

POLITECNICO DI MILANO

Scuola di Ingegneria Industriale e dell'Informazione

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aeronautica



**Design di un ugello di tipo Aerospike e della linea
sperimentale per la sua validazione**

Relatore: Prof. Luciano Galfetti

Correlatore: Dr. Matteo Boiocchi

Tesi di Laurea di
Andrea MONALDI
Matr. 801553

Anno Accademico 2013-2014

*A Gina e Ugo per avermi fatto dono
della passione più bella: quella per i viaggi.*

*«To see the world, things dangerous
to come to, to see behind walls, draw closer,
to find each other, and to feel. That
is the purpose of life.»*

—The Secret Life Of Walter Mitty

SOMMARIO

Il presente lavoro di tesi focalizza la sua attenzione sulla progettazione di una prova capace di testare un ugello di tipo aerospike e un motore a camera di combustione anulare. La contestuale adozione di entrambe le soluzioni porterebbe ad avere motori di dimensioni più ridotte, quindi pesi più contenuti, a parità di prestazioni.

In questo lavoro viene da prima affrontata la tematica della progettazione dell'ugello aerospike, presentando la teoria e la metodologia che porta al design dell'ugello. Particolare attenzione è rivolta alla geometria della spina e al codice di simulazione numerica, originariamente sviluppato, per il suo design.

Viene poi presentato e discusso il progetto della linea sperimentale con particolare attenzione allo sviluppo di soluzioni di elevata prestazione, ma al tempo stesso di costo contenuto e di caratteristiche estremamente modulari. Il sistema di smaltimento e raffreddamento dei gas combusti e la progettazione di un flussimetro sono oggetto di uno specifico approfondimento.

Il lavoro sviluppato nel corso della tesi viene sottoposto ad una analisi critica e vengono presentati possibili sviluppi di lavoro futuro nella parte conclusiva della tesi.

Parole chiave: Aerospike, Metodo delle caratteristiche, Ugello, Linea sperimentale, Endoreattori ibridi, Raffreddamento gas combusti, Flussimetro.

ASBTRACT

This thesis points out the attention on the design of an aerospike nozzle and the test facility for its performance validation. The nozzle will be validated with an hybrid rocket engine with an annular combustion chamber.

The choice was made in order to minimize the length and so the weight compared to classical bell nozzle and hybrid rocket engine.

In the present work will be discussed the topic of the aerospike nozzle design. Will be illustrated the theory and the methodology leading to the design of such a particular nozzle focused on the plug geometry and the program for its design.

After that will be introduced the design of the test facility with reference to some practical aspects such as performance, safety, cost containment and modularity.

Particular attention is given to the exhaust gas cooling system and to the design of a flowmeter. In the final chapter discussion on the results will be presented and possible future developments for the test facility will be discussed.

Key words: Aerospike, Method of characteristics, Nozzle, Test facility, Hybrid Rocket Engines, Exhaust gas cooling system, Flow meter.

Indice

1	INTRODUZIONE	1
1.1	MOTIVAZIONI	1
1.2	OBIETTIVO	6
1.3	PERCORSO LOGICO	7
2	DESIGN DELL’AEROSPIKE	9
2.1	TEORIA QUASI MONODIMENSIONALE	9
2.2	METODO DELLE CARATTERISTICHE PER FLUSSI BIDIMEN- SIONALI STAZIONARI	14
2.3	METODO PER IL DESIGN DELLA SPINA	18
3	PROGETTO DELLA LINEA SPERIMENTALE	23
3.1	DESCRIZIONE GENERALE	23
3.2	MOTORE	25
3.3	SMALTIMENTO DEI GAS COMBUSTI	29
3.4	SISTEMA DI CONTENIMENTO	34
3.5	SUPPORTO PER LA TELECAMERA	38
3.6	ALIMENTAZIONE DELLA LINEA	40
3.7	FLUSSIMETRO	43
3.8	SENSORISTICA ED ELETTRONICA	51
	Conclusioni	55
4	CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI	55
	Bibliografia	57
	Ringraziamenti	59

Elenco delle figure

1.1	Test in Nevada di un motore da 1KN della Rocketdyne alimentato a Ossigeno e Idrogeno	2
1.2	Concept artistico dell'X-33	4
1.3	Test dell'aerospike lineare	4
1.4	Aerospike lineare del progetto LASRE	4
1.5	SR71 in volo durante un test della campagna LASRE	4
1.6	Test del motore dotato di aerospike per il progetto CALVEIN della California State University di Long Beach	5
2.1	Condotto in esame	9
2.2	Nuovo sistema di riferimento	16
2.3	Inclinazione delle caratteristiche del ventaglio	20
3.1	Linea Intera	23
3.2	Linea intera con interno del sistema di contenimento	24
3.3	Motore	26
3.4	Motore in configurazione taratura	29
3.5	Sistema di smaltimento dei gas combusti	30
3.6	Interno del sistema di contenimento	34
3.7	Sistema di contenimento con pannelli chiusi	36
3.8	Pannello di controllo	37
3.9	Supporto della telecamera	39
3.10	Assieme delle linee di mandata dell'ossigeno e dell'azoto	41
3.11	Flussimetro	44
3.12	Sistema d'acquisizione	53

Capitolo 1

INTRODUZIONE

1.1 MOTIVAZIONI

L'espansione e lo scarico dei gas di combustione, sia per motori a razzo che per motori aeronautici, avviene sempre attraverso un ugello. L'ugello è un condotto il cui compito è quello di trasformare l'energia contenuta nei gas di combustione, sotto forma di entalpia, in energia cinetica, e quindi variazione di quantità di moto. Per realizzare questa variazione di quantità di moto, e per reazione ottenere una spinta, è necessario che il fluido venga accelerato e quindi subisca un'espansione. La spinta che un ugello è in grado di sviluppare è data dalla relazione:

$$F = \dot{m}V_e + (P_e - P_{atm})A_e \quad (1.1)$$

Come si evince dalla (1.1) la spinta varia al variare dell'altitudine e in particolare raggiunge il suo massimo quando la pressione di efflusso è uguale alla pressione atmosferica, ossia quando l'ugello è adattato.

Nel caso la pressione di efflusso sia maggiore della pressione atmosferica l'ugello si dice sub espanso. La spinta risulterebbe minore a causa del contributo negativo di $(P_e - P_{atm})$ e perché, non espandendo del tutto, la velocità di efflusso sarebbe minore del caso adattato. Anche nel caso di pressione di efflusso maggiore della pressione ambiente, ossia di ugello sovra espanso, la velocità di efflusso risulterebbe minore a causa di urti presenti nel divergente. Tutti questi scostamenti della velocità di efflusso si trasformano in una ridotta efficienza dell'ugello.

Per ovviare a questi problemi si sono pensate diverse soluzioni che prevedono ugelli capaci di adattarsi a tutte le altitudini come gli ugelli a doppia campana, a doppia

espansione o aerospike. Tutti questi ugelli sono in grado di modificare il flusso in uscita in funzione della pressione atmosferica.

Il più famoso e studiato tra questi è sicuramente l'aerospike. L'aerospike è un ugello dotato di una spina nel centro realizzando così una gola anulare, mentre il divergente è rappresentato dalla spina. Così facendo non esiste un contorno solido per il divergente, ma semplicemente il flusso in uscita dalla gola (ugello primario) si espande attraverso un'espansione di Prantl-Mayer.

In questo modo le linee di flusso più interne seguono il contorno della spina venendo così orientate lungo l'asse dell'ugello. La dipendenza del ventaglio di Prandtl-Mayer dalla pressione atmosferica ci garantisce la compensazione necessaria per garantire le condizioni di adattamento al variare della quota durante il volo. L'adattamento, in particolare a basse altitudini, avviene grazie ad una serie di urti obliqui che ricomprimono il flusso fino ad adattarlo alla pressione ambiente.

Con l'aumentare dell'altitudine, quindi al diminuire della pressione esterna, i punti di ricompressione si spostano percorrendo tutta la spina e realizzando in questo modo l'adattamento. Il risultato finale è il riuscire ad ottenere un flusso sempre parallelo all'asse dell'ugello in tutte le condizioni di volo, approssimando idealmente un ugello tradizionale per ogni condizione di volo [13].

Per questa sua particolarità l'aerospike è stato studiato dalla Rocketdyne fin dal 1950 insieme a molti altri studi teorici risalenti agli anni '60 come quello di Berman e Crimp che nel 1961 presentano un metodo analitico per il design dell'aerospike.

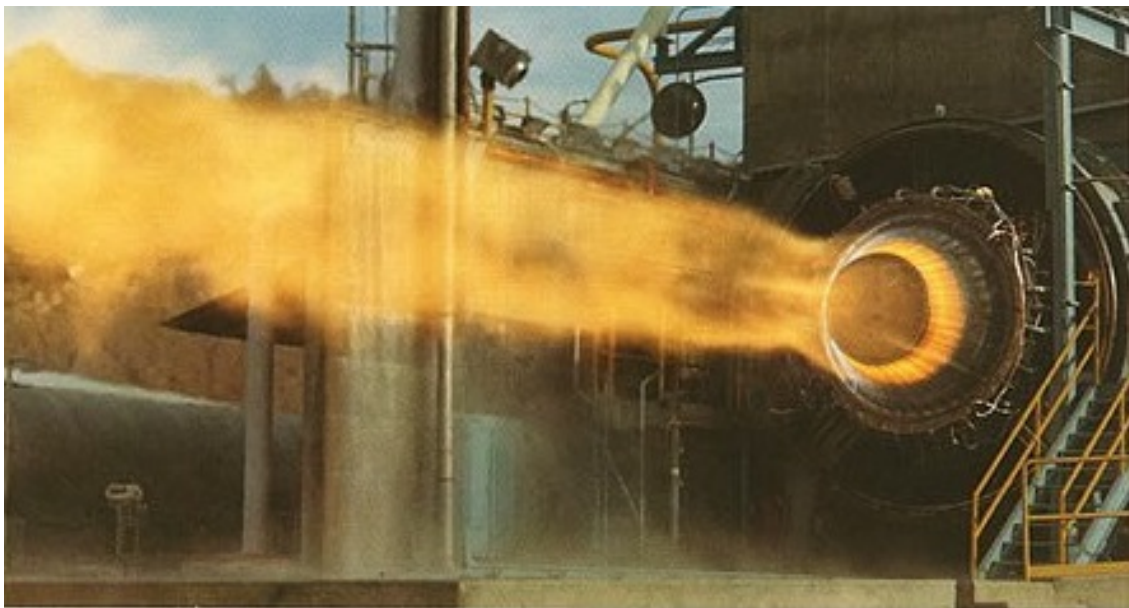


Figura 1.1: Test in Nevada di un motore da 1KN della Rocketdyne alimentato a Ossigeno e Idrogeno

Nello stesso anno Rao presenta un altro metodo, più accurato, basato sul calcolo delle variazioni, mentre nel 1964 Lee e Thompson, basandosi sul lavoro di Rao, sviluppano il primo codice di calcolo per il design dell'aerospike [2]. In contemporanea Angelino propone un metodo semplificato per il design di un aerospike ideale.

In tutto questo periodo l'aerospike fu un candidato per il motore principale dello Space Shuttle (SSME = Space Shuttle Main Engine), ma le difficoltà tecniche e tecnologiche dell'epoca ne segnarono la sconfitta in favore dei più tradizionali ugelli a campana, meno performante ma più facile da realizzare [5].

Oggi giorno però gli ugelli a campana sono arrivati al completo sviluppo tecnologico e il bisogno attuale di sistemi propulsivi sempre più leggeri ed efficienti ha portato alla ribalta l'idea dell'aerospike.

Oltre a essere più efficienti gli aerospike sono significativamente più piccoli e meno ingombranti dei tradizionali ugelli a campana. Cosa che li rende particolarmente appetibili per la creazione di velivoli SSTO (Single Stage To Orbit). A parità di ingombri, infatti, un aerospike presenta un rapporto di espansione significativamente maggiore che si traduce in un aumento dell'impulso specifico di circa il 5% e in un risparmio di combustibile pari a circa l'8%. Il vantaggio rispetto agli ugelli a campana risulta ancora più marcato nel caso di ugello che debba operare nel vuoto. Sono possibili anche versioni con la spina troncata, anche in questo caso i vantaggi rimangono comunque significativi.

Tutte queste caratteristiche lo rendono ideale sia per missioni nella porzione di spazio prossimo alla Terra sia nel caso di missioni nello spazio profondo, come ad esempio missioni verso Marte, dove il payload, e quindi il combustibile, risulta un vincolo assolutamente stringente.

Oltre che per l'esplorazione spaziale l'aerospike può portare vantaggi anche al settore della difesa, in applicazioni come i missili aria-aria, terra-aria o anche missili balistici e tattici. Questi missili possono ingaggiare bersagli a diverse altitudini e coprire un'ampia variazione di altitudine durante le loro missioni. Attualmente questi missili non dispongono di ugelli in grado di adattarsi alle diverse altitudini e un aerospike eviterebbe le complicazioni meccaniche legate ad ugelli a geometria variabile.

Negli anni '90 l'interesse verso gli SSTO-RLV (Single Stage To Orbit Reusable Launch Vehicle) ha portato a nuovi studi sull'Aerospike in tutto il mondo. Nel 1996 il Venture Star della Lockheed Martin fu scelto dalla Nasa come possibile candidato di SSTO-RLV e ne venne realizzato un dimostratore in scala ridotto denominato X-33. Insieme al dimostratore dell'X-33 venne realizzato, e testato, quello

che sarebbe dovuto essere il suo motore, dotato di un aerospike lineare.

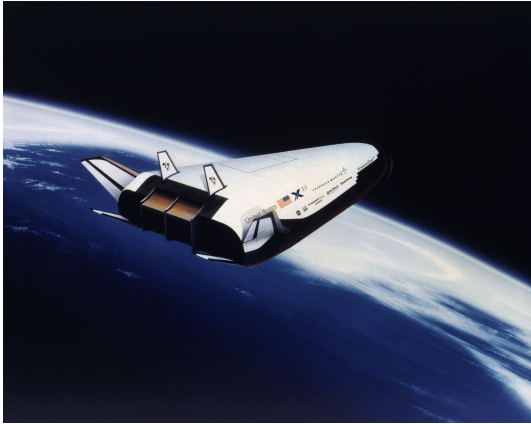


Figura 1.2: Concept artistico dell'X-33

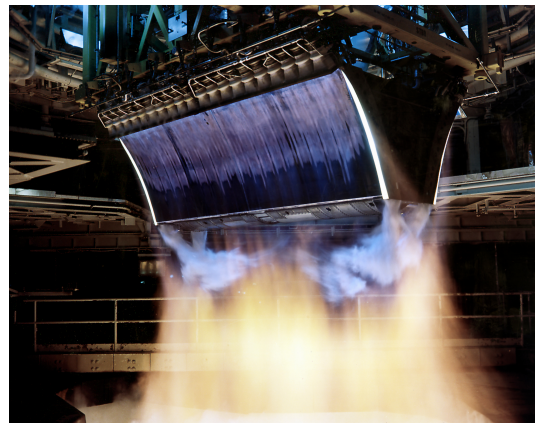


Figura 1.3: Test dell'aerospike lineare

Purtroppo, nel 2001, a causa dell'eccessivo peso dei serbatoi criogenici e degli alti costi, il progetto X-33 venne sospeso, lasciando comunque molti dati utili per lo sviluppo di questo ugello.

La Nasa portò avanti anche una campagna test denominata LASRE (Linear Aerospike SR71 Experiment) per testare l'aerospike in condizioni di volo realistiche [21].

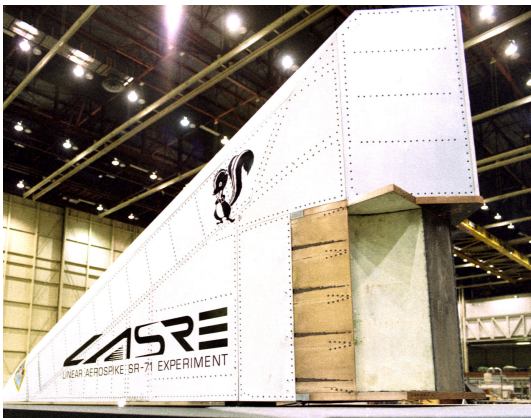


Figura 1.4: Aerospike lineare del progetto LASRE



Figura 1.5: SR71 in volo durante un test della campagna LASRE

Tuttavia l'aerospike è ancora oggetto di ricerca in Europa e Giappone. Il DLR tra il 1998 e il 2002 propose l'implementazione su larga scala di un ugello di tipo aerospike per il successore dell'Ariane 5 [2]. Mentre negli stessi anni, in Giappone, furono portati avanti numerosi studi, sia sperimentali che numerici, su aerospike assial-simmetrici.

Studi sull'aerospike sono stati compiuti in Cina presso l'università di Beijing, in

India presso il National Aerospace Laboratories di Bangalore, presso l'Aerospace Research Institute in Iran e in Russia [18].

Anche negli Stati Uniti la ricerca andò avanti soprattutto sullo studio di aerospike assial-simmetrici. Studi che si concretizzarono nel Dicembre 2003 con il programma CALVEIN (California Launch Vehicle Education Initiative) ed il lancio, nel dicembre 2003, di un razzo sperimentale con propulsione liquida, il primo documentato con un aerospike [20].



Figura 1.6: Test del motore dotato di aerospike per il progetto CALVEIN della California State University di Long Beach

Altri test a terra furono intrapresi su aerospike per motori a propellente solido. Nonostante tutti i vantaggi teorici che l'aerospike è in grado di portare ancora sono presenti delle difficoltà tecniche e tecnologiche.

Un aerospike ideale che espanda praticamente fino al vuoto, in modo da essere adattato da quota 0 fino allo spazio profondo, risulterebbe comunque troppo lungo e attualmente sono allo studio soluzioni che prevedono un troncamento della spina. Tali studi stanno comunque evidenziando come, anche nel caso di spina troncata,

le prestazioni di un aerospike rimangono superiori a quelle degli ugelli tradizionali. Un altro aspetto sul quale stanno insistendo gli studi attuali sono legati ai problemi di temperatura, in quanto la spina è circondata dai gas caldi derivanti dalla combustione.

Le strade che si stanno seguendo vanno sia nella direzione di materiali isolanti nuovi sia verso sistemi attivi di raffreddamento. I sistemi di raffreddamento prevedono, solitamente, l'uso dell'ossidante come refrigerante il quale viene solitamente espulso dalla parte tronca della spina. In questo modo il flusso in uscita dalla troncatura crea una spina aerodinamica che mitiga la separazione del flusso alla base della spina.

Questo è il quadro generale in cui si inserisce questo lavoro di tesi, che trova le sue motivazioni nell'indagare l'applicabilità di una tale tecnologia estremamente promettente. Ciò è possibile farlo in un contesto di tesi in quanto risulta slegato da logiche di mercato che ne hanno, nel tempo, limitato gli studi e gli impieghi.

1.2 OBIETTIVO

Il presente lavoro di tesi riguarda la progettazione di un ugello di tipo Aerospike e della linea sperimentale per il suo test.

Per la progettazione verrà utilizzato il metodo delle caratteristiche il quale verrà implementato in un programma Matlab. Per le condizioni in camera di combustione si farà riferimento ad un motore ibrido a camera di combustione anulare già ideato, ma non completamente caratterizzato.

La mancata caratterizzazione è dovuta all'assenza di una linea sperimentale atta a tale scopo, si rende quindi necessaria la progettazione anche della linea sperimentale per poter testare il motore con l'aerospike.

Tale progettazione verrà svolta con l'ausilio di programmi cad per avere la certezza, durante tutta la progettazione, di scelte fisicamente realizzabili.

Il lavoro si presenta come un una progettazione completa della linea sperimentale e dell'oggetto da sperimentare. Il tutto sarà sviluppato in modo da essere una base a partire dalla quale, una volta trovati i finanziamenti, si potrà procedere alla realizzazione dell'insieme aerospike e linea di test.

Per questa progettazione verrà posta particolare attenzione alla realizzabilità del progetto, ottimizzando le soluzioni e cercando il giusto compromesso tra modularità, costi e possibilità di impiego.

Questo per arrivare a soluzioni che possano servire non solo per questa, ma anche per altre campagne sperimentali.

L'obiettivo è di creare i presupposti per avviare la campagna prove per testare l'ugello aerospike insieme al un motore a camera di combustione anulare. Per indagare, nell'immediato futuro, le possibilità di impiego di un tale sistema che promette, a parità di prestazioni, dimensioni, e quindi pesi, più contenuti.

1.3 PERCORSO LOGICO

Il presente lavoro di tesi si articola in 4 capitoli.

Il Capitolo 1 è dedicato all'introduzione nella quale vengono presentate le motivazioni, gli obiettivi e il piano di presentazione della tesi.

Nel Capitolo 2 viene presentata la teoria legata alla progettazione dell'aerospike, in particolare la teoria quasi-monodimensionale, il metodo delle caratteristiche per flussi bidimensionali stazionari e il programma per il design della spina.

Nel Capitolo 3 si affronta la tematica della progettazione della linea sperimentale in tutte le sue parti presentando anche soluzioni a problemi che possono verificarsi in fase di progettazione dovendo partire da zero.

Nel Capitolo 5 sono presentate le conclusioni dell'attività di tesi, ponendo l'attenzione sui possibili sviluppi futuri di questo lavoro, sia dal punto di vista della realizzazione che dell'implementazione di nuove.

Capitolo 2

DESIGN DELL'AEROSPIKE

2.1 TEORIA QUASI MONODIMENSIONALE

L'obiettivo è quello di descrivere la corrente che fluisce in un condotto, ad esempio in un ugello. Osservando la geometria possiamo notare come la sezione vari lungo l'asse x .

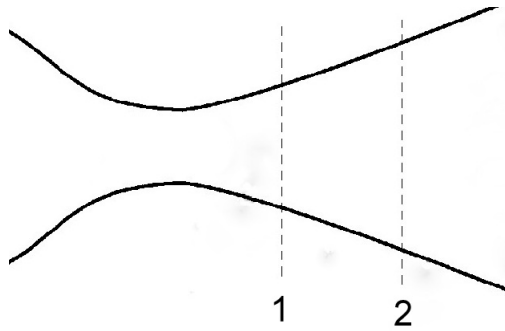


Figura 2.1: Condotto in esame

Per questa geometria possiamo introdurre le seguenti ipotesi [19] [17]

$$\frac{dh}{dx} \ll 1 \quad (2.1)$$

$$\frac{h}{r} \ll 1 \quad (2.2)$$

La (2.1) ci garantisce che la variazione di altezza sia piccola rispetto alla coordinata X mentre la (2.2) garantisce che il raggio di curvatura sia ampio e che si possano trascurare le forze centrifughe.

L'insieme di queste due ipotesi ci permette di esprimere tutte le grandezze come funzioni del tempo e della sola coordinata spaziale x , da qui il nome teoria quasi-monodimensionale. Introduciamo, in oltre, le ipotesi di corrente stazionaria, in modo da eliminare la dipendenza dal tempo, e di corrente ideale.

Prendendo a riferimento la figura 2.1 possiamo scrivere il bilancio di massa tra due generiche sezioni 1 e 2 come:

$$\rho_1 u_1 A_1 = \rho_2 u_2 A_2 \quad (2.3)$$

Per quanto riguarda l'equazione del bilancio della quantità moto sappiamo che la differenza di flusso di quantità di moto sarà pari alla risultante delle forze esterne dovute alle pressioni sulle pareti e sulle sezioni del condotto.

Considerando quindi come flusso uscente quello sulla sezione 2 otteniamo:

$$\rho_2 u_2^2 A_2 - \rho_1 u_1^2 A_1 = P_1 A_1 - P_2 A_2 + \int_1^2 P dA \quad (2.4)$$

Sotto le nostre ipotesi la differenza del flusso dell'energia totale è uguale alla potenza della forze agenti, quindi:

$$\rho_2 u_2 A_2 \left(e_2 + \frac{u_2^2}{2} \right) - \rho_1 u_1 A_1 \left(e_1 + \frac{u_1^2}{2} \right) = P_1 A_1 u_1 - P_2 A_2 u_2 \quad (2.5)$$

Riferirsi all'energia però può non essere comodo e con semplici passaggi possiamo introdurre l'entalpia.

$$\rho_2 u_2 A_2 \left(e_2 + \frac{u_2^2}{2} \right) - \rho_1 u_1 A_1 \left(e_1 + \frac{u_1^2}{2} \right) = \rho_1 \frac{P_1}{\rho_1} A_1 u_1 - \rho_2 \frac{P_2}{\rho_2} A_2 u_2 \quad (2.6)$$

$$\rho_2 u_2 A_2 \left(e_2 + \frac{P_2}{\rho_2} + \frac{u_2^2}{2} \right) = \rho_1 u_1 A_1 \left(e_1 + \frac{P_1}{\rho_1} + \frac{u_1^2}{2} \right) \quad (2.7)$$

Ricordando la definizione dell'entalpia, sotto le nostre ipotesi, e il bilancio della massa, otteniamo:

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2}; \quad (2.8)$$

Dal momento che le grandezze sono funzione della sola coordinata spaziale X possiamo riscrivere il tutto come un sistema di equazioni differenziali ordinaria:

$$\begin{cases} \frac{d}{dx} (\rho u A) = 0 \\ \frac{d}{dx} ((\rho u^2 + P) A) = P \frac{dA}{dx} \\ \frac{d}{dx} \left(h + \frac{u^2}{2} \right) = 0 \end{cases} \quad (2.9)$$

Svolgendo le derivate possiamo scrivere le ode in forma estesa:

$$\begin{cases} \rho A \frac{du}{dx} + u A \frac{d\rho}{dx} + \rho u \frac{dA}{dx} = 0 \\ \rho u \frac{du}{dx} + \frac{dP}{dx} = 0 \\ \frac{dh}{dx} + u \frac{du}{dx} = 0 \end{cases} \quad (2.10)$$

Prendiamo ora la definizione della velocità del suono:

$$\left(\frac{dP}{d\rho} \right)_s = c^2 \quad (2.11)$$

che sotto le nostre ipotesi può essere riscritta come:

$$\frac{dp}{dx} = c^2 \frac{d\rho}{dx} \quad (2.12)$$

Possiamo sostituirci $\frac{dp}{dx}$ e $\frac{d\rho}{dx}$ ricavati rispettivamente dall'equazione della quantità del moto e dall'equazione di conservazione della massa del sistema (2.10). Così facendo otteniamo:

$$-u \frac{du}{dx} = -\frac{c^2}{u} \frac{du}{dx} - \frac{c^2}{A} \frac{dA}{dx} \quad (2.13)$$

che può essere riscritta nella forma:

$$\frac{1}{A} \frac{dA}{dx} = (M^2 - 1) \frac{1}{u} \frac{du}{dx} \quad (2.14)$$

La (2.14) ci mostra come il rapporto tra la variazione di area del condotto e la variazione di velocità del flusso vari al variare del numero di Mach. In particolare possiamo vedere come nel caso di flusso subsonico ($M < 1$) per poter accelerare il fluido serve che l'area si restringa, quindi serve un condotto convergente, viceversa nel caso supersonico ($M > 1$). Questo spiega la geometria classica degli ugelli di tipo De Laval. Dalla terza equazione, invece, ricaviamo:

$$h + \frac{u^2}{2} = h^t \quad (2.15)$$

Sfruttando l'ipotesi di gas ideale politropico possiamo ricavare:

$$h = c_p T = \frac{\gamma RT}{\gamma - 1} = \frac{c^2}{\gamma - 1} \quad (2.16)$$

E così ottenere:

$$h^t = \frac{c^2}{\gamma - 1} + \frac{u^2}{2} \quad (2.17)$$

Considerando ora le condizioni di ristagno, ossia dove la velocità è nulla, abbiamo:

$$h^t = h_0 = \frac{c_0^2}{\gamma - 1} \quad (2.18)$$

Uguagliando la (2.17) e la (2.18) otteniamo:

$$\frac{c^2}{\gamma - 1} \left(1 + (\gamma - 1) \frac{M}{2} \right) = \frac{c_0^2}{\gamma - 1} \quad (2.19)$$

quindi possiamo ricavare:

$$\frac{c_0^2}{c^2} = \frac{T_0}{T} = 1 + (\gamma - 1) \frac{M}{2} \quad (2.20)$$

Abbiamo così legato la temperatura nella zona di ristagno con ogni temperatura lungo tutto il nostro condotto. Usando quindi le trasformazioni isoentropiche è possibile, a partire dal rapporto delle temperature, ricavarsi gli analoghi rapporti per tutte le altre grandezze termodinamiche.

Se oltre all'imposizione della condizione di $u = 0$ per la condizione di ristagno imponiamo all'altro membro l'annullamento della velocità del suono, la velocità che ricaveremo sarà chiamata velocità limite.

$$u_L^2 = \frac{2c_0^2}{\gamma - 1} \quad (2.21)$$

$$u_L = \sqrt{\frac{2\gamma RT_0}{\gamma - 1}} = \sqrt{2c_p T_0}; \quad (2.22)$$

Questa velocità indica la velocità massima che si può raggiungere con il condotto date le condizioni di ristagno, ad esempio del serbatoio. Questa situazione corrisponde ad un'espansione limite nella quale si raggiunge il vuoto, da qui il significato di aver imposto $c = 0$, la velocità del suono si annulla proprio in presenza del vuoto.

2.2 METODO DELLE CARATTERISTICHE PER FLUSSI BIDIMENSIONALI STAZIONARI

Per ricavare la geometria completa di un condotto che generi una corrente con le caratteristiche desiderate, ottenute dalla teoria quasi monodimensionale, è utile usare il metodo delle caratteristiche. Metodo che risulta particolarmente utile nella progettazione di un aerospike.

Sotto le ipotesi di corrente bidimensionale, non viscosa, regolare, stazionaria, omototalalpica e omoentropica il sistema di Eulero diventa [19]:

$$\begin{cases} \nabla \times u = 0 \\ \frac{1}{2}u\nabla|u|^2 - c^2\nabla|u| = 0; \end{cases} \quad (2.23)$$

Da qui si può ricavare l'equazione del potenziale che espressa in coordinate cartesiane diventa:

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial v}{\partial x} \\ (u^2 - c^2) \frac{\partial u}{\partial x} + 2uv \frac{\partial u}{\partial y} - (v^2 - c^2) \frac{\partial v}{\partial y} \end{cases} \quad (2.24)$$

Passiamo ora all'individuazione delle caratteristiche. Ricordiamo che la linea caratteristica ha diverse definizioni, ne riportiamo qui alcune che possono aiutare a comprendere meglio i passaggi che seguiranno:

- la linea caratteristica è la curva lungo la quale si trasmette l'informazione
- lungo la linea caratteristica le PDE possono essere riscritte come due ODE
- il problema di Cauchy ai valori iniziali è mal posto con dato iniziale lungo la linea caratteristica

Come prima cosa esprimiamo tutte le grandezze lungo la linea caratteristica:

$$\begin{cases} y = Y(x) \\ U(x) = u(x, Y(x)) \\ V(x) = v(x, Y(x)) \\ C(x) = c(U^2(x) + V^2(x)) \end{cases} \quad 1 \quad (2.25)$$

A questo punto sostituiamo le nuove variabili nel sistema (2.24) e cerchiamo l'equazione delle caratteristiche:

$$\begin{cases} (U^2 - C^2) \frac{\partial u}{\partial x} \Big|_{y=Y(x)} + 2UV \frac{\partial u}{\partial y} \Big|_{y=Y(x)} + (V^2 - C^2) \frac{\partial v}{\partial y} \Big|_{y=Y(x)} = 0 \\ \frac{\partial v}{\partial x} \Big|_{y=Y(x)} = \frac{\partial u}{\partial y} \Big|_{y=Y(x)} \\ \frac{dU}{dx} = \frac{\partial u}{\partial x} \Big|_{y=Y(x)} + \frac{\partial u}{\partial y} \Big|_{y=Y(x)} \frac{dY}{dx} \\ \frac{dV}{dx} = \frac{\partial v}{\partial x} \Big|_{y=Y(x)} + \frac{\partial v}{\partial y} \Big|_{y=Y(x)} \frac{dY}{dx} \end{cases} \quad (2.26)$$

Dopo qualche sostituzione possiamo arrivare a scrivere:

$$\frac{\partial u}{\partial y} = \frac{(U^2 - C^2) \frac{dU}{dx} \frac{dY}{dx} + (V^2 - C^2) \frac{dV}{dx}}{(U^2 - C^2) \left(\frac{dY}{dx}\right)^2 + 2UV \frac{dY}{dx} + V^2 + C^2} \quad (2.27)$$

L'annullamento del numeratore ci dà direttamente l'equazione di compatibilità, mentre, come da definizione, l'annullamento del denominatore ci darà l'equazione della caratteristica.

Come si può notare è un'equazione di secondo grado, ciò significa che avremo due caratteristiche che dovranno entrambe soddisfare l'equazione di compatibilità. Questo ci porterà ad avere, come previsto dalla teoria, un sistema di 4 ODE:

¹Le lettere maiuscolo indicano le variabili espresse con le variabili caratteristiche mentre le lettere in minuscolo le variabili originarie

$$\begin{cases} \frac{dY^+}{dx} = \frac{-U^+V^+ + C^{+2}\sqrt{M^2-1}}{U^{+2} - C^{+2}} \\ (U^{+2} - C^{+2}) \frac{dU^+}{dx} \frac{dY^+}{dx} + (V^{+2} - C^{+2}) \frac{dV}{dx} = 0 \\ \frac{dY^-}{dx} = \frac{-U^-V^- + C^{-2}\sqrt{M^2-1}}{U^{-2} - C^{-2}} \\ (U^{-2} - C^{-2}) \frac{dU^-}{dx} \frac{dY^-}{dx} + (V^{-2} - C^{-2}) \frac{dV}{dx} = 0 \end{cases} \quad (2.28)$$

Vista la presenza di $\sqrt{(M^2 - 1)}$ queste equazioni hanno senso di esistere solamente per correnti supersoniche. La cosa non deve stupire perché è la stessa condizione che rende l'equazione di partenza iperbolica, se così non fosse il metodo delle caratteristiche non potrebbe essere applicato.

In oltre il numero di Mach in questione non è quello asintotico della corrente, ma quello locale. Ciò implica che le caratteristiche non sono delle rette, ma delle curve. Le cose possono semplificarsi se ci poniamo in un sistema di riferimento con l'asse X allineato alla direzione del flusso e passando in coordinate polari.

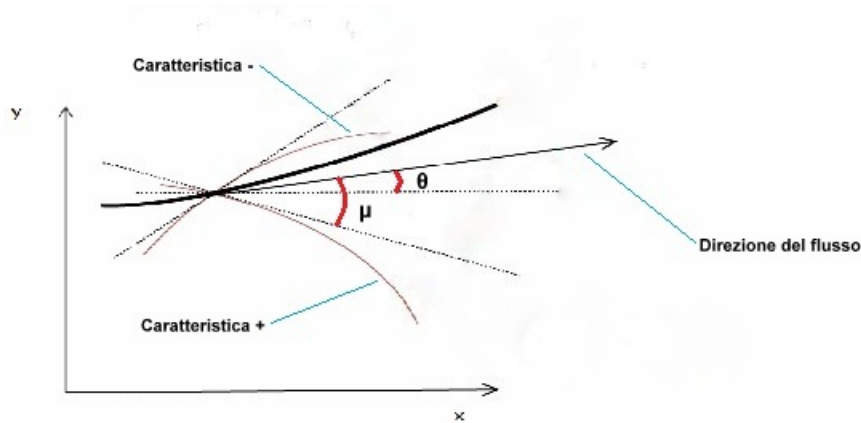


Figura 2.2: Nuovo sistema di riferimento

Con le coordinate polari otteniamo:

$$\begin{cases} u = w \cos \theta \\ v = w \sin \theta \end{cases} \quad (2.29)$$

E procedendo con le sostituzioni il sistema diventa:

$$\begin{cases} \frac{dY^+}{dx} = \tan(\theta + \mu) \\ \frac{d\theta^+}{dx} = -\sqrt{M^2 - 1} \frac{1}{w} \frac{dW}{dx} \\ \frac{dY^-}{dx} = \tan(\theta - \mu) \\ \frac{d\theta^-}{dx} = \sqrt{M^2 - 1} \frac{1}{w} \frac{dW}{dx} \end{cases} \quad (2.30)$$

Dove $\mu = \arcsin\left(\frac{1}{M}\right)$

Possiamo ora integrare l'equazione di compatibilità lungo un tratto di caratteristica, ad esempio tra il piede (P) e il punto di intersezione (I) di una caratteristica + con una caratteristica -:

$$\int_{\theta_P}^{\theta_I} d\theta = \int_{w_P}^{w_I} \sqrt{M^2 - 1} \frac{dw}{w} \quad (2.31)$$

E ottenere:

$$\theta_I^+ - \theta_{P^+}^+ = \nu(M(w_I)) - \nu(M(w_{P^+})) \quad (2.32)$$

$$\theta_I^- - \theta_{P^-}^- = \nu(M(w_{P^-}) - \nu(M(w_I)) \quad (2.33)$$

Dove $\nu(M)$ è la Funzione di Prandtl-Mayer che per un gas ideale politropico è definita come:

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \arctan\left(\sqrt{\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}} (M^2 - 1)\right) - \arctan\left(\sqrt{M^2 - 1}\right) \quad (2.34)$$

Il tutto può essere riscritto come:

$$\theta_I^+ - \nu(M_I^+) = \theta_P^+ - \nu(M_P^+) = I_P^+; \quad (2.35)$$

$$\theta_I^- + \nu(M_I^-) = \theta_P^- + \nu(M_P^-) = I_P^-; \quad (2.36)$$

Dove con I si è indicato l'invariante, ossia l'informazione che si conserva lungo la linea caratteristica e con P il piede della caratteristica.

Immaginando di avere una linea di dati iniziali possiamo da ciascun punto far partire una caratteristica e sfruttando gli invarianti e i punti di intersezione I possiamo ricavare θ e ν per ciascuna intersezione.

$$\begin{cases} \theta_I = \frac{I_P^+ + I_P^-}{2} \\ \nu_I = \frac{I_P^- - I_P^+}{2} \end{cases} \quad (2.37)$$

In questo modo possiamo costruire una nuova linea di dati e iterando il processo possiamo arrivare a coprire tutto il campo di moto. Tale campo sarà però risolto con un'accuratezza legata al numero di punti di intersezione e quindi legata alla pendenza delle caratteristiche stesse.

2.3 METODO PER IL DESIGN DELLA SPINA

Il programma per il design dell'ugello e della spina è stato realizzato in Matlab. Il programma prende in ingresso i dati relativi alle condizioni del serbatoio (o della camera di combustione) e le condizioni desiderate all'efflusso in termini di pressione e restituisce all'utente un file contenente le coordinate della spina. Tali punti vengono poi scalati, sfruttando l'invarianza delle equazioni di Eulero alle scalature geometriche, e importati in un file CAD per procedere al disegno di tutto l'ugello e della sua messa in tavola.

Il programma implementa un metodo delle caratteristiche il quale, conoscendo le condizioni desiderate all'efflusso, individua il ventaglio di espansione che si genera sullo spigolo all'uscita dell'ugello primario. Il ventaglio viene quindi usato per ricavare la forma della spina imponendo che il flusso sia sempre parallelo alla spina [1]

Conoscendo le condizioni del serbatoio vengono da prima calcolate le condizioni soniche per il dimensionamento della gola. Per questo dimensionamento si utilizzano le relazioni derivanti dalla teoria quasi monodimensionali per il calcolo delle condizioni critiche e l'ipotesi di gas ideale politropico. Queste relazioni ci permettono di trovare tutte le grandezze che ci interessano a partire da due sole grandezze termo-

dinamiche note nel serbatoio. Nel nostro caso sono state imposte la temperatura e la pressione.

La pressione e la temperatura critica sono state ricavate con le seguenti relazioni ricavate dalla teoria quasi-monodimensionale:

$$P_t = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} P_0 \quad (2.38)$$

$$T_t = \frac{2}{\gamma + 1} T_0 \quad (2.39)$$

Mentre la densità la si è ricavata tramite l'equazione dei gas perfetti:

$$\rho_t = \frac{P_t}{T_t R} \quad (2.40)$$

L'imposizione della pressione all'efflusso permette di ricavare il numero di Mach all'uscita tramite la relazione:

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_0}{P_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (2.41)$$

La temperatura e la densità sono state ricavate usando le relazioni isoentropiche a partire dalle condizioni nel serbatoio:

$$T_e = T_0 \left(\frac{P_0}{P_e} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \quad (2.42)$$

$$\rho_e = \rho_0 \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (2.43)$$

Questi due stati termodinamici sono lo stato iniziale e finale del ventaglio, rappresentano gli stati che il ventaglio è tenuto a raccordare. Ogni coppia di stati termodinamici darà un diverso ventaglio e di conseguenza una diversa spina. Occorre,

ora, come prima cosa, individuare la prima e l'ultima caratteristica del ventaglio che saranno rispettivamente una caratteristica della zona di gola e una caratteristica della zona esterna [1] [3].

Conoscendo le caratteristiche termodinamiche nelle due zone si può ricavare il numero di Mach e quindi valutare la funzione di Prandtl-Mayer [6] [8]. Imponendo che all'uscita il flusso sia orizzontale ($\theta_e = 0$) e sfruttando l'invariante, che partendo dalla zona di gola e si conserva fino all'efflusso, possiamo ricavare l'angolo con il quale il flusso deve uscire dall'ugello primario.

$$\theta_t = \theta_e + \nu_e - \nu_t \quad (2.44)$$

Conseguentemente è possibile ricavare l'inclinazione delle caratteristiche che delimitano il ventaglio. Dalla figura 2.3 è immediato notare come l'espressione per l'inclinazione della generica caratteristica risulti essere [12]:

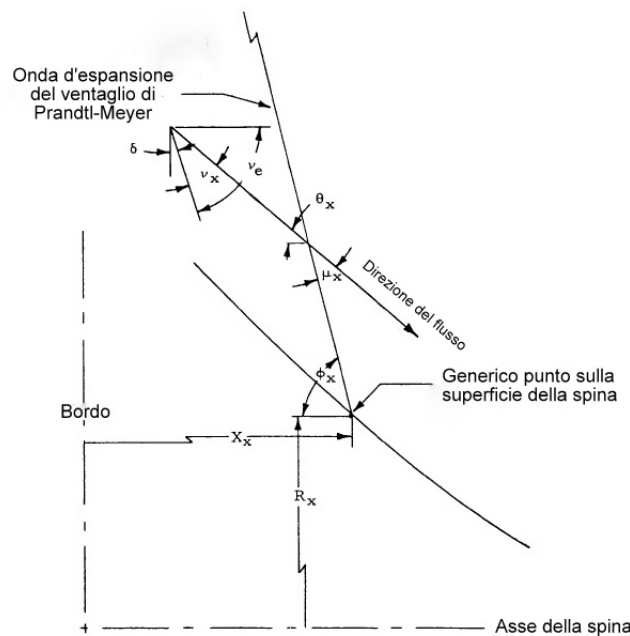


Figura 2.3: Inclinazione delle caratteristiche del ventaglio

$$\phi_x = \theta_x + \mu_x \quad (2.45)$$

Ricordiamo che μ è l'angolo formato tra la velocità del fluido e la caratteristica, mentre θ è l'inclinazione del fluido rispetto all'orizzontale.

Una volta caratterizzati gli estremi del ventaglio si può procedere a determinare tutto il ventaglio. A questo scopo, conoscendo i valori estremi di θ , possiamo discretizzare l'intervallo per ottenere il valore della funzione di Prandtl Mayer in tutto il ventaglio. Valore ottenuto sfruttando l'invariante di Riemman, analogamente a quanto fatto con la (2.44) risolvendo però l'equazione rispetto alla ν incognita.

Conoscendo il valore della funzione di Prandtl Mayer si può, attraverso un metodo numerico, trovare il numero di Mach per ciascuna caratteristica.

Dal numero di Mach, usando la (2.41), possiamo ricavare anche la distribuzione di pressione e conseguentemente tutte le altre grandezze termodinamiche.

Imponendo ora la conservazione della massa nella forma:

$$\dot{m} = L_x \rho_x v_x \sin(\mu_x) \tag{2.46}$$

possiamo determinare tutte le lunghezze delle caratteristiche e tutti i punti della spina tramite semplici relazioni trigonometriche [3]

$$\begin{cases} X_x = X_o + L_x \cos(\phi_x) \\ Y_x = Y_o + L_x \sin(\phi_x) \end{cases} \tag{2.47}$$

Dove X_o e Y_o sono le coordinate del punto da cui ha origine il ventaglio, coordinate che si possono imporre oppure si possono trovare a ritroso dopo aver imposto la posizione del punto di efflusso.

Le coordinate così ottenute sono salvate in un file excell e pronte per poter essere scalate e importate nel file CAD.

Capitolo 3

PROGETTO DELLA LINEA SPERIMENTALE

3.1 DESCRIZIONE GENERALE

Una volta completato il design della spina se ne vuole testare la bontà misurando la spinta di un motore ibrido che monti un aerospike. Dal momento che non è presente una linea atta allo scopo si rende necessario progettare da zero un banco prova.

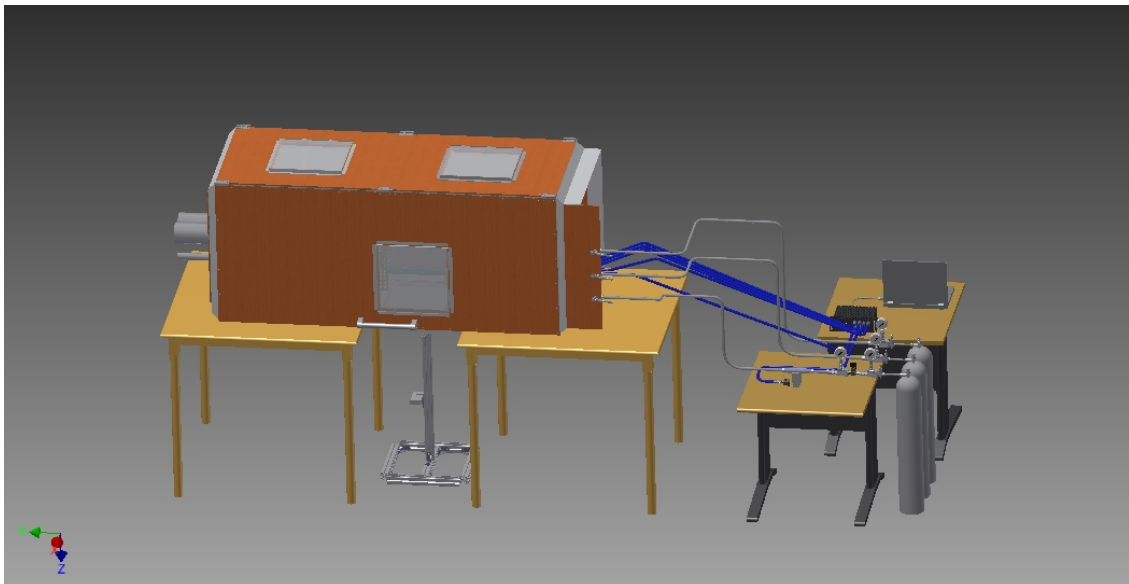


Figura 3.1: Linea Intera

Durante la progettazione si è deciso di rendere questa linea funzionale non solo per

questa prova, ma anche per altre tipi di prova. Altri tipi di prova che possono comprendere misure di spinte disallineate con l'asse motore o prove di motori più potenti.

Per realizzare qualcosa di così flessibile si è prestata particolare attenzione anche ad esigenze future cercando di rendere il tutto il più possibile modulare. Questa modularità permetterà di riadattare questa linea in funzione delle diverse esigenze che il team di lavoro avrà in un futuro più o meno immediato.

La linea dovrà essere alloggiata in locale chiuso pertanto necessita di un sistema di isolamento per proteggere gli operatori presenti, anche se non legati all'attività sulla linea. Tali protezioni riguardano sia dispositivi contro eventuali failure della linea, sia aspetti legati al confort. In particolare si è prestata la massima attenzione a questioni come la possibilità che si verifichino combustioni indesiderate, lo smaltimento dei gas combusti e il rumore.

La linea è quindi composta dal motore, dal sistema di smaltimento dei gas combusti, dalla linea di alimentazione del motore, dal sistema di misura e dai dispositivi di sicurezza e protezione.

I sistemi più delicati e pericolosi, quali il motore e il sistema di raffreddamento dei gas combusti, sono confinati in un contenitore che li isola dall'ambiente.

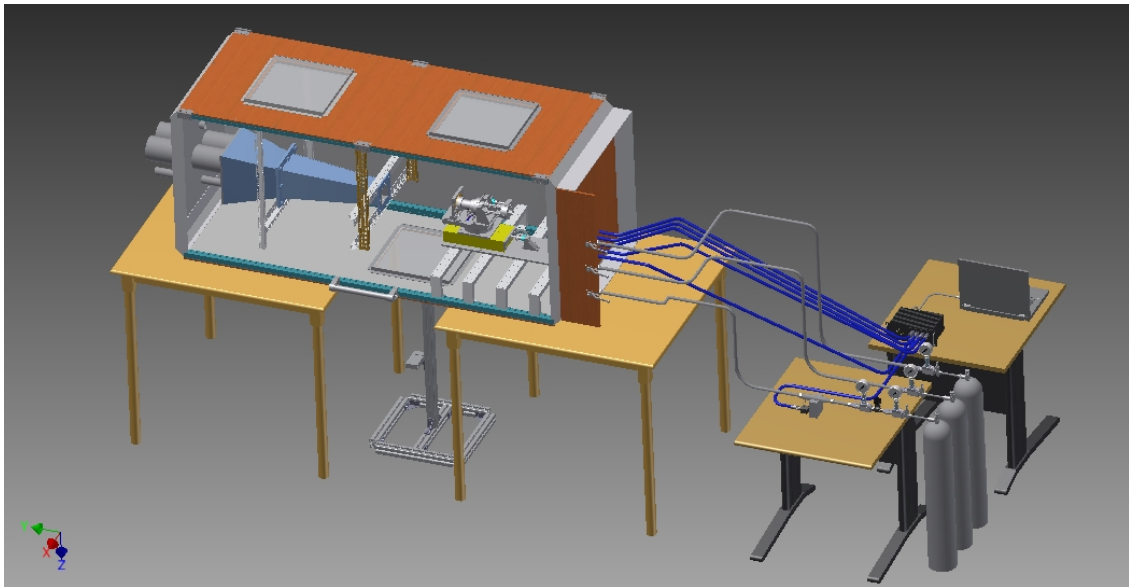


Figura 3.2: Linea intera con interno del sistema di contenimento

Da questo contenitore escono solamente i cavi diretti al sistema di acquisizione e i tubi per la raccolta dell'acqua impiegata per il raffreddamento dei gas, per l'aspi-

razione dei fumi e per l'alimentazione della linea.

L'alimentazione della linea consiste nella mandata di ossigeno, che è l'ossidante scelto per il motore, e due mandate per l'azoto, una per lo spegnimento d'emergenza del motore e una per la soppressione di eventuali combustioni indesiderate fuori dal motore.

L'ossigeno e l'azoto arrivano dalle rispettive bombole e ciascuna delle tre linee presenta un riduttore di pressione e un manometro. Sulla linea dell'ossigeno, in aggiunta, è presente un flussimetro appositamente progettato atto a misurare la portata di ossidante.

Il carico e lo scarico dell'acqua avviene tramite dei tubi che collegano la linea all'impianto idrico del luogo dove verrà installata la linea e la linea stessa.

I tubi della raccolta fumi si collegano anche loro all'impianto di aspirazione presente nella struttura che ospiterà la linea.

I dati che la linea permette di acquisire sono due misure di spinta, una in direzione assiale e una trasversale, due misure di pressione e una di temperatura all'interno del motore e la misura di portata massica di ossidante.

In aggiunta è possibile acquisire immagini tramite una finestra per una telecamera e il relativo sostegno, anch'esso progettato appositamente per questa linea.

Il funzionamento della linea è controllato istante per istante da un operatore che tramite una finestra controlla il corretto funzionamento della linea. Oltre alla regolazione del flusso di ossidante all'operatore è affidato il compito di attivare l'erogazione dell'azoto qualora, tramite ispezione visiva o su indicazione dei sensori di pressione e temperatura, lo ritesse opportuno. Per assolvere ai suoi compiti l'operatore può operare su opportune valvole a sfera.

3.2 MOTORE

Il motore che si vuole testare e caratterizzare è stato precedentemente progettato ed è un motore ibrido a combustibile solido e ossidante gassoso o liquido. Il combustibile è a base di paraffina e additivi mentre come ossidante si è scelto l'ossigeno gassoso.

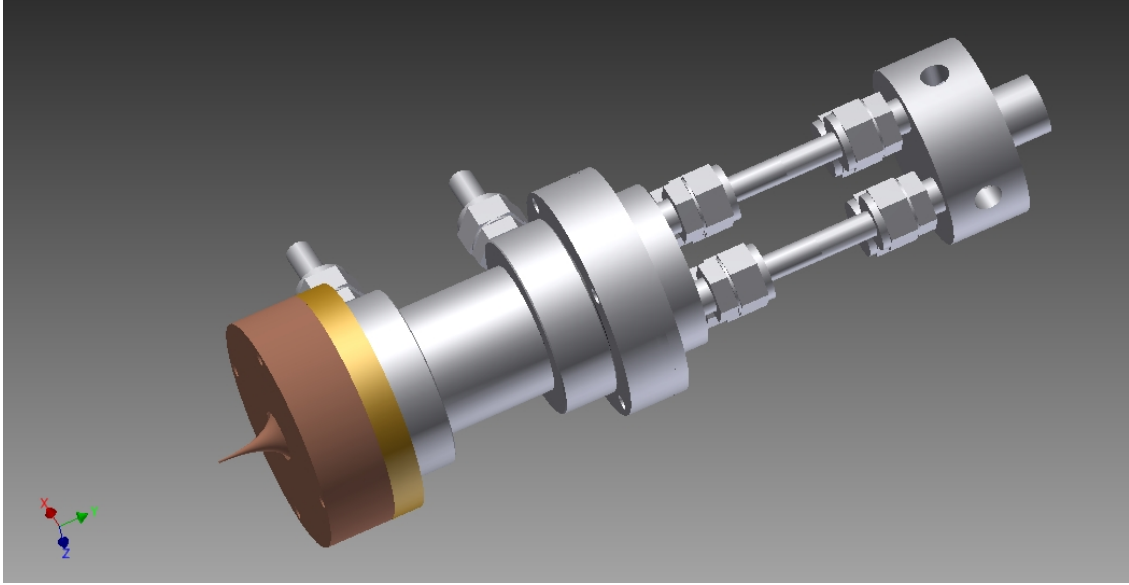


Figura 3.3: Motore

Il motore presenta una camera di combustione anulare. Questa particolare architettura è stata scelta per avere una maggiore superficie di combustione, a parità di lunghezza del motore, e per mantenere tale superficie costante. Per questa particolare architettura la superficie di combustione risulta infatti essere la somma della superficie esterna ed interna del porto:

$$S_{tot} = S_e + S_i = 2L\pi(R_e + r_i) \quad (3.1)$$

Nel caso ideale possiamo ipotizzare che la velocità di regressione del combustibile sulle due facce sia la medesima, per tanto i raggi interni ed esterni saranno funzione del tempo secondo una relazione del tipo:

$$\begin{cases} R_e = R_{e0} + v_r t \\ R_i = r_{i0} - v_r t \end{cases} \quad (3.2)$$

Dove v_r è la velocità di regressione e t il tempo della combustione mentre r_{e0} ed r_{i0} sono rispettivamente i valori del raggio esterno ed interno all'istante iniziale prima che inizi la combustione. La superficie di combustione, a questo punto funzione del tempo, risulta quindi essere:

$$S_{tot}(t) = 2L\pi (R_e + R_i) = 2L\pi (R_{e0} + v_r t + R_{i0} - v_r t) = 2L\pi (R_{e0} + R_{i0}) = S_{tot0} \quad (3.3)$$

La superficie rimane dunque inalterata nel tempo.

Un motore di questo tipo si presta molto bene all'implementazione di un ugello di tipo aerospike sia dal punto di vista realizzativo, sia dal punto di vista funzionale. Dal punto di vista realizzativo risulta particolarmente comodo l'istallazione in un aerospike o di un generico a spina, in quanto il supporto per il grano interno può essere prolungato e diventare il sostegno per la spina. Per quanto riguarda la funzionalità l'aerospike è il giusto ugello per un motore di questo tipo che mira a diminuire gli ingombri. Anche l'aerospike, così come il motore a camera anulare, permette di contenere le dimensioni, e di conseguenza i pesi, a parità prestazioni.

La particolare geometria costringe al ripensare alle classiche soluzioni per l'iniezione dell'ossidante e all'ignizione in modo da poterle adattare a questa configurazione. In particolare si vuole garantire il rispetto della simmetria del motore, questo sia per quanto riguarda l'afflusso in camera di combustione dell'ossidante sia per quanto riguarda l'accensione.

In quest'ottica l'ossigeno viene iniettato attraverso una schiera di forellini posizionati in testa al motore, in questo modo si vuole fare in modo che l'ossidante entri in camera di combustione sotto forma di tubo di flusso. Il sistema di ignizione è rappresentato da una carica primaria disposta in un'intercapedine ricavata nel sostegno del combustibile che forma il cilindro interno. Questa carica è scaldata elettricamente e una volta che inizia a bruciare i fumi caldi andranno ad accendere il motore. L'aver posizionato la carica in questa maniera dovrebbe garantire un'accensione il più uniforme possibile.

Per progettare il corretto aerospike e, in particolare, la corretta spina con la giusta curvatura occorre conoscere le condizioni all'interno della camera di combustione le quali però al momento della progettazione sono ignote. Come prima cosa si sono imposti dei vincoli sul funzionamento del motore, in particolare si è supposta la portata massica pari a 80g/s di gas combusti e si è pensato di rimanere intorno ai 16 bar come pressione di funzionamento. A questo punto tramite l'utilizzo del software CEA (Chemical Equilibrium with Application) sviluppato dalla NASA si è condotta una campagna di simulazioni per cercare di caratterizzare il motore al

variare del rapporto O/F e della pressione in camera di combustione.

Dopo queste prove si è scelto di dimensionare l'ugello per il seguente set di dati:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{O}{F} = 2.84 \\ P = 16bar \\ T = 3619K \\ \rho = 1.2402 \frac{Kg}{m^3} \\ MM = 23.329 \frac{Kg}{n} \\ \gamma = 1.2148 \end{array} \right. \quad (3.4)$$

CEA, in oltre, permette anche di calcolare le condizioni in gola e all'efflusso dell'ugello, conoscendo la pressione all'efflusso. Queste condizioni vengono calcolate sia utilizzando una miscela frozen che non continua a reagire nell'ugello, sia calcolando ad ogni iterazione le condizioni di equilibrio.

Entrambi i set di condizioni sono stati usati come riferimento e incrociati con quanto calcolato dal programma per il design della spina. Questo per controllare la presenza di eventuali bug nel programma.

Prima di testare l'aerospike si rende però necessario testare il banco. Per questo motivo si rende necessario equipaggiare il motore con un ugello tradizionale di cui se ne conosce meglio il funzionamento. In particolare si è pensato di realizzare un ugello che realizzi il medesimo rapporto di espansione dell'aerospike progettato.

Dal momento che entrambi gli ugelli sono pensati come adattati alla pressione ambiente ci aspettiamo che entrambi avranno la stessa spinta. Spinta che da questo dimensionamento risulta pari a $190N$.

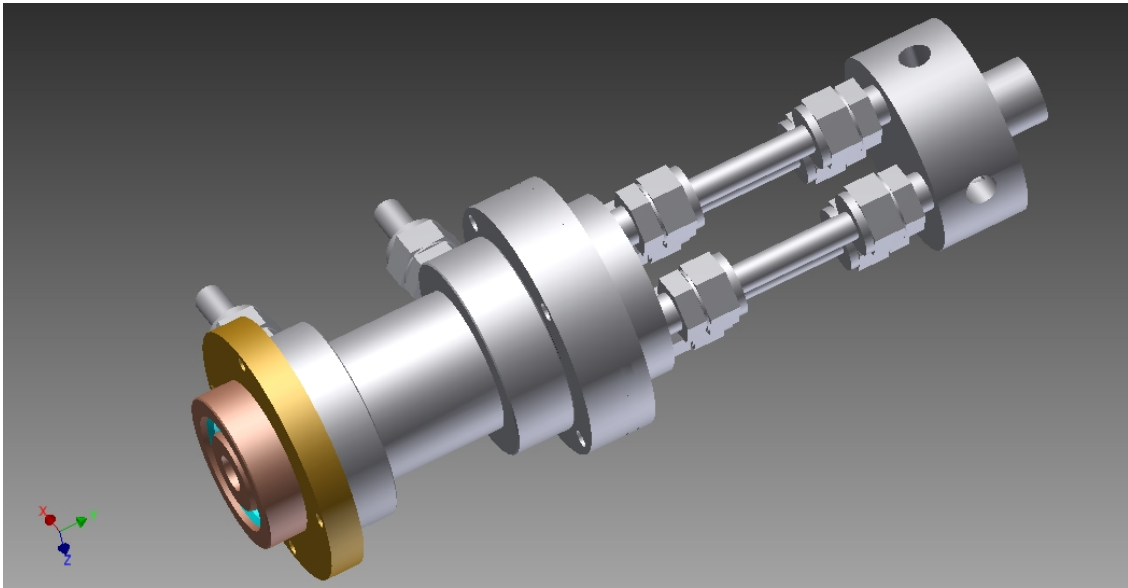


Figura 3.4: Motore in configurazione taratura

3.3 SMALTIMENTO DEI GAS COMBUSTI

Dal momento che la linea sarà alloggiata in un luogo chiuso non si possono lasciare fiamme libere. Non solo sarebbero pericolose le fiamme ma anche i fumi caldi, prodotti dalla combustione, renderebbero l'ambiente totalmente invivibile.

Visti questi motivi legati sia alla sicurezza che al confort è obbligatorio un sistema in grado di smaltire i gas combusti.

L'idea è quella di smaltire i gas attraverso un impianto di aspirazione già presente nel luogo dove verrà montata la linea. Per far questo bisogna prima raffreddare i gas dal momento che il sistema di aspirazione non è pensato per gas ad alte temperature come lo sono quelli in uscita da un motore a razzo.

Per il raffreddamento si sono vagliate diverse ipotesi, innanzitutto si è deciso tra l'uso di aria o di acqua. Si è scelto di usare l'acqua per via del suo calore specifico, circa 4 volte maggiore rispetto a quello dell'aria, e per poterne sfruttare il calore latente di evaporazione. Inoltre la scelta dell'acqua permette di sfruttare una presa d'acqua, e l'annesso sistema idrico, già presente nella struttura, senza dover progettare un sistema ausiliario per la messa in pressione dell'aria.

Una volta scelto di raffreddare con acqua è stata decisa l'architettura del sistema. Si è pensato di utilizzare dei condotti che convogliassero, tramite tubi, i gas caldi in una vasca piena d'acqua e successivamente in un condotto dove i gas caldi venissero irrorati con acqua. Tutto ciò per diminuire la richiesta in termini di portata all'impianto idrico, richiesta che dopo un primo dimensionamento non si è rivelata

eccessiva anche senza l'uso della vasca.

Questo ci ha permesso di evitare complicazioni nell'architettura, come la realizzazione del sistema di tubi e vasca, e di optare semplicemente per un condotto nel quale convogliare i gas caldi e irrorarli con acqua.

L'acqua viene prelevata direttamente dall'impianto idrico del luogo dove sarà sita la linea. Viene quindi immessa nel condotto grazie ad un iniettore che eroga il getto d'acqua sotto forma di goccioline.

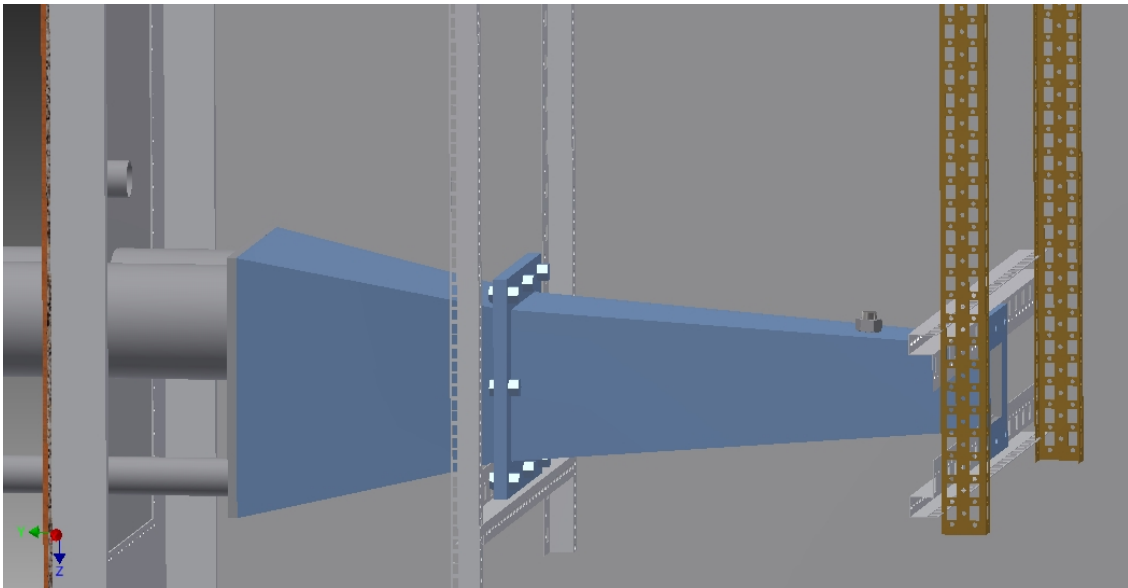


Figura 3.5: Sistema di smaltimento dei gas combusti

È utile iniettare l'acqua sotto forma di goccioline perché così facendo si aumenta la superficie disponibile per lo scambio termico [15], ciò a parità di quantità di calore da asportare si riduce in dover utilizzare un minor quantitativo d'acqua.

Per dimensionare la portata d'acqua, come prima cosa, si è deciso a che temperatura portare i gas combusti ed è stata quindi calcolato il flusso termico che è necessario assorbire.

Questo è stato uguagliato al flusso termico che l'acqua è in grado di assorbire, considerando anche il calore latente di evaporazione.

Tutto ciò è portato alla seguente equazione nella sola incognita della portata d'acqua:

$$\dot{m}_{H_2O}(C_{p_{H_2O}}(T_f - T_1) + h_{lv}) = \dot{m}_{gas}C_{p_{gas}}(T_e - T_2) \quad (3.5)$$

Dove \dot{m}_{H_2O} è la porta massica d'acqua, \dot{m}_{gas} quella dei gas caldi, analogo discorso vale per i calori specifici C_p , T_f è la temperatura di ebollizione dell'acqua, T_1 la temperatura iniziale dell'acqua, T_e la temperatura dei gas combusti all'efflusso e T_2 la temperatura che vogliamo raggiungere i gas dopo essere raffreddati.

La portata d'acqua minima richiesta, volendo portare i gas combusti da $1968^\circ C$ a $50^\circ C$, risulta quindi essere pari a:

$$\dot{m}_{H_2O} = \frac{(\dot{m}_{gas} C_{p_{gas}} (T_e - T_2))}{(C_{p_{H_2O}} (T_f - T_1) + h_{lv})} = 0.12 \frac{Kg}{s} \quad (3.6)$$

Che corrispondono a $0.12L/s$.

Ciò porterebbe la temperatura della miscela di vapore acqueo e gas raffreddati ad una temperatura pari a

$$T = (\dot{m}_{gas} T_2 + \dot{m}_{H_2O} T_f) / (\dot{m}_{tot}) = 80^\circ C \quad (3.7)$$

L'iniettore dell'acqua permette di regolare le dimensioni delle gocce nello spray per tanto può essere utile andare a vedere e dimensionare le gocce per avere un'idea delle loro dimensioni.

Possiamo scrivere un bilancio dei flussi di calore per la singola goccia come:

$$\dot{m}_d \rho_d C_p (T_f - T_1) + w h_{lv} = \dot{Q}_d \quad (3.8)$$

Dove tutto ciò che ha pedice d è riferito alla goccia, in particolare \dot{m}_d è la portata di liquido associata ad una singola goccia che è in grado di asportare calore, \dot{Q}_d è il calore che la goccia è in grado di assorbire, mentre w è il rateo di evaporazione della goccia.

La portata di liquido è stata ricavata dividendo la portata precedentemente calcolata per il numero di gocce:

$$\dot{m}_d = \frac{\dot{m}_{H_2O}}{N_d} = \frac{m_{H_2O}}{N_d t_c} = \frac{V_{H_2O} \rho_d}{N_d t_c} = \frac{V_d \rho_d}{t_c} \quad (3.9)$$

Dove N_d è il numero di gocce e t_c è la durata della prova. Nel ricavare questa espressione si è sfruttato il fatto che il numero di gocce si possa ricavare come rapporto tra il volume d'acqua complessivo e il volume della singola goccia:

$$N_d = \frac{V_{H2O}}{V_d} \quad (3.10)$$

Occorre esprimere anche il calore che la goccia può assorbire e anche in questo caso prendiamo tutto il calore che dobbiamo asportare dal gas e lo dividiamo per il numero di gocce, ottenendo:

$$\dot{Q}_d = \frac{\dot{m}_{gas} C_{p_{gas}} (T_e - T_2) V_d}{V_{H2O}} \quad (3.11)$$

Mentre il rateo di evaporazione lo possiamo esprimere come [9] [10]:

$$w = 2\pi D_v S_h \frac{P_f}{RT_f} \alpha r \quad (3.12)$$

Dove con il pedice f si è indicato tutto ciò che fa riferimento allo strato di vapore saturo che circonda la goccia, mentre D_v è il coefficiente di diffusione e S_h il numero il Sherwood, analogo del numero di Nusselt, ma per lo scambio di massa [11]. α è un coefficiente e si ricava come [9] [10]:

$$\alpha = \frac{P_{gas} + P_f}{P_f} \ln \left(\frac{P_{gas} + P_f}{P_f} \right) \quad (3.13)$$

Dopo aver sostituito V_d con la formula del volume di una sfera nella (3.8), esplicitando così tutte le dipendenze dal raggio della goccia, possiamo ricavare il raggio come:

$$r = \sqrt{\frac{3D_v P_f S_h \alpha h_{lv}}{4RT_f \left(\frac{\dot{m}_{gas} C_{p_{gas}} (T_e - T_2)}{V_{H2O}} - \frac{\rho_d C_{p_d} (T_f - T_1)}{t_c} \right)}} = 28 \mu m \quad (3.14)$$

Ora è possibile ricavare un'espressione per il volume dell'acqua da impiegare direttamente come funzione del raggio della goccia, esprimendo il volume di acqua come volume della goccia per il numero di gocce. Questa volta esprimendo però il numero di gocce come il rapporto tra il calore totale e il calore assorbito da una singola goccia.

$$V_{H_2O} = V_d N_d = V_d \frac{\dot{Q}}{\dot{Q}_d} = \frac{V_d \dot{Q}}{\frac{V_d \rho_d C_{p,d} (T_f - T_1)}{t_c} + 2\pi D_v S_h \frac{P_f}{RT_f} \alpha r h_{lv}} \quad (3.15)$$

Raggruppando a denominatore il volume della goccia, otteniamo:

$$V_{H_2O} = \frac{\dot{Q}}{\frac{\rho_d C_{p,d} (T_f - T_1)}{t_c} + \frac{3D_v S_h P_f \alpha h_{lv}}{2RT_f r^2}} \quad (3.16)$$

Da questa espressione si può notare come il volume d'acqua necessario, a parità di calore da smaltire, diminuisca con il diminuire del raggio.

Ovviamente tutto ciò è nell'ipotesi che tutta l'acqua che usiamo evapori andando così a raffreddare effettivamente i gas combustibili. In prima approssimazione è ragionevole supporre di aumentare del 30% l'acqua ipotizzando così che solo il 70% dell'acqua effettivamente evapori realizzando il grosso del raffreddamento.

Si rende quindi necessario anche un sistema di recupero e smaltimento dell'acqua che non evaporerà, questo per evitare che alla lunga ristagni e possa così rovinare il condotto.

La raccolta dell'acqua avviene alla fine del condotto e, attraverso un imbocco, incanalata in un tubo che si ricollega all'impianto idrico del locale dove verrà allestita la linea.

Per la forma del condotto si è scelta una forma divergente, questo per poter contenere meglio il volume crescente dei gas che aumenterà a causa della presenza del vapore acqueo. Tale precauzione si rende necessaria per evitare che l'aumento di volume della miscela faccia aumentare troppo la pressione all'interno del condotto. In oltre l'aumento di sezione tende a rallentare la velocità della miscela di gas combustibili e vapore diminuendo così la richiesta in termini prestazionali all'impianto di aspirazione.

Alla fine del divergente viene flangiato un pannello metallico dal quale passano il

tubo per la raccolta d'acqua e i due bocchettoni che si collegano direttamente con il sistema di aspirazione del locale.

3.4 SISTEMA DI CONTENIMENTO

Il sistema di contenimento si rende necessario per proteggere gli operatori che si troveranno a lavorare nello stesso luogo del dove sarà allestita la linea. Per far ciò è stato pensato in modo da alloggiare il motore e il sistema di raffreddamento dei gas di scarico. Questi, infatti, a causa della combinazione di altissime temperature e alte pressioni, sono stati individuati come i componenti più critici e pericolosi dell'intera linea. Non si è esteso il contenitore anche all'intera linea di alimentazione dell'ossigeno e dell'azoto perché si sono ritenute sufficienti le normali precauzioni che si devono adottare quando si maneggiano recipienti in pressione.

Inoltre il contenitore, tramite un pannello dotato di valvole a sfera, è sede del pannello di controllo per l'alimentazione della linea, sia per il suo regolare funzionamento che per il suo spegnimento d'emergenza.

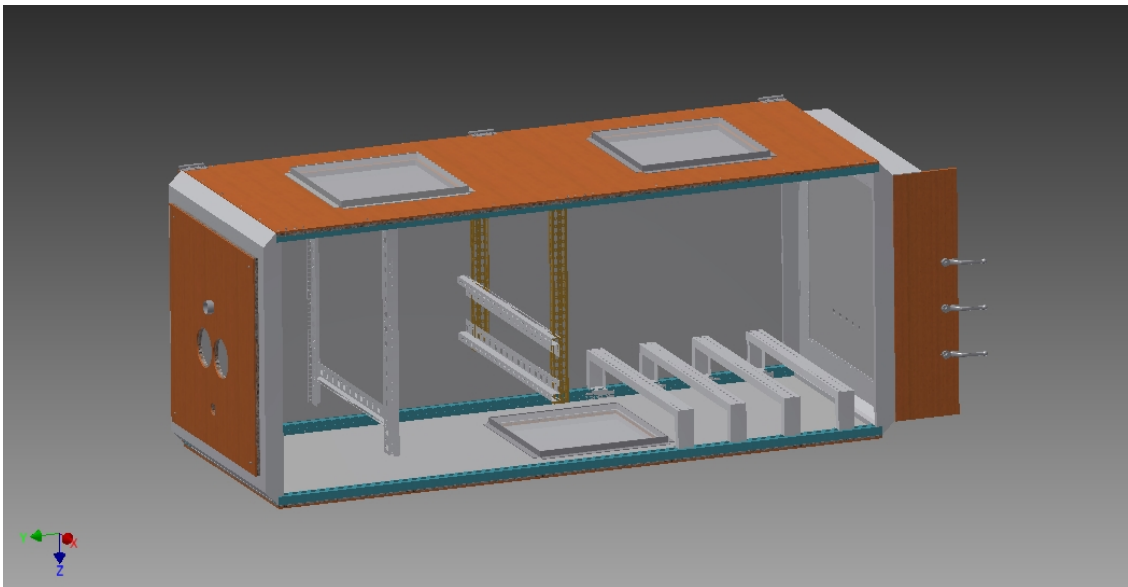


Figura 3.6: Interno del sistema di contenimento

La struttura, come mostrata in figura, è a forma di parallelepipedo i cui spigoli sono composti da profilati metallici forati in più punti. I fori sia sui profilati che

sui sostegni per il motore e il condotto di raffreddamento permettono la massima modularità di tutto il sistema. Questa modularità permette in particolare di regolare come meglio si preferisce la posizione del condotto e la posizione relativa del motore. Questa modularità permetterà anche di cambiare sia il motore che il condotto senza il bisogno di stravolgere la struttura del contenitore.

Tutto ciò si sposa con la linea generale del progetto che è stata quella di garantire che la linea sia utile non solo per le prove sull'aerospike, ma anche per altre prove più o meno future.

Tutta e la sola struttura misura 2075x822x746 millimetri, la quale è quindi pannellata per realizzare effettivamente l'isolamento della linea dal resto dell'ambiente.

I pannelli sono realizzati a sandwich di acciaio, lana di pietra e legno.

La parte interna del pannello, affacciata direttamente è composta da un pannello spesso 1 millimetro d'acciaio che funge da protezione in caso di malfunzionamento della linea. Subito dopo è presente uno strato di lana di vetro la quale è necessaria per attutire il rumore dovuto al funzionamento della linea. Infine, l'ultimo strato, è composto da un pannello spesso 5 millimetri di legno, per chiudere il sandwich.

Al fine di preservare lo spessore dello strato di lana di vetro sono stati inseriti nel pannello dei distanziali in modo da vincolare la distanza relativa tra il pannello in acciaio e quello in legno.

Entrambi i pannelli laterali sulle facce più lunghe sono vincolati nella parte superiore con delle cerniere, per permettere all'operatore di alzare agevolmente il pannello e poter lavorare sulla linea, vista anche la presenza, nel locale, di un carroponete al quale si possono agganciare i pannelli tramite appositi agganci. L'aver vincolato in questa maniera entrambi i pannelli laterali permette un doppio accesso alla linea e in caso di eventi catastrofici che il peso degli stessi si opponga mitigando così gli effetti per l'ambiente esterno al contenitore.

Per evitare che i pannelli, nell'atto del sollevamento, si flettano sotto il loro stesso peso i distanziali sono stati messi in numero maggiore del necessario per far sì che possano anche conferire una maggior resistenza a flessione all'intero pannello.

Alcuni pannelli presentano inoltre delle aperture, alcune sono per il passaggio di tubi e cavi e altre sono delle finestre.

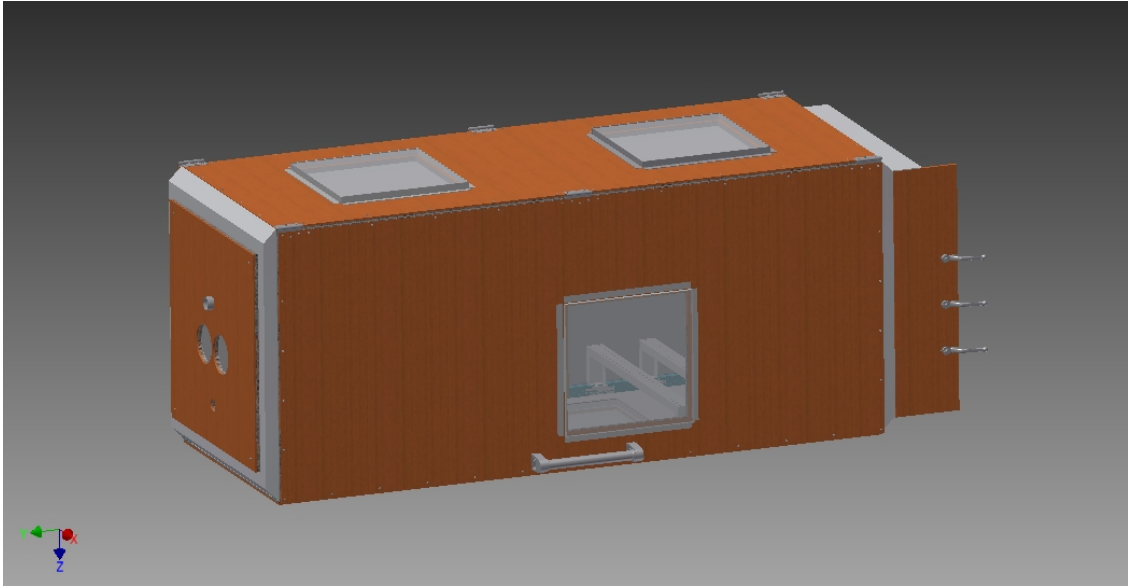


Figura 3.7: Sistema di contenimento con pannelli chiusi

Ciascuna finestra è composta da due vetri di plexiglass, uno fissato all'interno e uno all'esterno, lasciando quindi uno spazio, tra i vetri, pari allo spessore del pannello. La scelta è stata fatta per motivi di sicurezza, in caso di malfunzionamenti della linea il vetro interno viene sacrificato per proteggere il secondo vetro di plexiglass e, conseguentemente, l'ambiente esterno.

Il sistema di contenimento è dotato di 4 finestre di questo tipo, la cui funzione dipende dalla loro posizione.

La finestra sul lato lungo, lo stesso che presenta il pannello con le valvole, è riservata per l'operatore. Da questa finestra è previsto che l'operatore tenga sotto controllo e osservi il corretto funzionamento della linea. In caso qualcosa non andasse bene l'operatore potrà così rendersene immediatamente conto tramite ispezione visiva.

Le due finestre sulla parte superiore sono dei lucernari e permettono alla luce di poter entrare, illuminando così anche quelle parti, all'interno del sistema di contenimento, che sarebbero in ombra, ad esempio a causa di una scia dei gas di scarico particolarmente luminosa. Avere luce che entra all'interno del contenitore permette di accorgersi di eventuali fumi indesiderati che potrebbero uscire ad esempio dal sistema di recupero dei gas combusti.

La finestra sul lato inferiore invece è necessaria per poter permettere alla fotocamera di riprendere quanto succede. Il posizionamento nella parte inferiore ha il vantaggio di permettere una ripresa più vicina possibile allo scarico del motore, secondo la soluzione qui presentata. Tale posizionamento risulta anche comodo dal momento

che i pannelli laterali si aprono verso l'alto, in questo modo è infatti possibile contemporaneamente lavorare al posizionamento del motore, del sistema di raccolta dei gas combusti e al centraggio della telecamera e del suo supporto.

Questa scelta però vincola tutta la struttura a doversi trovare sospesa, cosa che nella pratica è facilmente risolvibile appoggiando tutto il contenitore su dei tavoli.

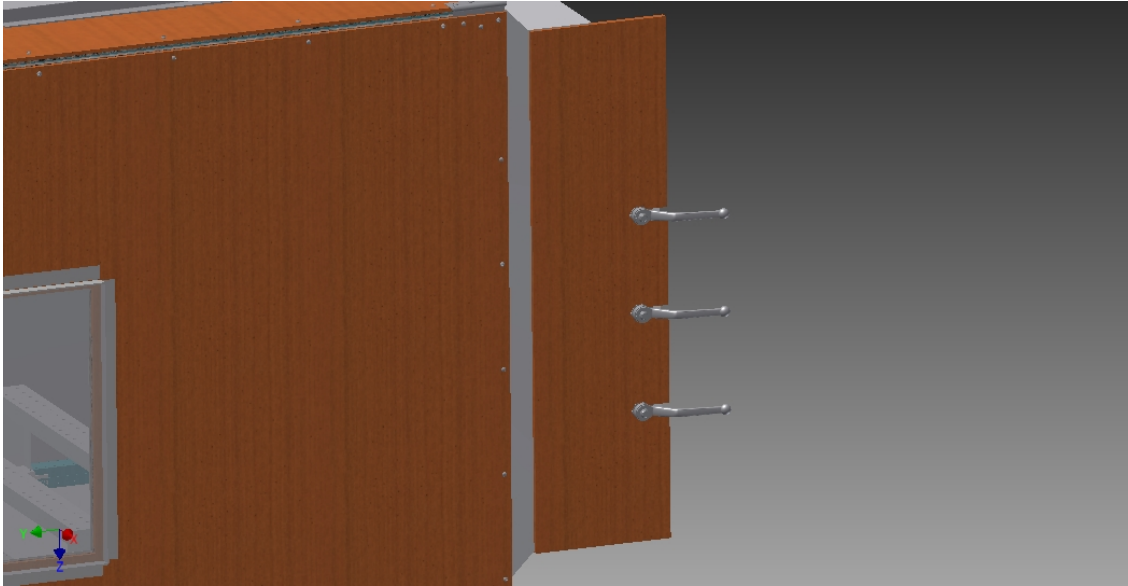


Figura 3.8: Pannello di controllo

Sullo stesso piano della finestra dell'operatore c'è il pannello con le valvole a sfera per il controllo delle linee di mandata dei gas. Le tre valvole controllano l'afflusso di ossidante al motore e l'afflusso degli estinguenti, sia per il motore che per l'ambiente interno al contenitore.

Non è presente una valvola a sfera per l'afflusso dell'acqua nel sistema di raffreddamento dei gas combusti perché avrebbe limitato la modularità del sistema e sarebbe stata una complicazione dal punto di vista impiantistico. La modularità sarebbe diminuita nella misura in cui ci introdurrebbe un vincolo tra l'iniettore dall'acqua, quindi la posizione del condotto di raffreddamento, e un punto fisso della struttura come la valvola. Problema che si potrebbe risolvere con un collegamento flessibile più lungo del necessario in grado di poter coprire tutta l'escursione possibile del condotto. Questa soluzione è stata comunque scartata perché, considerando anche che i due punti si troverebbero agli estremi del contenitore, si è voluta evitare la presenza di elementi all'interno del contenitore di parti non strettamente necessarie.

In oltre avere un tubo più lungo del necessario sarebbe potuto risultare di intralcio all'operatore nel momento in cui debba effettuare degli interventi sulla linea.

Per lo stesso motivo è stato ritenuto sufficiente un solo punto di erogazione dell'azoto per lo spegnimento di combustioni indesiderate all'interno del contenitore. Tale punto è stato pensato nel tratto che dall'ugello del motore va fino al condotto in quanto è l'unico punto di tutto il sistema nel quale quasi sicuramente si potranno avranno fiamme libere. Dal momento che quello è anche il tratto sul quale affaccia la finestra della telecamera si è pensato di disporre l'erogazione dell'azoto nella parte inferiore. Non solo la telecamera, ma anche la finestra dell'operatore affaccia su quel tratto, quindi il punto di erogazione dovrà essere posizionato a protezione anche di questa finestra. Sulla base di tutte queste considerazioni è stato scelto di posizionare l'erogatore dell'azoto vicino allo spigolo inferiore del pannello con la finestra dell'operatore, all'altezza della zona in cui ci potranno essere fiamme libere e rivolto, ovviamente, verso questa zona.

Oltre a proteggere zone particolarmente delicate questa configurazione permette di avere un solo tubo all'interno del contenitore che muovendosi lungo lo spigolo scelto non risulta di particolare intralcio ad eventuali attività sulla linea.

Ovviamente, vista la modularità del sistema, risulta estremamente facile spostare l'erogatore o aggiungerne di altri. Alla possibilità che la portata di azoto, risultante da un solo erogatore, possa risultare scarsa si può ovviare regolando la pressione nella bombola della linea dedicata all'alimentazione di questo erogazione

3.5 SUPPORTO PER LA TELECAMERA

Si è voluta dotare la linea di un sistema di acquisizione video per dar la possibilità di effettuare non solo misure quantitative, ad esempio di spinta, ma anche misure qualitative del comportamento del getto in uscita da un ugello. Queste osservazioni possono essere a esempio legate all'osservazioni del comportamento dell'ugello in condizioni di off-design.

Si è scelto di posizionare l'acquisizione video nella parte inferiore della linea. In questo modo si permettere agli operatori di lavorare contemporaneamente sulla linea e sul supporto per la telecamera e in oltre ciò permette di tenere la telecamera il più possibile vicino all'oggetto della ripresa.

La scelta di riprendere le prove da basso porta all'ovvia conseguenza che la telecamera deve essere disposta in verticale. La posizione della telecamera ci pone davanti alla scelta se vincolarne il supporto alla parte inferiore del contenitore o realizzare

un sostegno che sia appoggiato a terra. È stata scelta la soluzione con il sostegno appoggiato a terra.

La soluzione adottata è stata scelta perché presenta un'innegabile vantaggio costruttivo, non dovendo progettare il collegamento tra il supporto e il contenitore, portando così ad una architettura di tutta la linea complessivamente più semplice. In oltre questa soluzione è estremamente modulare, sposandosi perfettamente con la linea guida che è stata scelta per tutto il progetto, può, infatti, essere facilmente riadattata qualora si decidesse di procedere con riprese laterali.

In questo modo il supporto e il contenitore risultano disaccoppiati meccanicamente e si è così evitato il rischio che alla lunga le vibrazioni, generate durante le prove, finiscano per danneggiare il supporto e la telecamera.

Le vibrazioni potrebbero anche allentare i blocchi usati per bloccare i gradi di libertà della struttura, se questi non dovrebbero essere ben stretti, considerando che già sui blocchi grava la forza peso della telecamera.

Una volta fissato a terra il supporto la fotocamera deve, infatti, poter essere libera di traslare su tutti e 3 gli assi in modo da raggiungere e mantenere la posizione scelta per tutta la durata della prova e per le prove successive.

Il supporto si è scelto di costruirlo usando una serie di profilati in alluminio scanalati che si possono facilmente recuperare sul mercato. Questo permette quindi di non dover ricorrere alla realizzazione di pezzi ad hoc e rendere il supporto stesso modulare e il più possibile flessibile.

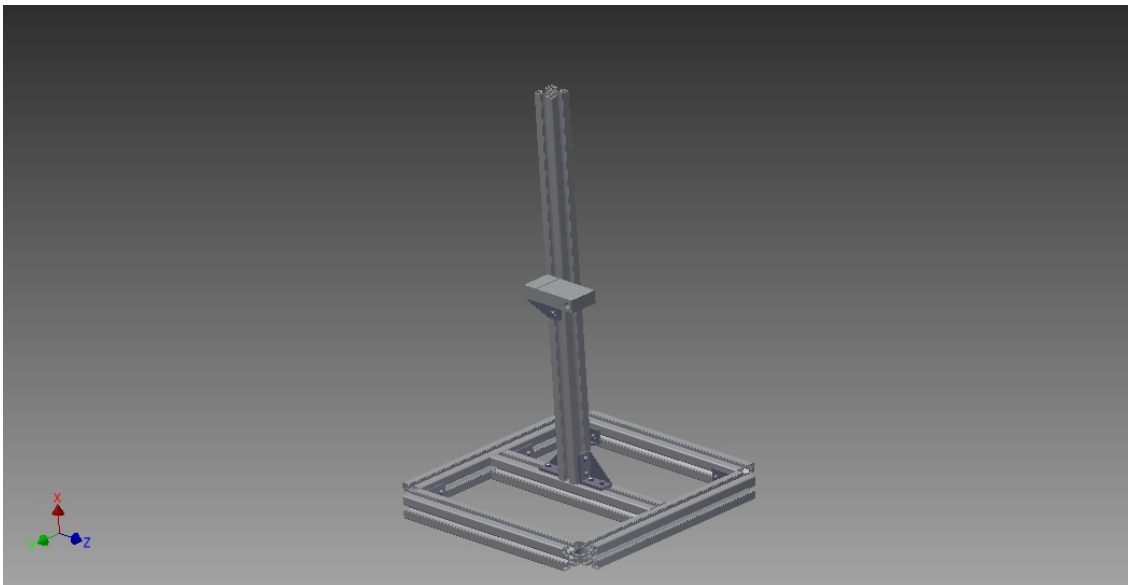


Figura 3.9: Supporto della telecamera

I profilati vengono poi vincolati gli uni agli altri tramite appositi collegamenti i quali vengono fissati agendo su delle viti incastrandosi e vincolandosi così nelle scanalature dei profilati.

Se tali collegamenti non vengono stretti troppo possono scorrere all'interno delle scanalature dei profilati. Collegando opportunamente i vari pezzi è possibile realizzare così il sistema di movimentazione e fissaggio della telecamera lungo tutti e 3 gli assi.

L'unico pezzo che va realizzato appositamente è, per forza di cose, il pezzo che collega la struttura, così progettata, al corpo macchina della fotocamera. Seguendo la stessa logica del resto della struttura il pezzo dovrà avere anch'egli una scanalatura e un foro che fungerà da collegamento con il corpo macchina. Il pezzo in questione è facilmente individuabile nell'immagine precedente.

3.6 ALIMENTAZIONE DELLA LINEA

Una volta che è tutto pronto all'interno del sistema di contenimento, bisogna pensare a come farlo funzionare. In particolare bisogna pensare al come alimentare il motore e il sistema di raffreddamento dei gas combusti.

Il sistema di smaltimento dei gas combusti necessita di una linea di mandata e una di ritorno dalla quale recuperare l'acqua in eccesso che non è stata smaltita. Per questa linea non si è ritenuto di dover progettare nulla di particolare in quanto si è deciso di allacciarsi direttamente all'impianto idrico già presente nella struttura. In questo modo non si è reso necessario dover realizzare un componente delicato, per motivi di sicurezza e certificazione, come un recipiente per acqua in pressione. L'allacciarsi alla rete del locale permette anche di limitare gli ingombri dovuti ad un eventuale serbatoio da alloggiarsi nel locale.

Per quanto riguarda l'alimentazione dell'azoto e dell'ossigeno si è dovuto pensare a come realizzare la linea, in particolare si son dovuti risolvere i problemi legati all'erogazione, allo stoccaggio e al controllo del flusso dei gas. Occorre infatti garantire la sicurezza di un sistema che sarà necessariamente in pressione, ma, contemporaneamente, bisogna garantire all'operatore di poter agire in libertà conservando l'idea iniziale che è quella di realizzare una linea che possa rispondere a diverse esigenze.

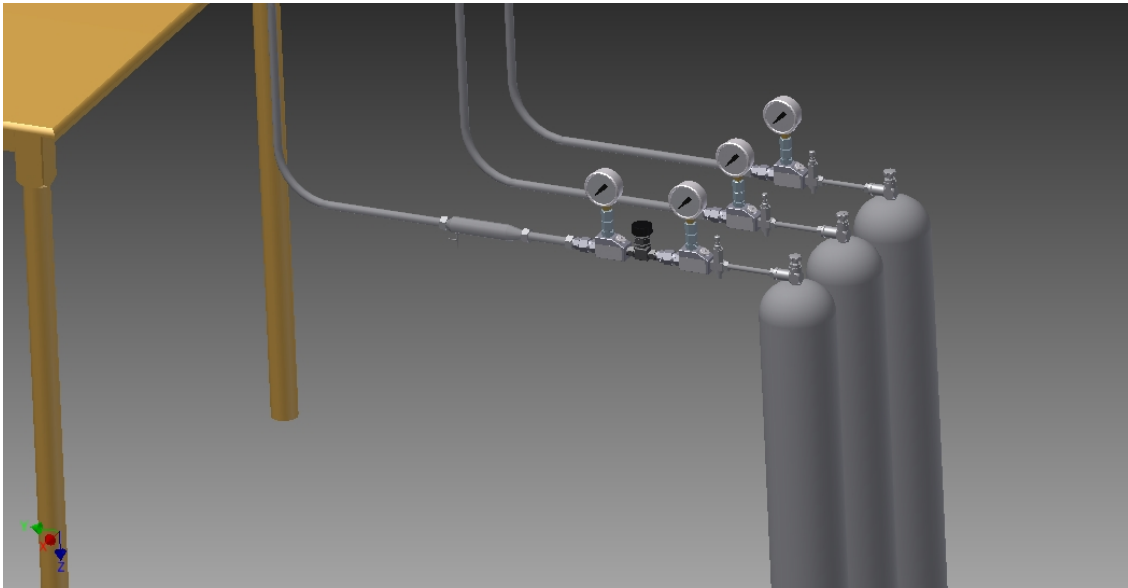


Figura 3.10: Assieme delle linee di mandata dell'ossigeno e dell'azoto

La linea di mandata deve andare dalle bombole per lo stoccaggio, passare in un pannello del sistema di contenimento e arrivare quindi a destinazione. Si è scelto di posizionare le bombole lontane dal contenitore, compatibilmente con gli spazi a disposizione nel locale, per metterle in una zona meno pericolosa nel caso di failure della linea. Questa opzione è stata scelta rispetto a quella di posizionare le bombole, in particolare quella dell'ossigeno e dell'azoto di spegnimento del motore, direttamente sopra al motore.

L'opzione scartata avrebbe avuto il vantaggio di una taratura più semplice della linea, infatti la spinta che misurerebbero le celle di carico sarebbe esattamente la spinta del motore. Questa soluzione avrebbe però portata ad una complicazione costruttiva, ossia si sarebbe dovuto pensare ad un metodo per aprire la bombola in remoto, trovandosi queste all'interno del sistema di contenimento.

Nell'ipotesi invece adottata si renderà necessaria una taratura accurata della linea al fine di riuscire a quantificare l'influenza dei tubi, che per quanto flessibili comunque opporranno una certa resistenza, sulla misura della spinta. Tutta via questa soluzione è stata preferita per la sua sicurezza, è stato deciso di non mettere recipienti in pressione vicino al motore, e per la sua semplicità dal punto di vista costruttivo. Si è quindi passato a pensare al come stoccare i gas. È stato deciso di usare delle bombole già pronte, così da evitare di realizzare un serbatoio in pressione e soprattutto evitando di doverli certificare. Si è deciso di utilizzare 3 bombole, una per

ciascuna linea.

Oltre all'ovvia necessità di due bombole diverse per azoto e ossigeno si è deciso di utilizzare due bombole diverse per le due linee dell'azoto, scelta effettuata per permettere alle due linee di soddisfare nel migliore dei modi le richieste.

Infatti, pur essendo adibite entrambe le linee allo spegnimento di emergenza devono però operare in ambienti diversi, una linea immette azoto nel motore, l'altra in tutto l'ambiente del contenitore fuori dal motore. Agendo quindi in ambienti diversi, diversa sarà la richiesta in termini di portata di azoto e volendo ottimizzare ciascuna linea avremo, di conseguenza, diverse pressioni di mandata il che potrebbe portare alla scelta di caricare le bombole a pressioni diverse.

Dalle bombole parte dunque la linea di mandata che arriva a destinazione dentro al sistema di contenimento, l'architettura delle linee è diversa a secondo del loro scopo.

La linea più semplice è quella dell'azoto ambientale, che spruzza direttamente nel sistema di contenimento, infatti presenta semplicemente un riduttore di pressione subito dopo la bombola e un tubo, che può essere senza problemi rigido, fino ad una valvola a sfera. La valvola a sfera, comandata dall'operatore, ha il compito di regolare l'afflusso di azoto. Da questa valvola esce poi un tubo che arriva fino allo spruzzatore.

Di simile architettura è la linea dell'azoto di spegnimento per il motore, l'unica differenza è che il tubo che dalla sua valvola a sfera arriva al motore deve essere un tubo idraulico flessibile. Questo per permettere la misura della spinta. Un tubo rigido scaricherebbe direttamente sulla linea la spinta del motore impedendo così alle celle di carico di effettuare la misura.

L'architettura che più differisce dalle precedenti è quella della linea dell'ossigeno, come la linea precedente è dotata di un riduttore di pressione e del tubo flessibile che collega la valvola a sfera al motore, ma in più sono presenti una valvola a spillo e un flussimetro.

Il flussimetro si rende necessario perché la portata massica è uno dei parametri di progetto e occorre dunque tenerla sotto controllo e in oltre noi vogliamo proprio imporre la portata massica.

La valvola a spillo viene impostata durante la fase di taratura in modo da dare la portata desiderata, grazie alle misure del flussimetro. In questo modo ci assicuriamo che indipendentemente dall'apertura della valvola a sfera al motore non potrà arrivare una portata maggiore di quella imposta dalla valvola a spillo. In questo modo oltre a garantire la portata desiderata durante la prova si evitano effetti po-

tenzialmente catastrofici legati ad un'eccessiva e accidentale apertura della valvola a sfera.

3.7 FLUSSIMETRO

Come si può notare dalla formula generale della spinta di un endoreattore, la portata massica è un parametro fondamentale:

$$T = V_e \dot{m} A_e + A_e (P_e - P_a) \quad (3.17)$$

Dove V_e rappresenta la velocità dei gas combusti all'efflusso, \dot{m} è la portata massica dei gas combusti, A_e è l'area di efflusso dell'ugello mentre P_e e P_a sono rispettivamente la pressione all'efflusso e la pressione ambiente.

La portata massica dei gas combusti è composta dalla portata del propellente bruciato durante la combustione e della portata di ossidante.

Per la misura della portata si può pensare di effettuare due pesate, prima e dopo lo sparo, e dividere la differenza di peso per la durata della prova. In questo modo avremo una misura media della portata con un'operazione semplice che non comporta particolari aggravii per l'operatore, questo perché comunque sarà necessario effettuare degli interventi al motore tra una prova e l'altra.

La stessa cosa non lo si può dire di un'eventuale pesa della bombola. Il maneggiare una bombola ha delle problematiche legate al maneggiare recipienti in pressione. In oltre la differenza di peso susseguente a prove della durata di 10 secondi circa potrebbe andare oltre la sensibilità di una bilancia con il giusto fondo scala.

L'alternativa potrebbe essere caricare la bombola con la quantità esatta, a meno di ciò che avanza quando la bombola raggiunge la pressione a valle, necessaria alla prova. Questo però presuppone l'uso di una bombola diversa ad ogni prova, cosa che potrebbe limitare il numero di prove effettuabili nell'arco di una campagna test. Per questo motivo si è reso necessario un flussimetro capace di misurare la portata di ossidante diretta al motore.

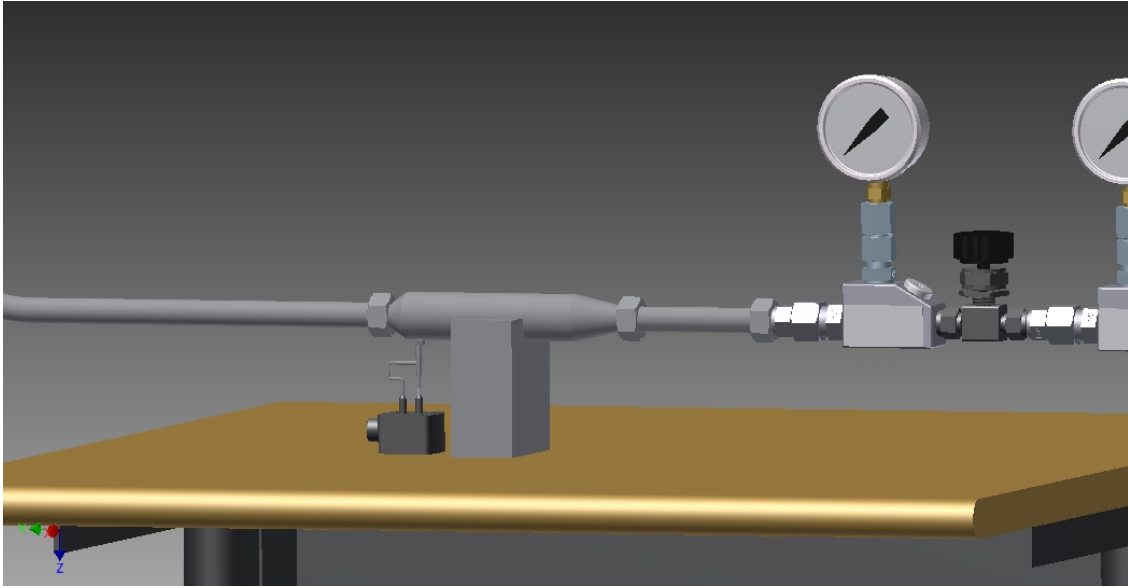


Figura 3.11: Flussimetro

La misura della portata si basa sulla misura della pressione dinamica nel condotto per mezzo di un Pitot con presa di pressione statica [4] [7]. Così facendo ricaviamo la pressione dinamica pari a:

$$P_{din} = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (3.18)$$

Per mezzo di una termocoppia e di una misura di pressione statica, effettuata semplicemente tenendo aperta all'atmosfera l'ingresso del sensore che compete alla pressione totale del pitot, possiamo ricavare, tramite la legge dei gas perfetti, la densità:

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (3.19)$$

A questo punto abbiamo tutto quello che serve per calcolare la portata come:

$$\dot{m}_{O_2} = A\rho V \quad (3.20)$$

Dove A è l'area del condotto in cui è presente la sonda di Pitot.

Si è pensato di realizzare un flussimetro che fosse il più possibile semplice da realizzare e che fosse di facile implementazione sulla linea. È stata quindi scelta una forma circolare raccordata ai tubi della linea tramite dei tratti troncoconici divergenti e convergenti.

Come prima cosa occorre però dimensionare il diametro della sezione circolare del dove andrà alloggiata la sonda di Pitot. Per questo dimensionamento si è cercato il giusto compromesso tra un diametro sufficientemente largo da evitare che la sonda risenta della vicinanza della parete, ma non troppo da rallentare eccessivamente il flusso in maniera tale che gli effetti della viscosità influenzino la misura.

Per il vincolo sulla distanza delle pareti, d'accordo anche con il fornitore della strumentazione, si è ritenuto sufficiente alloggiare la sonda di Pitot in un tubo circolare con un diametro interno di 3 cm.

Il vincolo sulla velocità è rappresentato, stando sempre alle indicazioni del fornitore della sonda, da un numero di Reynolds oltre il quale conviene non scendere. Questo valore è pari circa a 30 usando come grandezza di riferimento il diametro del foro della presa di pressione di pressione totale.

In particolare il fornitore afferma che l'errore inizia a essere significativo, ad esempio, in aria standard per velocità di 12 ft/s (3.658 m/s) con sonda dotata di un foro da 0.010" (0.254 mm), condizione che corrisponde ad un Reynolds pari a:

$$Re = \frac{\rho_0 V_{min} d_{foro}}{\mu_{aria}} = 64 \quad (3.21)$$

Il rispetto del vincolo sul numero di Reynolds ci garantisce che la linea di flusso usata per misura della pressione totale sia inviscida e rallenti in modo isoentropico rispettando così il teorema di Bernoulli, alla base della tecnica scelta per misurare la velocità.

Nel nostro caso, conoscendo già la sezione del tubo e la portata massica minima che si vuole poter misurare ($\dot{m}_{O_2min} = 0.01 \frac{Kg}{s}$) risulta comodo ricavare:

$$\rho_{flux} V_{flux} = \frac{\dot{m}_{O_2} 4}{\pi D^2} \quad (3.22)$$

Che sostituendo nella definizione di numero di Reynolds ci da:

$$R_e = \frac{\dot{m}_{O_2} 4d_{foro}}{\mu_{O_2} \pi D^2} \quad (3.23)$$

Questa formulazione ci permette di non dover ipotizzare nulla sullo stato termodinamico del flusso all'interno del flussimetro e di poter fare una rapida valutazione del Reynolds in funzione del solo diametro del flussimetro.

Ricordiamo che nel nostro caso la lunghezza di riferimento, stando alle indicazioni del produttore, è di 0.019" e che il fluido non è aria, ma ossigeno, il Reynolds così calcolato risulta essere pari a:

$$R_e = \frac{\dot{m}_{O_2} 4d_{foro}}{\mu_{O_2} \pi D^2} = 718 \quad (3.24)$$

Possiamo quindi serenamente ritenere che lo strumento, nel nostro caso, possa funzionare anche al di là di eventuali incertezze sulle grandezze relative alle proprietà dell'ossigeno.

A questo punto possiamo calcolare qual è la minore portata misurabile dallo strumento come :

$$\dot{m}_{O_2 min flux} = \frac{\mu_{O_2} \pi D^2 Re_{min}}{4d_{foro}} = 0.0018 \frac{Kg}{s} \quad (3.25)$$

Ora occorre verificare che la massima portata che si vuole misurare ($\dot{m}_{O_2 max} = 0.02 \frac{Kg}{s}$) non porti lo strumento a lavorare fuori dal vincolo sul numero di Mach, dove altrimenti gli effetti della comprimibilità altererebbero la misura. Per la verifica calcoliamo la massima velocità, e quindi portata, misurabile grazie allo strumento. Come prima cosa individuiamo le condizioni della bombola di ossigeno che sarà il nostro serbatoio. La bombola verrà caricata approssimativamente a 100 Bar. In oltre se ipotizziamo che tra la carica e l'uso della bombola passi abbastanza tempo possiamo considerare una temperatura pari a quella ambiente all'interno della bombola.

Stando queste ipotesi, usando l'equazione dei gas perfetti, possiamo ricavare la densità dell'ossigeno all'interno della bombola come:

$$\rho_0 = \frac{P_0}{R_{0_2} T_0} = 138 \frac{Kg}{m^3} \quad (3.26)$$

A questo punto sono note tutte le grandezze di interesse all'interno del serbatoio, condizioni che rappresentano anche le condizioni totali.

Il costruttore fornisce come limite superiore il valore di Mach = 0.7, possiamo quindi ricavare lo stato termodinamico che avrà il gas in queste condizioni a partire da queste condizioni totali. Basta invertire la seguente relazione:

$$M^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}-1} \quad (3.27)$$

Per ricavarne la pressione a M=0.7:

$$P_{0.7} = P_0 \left(M^2 \frac{\gamma - 1}{\gamma} + 1 \right)^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} = 6.3 MPa = 63 Bar \quad (3.28)$$

Di conseguenza, tramite le relazioni isoentropiche o l'analogia equazione per la densità, possiamo ricavare la densità al Mach dato che risulta pari a:

$$\rho_{0.7} = \rho_0 \left(M^2 \frac{\gamma - 1}{\gamma} + 1 \right)^{\frac{-1}{\gamma-1}} = 99.3 \frac{Kg}{m^3} \quad (3.29)$$

A questo punto possiamo facilmente ricavare velocità del suono che per un gas perfetto risulta essere:

$$c = \sqrt{\gamma \frac{P_{0.7}}{\rho_{0.7}}} = 297.97 m/s \quad (3.30)$$

La velocità risulta quindi essere:

$$V_{0.7} = M c = 208.6 \frac{m}{s} \quad (3.31)$$

È quindi immediato ricavare la portata massica massima misurabile con questo Pitot:

$$\dot{m}_{0_2max} = A_{pitot}\rho_{0.7}V_{0.7} = 14.6\frac{Kg}{s} \quad (3.32)$$

La portata così misurata risulta abbondantemente oltre quella massima a cui siamo interessati e risulta irraggiungibile ed esagerata per gli scopi ai quali la linea è destinata. In oltre la pressione che si avrebbe flussimetro è oltre quella massima che si pensa di usare per alimentare il motore. Infatti la pressione di alimentazioni della linea dell'ossigeno sarà tra i 20 e i 30Bar. Risulta quindi interessante capire quale può essere la portata massima realizzabile con questo ulteriore vincolo.

Anche in questo caso iniziamo con il ricavare la densità conoscendo pressione e densità del serbatoio e pressione dello stato termodinamico che vogliamo conoscere tramite le relazioni isoentropiche:

$$\rho_{maxflux} = \rho_0 \left(\frac{P_{maxflux}}{P_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}} = 58.2\frac{Kg}{m^3} \quad (3.33)$$

Ancora una volta calcoliamo velocità del suono e velocità che corrisponde a Mach 0.7:

$$c_{maxflux} = \sqrt{\gamma \frac{P_{maxflux}}{\rho_{maxflux}}} = 85\frac{m}{s} \quad (3.34)$$

$$V_{maxflux} = Mc = 60\frac{m}{s} \quad (3.35)$$

Risultati che ci danno una portata massima pari a:

$$\dot{m}_{maxflux} = A_{pitot}V_{maxflux}\rho_{maxflux} = 2.44\frac{Kg}{s} \quad (3.36)$$

Ancora una volta la portata massima che vogliamo poter misurare è ampiamente compresa. Ovviamente tutto ciò è funzione delle condizioni nel serbatoio, si potrebbe pensare di modificare la portata massica massima intervenendo sulla pressione totale, ma non otterremmo grandi variazioni.

Per vederlo immaginiamo di caricare la bombola con una pressione

$$P_{O_2} = \alpha P_0 \quad (3.37)$$

Dal momento che l'ipotesi sulla temperatura della bombola continuano a valere avremmo che la nuova densità nel serbatoio sarà:

$$\rho_{02} = \frac{P_{02}}{RT_0} = \alpha \frac{P_0}{RT_0} = \alpha \rho_0 \quad (3.38)$$

A questo punto procediamo come nell'altro caso, omettendo per semplicità i pedici che indicano che questa è la portata massica massima, fino ad arrivare al calcolo della portata massica, avremo quindi:

$$\rho_2 = \rho_{02} \left(\frac{P}{P_{02}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} = \alpha \rho_0 \left(\frac{P}{\alpha P_{02}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} = \alpha^{1-\frac{1}{\gamma}} \rho \quad (3.39)$$

$$c_2 = \sqrt{\gamma \frac{P}{\rho_2}} = \sqrt{\gamma \frac{P}{\rho_2 \alpha^{1-\frac{1}{\gamma}}}} = \alpha^{\frac{1}{2}} c \quad (3.40)$$

$$V_2 = M c_2 = \alpha^{\frac{1}{2}} V \quad (3.41)$$

$$\dot{m}_2 = A_{Pitot} \rho_2 V_2 = A_{Pitot} \alpha^{1-\frac{1}{\gamma}} \rho \alpha^{\frac{1}{2}} V = \alpha^{\frac{1}{2}-\frac{1}{\gamma}} \dot{m}_2 \quad (3.42)$$

Dove l'esponente alfa dipende solamente dal tipo di gas nella misura in cui varia il gamma e nel caso dell'ossigeno abbiamo:

$$\dot{m}_2 = \alpha^{0.1416} \dot{m} \quad (3.43)$$

Questo testimonia come non sia particolarmente efficiente intervenire sul serbatoio per aumentare la portata massima dello strumento.

Più efficace potrebbe essere intervenire sulla temperatura del serbatoio, anche se sarebbe una complicazione impiantistica notevole, infatti, con passaggi analoghi, avremmo:

$$\dot{m}_2 = \alpha^{-0.5} \dot{m} \quad (3.44)$$

Il segno meno indica solamente che per aumentare la portata bisogna diminuire la temperatura e viceversa, ma noi siamo interessati a quanto varia la portata.

Per apprezzare la differenza tra i due metodi prendiamo in esame i casi di $\alpha = 0.5$ e $\alpha = 2$. Nel caso di $\alpha = 0.5$ abbiamo per la pressione

$$\dot{m}_2 = 0.91 \dot{m} \quad (3.45)$$

mentre per la temperatura

$$\dot{m}_2 = 1.4142 \dot{m} \quad (3.46)$$

Nel caso di $\alpha = 2$ abbiamo per la pressione

$$\dot{m}_2 = 1.1 \dot{m} \quad (3.47)$$

mentre per la temperatura

$$\dot{m}_2 = 0.71 \dot{m} \quad (3.48)$$

Questa apprezzabile differenza ci dice anche come tra l'aver supposto la pressione con la quale verrà caricata la bombola sia, contrariamente a quanto potrebbe sembrare all'inizio, sia un'ipotesi decisamente meno pesante dell'aver supposto l'e-

quilibrio termico tra bombola e ambiente. Anche se quest'ipotesi sembra essere del tutto ragionevole. È stato in oltre controllato che il modello di gas perfetto fosse una descrizione accettabile del fenomeno e i dati sugli stati termodinamici sono stati incrociati con i dati derivanti da un altro modello. In particolare si è fatto il confronto con i dati provenienti dal modello per l'ossigeno di Schmidt, R. e Wagner [16]. Tale equazione di stato viene sviluppata basandosi sull'energia libera di Helmholtz e rispetto ad altre equazioni presenta dei termini esponenziali, particolarmente utili per descrivere la regione critica. In questo modo, l'equazione di stato è in grado di descrivere molto bene il comportamento dell'ossigeno nella zona $54 \leq T \leq 300\text{K}$, $0 < P \leq 818\text{ bar}$ [14].

I valori che sono stati confrontati sono stati quelli della temperatura. Si è scelta la temperatura perché è stata ritenuta la grandezza in cui si manifestano il maggior numero di possibili deviazioni a causa dell'ipotesi di gas perfetto. Questo perché la temperatura a tutti gli stati termodinamici individuati è stata calcolata con l'equazione di stato dei gas perfetti a partire da altre grandezze derivate dall'ipotesi di gas perfetto.

Questo confronto ha dato un esito eccellente mostrando come la differenza tra i due modelli vada da 1 a 2 K. Una volta dimensionato il condotto che ospiterà la sonda di Pitot occorre dimensionare il raccordo con il resto della linea. Questo perché il resto della linea monta tubi di diametro interno inferiore pari a 16 mm mentre il diametro interno del flussimetro è di 30. Per raccordare questi diametri si è pensato a dei tratti divergenti e convergenti. Il tratto divergente che porta l'ossigeno all'ingresso del flussimetro è stato pensato con un angolo d'apertura pari a 15° come si è usuali fare per evitare che la corrente possa separare. Le separazioni in ingresso al flussimetro sarebbero particolarmente nocive perché introdurrebbero turbolenze facendo venire meno le ipotesi del teorema di Bernoulli sul quale si basa lo strumento.

Per il convergente alla fine del condotto di misura si è scelto un angolo di 45° visto che la situazione risulta decisamente meno critica e che eventuali separazioni, da quel punto in avanti, non sono ritenute importanti. A questo punto il flussimetro è collegato al resto della linea tramite dei collegamenti Let-lock.

3.8 SENSORISTICA ED ELETTRONICA

Fatta la linea bisogna occuparsi del sistema di acquisizione affinché la linea possa funzionare e asservire al suo scopo.

Nella linea sono presenti due sensori di pressione statica, posizionati entrambi nel motore. Uno a valle e uno a monte dell'iniettore.

Il sensore in camera di combustione si rende necessario per una corretta calibrazione del motore, in particolare per verificare la correttezza delle previsioni effettuate con il programma CEA e quindi capire se l'ugello sta lavorando in condizioni di progetto o meno. In oltre, confrontando questa misura con quanto riportato dal sensore di pressione a monte dell'iniettore è possibile caratterizzare il sistema di iniezione in termini di perdite di carico.

Dal momento che in camera di combustione ci aspettiamo una pressione di circa 16 Bar e che l'alimentazione dell'ossigeno sarà imposta intorno ai 20 Bar si è deciso, in accordo con il fornitore, di usare sensori con un campo di pressione da 50 Bar relativi. In particolare si è scelto un trasduttore in tecnologia Microfused serie MSP340 della MSI Schaevits Sensor.

Un'altra misura di pressione viene affidata al sensore di pressione differenziale collegato alla sonda di Pitot. Tale sensore è atto a misurare la pressione dinamica necessaria per calcolare la velocità e quindi la portata, realizzando così il funzionamento del flussimetro.

Si è quindi deciso, su suggerimento del fornitore, di optare per un sensore di tipo AMS 4711 della AMSYS. Sulla linea occorrono anche due misure di temperatura. In particolare queste misure andranno prese nel flussimetro e nell'iniettore.

Nel flussimetro la misura di temperatura è necessaria per poter ricavare la densità del flusso di ossidante e quindi poter ricavare la velocità dalla pressione dinamica. Nell'iniettore il sensore di temperatura serve per controllare che il sistema di iniezione sia ben isolato dalla testata del motore, così non fosse si avrebbe un riscaldamento anomalo a seguito del quale occorrerebbe abortire la prova. Questo per evitare l'insorgere di combustioni nella linea di mandata dell'ossidante.

In entrambi i casi si è optato per un sensore a filo avvolto modello PT1000 della DSPM Industria.

Per effettuare le misure di spinta, non solo assiale, necessarie servono due celle di carico. Dal dimensionamento presentato nel paragrafo del motore si è visto come la massima spinta che ci attendiamo sia intorno ai 190N. Tale dimensionamento dipende fortemente dalle dimensioni del motore e per un lungo periodo non si prevede

l'uso di motori più grandi che possano generare spinte notevolmente superiori. Per questo motivo si è scelto, sempre in accordo con il fornitore, di usare delle celle di carico LCM300 della Futek con portata 100 lb, ossia 444 N.

Per le celle di carico servono dei condizionatori di segnale che portino l'uscita dai mV dei sensori fino ai V in modo che i segnali possano essere letti e acquisiti dalla scheda d'acquisizione.

Per le nostre celle di carico è stato scelto un condizionatore della serie CSG110 della Futek Advanced Sensor Tech. Discorso analogo anche per le termocoppie, anche in questo caso occorre condizionare il segnale con condizionatori analoghi a quelli usati per le termocoppie.

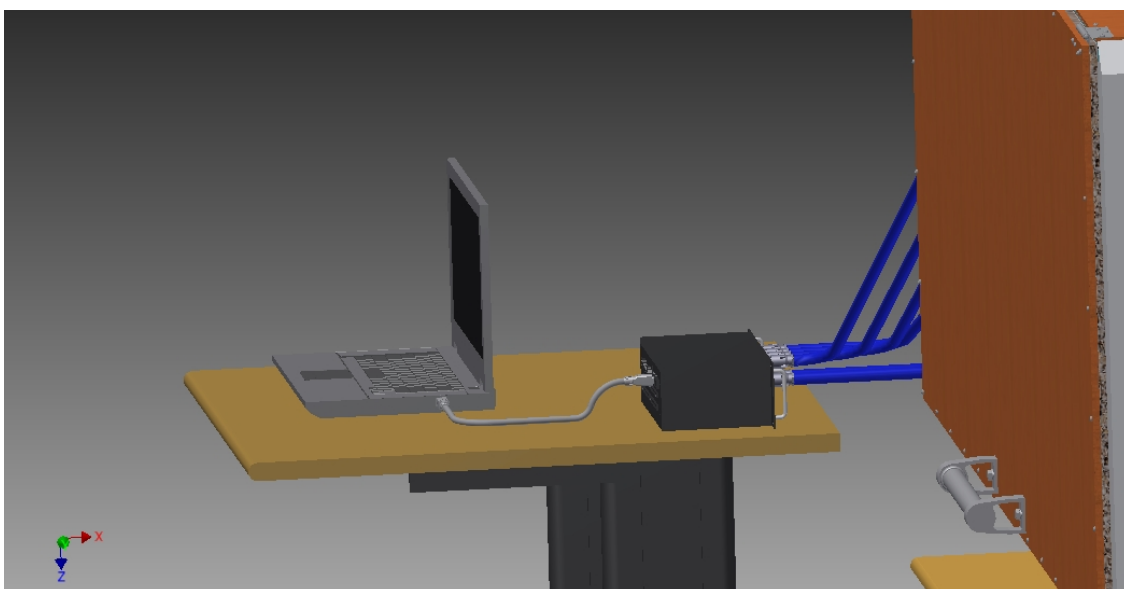


Figura 3.12: Sistema d'acquisizione

Per l'acquisizione è stato scelto un modulo di acquisizione su bus USB a 16 canali analogici da programmare con il software NextView4 Professional, entrambi della BMC Messsysteme GMBH.

Capitolo 4

CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI

Il presente lavoro si è concentrato sulla progettazione di un ugello di tipo aerospike per un motore ibrido a camera di combustione anulare e della relativa linea sperimentale.

È stato sviluppato un programma originale che a partire dalle condizioni in camera di combustione è in grado di generare la geometria della spina in funzione della pressione all'efflusso desiderata.

Inoltre si è progettata tutta la linea sperimentale in modo da poter effettuare tutte le prove.

Il tutto è stato pensato per esser facilmente realizzabile assicurando comunque le prestazioni necessarie, soprattutto dal punto di vista della sicurezza.

La semplificazione della realizzazione è stata ottenuta anche adottando soluzioni a basso costo, ma non per questo non efficaci, e realizzando in casa tutto ciò che si poteva realizzare evitando acquisti costosi come quello di un flussimetro.

Ciò che si è progettato, una volta realizzato, risulterà essere sufficiente per effettuare visualizzazioni della scia, misure di spinta e di pressione in camera di combustione in modo da caratterizzare il motore e l'ugello anche senza che si tratti di un aerospike. Rispondendo in questo modo a quelli che erano gli obiettivi del presente lavoro.

In quest'ottica il lavoro può essere inteso come un utile riferimento per chiunque dovrà allestire una linea sperimentale atta a questi scopi.

L'intero progetto risulta infatti estremamente modulare e permetterà di effettuare altri tipi di prove, come misure di spinta in casi di disassamento rispetto all'asse motore o anche prove di altri motori. Il tutto senza stravolgere il progetto, ma semplicemente sostituendo le parti interessate.

Si è così realizzato una linea il più versatile possibile che permetterà di portare avanti diverse ricerche, anche contemporaneamente e anche slegate agli obiettivi di questa tesi. Questo è un fatto particolarmente importante in quanto in assenza di una struttura del genere occorrerebbe che per ogni campagna sperimentale si crei un apposito sistema. In particolare si potranno condurre studi su diversi tipi di iniettori pensando di realizzare dei sistemi più efficienti che diminuiscano le perdite di carico, questo grazie ai sensori di pressione che sono stati già previsti a cavallo dell'iniettore.

Potrà essere interessante anche avviare studi legati a simulazioni CFD per studiare il comportamento di un aerospike in condizioni di fuori progetto confrontando i risultati con le immagini riprese dalla linea.

Un'altra attività legata alla fluidodinamica potrà essere lo studio approfondito, sempre tramite CFD, del raffreddamento dei gas combusti tramite simulazioni bifase in modo da migliorare ciò che qui è stato presentato come una prima soluzione.

In termini di sviluppi futuri sulla linea si potrà pensare alla completa automazione della linea, ad esempio sostituendo le valvole a sfera con elettrovalvole, in modo da gestire il tutto in remoto.

In definitiva questo lavoro oltre ad aver centrato gli obiettivi, creare un sistema in grado di testare l'aerospike per indagarne il comportamento e capace di validare la metodologia usata per il suo design, con la sua realizzazione pone le basi per ampliare l'orizzonte delle ricerche effettuabili, permettendo di coprire una vasta gamma di impieghi nel campo della sperimentazione dei propulsori spaziali.

Bibliografia

- [1] G. Angelino. Approximate method for plug nozzle design. *AIAA Journal*, Vol 2, No 10, 1964.
- [2] Elhaum Tolouei Arash Naghib-Lahouti. Investigation of the effect of base bleed on thrust performance of a truncated aerospike nozzle in off-design conditions. In *European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2006*, 2006.
- [3] M. Borgonovo C. Biotto and F. Boschetto. Supersonic spike nozzle - design and analysis. Technical report, Politecnico di Milano - Aerospace Engineering Department, 2013.
- [4] A. Yarin C. Tropea, J.F. Foss. *Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics*. Springer.
- [5] Li-Zi Qin Chakg-Hui Wang, Yu Liu. Aerospike nozzle contour design and its performance validation. *Acta Astronautica* 64, pages 1264–1275, 2009.
- [6] Tom Mueller John Garvey Eric Besnard, Hsun Hu Chen. Design, manufacturing and test of a plug nozzle rocket engine. In *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 08 July 2002.
- [7] T Arts et al. *Measurement Techniques in Fluid Dynamics: an Introduction*. Von Karman Institute for Fluid Dynamics.
- [8] E. Sacchi G. Angelino. Experimental investigation on annular and throttleable plug nozzle. Technical report, von Karman Institute, 1965.
- [9] Izzeddin S. Habib. Fuel droplet evaporation in a moving gaseous medium. *International Journal of Heat and Mass Transfer* 13, pages 1382 – 1386, 1970.
- [10] Izzeddin S. Habib. The rapid cooling of a hot gas discharge. *Applied Scientific Research* 28, pages 62 – 72, 1972.

- [11] H.J. Holterman. Performance of cooling hot gas discharge spray cooler with flow parameters variation. *Indian Journal of Science and Technology* 5, pages 2762–2764, 2012.
- [12] C. C. Lee. Fortran programs for plug nozzle design. Technical report, Scientific Research Laboratories Brown Engineering Company, Inc., 1963.
- [13] Patrick Lemieux¹. Development of a reusable aerospike nozzle for hybrid rocket motors. In *39th AIAA Fluid Dynamics Conference*, 22 - 25 June 2009.
- [14] W. Wagner R. Schmidt. A new form of the equation of state for pure substances and its application to oxygen. *Fluid Phase Equilibria* 19, pages 175–200, 1985.
- [15] B. Nageswara Rao and K. Vijayakumar Reddy. Performance of cooling hot gas discharge spray cooler with flow parameters variation. *Indian Journal of Science and Technology* 5, pages 2762–2764, 2012.
- [16] Richard T. Jacobsen Richard B. Stewart and W. Wagner. Thermodynamic properties of oxygen from the triple point to 300 k with pressure to 80 mpa. *The Journal of Physical Chemistry*, Vol. 20, No. 5, 1991.
- [17] F. Sabetta. *Gasdinamica*. Università La Sapienza.
- [18] Dr. Stephen A. Whitmorey Shannon D. Eilers, Matthew D. Wilson and Zachary W. Peterson. *Analytical and Experimental Evaluation of Aerodynamic Thrust Vectoring on an Aerospike Nozzle*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [19] Philip A. Thompson. *Compressible Fluid Dynamics*. McGraw-Hill.
- [20] Charles E. Rogers Scott Bartel Anthony Cesaroni Trong T. Bui, James E. Murray and Mike Dennett. Flight research of an aerospike nozzle using high power solid rockets. In *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 10 - 13 July 2005.
- [21] Liao Yun-Fei Wang Chang-Hui, Liu Yu. Studies on aerodynamic behavior and performance of aerospike nozzles. *Chinese journal of aeronautics*, 2006.

RINGRAZIAMENTI

Desidero ringraziare tutti coloro che in un modo o in un altro hanno contribuito a rendere possibile tutto ciò.

Ringrazio il *Professor Luciano Galfetti*, relatore, e il *Dottor Matteo Boiocchi*, correlatore, per l'avermi accompagnato in questo percorso e per essere un esempio di ciò che dovrebbe sempre essere la linea guida all'interno del mondo universitario.

Vorrei ringraziare anche il *Professor Alberto Guardone* per l'entusiasmo con cui ha accolto l'idea di questa tesi e per il contributo che ha dato nelle primissime fasi del lavoro.

Vorrei ringraziare anche tutti coloro che mi sono stati vicini, in ordine di apparizione.

Grazie a *Andrea, Cristina e Federico*, per essere la dimostrazione che gli amici sono la famiglia che ci scegliamo.

Grazie a *Alan, Alberto, Erika, Lorenzo e Marco*, amici prima di tutto e solo successivamente compagni di università.

Grazie a *Sara* per essere la mia «*crazy little thing called Love*».

Grazie a *Giulia e Laura*, anche se c'è voluto un grado di separazione il legame che n'è nato è invece inseparabile.

Grazie a *Paola* per credere in me più di quanto io non faccia.

Grazie a tutta *Skyward* per aver acceso in me «*il sacro fuoco dell'ingegneria*» .

Grazie alla mia squadra di pallavolo *ViscoMix* per essere la mia oasi felice al riparo dal logorio del Politecnico e della vita in generale.

Grazie a *Luca, Giovanni e Giulio* per aver reso più lieve il mio ultimo semestre grazie all'introduzione dei *Birredi*.

Grazie a *Alessandro, Gianpaolo, Gianluca, Luca e Luca* senza i quali le giornate passate in *Auletta* a lavorare sarebbero state interminabili.

Grazie alla mia squadra di beach e di tornei *I falli da penetrazione* perché bisogna

sempre «*tenere duro e non si molla niente*».

Grazie a *Eleonora* perché, nonostante ciò che dica *Niro*, ne sa di scambio termico e di massa.

Grazie anche a chi si è preso il disturbo di leggere fino a questo punto e avermi dato la possibilità di ringraziare ancora una volta tutti coloro che mi sono stati vicini.

Grazie

Andre