

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
Sede di Forlì

Corso di Laurea in
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA
in Satelliti e Missioni Spaziali

Progetto preliminare di un sistema di propulsione a
Perossido di Idrogeno per deorbiting di satelliti
CubeSat 3U

CANDIDATO
Michele Genoni

RELATORE
Prof. Paolo Tortora

CORRELATORI
Ing. Niccolò Bellini
Prof. Dario Modenini

Anno Accademico 2016/2017
Sessione I

A Pietro

Indice

Elenco delle Figure.....	5
Elenco delle Tabelle	7
1. Introduzione.....	9
1.1 I Detriti Spaziali	9
1.2 Richiamo al Progetto di Tirocinio	10
1.3 Introduzione all’elaborato di Tesi	11
1.4 CubeSat	11
2. Caratterizzazione Missione	13
2.1 Calcolo dell’area frontale media (Average Cross Section).....	14
2.2 Previsione vita (lifetime) del satellite.....	17
2.2.1 Orbita Target	20
2.3 Trasferimento orbitale	21
2.3.1 Manovra alla Hohmann.....	21
3. Scelta del sistema di propulsione	25
3.1 Sistema a gas freddo.....	26
3.2 Sistemi a gas caldo	27
3.3 Sistemi a monopropellente liquido.....	29
3.5 Trade Off.....	31
4. Dimensionamento.....	34
4.1 Ugello	35
4.2 Camera catalitica	39
4.2.1 Stadio 1	43
4.2.2 Stadio 2.....	46

4.2.3 Stadio 3.....	47
4.3 Serbatoio.....	49
4.3.1 Dimensionamento strutturale statico del serbatoio	51
4.4 Configurazione finale	54
4.4.1 Configurazione alternativa	55
5. Conclusioni.....	57
Bibliografia.....	58

Elenco delle Figure

Figura 1.1: Diverse tipologie di CubeSat (credits: www.radiusspace.com)	12
Figura 2.1: Schematizzazione CubeSat 3U	15
Figura 2.2: Rappresentazione generico orientamento CubeSat.....	16
Figura 2.3: Disegno schematizzante un CubeSat 3U, utilizzato dal tool CROC di DRAMA per il calcolo dell'area frontale media	17
Figura 2.3: Rappresentazione schematica del trasferimento che dovrà realizzare il sistema propulsivo	22
Figura 2.4: Andamento delta-v con la quota	24
Figura 3.1: Rappresentazione schematica di un sistema propulsivo a gas freddo (credits: opendesignengine.net)	26
Figura 3.2: Rappresentazione schematica di un sistema propulsivo a gas caldo (credits: directory.eoportal.org).....	28
Figura 3.3: Rappresentazione schematica sistema propulsivo a perossido di idrogeno.....	30
Figura 3.4: Grafico che mostra il volume di propellente per butano e perossido di idrogeno al variare della quota dell'orbita	33
Figura 4.1: Disegno CAD dell'ugello e camera catalitica.....	39
Figura 4.2: Sezione schematica della configurazione serbatoio toroidale con divergente ugello	51
Figura 4.3: Modellazione CAD semplificata del serbatoio	52
Figura 4.4: Andamento delle tensioni dovute al carico di pressione applicato	53
Figura 4.5: Disegno CAD preliminare della possibile configurazione. Si noti il serbatoio toroidale, la camera catalitica e l'ugello.	54

Figura 4.6: Sistema propulsivo inserito all'interno della struttura di un CubeSat 3U. Si noti che è ben contenuto all'interno del primo blocco (1U)	55
Figura 4.7: In blu il volume extra per un CubeSat 3U ("tuna can").....	56

Elenco delle Tabelle

Tabella 2.1: Valori delle aree frontali per i casi prescelti e loro peso	16
Tabella 2.2: Numero CubeSat in funzione di quota e inclinazione (valori risalenti al mese di Ottobre del 2016 e perciò incompleti)	18
Tabella 2.3: Lifetime CubeSat 3U per orbite con inclinazione di 50°	19
Tabella 2.4: Lifetime CubeSat 3U per orbite con inclinazione di 98°	19
Tabella 2.5: Velocità all'apogeo dell'orbita finale e velocità iniziale per ogni orbita di partenza circolare da 600 km a 1000 km (con il pedice 1 si indicano i valori relativi all'orbita iniziale e con il pedice 2 quelli relativi all'orbita finale).....	23
Tabella 2.6: Delta-v necessari per deorbiting per ogni orbita considerata.....	24
Tabella 3.1: Valori di densità e Impulso Specifico di azoto, butano e perossido di idrogeno.....	30
Tabella 3.2: Masse di ogni propellente necessarie per ogni delta-v considerato .	31
Tabella 3.3: Volume occupato da ogni propellente al variare del delta-v.....	32
Tabella 4.1: Parametri ugello secondo relazioni isoentropiche unidimensionali .	38
Tabella 4.2: Sezioni caratteristiche ugello	38
Tabella 4.3: Valori di A, B e C per acqua e perossido utilizzati nell'equazione di Antoine	42
Tabella 4.4: Fasi di perossido di idrogeno, acqua e ossigeno durante i tre stage .	43
Tabella 4.5: Frazioni in massa di perossido, acqua e ossigeno a inizio e fine stage 1	46
Tabella 4.6: Valori medi dei parametri caratteristici del primo stadio e dimensioni del primo tratto del letto catalitico	46

Tabella 4.7: Frazioni in massa di perossido, acqua e ossigeno a inizio e fine stage 1	47
Tabella 4.8: Valori medi dei parametri caratteristici del primo stadio e dimensioni del secondo tratto del letto catalitico	47
Tabella 4.9: Frazioni in massa di perossido, acqua e ossigeno a inizio e fine stage 1	48
Tabella 4.10: Valori medi dei parametri caratteristici del primo stadio e dimensioni del secondo tratto del letto catalitico	48
Tabella 4.11: Caratteristiche meccaniche Alluminio T7075	52

1. Introduzione

1.1 I Detriti Spaziali

Con detriti spaziali (in inglese space debris) si indicano tutti quegli oggetti di qualsiasi dimensione, forma e peso, accomunati dal fatto di orbitare attorno alla Terra, senza essere più funzionanti. Rientrano in questa definizione satelliti che hanno terminato la loro vita operativa, ultimi stadi dei lanciatori e frammenti di satelliti di qualsiasi dimensione – da decine di centimetri fino a qualche millimetro – derivanti da impatti più o meno catastrofici.

Dall'analisi della distribuzione della popolazione dei satelliti nelle orbite terrestri si evince come le cosiddette Low Earth Orbit - dai 350 km ai 1000 km di quota e indicate con LEO in seguito – abbiano visto un incremento esponenziale della presenza di detriti spaziali. È opinione comune nella comunità scientifica che è stata superata la soglia critica oltre la quale il numero di impatti fra satelliti potrebbe crescere rapidamente fino a potenzialmente sfociare in una reazione a catena che porterebbe ad un aumento praticamente istantaneo e indesiderato dei detriti.

Fra le iniziative a favore della risoluzione di questo problema spicca la nascita nel 1993 della Inter-Agency Debris Coordination Committee (IADC), associazione dedicata al coordinamento delle attività relative ai rifiuti spaziali a livello mondiale.

Tra le varie linee guida imposte dalla IADC, il limite di 25 anni per il rientro del satellite in atmosfera ha dato vita a numerosi studi di sistemi finalizzati ad accelerare il processo di deorbiting in quanto molti satelliti non soddisfano questo requisito.

In questo quadro sono stati sviluppati sia il progetto di tirocinio che di tesi presso la divisione SpaceMind della N.P.C. srl di Imola.

1.2 Richiamo al Progetto di Tirocinio

Come accennato precedentemente, in fase di tirocinio è stato completato uno studio su un sistema passivo di deorbiting ad aumento di superficie per CubeSat 3U presso la divisione SpaceMind dell'azienda imolese N.P.C. Srl [1-5]. In particolare è stata eseguita una progettazione preliminare di una nuova architettura del sistema attualmente adottato da NPC SpaceMind atta a migliorarne la stabilità.

La novità consiste nel sostituire la vela originale di forma quadrata con una piramidale. Il risultato fondamentale di questa modifica sta nell'aver incrementato la distanza tra il centro di pressione e il centro di massa dell'intero sistema satellite-vela migliorando il momento stabilizzante. Lo scopo del progetto di tirocinio è stato pertanto quello di accertare che il sistema presentasse effettivamente un comportamento stabilizzante. È stato infatti scritto un codice Matlab che modella il sistema satellite-vela come un sistema oscillatore-smorzatore. Sono stati tenuti in conto il momento dovuto alla pressione solare (T_s), il momento aerodinamico (T_a) e quello smorzante (T_{sm}). Il modello matematico ottenuto è il seguente:

$$T_a + T_s + T_{sm} = I_{yg} \ddot{\theta}$$

Esplicitando tutti i termini e dopo qualche manipolazione matematica, si giunge ad una equazione differenziale del secondo ordine nella forma $\ddot{\theta} = f(\theta, \dot{\theta})$, risolvibile con metodi numerici in Matlab.

I risultati hanno confermato la maggiore stabilità fino ad altitudini attorno ai 400 km della nuova architettura, nonostante la vela quadrata generi una resistenza aerodinamica in media maggiore.

Restando sempre nell'ambito del deorbiting, per la tesi si è pensato di progettare un sistema di propulsione - sempre per CubeSat 3U - che realizzi un cambio di orbita tale da raggiungere quote per cui i tempi di ricaduta del satellite in atmosfera siano ben al di sotto dei 25 anni imposti dalla IADC.

1.3 Introduzione all'elaborato di Tesi

Scopo di questo elaborato di tesi è la progettazione preliminare di un sistema di propulsione per il deorbiting di satelliti CubeSat 3U. Partendo dall'individuazione delle orbite più frequentate da questo tipo di satellite – utilizzando risultati provenienti dal tirocinio svolto precedentemente – sono stati calcolati i delta-v necessari per manovrare il satellite fino a quote per cui i tempi di caduta siano inferiori al limite dei 25 anni. Successivamente sono stati considerati ed analizzati diversi sistemi propulsivi: a gas freddo, a gas caldo e a monopropellente. Determinata la tipologia di sistema di propulsione, si è proceduti al dimensionamento dei tre componenti principali: l'ugello, la cella catalitica e il serbatoio. Questo sistema, al fine di essere commercialmente valorizzabile, è bene che occupi un volume minore di quello di un CubeSat 1U, ovvero 1000 cm³.

1.4 CubeSat

Lo standard dei CubeSat fu creato nel 1999 dalla California Polytechnic State University e dalla divisione di Space System di Stanford University. Lo scopo di questo standard è quello di facilitare l'accesso e progettazione di sistemi spaziali per gli studenti universitari. Infatti il loro principale vantaggio risiede nei bassi

costi di progettazione e lancio, che possono rimanere al di sotto dei 100,000\$. Gli sviluppatori di questo tipo di satelliti includono anche istituzioni governative e aziende private.

Il CubeSat fa parte della categoria dei nanosatelliti e prevede stringenti costrizioni tecniche. Il CubeSat 1U (1 unità) ha una forma cubica di dimensioni 10 x 10 x 10 cm e un peso che non può eccedere 1.3 kg.

Dato il rapido successo di questo standard sono state sviluppate versioni più grandi che si ottengono aggiungendo modularmente lungo l'asse longitudinale più unità: pertanto il CubeSat 2U ha dimensioni 20 x 10 x 10 cm e il 3U 30 x 10 x 10 cm. Negli ultimi anni hanno preso piede CubeSat ancora più grandi, in particolare il 6U, che si ottiene affiancando due 3U.

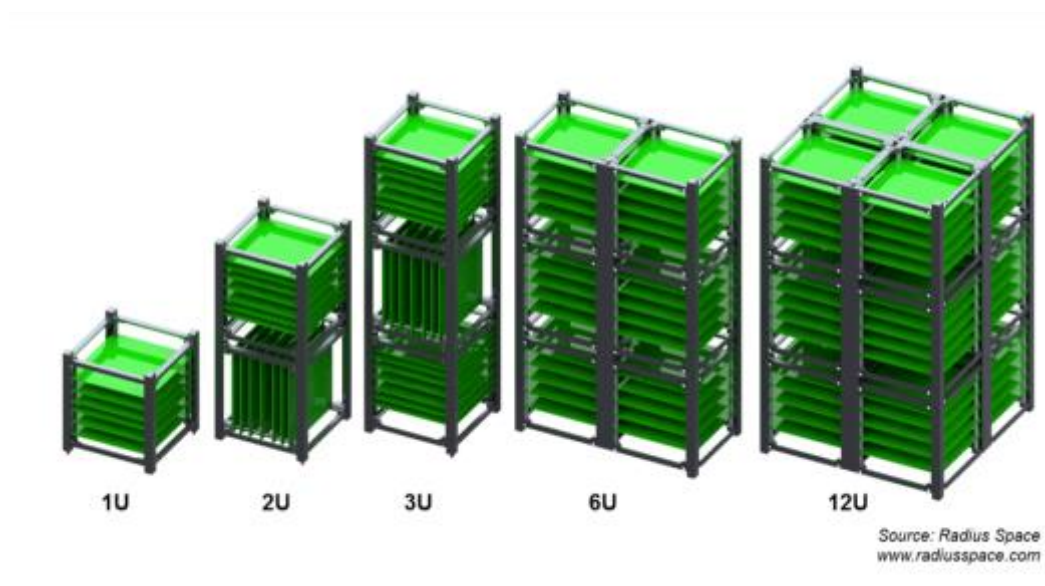


Figura 1.1: Diverse tipologie di CubeSat (credits: www.radiuspace.com)

2. Caratterizzazione Missione

Il sistema di propulsione in oggetto è dimensionato per un CubeSat 3U, un satellite di forma parallelepipeda a base quadrata di lato 10 cm e alto 30 cm. Il peso del satellite è stato fissato a 4 kg, che è un valore tipico per questo tipo di sonde.

Il limite più stringente che un sistema propulsivo per questo tipo di satelliti deve rispettare riguarda le dimensioni ridotte, aspetto caratterizzante dei Cubesat.

Sapendo che la diminuzione di quota di una sonda in orbita bassa è funzione esclusivamente della resistenza aerodinamica, uno step fondamentale è calcolare l'area media perpendicolare alla direzione del moto del satellite, e quindi al flusso aerodinamico impattante. Questo valore infatti, insieme alla massa e all'orbita iniziale, determinerà il tempo in orbita del satellite. Noto ciò saremo in grado di distinguere le orbite in cui un CubeSat 3U necessita di un sistema attivo di deorbiting da quelle che già rispettano la linea guida della IADC.

Quindi saremo in grado di determinare per ogni orbita individuata nel punto precedente il delta-v che il sistema propulsivo dovrà impartire al satellite, assumendo di compiere una manovra impulsiva alla Hohmann ad un unico impulso, manovra che permette di passare da un'orbita circolare ad una ellittica con apogeo coincidente con la quota originale e perigeo pari alla nuova altitudine.

2.1 Calcolo dell'area frontale media (Average Cross Section)

Un satellite orbitante attorno alla Terra in una orbita LEO (Low Earth Orbit), è inevitabilmente soggetto alla presenza dell'atmosfera residua e quindi a una resistenza aerodinamica e conseguente riscaldamento dovuto all'attrito, effetti che si affievoliscono al crescere della quota. Il drag aerodinamico è la causa principale del rientro dei satelliti e della loro completa o meno distruzione (che dipende dalla dimensione della sonda) durante la discesa attraverso l'atmosfera sempre più densa. Il drag aerodinamico è funzione del coefficiente di resistenza C_d (che è a sua volta funzione della temperatura e composizione della atmosfera), della densità dell'atmosfera (ρ), della velocità relativa (v) e dell'area frontale (A).

$$F_D = \frac{1}{2} \rho A v^2 C_d$$

La velocità di decadimento orbitale (τ), punto di partenza per determinare la vita orbitale di una sonda spaziale, dipende rapporto tra l'energia cinetica E e la sua variazione dovuta al drag [6].

$$\tau \sim \frac{E}{\dot{E}} = \frac{m}{A} \frac{e^{\frac{h_0}{H}}}{\rho_0 C_d v} \quad (2.1)$$

Dalla (2.2.1) vediamo come la velocità di decadimento sia funzione dell'attività solare H , della quota h_0 e del rapporto fra la massa del satellite e la sua area frontale media (m/A). Dunque è evidente come, al fine del calcolo della vita massima di un satellite, sia cruciale conoscere un valore più preciso possibile di A/m . Nota τ si potrà calcolare la vita del satellite e capire se la sonda soddisfi i limiti imposti dalla IADC discussi nell'introduzione.

In una prima fase è stata calcolato analiticamente un valore approssimato dell'area frontale media. In seguito il suo valore è stato calcolato con migliore approssimazione con l'ausilio del software DRAMA, un programma dell'ESA (European Space Agency) specializzato nell'analisi delle missioni per la

mitigazione dei rifiuti spaziali, che permette, fra l'altro, di calcolare l'area frontale media di un satellite, data la sua forma e il suo tipo di moto (nel nostro caso un moto di tumble randomico).

Il metodo analitico usato per calcolare il valore di A consiste nella media pesata delle possibili aree frontali impattanti con il flusso, usando come pesi la loro probabilità. Sono state scelte 10 configurazioni caratterizzate da angoli tra la normale alla superficie e la direzione del moto (ϑ_i) differenti (vedi Figura 2.2).

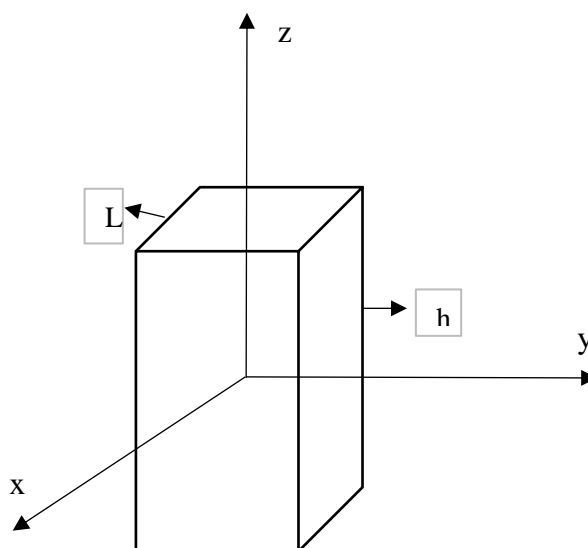


Figura 2.1: Schematizzazione CubeSat 3U

In particolare vengono considerati i casi in cui il satellite è ruotato attorno all'asse z e/o all'asse y di 0° , 22.5° , 45° o di 67.5° .

Ad esempio nel caso sia una delle facce di superficie maggiore ad essere perpendicolare alla direzione del moto (A_1), la superficie frontale media sarà 300 cm^2 ed il suo peso pari a 4 (numero di possibili configurazioni aventi $\vartheta_1 = 0$). Nel caso invece che sia la faccia di superficie minore ad essere perpendicolare alla direzione di moto (A_2), la superficie frontale sarà 100 cm^2 ed il peso pari a 2. Nei casi A_3 - A_{10} le superfici si derivano moltiplicando A_1 e A_2 per i coseni dei ϑ_i considerati.

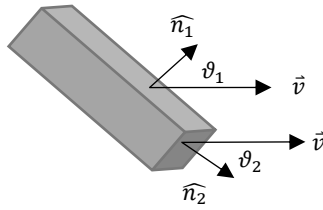


Figura 2.2: Rappresentazione generico orientamento CubeSat

I valori delle aree e dei relativi pesi per le configurazioni considerate sono riportate Tabella 2.1 e l'area media frontale del CubeSat durante il suo moto risulta essere pari a circa 0.0327 m^2 .

	AREA [cm^2]	PESO
A1	300	4
A2	100	2
A3	424.3	4
A4	282.9	8
A5	370.7	8
A6	392	4
A7	315.4	8
A8	207.2	8
A9	430.2	8
A10	347.9	8

Tabella 2.1: Valori delle aree frontali per i casi prescelti e loro peso

Come accennato all'inizio del paragrafo, il calcolo dell'average cross section è stato svolto anche utilizzando il software DRAMA. Il programma dell'ESA tra le sue funzionalità presenta il tool CROC che permette la computazione dell'area frontale media di oggetti disegnati dallo user all'interno del medesimo strumento per diversi tipi di moto. È stato quindi disegnato un parallelepipedo a base quadrata di lato 10 cm e alto 30 cm (Figura 2.3), così da ricreare nella maniera più fedele possibile la forma di un CubeSat 3U, e selezionato il moto "Randomly Tumbling Satellite". Il valore calcolato da DRAMA è pari a circa 0.0348 m^2 .

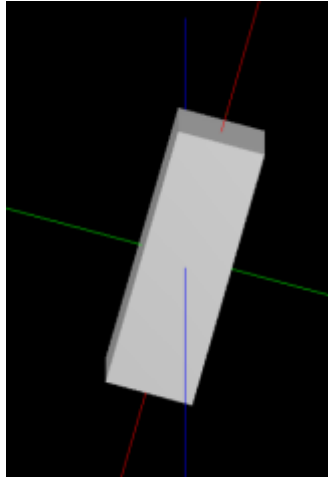


Figura 2.3: Disegno schematizzante un CubeSat 3U, utilizzato dal tool CROC di DRAMA per il calcolo dell'area frontale media

Con il metodo analitico, l'area frontale è pari a 0.0327 m^2 , mentre il software computa un'area media di 0.0348 m^2 . Concludendo, i due risultati differiscono del 6%, valore piuttosto piccolo che conferma la buona approssimazione del procedimento analitico seguito.

2.2 Previsione vita (lifetime) del satellite

È fondamentale ora capire quali siano le orbite da prendere in considerazione in quanto non soddisfacenti i limiti di vita imposti dalla IADC. Per fare questo è stata effettuata una ricerca bibliografica [7] sulle orbite maggiormente utilizzate per i CubeSat. I risultati di tale ricerca sono riportati nella Tabella 2.2.

INCL/PERIGEE	200-300	300-400	400-500	500-600	600-700	700-800	800-900	900-1000
6	0	0	0	0	4	0	0	0
15	0	0	0	3	0	0	0	0
20	0	0	0	0	0	0	1	0
30	0	3	0	0	0	0	0	0
35	8	0	0	0	0	0	0	0
40	0	4	1	28	0	0	0	0
51	4	5	203	0	0	0	0	0
55	0	10	0	0	0	0	0	0
65	0	4	11	4	0	0	0	0
70	0	7	0	0	9	0	0	0
80	0	1	0	0	0	0	0	0
98	0	1	14	32	62	11	6	0
TOT	12	35	229	67	75	11	7	0

Tabella 2.2: Numero CubeSat in funzione di quota e inclinazione (valori risalenti al mese di Ottobre del 2016 e perciò incompleti)

Analizzando la tabella 2.2 si deduce che le orbite più “popolate” di CubeSat siano quelle con inclinazioni i di 98° e 51° ad altitudini superiori ai 400 km.

La vita di un satellite orbitante nelle orbite appena individuate è stata stimata usando il software DAS 2.0 (Debris Assessment Software), uno strumento a libero accesso sviluppato dalla NASA. Tra le sue molteplici funzionalità, il programma dell’agenzia spaziale americana è in grado di calcolare la vita di un satellite fornendo come input alcuni parametri orbitali tra cui i valori di perigeo, apogeo, inclinazione dell’orbita e il rapporto Area/Massa, la cui importanza è stata spiegata precedentemente.

Partendo dalla quota di 500 km fino alla quota massima di 1000 km sono stati calcolati i tempi in orbita dei CubeSat 3U per orbite inclinate di 51° e 98° , utilizzando l’area media frontale calcolata nel paragrafo precedente e una massa di 4 kg, valore tipico per un satellite di queste dimensioni. Nelle Tabelle 2.3 e 2.4 sono stati raccolti i dati ottenuti ed evidenziati in rosso tutti quelli che non rispettano le linee guida della IADC. È pertanto immediato notare come in

entrambi i casi, sonde con perigeo uguale o superiore a 600 km necessitano di un sistema che velocizzi il loro rientro in atmosfera.

PER/APO (KM)	500	550	600	650	700	750	800	850	900	950	1000
	Lifetime										
500	6.5 y	7.3 y	8.3 y	10.2 y	16.5 y	18.3 y	20.7 y	27.7 y	29.9 y	37.5 y	40.2 y
550	-	8.6 y	14.2 y	17.9 y	21.3 y	29 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
600	-	-	18 y	27 y	32.5 y	42.7 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
650	-	-	-	37.5 y	49.5 y	63.1 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
700	-	-	-	-	69.7 y	92.5 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
750	-	-	-	-	-	>100 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
800	-	-	-	-	-	-	>100 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
850	-	-	-	-	-	-	-	>100 y	>25 y	>25 y	>25 y
900	-	-	-	-	-	-	-	-	>100 y	>25 y	>25 y
950	-	-	-	-	-	-	-	-	-	>100 y	>25 y
1000	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	>100 y

Tabella 2.3: Lifetime CubeSat 3U per orbite con inclinazione di 50°

PER/APO (KM)	500	550	600	650	700	750	800	850	900	950	1000
	Lifetime										
500	6.4 y	7.2 y	8.1 y	9.8 y	16.1 y	18 y	19.9 y	27.1 y	>25 y	>25 y	>25 y
550	-	8.4 y	11.9 y	17.5 y	20.2 y	28.5 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
600	-	-	18 y	25.8 y	30.7 y	40.8 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
650	-	-	-	33.6 y	48 y	61.2 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
700	-	-	-	-	62.9 y	85.1 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
750	-	-	-	-	-	>100 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
800	-	-	-	-	-	-	>100 y	>25 y	>25 y	>25 y	>25 y
850	-	-	-	-	-	-	-	>100 y	>25 y	>25 y	>25 y
900	-	-	-	-	-	-	-	-	>100 y	>25 y	>25 y
950	-	-	-	-	-	-	-	-	-	>100 y	>25 y
1000	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	>100 y

Tabella 2.4: Lifetime CubeSat 3U per orbite con inclinazione di 98°

2.2.1 Orbita Target

Individuate le orbite in cui un CubeSat 3U richiede il supporto di un sistema di deorbiting, il passo successivo è stato quello di determinare l'orbita target a cui il satellite deve arrivare attraverso una manovra alla Hohmann. Al fine di soddisfare le linee guida IADC, possono essere seguiti due approcci: i) riposizionare il satellite ad una quota molto bassa (circa 200 km) tale da rendere la caduta in atmosfera estremamente veloce, oppure ii) riposizionare il satellite in un'orbita più bassa che soddisfi il regolamento (deorbiting parziale).

Per sistemi di deorbiting in ausilio a nanosatelliti, le dimensioni ridotte costituiscono uno dei vincoli più stringenti. Ad esempio il riposizionamento di un CubeSat da un'altitudine di 1000 km ad una di 200 km, richiederebbe di assicurare un Δv di oltre 200 m/s e conseguentemente il sistema di de-orbiting e la quantità di propellente imbarcata non rispetterebbero gli stringenti vincoli sulle dimensioni.

Si è pertanto optato per l'adozione di un sistema di de-orbiting parziale che possa riposizionare un CubeSat su una quota di perigeo di 450 km. Tale soluzione permette il de-orbiting anche nei casi più estremi (quote fino a 1.000 km).

In altri termini, il sistema dovrà garantire il trasferimento della sonda dall'orbita di partenza circolare ad un'orbita ellittica con perigeo a 450 km e apogeo alla quota di partenza attraverso un unico impulso. Con queste modalità, un satellite 3U con apogeo a 1000 km e perigeo a 450 km ha una vita di circa 20 anni, valore al di sotto del limite vigente.

2.3 Trasferimento orbitale

Una manovra deorbitante è un trasferimento complanare di orbita. Tali trasferimenti sono tradizionalmente usati per portare le sonde inizialmente in orbite basse verso orbite più alte non raggiungibili direttamente con il lanciatore. Nel nostro caso il satellite viene invece avvicinato alla superficie terrestre con lo scopo di renderlo soggetto a una resistenza aerodinamica maggiore dovuta a un'atmosfera più densa e quindi accelerare i tempi di ricaduta ed erosione.

Una manovra deorbitante può essere di due tipi: impulsiva o non impulsiva.

Nel caso di una manovra impulsiva, il sistema viene progettato per erogare una spinta in un intervallo di tempo trascurabile rispetto al periodo orbitale. Generalmente la spinta è ottenuta attraverso l'espansione di un gas compresso o a seguito di una decomposizione o combustione in una camera di combustione ed espansione dei gas ottenuti attraverso un ugello.

Una manovra non impulsiva, al contrario, consiste in una spinta significativamente meno intensa di quella del caso precedente, ma continua nel tempo. In questo caso si opta per una propulsione elettrica, che si distingue infatti per avere bassi valori di spinta ma efficienze altissime.

Il sistema discusso da questa tesi utilizza una propulsione chimica, pertanto un trasferimento alla Hohmann.

2.3.1 Manovra alla Hohmann

Un'orbita di trasferimento tradizionale (ovvero verso un'orbita a quota maggiore) alla Hohmann consiste in un'orbita ellittica avente il perigeo sull'orbita bassa e l'apogeo sull'orbita finale. Come già detto, un satellite per deorbitare si deve

avvicinare alla Terra, perciò in questo caso avverrà il contrario di quanto detto nelle righe precedenti: l'apogeo alla quota iniziale e perigeo alla quota di progetto.

La sonda entra nell'orbita di trasferimento per mezzo di un primo impulso, contrario alla direzione del moto. Un secondo impulso andrebbe erogato una volta raggiunto il perigeo dell'orbita ellittica per circularizzarne la traiettoria. Nei paragrafi precedenti è stato messo in risalto quanto le dimensioni dei nanosatelliti vincolino peso, volume e complessità del sistema de-orbitante. Per questo motivo è stato scelto di limitare la manovra a un unico impulso, lasciando il nanosatellite su un'orbita ellittica con pericentro alla quota target (Figura 2.3).

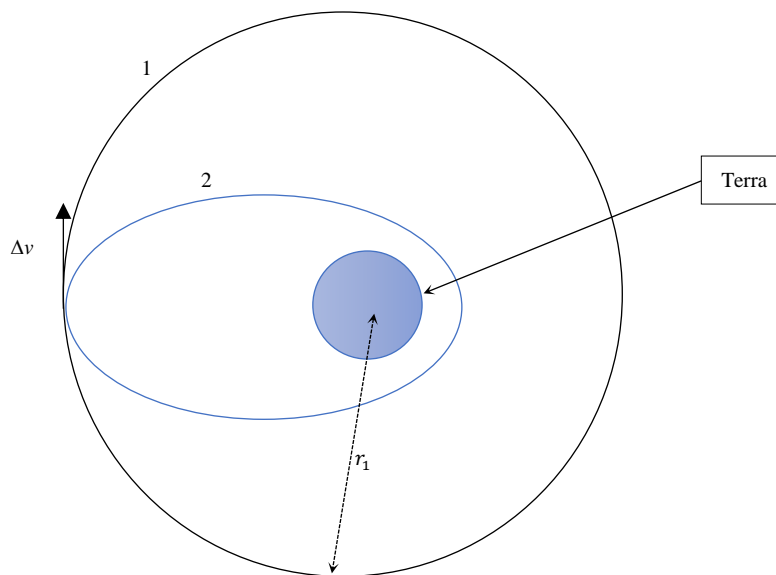


Figura 2.3: Rappresentazione schematica del trasferimento che dovrà realizzare il sistema propulsivo

In generale il cambiamento in velocità necessario per passare da un'orbita a un'altra è dato da [8]

$$\Delta v = v_{NEED} - v_{CURRENT} \quad (2.2)$$

dove v_{NEED} è la velocità necessaria per poter orbitare alla nuova altitudine, mentre $v_{CURRENT}$ rappresenta la velocità dell'orbita iniziale.

Inoltre la velocità di un'orbita circolare v_c si calcola

$$v_c = \sqrt{\frac{\mu}{a_1}} \quad (2.3)$$

dove μ è la costante gravitazionale planetaria pari a circa $398604.3 \frac{kg^3}{s^2}$, R_t è il raggio terrestre (6378.4 km) e a_1 è il semiasse maggiore dell'orbita circolare che quindi coincide con il raggio dell'orbita.

La velocità all'apogeo di una orbita ellittica v_a è

$$v_a = \sqrt{2 \frac{\mu}{R_t + r_a} - \frac{\mu}{a_2}} \quad (2.4)$$

dove r_a è la distanza all'apogeo e a_2 è il semiasse maggiore dell'ellisse.

r_1 (circular) [km]	r_{p2} [km]	r_{a2} [km]	a_2 [km]	$v_{current}$ [km/s]	v_{need} [km/s]
600	450	600	525	7.56	7.52
650	450	650	550	7.53	7.48
700	450	700	575	7.50	7.44
750	450	750	600	7.48	7.40
800	450	800	625	7.45	7.36
850	450	850	650	7.43	7.32
900	450	900	675	7.40	7.28
950	450	950	700	7.38	7.24
1000	450	1000	725	7.35	7.21

Tabella 2.5: Velocità all'apogeo dell'orbita finale e velocità iniziale per ogni orbita di partenza circolare da 600 km a 1000 km (con il pedice 1 si indicano i valori relativi all'orbita iniziale e con il pedice 2 quelli relativi all'orbita finale)

Poiché assumiamo che l'orbita di partenza sia sempre circolare, la (2.3) ci permette di calcolare $v_{CURRENT}$, mentre la (2.4) ci da il valore di v_{NEED} . Sono state così calcolate le velocità caratteristiche per ogni orbita a partire dai 600 km fino ad arrivare a 1000 km di quota (si veda Tabella 2.5). Con i dati ottenuti sono

stati calcolati i delta-v necessari per i trasferimenti da ogni orbita considerata (Tabella 2.6).

r₁ (circular) [km]	r_{p2} [km]	r_{a2} [km]	 \Delta v [m/s]
600	450	600	41.17
650	450	650	54.55
700	450	700	67.76
750	450	750	80.80
800	450	800	93.69
850	450	850	106.42
900	450	900	118.99
950	450	950	131.41
1000	450	1000	143.68

Tabella 2.6: Delta-v necessari per deorbiting per ogni orbita considerata

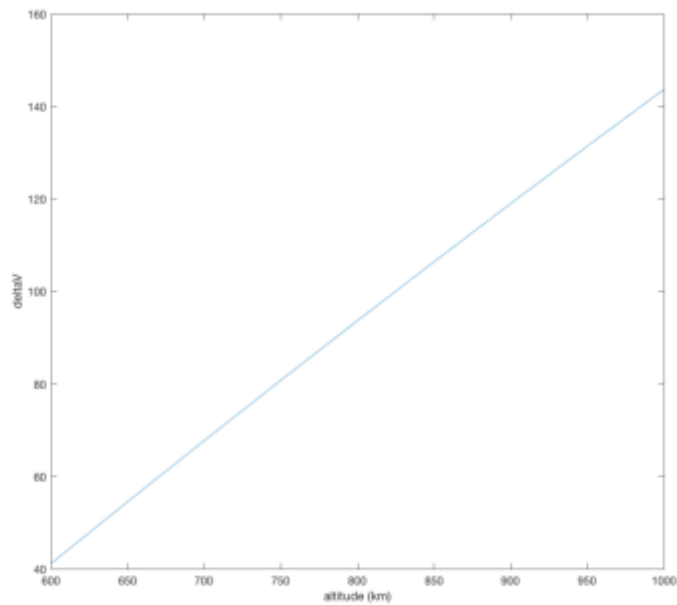


Figura 2.4: Andamento delta-v con la quota

3. Scelta del sistema di propulsione

Tradizionalmente la propulsione di sonde spaziali è realizzata attraverso la combustione ed espansione di un propellente generalmente allo stato liquido o solido. Poiché in questo tipo di applicazioni, come già più volte ripetuto, i volumi e le masse devono essere ridotte al minimo, non è possibile utilizzare sistemi di propulsione complessi caratterizzati da alte temperature di combustione. È dunque necessario far uso di sistemi di propulsione meno prestanti che, in ordine crescente di costi e complessità, possono essere sistemi a gas freddo (e.g. azoto), a gas caldo (caratterizzati da propellenti allo stato liquido che se riscaldati evaporano espandendosi), oppure sistemi a monopropellente liquido (tipicamente idrazina o perossido di idrogeno).

In questo capitolo descriveremo le possibili tipologie di thrusters, ed indicheremo il sistema selezionato motivandone la scelta.

3.1 Sistema a gas freddo

I sistemi a gas freddo [9] (in inglese *cold gas thrusters*) sono decisamente i sistemi più semplici da progettare. Il principio di funzionamento è il seguente: un gas, tipicamente inerte, compresso in un serbatoio pressurizzato, viene lasciato espandere tramite l'apertura di una valvola in un ugello generando una spinta (si veda Figura 3.1).

Si tratta di una “space-proven technology”, ovvero di una tecnologia utilizzata con successo sin dagli anni '60. Nella maggior parte dei casi il gas utilizzato è l'azoto, conseguentemente il sistema ha fra i suoi vantaggi, anche quello di non essere nocivo e inquinante. I sistemi a gas freddo sono semplici da progettare e costruire ma possono raggiungere nel vuoto un impulso specifico che può variare tra i 50 s e i 70 s [8], un valore molto basso rispetto ad altri sistemi di propulsione.

Questa tecnologia è pertanto adatta per applicazioni in cui siano richieste combinazioni di bassi impulsi, come ad esempio un sistema di controllo d'assetto per satelliti di piccole-medie dimensioni. Per applicazioni in cui il requisito principale sia un elevato impulso totale, il sistema a gas freddo parte svantaggiato, in particolare in un settore in cui ogni grammo risparmiato si traduce in una diminuzione di costi non trascurabile.

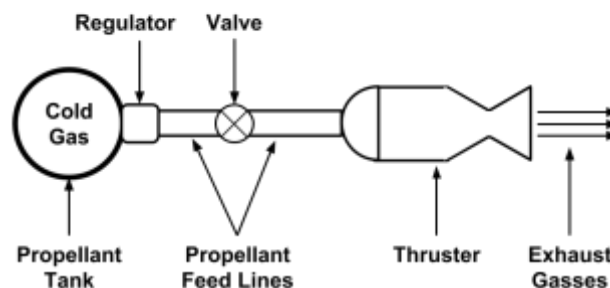


Figura 3.1: Rappresentazione schematica di un sistema propulsivo a gas freddo (credits: opendesignengine.net)

3.2 Sistemi a gas caldo

Sistemi a gas caldo [9] utilizzano propellenti come butano (C_4H_{10}) o ammoniaca (NH_3) che vengono immagazzinati nel serbatoio allo stato liquido. Nel serbatoio, butano o ammoniaca rimangono liquidi grazie a una auto pressurizzazione indotta dal riscaldamento del satellite. Ad esempio, per il butano le pressioni raggiunte nel serbatoio possono variare da 2.75 bar fino a 7 bar, valori relativamente bassi che permettono l'utilizzo di materiali di costruzione leggeri e piccoli spessori con conseguente riduzione di volume e peso. Inoltre, essendo il propellente in fase liquida, anche il rischio di perdite diminuisce.

Un sistema a gas caldo è dunque caratterizzato da un serbatoio significativamente più leggero e semplice che nel caso di gas freddi, pur mantenendo la stessa semplicità di funzionamento.

Butano e ammoniaca hanno rispettivamente una densità allo stato liquido di 600 kg/m^3 e 681 kg/m^3 , mentre gli impulsi specifici teorici raggiungibili sono, rispettivamente, 70 s e 105 s. Nella pratica gli impulsi specifici raggiunti variano fra 60 s e 96 s.

Nonostante l'ammoniaca sia più prestante rispetto al butano, non viene usata frequentemente a causa della sua tossicità. L'uso di propellenti "green", non pericolosi per l'uomo e per l'ambiente, è infatti di gran lunga preferito in quanto permette di semplificare tutte le fasi di una missione: dalla progettazione e test fino all'installazione nel lanciatore (in particolar modo nell'ambito dei CubeSat dove abbattimento dei costi e semplificazione delle fasi di sviluppo sono fattori determinanti). Al contrario un propellente pericoloso richiede l'uso di precauzioni che fanno lievitare i costi di progettazione, costruzione ed uso (Total Cost of Ownership). In questo senso il butano è molto spesso preferito all'ammoniaca.

Il principio di funzionamento di un sistema a gas caldo è molto simile al quello di un sistema a gas freddo. Ad esempio nel caso del butano, la sostanza è immagazzinata allo stato liquido nel serbatoio, viene lasciata fuoriuscire tramite l'apertura di una valvola e fluisce verso un filtro atto a prevenire eventuali

impurità. Il propellente viene quindi scaldato generalmente per via elettrica, ad esempio con delle resistenze. Il butano a questo punto vaporizza e continua la sua espansione nell'ugello generando così spinta (si veda Figura 3.2).

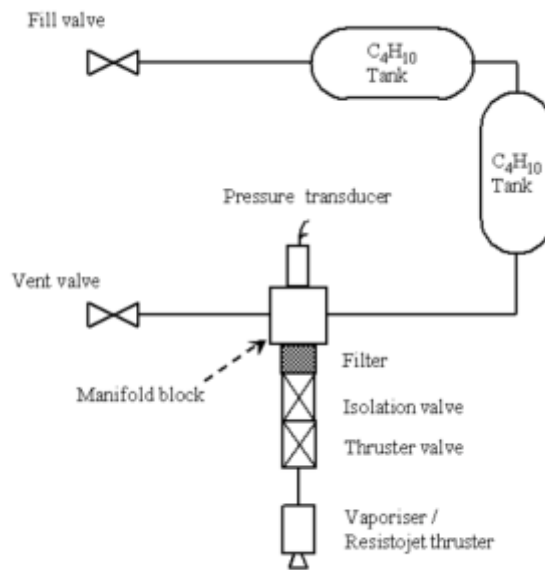


Figura 3.2: Rappresentazione schematica di un sistema propulsivo a gas caldo (credits: directory.eoportal.org)

Come nel caso di sistemi a gas freddo, questa tipologia di impianto di propulsione viene principalmente utilizzata per satelliti di piccole-medie dimensioni anche se la facilità di immagazzinaggio e la sua discreta densità, fanno del butano un possibile combustibile per sistemi di propulsione a bassi delta-v oltre che per sistemi di controllo d'assetto.

3.3 Sistemi a monopropellente liquido

La terza tipologia di sistema propulsivo presa in considerazione in questa tesi è quella a monopropellente liquido [9]. Questo tipo di propulsione è decisamente il più utilizzato per manovre impulsive e per il controllo d'assetto di satelliti convenzionali. In particolare nel 1949 il Jet Propulsory Laboratory – uno dei centri di ricerca e sviluppo della NASA - introdusse questo tipo di sistema utilizzando l'idrazina (N_2H_4) come propellente. L'idrazina è una sostanza la cui decomposizione può essere accelerata per via catalitica. Il catalizzatore più usato è l'allumina rivestita con Iridio. A partire dal 1966 questa tipo di propulsione è stata utilizzata in innumerevoli missioni nonostante l'idrazina sia una sostanza tossico-cancerogena e corrosiva. Più recentemente la comunità scientifica ha concentrato i propri sforzi nella ricerca di un propellente con prestazioni simili all'idrazina ed un profilo tossicologico meno pericoloso.

In questo senso, il perossido di idrogeno (H_2O_2) in soluzione acquosa ad alta concentrazione, risulta essere una delle migliori alternative all'idrazina. Fra i vantaggi del perossido di idrogeno va sicuramente evidenziata la non pericolosità dei prodotti di decomposizione (acqua e ossigeno) e la sua elevata densità che, a seconda del tipo di soluzione usata, può variare da 1200 kg/m^3 a 1400 kg/m^3 . Fra gli svantaggi vale la pena evidenziare il minore impulso specifico che può variare da 140 s per concentrazioni intorno al 70% a circa i 200 s per concentrazioni pari a 95%, mentre nel caso dell'idrazina si possono raggiungere valori superiori a 220 s (il perossido puro non viene utilizzato in quanto altamente corrosivo e quindi pericoloso).

Un ulteriore vantaggio dei sistemi alimentati a perossido di idrogeno è che il loro funzionamento è molto simile a quello dei sistemi alimentati a idrazina. Infatti anche il perossido si decompone per via catalitica e i prodotti della decomposizione ad alta temperatura vengono fatti espandere in un ugello generando la spinta. Tipicamente i catalizzatori usati sono metalli nobili come argento, platino, oro o palladio.

Come si vede dalla Figura 3.3, il principio di funzionamento di questo sistema è relativamente semplice e solo il dimensionamento del letto catalitico necessita una modellazione ad hoc.

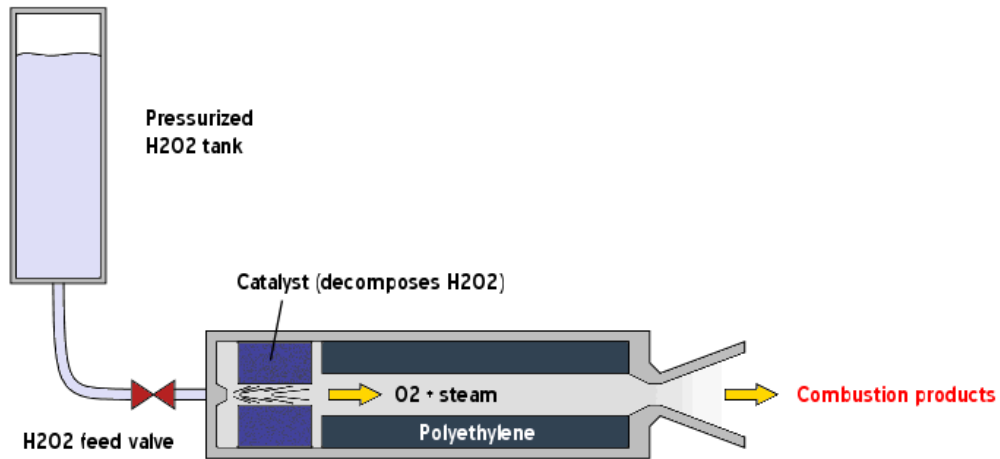


Figura 3.3: Rappresentazione schematica sistema propulsivo a perossido di idrogeno

PROPELENTE	DENSITÀ [kg/m ³]	IMPULSO SPECIFICO [s]
N ₂	56.7 (gas) ¹	73
C ₄ H ₁₀	600 (liq)	60
H ₂ O ₂ w/w 80%	1360 (liq)	169

Tabella 3.1: Valori di densità e Impulso Specifico di azoto, butano e perossido di idrogeno

¹ Densità alla temperatura media di 25°C e pressione di 50 bar.

3.5 Trade Off

La scelta del sistema di propulsione fra i tre possibili tipi descritti nel paragrafo 3.4 è dettata dalla necessità di ridurre al minimo le sue dimensioni a parità di delta-v erogato.

A questo scopo è stata utilizzata l'equazione di Tsiolkovsky che descrive il moto nello spazio di un corpo a massa variabile a partire dal principio di conservazione della quantità di moto. Supponendo che la massa iniziale del satellite sia M_i e la massa del propellente espulso sia M_p , la variazione di velocità Δv è data da [8]

$$\Delta v = g_0 I_{sp} \ln\left(\frac{M_i}{M_i - M_p}\right) \quad (3.1)$$

dove I_{sp} indica l'impulso specifico e g_0 è l'accelerazione gravitazionale a livello del mare. Dalla (3.1) si può ottenere

$$M_p = M_i \left(1 - e^{-\frac{\Delta v}{g_0 I_{sp}}}\right), \quad (3.2)$$

e quindi calcolare la massa di propellente necessaria per ogni delta-v di cui alla Tabella 2.6. Si veda la Tabella 3.2.

$ \Delta V $ [m/s]	$M_p(\text{N}_2)$ [kg]	$M_p(\text{C}_4\text{H}_{10})$ [kg]	$M_p(\text{H}_2\text{O}_2)$ [kg]
41.17	0.223	0.270	0.098
54.55	0.293	0.354	0.129
67.76	0.361	0.435	0.160
80.80	0.427	0.513	0.190
93.69	0.491	0.589	0.220
106.42	0.552	0.662	0.249
118.99	0.612	0.732	0.277
131.41	0.671	0.800	0.305
143.68	0.727	0.866	0.332

Tabella 3.2: Masse di ogni propellente necessarie per ogni delta-v considerato

La tabella 3.3 esprime invece i corrispondenti volumi di propellente utilizzando le densità riportate in tabella 3.1. In prima approssimazione possiamo assumere che il volume del propellente sia indicativo delle dimensioni dell'intero sistema di propulsione in quanto il serbatoio è il componente più grande.

Poiché il volume del sottosistema di propulsione non può superare volume di un cubesat 1U (1000 cm³) dalla Tabella 3.3, si evince immediatamente che un sistema ad azoto non rispetta mai il requisito di volume e dunque non può essere utilizzato. Un sistema di propulsione a butano può invece essere utilizzato per delta-v non superiori a circa 80 m/s, e quindi è in grado di deorbitare un CubeSat 3U fino a una quota massima di 750 km. Un sistema a perossido di idrogeno garantisce invece volumi ridotti anche per le quote più alte. Si noti che per calcolare i volumi in Tabella 3.3 abbiamo ipotizzato di utilizzare una soluzione acquosa di perossido all'80%, comunemente disponibile sul mercato e caratterizzata da un buon compromesso tra performance e pericolosità.

$ \Delta V $ [m/s]	$V_p(\text{N}_2)$ [cm ³]	$V_p(\text{C}_4\text{H}_{10})$ [cm ³]	$V_p(\text{H}_2\text{O}_2)$ [cm ³]
41.17	3941	450.3	72.90
54.55	5174	590.0	96.21
67.76	63689	724.9	119.04
80.80	7527	855.2	141.4
93.69	8651	981.0	163.3
106.42	9742	1102.6	184.8
118.99	10799	1220.2	205.9
131.41	11827	1333.9	226.5
143.68	12824	1443.9	246.8

Tabella 3.3: Volume occupato da ogni propellente al variare del delta-v

In Figura 3.4 è stato riportato il volume di propellente necessario per de-orbitare un CubeSat 3U in funzione della sua altitudine nel caso di un sistema a butano e

di un sistema a perossido. Risulta evidente come un sistema di propulsione a perossido di idrogeno garantisca la massima flessibilità di impiego.

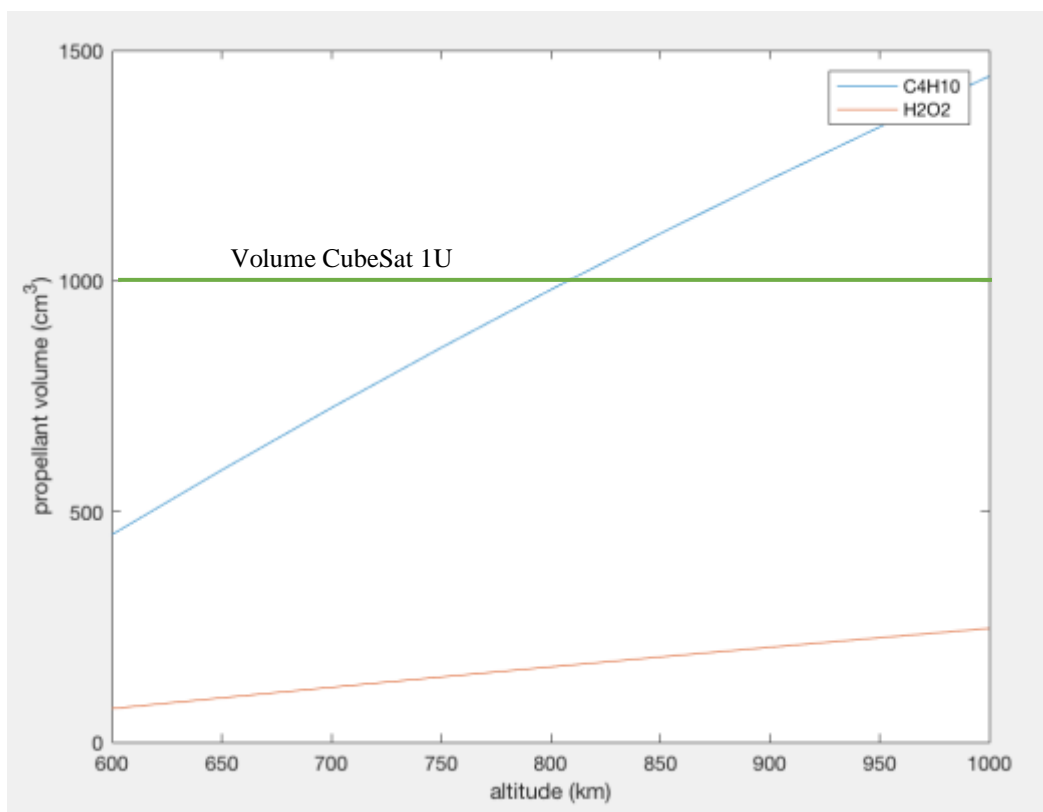


Figura 3.4: Grafico che mostra il volume di propellente per butano e perossido di idrogeno al variare della quota dell'orbita

4. Dimensionamento

Partendo dai dati finora ricavati, si è proceduti al dimensionamento dei tre componenti principali del sistema propulsivo in oggetto: l'ugello, la camera catalitica e il serbatoio.

4.1 Ugello

L'ugello è il componente dei motori a reazione in cui avviene la trasformazione dell'energia termica in energia cinetica, generando in questo modo la spinta tramite l'espulsione dei gas prodotti dalla combustione o decomposizione del propellente.

Partendo dai requisiti determinati finora, scegliendo una pressione in camera di combustione (p_c) di 2.5 bar (mantenendo così le pressioni in serbatoio non eccessivamente elevate) e una pressione in uscita dall'ugello di 0.0025 bar (250 Pa), è stato svolto un dimensionamento preliminare dell'ugello utilizzando le relazioni isoentropiche mono-dimensionali. La velocità caratteristica dell'ugello è stata calcolata utilizzando la seguente equazione [10]:

$$c^* = \sqrt{\frac{RT_c}{\gamma} \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

dove T_c è la temperatura in camera di combustione e γ è l'indice adiabatico dei gas di scarico. La temperatura adiabatica raggiunta durante la decomposizione è stata valutata usando le equazioni del bilancio entalpico. È stato redatto uno script Matlab che calcola l'entalpia totale iniziale e finale al variare della temperatura. Rappresentando entrambi i risultati su di un unico grafico con in ascissa la temperatura, l'intersezione delle due curve rappresenta la temperatura adiabatica d'equilibrio della reazione ed è pari a 1289 K. Viene considerato un rendimento dell'80%, considerando in tal modo le perdite a parete dovute alle piccole dimensioni e spessori della cella catalitica. Pertanto si utilizzerà un valore pari a 1091 K.

Le condizioni in gola, dove si raggiunge Mach unitario, sono determinate con le seguenti relazioni [10]:

$$T_t = T_c \cdot \frac{2}{\gamma+1} \quad p_t = p_c \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \rho_t = \frac{p_t}{RT_c} \quad u_t = \sqrt{\gamma RT_t}$$

dove u_t è la velocità raggiunta alla sezione di gola.

In corrispondenza della sezione d'uscita il numero di Mach, la temperatura e densità sono dati, rispettivamente, da [10]:

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad T_e = \frac{T_c}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2} \quad \rho_e = \frac{p_e}{RT_e}$$

Assumendo un flusso isoentropico unidimensionale quasi stazionario vale la legge delle aree, con la quale possiamo calcolare il rapporto tra l'area di gola e l'area d'uscita

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \right]$$

mentre il coefficiente di spinta è dato dalla

$$C_F = \gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{2}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] + \frac{p_e - p_a}{p_c} \frac{A_e}{A_t}}$$

dove p_a è la pressione ambiente.

Ricordando che il sistema propulsivo garantisce il cambio d'orbita tramite una manovra impulsiva, l'impulso deve essere piuttosto breve rispetto al periodo orbitale per considerarsi tale. Supponendo la durata dell'impulso (Δt) non superiore a 30 secondi, si possono calcolare la spinta, l'area di gola e la portata massica:

$$F = \frac{I}{\Delta t} = \frac{m_{prop} I_{sp} g}{\Delta t} \quad A_t = \frac{F}{C_F p_c} \quad \dot{m} = \frac{p_c A_t}{c^*}$$

Abbiamo inoltre assunto che il rapporto tra l'area d'ingresso e quella di gola sia uguale a 3, un valore tipico riportato in letteratura [11].

Tutte i parametri caratterizzanti calcolati con le relazioni appena esposte sono elencati in Tabella 4.1.

Per questo dimensionamento preliminare è stato scelto un ugello conico, pertanto una volta note le sezioni di inlet, gola e outlet (Tabella 4.2), conoscendo l'angolo di semi-apertura (α) del convergente e divergente, con semplici calcoli di trigonometria si può risalire alla lunghezza di ciascuno stadio. In particolare annotando il diametro della sezione di gola con D^* abbiamo che le dimensioni longitudinali del convergente e divergente si stabiliscono con la seguente formula

$$L_{conv} = D^* \frac{\sqrt{A_i/A^*}-1}{2\tan(\alpha)} \quad (4.1.1a) \qquad L_{div} = D^* \frac{\sqrt{A_e/A^*}-1}{2\tan(\alpha)} \quad (4.1.1b)$$

Il divergente rappresenta il tratto più critico dell'ugello, quindi il suo dimensionamento è fondamentale per una corretta espansione. Infatti se l'apertura fosse troppo ampia si incorrerebbe nella separazione del flusso causando un'espansione inefficace. Al contrario se α fosse troppo piccolo, si avrebbero lunghezze elevate rendendo il componente più pesante del necessario. Il convergente invece può avere aperture relativamente alte in quanto il flusso tende a non separare ed è ancora subsonico. Tenendo conto di queste considerazioni, si dimostra che una semi apertura di 20° per il divergente permette di raggiungere efficienze elevate, mentre per mantenere lunghezze contenute si opta per una semi apertura del convergente pari a 40° . Pertanto dalla (4.1.1a) e (4.1.1b), la lunghezza del primo e secondo tratto sono, rispettivamente, pari a 3.27 mm e 58 mm.

T_c (K)	1091.2
p_c (Pa)	250000
γ	1.35
c^* (m/s)	969.25
T_t (K)	927
p_t (Pa)	134068
u_t (m/s)	703
A_e/A_t	44
A_i/A_t	3
C_F	1.75
F (N)	20
\dot{m} (g/s)	11.35

Tabella 4.1: Parametri ugello secondo relazioni isoentropiche unidimensionali

Sezione	Area [mm ²]	Diametro [mm]
Inlet	132.01	12.96
Gola	44	7.49
Outlet	1939.16	49.96

Tabella 4.2: Sezioni caratteristiche ugello

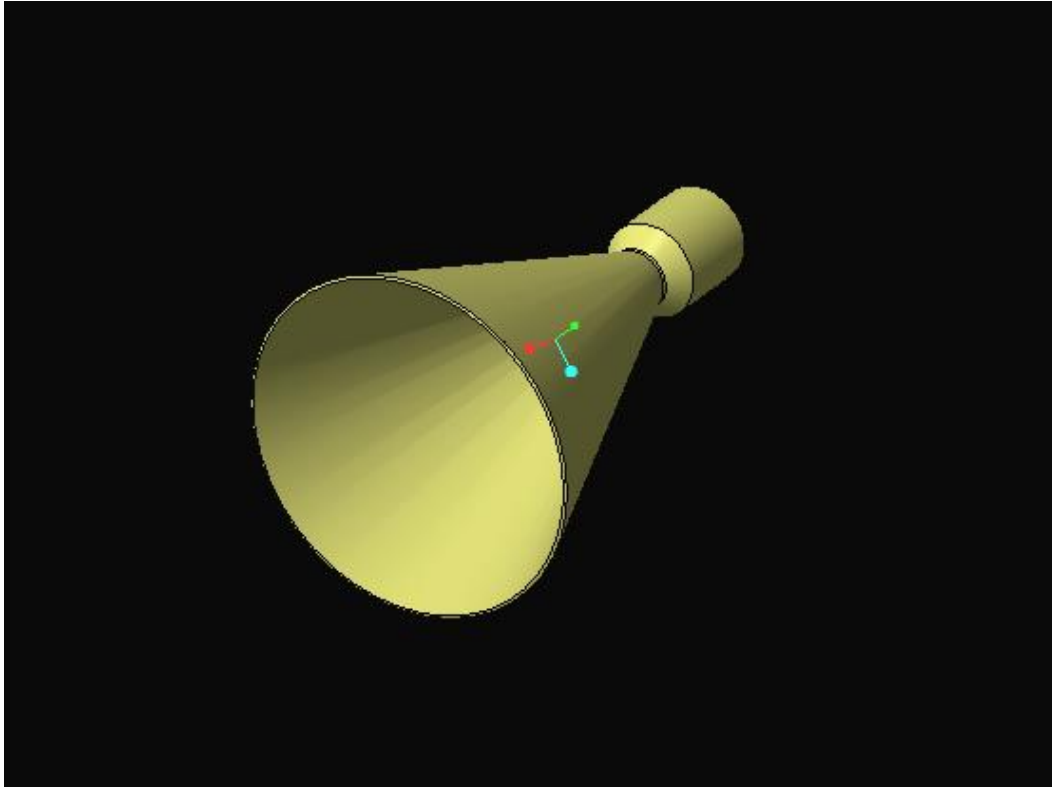


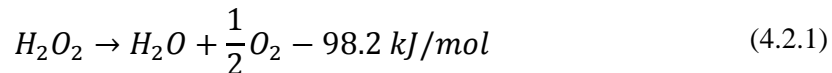
Figura 4.1: Disegno CAD dell'ugello e camera catalitica

4.2 Camera catalitica

La camera catalitica è la parte del sistema propulsivo appena precedente all'ugello, in cui avviene la decomposizione del perossido di idrogeno. Come spiegato nel capitolo 3, il perossido di idrogeno non è mai utilizzato nella sua forma pura, bensì in soluzione acquosa. Quando la concentrazione è pari o superiore al 80% w/w si parla di High-Test Peroxide (HTP). Per il sistema propulsivo descritto in questa tesi, è stato deciso di utilizzare una soluzione

concentrata all'80%, che ha una densità di $1360 \frac{kg}{m^3}$ e un impulso specifico teorico di circa 169 s [12].

Il perossido di idrogeno si decompone esotermicamente secondo la seguente reazione:



Notiamo dunque come da una mole di H_2O_2 si generino 1 mole di acqua, mezza di ossigeno e l'energia di reazione (ΔH_R) è pari a 98.2 kJ/mol.

La decomposizione del perossido di idrogeno liquido richiede una energia di attivazione molto alta, pari a circa $200 \frac{kJ}{mol}$. La presenza di un catalizzatore permette di ridurre l'energia di attivazione a valori dell'ordine dei $50 \frac{kJ}{mol}$. I catalizzatori più comunemente usati sono metalli nobili come oro, argento, palladio, platino oppure ossidi di manganese MnO_x . Da letteratura l'argento risulta essere il più utilizzato per questo tipo di applicazioni e in questo senso va la scelta, non essendo nello scopo di questo progetto l'ottimizzazione delle performance del catalizzatore. Inoltre è stato scelto un catalizzatore monolitico piuttosto che un cosiddetto "packed bed".

Inizialmente la soluzione acquosa di perossido di idrogeno proveniente dal serbatoio - ad una temperatura che può variare tra i 0°C e i 50°C - viene a contatto con il letto catalitico, ed il perossido comincia a decomporsi esotermicamente producendo acqua e ossigeno nelle proporzioni sopra descritte. Il calore che si genera dalla decomposizione va inizialmente a incrementare la temperatura fino a quando viene raggiunto il punto di ebollizione dell'acqua. La temperatura rimane circa costante fino all'evaporazione di tutta l'acqua presente fino a raggiungere il punto di ebollizione del perossido che è di poco superiore. La temperatura rimane dunque costante fino a quando il perossido evapora completamente. A questo punto il calore generato dalla reazione provoca un innalzamento della temperatura fino alla completa decomposizione del perossido di idrogeno. La pressione rimane costante ed è stata fissata a circa 2.5 bar [13].

La variazione della frazione in massa del perossido di idrogeno lungo il letto catalitico è data dalla seguente equazione differenziale² [13]

$$\frac{dY_P}{dx} = - \frac{M_P R_r A}{\dot{m}} \quad (4.2.2)$$

dove M_P è la massa molecolare del perossido di idrogeno, A è la sezione della cella che poniamo uguale all'area d'entrata dell'ugello, \dot{m} è la portata massica e R_r [$\frac{mol}{s \cdot m^3}$] è la velocità di reazione che è data da [13]

$$R_r = \frac{k \rho Y_P}{M_P} \quad (4.2.3)$$

ove ρ è la densità e k è la costante cinetica che si può ricavare dall'equazione di Arrhenius che la lega con la temperatura (T)

$$k = A_0 e^{-\frac{E_a}{RT}}$$

dove E_a è l'energia di attivazione, R è la costante universale dei gas e A_0 è un fattore pre-esponenziale, costante che dipende dalla frequenza delle collisioni tra le molecole durante la reazione. Da valori sperimentali sappiamo che $A_0 \cong 10^9$ e che l'energia di attivazione è pari a $54800 \frac{J}{mol}$.

Sostituendo la (4.2.3) nella (4.2.2), si ottiene

$$\frac{dY_P}{dx} = - \frac{k \rho Y_P A}{\dot{m}} \quad (4.2.4)$$

La risoluzione di questa equazione differenziale è piuttosto complessa in quanto sia k che ρ dipendono anche dalla temperatura la quale varia non linearmente durante la reazione.

Poiché questo progetto vuole essere un dimensionamento iniziale del sistema di propulsione, una risoluzione approssimata della (4.2.4), considerando k e ρ costanti, è sufficiente. In questo modo (4.2.4) diventa

² Da "Design, Fabrication, and Characterization of a MEMS Steam-Generating device based on the decomposition of High-Test Hydrogen Peroxide" by Feras Eid (MIT)

$$\int_{Y_{Pi}}^{Y_{Pf}} \frac{dY_P}{Y_P} = - \frac{k\rho A}{\dot{m}} \int_0^L dx \quad (4.2.5)$$

Nonostante questa semplificazione, al fine di ottenere un risultato maggiormente attendibile, è bene suddividere la reazione in più stage considerando k e ρ costanti limitatamente ad ogni stadio. Infatti la decomposizione del perossido di idrogeno, descritta nelle righe precedenti, è molto diversificata: in principio abbiamo H_2O_2 in fase liquida che produce H_2O liquida e ossigeno. All'aumentare della temperatura, raggiungendo i punti di ebollizione, ci troviamo di fronte ad una miscela dapprima bifase fino a diventare totalmente gassosa. È presto detto come di conseguenza la densità della miscela e k siano altrettanto variabili durante la decomposizione.

Durante il primo stadio il perossido è in soluzione acquosa e si decompone producendo acqua e ossigeno ed incrementando la temperatura fino a raggiungere il punto di ebollizione della soluzione. Dati i simili punti di evaporazione del perossido di idrogeno e dell'acqua e l'alta velocità di reazione, possiamo supporre che essi evaporino alla stessa temperatura. Alla pressione di 2.5 bar, la temperatura di ebollizione può essere calcolata con l'equazione di Antoine,

$$T = \frac{B}{A - \log(p)} - C ,$$

dove A, B, C sono tre parametri diversi per ogni sostanza (Tabella 4.3) [14]. Il primo stadio termina dunque quando vengono raggiunti i 427 K, valore medio tra la temperatura di ebollizione di acqua e perossido alla pressione di 2.5 bar.

	A [mmHg]	B	C [°C]
Acqua	8.14019	1810.94	244.485
Perossido	7.96917	1886.76	220.6

Tabella 4.3: Valori di A, B e C per acqua e perossido utilizzati nell'equazione di Antoine

Durante la seconda fase la temperatura rimane costante in quanto il calore generatosi dalla reazione è consumato dall'evaporazione di H_2O_2 e H_2O . Quando essi sono completamente vaporizzati, la soluzione è interamente allo stato

gassoso. Durante il terzo stadio della reazione la temperatura si innalza fino a quando tutto il perossido si è decomposto.

La (4.2.5) è stata risolta per ogni stadio e sommando le tre lunghezze ottenute per ogni stadio è stata determinata la dimensione longitudinale totale del letto catalitico.

	STADIO 1	STADIO 2	STADIO 3
H_2O_2	liquido	liquido + gas	gas
H_2O	liquido	liquido + gas	gas
O_2	gas	gas	gas

Tabella 4.4: Fasi di perossido di idrogeno, acqua e ossigeno durante i tre stage

4.2.1 Stadio 1

Durante il primo stadio il perossido in soluzione si decompone in acqua liquida e ossigeno gassoso (Tabella 4.4). Per soddisfare la conservazione dell'energia, la prima legge della termodinamica per un sistema aperto stazionario deve essere

$$\dot{m}h - [\dot{m}h + \frac{\partial}{\partial x}(\dot{m}h)\Delta x] - \dot{Q}_{loss} = 0 \quad (4.2.6)$$

L'entalpia totale del flusso h si scrive

$$h = h_P Y_P + h_w Y_w + h_O Y_O \quad (4.2.7)$$

in cui i pedici P , w e O stanno rispettivamente per perossido, acqua e ossigeno. Nella (4.2.7) le frazioni in massa di ossigeno e acqua si determinano dalla frazione in massa iniziale del perossido e dalla stechiometria:

$$Y_w = (1 - Y_{P,i}) + \frac{M_w}{M_p} (Y_{P,i} - Y_P)$$

$$Y_O = 0.5 \cdot \frac{M_O}{M_p} (Y_{P,i} - Y_P),$$

mentre le entalpie si scrivono

$$h_P = h_{f,p}(T) + f_P h_{fg,p}(T)$$

$$h_w = h_{f,w}(T) + f_w h_{fg,w}(T)$$

$$h_O = h_O(T),$$

dove M , h_f , h_{fg} e $f_{p/w}$ indicano ripetitivamente la massa molare, l'entalpia allo stato liquido, l'entalpia di vaporizzazione e la qualità di perossido e acqua ($f = 0$ se la sostanza è totalmente liquida, $f = 1$ se interamente gassosa). Sostituendo le precedenti in (4.2.6) e ricordando che ΔH_R è definita come

$$\Delta H_R = -h_P Y_P + h_w Y_w + \frac{1}{2} h_O Y_O,$$

con qualche manipolazione algebrica si ottiene

$$-\dot{m} \Delta x \left(\bar{c}_p \frac{dT}{dx} + Y_w h_{fg,w} \frac{df_w}{dx} + Y_P h_{fg,p} \frac{df_p}{dx} - \frac{\Delta H_R}{M_p} \frac{dY_p}{dx} \right) = \dot{Q}_{loss} \quad (4.2.8)$$

Ponendo a 0 i termini dovuti all'evaporazione (che nel I stage non avviene) e \dot{Q}_{loss} , otteniamo:

$$\bar{c}_p \frac{dT}{dx} = \frac{\Delta H_R}{M_p} \frac{dY_p}{dx}$$

Se integriamo sul volume di controllo, assumendo un c_p [J/(kg*K)] costante mediato sul volume, ed un'entalpia di reazione ΔH_R [J/mol] anch'essa costante per semplicità e sostituendo $\frac{dY_p}{dx}$ secondo la (4.2.2), si ottiene

$$\dot{m} \bar{c}_p T_o - \dot{m} \bar{c}_p T_i = \dot{m} \bar{c}_p \Delta T = \Delta H_R \iiint_V R_r dV \quad (4.2.9)$$

Integrando sul volume di controllo “V” del I stage la (4.2.2) si ottiene

$$\dot{m}Y_{p,i} - \dot{m}Y_{p,o} = \dot{m}\Delta Y = M_p \iiint_V R_r dV \quad (4.2.10)$$

dove $dV=Adx$, “i” sta per in e “o” per out.

Sostituendo l’integrale volumetrico della (4.2.9) utilizzando la (4.2.10), si ottiene infine:

$$M_p \bar{c}_p \Delta T = \Delta H_R \Delta Y \rightarrow \bar{c}_p \Delta T = \Delta H_{R,kg} \Delta Y \quad (4.2.11)$$

ove con $\Delta H_{R,kg}$ si è indicate l’entalpia di reazione su base kg anziché moli [J/kg].

Le perdite termiche a parete sono tenute in conto considerando l’80% di $\Delta H_{R,kg}$.

Il \bar{c}_p considerato costante è stato calcolato come media pesata dei calori specifici di ogni sostanza. Non conoscendo la frazione in massa media del primo stadio di perossido, acqua e ossigeno, \bar{c}_p è stato calcolato iterativamente fino a convergenza, aggiornando ad ogni ciclo le frazioni in massa.

In aggiunta sono state calcolate la costante cinetica e la densità media (di una soluzione bifase) al variare rispettivamente della temperatura e della frazione in massa della parte liquida della soluzione, determinando il loro valore medio operando la media integrale con il metodo dei trapezi in Matlab.

È ora possibile risolvere la (4.2.11), che esplicitando $Y_{p,f}$ diventa

$$Y_{p,f} = Y_{p,i} - \frac{\bar{c}_p (T_f - T_i)}{\Delta H_{R,kg}}. \quad (4.2.12)$$

Noto $Y_{p,f}$ si può procedere a calcolare le frazioni in massa di acqua e ossigeno alla fine del primo stadio tramite calcoli stechiometrici. I loro valori sono riassunti nella Tabella 4.5.

Risolvendo la (4.2.5) si ottiene

$$L = \ln \left(\frac{Y_{p,i}}{Y_{p,f}} \right) \frac{\dot{m}}{k\rho A}, \quad (4.2.13)$$

con cui si individua la lunghezza del primo tratto del letto catalitico (L_1) – si veda la Tabella 4.6.

<i>STAGE 1</i>	Y_p	Y_w	Y_{ox}
<i>Inizio</i>	0.8	0.2	0
<i>Fine</i>	0.62	0.30	0.08

Tabella 4.5: Frazioni in massa di perossido, acqua e ossigeno a inizio e fine stage 1

\bar{c}_p [J/kg*K]	3337.9083
T [K]	363.7
ρ [kg/m ³]	221.9
k [1/s]	38.33
A [mm ²]	132
L ₁ [mm]	2.64

Tabella 4.6: Valori medi dei parametri caratteristici del primo stadio e dimensioni del primo tratto del letto catalitico

4.2.2 Stadio 2

Nel secondo stage avviene l'evaporazione del perossido di idrogeno e acqua che abbiamo assunto avere la stessa temperatura di ebollizione. Pertanto in questo tratto la temperatura rimane costante, $T=427$ K.

Mantenendo Q_{loss} nullo, la (4.2.8) per il secondo stage diventa

$$Y_w h_{fg,w} \frac{df_w}{dx} + Y_p h_{fg,p} \frac{df_p}{dx} = \frac{\Delta H_R}{M_p} \frac{dY_p}{dx}. \quad (4.2.14)$$

Assumendo l'evaporazione di acqua e perossido avvenga con la stessa velocità, la (4.2.14) diventa

$$(Y_w h_{fg,w} + Y_p h_{fg,p}) \frac{df}{dx} = \frac{\Delta H_R}{M_p} \frac{dY_p}{dx}.$$

Integrando sul volume considerando dei valori medi di Y_p e Y_w , si ottiene

$$Y_{P,f} = Y_{P,i} - \frac{Y_P h_{ev,p} + Y_W h_{ev,w}}{\Delta H_{R,kg}} \cdot \Delta f \quad (4.2.15)$$

La (4.2.15) è stata risolta discretamente: poiché f varia da 0 (inizio stage 2) a 1 (fine stage 2), f viene suddiviso in 50 intervalli. Pertanto ad ogni iterazione Δf vale 0.02 e le frazioni in massa Y_P e Y_W vengono aggiornate con le frazioni in massa iniziali di ogni intervallo. Così facendo si determina $Y_{P,f}$ dello stadio 2.

Analogamente a quanto fatto per lo stadio precedente, è stata calcolata la densità media facendo la media integrale con il metodo dei trapezi e con la (4.2.13) si calcola la lunghezza del secondo tratto (L_2) – Tabella 4.8.

STAGE 2	Y_P	Y_W	Y_{Ox}
<i>inizio</i>	0.62	0.30	0.08
<i>fine</i>	0.20	0.52	0.28

Tabella 4.7: Frazioni in massa di perossido, acqua e ossigeno a inizio e fine stage 1

T [K]	427.5
ρ [kg/m ³]	61
k [1/s]	1.98e2
A [mm ²]	132
L_2 [mm]	7.86

Tabella 4.8: Valori medi dei parametri caratteristici del primo stadio e dimensioni del secondo tratto del letto catalitico

4.2.3 Stadio 3

Lo stadio 3 è caratterizzato da una soluzione interamente gassosa e si protrae fino a fine decomposizione. Per tenere conto di una eventuale decomposizione incompleta, consideriamo la reazione terminata quando la frazione in massa del

perossido è pari all'1%. Siccome non devono avvenire cambi di fase, l'energia rilasciata dalla reazione va ad innalzare la temperatura fino a 1091 K, valore calcolato precedentemente. Nota la $Y_{p,f}$ del terzo stadio, le frazioni in massa finali dei prodotti della decomposizione si determinano seguendo calcoli stechiometrici analoghi a quelli degli stadi precedenti. Al fine di risolvere la (4.2.13), rimangono da determinare k e ρ . Il primo è stato individuato similmente a quanto fatto per il primo stadio. Il secondo è stato calcolato come media delle densità a inizio e fine del terzo stage.

Poiché tutte le sostanze sono in fase gassosa, la loro densità alla pressione di 2.5 bar è stata determinata con la legge dei gas perfetti.

Risolvendo la (4.2.13) calcoliamo L_3 (Tabella 4.10).

Conoscendo le lunghezze di ciascun tratto, la lunghezza totale del letto catalitico è di circa 11 mm.

<i>STAGE 3</i>	Y_p	Y_w	Y_{ox}
<i>inizio</i>	0.20	0.52	0.28
<i>fine</i>	0.01	0.62	0.37

Tabella 4.9: Frazioni in massa di perossido, acqua e ossigeno a inizio e fine stage 1

T [K]	759.6
ρ [kg/m ³]	1.21
k [1/s]	4.99e5
A [mm ²]	132
L_3 [mm]	0.43

Tabella 4.10: Valori medi dei parametri caratteristici del primo stadio e dimensioni del secondo tratto del letto catalitico

4.3 Serbatoio

Il serbatoio ha la funzione di immagazzinare il propellente per tutta la durata della missione fino al momento della propulsione, quando l'azionamento di una elettrovalvola permette la fuoriuscita del perossido di idrogeno in pressione verso il letto catalitico.

Esistono numerose tipologie di dispositivi per mantenere il propellente in pressione (accumulatori a molla, a pistone libero, a pelo libero o a membrana). Per mantenere un livello di complessità del sistema sufficientemente basso, è stato scelto di utilizzare un accumulatore a pelo libero in cui un gas inerte, tipicamente azoto in quanto economico e non pericoloso, tiene in pressione il combustibile nel serbatoio.

L'espansione del gas all'apertura della valvola viene per semplicità considerata una trasformazione adiabatica, pertanto si può fare uso dell'equazione

$$pV^k = cost \quad (4.3.1)$$

dove p è la pressione, V il volume e k è l'indice adiabatico.

Indicando con i e f rispettivamente la condizione iniziale e finale della trasformazione, la (4.3.1) diventa

$$p_i V_i^k = p_f V_f^k \quad (4.3.2)$$

Inizialmente il gas occupa un volume $V_i = V_{tot} - V_p$, mentre all'istante finale, considerando una espansione ottima, l'azoto occuperà l'intero volume, quindi $V_f = V_{tot}$. La (4.3.2) si può riscrivere come segue

$$p_i (V_{tot} - V_p)^k = p_f V_{tot}^k$$

Il volume totale è quindi uguale a

$$V_{tot} = \frac{V_p}{1 - \left(\frac{p_f}{p_i}\right)^{\frac{1}{k}}} \quad (4.3.3)$$

Il volume di perossido di idrogeno necessario per la manovra, determinato al paragrafo 3.5, è 0.000246773 m^3 . Per mantenere le dimensioni ridotte, è

necessario che il Δp tra l'istante iniziale sia relativamente elevato: p_i è posto uguale a 10 bar mentre la pressione a fine espansione viene imposta a 2.5 bar in modo da garantire anche a fine espansione una pressione pari a quella di dimensionamento della camera catalitica. È importante sottolineare che con una tale configurazione, negli istanti iniziali la pressione in camera di combustione è maggiore rispetto a quella nominale. Pertanto in un eventuale proseguo di maggior dettaglio di questo progetto sarà necessario prevedere la presenza di un regolatore di pressione che mantenga i valori di p vicino a quelli nominali per l'intera durata dell'operazione, in modo da incrementare l'efficienza del sistema. Dalla (4.3.3) ricaviamo che il volume totale del serbatoio, a meno degli spessori delle pareti, è pari a 392636.821 mm^3 , circa 0.4 litri. Sapendo che $V_i = V_{tot} - V_p$, il volume iniziale dell'azoto è circa 0.14 litri.

In un sistema di queste dimensioni, il serbatoio è decisamente il componente di dimensioni maggiori. Pertanto l'ottimizzazione della forma dell'accumulatore rispetto al volume disponibile ha un ruolo fondamentale nel mantenere il sistema il più compatto possibile. Un serbatoio sferico, benché le sue ottime caratteristiche strutturali sfrutta male lo spazio adoperabile.

Date le pressioni nominali piuttosto basse, si è optato per un serbatoio di forma toroidale, ovvero cilindrico con un foro passante. In questo modo il volume disponibile viene occupato più efficientemente rispetto a una sfera e all'interno dell'apertura è possibile inserire il letto catalitico e l'ugello.

Per ridurre il diametro del foro e quindi diminuire l'altezza del serbatoio, si può traslare l'ugello in avanti rispetto alla base del serbatoio di una quantità f (si veda la Figura 4.2), in modo che la sezione dimensionante il diametro del foro sia minore. In tal senso, con qualche semplice considerazione trigonometrica, il diametro del foro passante (x) è esprimibile come segue:

$$x = D_e - 2f \tan(\alpha)$$

Fissando f a 15 mm e ricordando il valore della semi-apertura del divergente dell'ugello definito nei previ paragrafi ($\alpha = 20^\circ$), il diametro del foro è pari a ~ 39 mm. L'altezza totale del serbatoio, dato il volume di 0.4 litri, è di circa 76 mm.

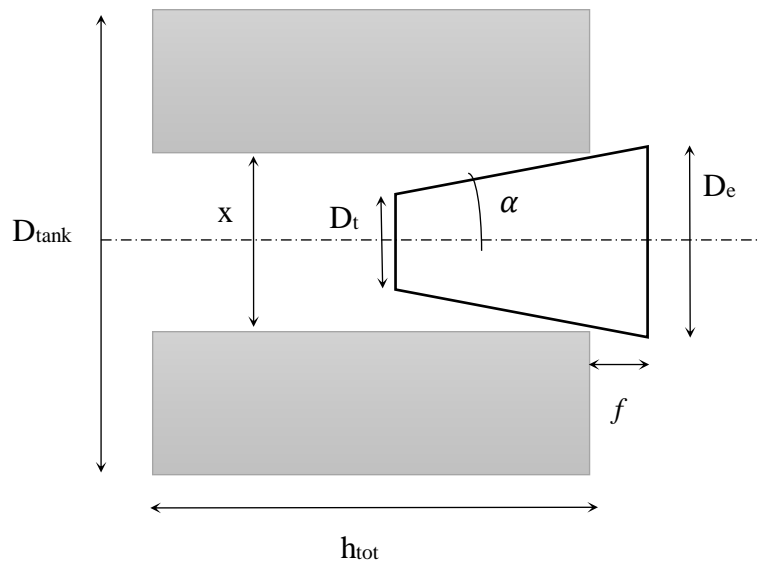


Figura 4.2: Sezione schematica della configurazione serbatoio toroidale con divergente ugello

4.3.1 Dimensionamento strutturale statico del serbatoio

Al fine di rendere più completa la progettazione del serbatoio, un valore di prima approssimazione degli spessori delle pareti è stato determinato tramite una valutazione strutturale preliminare per mezzo di una modellazione agli elementi finiti con il software Ansys®. È stato disegnato un modello semplificato del serbatoio toroidale tramite un software di disegno assistito al calcolatore (Figura 4.3), che successivamente è stato importato in Ansys®.

Per questa simulazione preliminare si considera la lega di alluminio T7075, le cui caratteristiche meccaniche di massima sono indicate nella Tabella 4.11 [15]. La scelta di questa lega è stata dettata dalle sue ottime caratteristiche meccaniche. È però fondamentale sottolineare come non sia perfettamente compatibile con il perossido di idrogeno. Infatti l'alluminio T7075 ha un rateo di corrosione nell'ordine del millimetro per anno [16]. Pertanto, per utilizzare questa lega, è

necessario prevedere un trattamento superficiale. A questo proposito si può operare una anodizzazione dell'alluminio o un rivestimento superficiale con materiali plastici.

Densità	Modulo di Young	Tensione di Snervamento [σ_{amm}]	Coefficiente di Poisson
2700 kg/m ³	70 GPa	235 MPa	0.33

Tabella 4.11: Caratteristiche meccaniche Alluminio T7075

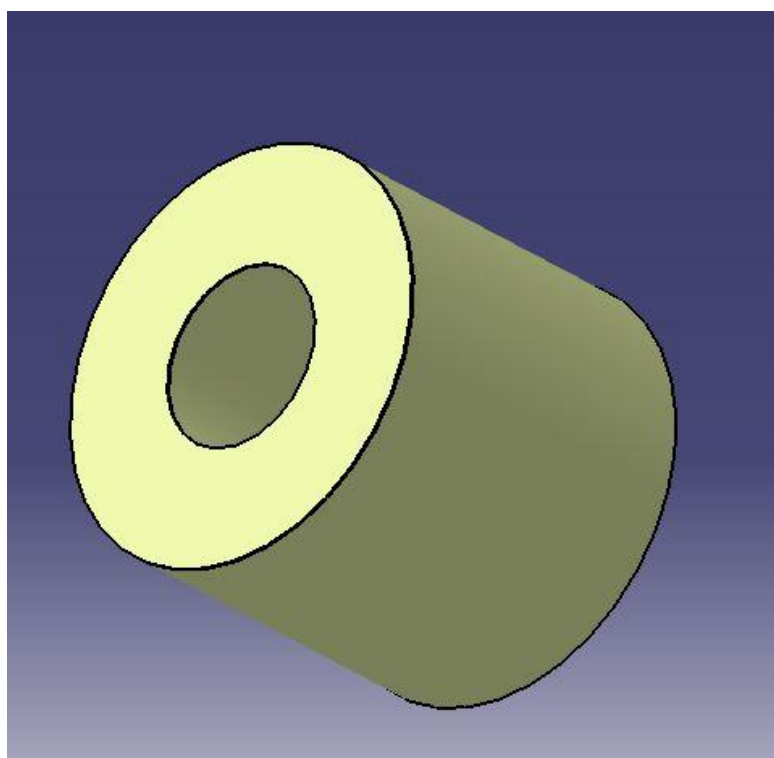


Figura 4.3: Modellazione CAD semplificata del serbatoio

In Ansys® sono stati applicati su ogni parete del serbatoio i carichi di pressione pari a 10 bar per simulare le condizioni operative determinate prima. Il fattore di sicurezza (FoS) è stato calcolato secondo le normative ECSS (European Cooperation for Space Standardization): è dato dal prodotto di diversi contributi tra cui uno legato al modello FEM utilizzato (KM), uno per tener conto dei carichi applicati in campagna di qualifica (KQ) e uno che considera la maturità del progetto (KP). Il loro prodotto è circa 2.

Con i dati sopra descritti, sono state svolte iterativamente più analisi valutando ogni volta il margine di sicurezza (MoS). L'obiettivo dell'iterazione è raggiungere un MoS positivo senza sovradimensionare il sistema. Il valore finale dello spessore è di 1.4 mm con un MoS del 24%.

$$MoS = \frac{\sigma_{amm}}{\sigma_n * FoS} - 1$$

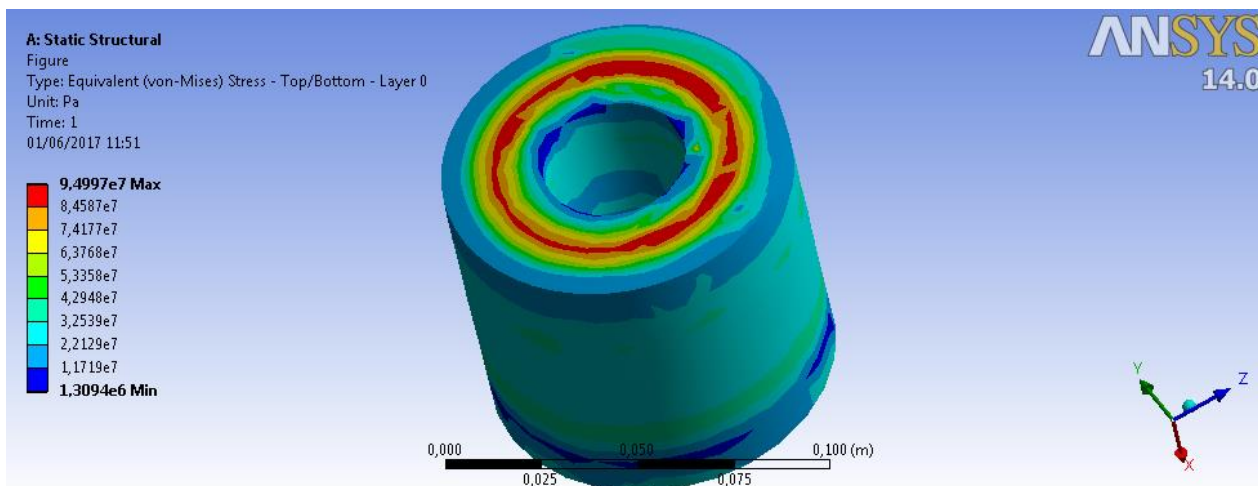


Figura 4.4: Andamento delle tensioni dovute al carico di pressione applicato

4.4 Configurazione finale

La forma toroidale, come spiegato prima, permette di sfruttare al meglio il volume a disposizione. Inoltre, facendo sporgere di una certa quantità il divergente dell'ugello dal serbatoio (Figura 4.5), è possibile ridurre il diametro del foro passante e quindi ridurre anche l'altezza totale del serbatoio stesso. In questo modo si mantiene il sistema compatto rispettando il requisito iniziale sul volume massimo occupabile, ovvero quello di un CubeSat 1U (Figura 4.6).

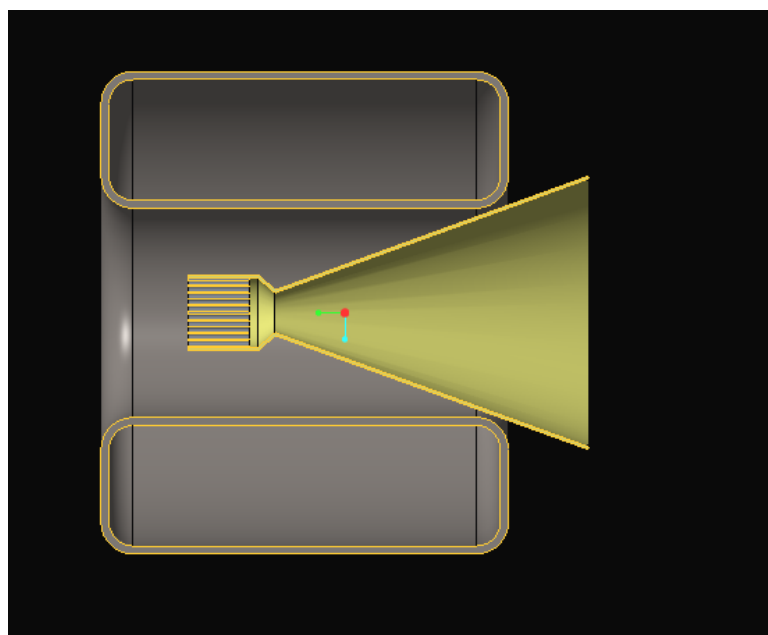


Figura 4.5: Disegno CAD preliminare della possibile configurazione. Si noti il serbatoio toroidale, la camera catalitica e l'ugello.

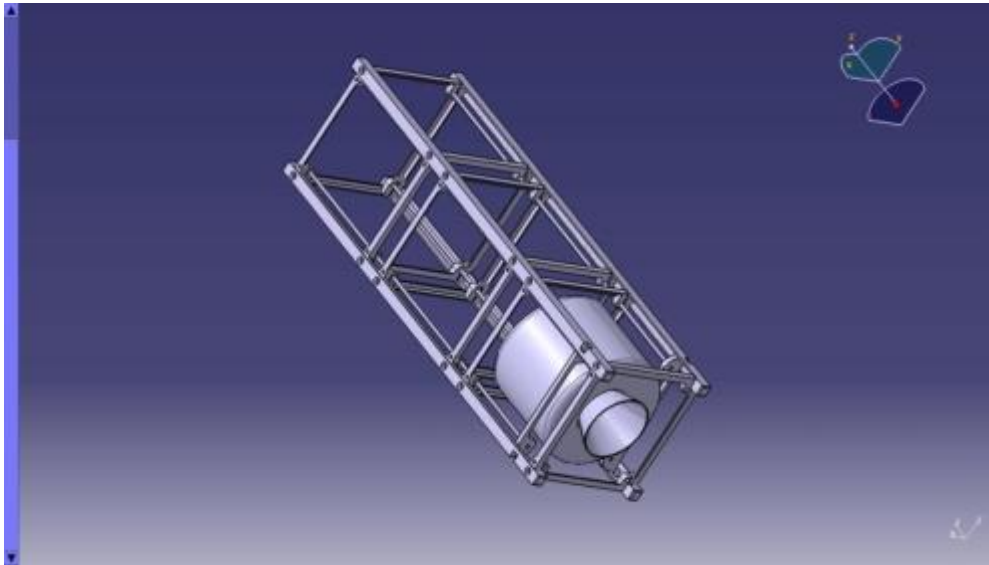


Figura 4.6: Sistema propulsivo inserito all'interno della struttura di un CubeSat 3U. Si noti che è ben contenuto all'interno del primo blocco (1U)

4.4.1 Configurazione alternativa

I CubeSat 3U, da regolamento [17], permettono l'utilizzo di un volume extra esterno al satellite (Figura 4.7). Pertanto nel caso il payload principale non utilizzi questo volume aggiuntivo, il sistema può essere reso ulteriormente più compatto sfruttando il cosiddetto "tuna can". Esso consiste in un volume cilindrico di diametro massimo di 64 mm e alto al più 36 mm. Sarebbe quindi possibile far fuoriuscire il divergente dell'ugello di circa 36 mm. In questo modo la sezione dimensionante il diametro del foro passante del serbatoio si riduce consentendo un'ulteriore diminuzione della sua profondità.

Ripetendo i calcoli svolti nel paragrafo 4.3, le dimensioni del serbatoio in questa nuova configurazione sarebbero: 24.2 mm per il diametro del foro, mentre 66 mm l'altezza del serbatoio, guadagnando così circa 1 cm.

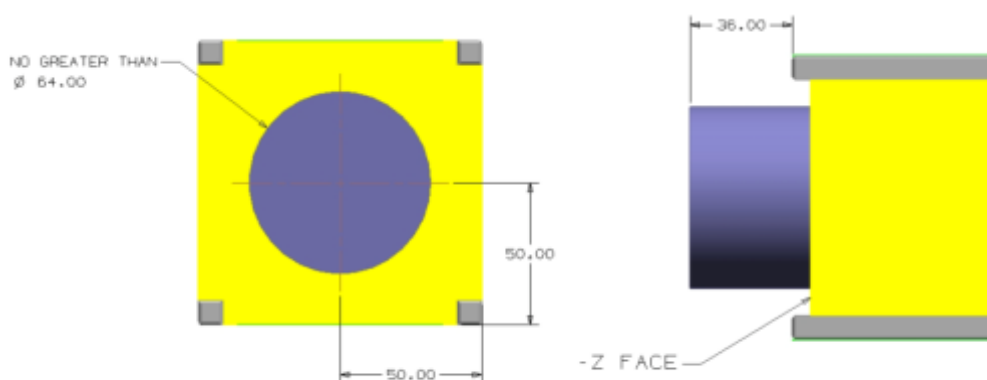


Figura 4.7: In blu il volume extra per un CubeSat 3U (“tuna can”)

5. Conclusioni

Con questo elaborato si è voluto portare avanti lo sviluppo di tecnologie finalizzate al deorbiting di satelliti CubeSat 3U, già iniziato durante il progetto di tirocinio.

La ricerca è stata svolta nell'ambito di sistemi di rientro attivi, in particolare a propulsione.

Inizialmente sono state determinate le orbite in cui un CubeSat 3U non rispetta le linee guida imposte dalla IADC. Quindi, optando per un deorbiting parziale e una manovra alla Hohmann sono stati calcolati i delta-v necessari per trasferire una sonda dall'orbite operative più utilizzate (600-1000 km) a quella finale (quota di 450 km).

Successivamente sono stati presi in considerazione tre diversi tipi di sistemi di propulsione: a gas freddo, a gas caldo e a monopropellente liquido. I tre diversi sistemi sono stati analizzati singolarmente, verificando che rispettassero i limiti in primis volumetrici, di massa e di nocività. Il sistema a monopropellente liquido a perossido di idrogeno si è rivelato il migliore.

Quindi è stato eseguito il dimensionamento dei tre componenti principali: l'ugello, la camera catalitica e il serbatoio.

Per concludere è stato svolto anche un dimensionamento strutturale statico di prima approssimazione del serbatoio.

Si vuole precisare che i risultati ottenuti sono frutto di un dimensionamento preliminare, e pertanto non vogliono essere definitivi. In particolare sviluppi futuri su questo progetto dovranno mirare a migliorare il modello di decomposizione del perossido di idrogeno, integrando numericamente la (4.2.4).

Per completare la progettazione del sistema è necessario selezionare la componentistica di dettaglio che sia compatibile per applicazioni spaziali e svolgere una ricerca approfondita sui materiali da utilizzare per i vari componenti (catalizzatore, ugello e serbatoio).

Bibliografia

- [1] N. Bellini, et al. *A.R.T.I.C.A. Deorbiting System: the new design and prototype of a compact deorbiting sail on board CubeSat "Ursa Maior"*. IAC-15,A6,IP,30,x30649.
- [2] N. Bellini, et al. *A space debris "cleaner kit" based on polyuretanic foams*. IAC-13,A6,P,29,p1,x17013.
- [3] D. Rastelli, et al. *ARTICA: test campaign for QB50 and first in orbit results*. IAC-1,A6,4,6,x34973.
- [4] C. Fodé, et al. *Eleonora, a 3U CubeSat for the Canadian satellite design challenge*. IAC-15,E1,3,8,x30090.
- [5] M. Valdatta, et al. *A compact storage deorbiting sail for CubeSat applications*. IAC-14,A6,4,2,x25439.
- [6] P. Tortora. *Slide del corso di Satelliti e Missioni Spaziali*. 2017.
- [7] M. Genoni. *Progettazione preliminare di una nuova architettura per sistemi passivi di deorbiting ad aumento di superficie*. Relazione di Tirocinio Curricolare. Ingegneria Aerospaziale – Università di Bologna, NPC-SpaceMind, 2017.
- [8] W. J. Larson, J. R. Wertz. *Space mission analysis and design*. Third Edition. Casa Editrice: Kluwer Academic Publishers, 1999.

-
- [9] R. Hofer, J. Mueller, M. Parker, J. Ziemer. *Survey of propulsion options for CubeSats*. Jet Propulsory Laboratory, Pasadena, CA. In: JANNAF-1425.
- [10] A. Cervone, et al. *Development of Hydrogen Peroxide monopropellant rockets*. AIAA.
- [11] P. G. Hill, C. R. Peterson. *Mechanics and Thermodynamics of propulsion*. Second Edition. Casa Editrice: Addison-Wesley Publishing Company, Inc., 1992.
- [12] D. Modenini. *Hydrogen Peroxide performance*.
- [13] F. Eid. *Design, Fabrication, and Characterization of a MEMS Steam-Generating device based on the decomposition of High-Test Hydrogen Peroxide*. MIT, 2010.
- [14] C. L. Yaws. *Chemical properties handbook*. Casa Editrice: McGraw-Hill. New York, NY, 1999.
- [15] Esa Material Database. URL: <https://www.esmat.esa.int>.
- [16] Solvay SA, Group Engineering and Construction – Private communication
- [17] *CubeSat Design Specification*. California Polytechnic State University