome di *mixer*, prima di subire una seconda combustione nel combustore principale. I gas combusti sono poi lasciati liberi di fluire da un ugello convergente-divergente producendo la spinta. Esistono diverse tipologie di ATR che si possono differenziare, principalmente, per come funziona il gas generator.

Nella figura sottostante si può apprezzare uno schema di un ATR, dove però la turbina non trascina direttamente il compressore, ma è presente una *gearbox* che permette ai due componenti di ruotare alle rispettive velocità ottimali.



Figura 1.3: Schema di un Air Turbo Rocket

I componenti numerati in figura 1.3 sono:

#### CAPITOLO 1. CENNI TEORICI

- 1. Compressore multistadio
- 2. Gearbox
- 3. Linee di iniezione di ossigeno liquido  $LO_2$  e idrogeno liquido  $LH_2$
- 4. Gas generator
- 5. Turbina
- 6. Iniettore del propellente nella camera di combustione principale
- 7. Ugello convergente-divergente

Altre denominazioni per un ATR sono turboramjet, turboramjet rocket, turborocket expander.

I vantaggi di questa architettura sono molteplici. In primis, si ha un aumento dell'impulso specifico rispetto ad un semplice *rocket*. Questo significa che con la stessa quantità di propellente utilizzata, la spinta che si ottiene è maggiore, anche di dieci volte. Inoltre, il campo di mach per il quale il propulsore è in grado di funzionare si allarga. Si pensi che un *turbojet* riesce a produrre una spinta da mach nullo fino a mach circa 3, mentre un *ramjet* è incapace di comprimere il flusso al decollo e, quindi, di produrre una spinta. Un ATR, invece, funziona sia a punto fisso sia a mach ipersonici.

#### 1.2.2 Ramjet

Un *ramjet* o statoreattore è un motore *air-breathing* che lavora molto efficientemente a velocità supersoniche ed ipersoniche per mach che variano da 2 a 6.



Figura 1.4: Schema di funzionamento di un Ramjet

Come mostra la figura 1.4 non vengono impiegati meccanismi rotanti per la compressione e per l'espansione del flusso. Infatti, l'aria ad alte velocità, durante il passaggio nella presa, si comprime a sufficienza. La presa presenta una spina conica o una rampa prominente, dalla cui punta si genera un urto conico o obliquo. A valle di questo urto la velocità è ancora supersonica, ma nel momento in cui il flusso supera l'area di gola passa attraverso un urto retto che garantisce un rallentamento fino a una velocità subsonica. L'aria entra, quindi, nella camera di combustione, ed, infine, espande attraverso un ugello convergente-divergente.

Una delle criticità di questo propulsore è legato alla presa. In condizioni di progetto, l'urto obliquo o conico, che si origina dalla spina, lambisce il labbro aguzzo della presa, come riportato nella figura 1.5. A numeri di Mach inferiori di quello di design l'urto è meno inclinato portando una lieve diminuzione dell'efficienza della presa. La condizione più problematica si ha quando il mach di volo è maggiore di quello di progetto. Infatti, all'aumentare del mach l'inclinazione dell'urto obliquo aumenta con il rischio che entri nella presa e si rifletta all'interno del motore, con conseguente rischio di rottura dell'intero propulsore. Affinché questo non accada è necessario che la spina sia mobile. In particolare, è necessario che venga estratta all'aumentare della velocità e retratta al diminuirne per ridurre le perdite.



Figura 1.5: Presa supersonica

Anche la posizione dell'urto retto, fondamentale per una combustione subsonica, è soggetta ad attenzione. Infatti, l'onda si origina nella sezione minima. Tuttavia, affinché sia stabile è necessario che venga aspirata nella parte divergente della presa, all'interno del propulsore. Se si trovasse nella parte convergente, infatti, al passare del tempo si dissolverebbe e il mach a valle della presa sarebbe supersonico rendendo la combustione impraticabile.

I gas combusti vengono poi lasciati espandere in un ugello. Nell'area di gola il mach risulta sonico, a monte il flusso è subsonico e a valle, nella parte divergente, è supersonico. Le pareti devono essere refrigerate per vie delle alte temperature del fluido per salvaguardare l'integrità della struttura. Inoltre, le dimensioni dell'ugello sono notevoli perché è necessario che il flusso non presenti dei punti di separazione. Infine, la parte finale deve essere a tangenza orizzontale per permettere una uscita del flusso assiale riducendo le perdite per divergenza.

Questa tipologia di propulsori è utilizzata principalmente in campo militare per missili e per velivoli come il Lockheed SR-71.

#### 1.2.3 Scramjet

Lo *scramjet* è un propulsore in grado di operare nel basso ipersonico, da mach quattro fino a mach dieci, anche se idealmente potrebbe raggiungere anche venti volte la velocità del suono.



Figura 1.6: Schema di funzionamento di uno Scramjet

Il nome *scramjet* è l'abbreviazione di *supersonic combustion ramjet*. E' una evoluzione del *ramjet*; infatti, non presenta componenti rotanti per la compressione e l'espansione. Tuttavia, la sua struttura è differente per permettere una combustione in regime supersonico.

La geometria è diversa da un semplice *ramjet*: la presa è a rampa prominente o a spina conica, ma l'urto retto nella sezione di gola è assente. A valle della presa è presente un nuovo componente: l'isolatore, cioè un breve condotto, posizionato tra la presa e il combustore che ha il compito di creare delle onde d'urto obliquo per ridurre l'elevata velocità del flusso.

Il comportamento del fluido nel combustore deve essere sede di una attenta analisi. L'equazione del flusso di Rayleigh permette di analizzare il comportamento di un fluido che si muove in un condotto a sezione costante con somministrazione di calore e afferma che:

$$\frac{dT^{\circ}}{T^{\circ}} = \frac{2(1-M^2)}{(1+\gamma M^2)(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)}\frac{dM}{M}$$

cioè mette in relazione la variazione della temperatura totale con la variazione del mach interno al condotto.

Quando il regime è subsonico e viene introdotto calore, la temperatura totale aumenta. Le molecole e gli atomi del fluido, scaldandosi, aumentano il loro movimento con un conseguente aumento del

#### CAPITOLO 1. CENNI TEORICI

mach nel condotto. All'aumentare del calore il flusso accelera fino al raggiungimento delle condizioni di *chocking*, ovvero in regime sonico. Questa è la base del funzionamento di tutti i propulsori con combustione subsonica.

Se, invece, il flusso è supersonico, all'aumentare del calore somministrato, il fluido rallenta e il mach diminuisce fino al raggiungimento nuovamente della condizione di *chocking*. Il rallentamento del flusso, però, provoca un aumento della densità e della pressione statica. Questo fenomeno è fonte di una nuova criticità perché porta alla rottura del propulsore. Per risolvere questo problema si possono costruire camere di combustione non a sezione costante, ma che fanno fronte al gradiente di pressione che si viene a generare con un aumento della sezione del condotto.

Un'ulteriore problematica riguarda i tempi caratteristici del combustore. Infatti, il fluido a causa delle alte velocità rimane per poco tempo nella camera rendendo impossibile la combustione che ha tempi di reazione più lunghi. Per arginare questo problema si agisce su diversi fronti: creando camere di combustione più lunghe, con un conseguente aumento di peso, aumentando il mixting tra il combustibile e l'aria con iniettori che inseriscono il combustibile atomizzandolo e creando zone di ricircolo dove localmente il mach è inferiore a uno.

Come si può osservare dalla figura la forma dell'ugello non è più convergente-divergente, ma è semplicemente divergente. Questo perché un flusso supersonico riesce ad espandere solo in un condotto divergente. E' chiaro, quindi, che il passaggio da *ramjet* a *scramjet* deve essere accompagnato da un cambio di geometria sia dell'ugello sia della camera di combustione.

Anche in questo caso, per salvaguardare la struttura dell'ugello, le pareti devono essere refrigerate e, per evitare punti di separazione, la lunghezza deve essere circa un terzo dell'intero propulsore.

Questi tipi di propulsori sono ancora in fase di ricerca. Un esemplare è l'X-43: un dimostratore tecnologico di piccole dimensioni, senza pilota. L'HIFiRE, invece, è un prototipo missilistico sviluppato da USA e Australia capace di entrare nel regime ipersonico.



Figura 1.7: Foto dell'X-43 durante il volo dimostrativo

### 1.3 Modelli matematici

#### 1.3.1 Atmosfera

Prima di costruire un modello matematico per il funzionamento di ogni componente del motore è stato necessario ricreare l'ambiente in cui si opera: l'atmosfera. L'atmosfera non è uniforme nelle diverse zone del pianeta e al variare della quota. L'andamento della pressione, della densità, della temperatura e, quindi, della velocità del suono, varia notevolmente al passaggio da uno strato all'altro. Si è scelto, perciò, il modello dell'Atmosfera Standard Internazionale ICAO, ottenuto da rilevazioni effettuate negli USA a circa 45° di latitudine. Si considera l'aria secca, quindi con un livello di umidità relativa dello 0%, e priva di impurità.



Figura 1.8: Atmosfera ICAO

#### CAPITOLO 1. CENNI TEORICI

Nei grafici precedenti vengono riportati gli andamenti di temperatura, pressione, densità e velocità del suono tra la quota livello del mare e 40 km, ovvero attraverso la troposfera, la tropopausa e la stratosfera. A livello del mare le condizioni ambientali sono:

- Pressione p = 1,01325 Bar
- Temperatura T = 288,15 K
- Densità  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$
- Velocità del suono a = 340,3 m/s

In un primo momento il programma legge il file con il database atmosferico, dopodiché calcola alla quota scelta tutte le grandezze con una interpolazione lineare. Una volta determinata la temperatura, vengono definiti i valori del calore specifico a pressione costante  $c_p$  con un modello lineare

$$c_p[J/kgK] = 946 + 0,1884T[K]$$

e di  $\gamma$ , pari al rapporto tra il calore specifico a pressione costante e quello a volume costante.

#### 1.3.2 Presa

In ogni esoreattore la presa ha molteplici compiti:

- · Garantire la giusta portata al motore
- Rallentare il flusso in arrivo e comprimerlo
- Evitare la distorsione del flusso

In un ciclo ideale la compressione effettuata da questo componente è isoentropica. Quindi, è sufficiente calcolare la pressione e la temperatura totale per conoscerne i valori a valle:

$$p_0^{\circ} = p_0 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\gamma/(\gamma - 1)}$$
$$T_0^{\circ} = T_0 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)$$

dove  $p_0^{\circ}$  è la pressione totale,  $p_0$  è la pressione statica e M è il numero di Mach del flusso a monte della presa. Tuttavia, nella realtà la presa, come tutti i componenti reali, è soggetta a delle perdite. La trasformazione reale è quindi adiabatica. Le perdite possono essere quantificate mediante l'efficienza della presa che è pari al rapporto tra pressione totale a valle e a monte del componente:

$$\epsilon_d = \frac{p_1^\circ}{p_0^\circ}$$

Tuttavia, l'efficienza della presa non è costante ma si riduce all'aumentare del mach di volo. Per modellizzare le perdite in campo supersonico si sfrutta la Mil. Spec. (*Military Specification*):

$$\frac{p_1^{\circ}}{p_0^{\circ}} = \epsilon'_d \cdot (1 - 0,075(Mach - 1)^{1,35})$$
(1.1)



Figura 1.9: Andamento dell'efficienza della presa al variare del mach di volo a 10000 m Le grandezze totali a valle risultano quindi pari a:

$$p_1^\circ = \epsilon_d p_0^\circ$$
$$T_1^\circ = T_0^\circ$$

dal momento che la temperatura totale si mantiene costante attraverso una trasformazione adiabatica.

#### 1.3.3 Compressore

Il compressore è una turbomacchina in grado di comprimere i gas. Ne esistono di due tipi: quello centrifugo e quello assiale. Il primo è raramente utilizzato in campo aeronautico per via del peso e delle dimensioni eccessive. Il compressore assiale è formato, generalmente, da diversi stadi, composti da un rotore e da uno statore. Le pale svergolate rotanti del rotore e quelle fisse dello statore formano una serie di condotti convergenti che comprimono il flusso. Lo statore ha anche il compito di raddrizzare il flusso per ridurre la componente rotazionale del moto, fattore di perdita nella genesi della spinta.

Generalmente, un singolo stadio riesce a comprimere il flusso tra le 1,3 e le 1,5 volte. Per aumentare la compressione è sufficiente aumentare il numero di stadi.



Figura 1.10: Schematizzazione di un compressore assiale

I parametri prestazionali di questo componente sono il rapporto di compressione  $\beta_c$  e il rendimento  $\eta_c$ . A valle del compressore la pressione e la temperatura totali sono ottenuti dalle seguenti formulazioni:

$$p_3^{\circ} = \beta_c p_2^{\circ}$$
$$T_3^{\circ} = T_2^{\circ} \left( 1 + \frac{\beta_c^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\eta_c} \right)$$

Il compressore deve assorbire una potenza dalla turbina pari al salto entalpico impostato per la portata di aria che fluisce all'interno diviso per il rendimento meccanico:

$$P_c = \frac{\dot{m}\Delta h}{\eta_{mc}} = \frac{\dot{m}c_p\Delta T}{\eta_{mc}}$$

#### 1.3.4 Turbina

La turbina sfrutta l'espansione di un flusso molto caldo per produrre la potenza necessaria al trascinamento del compressore. Le palette che la compongono sono soggette a elevati stress termici, dovuti alle alte temperature dei gas, e meccanici, dovuti alla alta velocità di rotazione. L'accoppiamento di queste sollecitazioni innesca un fenomeno denominato scorrimento viscoso o *creep*. Le pale sono create con leghe metalliche rivestite di materiale ceramico. Per aumentarne la resistenza ad alte temperature, sono forate e raffreddate per *film cooling*: l'aria fresca spillata dal compressore passa attraverso i fori, refrigerando l'interno, e avvolge le palette come una pellicola superficiale.

Esistono due categorie di turbine assiali: quelle ad azione e quelle a reazione. Le prime hanno pale simmetriche, ma quelle statoriche formano canali convergenti, mentre quelle rotoriche formano canali a sezione costanti. E' chiaro, quindi, che il salto entalpico avviene nello statore. Questa tipologia di turbina garantisce un elevato lavoro, ma a bassa efficienza. D'altro canto, quelle a reazione presentano una elevata efficienza per un range più ampio di velocità rotazionale. La palettatura del rotore e dello statore sono speculari e i canali creati sono sempre convergenti. In campo aeronautico, quindi, vengono utilizzate queste ultime.

I parametri fondamentali, per la trattazione on-design, sono il rapporto di espansione  $\beta_t$  e il rendimento di turbina  $\eta_t$ :

$$\beta_t = \frac{p_5^{\circ}}{p_3^{\circ}}$$
$$\eta_t = \frac{T_3^{\circ} - T_5^{\circ}}{T_3^{\circ} - T_{5a}^{\circ}}$$

dove  $T_3^{\circ}$  e  $p_3^{\circ}$  sono la temperatura e la pressione di ingresso turbina,  $T_5^{\circ}$  e  $p_5^{\circ}$  quella di uscita e  $T_{5i}^{\circ}$ è la temperatura di uscita turbina nel caso ideale, con espansione isoentropica.

La potenza prodotta dalla turbina è e pari al prodotto della portata, del rendimento meccanico e del salto entalpico:

$$P_t = \eta_{mt} \dot{m}_t \Delta h = \eta_{mt} \dot{m}_t c_p \Delta T$$

#### 1.3.5 Mixer

Il *mixer* è una camera dove due flussi, che si trovano alla stessa pressione, si incontrano e si mescolano. Il flusso così miscelato fluisce poi verso il solo condotto di uscita disponibile. La modellizzazione di questo componente è semplice. La pressione totale si mantiene costante, mentre la temperatura totale di uscita si ottiene dal bilancio entalpico dei flussi in entrata:

$$T_7^{\circ} = \frac{T_5^{\circ} c_{p5} \dot{m}_5 + T_4^{\circ} c_{p4} \dot{m}_4}{c_{p5} \dot{m}_5 + c_{p4} \dot{m}_4}$$

Questo componente è utilizzato principalmente nei turbofan a flussi miscelati e negli ATR.

#### 1.3.6 Combustore

Il combustore è il luogo dove avviene la combustione. Qui viene inserito attraverso iniettori il propellente che si deve miscelare con la portata di ossidante. Per aumentare la miscelazione e avere, quindi, un una combustione più uniforme si può utilizzare uno *swirler*, che conferisce al flusso un moto rotazionale.

Il progetto e lo sviluppo di questo componente richiede una accurata conoscenza della fluidodinamica e della dinamica della combustione. Per questo motivo si è deciso di scartare tutti i modelli linearizzati per le proprietà termodinamiche e di sfruttare per le simulazioni un software esterno: CEA(*Chemical Equilibrium with Application*). E' un programma sviluppato dalla NASA che permette il calcolo delle concentrazioni dei prodotti di equilibrio chimico da qualsiasi insieme di reagenti e determina le proprietà termodinamiche e di trasporto per la miscela dei prodotti. Le applicazioni integrate includono il calcolo delle prestazioni teoriche del *rocket*, i parametri di detonazione di Champman-Jouguet, i parametri del tubo d'urto e le proprietà di combustione. Per svolgere le analisi sfrutta un database termodinamico che contiene oltre 1900 specie di gas. E' stato sviluppato alla fine degli anni '90 in linguaggio FORTRAN 77 per essere supportato su qualsiasi sistema con sufficiente memoria. Il codice sorgente è formato da circa 6300 righe per un totale di 225 kilobytes.



Figura 1.11: Camera di combustione tubolare

#### 1.3.7 Rocket

Gli endoreattori chimici sfruttano la reazione di combustione tra ossidante e combustibile per produrre una spinta. Durante questa reazione l'energia chimica si trasforma in energia termica, che si trasforma a sua volta in energia cinetica durante l'espansione in un ugello. In questo modo dell'espulsione della massa ad elevate velocità, sfruttando il principio di azione e reazione, si genera la spinta.

I *rocket* vengono classificati in base allo stato del propellente: solido, come nel caso del *booster* dello *Space Shuttle*, liquido, sfruttato nei motori principali sempre dello *Space Shuttle*, o ibrido.

Vengono impiegati diversi ossidanti come ossigeno  $O_2$ , fluoro  $F_2$  acido nitrico  $HNO_3$  e tetrossido di azoto  $N_2O_2$ , e diversi combustibili come idrocarburi  $CH_n$ , idrogeno  $H_2$  e idrazina  $N_2H_4$ . La combinazione che permette di avere il più elevato impulso specifico è idrogeno-ossigeno.

Durante questo studio si è,quindi, utilizzato un endoreattore a base di ossigeno e idrogeno liquido. Uno degli svantaggi di questa scelta è che l'idrogeno è liquido ad una temperatura inferiore di 20,27 K, l'ossigeno di 90,17 K. E' necessario stivarli, perciò, in condizioni criogeniche. Ulteriore fattore di criticità è rappresentato dalla bassa densità dell'idrogeno, quindi, che richiede serbatoi di grandi dimensioni e, conseguentemente, un maggiore peso strutturale. Inoltre, è infiammabile ed esplosivo.

La modellizzazione della combustione in questo studio è stata effettuata nuovamente con CEA, per un modello più accurato.

#### 1.3.8 Ugello

L'ugello è il componente finale del motore. Il flusso durante il suo passaggio all'interno del componente si espande aumentando la propria energia cinetica. Esistono diversi tipi di ugello standard: semplicemente convergente, semplicemente divergente, convergente-divergente. Un ugello semplicemente convergente permette al massimo una uscita sonica, quello semplicemente divergente è utilizzato solo per gli *scramjet*, dove il flusso in entrata è supersonico. Un ugello convergentedivergente, anche detto ugello di De Laval, accelera il flusso dal subsonico al supersonico, con condizione sonica nell'area di gola.

Tuttavia, come è già stato trattato nel primo paragrafo, al variare della quota si presenta il problema del disadattamento, responsabile perdite non trascurabili. Le soluzioni, come si è visto, sono molteplici, ma quella scelta durante lo studio parametrico è l'impiego di una *aerospike*. Il meccanismo di espansione di questi elementi è differente: i gas combusti vengono fatti fluire lungo una superficie esterna a forma di lancia o di cuneo rastremato, che ha la medesima curvatura di un ugello a campana. I gas vengono così compressi sulla superficie dalla pressione atmosferica. Sono presenti, però dei lati negativi, come l'aumento del peso, che può essere, però, limitato dalla troncatura della spina. Esistono due famiglie di *aerospike*: quella lineare e quella toroidale.

Durante questo studio si è, perciò, impostato che la pressione di uscita fosse uguale a quella atmosferica. Per il calcolo della temperatura si è sfruttato un parametro prestazionale del

#### CAPITOLO 1. CENNI TEORICI

componente: l'efficienza dell'ugello  $\eta_N$ .

$$\eta_N = \frac{T_8^{\circ} - T_9}{T_8^{\circ} - T_{9i}^{\circ}}$$

dove  $T_8^{\circ}$  è la temperatura di ingresso ugello,  $T_9$  è quella statica di uscita e  $T_{9i}$  è la temperatura statica di uscita ugello nel caso ideale, con espansione isoentropica.



Figura 1.12: Confronto tra un ugello a campana e un aerospike

#### 1.3.9 Prestazioni

Le prestazioni dei diversi propulsori sono state calcolate come segue:

- La velocità di efflusso  $u_9$  è stata calcolata attraverso il programma CEA
- La spinta lorda  $T = \dot{m_9}u_9$
- La spinta netta  $T_n = \dot{m}_9 u_9 \dot{m}_0 u_0$
- La spinta netta specifica  $T_{nspec} = \frac{T_n}{\dot{m}_0}$
- L'impulso specifico  $I_{sp} = \frac{T_n}{g_0 \dot{m}_f}$
- Il consumo specifico  $TSFC = \frac{m_f}{T_n}$

dove  $\dot{m}_f$  è la portata di combustibile totale, quindi, per un ATR è la somma del combustibile usato dal *rocket* e in camera di combustione.  $\dot{m}_9$  è la portata uscente, pari alla somma della portata d'aria entrante nell'esoreattore  $\dot{m}_0$  e del combustibile  $\dot{m}_f$ .

# Capitolo 2 ATR: no fuel addition

Lo schema a blocchi del motore VCE in esame è raffigurato nella figura 2.1. Al di sotto di mach 2,5 il propulsore funziona in modalità ATR. Al di sopra, invece, aprendo il *bypass* l'aria in uscita dalla presa entra direttamente nel combustore, passando, così, alla modalità *ramjet* e *scramjet*. Aprendo un'altra porta di *bypass*, il flusso uscente dall'endoreattore è libero di espandere direttamente nell'ugello, passando alla modalità *rocket*.



Figura 2.1: Schema a blocchi del motore a ciclo variabile

Nella configurazione *Air Turbo Rocket* lo schema a blocchi è quello riportato in figura 2.2, dove:

- Stazione 1: ingresso presa
- Stazione 2: uscita presa, ingresso compressore

- Stazione 3: uscita compressore, ingresso mixer
- Stazione R: uscita rocket, ingresso turbina
- Stazione 5: uscita turbina, ingresso *mixer*
- Stazione 7: uscita mixer, ingresso combustore
- Stazione 4: uscita combustore, ingresso ugello
- Stazione 9: uscita ugello



Figura 2.2: Schema a blocchi di un ATR

Al fine di studiare l'evoluzione dei flussi nelle diverse stazioni è stato creato un programma in ambiente MATLAB. Nel caso studiato in questo capitolo, nella camera di combustione non viene aggiunto nuovo propellente, idrogeno liquido, ma si consuma quello non bruciato nel *rocket*. Per raggiungere questo scopo, si è deciso di usare una miscela *fuel rich* nell'endoreattore. La figura seguente, 2.3, riporta il *flowchart* del programma.



Figura 2.3: *Flowchart* del programma per lo studio di un ATR senza l'aggiunta di idrogeno liquido in camera di combustione

#### CAPITOLO 2. ATR: NO FUEL ADDITION

Una volta avviato il programma ed effettuata l'inizializzazione dei vettori delle grandezze in analisi, si simula, con la funzione *rocketcombustion.m* che sfrutta CEA, la combustione interna all'endoreattore. La funzione, prima, scrive un file di input impostando il problema "hp", ovvero ad entalpia e pressione costante, poi, lancia CEA, che legge in input il file appena scritto e i file *thermo.inp*, che contiene i dati termodinamici, e *trans.inp*, contenente i dati delle proprietà del trasporto termico, e restituisce due file di output, uno in formato ".out" e uno in formato ".csv", da cui MATLAB estrapola le proprietà termodinamiche e le condizioni di fine combustione, tra cui il rapporto *ossidantelfuel* O/F.

Attraverso la funzione *calcoloambiente.m*, il programma ottiene le condizioni ambientali, come descritto nella sezione 1.3.1, e, attraverso la funzione *modelloaria.m*, le proprietà termodinamiche dell'aria, informazioni necessarie per il calcolo delle condizioni totali di ingresso presa. La funzione *calcoloambiente.m* restituisce anche il valore della portata d'aria entrante alla quota di simulazione. Il calcolo viene effettuato tenendo conto della variazione di densità atmosferica  $\rho$ :

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_0(z=0) \frac{\rho(z)}{\rho(z=0)}$$
(2.1)

Attraverso un calcolo iterativo, sfruttando nuovamente la funzione *modelloaria.m*, si ottengono le condizioni di uscita presa e, successivamente, di uscita compressore. L'uscita da ogni ciclo iterativo si ha nel momento in cui almeno una tra le seguenti condizioni è soddisfatta:

- Il numero delle iterazioni è maggiore di 20
- L'errore tra due temperature iterate è inferiore di una tolleranza fissata a 0,1 K

Se la pressione della stazione 3 è maggiore di quella in uscita dal *rocket*, la simulazione termina, altrimenti, viene studiata l'evoluzione del flusso dei gas combusti nella turbina con un ciclo iterativo sfruttando la funzione *tp.m*, che scrive un file di input, impostando un problema "tp", temperatura e pressione costanti, che viene letto da CEA. Il programma della NASA restituisce le proprietà termodinamiche e la composizione chimica della miscela. Dal momento che la pressione nella stazione 5 è fissata, per evitare fenomeni di *reverse flow*, e che la potenza assorbita dal compressore è pari a quella generata dalla turbina, allora la portata uscente dal *rocket* si ottiene dal bilancio delle potenze all'albero:

$$\dot{m_R} = \dot{m_0} \frac{c_{p3} T_3^\circ - c_{p2} T_2^\circ}{\eta_{mc} \eta_{mt} (c_{pR} T_R^\circ - c_{p5} T_5^\circ)}$$
(2.2)

Dove  $c_{p_i}$  e  $T_i^{\circ}$  indicano rispettivamente il calore specifico a pressione costante e la temperatura totale di ogni stazione i-esima,  $\eta_{mt}$  e  $\eta_{mc}$  sono i rendimenti meccanici di turbina e compressore.

Una volta nel *mixer* i due flussi si miscelano. Le proprietà termodinamiche della nuova miscela sono calcolate iterativamente attraverso la funzione *tpmixer.m*, che opera in maniera analoga a *tp.m*, ma che aggiunge alla miscela l'aria.

Con la funzione *hpcombustore.m*, si simula la reazione di combustione usando come combustibile la frazione di idrogeno gassoso presente nella miscela, impostando nuovamente un problema ad entalpia e pressione costante.

Infine, attraverso la funzione *rocketugello.m* si simula l'evoluzione del fluido durante l'espansione nell'ugello in condizioni di adattamento. CEA modellizza questo processo con l'ipotesi di *shifting equilibrium*, durante la fase di espansione subsonica, e con l'ipotesi di *frozen flow*, durante l'espansione supersonica, dall'area di gola fino a quella di uscita. Infatti, è ragionevole ritenere che la cinetica chimica, durante la combustione, sia più veloce del flusso subsonico, mentre a valle dell'area di gola la composizione chimica risulti congelata.

Una volta calcolate le temperature e le pressioni in tutte le stazioni, vengono si ottengono le prestazioni, che vengono poi salvate in file con estensione ".csv".

Costante	Valore
Rendimento del compressore $\eta_c$	0,92
Rendimento della turbina $\eta_t$	0,95
Rendimento meccanico del compressore $\eta_{mc}$	0,99
Rendimento meccanico della turbina $\eta_{mt}$	0,99
Rendimento del combustore $\eta_b$	0,97
Rendimento dell'ugello $\eta_N$	0,95
Temperatura di uscita $rocket T_R^{\circ}[K]$	1800
Pressione di uscita $rocket p_R^{\circ} [Bar]$	15,2
Efficienza della presa $\epsilon_d$	0,99
Efficienza della combustione $\epsilon_b$	0,99
Portata d'aria $\dot{m}_0 [kg/s]$	29,0
Rapporto ossidante/fuel O/F del rocket	2,00354

Di seguito sono riportati i valori che sono stati tenuti costanti durante le simulazioni.

Lo studio parametrico è stato effettuato in funzione della quota di volo e in funzione del rapporto di compressione. Le quote selezionate sono 0 m, 5000 m, 10000 m, 15000 m, 20000 m, 25000 m, 30000 m, e i rapporti di compressione sono 1.5, 3, 4.5, 6. In ogni figura, nelle sezioni successive, a sinistra sarà visualizzabile lo studio in funzione della quota di volo con un rapporto di compressione fissato a 1,5, mentre a sinistra in funzione del rapporto di compressione alla quota di 10000 m.

### 2.1 Portata di carburante nel rocket

Il primo parametro che si analizza è la portata di carburante che il *rocket* deve far fluire per garantire il corretto funzionamento della turbina.



Figura 2.4: Studi parametrici per la portata di carburante nel rocket  $\dot{m}_R$ 

Analizzando la figura 2.4 sulla sinistra si può osservare che aumentando il mach di volo la portata di ossigeno e idrogeno liquido richieste aumentano. Infatti, all'aumentare della velocità del velivolo la componente cinetica di pressione e temperatura aumenta, con un conseguente aumento delle grandezze totali a valle dell'*inlet*. Questo effetto a mach supersonici è solo in parte mitigato dalla diminuzione di efficienza della presa come evidenziato dalla formulazione (1.1), con una diminuzione massima del 20 % circa. Ne consegue che, anche la pressione e la temperatura totale a valle del compressore, rispettivamente  $p_3^{\circ}$  e  $T_3^{\circ}$ , aumentano. Dal momento che la pressione totale di uscita turbina è pari a  $p_3^{\circ}$ , l'espansione che la turbina può attuare si riduce con conseguente diminuzione del raffreddamento della miscela di ossigeno e idrogeno uscente dal *rocket*. Ciò, quindi, provoca un innalzamento della temperatura totale  $T_5^{\circ}$ . Come si intuisce dall'equazione (2.2), al fine di garantire un corretto bilancio di potenza, la portata deve aumentare.

Un innalzamento della quota di volo, invece, ha come effetto una riduzione del carburante necessario. Infatti, all'aumentare della distanza dal suolo la temperatura diminuisce, nella troposfera, con conseguente diminuzione della temperatura totale a valle della presa e del compressore. Ragionamento analogo può essere svolto per la pressione totale. In maniera antitetica rispetto alla precedente analisi, una diminuzione di  $p_3^\circ$  conduce a una diminuzione di  $p_5^\circ$ . La turbina può, quindi, espandere maggiormente con conseguente notevole raffreddamento della miscela. Inoltre, come esemplificato dalla formulazione (2.1) la portata d'aria entrante si riduce. Osservando, perciò, l'equazione (2.2) si intuisce che la portata necessaria diminuisce.

Se si analizza il grafico a destra, invece, si può apprezzare come ad un aumento del rapporto di compressione corrisponda un aumento del carburante necessario. Infatti, se  $\beta_c$  aumenta la pressione  $p_3^{\circ}$ , e quindi  $p_5^{\circ}$ , aumenta con una minore possibilità di espansione del flusso ed un conseguente aumento di portata per garantire alla turbina di erogare la giusta potenza per il compressore.



Figura 2.5: Studi parametrici per il rapporto *fuel/air*  $f_R$ 

Viene qui definito il rapporto *fuel/air*  $f_R$  come

$$f_R = \frac{\dot{m}_R}{\dot{m}_0}$$

Dalla figura 2.5 si può osservare come gli andamenti di tale rapporto, al variare del mach di volo, della quota e del rapporto di compressione, ricalcano gli andamenti appena osservati della portata di ossigeno ed idrogeno.

#### CAPITOLO 2. ATR: NO FUEL ADDITION

Si nota anche che, per bassi rapporti di compressione ( $\beta_c = 1, 5$ ), la portata richiesta al decollo  $\dot{m}_R$ , a livello del mare, è inferiore a 0,3 kg/s, ovvero meno dell' 1% della portata di aria. Aumentando di quattro volte il rapporto di compressione, alla quota di 10000 m, il propellente bruciato è anche dieci volte maggiore, portando il rapporto  $f_R$  dall' 1% al 10%. Si può, infatti, osservare come nello studio parametrico in funzione del rapporto di compressione, all'aumentare del mach di volo le curve risultino divergenti.

### 2.2 Temperatura nel combustore



Figura 2.6: Studi parametrici per la temperatura massima raggiunta nel combustore  $T_4^{\circ}$ 

La figura a sinistra mostra come all'aumentare del mach di volo la temperatura in camera di combustione aumenti. Infatti, come spiegato nella sezione precedente, un aumento della velocità provoca un innalzamento della temperatura di fine uscita compressore e conseguentemente di uscita dalla turbina, che provoca a sua volta una maggiore richiesta di combustibile. Dato che i flussi che si miscelano sono più caldi e che la portata della miscela uscente dalla turbina aumenta in percentuale rispetto a quella d'aria, la temperatura totale di uscita mixer  $T_7^{\circ}$  cresce rapidamente. Inoltre, anche la pressione all'entrata della camera di combustione aumenta. L'aumento della portata del *rocket* ha un ulteriore effetto: la quantità di idrogeno incombusto aumenta, portando la miscela nel *mixer* 

sempre più vicino alle condizioni stechiometriche. Questi tre fattori provocano un aumento della temperatura nel combustore, anche a temperature per le quali si ha l'insorgenza della dissociazione.

Più la quota aumenta, minore è la temperatura  $T_4^\circ$  raggiunta. Si è già studiato come l'innalzamento del velivolo conduca a un raffreddamento dei flussi che affluiscono nel *mixer* e una riduzione della portata di carburante. L'ossidante, dato dalla miscela di aria e ossigeno, e l'idrogeno, quindi, si trovano a una temperatura e una pressione inferiore e la loro miscela è sempre più povera.

Il grafico a destra mostra come l'aumento del rapporto di compressione del 400% provochi un aumento anche del 350% della temperatura, alla quota di 1000 m. La spiegazione di questo andamento è semplice e ricalca quella dell'aumento del mach di volo: in seguito all'aumento del rapporto di compressione la portata di combustibile  $\dot{m}_R$  e il rapporto  $f_R$  aumentano, così come la temperatura e la pressione in uscita dal *mixer*. La miscela nel combustore è, quindi, più ricca e a una temperatura e una pressione maggiore.



### 2.3 Velocità di efflusso

Figura 2.7: Studi parametrici per la velocità di efflusso  $u_9$ 

#### CAPITOLO 2. ATR: NO FUEL ADDITION

Il grafico 2.7 a sinistra riporta come varia la velocità di uscita a diverse quote e mach. Per spiegarne l'andamento monotono crescente all'aumentare del mach si sfrutta una relazione semplificata:

$$u_9 = \sqrt{2c_p\eta_N T_4^\circ \left(1 - \left(\frac{p_0}{p_4^\circ}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right)} \tag{2.3}$$

E' chiaro, quindi, che all'aumentare della temperatura  $T_4^\circ$  si riscontri un aumento della velocità in uscita. Inoltre, un effetto secondario dell'aumento della temperatura è l'aumento del calore specifico a pressione costante  $c_p$  che provoca, perciò, un ulteriore aumento della velocità. Si noti che all'aumentare del mach aumenta anche la pressione totale in camera di combustione, terzo fattore di amplificazione della velocità.

Si nota anche che, incrementando la quota, la velocità di scarico  $u_9$  si riduce. Dato che la pressione totale in camera di combustione è:

$$p_4^{\circ} = p_0^{\circ} \epsilon_d \beta_c \epsilon_b \tag{2.4}$$

allora il rapporto  $p_0/p_4^\circ$  risulta costante, ad un mach fissato, e non è responsabile della diminuzione. Tuttavia, si è acclarato che l'aumentare della quota provochi una diminuzione della temperatura  $T_4^\circ$  e, quindi, anche del calore specifico a pressione costante  $c_p$ .

Infine, anche in questo caso un aumento del rapporto di compressione provoca un aumento della prestazione in analisi, in maniera analoga a quanto avviene per la temperatura di fine combustione.


#### 2.4 Spinta netta

Figura 2.8: Studi parametrici per la spinta netta  $T_n$ 

La spinta netta si può calcolare in questo caso come:

$$T_n = (\dot{m}_0 + \dot{m}_R)u_9 - \dot{m}_0 u_0$$

Si è acclarato come all'aumentare del mach di volo la portata in uscita dal *rocket* aumenti, così come la velocità di uscita. Tuttavia, anche la velocità di volo aumenta. In regime subsonico la velocità e la portata di combustibile crescono con una pendenza minore della velocità di volo, mentre per mach supersonici la situazione si ribalta. Infatti, la spinta netta in una prima fase diminuisce, ma nell'alto subsonico si raggiunge la condizione di minimo.

All'aumentare della quota tutti i termini si riducono nell'equazione. Tuttavia, la spinta lorda, definita come:

$$T = (\dot{m}_0 + \dot{m}_R)u_9$$

decresce più rapidamente con una conseguente diminuzione della spinta netta.

Come è stato analizzato precedentemente, all'aumentare del rapporto di compressione si riscontra un aumento della portata di carburante, che provoca un aumento della temperatura nel combustore e, conseguentemente, della velocità di uscita, producendo così una maggiore spinta. A 10000 m l'aumento da un rapporto di compressione di 1,5 a uno di 6 produce un aumento della spinta netta di circa il 600%.

## 2.5 Impulso specifico e TSFC



Figura 2.9: Studi parametrici per l'impulso specifico  $I_{sp}$ 

Si nota che, all'aumentare del mach di volo, l'impulso specifico si riduce. Questo è dovuto principalmente a un aumento elevato del consumo di propellente. Si invita il lettore ad osservare che, per quote elevate, l'impulso specifico è molto elevato, raggiungendo i 7000 s. Questo valore è decisamente maggiore di tutti gli endoreattori esistenti, ma anche di molti esoreattori. Questo è dovuto anche al carburante scelto: una miscela di idrogeno-ossigeno garantisce performance più elevate di una miscela con kerosene o altri idrocarburi.

E' interessante notare come, all'aumentare del rapporto di compressione, sebbene la spinta aumenti, l'impulso specifico cali considerevolmente per via di un maggiore consumo. La figura 2.10 mostra come gli andamenti del TSFC siano antitetici a quelli di  $I_{sp}$ , dal momento che

$$TSFC = \frac{m_f}{T_n} \tag{2.5}$$



Figura 2.10: Studi parametrici per il TSFC

I valori di attestano nel range tipico dei *turbojet* senza post combustore: ad esempio un J85-GE-21, propulsore militare prodotto dalla *General Electric*, è in grado di produrre una spinta di 14 kN in questa modalità operativa a 10000 m con un TSFC di circa  $3, 5 \cdot 10^{-5} kg/Ns$ .

# Capitolo 3

# **ATR: fuel addition**

In questo capitolo, a differenza del precedente, si analizza il caso in cui la combustione avvenga con l'aggiunta di propellente (idrogeno liquido) nel combustore per garantire la temperatura di fine combustione desiderata.

Si è creato nuovamente un programma che si serve di CEA. Come si può apprezzare dal *flowchart* 3.1, i calcoli effettuati fino all'uscita del *mixer* non variano. A questo punto MATLAB, servendosi della funzione *hpcombustore.m*, si calcola la temperatura che si raggiungerebbe senza l'inserimento di nuovo carburante: se viene superato il valore desiderato la simulazione termina, altrimenti, viene lanciata la funzione *hpcombustore2.m*, che con il metodo di bisezione permette di ottenere il valore dell' *equivalent ratio*  $\phi$  e di conseguenza della percentuale di idrogeno liquido che è necessario aggiungere per garantire la temperatura desiderata di fine combustione. Le ipotesi per poter applicare bisezione vengono sempre soddisfatte: infatti, l'andamento della temperatura della gamma di valori di temperatura assunti per gli estremi di  $\phi$  è sempre compresa la temperatura desiderata.

Vengono, infine, calcolate le condizioni di uscita ugello, nel caso di adattamento, con la funzione *rocketugello2.m* e la prestazioni vengono salvate, anche in questo caso, in file con estensione ".csv".



Figura 3.1: *Flowchart* del programma per lo studio di un ATR con l'aggiunta di idrogeno liquido in camera di combustione

#### CAPITOLO 3. ATR: FUEL ADDITION

Nelle sezioni successive verranno analizzati gli andamenti delle prestazioni. Non verrà riportato l'andamento della temperatura nella camera di combustione dal momento che è mantenuta costante e non verrà ripetuto lo studio della portata di propellente nel *rocket* dato che il funzionamento del propulsore rimane inalterato in quella fase. Si effettuerà, inoltre, una comparazione con i risultati ottenuti precedentemente.

Infine, lo studio parametrico verterà su tre parametri: la quota z, il rapporto di compressione  $\beta_c$  e la temperatura massima raggiungibile nel combustore  $T_4^{\circ}$  considerando temperature pari a 1800 K, 2000 K e 2200 K. In tutti i casi, nella figura a sinistra si presenterà lo studio parametrico fissando la temperatura a 2000 K e il rapporto di compressione a 1.5, al centro fissando la quota a 10000 m e il rapporto di compressione a 1.5, a destra fissando la quota a 10000 m e la temperatura a 2000 K.



### 3.1 Portata di idrogeno liquido nel combustore

Figura 3.2: Studi parametrici per la portata di combustibile nel combustore  $\dot{m}_b$ 

Dalla figura 3.2 si nota come, aumentando il mach di volo, la portata di idrogeno liquido necessaria per garantire la temperatura desiderata in camera di combustione si riduca. Questo perché la temperatura che si raggiunge usando l'idrogeno presente nella miscela, come analizzato nella figura 2.6, aumenta.

Aumentando la quota di volo, la densità dell'aria si riduce e la portata effettiva di aria entrante nel propulsore decresce, in accordo con la formulazione (2.1), riducendo così la quantità di carburante che deve reagire in termini assoluti. Tuttavia, se si analizza la figura 3.3 a sinistra, si nota come, in rapporto alla quantità di aria presente nel combustore, la quantità di idrogeno necessaria aumenti. Infatti, a quote maggiori, la pressione totale nel combustore si riduce così come la temperatura totale all'uscita del *mixer*. La miscela che entra nel combustore è più povera di quella di quote inferiori, perciò, il rapporto f aumenta per garantire la temperatura desiderata di fine combustione.

Chiaramente aumentando la temperatura desiderata nel combustore la quantità di propellente necessaria aumenta, così come il rapporto *fuel/air*.

Dallo studio parametrico relativo al rapporto di compressione si intuisce che, aumentando il  $\beta_c$ , la portata di idrogeno necessaria si riduce. Infatti, più il flusso d'aria è compresso, maggiore sono la pressione e la temperatura a valle del *mixer*, maggiore è la portata che muove la turbina, come testimonia la figura 2.4 e, quindi, maggiore è la quantità di idrogeno già presente nella miscela.



Figura 3.3: Studi parametrici per il rapporto *fuel/air f* 

### 3.2 Velocità di efflusso



Figura 3.4: Studi parametrici per la velocità di efflusso  $u_9$ 

Per analizzare gli andamenti della figura 3.4 si sfrutta nuovamente l'equazione (2.3). All'aumentare del mach di volo, la temperatura nel combustore rimane costante, ma la pressione totale aumenta con un conseguente aumento del termine  $\left(1 - \left(\frac{p_9}{p_4^2}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right)$  e, quindi, della velocità di uscita  $u_9$ . Tuttavia, si nota come sia presente un cambio di concavità a velocità elevate. Infatti, come si intuisce dalla formulazione dell'efficienza della presa (1.1), il valore di pressione totale a monte del compressore si riduce rispetto a quello di ingresso presa, con conseguente riduzione della pressione totale all'interno a monte dell'ugello.

All'aumentare della quota, nel grafico a sinistra, si nota come la velocità aumenti soprattutto a bassi mach. Il termine  $\left(1 - \left(\frac{p_9}{p_4^{\circ}}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right)$  in questo caso rimane costante, la temperatura totale  $T_4^{\circ}$  anche: pertanto, l'unica variazione è data dal calore specifico a pressione costante  $c_p$ . Infatti, nella sezione precedente si è notato come l'aumento della quota porti ad un aumento del rapporto f e, quindi, a miscele più ricche, caratterizzate da un maggiore  $c_p$ . Questa dipendenza risulta essere comunque bassa, dal momento che la differenza tra la velocità di uscita a punto fisso a livello del

mare e a 30000 m è di circa 50 m/s.

Ovviamente, all'aumentare della temperata nel combustore la velocità di uscita aumenta garantendo prestazioni maggiori, così come nel caso di un aumento del rapporto di compressione. L'aumento della temperatura fine combustione da 1800 K a 2200 K permette un aumento del 17% circa della velocità di uscita a 10000 m, mentre un incremento del rapporto di compressione da 1,5 a 6 produce un raddoppiamento quasi del parametro in analisi. Si invita il lettore a osservare come comprimendo maggiormente il flusso d'aria e, quindi, richiedendo maggiore portata dal *rocket*, il campo di funzionamento si riduca per un fissato valore di temperatura di fine combustione.

E' interessante effettuare un confronto tra la figura 3.4 e 2.7. Nel caso di non aggiunta del propellente le velocità divergevano all'aumentare del mach, mentre in questo caso convergono. Ciò è dovuto all'imposizione di una temperatura  $T_4^{\circ}$  di controllo. Inoltre, i valori passano, nel basso subsonico da 400 m/s a oltre 1100 m/s, quasi un aumento del 300%, e a mach 2,5 da circa 1200 m/s a 1850 m/s, a parità di rapporto di compressione. La causa primaria, nuovamente, è l'aumento della temperatura di combustione al valore fissato.

### 3.3 Spinta netta



Figura 3.5: Studi parametrici per la spinta netta  $T_n$ 

In questo caso, la spinta netta può essere calcolata come:

$$T_n = (\dot{m}_0 + \dot{m}_R + \dot{m}_b)u_9 - \dot{m}_0 u_0$$

La portata uscente dal propulsore aumenta all'aumentare del mach. Infatti, sebbene la portata di idrogeno nel combustore diminuisca, quella del *rocket* aumenta molto più rapidamente. Generalmente, nel basso subsonico, la somma del combustibile utilizzato è, però, costante. Inoltre, anche la velocità di uscita aumenta dall'alto subsonico. In questo modo, è possibile spiegare l'andamento non monotono della spinta netta.

All'aumentare della quota, la spinta si riduce, anche in questo caso, per via della minore portata entrante di aria nel propulsore.

Nella sezione precedente, si è notato come all'aumentare della temperatura del combustore aumentasse velocità di efflusso. Se il flusso uscente viene accelerato maggiormente allora si ha un incremento della spinta. Discorso analogo per l'aumento del rapporto di compressione.

#### CAPITOLO 3. ATR: FUEL ADDITION

Effettuando un confronto con i risultati ottenuti nella figura 2.8, si può affermare che il diverso andamento della velocità  $u_9$  produce la presenza di un punto di flesso nel profilo di spinta. Se si analizzano i valori si osserva che l'introduzione di idrogeno liquido nella camera di combustione permette di aumentare la spinta anche del 100%, garantendo una spinta equivalente a quella di un J85 con post-combustore, con un rapporto di compressione però inferiore.

### 3.4 Spinta netta specifica



Figura 3.6: Studi parametrici per la spinta netta specifica  $T_{nspec}$ 

La spinta netta specifica è definita, in questo caso, come:

$$T_{nspec} = (1 + f_R + f)u_9 - u_0$$

Si è acclarato come gli andamenti del rapporto *fuel/air* del *rocket*  $f_R$ , di quello del combustore f e la velocità di efflusso  $u_9$  presentino quasi una tangenza orizzontale a punto fisso e per mach inferiori a 0,25. D'altro canto, all'aumentare del mach di volo la velocità  $u_0$  aumenta linearmente. E' chiaro, quindi, che nel basso subsonico la spinta netta specifica abbia un andamento decrescente fino al raggiungimento di un valore minimo. Dal basso subsonico fin a mach 2,5 circa, il rapporto

 $f_R$  cresce con andamento più che lineare, sopperendo alla diminuzione di f e la velocità di efflusso cresce linearmente producendo incremento del parametro in analisi. Dal grafico a sinistra si nota che nell'alto supersonico la spinta netta specifica crolli definendo, quindi, un limite al campo di funzionamento del propulsore.

Via via che la quota aumenta il rapporto *fuel/air* del *rocket* diminuisce, come mostrato dalla figura 2.5, mentre quello del combustore aumenta. Anche la velocità  $u_9$  aumenta, mentre la velocità del suono a parità di numero di mach, si riduce. Perciò, la spinta netta aumenta.

Anche in questo caso, un aumento della temperatura in camera di combustione permette di aumentare notevolmente questa performance: la portata di combustibile necessaria e f aumentano, e la maggiore temperatura totale massima garantisce una maggiore velocità di uscita.

Aumentando, invece, il rapporto di compressione, la portata di idrogeno e di ossigeno liquido nell'endoreattore aumentano e di conseguenza il loro rapporto con l'aria  $f_R$ , ma l'inverso accade nel combustore. La velocità di efflusso aumenta, mentre quella di volo rimane, ovviamente, inalterata. Complessivamente si ha un aumento della spinta netta specifica: con un incremento da un  $\beta_c$ pari a 1,5 a uno pari a 6 di ha un passaggio, a mach sonico e a 10000 m di quota, da 800 m/s a 1500 m/s. Si invita il lettore a notare che nello studio parametrico a destra della figura 3.6 il minimo della curva si sposta verso destra a mach più elevati. Questo fenomeno è dovuto all'andamento della velocità  $u_9$  che risulta avere una pendenza, sempre positiva, ma inferiore all'aumentare del rapporto di compressione.

### 3.5 Impulso specifico e TSFC



Figura 3.7: Studi parametrici per l'impulso specifico  $I_{sp}$ 

A differenza degli altri grafici in questa figura, 3.7, il rapporto di compressione è mantenuto pari a 3.

All'aumentare del mach di volo l'impulso specifico si riduce per via dell'aumento di combustibile complessivo che deve essere consumato, nonostante l'aumento della spinta. Inoltre, all'aumentare della quota, sebbene la spinta si riduca, l'idrogeno liquido consumato decresce molto velocemente.

Si invita il lettore a effettuare un confronto con il caso precedente, senza aggiunta di combustibile, figura 2.9.Si nota subito come i valori siano, in questo caso, di molto inferiori, ai precedenti. La principale causa è l'aumento del combustibile utilizzato. Tuttavia, si nota anche che le curve, che precedentemente avevano, a bassi valori di mach, un andamento con una pendenza negativa molto accentuata, ora sono hanno una inclinazione minore. Inoltre, a mach più elevati sono presenti valori di  $I_{sp}$  maggiori.

Lo studio parametrico in funzione della temperatura nel combustore è interessante. Infatti, a mach subsonici avere una più bassa  $T_4^{\circ}$  permette di consumare meno carburante a scapito di performance inferiori, ma un impulso specifico più elevato. D'altro canto, nel regime supersonico, una

 $T_4^{\circ}$  consente un impulso specifico maggiore, seppur di poco (circa il 10%). Questo è dovuto alla divergenza della spinta all'aumentare del mach e della temperatura totale massima. Infatti, come si può apprezzare dalla figura 3.5 centrale, spostandosi dal basso all'alto supersonico, le differenze tra le diverse curve aumentano.

Infine, lo studio parametrico in funzione del rapporto di compressione mostra come con valori più elevati del parametro di studio l' $I_{sp}$  si riduca. Tuttavia, il comportamento per  $\beta_c = 1, 5$  risulta anomalo. Infatti, a bassi valori di mach il propulsore presenta un impulso specifico inferiore di quello con  $\beta_c = 6$ , mentre per valori elevati del regime di volo presenta valori molto superiori. Per spiegare questo fenomeno si sfrutta il grafico a destra nella figura 3.5 che mostra come in seguito ad una diminuzione del salto entalpico compiuto dal compressore sull'aria, la differenza tra la spinta massima e quella minima aumenti.



Figura 3.8: Studi parametrici per il TSFC

Per studiare meglio i consumi viene riportata in questa sezione anche lo studio del TSFC con la figura 3.8, anche in questo caso per  $\beta_c = 3$ . Nuovamente, per via della formulazione (2.5), gli andamenti di TSFC, risultano essere speculari a quelli dell'impulso specifico.

Il TSFC del *turbojet* J85 dotato di post-combustore è circa  $6 \cdot 10^{-5} kg/Ns$ , valore superiore al valor medio di quello di un *Air Turbo Rocket*, a parità di spinta prodotta.

# Capitolo 4

# Ramjet

Il propulsore analizzato, come più volte affermato nel corso di questa tesi, è un VCE. Una volta superato mach 2,5 il *rocket* interno viene spento e viene aperta una porta di *bypass* a valle della presa che indirizza l'aria direttamente al combustore. Si passa, quindi, dall'architettura dell'ATR, illustrata nella figura 2.2, a quella del *ramjet*, figura 4.1.



Figura 4.1: Schema a blocchi di un ramjet

Il modello a blocchi di uno statoreattore è molto semplice. Il flusso d'aria si comprime molto attraverso il passaggio della presa per via delle alte velocità, trasformando la sua elevata energia cinetica in energia totale. Una volta nel combustore si verifica la combustione sfruttando come propellente sempre l'idrogeno liquido. Infine, i gas combusti vengono fatti espandere attraverso un ugello.

La figura 4.2 riporta il *flowchart* del funzionamento del programma realizzato in ambiente MATLAB per effettuare gli studi parametrici.



Figura 4.2: *Flowchart* del programma per lo studio di un *ramjet* con il controllo della temperatura in camera di combustione

Appena il programma viene avviato, vengono inizializzati tutti i vettori contenenti le grandezze di studio. Anche per questo programma le condizioni ambientali del flusso d'aria vengono calcolate attraverso le funzioni *calcoloambiente.m* e *modelloaria.m*. Attraverso un calcolo iterativo si calcolano la pressione totale  $p_2^\circ$  e la temperatura totale  $T_2^\circ$  a valle della presa. Se la temperatura  $T_2^{\circ}$  è maggiore di quella impostata massima in camera di combustione il programma termina, altrimenti si procede al calcolo della quantità di idrogeno liquido necessaria per soddisfare tale temperatura. Per fare ciò si sfrutta la funzione *hpcombustorerj2.m*: attraverso un ciclo iterativo, utilizzando il metodo di bisezione, si effettuano molteplici simulazioni con CEA con lo scopo di determinare l'*equivalent ratio*  $\phi$  e di conseguenza il rapporto *ossidante/fuel* O/F necessario.

Attraverso la funzione *rocketugello.m* si calcolano le condizioni di uscita dell'ugello adattato. Infine, vengono determinate le prestazioni e riportate in un file con estensione ".csv".

Gli studi parametrici per questa architettura sono stati effettuati al variare della quota di volo e della temperatura massima raggiunta nel combustore. Nello studio parametrico della quota la temperatura massima nel combustore è mantenuta costante pari a 2000 K, mentre in quello della temperatura la quota è fissata a 10000 m.



### 4.1 Portata di idrogeno liquido nel combustore

Figura 4.3: Studi parametrici per la portata di combustibile nel combustore  $\dot{m}_b$ 

Nella figura 4.3 si può apprezzare l'andamento della portata di idrogeno liquido necessaria per raggiungere la temperatura massima desiderata per la combustione. Dato che un *ramjet* non è in grado di operare a punto fisso, quando il valore del mach è nullo, calcolare la quantità di propellente necessaria risulta privo di senso.

All'aumentare della velocità di volo si nota che la richiesta di carburante diminuisce. Infatti, la pressione e la temperatura totale di ingresso combustore aumentano riducendo così la portata necessaria. Questo fenomeno, come già analizzato in precedenza, è controbilanciato, in parte, dal degrado delle prestazioni della presa.

Più aumenta la distanza dal suolo, più la densità dell'aria si riduce con conseguente calo della portata entrante. Dunque, è richiesta sempre una minore portata di idrogeno liquido  $\dot{m}_b$ , dal momento che si opera sempre con miscele *fuel lean*.

Tuttavia, si invita il lettore a notare che, sebbene la portata richiesta in termini assoluti si riduca, la portata relativa, esprimibile con il rapporto *fuel/air* f, aumenta all'aumentare della quota, come riporta la figura 4.4. Infatti, man mano che si sale nella troposfera, la temperatura e la pressione

ambientali diminuiscono, con una conseguente riduzione della temperatura totale e della pressione totale all'ingresso del combustore, a parità di mach di volo.



Figura 4.4: Studi parametrici per il rapporto fuel/air f

Se si confrontano i valori ottenuti con quelli dell'ATR studiato precedentemente, si può affermare che la portata di propellente complessivo si riduce notevolmente per via dell'assenza del *rocket*.

Lo studio parametrico in funzione della temperatura di fine combustione mostra, ovviamente, che all'aumentare del parametro la portata necessaria aumenti. Tuttavia, è interessante notare come all'aumentare del mach di volo le curve tendano a convergere. In questo caso, l'andamento di f segue quello di  $\dot{m}_b$ .

### 4.2 Velocità di efflusso



Figura 4.5: Studi parametrici per la velocità di efflusso  $u_9$ 

Osservando la figura 4.5 a sinistra si nota subito che la velocità di efflusso  $u_9$  ha una bassa dipendenza dalla quota. Il rapporto delle pressioni  $p_0/p_4^\circ$  è costante, come si intuisce dalla relazione (2.4). La temperatura di fine combustione è mantenuta costante. L'unico fattore di dipendenza è, quindi, legato alle proprietà termodinamiche della miscela dei gas combusti e, in particolare, al calore specifico a pressione costante  $c_p$ . All'aumentare della quota, infatti, si ha un incremento del rapporto fuel/air f che porta ad un aumento del calore specifico e, quindi, un seppur di poco incremento della velocità di uscita.

All'aumentare della velocità di volo, la pressione totale nel combustore aumenta con conseguente riduzione del rapporto *fuel/air* f e, quindi, incremento del termine  $\left(1 - \left(\frac{p_9}{p_4^{\circ}}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right)$ , presente nella relazione (2.3). Questo effetto è, in parte, controbilanciato dall'aumento della temperatura di fine compressione, con conseguente diminuzione del rapporto f e del  $c_p$ . Questo effetto di perdita diventa molto rilevate nel regime del basso ipersonico come dimostra la presenza di un valore quasi asintotico della velocità.

#### CAPITOLO 4. RAMJET

Effettuando un confronto con lo studio parametrico per un ATR nel caso in cui la combustione non avvenga in maniera controllata, figura 2.7, si può osservare come i valori nel caso del *ramjet* siano superiori. Tuttavia, se si confronta con la figura 2.7, ovvero nel caso di un ATR con combustione controllata, la velocità di efflusso  $u_9$  risulta inferiore, ma il campo di funzionamento non termina nel supersonico e si spinge a mach superiori.

Un incremento della temperatura di combustione, richiede una miscela più ricca, quindi, un incremento del rapporto *fuel/air f* che produce un innalzamento delle proprietà termodinamiche. In questo modo, i fattori che inducono un incremento della velocità di efflusso sono duplici. Si noti, infatti, che un innalzamento da 1800 K a 2000 K in camera di combustione ha come effetto un incremento della velocità massima di uscita del 20% a mach 6 e a una quota di 10000 m.



#### 4.3 Spinta netta

Figura 4.6: Studi parametrici per la spinta netta  $T_n$ 

L'andamento della spinta netta presenta un andamento in linea con quello teorico. Da mach zero fino all'incirca a mach 2,5 la spinta aumenta fino al raggiungimento del massimo, per poi tendere nuovamente a zero.

All'aumentare della quota, come in tutti gli esoreattori, la portata d'aria effettiva entrante nel propulsore decresce con una conseguente riduzione della portata di idrogeno liquido. La variazione di velocità di uscita risulta essere minima, come analizzato nella sezione precedente. Anche la velocità del suono e, quindi la velocità di volo, si riduce a parità di mach. Complessivamente, la spinta netta decresce.

Come in tutte le analisi di questa prestazione, ad un gradiente positivo della temperatura di fine combustore corrisponde un aumento di spinta e del campo di funzionamento. Si osserva anche che la posizione del massimo di spinta si sposta verso destra.



#### 4.4 Spinta netta specifica

Figura 4.7: Studi parametrici per la spinta netta specifica  $T_{nspec}$ 

La spinta netta specifica è definita, per un ramjet, come:

$$T_{nspec} = (1+f)u_9 - u_0$$

In questo caso, l'andamento della spinta netta specifica è similare a quello della spinta netta al variare del mach di volo, come si può apprezzare dalla figura 4.7.

All'aumentare della quota il rapporto *fuel/air f* aumenta, la velocità di efflusso aumenta seppure di poco e la velocità del suono diminuisce con un conseguente incremento della spinta netta specifica.

Effettuando un confronto con la figura 3.6, si osserva che i valori raggiunti sono nettamente inferiori. Nel caso di un *ramjet*, infatti, il valore massimo raggiunto è circa 950 m/s a mach 2,5. Nello studio condotto sull'ATR, sempre per la medesima condizione di volo il valore massimo che si raggiunge è circa 1125 m/s con un rapporto di compressione di 1,5.

Se si osserva, invece, l'analisi parametrica in funzione di  $T_4^{\circ}$  si nota che l'andamento, come per la spinta netta, presenta valori più elevati all'aumentare della temperatura, ma, a differenza di quanto accade in un ATR all'aumentare del mach, le curve non divergono.

### 4.5 Impulso specifico e TSFC



Figura 4.8: Studi parametrici per l'impulso specifico  $I_{sp}$ 

L'impulso specifico risulta essere in linea con gli andamenti teorici. Si nota come da mach 5,5 in poi, quindi nel regime ipersonico, questo parametro di performance crolli. I valori raggiunti sono molto elevati, circa 5500 s, dal momento che il propellente utilizzato è idrogeno e non un idrocarburo. Dal confronto con un ATR con controllo sulla temperatura di fine combustione, emerge come un *ramjet* abbia un impulso specifico anche il 40% maggiore. Quando si è nel regime dell'alto supersonico, il *ramjet* presenta un  $I_{sp}$  anche doppio rispetto a quello di un ATR privo dell'aggiunta di combustibile nel combustore.

All'aumentare della quota la diminuzione di combustibile richiesto e l'aumento della spinta netta specifica portano ad un aumento dell'impulso specifico.

Una riduzione della temperatura massima di fine combustione permette di incrementare l'impulso specifico riducendo, però, il campo di funzionamento.

La figura 4.9 riporta lo studio del TSFC. Il grafico a sinistra mostra come l'andamento non sia influenzato particolarmente dalla variazione di quota, ma neppure dalla variazione della velocità di volo, una volta superato mach 2,5. Infatti, nel campo operativo del *ramjet*, quindi nel campo

#### CAPITOLO 4. RAMJET

supersonico e basso ipersonico, il consumo rimane pressoché invariato e pari a  $2 * 10^{-5} kg/Ns$ , un valore molto inferiore a quello di un *turbojet* con e senza post combustore, a quello di un ATR con l'aggiunta di propellente in camera di combustione o meno.

L'incremento di TSFC, all'aumentare della temperatura di fine combustione, risulta poco rilevante.



Figura 4.9: Studi parametrici per il TSFC

# **Capitolo 5**

# Profilo di missione

In questo capitolo si considerano due tipologie di missioni per analizzare la fattibilità e i consumi del propulsore VCE.

#### 5.1 Profilo di missione di un turbojet

Il primo confronto viene effettuato con un *turbojet*: il J85 privo di post combustore, prodotto dalla General Electric. La portata d'aria entrante nella presa a quota livello del mare è di 19,9 kg/s generando una spinta di circa 14 kN. Il modello di questo propulsore è stato ricreato su GSP, un programma per la simulazione in grado di modellare virtualmente qualsiasi configurazione di motore a turbina a gas.

Il profilo di manetta è stato estrapolato dalla fonte 14. Vengono riportati i punti salienti del profilo di missione selezionato.

Punto	Quota [m]	Mach	Spinta netta [N]	$T_4^{\circ}$ [K]	$\dot{m}_b$ [kg/s]	Tempo [min]
0 TAKE OFF	0	0	14618	1260	0,38417	0
1 TAKE OFF	500	0,35	12232	1260	0,38722	1
2 MAX CLIMB	11000	0,72	4356	1235	0,14019	9
3 CRUISE	11000	0,85	4255	1129	0,13184	11
4 CRUISE	11000	0,85	4255	1129	0,13184	30
5 LANDING	0	0	4255	1129	0,16316	40

Al decollo viene richiesta la spinta massima. Dopo un minuto si raggiunge la quota di 500 m con un mach di 0,35 e si inizia la fase di salita, che dura 8 min, al termine della quale si raggiunge la quota di crociera fissata a 11000 m con un mach di 0,72. In 2 minuti si raggiunge il mach di 0,85. Dopo 30 minuti dall'inizio del volo si inizia la discesa, di durata 10 minuti. Vengono riportati i grafici della quota, del mach e del profilo di spinta in funzione del tempo. Il consumo totale, in accordo con GSP, è pari a 404,84 kg/s.



Figura 5.1: Profilo di missione per il J85

Per questa analisi, si è considerato un ATR con dimensioni similari a quelle del J85. In particolare, la sezione frontale rimane invariata, quindi, la portata di ingresso è pari a 19,9 kg/s. Il rapporto di compressione  $\beta_c$  considerato è pari a 1,5. Vengono riportati nella seguente tabella la temperatura in camera di combustione e i consumi nelle diverse fasi di volo: la portata di idrogeno liquido nel *burner*, la portata uscente dal *rocket* e quella complessiva.

Punto	$T_4^{\circ}$ [K]	$\dot{m}_b$ [kg/s]	$\dot{m}_R$ [kg/s]	$\dot{m}_{ftot}$ [kg/s]
0 TAKE OFF	2080	0,3918	0,1881	0,5799
1 TAKE OFF	1932	0,3191	0,1881	0,5024
2 MAX CLIMB	1961	0,1136	0,0352	0,1488
3 CRUISE	1831	0,0987	0,0374	0,1361
4 CRUISE	1831	0,0987	0,0374	0,1361
5 LANDING	637	0	0,1559	0,1559

Di seguito vengono riportati grafici relativi alle portate uscenti dal *rocket* e entranti nel combustore. (5.2)



Figura 5.2: Portate di carburante per ATR



Figura 5.3: Confronto tra ATR e J85: portata di combustibile e temperatura di fine combustione

#### CAPITOLO 5. PROFILO DI MISSIONE

Nella figura 5.3 è possibile osservare un confronto tra la portata di combustibile richiesta dai motori e la temperatura di fine combustione. Si nota come al decollo, quando la manetta è al massimo, la portata di idrogeno ed ossigeno richiesta è massima e molto superiore a quella del J85. Nella fase di crociera la portata consumata dall'ATR è ancora maggiore seppure di poco. Durante la fase di atterraggio, l'*Air Turbo Rocket* consuma meno dal momento che non è necessario inserire idrogeno liquido nella camera di combustione perché è sufficiente l'idrogeno avanzato dalla combustione nell'endoreattore con un conseguente crollo della temperatura massima raggiunta a monte dell'ugello. In realtà, durante la fase di atterraggio se la portata entrante fosse pari a 19,9 kg/s non si riuscirebbe a garantire una spinta pari a quella del *turbojet*, ma sempre superiore. Si è, quindi, pensato di poter ridurre il numero di giri del motore, riducendo quindi il rapporto di compressione in questa fase di volo mantenendo.

Con un rapporto ossidante/propellente O/F pari a 2,00354, per garantire una temperatura all'interno della camera di combustione del *rocket* di 1800 K, le masse di idrogeno liquido e di ossigeno liquido consumate sono pari a:

$$M_{LH2} = 336,65kg$$
  
 $M_{LO2} = 113,34kg$ 

Per un totale di 449,99 kg, ovvero 45,15 kg in più di un semplice J85 con un conseguente aumento dell' 11% del carburante bruciato per la missione in questa configurazione.

#### 5.1.1 Peso della configurazione turbojet

Al fine di rendere più completo il confronto con il J85 si intende ora stimare il peso del propulsore. In questa configurazione l'ATR è composto da una presa subsonica, un compressore monostadio, un *rocket* di piccole dimensioni, una turbina composta da due stadi, una camera di miscelamento, un combustore e un ugello. Per determinare il peso dei componenti si è sfruttata la fonte 16: *A Method to Estimate Weight and Dimensions of Aircraft Gas Turbine Engines*, report della NASA. Nello studio si sfrutta un database contenente diverse tipologie di propulsori, prodotte da diverse case, e con diversi impieghi per estrapolare una correlazione tra i pesi dei componenti e la portata corretta che fluisce in essi. La portata corretta viene definita come:

$$w_{corr} = \frac{w\sqrt{\theta}}{\delta}$$

dove:

$$\theta = \frac{T^{\circ}(^{\circ}R)}{518,67}$$
$$\delta = \frac{p^{\circ}(psf)}{2116,1}$$

I pesi stimati risultano essere quindi:

Componente	Massa [kg]
Compressore	20-40
Turbina	4-5
Combustore	20-30
Ugello	20-30
Presa	30-40
Mixer	20
Rocket chamber	250

Si è considerato un *structural coefficient*  $\epsilon$  pari a 0,089. Quindi per immagazzinare circa 450 kg di carburante si stima che il peso dei *tank* sia approssimativamente di 45 kg.

Il peso stimato per un ATR in questa configurazione è, quindi, circa pari a 400 kg, se non si considerano i serbatoi. Il peso di un propulsore J85 varia in base alla configurazione, alla presenza o meno del post-combustore. In questo caso il peso a secco del J85 è pari a 320-380 kg. Ne consegue che, un ATR aumenta il peso del sistema propulsivo di circa 50 kg, ovvero il 15%.

#### 5.2 Profilo di missione di un volo trans-atmosferico

In questa sezione si intende simulare un volo trans-atmosferico con un profilo parabolico per una missione di turismo spaziale. Si è ipotizzato, perciò, di dotare un piccolo aeroplano ipersonico, *HYPLANE (HYpersonic airPLANE)*, ancora in fase di *concpetual design* di sei motori ATR. Dal *paper* 15 è stato estrapolato un profilo di lancio che permette di raggiungere la quota di 80 km. Vengono di seguito riportati i punti salienti.

Punto	Quota [km]	Range [km]	Mach	Tempo [s]
0 TAKE OFF	0,00	0,00	0,00	0
1 MAX CLIMB	10,00	44,27	0,84	180
2 CLIMB	25,00	219,72	2,73	450
3 CLIMB	30,00	328,25	4,00	540
4 PARABOLIC CLIMB	35,00	396,77	6,55	580
5 TOP	80,00	496,80	4,14	660
6 PARABOLIC GLIDE	35,00	596,82	6,55	740
7 GLIDE	30,00	665,34	4,00	780
8 LANDING	0,00	1080,34	0,00	1860



Gli andamenti qualitativi sono riportati nei grafici che seguono.

Figura 5.4: Andamento della quota al variare del range



Figura 5.5: Variazione della quota nel tempo

Il peso al decollo dell'HYPLANE è stimato essere circa 18000 kg, così suddiviso:

- 8300 kg di carburante
- 2700 kg di sistema propulsivo
- 4500 kg di strutture
- 600 kg di payload (6 persone)
- 200 kg di crew (2 persone)
- 1700 kg di sottosistemi

L'aeromobile, a 180 s dal decollo a livello del mare, raggiunge la quota di 10 km con un mach di circa 0,84 sfruttando la spinta generata dal motore in esame. A una quota di 25 km ed un mach di 2,73, le valvole di *bypass* vengono chiuse, il *rocket* spento e il motore passa alla modalità *ramjet*. Il motore opera in questo modo per 90 s, raggiungendo la quota di 30 km con una velocità pari a 4 volte quella del suono. Durante la fase di salita il velivolo si sposta seguendo una traiettoria a pressione dinamica costante pari a  $1,3127 \cdot 10^4 kg/(m \cdot s)$ .

A questo punto per raggiungere la quota massima di 80 km il motore deve operare solo come endoreattore impartendo una forte spinta mentre il velivolo aumenta il suo angolo di attacco, producendo una accelerazione pari a circa 4,5 g.

Una volta raggiunta la quota massima e sperimentata l'assenza di gravità per circa due minuti, i motori vengono nuovamente accesi per effettuare della manovre di *thrust vectoring* e per rallentare il velivolo. Infine, si prevede una fase di planata fino al livello del mare per il rientro in base.

La spinta netta media durante la fase di salita deve essere circa di 100 kN, mentre la spinta netta massima di circa 250 kN. Per rispettare le indicazioni sui pesi e la necessità di garantire una spinta di tale entità si è optato di sfruttare sei *Air Turbo Rocket*, ciascuno con una portata di 50 kg/s, per un totale di 300 kg/s, e con un rapporto di compressione massimo  $\beta_c = 3$ .

Dopo aver calcolato la spinta necessaria in ogni punto, si è determinata la temperatura massima di fine combustione e di conseguenza le portate e i consumi. I valori sono riportati nella tabella sottostante.

#### CAPITOLO 5. PROFILO DI MISSIONE

Punto	$T_n$ [kN]	$T_4^{\circ}[\mathbf{K}]$	$\dot{m}_b$ [kg/s]	$\dot{m}_R$ [kg/s]	$\dot{m}_{ftot}$ [kg/s]	Mode
0 TAKE OFF	282,55	1450	0,0174	11,3387	11,3561	ATR
1 MAX CLIMB	123,31	2200	1,18127	2,4166	3,5993	ATR
2 CLIMB	12,33	2200	0,1232	0,2904	0,4136	ATR
3 CLIMB	4,29	2200	0,0796	-	0,0796	Ramjet
4 PARABOLIC CLIMB	250,00	-	-	60,4631	60,4631	Rocket
5 TOP	-	-	-	-	-	-
6 PARABOLIC GLIDE	2,53	2200	0,0470	-	0,0470	Ramjet
7 GLIDE	4,29	2200	0,0796	-	0,0796	Ramjet
8 LANDING	-	-	-	-	-	-



Figura 5.6: Variazione delle portate di combustibile nel tempo

Durante la trattazione, il rapporto ossidante/propellente O/F all'interno della camera del *rocket* è stato mantenuto pari a 2,00354. Durante la fase di salita con ATR vengono bruciati circa 960 kg di idrogeno liquido e 1068 kg di ossigeno liquido. Durante l'ultima fase di salita, sfruttando la modalità *ramjet*, il carburante impiegato si riduce a circa 7 kg di idrogeno, permettendo di abbassare notevolmente i consumi.

Con il passaggio al semplice endoreattore i consumi, invece, vedono un forte incremento. Infatti, si necessitano di circa 404 kg di idrogeno molecolare e 807 kg di ossigeno molecolare.

Durante l'ultima fase di gliding per il rientro il consumo di carburante è minimo, intorno ai 45 kg.

Complessivamente, quindi, il consumo totale si attesta a circa:

$$M_{LH2} = 2200 kg$$
$$M_{LO2} = 3500 kg$$

In totale, la massa di propellente bruciata è pari a circa 5700 kg.

#### 5.2.1 Peso della configurazione per volo trans-atmosferico

Come nel caso precedente, anche in questo caso, si vuole stimare il peso di questa configurazione. Viene nuovamente sfruttata la metodologia presentata nel report 16. Dal momento che il propulsore è formato da sei ATR identici, vengono riportati nella tabella sottostante i pesi per uno solo e per il motore complessivo. Il compressore in questa modalità deve garantire un rapporto di compressione  $\beta_c$  pari a 3, si prevede, quindi, di utilizzare tre stadi. La turbina anche in questo caso è formata da due stadi.

Componente	Massa di un ATR [kg]	Massa complessiva [kg]
Compressore	150	900
Turbina	10	60
Combustore	60	360
Ugello	40	240
Presa	60	360
Mixer	40	240

Il peso di un ATR, senza considerare la camera di combustione del *rocket*, è circa di 360 kg. Ne consegue che il motore completo pesa circa 2160 kg. Si stima che, complessivamente, la camera di combustione dell'endoreattore pesi circa 250 kg. Il peso globale è, quindi, circa 2400 kg.

Considerando un *structural coefficient*  $\epsilon$  pari a 0,089 il peso dei *tank* è stimato circa pari a 550 kg. Il peso complessivo del sistema propulsivo sale a circa 2700 kg, in linea con quanto riportato nel report 15.

# Conclusioni

Lo studio condotto in questa tesi è stato svolto in ambiente MATLAB, sfruttando il codice CEA (*Chemical Equilibrium with Application*) della NASA per l'evoluzione delle proprietà termodinamiche dei flussi interni al motore. Nei primi capitoli sono state ottenute delle mappe attraverso uno studio parametrico, per analizzare il funzionamento, le prestazioni e i consumi della modalità ATR, con e senza controllo della temperatura in camera di combustione, e nella modalità *ramjet*.

Ciò che è emerso è l'elevatissima complessità di un propulsore che implementa la tecnologia di un esoreattore con quella di un endoreattore e il grande gradiente sia di temperature sia di pressione che si viene a generare al suo interno.

Nell'ultimo capitolo sono state simulate due missioni differenti per verificare la fattibilità dell'impiego di un motore a ciclo variabile capace di funzionare a mach inferiori a 2,7 come ATR e al di sopra come *ramjet*. Si è potuto constatare che, in una tipica missione in volo subsonico, un ATR consuma circa un 11% in più del *turbojet* J85. Anche in termini di peso, un motore J85 risulta più leggero ed adatto ad una missione di questo genere.

La simulazione, invece, di un volo spaziale turistico, trans-atmosferico, ha dimostrato come con l'impiego di questo propulsore sia possibile raggiungere quote elevate, ricorrendo alla propulsione tramite endoreattore solo per l'ultima parte della missione. Nel caso in cui un *cluster* di ATR venisse impiegato su di un velivolo come HYPLANE, si potrebbero abbattere i costi di lancio su più fronti: un minor consumo in termini di strutture, che vengono riutilizzate, e un minor consumo di propellente rispetto a qualsiasi *rocket*.

Possibili sviluppi futuri potrebbero essere la simulazione di voli ad alta quota con crociera supersonica in modalità *ramjet/scramjet* per missioni di trasporto civile intercontinentale per confrontare il consumo di carburante rispetto alle odierne missioni. Inoltre, sarebbe utile implementare dei modelli accurati per la resistenza durante il volo supersonico ed ipersonico.

# **Bibliografia**

- [1] A. M. Pradreep, Mayank Kedia, R. K. Sullerey, *Perfromance comparison of air turborocket engine with different fuel systems*, Indian Institute of Technology, Kanpur, India, 2003.
- [2] T.A. Heppenheimer, *Faching the Heat Barrier: A History of Hypersonics*, Washington, DC, NASA, 2007
- [3] C. A. Snyder, A Parametric Study of a Gas-Generator Airturbo Ramjet (ATR), Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, 1986
- [4] V. Balepin, High Speed Propulsion Cycles, NATO, 2008
- [5] C. E. Kepler, Air Turbo-Ramjet engine, United States Patent No. US 5,074,118, 1991
- [6] B. J. McBride, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications: Users Manual and Program Description, Cleveland, Ohio, NASA, 1996
- [7] M. K. Smart, Scramjet Isolators, NATO, 2005
- [8] M. K. Smart, Scramjet Inlets, NATO, 2005
- [9] G. Paniagua, J. Steelant, V. Fernàndez-Villancé, *Installed performance evaluation of an air turbo-rocket expander engine*, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 2014
- [10] G. Paniagua, M. Joly, R. Maffulli, T. Verstraete, V. Fernàndez-Villancé, Air Turbo Rocket Turbomachinery Design, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 2011
- [11] D. J. Dalle, J. F. Driscoll, S. M. Torrez, *Minimum-Fuel Ascent of a Hypersonic Vehicle Using Surrogate Optimization*, U.S. Air Force Research Laboratory, Ohio, 2014
- [12] A. Kumar, C. R. McClinton, J. L. Hunt, J. P. Drummond, *Reaserch in hypersonic airbreathing propulsion at the NASA Langley Research Center*, NASA Lagley Research Center, Hampton, 2001
- [13] J. Bossard, Rotary Turbo Rocket, United States Patent No. US 9,650,997, 2017
- [14] W. N. Barack, P. A. Domas, An improved turbine disk design to increase reliability of aircraft jet engines, NASA, 1976
- [15] V. Carandente, V. D'Oriano, G. Russo, R. Savino, Hyplane: Challenges for Space Tourism and Business Transportation, Article in Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering, 2013
- [16] R. J. Pera, E. Onat, G. W. Klees, E. Tjonneland A Method to Estimate Weight and Dimensions of Aircraft Gas Turbine Engines, NASA, 1977