

Politecnico di Torino

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale A.A. 2021/2022 Sessione di Laurea luglio 2022

Analisi termica del payload della missione Ariel sui software Ansys ed ESATAN

Confronto tra i modelli termici sviluppati sul metodo agli elementi finiti e alle differenze finite

Relatori:

Candidato:

Prof. Enrico Cestino

Dott. Gianluca Morgante

Edoardo Maria Benivegna

Sommario

Nella progettazione di un telescopio spaziale che opera a temperatura criogenica risulta di fondamentale importanza il ruolo svolto dall'analisi termica. A seconda della banda osservativa, l'ottica dovrà essere opportunamente schermata ed isolata in modo da ottimizzare la stabilità in temperatura e da ridurre al minimo il flusso di calore diretto verso di essa. Quest'ultimo, infatti, rappresenta un disturbo che può interferire col segnale da analizzare.

Il presente lavoro è stato redatto a conclusione dell'esperienza di tesi svolta presso due sedi dell'INAF (Istituto Nazionale AstroFisica): la prima parte è stata svolta presso l'OAPa (Osservatorio Astronomico di Palermo), mentre la seconda presso l'OAS-Bo (Osservatorio di Astrofisica e Scienza dello Spazio di Bologna). L'INAF collabora con l'ESA (European Space Agency), la quale, nell'ambito della missione Ariel, sta progettando un telescopio spaziale criogenico (operante a circa 50 K) - il cui lancio è previsto nel 2029 - che andrà ad investigare le atmosfere degli esopianeti. Poiché i rilevamenti saranno effettuati sia nel campo dello spettro visibile che nel vicino infrarosso, le richieste dal punto di vista termico risultano piuttosto stringenti. A disposizione dell'analista vi sono a disposizione numerosi software, che permettono di simulare le situazioni più gravose per il sistema ed esplorare le possibili soluzioni per soddisfare i requisiti fissati, rispettando al contempo tutti i vincoli imposti dal progetto.

Dopo aver introdotto le peculiarità dell'analisi termica e le soluzioni adottate in modo specifico nel design di Ariel per ottenere le prerogative richieste dal punto di vista termico; verranno confrontati i differenti approcci utilizzati dai software Ansys ed ESATAN-TMS, presentando i risultati che sono stati ottenuti effettuando su entrambi i programmi un'analisi di un modello tridimensionale del payload. Infine, è presentato un breve confronto tra la discretizzazione con il metodo agli elementi finiti (sfruttata da Ansys) e quella con il metodo alle differenze finite (usata da ESATAN).

Indice

Sommario	I
Indice delle figure	VII
Indice delle tabelle	IX
Elenco degli acronimi	XI

Capitolo 1

L'analisi termica nelle missioni spaziali: lo stato dell'arte	1
1.1 Il progetto di una missione spaziale e il ruolo dell'analisi termica	1
1.1.1 Il livello di maturità tecnologica di un progetto	1
1.1.2 L'importanza dell'analisi termica e i compiti dell'analista	2
1.1.3 Le fasi di una missione e il V-model	5
1.2 Le criticità dell'ambiente spaziale dal punto di vista termico	7
1.2.1 La temperatura dello spazio	7
1.2.2 Le possibili orbite attorno alla Terra	7
1.2.3 L'assetto di un veicolo spaziale	8
1.2.4 I carichi termici per un satellite in orbita attorno alla Terra	9
1.3 I princìpi del design del sistema di controllo termico	10
1.3.1 L'equazione di bilancio termico	10
1.3.2 La trasmissione di calore nel vuoto: la radiazione	11
1.3.3 Le definizioni dei termini all'interno dell'equazione di bilancio	13
1.3.4 L'assorbanza solare e l'emissività infrarossa	14
1.3.5 Stabilizzazione su 3 assi e stabilizzazione per spin	16
1.4 Le tecniche e i componenti del sistema termico	18
1.4.1 Le temperature di operatività e di sopravvivenza di un componente	18
1.4.2 I metodi per il controllo termico e i circuiti per la trasmissione del calore	19
1.4.3 L'isolamento del satellite: MLI e trattamenti superficiali	19
1.4.4 I dispositivi atti a migliorare la trasmissione del calore	20

1.4.5 La trasmissione del calore verso i radiatori: i condotti termici	21
1.4.6 Le feritoie o <i>louvers</i>	22

Capitolo 2

La missione Ariel: obbiettivi scientifici e soluzioni adottate per il controllo term	ico del
payload	23
2.1 Gli obbiettivi e la strumentazione scientifica di Ariel	23
2.1.1 Lo scopo della missione	23
2.1.2 Il telescopio di Ariel	24
2.2 Le soluzioni per il controllo termico adottate per Ariel	25
2.2.1 Il Refrigeratore Joule-Thomson	25
2.2.2 Il raffreddamento dei precedenti telescopi spaziali ad infrarossi	26
2.2.3 Lo schermo del telescopio	27
2.2.4 I radiatori passivi di Ariel: i V-Grooves	28
2.2.5 Il radiatore della scatola dei rivelatori (instrument box): l'instrument radiator	30
2.2.6 L'orbita della missione	30
2.2.7 l materiali utilizzati	32
2.2.8 l trattamenti superficiali	33

Capitolo 3

L'analisi termica di un modello di Ariel con i software Ansys ed ESATAN	35
3.1 Le simulazioni effettuate con Ansys	35
3.1.1 I software per la gestione delle simulazioni presenti all'interno di Ansys	35
3.1.2 Il CAD semplificato del <i>payload</i> di Ariel	36
3.1.3 Presentazione dello studio sull'angolo di inclinazione ottimo dei V-Grooves	38
3.1.4 Definizione del modello geometrico e del modello termico	39
3.2 Le simulazioni effettuate con ESATAN	48
3.2.1 l tool principali di ESATAN: <i>Radiative</i> e <i>Thermal</i>	48
3.2.2 La definizione dei materiali e delle proprietà ottiche delle superfici	48

3.2.3 il modello geometrico su ESATAN	51
3.2.4 Il caso radiativo	55
3.2.5 Il caso termico	56

Capitolo 4

Differenze ed analogie tra i due modelli termici sviluppati	61
4.1 Il problema matematico associato all'analisi termica	61
4.1.1 L'equazione del calore	61
4.1.2 L'approssimazione dell'equazione del calore	63
4.1.3 La discretizzazione spaziale	64
4.1.4 Analogia elettrica della conduzione termica	65
4.1.5 Il metodo Monte Carlo	67
4.1.6 Conclusioni	68

Bibliografia	71
-	

Indice delle figure

Fig. 1.1 Livelli di maturità tecnologica di un progetto2
Fig. 1.2 Esempio di V-model6
Fig. 1.3 Rappresentazione grafica di alcune classi di orbite attorno alla Terra7
Fig. 1.4 Schema semplificato dei carichi termici in ingresso e in uscita per un satellite in orbita bassa attorno alla Terra11
Fig. 1.5 Carichi termici diretti dalla Terra verso lo spazio. Immagine tratta da Gilmore e Donabedian (2002)16
Fig. 2.1 Schema del cammino ottico del telescopio di Ariel. Immagine tratta da Tinetti <i>et al.</i> (2020) 24
Fig. 2.2 Rappresentazione grafica del disegno 3D di Ariel 28
Fig. 2.3 Rappresentazione grafica del satellite Planck e di Ariel 29
Fig. 2.4 Due differenti viste dell'orbita attorno a L2 e delle manovre compiute per l'avvicinamento31
Fig. 3.1 Flusso di lavoro di un'analisi termica stazionaria all'interno del software <i>Workbench</i> (Ansys)36
Fig. 3.2 Quattro viste del CAD del modello di Ariel realizzato per effettuare l'analisi termica su Ansys 37
Fig. 3.3 Diagramma di flusso per la gestione della simulazione termica stazionaria presente nel software <i>Mechanical</i> 39
Fig. 3.4 Opzioni per la definizione del carico radiativo su Ansys 42
Fig. 3.5 Campo di temperatura dei 3 VGs e del baffle per il <i>Cold Case</i> per le tre diverse geometrie studiate (<i>piatta, base, +inclinata</i>) 44
Fig. 3.6 Campo di temperatura dei 3 VGs e del baffle per l' <i>Hot Case</i> per le tre diverse geometrie studiate (<i>piatta, base, +inclinata</i>) 45
Fig. 3.7 Campo di temperatura del baffle per il <i>Cold Case</i> per le tre diverse geometrie studiate (<i>piatta, base,+inclinata</i>)46

Fig. 3.8 Campo di temperatura del baffle per l'Hot Case per le tre diverse geometri	ie
studiate (<i>piatta</i> , <i>base</i> , <i>+inclinata</i>)4	ł7
Fig. 3.9 Barra degli strumenti all'interno di <i>Workbench</i> (ESATAN) 4	19
Fig. 3.10 Finestra con l'albero del progetto all'interno di <i>Workbench</i> (ESATAN) 4	19
Fig. 3.11 Quattro viste del modello geometrico di Ariel realizzato su ESATAN.	51
Fig. 3.12 Finestra di dialogo per la creazione di una geometria in Workbench (ESATAN 5	√) 52
Fig. 3.13 Distribuzione di temperatura sull'intera struttura per il <i>Cold Case</i> 5	58
Fig. 3.14 Distribuzione di temperatura sull'intera struttura per l' <i>Hot Case</i> 5	58
Fig. 3.15 Distribuzione di temperatura sullo schermo del telescopio per il Cold Cas	se
5	;9

Fig. 3.16 Distribuzione di temperatura sullo schermo del telescopio per l'Hot Case 59

Indice delle tabelle

ab. 1.1 Esempi di materiali o finiture superficiali, con i rispettivi valori di assorban	za
olare ed emissività infrarossa	15
ab. 1.2 Esempi di intervalli di temperatura in cui un dispositivo è in grado di funzi	0-
are, o in cui non va incontro a rottura	18
ab. 1.3 Famiglie di possibili trattamenti superficiali, suddivise in base ai valori di a orbanza solare ed emissività infrarossa	ıs- 20
ab 3.1 Temperature massime e minime raggiunte nei 4 corpi più grandi per le t	:re
ifferenti geometrie (<i>piatta, base</i> e <i>+inclinata</i>) e le due differenti condizioni simula	te
Cold Case e Hot Case)	42

Elenco degli acronimi utilizzati

ADCS	Attitude Determination and Control System
AIRS	Ariel InfraRed Spectrometer
AOCS	Attitude and Orbit Control System
ARIEL	Atmospheric Remote-sensing Infrared Exoplanet Large-survey
CAD	Computer-Aided Design
CC	Cold Case
CDR	Critical Design Review
EDO	Equazione Differenziale Ordinaria
EDP	Equazione alle Derivate Parziali
ELR	End-of-Life Review
ESA	European Space Agency
FAR	Flight Acceptance Review
FDM	Finite Difference Method
FEM	Finite Element Method
FGS	Fine Guidance System
GEO	Geosynchronous Equatorial Orbit
GFRP	Glass Fiber Reinforced Polymer
GNC	Guidance, Navigation and Control System
HC	Hot Case
HEO	Highly Elliptical Orbit
JPL	Jet Propulsion Laboratory
JT	Joule-Thomson
JWST	James Webb Space Telescope
LEO	Low Earth Orbit
MAR	Mission Adoption Review
MCR	Mission Close-out Review
MEO	Medium Earth Orbit
MDR	Mission Definition Review
MLI	Multi-Layer Insulation
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OAPa	Osservatorio Astronomico di Palermo
OAS-Bo	Osservatorio di Astrofisica e Scienza dello Spazio di Bologna
ORR	Operational Readiness Review
OSR	Optical Solar Reflector
PDR	Preliminary Design Review
PLM	Payload Module
POC	Proof-Of-Concept
PRR	Preliminary Requirements Review

SSM	Second Surface Mirror
SVM	Service Module
TCS	Thermal Control System
TRL	Technology Readiness Level
VDA	Vapor Deposited Aluminum
VG	V-Groove
VGs	V-Grooves

Capitolo 1

L'analisi termica nelle missioni spaziali: lo stato dell'arte

1.1 Il progetto di una missione spaziale e il ruolo dell'analisi termica1.1.1 Il livello di maturità tecnologica di un progetto

Decenni di attività nell'ambito dell'astronautica hanno portato al lancio di migliaia di satelliti e sonde che, pur avendo gli obbiettivi più disparati (dall'esplorazione del sistema solare all'osservazione della Terra e dell'universo, le telecomunicazioni, la meteorologia etc.), sono accomunati dalle condizioni estreme in cui si trovano o si sono trovate ad operare. Grazie allo sviluppo di nuovi materiali più performanti, e all'aumento della potenza di calcolo dei software per le simulazioni, e non ultima all'esperienza accumulata nel corso degli anni, è stato possibile sperimentare di volta in volta nuove soluzioni che hanno permesso la costruzione di macchine sempre più complesse, capaci di realizzare missioni più ambiziose nonché longeve.

Stan Sadin, un ricercatore della NASA (*National Aeronautics and Space Administration*), all'inizio degli anni 70 ha definito una scala di valori che permette di identificare velocemente il livello di maturità tecnologica di un progetto. Questo criterio prende il nome di TRL (*Technology Readiness Level*): esso prevede 9 livelli (Fig. 1.1), partendo dal TRL 1, che corrisponde all'idea iniziale, fino ad arrivare al TRL 9, che si raggiunge solo una volta testato con successo il sistema effettivo in condizioni di lavoro reali.

Un primo intervento dell'analista termico solitamente è richiesto a partire dal TRL 3, ovvero quando si vuole realizzare una prova di fattibilità (POC: *Proof-Of-Concept*) dell'idea. A partire dai primi input ricevuti, che di norma comprendono l'orbita, le dimensioni massime del satellite, i budget (massa, potenza elettrica etc.), la strumentazione che si vuole montare a bordo del veicolo, la durata prevista della missione, si vuole ottenere una descrizione puramente qualitativa di quelli che possono essere gli approcci al design termico della missione. Consapevoli che il design verrà di volta in volta modificato, in base ai requisiti degli altri sottosistemi, seguendo un classico processo iterativo in cui si cerca di raggiungere la migliore soluzione, che possa essere un compromesso in grado di soddisfare tutti i vincoli (tecnici e programmatici). In caso contrario questi dovranno essere ridefiniti in modo da risultare meno stringenti su uno o più fronti.



TECHNOLOGY READINESS LEVEL (TRL)

Fig. 1.1 Livelli di maturità tecnologica di un progetto, dal basso verso l'alto il programma si avvicina alla sua realizzazione

1.1.2 L'importanza dell'analisi termica e i compiti dell'analista

Se si immagina di posizionare un semplice oggetto di dimensioni ridotte, al di fuori dell'atmosfera e senza alcuna sorta né di isolamento/schermatura dalle radiazioni né di elementi in grado di far variare la sua temperatura in modo passivo o attivo, sulle superfici esposte al sole si misurerebbero temperature anche superiori ai 100 °C (in base alla quota, al materiale, all'inclinazione etc.) e, viceversa, temperature inferiori ai -100 °C sulle facce orientate verso lo spazio profondo. Tali gradienti di temperatura sarebbero difficilmente sostenibili da qualsivoglia materiale o struttura senza incorrere in deformazioni eccessive o rotture, e sarebbero altresì pochi i dispositivi in grado

di funzionare a temperature così estreme. Si intuisce quindi l'importanza dei sistemi di controllo termico per la strumentazione a bordo di una missione spaziale. Ecco, quindi, che l'analisi termica riveste un ruolo chiave nella progettazione di un satellite: essa ha come obbiettivo la creazione di un ambiente idoneo per il funzionamento di tutti gli elementi che compongono il sistema. Di seguito verranno descritte le modalità con cui tale risultato viene raggiunto.

Il compito dell'ingegnere termico è quello di simulare il comportamento del sistema in questione e dunque suggerire le possibili soluzioni tecniche che possano essere adatte al design della missione (e nelle fasi successive proporre delle modifiche allo stesso), affinché non solo il bilancio complessivo dell'intero veicolo, ma anche quello interno tra le sue parti consenta il rispetto dei requisiti previsti sulle temperature. Infatti, a seconda della funzione svolta, o in base alle proprie caratteristiche intrinseche, ciascun elemento ha un intervallo di temperature all'interno del quale opera in modo ottimale, ed un intervallo più ampio entro il guale non funziona in modo efficiente o non riesce a funzionare. Se la temperatura supera i limiti dettati da quest'ultimo il componente va incontro a rottura. La situazione ideale per il sistema di controllo termico è rappresentata dal non avere mai alcun elemento la cui temperatura ricada al di fuori dei limiti previsti per la sua operatività; tuttavia, per evitare di avere dei vincoli troppo stringenti, è possibile che in alcune fasi della missione le temperature di alcuni componenti ricadano al di fuori di guesto intervallo, in guesti casi il componente dovrà essere temporaneamente disattivato (o messo in standby) per evitare l'insorgenza di ulteriori problematiche. Inoltre, devono essere limitati al massimo i gradienti di temperatura elevati all'interno della struttura, all'interfaccia tra due componenti o tra le varie parti e/o superfici di un singolo componente, onde evitare malfunzionamenti o danni permanenti.

Poiché nei progetti di veicoli spaziali la componentistica ha spesso costi molti elevati, in quanto rappresentativa del massimo livello tecnologico disponibile in quel momento, prima di realizzare un prototipo completo - in scala o a grandezza naturale vengono eseguite numerose analisi col calcolatore; esse assumono dunque un'importanza fondamentale e vincolante all'interno del processo di sviluppo del progetto, dato che solo quando queste portano a dei risultati con un intervallo di confidenza

abbastanza ristretto si procede con la fase successiva di validazione dell'idea per via sperimentale. Come verrà illustrato in seguito, per quanto dettagliata, l'analisi termica viene pur sempre effettuata su un modello che riproduce la geometria reale in modo semplificato e sulla base di assunzioni (di proprietà e caratteristiche) non sempre note al momento dello studio. Ed è proprio in questo aspetto, che si rivela determinante la competenza e l'esperienza dell'analista, nel saper trovare l'adeguato livello di semplificazione (che va commisurato alla fase del progetto) da un lato e nel valutare con senso fisico le migliori assunzioni possibili al momento dall'altro, in modo da permettere il giusto equilibrio sia tra accuratezza e precisione dei risultati ottenuti, che tra tempistiche e costi. Anche nelle fasi iniziali del programma, l'utilizzo dell'analisi mediante software consente il risparmio di risorse, dal momento che permette di discernere tra le varie opzioni in campo, confrontandole in modo più rapido e semplice di quanto avverrebbe se si optasse per la via sperimentale. Ancora una volta la possibilità di confrontare le diverse casistiche sta nelle mani di chi realizza le simulazioni, che devono essere in grado di mettere in luce tutti gli aspetti critici di ciascuna delle soluzioni prospettate. Va tenuto altresì in considerazione che una modifica al design successiva all'inizio della produzione ha dei costi esponenzialmente più alti di una effettuata durante le preliminari fasi di studio, test e validazione dell'idea. Di conseguenza, è necessario dedicare a queste ultime le dovute tempistiche, per evitare di dover spendere in futuro ingenti risorse finanziarie e di causare ritardi alla programmazione del progetto, per porre rimedio ad errori o lacune non evidenziati in precedenza. Inoltre, l'approccio corretto dell'ingegnere termico prevede la considerazione - nelle scelte progettuali - di dovuti margini rispetto ai requisiti fissati, essi saranno più ampi nelle fasi iniziali del design per poi ridursi man mano che ci si avvicina alla realizzazione del veicolo; questo permette di tener conto delle varie approssimazioni fatte e di far fronte alla definizione di requisiti più stringenti o alla variazione del disegno di alcune parti.

Di pari passo con le simulazioni effettuate con i software dedicati, vengono portate avanti delle analisi sperimentali, svolte su dei prototipi che riproducono l'idea in modo semplificato ed in scala, atte a validare l'effettiva bontà delle soluzioni proposte. Man mano che il progetto avanza, si vanno definendo, con un intervallo di incertezza minore, tutti i valori della geometria del modello e si delineano le specifiche che si vorrebbe avessero i materiali con cui si prospetta di realizzare le varie parti. Solo in una fase successiva ci si confronterà con le aziende del settore per verificare le reali possibilità offerte dalle tecnologie disponibili in quel momento. Le prove sperimentali continuano per tutta la durata del progetto, avvicinandosi passo dopo passo al caso reale: le dimensioni dei pezzi testati e la rappresentatività delle loro caratteristiche rispetto ai modelli definitivi crescono progressivamente, e le condizioni delle prove approssimano quelle più gravose che essi sperimenteranno durante la propria vita operativa; inoltre, si effettuano prove di integrazione dei vari sistemi che portano infine alla creazione del prototipo di dimensioni reali.

1.1.3 Le fasi di una missione e il V-model

Questo modo di procedere è ben rappresentato dal *V-model* (Fig. 1.2), uno schema che raffigura in modo semplice le differenti fasi della progettazione. Esso evidenzia come nelle fasi iniziali (tratto di sinistra della "V") si passi dal generale al particolare (andamento *top down*), andando a dettagliare prima i requisiti e poi il progetto, partendo dall'intera missione fino ad arrivare al disegno particolareggiato del singolo pezzo; nella seconda parte dello schema (tratto di destra della "V"), invece, si procede con la verifica e l'integrazione dei singoli pezzi nei vari sottosistemi e a sua volta dei vari sottosistemi nei sistemi, per giungere, infine, alla validazione dell'intera struttura (andamento *bottom up*). I due segmenti sono collegati dalla "base della V" che identifica l'effettiva implementazione, vale a dire la produzione, di software e hardware.

Come avviene per ogni semplificazione, il *V-model* non pretende di essere una descrizione né esaustiva né precisa del ciclo di vita di un progetto; nella realtà, in base alla complessità dell'idea che si vuole realizzare, il processo non è mai così lineare e le varie fasi si intrecciano. Difatti, la realizzazione di ogni singolo sistema rappresenta un progetto, e all'interno della missione, quindi, si possono identificare tanti *V-model* che si incastrano per formare il puzzle dell'intero macrosistema.

Ad esempio, i progetti dell'agenzia spaziale europea (ESA: *European Space Agency*) di solito vengono suddivisi in sette fasi: la prima è identificata dal numero zero e rappresenta lo studio di fattibilità iniziale, ad essa seguono sei fasi associate alle lettere

dell'alfabeto dalla A alla F. A sancire la separazione tra le varie fasi - in modo netto vi è lo svolgimento di un esame vero e proprio (*review*) sull'intero insieme della documentazione che descrive tutti gli aspetti del sistema di interesse, ponendo il focus sugli obbiettivi raggiunti (visti i requisiti stabiliti) e/o su eventuali problematiche insorte e non ancora risolte, che necessitano un'attenzione maggiore. Il report (*review*) cambia nome a seconda della fase di cui è posto a termine; facendo riferimento ancora una volta alla nomenclatura utilizzata dall'ESA, alla fine della fase 0 (zero) viene svolta la MDR (*Mission Definition Review*). I documenti della suddetta *review* contengono i requisiti principali della missione, e con l'avvio della fase A inizia finalmente lo sviluppo del veicolo che dovrà compiere la suddetta missione.



Fig. 1.2 Esempio di V-model. Lo schema va letto da sinistra verso destra: il ramo di sinistra, di conseguenza, è percorso dall'alto verso il basso, mentre quello di destra in senso opposto

Di seguito viene presentato un elenco delle principali *review* poste alla fine di ciascuna fase della missione: la fase A si conclude con l'esame dei requisiti preliminari, chiamato PRR (*Preliminary Requirements Review*); la B con l'esame del design preliminare (PDR: *Preliminary Design Review*); la C con l'esame finale del design (CDR: *Critical Design Review*); la D con le review legate all'approvazione al volo e alla prontezza operativa (FAR: *Flight Acceptance Review* e ORR: *Operational Readiness Review*) la E con l'esame della fine della vita operativa della missione (ELR: *End-of-Life Review*); ed infine l'ultima review pone fine alla fase F (MCR: *Mission Close-out Review*).

1.2 Le criticità dell'ambiente spaziale dal punto di vista termico

1.2.1 La temperatura dello spazio

Lo spazio cosmico è un habitat molto impegnativo sotto più fronti: dalla presenza di radiazioni, al vuoto pressoché assoluto, e non ultimo dal punto di vista termico. L'ambiente nel quale ci si trova ad operare, infatti, è caratterizzato da una temperatura costante, che si aggira intorno ai 3 K (2,726 K, come rilevato dalla missione COBE della NASA). Essa è data dalla cosiddetta radiazione di fondo, la radiazione elettromagnetica isotropa che pervade l'universo e che rappresenta un residuo (e dunque una prova dell'avvenimento) del big bang.

1.2.2 Le possibili orbite attorno alla Terra

Tra le differenti condizioni ambientali che un veicolo spaziale può ritrovarsi ad affrontare, una prima grande distinzione che è possibile effettuare è relativa all'orbita scelta per la missione. L'impatto dei parametri orbitali sul design termico, infatti, è notevole, basti pensare agli effetti dovuti ad un periodo di eclissi, specie se di durata differente ad ogni rivoluzione. La scelta dell'orbita è legata senz'altro allo scopo della missione, ma può essere influenzata anche dal budget.



Fig. 1.3 Rappresentazione grafica (non in scala) di alcune classi di orbite attorno alla Terra

Tra le varie classi di orbite attorno al pianeta, sono degne di menzione le seguenti (Fig. 1.3), elencate in ordine di altitudine: bassa (nota anche con la sigla LEO che sta per *Low Earth Orbit*); media (MEO: Medium Earth Orbit), che comprende le orbite altamente ellittiche HEO (Highly Elliptical Orbit, conosciute altresì come Molniya) e geosincrona (GEO: *Geosynchronous Equatorial Orbit*); le missioni interplanetarie, invece, fanno storia a sé. Negli ultimi anni per le missioni che richiedono prestazioni termiche particolarmente spinte, sono state molto utilizzate le orbite attorno al secondo punto lagrangiano del sistema Terra-Sole (L2). Sono orbite lontane dai possibili disturbi generati da Terra e Luna e presentano quindi un ambiente termico particolarmente favorevole. La missione Ariel, ad esempio, orbiterà proprio attorno al punto L2.

1.2.3 L'assetto di un veicolo spaziale

L'orbita definisce la posizione spaziale del veicolo, approssimato come un punto materiale nel suo centro di massa, rispetto ad un riferimento (abitualmente un corpo celeste, i.e. un pianeta o una sua luna, che fa da centro di gravità). Oltre all'orbita, per delimitare con precisione la posizione di un oggetto, occorre descrivere il suo assetto, ovverosia il suo orientamento nel sistema di riferimento considerato. Non a caso, i due sottosistemi che controllano l'orbita (GNC: *Guidance, Navigation and Control System*), e l'assetto (ADCS: *Attitude Determination and Control System*), di consueto vanno a formare un sistema più complesso denominato AOCS (*Attitude and Orbit Control System*), che è in grado di gestire ambedue i set di parametri.

L'assetto influenza il funzionamento di molteplici sistemi: dagli strumenti di misurazione/osservazione (che devono essere puntati verso gli obbiettivi definiti), al sistema di potenza (i pannelli fotovoltaici devono essere orientati verso il sole in modo da massimizzare l'esposizione ai raggi solari), al sistema termico. Come si può facilmente immaginare, difatti, in base allo scopo previsto per la missione, alcune scelte inerenti al sistema di controllo termico (d'ora in avanti indicato TCS: *Thermal Control System*) risultano obbligate: per esempio, un satellite impegnato nell'osservazione della Terra avrà la strumentazione *(payload)* perennemente puntata verso la superficie del pianeta e, di conseguenza, le superfici radianti troveranno posto nella parte diametralmente opposta dello *spacecraft*, la quale "vedrà" costantemente lo spazio. Una scelta obbligata potrebbe apparire una semplificazione, in quanto snellisce il processo decisionale restringendo il campo delle soluzioni possibili; in effetti però, rappresenta un'ulteriore difficoltà per il progettista, che si trova a dover rispettare un altro vincolo. Infatti, la parte esposta allo spazio può – a seconda dell'orbita del satellite – vedere lo spazio profondo o essere illuminata dal sole, variando anche repentinamente il suo equilibrio termico e la sua temperatura.

Come verrà descritto in modo più approfondito nel par. 1.3, per ragioni dettate da limiti puramente fisici, risulta impossibile per una stessa superficie schermare il veicolo dalla radiazione proveniente dalla Terra e, allo stesso tempo, irradiare verso lo spazio parte dell'energia interna, perché le due radiazioni hanno lunghezze d'onda confrontabili. Per questa ragione si studiano nuove soluzioni, anche per quanto concerne l'orbita, alla ricerca di ambienti più favorevoli dal punto di vista termico. Va sottolineato come il processo di ideazione, selezione e modifica del progetto coinvolge tutti i sistemi, e deve portare ad un miglioramento complessivo dell'intero oggetto che si intende realizzare, non solo di una delle sue parti, alimentando così un circolo virtuoso, in cui tutti i gruppi lavorano in sinergia per il raggiungimento degli obbiettivi prefissati.

1.2.4 I carichi termici per un satellite in orbita attorno alla Terra

Alla distanza dal Sole alla quale si trova la Terra, la potenza radiante per unità di superficie proveniente dalla stella, misurata su un piano disposto perpendicolarmente alla radiazione incidente (i raggi solari), è mediamente pari a 1367 W/m² (Hickey *et al.*, 1988). Questo è il dato raccomandato dalla normativa, ma alcune recenti misurazioni suggeriscono una sua revisione che porterebbe il suo valore a 1361 W/m² (Gueymard, 2018). Essa è nota anche come costante solare, e rappresenta un valore medio tra quello massimo (1414 W/m²) registrato quando la Terra passa per il perielio, il punto dell'orbita più vicino al Sole (in prossimità del solstizio dell'inverno boreale), e quello minimo (1322 W/m²) corrispondente al passaggio per l'afelio, il punto in cui la Terra si trova alla massima distanza dalla sua stella (vicino al solstizio dell'estate boreale). L'atmosfera che circonda la superficie del nostro pianeta scherma parte di questa radiazione incidente riflettendola verso lo spazio. Un corpo che si trova al di fuori dell'atmosfera terrestre, dunque, viene investito da questa energia riflessa che viene comunemente denominata albedo.

Infine, meno importante in valore assoluto rispetto alle precedenti, vi è la radiazione infrarossa emessa dalla Terra. Come indicato dalla legge di Stefan-Boltzmann (eqz. 1.1), un corpo irradia energia proporzionalmente alla quarta potenza della sua temperatura. Questa radiazione è in valore assoluto molto minore rispetto agli altri due contributi (radiazione solare diretta e riflessa), ma non è trascurabile come verrà illustrato nel successivo paragrafo.

$$E_{bb,T} = \sigma T^4 \tag{1.1}$$

1.31 principi del design del sistema di controllo termico

1.3.1 L'equazione di bilancio termico

A livello globale, nell'equazione di bilancio termico (eqz. 1.2) di un veicolo spaziale vi sono essenzialmente cinque possibili termini. Quattro rappresentano dei contributi positivi, ovvero calore fornito al sistema o prodotto al suo interno, ed uno solo è negativo, cioè il calore ceduto dal veicolo all'ambiente circostante. In dettaglio, un veicolo spaziale può essere riscaldato dalla radiazione solare, dall'albedo, dalla radiazione infrarossa emessa dalla Terra (o dal pianeta attorno al quale esso sta orbitando) e dall'energia dissipata dai suoi componenti interni (Fortescue *et al.*, 2011). Un oggetto al di fuori dell'atmosfera, come schematizzato in Fig. 1.4, in assenza di fluidi con cui scambiare energia per convezione, ha un unico modo possibile per dissipare energia: irradiarla – si tratta sempre di radiazione infrarossa – verso lo spazio (o dissiparla su un refrigeratore, che però poi a sua volta dovrà rigettarla nello spazio per via radiativa, ovvero con un radiatore). Nella definizione del design termico, dunque, viene prestata molta attenzione alle strutture radiative, in quanto risultano cruciali non solo le

caratteristiche geometriche (forma e dimensione), i materiali e le finiture, ma anche il loro posizionamento.

$$Q_{Sole} + Q_{albedo} + Q_{IR,Terra} + Q_{int} = Q_{est}$$
 1.2

1.3.2 La trasmissione di calore nel vuoto: la radiazione

Una superficie radiativa, infatti, risulta del tutto inefficace se orientata verso il pianeta, poiché la Terra, che ha una temperatura effettiva che si aggira intorno ai -18°C, emette energia nella banda infrarossa ad una lunghezza d'onda molto vicina a quella emessa dal satellite. Il Sole, invece, che può essere visto come un corpo nero alla temperatura di 5777°C (Anderson *et al.*, 2001), emette ad una lunghezza d'onda molto minore (cui corrisponde un'energia maggiore, secondo la relazione di Planck-Einstein (eqz. 1.3), che lega l'energia di una radiazione al prodotto tra la costante di Planck *h* e la velocità della luce *c*, rapportato alla sua lunghezza d'onda λ).



Fig. 1.4 Schema semplificato dei carichi termici in ingresso e in uscita per un satellite in orbita bassa attorno alla Terra

Fu proprio Max Planck, nel 1900, a trovare un'espressione analitica (eqz. 1.4) per l'emittanza spettrale (la potenza emessa per unità di superficie e di lunghezza d'onda) di un corpo nero; integrando questa equazione per tutti i valori di lunghezze d'onda possibili si ottiene proprio la legge di Stefan-Boltzmann (1.1).

$$E = hc/\lambda$$
 1.3

$$E_{\lambda,T} = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5 \left(e^{\frac{hc}{k_B \lambda T}} - 1 \right)}$$
 1.4

Un rivestimento che riflette la radiazione proveniente dalla Terra, dunque, impedirebbe all'energia termica proveniente dall'interno del satellite di essere irradiata verso l'esterno. In base a quanto è stato detto, si opta per dei rivestimenti/finiture che abbiano un'alta riflettanza nello spettro di frequenze della radiazione solare e, di contro, un'alta emissività (che a parità di lunghezza d'onda ed incidenza, per la legge di Kirchoff - espressa dall'eqz. 1.5 - è uguale all'assorbanza) nella porzione di spettro corrispondente alla radiazione infrarossa di un corpo a temperatura ambiente.

$$\alpha(\theta, \lambda) = \varepsilon(\theta, \lambda) \quad \forall \theta, \forall \lambda$$
 1.5

All'interno il problema è ovviamente molto più complesso e, in ogni caso, non può ritenersi slegato dalla configurazione esterna. Ad esempio, se un componente che deve essere raffreddato non viene posizionato in prossimità di un radiatore, bisogna realizzare anche un opportuno collegamento, che permetta di trasferire il carico termico da dissipare al componente deputato a svolgere questo compito.

Non tutta l'energia in arrivo su un corpo viene assorbita: per la conservazione dell'energia risulta che la radiazione incidente viene in parte riflessa e trasmessa, ovvero attraversa l'oggetto. Rapportando il tutto all'energia posseduta dall'onda prima dell'impatto si ha che la somma delle percentuali di energia assorbita, riflessa e trasmessa è pari a uno (eqz. 1.6). Le tre frazioni così definite prendono il nome di assorbanza, riflettanza e trasmittanza (Bergman *et al.*, 2020).

$$\alpha + \rho + \tau = 1 \tag{1.6}$$

1.3.3 Le definizioni dei termini all'interno dell'equazione di bilancio

Si analizzano ora singolarmente le espressioni matematiche che definiscono i termini presenti nell'equazione di bilancio termico (1.2). Il primo di essi (eqz. 1.7) rappresenta la radiazione solare diretta, ed è dato dal prodotto tra la superficie del satellite orientata verso il Sole, il fattore di vista tra il veicolo ed il Sole, l'assorbanza della suddetta superficie e l'irradianza solare (eqz. 1.8). Il valore medio dell'irradianza per un corpo che si trova ad un'unità astronomica (abbreviata au: astronomical unit, la distanza media Terra-Sole, pari a circa 150 milioni di Km) dal Sole è, come detto in precedenza, 1367 W/m². Il secondo addendo è la radiazione solare riflessa dalla Terra (o dal pianeta attorno al quale si transita), o albedo, ed ha un'espressione (eqz. 1.9) molto simile a quella per la radiazione solare diretta. In questo caso, però, la proiezione cui siamo interessati è quella verso il pianeta, e l'irradianza (eqz. 1.10) è scalata attraverso i due coefficienti adimensionali a ed F: il primo tiene conto del pianeta (o volendo della zona del pianeta) che riflette la radiazione solare, il secondo varia in base al fattore di vista tra il veicolo e il pianeta stesso, all'altezza e all'inclinazione dell'orbita. L'ultimo termine (eqz. 1.11) legato a corpi celesti nell'equazione di bilancio termico è la radiazione infrarossa emessa dalla Terra (o dal pianeta in questione): questa volta, oltre all'area dello spacecraft rivolta verso il pianeta, è presente l'emissività delle sue superfici e l'emittanza del pianeta (eqz. 1.12) moltiplicata per il fattore di vista pianeta-veicolo.

$$Q_S = A_{V-S} \cdot \alpha_S \cdot I_S \cdot F_{vis,S-T}$$
 1.7

$$I_{S} = \frac{P_{Sole}}{4\pi d_{T-S}^{2}} = \frac{4\pi r_{S}^{2} \sigma T_{S}^{4}}{4\pi d_{T-S}^{2}} = \frac{r_{S}^{2} \sigma T_{S}^{4}}{d_{T-S}^{2}}$$
 1.8

$$Q_{alb} = A_{V-T} \cdot \alpha_S \cdot I_a \tag{1.9}$$

$$I_a = I_S \cdot a \cdot F \tag{1.10}$$

$$Q_{IR,T} = A_{V-T} \cdot \varepsilon_V \cdot I_T \cdot F_{vis,V-T}$$
 1.11

$$I_T = \varepsilon_T \cdot \sigma \cdot T_T^4 \tag{1.12}$$

Rimangono i due termini che sono legati esclusivamente al veicolo: il calore generato all'interno Q_{int} ed il calore dissipato verso lo spazio Q_{est} . Il primo è dato dalla sommatoria dei calori prodotti dai componenti in funzione all'interno della struttura, il secondo (eqz. 1.13) può essere esplicitato come l'irradianza del veicolo moltiplicata per l'area utile, cioè la superficie del satellite che vede lo spazio.

$$Q_{est} = \varepsilon_V \cdot \sigma \cdot (T_V^4 - T_{Sp}^4) \cdot A_{V-Sp}$$
 1.13

In aiuto all'analista, in letteratura è possibile trovare tabulati i valori di grandezze come l'albedo e l'assorbanza/emissività di molti materiali e finiture superficiali. I restanti termini presenti nelle equazioni sono costanti universali (come la distanza Terra-Sole, la temperatura del Sole e della Terra, la costante di Stefan-Boltzmann) o variabili legate alla geometria (adimensionali o con la dimensione di un'area), da calcolare in base alla combinazione della forma del satellite con la sua orbita ed il suo assetto in ogni punto della traiettoria. Tra queste è interessante esaminare la definizione del fattore di vista (eqz. 1.14): in essa compaiono, oltre alle aree delle due superfici in questione, i coseni dei due angoli tra le normali alle superfici e la loro congiungente *r* (Wertz *et al.*, 2011). Il calcolo dei coefficienti geometrici è esclusivo carico dei software, nel terzo capitolo verrà presentato uno dei metodi utilizzati dal calcolatore per valutare i fattori di vista.

$$F_{1-2} = \frac{1}{A_j} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos\theta_i \cos\theta_j}{\pi r^2} dA_i dA_j$$
 1.14

1.3.4 L'assorbanza solare e l'emissività infrarossa

Si osservi come nella definizione del calore ceduto all'esterno (1.13) ed in quella del calore (radiazione infrarossa) in arrivo dalla Terra (1.11) sia presente l'emissività dello *spacecraft* ε_V , mentre nelle eqz. 1.7 ed 1.9 compaia l'assorbanza solare α_S . Con ε_V si vuole indicare l'emissività (delle superfici esterne) del veicolo nello spettro di frequenze relative all'infrarosso, poiché sia la Terra che il veicolo si trovano a temperature

tali per cui la loro emissione sarà in quella banda di lunghezze d'onda. La banda dell'infrarosso, infatti, copre le lunghezze d'onda che vanno da 5 a 50 µm, ossia le radiazioni emesse da corpi con temperatura che varia all'incirca da 300 °C fino a -250 °C. Per la legge di Kirchoff risulta vero che $\varepsilon_V = \alpha_V$, e la scelta di indicare ε_V è puramente concettuale, atta a mettere in luce che la dissipazione del calore verso lo spazio è ostacolata dalla radiazione proveniente dalla Terra, poiché le lunghezze d'onda dei due fenomeni ondulatori sono comparabili. Parimenti, si ha che $\alpha_S = \varepsilon_S$, ed in questo caso α_s rappresenta l'assorbanza nello spettro dell'ultravioletto (da 0,15 a 10 μ m), la banda di frequenze dove si concentra il 99% della radiazione solare (Fortescue et al., 2011). Esplicato che $\alpha_S = \varepsilon_S \neq \varepsilon_V = \alpha_V$, risulta chiaro che per i materiali e/o le finiture delle superfici esterne del satellite si prediligeranno quelli con un valore più elevato possibile del rapporto α_S/ε_V (assorbanza solare/emissività infrarossa), se si vuole riscaldare il veicolo; più basso se lo si vuole raffreddare, disperdendo quanto più calore verso lo spazio profondo e assorbendone contemporaneamente il minor quantitativo possibile dall'esterno. Nella Tab. 1.1 sono riportati alcuni esempi di materiali/trattamenti superficiali ed i relativi valori di α_s e ε_v estrapolati da Kauder (2005).

Superficie	α_s	ε_V	α_S/ε_V
Vernice Nera	0,95	0,85	1,12
Vernice Bianca		0,90	0,13
VDA (Vapor Deposited Aluminum)		0,05	3
VD Au (oro)	0,25	0,02	12,5
Berillio lucidato		0,01	44
SSM (Second Surface Mirror)		0,78	0,1
OSR (<i>Optical Solar Reflector</i>)		0,74	0,09

Tab. 1.1 Esempi di materiali o finiture superficiali, con i rispettivi valori di assorbanza solare ed emissività infrarossa

Il carico termico dovuto alla radiazione infrarossa proveniente dalla Terra come visto può essere molto vincolante per la progettazione del sistema termico, anche perché rappresenta l'unico carico termico esterno quando il satellite si trova in eclisse. Esso però non interessa tutte le orbite attorno ai pianeti; come ogni flusso, infatti, anche questo diminuisce di intensità con un rapporto di proporzionalità quadratica inversa con la distanza dal pianeta. Ciò significa che per i satelliti in orbita attorno al nostro pianeta ad una quota superiore ai 30.000 Km sia il carico infrarosso che l'albedo (i carichi dovuti alla presenza della Terra) sono trascurabili, come si evince anche dalla rappresentazione grafica presente in Fig. 1.5. A quote inferiori, invece, l'albedo rappresenta un carico importante, superiore anche ai 400 W/m² per orbite LEO (la Terra riflette mediamente il 30% della radiazione solare); mentre il flusso di calore dovuto alla radiazione infrarossa ha un'intensità all'incirca pari a 240 W/m² (Stephens *et al.*, 1981).



Fig. 1.5 Carichi termici diretti dalla Terra verso lo spazio: sia l'albedo che la radiazione infrarossa sono dei carichi rilevanti solo per i satelliti in orbita bassa. Immagine tratta da Gilmore e Donabedian (2002)

1.3.5 Stabilizzazione su tre assi e stabilizzazione per spin

Chiarito il concetto alla base dell'equilibrio termico generale dell'intero veicolo spaziale, dopo aver discusso l'influenza dell'orbita, occorre introdurre un'altra importante differenziazione tra due possibili configurazioni per il satellite. Si distinguono i satelliti stabilizzati su tre assi e quelli stabilizzati per spin. Essi sono, rispettivamente, un esempio di controllo attivo e passivo dell'assetto. Esistono altri metodi di controllo passivo (e.g.: gradiente di gravità o magnetico), ma essi sono molto meno diffusi ed utilizzati su satelliti di piccole dimensioni collocati in orbita bassa, i quali certamente presentano sistemi di controllo termico molto semplici che non sono di particolare interesse in questa trattazione. Ciò a cui siamo interessati è confrontare l'impatto che la scelta di una o dell'altra categoria di satelliti ha sulla caratterizzazione e il dimensionamento del TCS.

I satelliti stabilizzati per spin hanno una configurazione più semplice dei vari sistemi, e quello per il controllo termico non fa eccezione. Solitamente, la forma del satellite è assimilabile a quella di un cilindro, il cui asse è disposto in modo perpendicolare ai raggi solari (la maggior parte di questi satelliti è in orbita GEO); i pannelli fotovoltaici vengono installati direttamente sulla superficie esterna, ma, poiché la struttura ruota continuamente, i pannelli non saranno mai orientati perpendicolarmente ai raggi solari per periodi di tempo sufficientemente lunghi. Questa soluzione si rivela essere molto semplice e affidabile, tuttavia risulta poco efficiente per la produzione di energia elettrica e, per compensare questo aspetto, si cerca di coprire quanta più superficie possibile con dei pannelli. Questo implica che non vi è altro spazio per delle superfici radianti e, di conseguenza, saranno gli stessi pannelli solari ad assolvere la funzione di radiatori. Data la loro temperatura, di solito piuttosto bassa, i pannelli di un satellite stabilizzato per spin sono degli ottimi serbatoi di temperatura. Scegliendo un rapporto α_S / ε_V pari a 1, di norma si è in grado di mantenere il satellite ad una temperatura prossima a quella ambiente senza ricorrere all'ausilio di altri componenti. Se con l'analisi delle temperature raggiunte durante un'eclisse si riscontrasse che alcuni componenti raggiungano una temperatura al di sotto di quella minima per rimanere operativi, si potrebbe optare per una finitura degli stessi (o delle scatole che li contengono) con un minor valore di emissività. In casi estremi si può ricorrere a degli elementi riscaldanti (heater), che - di contro - comportano un aumento delle dimensioni, e dunque della massa, delle batterie.

Per i satelliti stabilizzati su tre assi, non si pone il problema dell'assenza di superfici libere da poter utilizzare per i radiatori, in quanto i pannelli fotovoltaici trovano posto lontano dalla superficie della struttura; essendo montati su degli appositi supporti che consentono la loro movimentazione, è possibile disporli - quanto più a lungo possibile - perpendicolari ai raggi solari. Si preferisce dunque isolare la struttura con delle coperte MLI (illustrate in dettaglio nel prossimo paragrafo), e sfruttare i radiatori per dissipare il calore in eccesso prodotto all'interno del satellite. La superficie di questi ultimi possiede, come detto in precedenza, un valore molto basso di α_S/ε_V . Schermando il satellite, inoltre, si ottiene una minore sensibilità ai carichi termici e alle eclissi, consentendo un ottimale funzionamento dell'elettronica, senza necessità di sistemi di riscaldamento energivori.

1.4 Le tecniche e i componenti del sistema termico

1.4.1 Le temperature di operatività e di sopravvivenza di un componente

Nei precedenti paragrafi sono stati introdotti solo alcuni degli elementi facenti parte del sistema di controllo termico. Di seguito verranno analizzati tutti i principali elementi che consentono la gestione dei carichi termici ed il mantenimento delle temperature desiderate a bordo di un veicolo spaziale. Gli intervalli delle temperature di funzionamento/sopravvivenza (Tab. 1.2) sono molto diversi a seconda dell'elemento considerato: i componenti senza elettronica attiva che sono montati esternamente sono progettati in modo tale da riuscire a sopportare escursioni di temperatura maggiori, specie l'estremo inferiore si rivela essere minore rispetto a quello degli altri componenti; le batterie invece sono tenute a temperature piuttosto basse al fine di prolungarne la vita (Gluck, 1989).

Componente	Range operatività [°C]	Range sopravvivenza [°C]
Piastre di Base dell'Avionica	-20 ⇔ 60	-40 ⇔ 75
Batterie	0 ⇔ 30	-10 ⇔ 40
Pannelli Solari	-150 ⇔ 110	-200 ⇔ 130
Antenne	-100 ⇔ 100	-120 ⇔ 120
Serbatoi Idrazina (propellente)	15 ⇔ 40	5 ⇔ 50

Tab. 1.2 Esempi di intervalli di temperatura in cui un dispositivo è in grado di funzionare, o in cui non va incontro a rottura

Spesso non si è in grado di trovare il giusto equilibrio tra le parti che lavorano a temperature differenti, semplicemente posizionando o isolando in modo opportuno i vari elementi all'interno della struttura (se un elemento, che deve essere raffreddato, si trova ad una temperatura maggiore di un altro che deve essere riscaldato, i due pezzi possono essere connessi termicamente). In questi casi, allora, si necessita la presenza di scambiatori di calore o *heater*, per raffreddare o riscaldare costantemente, o su richiesta (*on demand*), quello specifico componente o un'area dello *spacecraft*. Questa soluzione rappresenta l'*extrema ratio*, in quanto comporta una riduzione del volume disponibile, un aumento del peso, del numero di componenti che possono andare incontro a rottura, della complessità costruttiva ed ovviamente dei costi.

1.4.2 I metodi per il controllo termico e i circuiti per la trasmissione del calore

Viene fatta una netta distinzione tra due diversi metodi per il controllo della temperatura: attivo o passivo. In un veicolo è possibile trovare sia elementi passivi che attivi, ma in fase di progetto viene sempre data la priorità ai primi; poiché essi non influenzano il bilancio di energia elettrica e, nella maggioranza dei casi, rappresentano un risparmio di peso, costo ed essendo più semplici hanno anche una maggiore affidabilità, questo lo si paga - a volte - con una minore efficienza o un maggiore ingombro.

In assenza di un mezzo fluido attraverso il quale propagarsi, nello spazio, dove regna il vuoto quasi assoluto, l'energia può essere trasmessa solo mediante radiazione. All'interno del veicolo poi, tra le parti poste in contatto, l'energia (il calore) si diffonde per conduzione. Per trasferire efficacemente il calore all'interno della struttura, allora si creano due "circuiti", uno interno ed uno esterno: al primo vengono collegati i componenti che hanno bisogno di cedere calore in eccesso, che li porterebbe a raggiungere una temperatura superiore a quella ideale per il loro funzionamento (o la loro sopravvivenza in casi più estremi); il secondo di fatto collega il loop interno agli elementi adibiti alla dissipazione del calore verso lo spazio cosmico.

1.4.3 L'isolamento del satellite: MLI e trattamenti superficiali

Per evitare che il calore in arrivo dal Sole (e dalla Terra per i satelliti in orbita bassa) rappresenti un carico eccessivo da gestire, che comporti un conseguente sovradimensionamento dell'intero TCS, e per consentire una maggiore stabilità e costanza delle condizioni di funzionamento per la componentistica all'interno dello spacecraft, di frequente si sceglie di isolare la struttura del satellite schermandola quasi interamente dalle radiazioni incidenti. Per farlo si possono usare delle specifiche coperte termiche multistrato (MLI blankets. Multi-Layer Insulation), oppure si possono rivestire le superfici del satellite con delle apposite vernici o effettuare dei trattamenti superficiali per modificare i valori di emissività e assorbanza, qualora quelli dei materiali scelti non fossero idonei. Se nessuna delle precedenti soluzioni portasse ai risultati desiderati, si potrebbe realizzare sulla superficie un pattern a strisce o a scacchiera, alternando due - o più - diverse finiture per combinare le loro proprietà. Le MLI blankets e i trattamenti superficiali vengono utilizzati anche all'interno della struttura per isolare (ma nel caso di alcune finiture, come la vernice nera, per migliorare l'emissione e guindi la cessione di calore) elementi che raggiungono temperature molto elevate (e.g.: i propulsori) o che, al contrario, devono rimanere a temperature molto basse (i serbatoi o i dewar criogenici). le finiture superficiali possono essere divise in quattro gruppi (Gilmore and Donabedian, 2002), in base ai valori di α_s e ε_v , come riassunto nella Tab. 1.3: i trattamenti che conferiscono un basso valore di assorbanza solare vengono definiti riflettori, piatti se hanno anche un basso valore di emissività infrarossa, solari se invece questo valore è alto; quelli con un alto valore di α_{S} , invece, sono detti assorbitori, piatti se il valore di ε_V è anch'esso elevato, solari se modesto (si ricorda che i valori di α_S e ε_V sono compresi tra 0 ed 1).



Tab. 1.3 Famiglie di possibili trattamenti superficiali, suddivise in base ai valori di assorbanza solare ed emissività infrarossa

1.4.4 I dispositivi atti a migliorare la trasmissione del calore

In genere, come riportato in Gilmore e Donabedian (2002), le scatole dove è alloggiata l'elettronica vengono ricoperte di vernice nera, in modo da permettere la dissipazione di una parte del calore generato dalla scatola anche per via radiativa verso l'interno dello *spacecraft*. Quando la dimensione e le caratteristiche ottiche della superficie di una scatola, unita a quella della mensola sulla quale è montata, non sono sufficienti a trasmettere sufficiente calore mediante radiazione, per permettere alla prima di condurre meglio verso la seconda, all'interfaccia si pone una piastra sottile di un materiale molto conduttivo (chiamata *doubler*), aumentando così la quantità di energia che la scatola è in grado di dissipare, o del materiale che vada a riempire i vuoti naturalmente presenti all'interfaccia per via della rugosità delle superfici (il cosiddetto *filler*), migliorando il contatto termico aumentando la conduttanza di contatto.

Vi sono altri strumenti che permettono di "estrarre" calore da un componente che necessita di essere raffreddato, sia passivi che attivi. Un altro esempio di elemento passivo sono i PCM (*Phase-Change Materials*), quei materiali che sottraggono calore al pezzo cui sono collegati grazie al passaggio di stato cui vanno incontro; si scelgono, dunque, appositamente materiali con un basso punto di fusione (Fortescue *et al.*, 2011). Passando ai congegni attivi abbiamo i già citati scambiatori di calore, che in realtà sono una famiglia di strumenti che sfruttano il medesimo principio per portare via il calore dall'oggetto che si vuole portare ad una temperatura inferiore: un liquido refrigerante. Come in un radiatore di uso automobilistico, il liquido viene fatto passare in una serpentina e durante il suo percorso va assorbendo calore aumentando la propria temperatura.

1.4.5 La trasmissione del calore verso i radiatori: i condotti termici

Una volta sottratto, il calore deve essere in qualche modo "trasportato" fino ai radiatori che hanno il compito di smaltirlo. Per far ciò si usano dei condotti termici, i quali hanno un funzionamento simile a quello degli scambiatori di calore, e possono presentare il fluido refrigerante in due fasi: liquido e gassoso, oltre alle tubazioni sono presenti altri elementi tipici di un circuito idraulico, quali accumulatori, pompe, evaporatori e condensatori. Per brevi distanze, Il calore può essere trasferito anche per conduzione, a tale scopo si utilizzano delle cinghie termiche realizzate con materiali conduttivi come il rame (Wertz *et al.*, 2011).

1.4.6 Le feritoie o *louvers*

Il funzionamento di un satellite, e quindi di tutta la sua componentistica, può essere variabile; allo stesso modo, anche i carichi termici variano con frequenza e con intensità a volte non trascurabile (nonostante l'isolamento con MLI *blankets*); questo si traduce in una richiesta minore o maggiore di dissipazione del calore in funzione del tempo. Per ovviare a questa problematica, sopra alcuni radiatori si posizionano delle feritoie, che vengono movimentate in modo da permettere la loro apertura totale o parziale, così facendo, varia di molto la quantità di energia irradiata dal radiatore verso l'esterno e - viceversa - quella che dall'ambiente viene assorbita dalla superficie radiante. Quando si vuole limitare la dispersione di calore o l'assorbimento, le feritoie vengono chiuse completamente, riducendo anche di sei volte la quantità di energia termica dissipata/assorbita. Nel primo caso, se necessario, si ricorre a degli *heater* per mantenere la temperatura delle parti più sensibili all'interno del proprio range di sopravvivenza, nel secondo si cerca di spegnere quanti più elementi possibili, in particolar modo quelli responsabili della maggior produzione di energia termica.
Capitolo 2

La missione Ariel: obbiettivi scientifici e soluzioni adottate per il controllo termico del *payload*

2.1 Gli obbiettivi e la strumentazione scientifica di Ariel

2.1.1 Lo scopo della missione

Ariel (*Atmospheric Remote-sensing Infrared Exoplanet Large-survey*) è stata selezionata nel giugno del 2015, insieme ad altre due proposte, come candidata per diventare la quarta missione di classe media (M4) nell'ambito del programma ESA *Cosmic Vision* 2015-2025. I tre progetti sono entrati quindi nella fase 0/A, alla fine della quale, nel marzo del 2018, è stata scelta proprio la missione Ariel come M4; per essa è così cominciata la fase B1, che si è poi conclusa nel corso del 2020 con la redazione del report di adozione (MAR: *Mission Adoption Review*) cui è seguita, nel novembre del 2020, l'adozione formale da parte dell'ESA *Science Programme Committee*. Al momento della scrittura (secondo quadrimestre 2022) Ariel si avvia alla conclusione della fase B2, che terminerà con lo svolgimento del PDR.

Come rivela il suo acronimo, lo scopo di Ariel è realizzare un'ampia indagine osservando le atmosfere degli esopianeti tramite spettroscopia nel vicino infrarosso; questo, negli obbiettivi degli scienziati, permetterà di rispondere a diverse domande inerenti alla comprensione dei processi che portano alla formazione ed evoluzione dei pianeti, e alla comparsa della vita su di essi. L'osservazione di sistemi planetari lontani anni luce da noi potrebbe quindi consentirci di capire quali siano le condizioni e la combinazione di fattori che hanno portato allo sviluppo delle condizioni attuali dell'atmosfera e della vita sul nostro pianeta. L'analisi dei dati raccolti da Ariel consentirà di risalire alla composizione chimica delle atmosfere, al bilancio energetico delle stesse, alle proprietà chimico-fisiche delle sue nubi, e a chiarire come l'ambiente circostante o la stella (che è responsabile della creazione di un'importante parte dell'ambiente in cui si trova il pianeta) influenzino proprietà del pianeta che si va poi a formare. Per fare questo Ariel ha come obbiettivo l'osservazione di più di mille esopianeti.

2.1.2 Il telescopio di Ariel

Per svolgere il proprio compito Ariel è provvisto di un telescopio formato da una serie di specchi (*mirrors*), il più grande dei quali (M1) - lo specchio primario o semplicemente primario – è un'ellisse con assi di dimensione pari a 1,1 m e 0,73 m. Per garantire l'elevato livello di precisione richiesto nel puntamento (la diffrazione massima consentita è di 3 µm), tutti gli specchi e le strutture del banco ottico verranno realizzati in lega di alluminio 6061 T651; ciò consentirà di ridurre al minimo le deformazioni termoelastiche – in particolare alle interfacce dei diversi elementi della struttura – dovute alle variazioni di temperatura sperimentate nell'arco dell'intera vita operativa prevista per lo *spacecraft* (4 anni, con possibilità di essere operativo per altri 2 anni). Per compensare eventuali disallineamenti dovuti ad errori durante il montaggio o alle vibrazioni subite durante le operazioni di lancio o alle deformazioni nella fase di *cool down* (raffreddamento post lancio), invece, il secondo specchio è dotato di un meccanismo che permette di ruotarlo o traslarlo – rispettivamente di ±300 µm e ±2000 µrad – al fine di controllare la messa a fuoco del telescopio (Tinetti *et al.*, 2020).



Fig. 2.1 Schema del cammino ottico del telescopio di Ariel. Immagine tratta da Tinetti et al. (2020)

Come schematizzato in Fig. 2.1, dopo la prima riflessione su M1, il cammino ottico prosegue con la riflessione attraverso una serie di altri specchi (fino a M7) ed il passaggio per degli specchi dicroici che separano il fascio di luce collimato, direzionando le differenti bande verso i vari strumenti di misura - i cosiddetti *detectors* – i quali avranno, dunque, lo stesso campo di vista. In particolare, all'interno del banco ottico di Ariel si trovano due scatole, il FGS (*Fine Guidance System*) e l'AIRS (*Ariel InfraRed Spectrometer*), contenenti svariati rivelatori. La prima contiene tre canali fotometrici che ricevono ed analizzano le lunghezze d'onda della banda ottica (500-1100 nm) ed uno spettrometro a bassa risoluzione per il vicino-infrarosso (1,1-1,9 μ m); la seconda ha due canali per la spettroscopia nell'infrarosso (1,95-7,8 μ m) con bassa/media risoluzione.

2.2 Le soluzioni per il controllo termico adottate per Ariel

2.2.1 Il Refrigeratore Joule-Thomson

I rivelatori presenti all'interno dell'AIRS, dovendo analizzare frequenze relative alla banda infrarossa, necessitano di una particolare attenzione dal punto di vista termico: la maggior parte dei corpi con temperatura nell'intorno di quella ambiente (da -250 °C a 300 °C), infatti, emette radiazioni con frequenza in questa porzione dello spettro, di conseguenza, per evitare che le misurazioni risentano di un rumore eccessivo, dovuto proprio alla temperatura dello stesso strumento di misura, la loro temperatura deve essere inferiore ai 42 K. Per rispettare questo vincolo, viste le ridotte dimensioni dei radiatori che si possono integrare su una missione di classe media come Ariel, si rende necessario l'impiego di un dispositivo per raffreddare attivamente i rivelatori dell'AIRS; la temperatura raggiungibile con l'utilizzo di soli elementi passivi, difatti, è superiore ai 50 K. La scelta dei progettisti è ricaduta su un refrigeratore JT (Joule-Thomson) alimentato da un compressore meccanico. La scelta di un "dito freddo" basato sull'effetto JT, e quindi completamente passivo, garantisce un bassissimo livello di vibrazioni in prossimità delle componenti più delicate (ottiche e rivelatori). Al tempo stesso assicura una longevità ed elevata affidabilità, poiché non presenta parti

in movimento che necessitano di lubrificazione o che si trovano in contatto tra loro. Il compressore meccanico (ospitato nel modulo di servizio del satellite) è progettato per garantire vibrazioni minime ed è basato, come anche il dito freddo JT, sul progetto – di successo – del 4K-JT *cooler* della già citata missione Planck. Come fluido refrigerante è stato scelto il neon, poiché ha un punto di ebollizione di 27 K (alla pressione standard di 1 atm) ideale per le temperature operative previste dai requisiti della missione. I budget previsti per il satellite in termini di massa ed energia – o meglio, potenza - sono rispettivamente di 1,5 t e 1 kW. Il refrigeratore incide su questi due bilanci con una massa di 23 kg ed una potenza richiesta pari ad 88 W per il regime di funzionamento nominale (Tinetti *et al.*, 2020).

2.2.2 Il raffreddamento dei precedenti telescopi spaziali ad infrarossi

Il raffreddamento dei sensori rappresenta spesso il collo di bottiglia di una missione che prevede l'osservazione nella banda infrarossa. In passato, molti telescopi spaziali infrarossi (come IRAS, ISO, Spitzer, Akari, Herschel, WISE), sono stati dismessi, o sono stati impiegati per un'altra missione – ovvero l'osservazione in altre bande dello spettro - proprio una volta esaurito il fluido che permetteva il raffreddamento della strumentazione a temperature sufficientemente basse. L'idea alla base delle missioni elencate in precedenza è semplice ed efficace, ma come anticipato non ha permesso nella maggior parte dei casi - una durata della missione superiore ai tre anni. In tutti i casi il telescopio è stato isolato ponendolo all'interno di un dewar, nella cui intercapedine piuttosto che realizzare il vuoto è stato posto elio liquido (tranne nel caso di WISE per cui fu utilizzato idrogeno solido), e questo ha permesso di raggiungere temperature della strumentazione anche dell'ordine dei 2 K, seppur per periodi di tempo ridotti. Alla pressione standard di 1 atm l'elio si liquefà alla temperatura di 4,22 K, ma se posto ad una temperatura inferiore a quella del suo punto triplo (2,17 K) l'elio diventa un superfluido, ovvero raggiunge una viscosità nulla. Una volta uscito dal serbatoio l'elio riempie l'intercapedine, ed evaporando assorbe calore dalla strumentazione mantenendola alla temperatura desiderata, tuttavia, una volta tornato allo stato gassoso esso aumenta di volume e deve esser fatto fuoriuscire da una valvola per impedire un eccessivo aumento della pressione. Il fluido perso viene via via rimpiazzato da quello presente nel serbatoio fino al suo completo esaurimento.

l progetti più recenti di telescopi spaziali che osservano nell'infrarosso, già operativi - come il JWST (*James Webb Space Telescope*) della NASA - o che verranno lanciati nei prossimi anni - come Ariel dell'ESA -, hanno alla base un'idea progettuale diversa: piuttosto che l'impiego di un fluido refrigerante destinato ad esaurirsi nel tempo, queste missioni prevedono l'utilizzo di una serie di schermi solari/radiatori, che uniti a dei refrigeratori criogenici (*cryocoolers*) isolano e raffreddano in modo sia passivo (i primi) che attivo (i secondi) la strumentazione fino alla temperatura desiderata, garantendo al contempo più longevità alla missione. Ariel e JSWT sono accomunati anche dalla scelta dell'orbita: entrambi i satelliti, infatti, orbiteranno attorno al punto L2 (questo aspetto verrà discusso nel paragrafo successivo).

2.2.3 Lo schermo del telescopio

Il refrigeratore rappresenta l'ultimo elemento di una catena che permette ai *detectors* dell'AIRS (ed a tutta la strumentazione del telescopio e del banco ottico) di trovarsi alla temperatura più appropriata per svolgere correttamente le proprie funzioni. Andando a ritroso lungo questa catena di isolamento termico, il primo componente – tra quelli che apportano un contributo maggiore – che troviamo è il deflettore (*baffle*) del telescopio: la sua funzione primaria è quella di schermare la luce – diretta oppure riflessa – proveniente da sorgenti non volute (*straylight*), impedendo ad essa di arrivare allo specchio primario. L'ingresso della luce solare, invece, è impedito dall'attitudine del satellite (si tratta di un requisito). Come si può osservare in Fig. 2.2, essa ha la forma di un cilindro senza le due basi che si estende per l'intera lunghezza del banco ottico; al suo interno, dalla parte opposta rispetto a quella da dove entra la luce, trova posto lo specchio primario, mentre M2 è posto proprio in corrispondenza della parte anteriore ed è schermato da un secondo deflettore.

Oltre a bloccare l'ingresso della *straylight* e limitare il campo di vista del telescopio, lo schermo svolge anche il ruolo di radiatore passivo, avendo un elevato fattore di vista con lo spazio. Considerando, infatti, come viene in genere rappresentato il satellite e, soprattutto, in base alla definizione del sistema di coordinate del payload che si trova nei report ufficiali (Da Deppo *et al.*, 2016; Morgante *et al.*, 2014; Morgante *et al.*, 2015; Morgante *et al.*, 2018; Swinyard *et al.*, 2014), per "basso" s'intende la parte più vicina

al *service module* (SVM), mentre più in alto vi è la strumentazione ottica (Fig. 2.2). L'asse x è parallelo al piano di simmetria del veicolo e punta da M1 a M2, l'asse y completa la terna destrorsa. Si può affermare, allora, che la schermo rappresenta l'elemento posizionato più in alto in tutto il satellite. A prescindere dai sistemi di riferimento ne consegue che la sua metà superiore può irradiare liberamente verso lo spazio senza incontrare nessun altro ostacolo; la parte inferiore invece "vede" la parte superiore dell'ultimo radiatore passivo: il terzo V-Groove (la trattazione dettagliata dei V-Grooves è presente nel successivo paragrafo). La schermo, insieme a tutto il banco ottico, è sorretta da tre bipodi che poggiano sull'SVM, al loro interno vengono fatti passare tutti i cavi per l'alimentazione e la connessione della strumentazione con il resto dell'avionica.



Fig. 2.2 Rappresentazione grafica del disegno 3D di Ariel nella quale è evidenziato il sistema di riferimento scelto

2.2.4 I radiatori passivi di Ariel: i V-Grooves

Gran parte del lavoro di dispersione del carico termico su Ariel viene realizzato mediante l'impiego di tre radiatori passivi chiamati V-Grooves (d'ora in avanti VGs per brevità), il loro principio di funzionamento si basa sulla multi-riflessione della radiazione termica tra due schermi successivi: dopo un certo numero di riflessioni la radiazione, non essendo assorbita (bassissima emissività), viene finalmente irradiata verso lo spazio.

Essi sono già stati sperimentati - anche se con una forma differente - nella precedente missione Planck (raffigurato a sinistra nella Fig. 2.3); hanno la forma di un disco piegato lungo il diametro e sono disposti l'uno sopra l'altro con i centri coincidenti: andando dal basso verso l'alto i tre dischi hanno diametro decrescente ed un angolo di inclinazione delle due metà, rispetto al piano orizzontale, via via crescente. Questi 3 dischi sono chiaramente visibili in Fig. 2.3 sotto il *baffle*.



Fig. 2.3 Rappresentazione grafica del satellite Planck (a sx.) e di Ariel (a dx). Entrambi i satelliti presentano tre grandi radiatori passivi che separano la strumentazione scientifica dal resto del veicolo

L'idea di un simile design per i radiatori passivi criogenici fu proposta per la prima volta da Steven Bard, un ricercatore del JPL (*Jet Propulsion Laboratory*), nel 1984. Nell'articolo pubblicato sul *Journal of Spacecraft and Rockets*, Bard illustrò la possibilità dell'utilizzo di una nuova configurazione, in grado di migliorare le prestazioni dei migliori radiatori passivi criogenici allo stato dell'arte dell'epoca, riducendo fino al 57% le loro dimensioni e fino al 36% la loro massa, e permettendo, inoltre, di raggiungere temperature inferiori ai 60 K e sopportare carichi termici maggiori. Egli prospettò l'utilizzo di scudi termici leggeri e posti ad una specifica angolazione, dotati di supporti strutturali con bassa conduttività. Questo assieme avrebbe così garantito un'emissività di un ordine di grandezza inferiore rispetto all'isolamento multistrato (Bard, 1984).

Come è lecito aspettarsi, la strumentazione ottica - e quindi tutto il payload - sarà sempre in ombra rispetto al Sole per tutta la durata della missione; pertanto, il *service module* stesso di fatto funge da primo schermo sia per la radiazione solare che per quella infrarossa e l'albedo provenienti dalla Terra. Questo non basta ad isolare a sufficienza il telescopio, che ha una temperatura di funzionamento prevista inferiore ai 50 K (Morgante *et al.*, 2015); vista anche la presenza all'interno dell'SVM dell'elettronica e di altri elementi che dissipano calore. È per tale ragione che tra la strumentazione e il SVM vengono frapposti questi tre grandi radiatori, i quali vengono connessi termicamente ai bipodi (strutture che sorreggono il banco ottico) per intercettare i carichi di calore parassiti provenienti dalle parti calde del veicolo ed irradiare questa energia verso lo spazio. Le sei gambe dei bipodi, insieme agli otto supporti dei VGs, rappresentano l'unica connessione termica - a livello conduttivo - tra i VGs ed il satellite, il resto del carico da dissipare verso lo spazio viene trasferito ad essi per radiazione.

2.2.5 Il radiatore della scatola dei rivelatori (*instrument box*): l'*instrument radiator*

Dietro allo specchio primario si trovano tutti gli strumenti che hanno il compito di misurare le caratteristiche del fascio di luce generato dall'ottica del telescopio. Essi sono contenuti in una scatola (*instrument box*) leggermente inclinata in avanti – allo stesso modo di M1 – che è chiusa posteriormente da una parete (denominata *instrument radiator*) che ha un fattore di vista unitario con lo spazio. Quest'ultima, di conseguenza, rappresenta una superficie ideale per la dissipazione del calore e funge da ulteriore radiatore, per questo essa viene dipinta con vernice nera.

2.2.6 L'orbita della missione

Quello che è stato presentato nei precedenti paragrafi rappresenta l'insieme delle scelte fatte sul design del veicolo per rispettare i vincoli imposti dal punto di vista termico. Tuttavia, non si deve trascurare un'ulteriore scelta che influisce in modo sostanziale sulla progettazione termica di questo veicolo: la selezione dell'orbita. È previsto che la missione Ariel orbiti attorno al punto L2 (il secondo punto dell'orbita lagrangiana del sistema Terra-Sole), che si trova a circa 1,5 milioni di km dalla Terra (Fig. 2.4). Come illustrato nel precedente capitolo, per orbite con altitudine superiore a 36000 km (ovvero la quota cui si trovano i satelliti geostazionari), i carichi termici dovuti alla presenza della Terra – albedo e radiazione infrarossa del pianeta - sono del tutto trascurabili. Nonostante la notevole distanza del punto L2 dalla Terra, un satellite che si trova in orbita attorno a questo punto può sperimentare, seppur per brevissimi intervalli di tempo (dell'ordine dei minuti), dei periodi di eclisse che si verificano quando il satellite passa vicino al piano dell'eclittica. Per mantenere la stessa distanza dalla Terra e continuare a gravitare attorno al punto L2, infatti, il satellite deve avere un'orbita che - in modo approssimato - si sviluppi su un piano perpendicolare al piano dell'eclittica (Fig. 2.4). Howell (1984) fu la prima a compiere uno studio numerico sulle possibili traiettorie attorno ai punti Lagrangiani che si trovano lungo la congiungente Terra-Sole (vale a dire L1, L2 e L3) ed a dimostrare l'esistenza di una serie di possibili traiettorie stabili per molti valori del rapporto tra le masse dei due corpi celesti considerati (Terra-Sole, Terra-Luna, Sole-Giove); queste orbite - rese periodiche mediante l'utilizzo di propulsori – vennero battezzate ad aureola (halo orbits) nel 1966 da Robert W. Farquhar.



Fig. 2.4 Due differenti viste dell'orbita attorno a L2 e delle manovre compiute per l'avvicinamento (in alto la vista dall'alto rispetto al piano dell'eclittica, in basso una vista laterale)

Orientando in modo opportuno il satellite, avendo sempre Terra e Sole nella stessa direzione, si può tenere la parte fredda del payload rivolta costantemente verso lo spazio profondo; per tale motivo, il punto L2 può essere considerato molto favorevole sotto l'aspetto termico. In queste condizioni, i VGs risultano essere una soluzione decisamente performante in termini di raffreddamento radiativo passivo, cosa che non risulterebbe vera qualora l'orbita scelta fosse attorno alla Terra. Con le tecnologie attuali, un satellite con elementi del payload che necessitano di temperature criogeniche (non esiste ancora un limite universalmente riconosciuto che indichi una temperatura massima al di sotto della quale si possa parlare di criogenia; ma le temperature al di sotto dei 50 K, richieste da alcuni dispositivi presenti su Ariel, rientrano certamente all'interno di questa definizione in quanto minori di tutti i valori massimi comunemente indicati) difficilmente potrebbe riuscire a compiere missioni di così lunga durata (4 anni) rimanendo in orbita bassa. La presenza di ulteriori carichi termici porterebbe infatti ad un sovradimensionamento (rispetto ad un omologo satellite posizionato a quote più elevate) del TCS che richiederebbe la presenza di più elementi per l'isolamento ed il raffreddamento attivo della componentistica interna, con conseguente aumento delle dimensioni del satellite, della massa complessiva di tutto il veicolo (considerando anche batterie con capacità maggiori e pannelli solari più grandi) e della potenza elettrica richiesta.

2.2.7 I materiali utilizzati

La scelta dei materiali impiegati per la costruzione di un veicolo spaziale è incentrata sul compromesso tra le esigenze strutturali e quelle termiche. Come è noto, un grande vincolo è rappresentato dal peso della struttura, questo fa propendere verso materiali con la minore densità possibile, a parità (ma a volte anche a spese) delle altre proprietà. Per questo si prediligono le leghe leggere (e.g. le leghe di alluminio) e i materiali compositi, in quanto offrono ottime qualità dal punto di vista strutturale e termico a fronte di densità molto basse.

Tra i materiali utilizzati per la realizzazione di Ariel, quelli di maggior interesse per le simulazioni termiche relative al *payload* sono essenzialmente due: l'alluminio 6061 e il GFRP (*Glass Fiber Reinforced Polymer*), ossia un materiale composito realizzato con

una matrice polimerica rinforzata con fibre di vetro. Le densità di questi due materiali sono molto basse e pari rispettivamente a 2700 kg/m³ e 1950 kg/m³; i valori di conducibilità termica sono, invece, molto diversi: l'alluminio è un ottimo conduttore (alti valori di conducibilità), il GFRP è un buon isolante (bassi valori di conducibilità). I bipodi e i montanti sono realizzati in GFRP per minimizzare gli ingressi termici dalle parti più calde a quelle più fredde del satellite. All'interno dei bipodi, inoltre, è presente una schiuma per evitare lo scambio termico per irraggiamento tra la parte calda e quella fredda (Morgante *et al.*, 2018). Quasi tutto il resto della struttura, dai VGs all'intero banco ottico, verrà realizzato in alluminio 6061; in particolare, la scelta dell'alluminio per tutte gli elementi del telescopio, dagli specchi allo schermo, consente di avere una distribuzione di temperatura pressoché isoterma che garantisce deformazioni termoelastiche minime (Tinetti *et al.*, 2020).

2.2.8 I trattamenti superficiali

Per schermare il *payload* di Ariel dal calore proveniente dal SVM saranno impiegate delle coperte MLI. Il resto della struttura, invece, sarà verniciato di nero: sia le parti interne che esterne, infatti, devono dissipare quanto più calore possibile. L'eccezione è rappresentata dalle superfici dei VGs, poiché il loro funzionamento prevede che le radiazioni non vengano trasmesse bensì riflesse, in modo da indirizzarle - dopo una serie di riflessioni - verso lo spazio e non verso il V-Groove (VG) soprastante. Per permettere, quindi, alle suddette superfici di avere un bassissimo valore di emissività, esse saranno rivestite da VDA (Vapor Deposited Aluminium) che ha un valore di emissività pari all'incirca a 0,05. Se - di contro - esse fossero verniciate di nero il calore irradiato dal VG posto più in basso sarebbe trasferito al secondo e poi (quasi immutato in modulo) al terzo, non svolgendo - di fatto - alcuna opera di schermatura. Quanto appena detto vale per tutte le superfici dei tre VGs, tranne che per quella superiore del VG posto più in alto, ovvero quella più vicino allo schermo del telescopio e con un elevato fattore di vista - decisamente maggiore rispetto alle altre - con lo spazio; per questo motivo essa sarà verniciata di nero.

Capitolo 3

L'analisi termica di un modello di Ariel con i software Ansys ed ESATAN

L'attività di tesi svolta presso l'Osservatorio Astronomico di Palermo (OAPa) e l'Osservatorio di Astrofisica e Scienza dello Spazio di Bologna (OAS-Bo) ha permesso di emulare con ottima approssimazione, seppur in modo semplificato, il lavoro svolto dal team di ricercatori che si sono occupati del design termico durante la prima fase di progettazione del payload, e di valutare l'impatto di alcune scelte. Tutti i risultati qui riportati sono basati sui dati del progetto relativi alla fine della fase B1 della missione, che al momento della scrittura risultano essere i più recenti a disposizione. Per l'analisi termica delle sue missioni, l'ESA richiede l'utilizzo del software ESATAN, il quale permette il calcolo sia dei flussi radiativi che della distribuzione di temperatura sui corpi. Oltre ad emulare la simulazione realizzata dai ricercatori mediante l'utilizzo di questo software, è stata realizzata un'ulteriore analisi – con le stesse condizioni al contorno – atta a metter in luce i differenti approcci e le potenzialità dei due programmi. Inoltre, mediante l'utilizzo del software Ansys è stata verificato che la scelta progettuale dell'angolazione dei VGs rappresenta la migliore soluzione in base ai vincoli – ovvero i requisiti - della missione.

3.1 Le simulazioni effettuate con Ansys

3.1.1 I software per la gestione delle simulazioni presenti all'interno di Ansys

Tra i vari pacchetti software che costituiscono Ansys, quello che permette di selezionare il tipo di analisi e poi gestire le diverse operazioni che la compongono è denominato *Workbench*. Nel nostro caso siamo interessati ad effettuare un'analisi termica di tipo stazionario; una volta selezionata, al centro della schermata del progetto appare un riquadro, mostrato in Fig. 3.1, contenente un diagramma di flusso. La prima operazione richiesta è la selezione/creazione dei materiali che verranno poi utilizzati nella definizione del nostro modello. Segue la creazione o il caricamento del CAD (*Computer-Aided Design*) del modello, e si arriva poi alla simulazione vera e propria. I punti successivi consentono di gestire le operazioni relative alla post-elaborazione dei risultati.

•		A		
1		Steady-State Thermal		
2	٢	Engineering Data	~	
3	Þ	Geometry	~	
4	۲	Model	~	
5		Setup	7	
6	1	Solution	7	
7	1	Results	4	

Fig. 3.1 Flusso di lavoro di un'analisi termica stazionaria all'interno del software Workbench (Ansys)

3.1.2 Il CAD semplificato del payload di Ariel

Una volta apprese alcune delle principali dinamiche coinvolte nell'utilizzo di Ansys per la simulazione termica (grazie ad un'attività di tirocinio svolta - precedentemente all'attività di tesi - presso l'OAPa), nel contesto di questo lavoro si è passati all'analisi di un corpo che, immerso nell'ambiente spaziale, si trovi a dover dissipare verso l'ambiente un carico termico proveniente da due serbatoi mantenuti a temperatura costante. L'oggetto in questione è il *payload module* (PLM) del telescopio spaziale Ariel. Esso è stato innanzitutto disegnato su *SpaceClaim* - il software dedicato alla progettazione CAD presente all'interno di Ansys - sulla base dei dati riportati nei documenti gentilmente forniti dal Dott. Gianluca Morgante, ricercatore alla guida del team dell'OAS-Bo, che si occupa dell'analisi termica della missione Ariel. I documenti in questione non sono ivi citati perché coperti da segreto industriale. Il modello disegnato (Fig. 3.2) è composto, partendo dal basso, da:

 due superfici (gusci) che rappresentano il collegamento col service module (SVM): la prima è chiamata SVM top plate (piastra superiore) e rappresenta l'interfaccia su cui poggiano i bipodi e i supporti dei V-Grooves; la seconda è detta invece SVM radiative shield (scudo radiativo) e riproduce l'accoppiamento puramente radiativo tra il PLM e il resto del satellite, esse sono disegnate come due cerchi tagliati da due piani paralleli all'asse di simmetria;

- i bipodi: tre sostegni (uno davanti più basso e due dietro più alti) che sorreggono la struttura contenente tutta la strumentazione scientifica (il telescopio e il banco ottico su tutti), ciascuno di essi è dato da un piede e una testa (parallelepipedi) collegati da dei cilindri cavi;
- i supporti dei V-Grooves: otto montanti cilindrici ed uno centrale a base quadrata, con altezze differenti, che sostengono il peso dei V-Grooves;
- i V-Grooves: tre dischi piegati lungo il diametro passante per il piano di simmetria, di raggio decrescente e inclinazioni crescenti (partendo dal più basso);
- lo schermo (*baffle*): un corpo formato da due sezioni di superfici cilindriche raccordate da due piastre rettangolari parallele al piano di simmetria;
- l'*instrument box*: un corpo alloggiato nella parte posteriore dello schermo, composto da una serie di piastre trapezoidali e rettangolari, leggermente inclinato in avanti (ruotato positivamente attorno all'asse y);
- i due supporti dell'*instrument box* che collegano quest'ultimo alle teste dei due bipodi posteriori.



Fig. 3.2 Quattro viste del CAD del modello di Ariel realizzato per effettuare l'analisi termica su Ansys. In alto: a sx vista frontale ruotata verso destra, a dx vista posteriore ruotata verso sinistra. In basso: a sx vista frontale, a dx vista dall'alto

3.1.3 Presentazione dello studio sull'angolo di inclinazione ottimo dei V-Grooves

Ciò su cui è stato posto il focus è il disegno dei VGs. Si sono volute ricercare le ragioni che hanno portato alla scelta di questi precisi angoli di inclinazione dei dischi. Per farlo sono state simulate altre due diverse geometrie che hanno lo scopo di dimostrare l'effettiva bontà della configurazione scelta. Nella configurazione prevista per Ariel il secondo ed il terzo VG (quello situato più in alto) hanno un angolo di inclinazione all'incirca doppio e triplo rispetto all'angolo di inclinazione del primo VG (quello più in basso). Le due configurazioni alternative vedono in una i tre VGs tutti piatti, nell'altra un angolo di inclinazione del primo VG maggiore di 2° e, di conseguenza, maggiore di 4° e 6° rispettivamente per il secondo e terzo VG. Chiameremo le tre configurazioni *base, piatta* e *+inclinata*.

Alla base della scelta di queste due ulteriori configurazioni c'è la comprensione del funzionamento dei VGs. Essi sono, come detto in precedenza, dei radiatori passivi, ad alta efficienza, che rappresentano il primo stadio del sistema di raffreddamento del PLM (un ulteriore stadio è rappresentato dal baffle e dall' instrument radiator). Per disperdere efficacemente il calore verso lo spazio le superfici dei VGs hanno un rivestimento (VDA) caratterizzato da un basso valore di emissività e un alto valore di riflettanza. Ciò consente di riflettere le radiazioni che rimbalzando sulle superfici inclinate dei VGs alla fine vengono dirette verso lo spazio. Vi è però un'eccezione rispetto a quanto è stato appena descritto, ed è data dalla superficie superiore del terzo VG che è rivolta verso lo spazio. Essa viene dunque rivestita da un materiale con un alto valore di emissività, in modo da massimizzare la dispersione di energia termica mediante la radiazione verso lo spazio, avvicinandolo quanto più possibile ad un corpo nero. Allo stesso modo, anche le altre superfici che sono rivolte verso lo spazio sono rivestite con un materiale che consente loro di emettere quanta più energia possibile: è il caso delle superfici dei bipodi e dei montanti dei VGs, così come della parte superiore dello schermo del telescopio e dell'instrument radiator (Morgante et al., 2018). Come detto nel capitolo precedente, il trattamento superficiale in questione è la verniciatura con tinta nera. Alla luce di ciò che è stato detto, è lecito pertanto attendersi che la configurazione *piatta* abbia un rendimento peggiore di quella *base*, mentre quella +inclinata ne abbia uno migliore. Nella configurazione *piatta*, infatti, la radiazione rimane

"intrappolata" tra la faccia superiore di un VG e quella inferiore del VG posizionato sopra di esso.

3.1.4 Definizione del modello geometrico e del modello termico

I tre VGs sono composti da due strati sottili di alluminio 6061 che racchiudono un cuore, realizzato sempre in alluminio 6061, con celle a nido d'ape. Questa struttura è altresì nota come piastra sandwich e risulta leggera e resistente allo stesso tempo; per semplicità, però, nel modello i VGs sono stati disegnati come delle semplici piastre. Mentre i bipodi e i montanti sono realizzati come dei cilindri cavi in GFRP.



Fig. 3.3 Diagramma di flusso per la gestione della simulazione termica stazionaria presente nel software Mechanical

Dopo aver definito il CAD del modello, la successiva voce del diagramma di flusso (Fig. 3.1) dell'analisi è *Model:* cliccando su di essa si apre il software *Mechanical* che consente la definizione ed il lancio della simulazione, nonché l'analisi dei suoi risultati. Al suo interno si trova un diagramma di flusso (Fig. 3.3) che permette la gestione dei parametri della simulazione. Una volta esplicitati i materiali di cui sono costituiti i vari elementi (alla voce *Materials*), il successivo ramo del *workflow* che ha bisogno di un intervento dell'operatore è *connections:* al suo interno troviamo la voce *contacts*, nella quale si trovano elencate tutte le superfici di contatto tra i vari corpi automaticamente generate dal software (al netto di eventuali errori nella realizzazione del modello CAD). Quello che è necessario fare in questo caso, è sopprimere tutte le connessioni tra il *radiative shield* e i montanti/bipodi. Esso, infatti, rappresenta una superficie atta a simulare esclusivamente la radiazione e non deve partecipare in alcun modo ai

fenomeni conduttivi che, invece, sono deputati solo al *top plate*. In tal senso, nel simulare l'interfaccia tra bipodi, montanti e *top plate* sono stati considerati tre diversi valori di conduttanza (anch'essa modificabile all'interno della voce *contacts*): 200, 500 e 800 W/m^2/K; ma per questo livello di complessità del modello non si sono registrate differenze apprezzabili (superiori al decimo di grado) nel campo di temperatura.

Si passa quindi alla definizione della *mesh*, o griglia, che suddivide il dominio di calcolo, rappresentato dall'insieme dei solidi che formano l'assieme. Questa operazione consiste nella suddivisione della superficie esterna di ciascun corpo in tanti poligoni; essa rappresenta un passaggio chiave in una simulazione che prevede l'utilizzo del metodo ad elementi finiti per la risoluzione approssimata delle equazioni differenziali alle derivate parziali. In base alla tipologia di elemento selezionato (è possibile sceglier tra lineare o quadratico), il software andrà ad imporre (e poi risolvere) il sistema di equazioni sia in ognuno dei vertici (elementi lineari), che in ulteriore nodo creato nella mezzeria di ogni spigolo (elementi guadratici). Per adattare al meglio la mesh alle esigenze della simulazione si può intervenire variando alcuni parametri di controllo; tra le varie funzioni vi è l'opzione use adaptive sizing: con essa si è in grado di modificare la griglia attraverso un unico parametro denominato *resolution*, che può variare da 0 (griglia lasca) a 7 (griglia fitta). Sfruttando guesta funzione viene generata una mesh che a parità di superficie avrà lo stesso tipo di risoluzione, ovvero un numero simile di poligoni. Un corpo di dimensioni maggiori (minori) avrà quindi poligoni più grandi (piccoli). È altresì possibile modificare la *mesh* controllando le dimensioni degli elementi vicini ad un punto, ad uno spigolo o interni ad una faccia aggiungendo l'opzione sizing.

Piuttosto che esplorare le altre - numerosissime – possibilità offerte dal software per gestire al meglio la griglia, ci soffermeremo sull'approccio corretto verso questa operazione di fondamentale importanza per l'ottenimento di risultati accettabili. Di solito, si preferisce lanciare una prima simulazione con una griglia abbastanza larga, in modo da avere pochi nodi (che possono essere anche dell'ordine delle centinaia di migliaia per grosse simulazioni) e, di conseguenza, un minor tempo di calcolo. Solo una volta corretti eventuali errori e raggiunto un livello di definizione dei parametri soddisfacente si infittisce la griglia, specie nelle zone di maggior interesse (nel caso di simulazioni termiche i punti con le temperature più alte o più basse) o con gradienti della variabile di interesse (temperatura) più elevati.

Restano in ultimo da definire le condizioni al contorno. Come avviene in ogni progetto, vengono prese in considerazione le condizioni più stressanti per l'oggetto (o missione, attività, software etc.) che rappresentano quindi le situazioni più gravose che potrebbero portare ad un danneggiamento o malfunzionamento, fino alla rottura o al fallimento della missione stessa. Quando si ha a che fare con delle analisi di tipo termico, i due casi peggiori vengono denominati *Hot Case* (HC) e *Cold Case* (CC). Per una missione spaziale, la condizione di temperatura maggiore potrebbe essere rappresentata dal lancio o dalle fasi dell'orbita in cui il satellite è più esposto al Sole; mentre per un satellite in orbita attorno alla Terra il raggiungimento della temperatura minima potrebbe essere legato ad un periodo di eclissi prolungato.

Per Ariel la definizione di HC e CC comporta una differente temperatura del radiative shield e del top plate. In particolare, per il top plate si passa dai 253 K del CC ai 293 K dell'HC, mentre per il radiative shield da 194 K si arriva a 231 K (Morgante et al., 2018). Una volta fissato il vincolo di temperatura relativo a queste due superfici, si passa alla definizione dei carichi radiativi con la creazione dei diversi enclosure. L'enclosure è il dominio entro il quale si verifica lo scambio di energia per irraggiamento. Dopo aver cliccato sull'opzione Radiation tra i possibili carichi termici, si selezionano le superfici facenti parte del dominio e, di seguito, vanno specificate due proprietà dell' enclosure: un numero intero che individua l'enclosure, definendo come una sorta di etichetta; ed il tipo di *enclosure*, il quale può essere *open* (aperto) o *perfect* (perfetto). La scelta tra le due tipologie va fatta in funzione del fattore di vista tra le superfici selezionate, se esso è unitario va scelta l'opzione *perfect*, in tutti gli altri casi open. Come mostrato nell'immagine di destra della Fig. 3.4, dopo aver selezionato questi due parametri resta da definire il valore dell'emissività della superficie e la temperatura ambiente (nel caso *perfect* ovviamente il dato della temperatura è superfluo e non viene richiesto). Qualora la superficie irradi esclusivamente verso l'ambiente va selezionata l'opzione Correlation: To Ambient (immagine di sinistra in Fig. 3.4) piuttosto che quella Surface to Surface appena descritta; in questo caso non viene definito alcun dominio.

-	Definition			Definition		
	ID (Beta)	76 Radiation		ID (Beta)	76	
ĺ	Туре			Туре	Radiation	
	Correlation	To Ambient • 1, (step applied)		Correlation	Surface to Surface	
	Emissivity			Emissivity	1, (step applied)	D.
	Ambient Temperature 295,15 K (ramped)			Ambient Temperature	295,15 K (ramped))
	Suppressed	No		Enclosure	1,	
		1		Enclosure Type	Open 🔻	
				Suppressed	Open Perfect	

Fig. 3.4 Opzioni per la definizione del carico radiativo su Ansys

Per questo modello sono stati definiti cinque *enclosure:* il primo include la faccia superiore del *top plate* e quella inferiore del VG1; il secondo, allo stesso modo, comprende la faccia superiore del VG1 e quella inferiore del VG2; il terzo VG2 e VG3; il quarto VG3 e *baffle*, ed infine il quinto rappresenta la radiazione tra le superfici interne del *baffle*.

			Cold Case		Hot Case			
corpo T [K]		Piatta	Base	+Inclinata	Piatta	Base	+Inclinata	
	T min	162,4	149,7	147,2	191,5	178,4	175,6	
VGI	T max	162,6	150,6	148,5	191,9	179,5	177,1	
	T min	111,0	92,02	89,42	129,4	106,1	102,9	
VGZ	T max	111,1	93,26	91,59	129,6	107,6	105,5	
	T min	64,64	51,43	48,71	70,37	55,77	52,29	
VG3	T max	65,01	51,63	49,48	70,85	56,02	53,21	
Doffle	T min	46,43	40,02	48,51	50,52	43,31	52,05	
Dame	T max	46,50	40,05	48,76	50,62	43,35	52,35	

Tab. 3.1 Temperature massime e minime raggiunte nei 4 corpi più grandi per le tre differenti geometrie (*piatta, base* e *+inclinata*) e le due differenti condizioni simulate (*Cold Case* e *Hot Case*)

Nella Tab. 3.1 sono riportate le temperature massime e minime dei VGs e del *baffle* per tutte e sei le simulazioni effettuate, vale a dire le tre diverse geometrie del modello sia nel *Cold Case* che nell'*Hot Case*. I dati in essa contenuti confermano che sia nel CC che nell'HC si registra una temperatura via via inferiore passando dal VG1 al VG3 e

una prestazione migliore, ergo una temperatura inferiore, nella geometria *+inclinata*, e peggiore (temperatura maggiore) in quella *piatta*. Inoltre, i dati del CC per i VGs rispecchiano quelli attesi, ovverosia quelli indicati nei vari report, che vedono i vari VG (1, 2 e 3) lavorare a temperature prossime, rispettivamente, a 150 K, 90 K e 50 K (Morgante *et al.*, 2015). Nelle Figg. 3.5 e 3.6 si può avere una visione d'insieme del campo di temperatura proprio dei tre VGs e del *baffle* nel CC e nell'HC.

Il dato in controtendenza è, invece, quello relativo al baffle della configurazione +inclinata, che risulta avere una temperatura maggiore addirittura rispetto alla configurazione *piatta* sia nel CC che nell'HC (nelle Figg. 3.7 e 3.8 sono mostrate le temperature raggiunte nel CC e nell'HC dai *baffle* delle tre geometrie analizzate). Questo è dovuto alla diversa inclinazione del VG3 che, come descritto in precedenza, ha un alto valore di emissività della sua superficie superiore, la quale, però, risulta molto più chiusa e rivolta verso il baffle nella configurazione +inclinata (nonché più vicina) che nella configurazione base. Tale geometria comporta una minore quantità di radiazione diretta (e dispersa) verso lo spazio, e di contro una maggiore energia irradiata proprio verso il telescopio. Ciò, in ultima istanza, spiega la scelta di non aumentare ulteriormente l'inclinazione dei VGs rispetto alla configurazione base, "basterebbe", infatti, posizionare il baffle in posizione più elevata, allungando i bipodi (senza contare che già i montanti sono stati allungati nella configurazione +inclinata) per beneficiare della temperatura minore raggiunta dal VG3. Così facendo, però, ci sarebbe un aumento della massa del payload, che comporterebbe un incremento del combustibile necessario al vettore per portare in orbita un satellite più pesante. Inoltre, lo spacecraft occuperebbe un volume maggiore, e questo, oltre a creare possibili problematiche a livello di alloggiamento nel *fairing* di Ariane (il lanciatore che porterà Ariel in orbita), potrebbe risultare nell'uscita del telescopio dal cono d'ombra generato dal SVM (che in questa configurazione, dunque, dovrebbe essere a sua volta allargato, comportando un ulteriore incremento di peso e volume). Si registrerebbe così un notevole innalzamento delle temperature, andando a vanificare, di fatto, l'azione di dispersione data dai radiatori. In ultimo, l'aumento della massa del satellite eleverebbe la complessità delle manovre da eseguire per portarlo nella posizione richiesta con l'assetto desiderato. In conclusione, la configurazione base risulta la soluzione più conveniente dal punto di vista termico.



Fig. 3.5 Campo di temperatura dei 3 VGs e del baffle per il Cold Case per le tre diverse geometrie studiate (in alto *piatta*, al centro *base*, in basso *+inclinata*)



Fig. 3.6 Campo di temperatura dei 3 VGs e del baffle per l'Hot Case per le tre diverse geometrie studiate (in alto *piatta*, al centro *base*, in basso *+inclinata*)



Fig. 3.7 Campo di temperatura del baffle per il Cold Case per le tre diverse geometrie studiate (in alto a sx *piatta*, in alto a dx *base*, in basso *+inclinata*)



Fig. 3.8 Campo di temperatura del baffle per l'Hot Case per le tre diverse geometrie studiate (in alto *piatta*, al centro *base*, in basso *+inclinata*)

3.2 Le simulazioni effettuate con ESATAN

3.2.1 I tool principali di ESATAN: Radiative e Thermal

ESATAN è un software commerciale che permette la progettazione e l'analisi termica in modo specifico di un veicolo spaziale. Mediante l'utilizzo della rappresentazione a parametri concentrati, è possibile realizzare un modello geometrico semplificato a partire da un modello CAD o creandolo direttamente all'interno del software di analisi. Grazie ai tool presenti in ESATAN si possono controllare, e dunque simulare, tutti i parametri orbitali della missione, dal lancio all'orbita finale. Si calcolano così tutti i carichi radiativi diretti sul veicolo, che saranno gli input per il successivo computo della distribuzione di temperatura, il vero cuore dell'analisi.

Le più recenti versioni di ESATAN-TMS (*Thermal Modelling Suite*) riuniscono in un'unica interfaccia la possibilità di svolgere i calcoli che prima venivano effettuati con l'utilizzo di due diversi software: ESATAN e ESARAD. Questi due programmi sono stati rimpiazzati da due tool presenti all'interno dello stesso software – chiamato *Workbench* - che prendono il nome di *Thermal* e *Radiative*. Il primo consente di risolvere l'equazione del calore in ogni nodo ed ottenere, dunque, la distribuzione di temperatura sul corpo (o su tutti i corpi che formano l'assieme) oggetto della nostra analisi; il secondo permette di calcolare i fattori di vista sia tra le superfici del veicolo che tra le superfici e i corpi celesti di interesse per l'analisi in questione e, quindi, di determinare tutti i flussi di calore (carichi radiativi) agenti sul satellite. Il software consente la gestione e l'analisi di più "casi radiativi" contemporaneamente, questo si rivela molto utile per confrontare diverse possibili orbite o, una volta definita l'orbita, le varie fasi della missione, dal lancio fino all'inserimento nell'orbita finale. Risulta quindi evidente, anche da queste prime caratteristiche indicate, come ESATAN sia un software progettato in modo mirato per analisi termiche di veicoli spaziali.

3.2.2 La definizione dei materiali e delle proprietà ottiche delle superfici

Nella parte alta della finestra di *Workbench* (Fig. 3.9) è presente una barra multifunzione che permette di passare velocemente da un tool ad un altro. Una volta creato un nuovo progetto (chiamato *Model* in questo software), sulla sinistra - all'interno di una finestra dedicata che si può osservare in Fig. 3.10 - compare un albero che consente di navigare tra i vari elementi definiti nel progetto: la geometria, i materiali, le proprietà ottiche delle finiture superficiali, le superfici di contatto etc.



Fig. 3.9 Barra degli strumenti all'interno di Workbench (ESATAN)

Anche se non esistono degli obblighi né concettuali né pratici (legati alle impostazioni del software che si utilizza) in merito all'ordine col quale devono essere definite le caratteristiche del progetto, sia per simmetria con quanto fatto su Ansys che per rispetto di una prassi abbastanza diffusa (tanto i tutorial presenti nel manuale utente di ESATAN quanto i report su Ariel seguono questo ordine), si comincia con la definizione dei materiali e delle proprietà ottiche delle superfici.



Fig. 3.10 Finestra con l'albero del progetto all'interno di Workbench (ESATAN)

Come mostrato in Fig. 3.9, all'interno del tool *Define* si trovano due opzioni denominate *Bulk Material* e *Optical Set:* selezionando la prima è possibile definire un materiale assegnandogli densità, calore specifico e conducibilità termica, i valori attribuiti a queste grandezze possono essere scalari o vettoriali, qualora si dovesse definire una grandezza in funzione di una variabile indipendente (e.g. temperatura); selezionando la seconda si definiscono le proprietà ottiche di una superficie fissando il valore di emissività, riflettanza speculare e riflettanza diffusa, sia nella banda infrarossa che in quella della radiazione solare. La somma di queste tre proprietà deve essere uguale ad uno per ciascuna banda (eqz. 3.1).

$$\varepsilon + \rho_{diff} + \rho_{spec} = 1$$
 \forall banda dello spettro 3.1

Sono stati definiti i quattro materiali e le tre proprietà ottiche elencati di seguito:

- materiali: Alluminio 6061, Alluminio Honeycomb, GFRP, schiuma interna GFRP;
- proprietà ottiche: vernice nera, VDA, MLI.

Le caratteristiche intrinseche degli elementi sopracitati sono state descritte nel capitolo 2. Anziché riprodurre fedelmente la struttura della piastra sandwich, il cui cuore è realizzato con una struttura a nido d'ape (*honeycomb*), in una simulazione che sfrutta il metodo alle differenze finite - lavorando con una rappresentazione a parametri concentrati - si opta per una modellazione alternativa dei VGs: ciascun VG sarà composto da tre piastre, a quella inferiore e superiore sarà assegnato l'alluminio 6061, a quella centrale l'alluminio "Honeycomb". Come si vedrà più avanti nella definizione del modello geometrico, le tre piastre non sono poste in contatto, essendo definite come dei corpi bidimensionali (gusci). Lo stesso ragionamento vale per l'interno dei bipodi, in questo caso - però - è semplicemente la superficie interna della superficie cilindrica ad essere definita con un materiale differente da quella esterna. La schiuma è definita – rappresentando il caso peggiore – con un calore specifico pari a quello del GFRP ed una conducibilità pari ad un decimo di quella del GFRP. Tutti i valori utilizzati nelle definizioni dei materiali e delle finiture superficiali provengono dall'ultimo report relativo all'analisi termica della missione (Morgante et al., 2018). In esso sono contenute anche le curve delle caratteristiche termiche (i.e. calore specifico e conducibilità termica) come variabili dipendenti dalla temperatura.

3.2.3 il modello geometrico su ESATAN

Dopo aver specificato le proprietà da attribuire ai corpi si passa alla creazione (o caricamento) della geometria del modello (mostrato in Fig. 3.11). Poiché il software sfrutta il metodo alle differenze finite per la risoluzione delle equazioni nei singoli nodi, piuttosto che effettuare una simulazione direttamente sulla geometria CAD – come fatto su Ansys che ricava i risultati col metodo ad elementi finiti – si realizza un modello semplificato a partire dal disegno completo dell'assieme. Per eseguire questa operazione, l'analista termico, a partire dal disegno fornitogli dal progettista CAD, crea un modello che ha come obbiettivo quello di riprodurre nel modo più semplice possibile (sfruttando geometre semplici quali cilindri, parallelepipedi, cerchi, quadrilateri etc.) quanto più fedelmente le geometrie originali, sia nelle forme che nelle dimensioni. Questo ha dei vantaggi dal punto di vista sia computazionale (minor numero di nodi, nonché griglia più semplice, dunque minor tempo di calcolo) che della post-elaborazione dei risultati (più facile identificare ed isolare un corpo o anche solamente una sua superficie o perfino un singolo nodo.



Fig. 3.11 Quattro viste del modello geometrico di Ariel realizzato su ESATAN. In alto: a sx vista frontale ruotata verso destra, a dx vista posteriore ruotata verso sinistra. In basso: a sx vista frontale, a dx vista dall'alto

È possibile creare geometrie composte da solidi e/o da gusci, la scelta è a discrezione dell'analista. In questo caso, per riprodurre ciò che è stato fatto dal gruppo di ricercatori, il modello è stato creato combinando unicamente elementi bidimensionali. In Fig. 3.12 è mostrata la finestra di dialogo per la creazione delle geometrie che appare nella parte sinistra della schermata di *Workbench*, una volta selezionato nella barra multifunzione *Define* \rightarrow *Geometry*: essa presenta due sezioni, *Geometric* e *Properties*, contenenti i parametri da impostare per creare la figura selezionata (o il solido) ed una per visualizzare il modo in cui essa viene costruita dal software (per esempio: nella costruzione di un rettangolo quale lato viene considerato l'altezza e che posizione ed orientamento avrà la figura in base ai parametri standard settati all'interno del software). In base alla figura scelta possono esserci diverse modalità di costruzione della stessa, ad esempio per punti o definendo alcune delle caratteristiche principali (lunghezza lati, diametro etc.).

Model Tree Det	fine Geometry				D	
& Geometric *	¿ Properties 🔗 Diagrams	Model Tree Define Geor	netry	V Su	inace z	
Coometry Name:		🗱 Geometric 降 Prope	erties 🛷 Diagrams	Label		
Geometry Name.	T	Geometry Name:		Activit	У	Active
Shape:	Box			Radiat	ive Criticality	NORMAL
Coursely Trees		▼ Mesh		Submo	odel name	
Geometry Type:	Snell () Solid	Faces along Direction 1	1	Base	Node Number	0
Defined By:	Parameters	Faces along Direction 2	1	Nodel	acramant	4
_		Faces along Direction 3	1	Nodel		1
▼ Params		Ratio in Direction 1	1	Optica	I Coating	
height		Ratio in Direction 2	1	Colour		BLUE_CYAN
xmax		Ratio in Direction 3	1	▼ Bu	ılk Material	
ymax		Mesh Positions in Direction 1	f.	Compo	osition	SINGLE
xmin		Mesh Positions in Direction 2	2	Materi	al	
ymin		Mesh Positions in Direction 3	3	materia	ui	
▼ Transform		Analysis Type	Lumped Parameter	Thickn	ess	
Method	XYZ	Surface 1		Surfac	ce 1 - Material	
X Angle	0	Label		Surfac	ce 1 - Thickness	
Y Angle	0	Activity	Active	Surfac	ce 2 - Material	
Z Angle	0	Radiative Criticality	NORMAL	Surfac	ce 2 - Thickness	
X Distance	0	Submodel name		. Th	rough Conductor	
Y Distance	0	Base Node Number	0	* IN	rougn conductan	ce
Z Distance	0	Node Increment	1	Calcula	ation Type	BULK
Application Order	XR, YR, ZR, XT, YT, ZT	Optical Coating		Condu	ctance	
 Cutting 		Colour	BLUE_CYAN	Emittar	nce	
Cutting Sense	Keep Inside	1				

Fig. 3.12 Finestra di dialogo per la creazione di una geometria in Workbench (ESATAN)

La figura verrà creata in prossimità dell'origine, tuttavia, all'interno della sottosezione *Transform* si può decidere di quanto ruotarla e/o traslarla. Nella seconda sezione si selezionano le proprietà fisiche dell'elemento (materiale e proprietà ottiche delle superfici) e quelle legate alla discretizzazione e risoluzione del problema (*mesh* e

numerazione dei nodi). Come mostrato nell'immagine di destra della Fig. 3.12, si vanno a delimitare separatamente le proprietà di entrambe le superfici di una figura, e per ciascuna di esse si può selezionare – all'interno della voce *Activity* – se essa sarà coinvolta nei calcoli relativi sia alla radiazione che alla conduzione *(Active)*, solo alla conduzione *(Conductive)* o in nessuno dei due *(Inactive)*. Il calcolo dei flussi radiativi è particolarmente oneroso per l'elaboratore, per questo se l'elemento in questione non è coinvolto in alcun scambio radiativo rilevante in modulo (si pensi ad una superficie interna alla struttura, di un dispositivo che non dissipa grandi quantità di calore o che ha una temperatura prossima a quella di tutti gli elementi vicini, e.g. il cuore a nido d'ape dei VGs) è conveniente selezionare l'opzione che prevede la sua implementazione solo nei calcoli conduttivi. È, invece, sconsigliato selezionare l'opzione *Inactive* per una sola delle due superfici. Successivamente si specificano lo spessore e la composizione delle due superfici (anche diversi tra le due superfici).

Come detto in precedenza a riguardo della medesima operazione compiuta su Ansys, la creazione della griglia di calcolo necessita una particolare attenzione. Su ESATAN essa può essere definita al momento della creazione della singola geometria o è possibile selezionare in seguito gruppi di figure che si intende discretizzare con lo stesso numero di elementi lungo le direzioni caratteristiche. Oltre al numero di nodi è altresì possibile numerare gli stessi se l'analista preferisce stabilire una numerazione specifica altrimenti sarà il software a decidere autonomamente una numerazione. Si può anche forzare la medesima numerazione per due nodi: questo porta il calcolatore a considerarli come un unico elemento, e ciò significa che essi avranno la stessa temperatura; risulta, quindi, scontato che questa definizione (che permette di diminuire il tempo di calcolo) può essere implementata solo per un nodo ed il corrispondente "omologo" che si trova sulla superficie opposta, altrimenti il software avrà difficoltà a convergere su una soluzione che sarebbe – ad ogni modo – non verosimile. In conclusione, questa operazione porta a definire una figura che non avrà alcun gradiente di temperatura lungo lo spessore, in corrispondenza di quei nodi che hanno la stessa numerazione.

Un altro caso in cui la rappresentazione a parametri concentrati è oltremodo vantaggiosa è dato dalla rappresentazione di quegli elementi che non rivestono alcuna importanza nello scambio termico radiativo, ma che devono essere - in ogni caso - rappresentati all'interno del modello perché incidono sul bilancio termico complessivo del veicolo in altro modo. È il caso delle unità elettriche, esse possono essere quindi rappresentate direttamente mediante dei nodi termici non geometrici.

Poiché il modello creato sarà verosimilmente abbastanza diverso dalla geometria reale, si rivela essere imprescindibile l'esplicitazione e delle interfacce conduttive e delle zone di contatto. Le prime possono essere generate da una funzione specifica presente all'interno del tool *Thermal*, che automaticamente crea dei contatti per superfici poste entro una certa distanza e seleziona l'opzione *Fused* (fuse), in alternativa - per esempio – si può selezionare l'opzione di semplice contatto (in questo caso la resistenza termica non sarà nulla a differenza del caso precedente) o indicare che in realtà quelle superfici non sono connesse tra loro. Qualora si volessero mettere in contatto due superfici, o uno spigolo ed una superficie, che sono stati posti ad una distanza tale per cui la precedente funzione non è stata in grado di generare un'interfaccia conduttiva, si può cliccare su *Define* \rightarrow *Contact zone:* si selezionano quindi gli elementi che si è interessati a mettere in contatto, in ultimo, si indica il valore della conduttanza di contatto (W/m²/K).

Rappresentare distanziati degli elementi che nella realtà sono posti a contatto può rappresentare un vantaggio nell'analisi di un modello: si pensi, ad esempio, alla connessione tra i montanti dei VGs e la *Top plate* o tra i bipodi e la *Top Plate;* soprattutto nelle fasi iniziali del progetto, in cui non sono ancora stati definiti con certezza i materiali che verranno adoperati nella realizzazione dei vari elementi, può essere particolarmente utile effettuare diverse analisi con dei valori che rientrano all'interno di un intervallo di confidenza nel quale si pensa, in base a stime o all'esperienza, possa ricadere il valore effettivo della conduttanza tra le due parti.

Per riprodurre il collegamento si sfrutta la funzione *User Defined Conductor:* esistono quattro diversi possibili tipi di conduttori tra cui scegliere: advettivo, conduttivo, convettivo e radiativo. Mediante questa funzione, quindi, è possibile anche rappresentare dei flussi noti diretti verso delle superfici/facce o anche singoli nodi di natura convettiva, radiativa o advettiva. Nel caso in cui si scelga un collegamento di tipo conduttivo,

dopo aver selezionato i due elementi da collegare, si può indicare o il valore della conduttività (W/m/K) unitamente al valore del fattore di forma (ovvero il rapporto A/I dove nella modellazione a parametri concentrati A è l'area della sezione dell'interfaccia tra i due elementi, l è la distanza tra il centro dei due nodi) o in modo diretto il valore del prodotto tra i due parametri appena citati (W/K). Assegnando alla conducibilità di un conduttore (o di una serie di conduttori, come nell'esempio dei montanti) il valore di una variabile piuttosto che un valore numerico, per simulare un collegamento realizzato differentemente (diverso materiale, diversa forma e/o dimensione delle superfici in contatto) basterà cambiare il valore assegnato alla variabile. Questo permette una maggiore chiarezza e semplicità di utilizzo per l'operatore, nonché una maggiore rapidità nel caso di più collegamenti realizzati allo stesso modo. Oltre ai collegamenti tra gli elementi di sostegno (montanti e bipodi) e l'interfaccia conduttiva (Top Plate), nel modello creato sono presenti i conduttori che simulano la presenza dei cavi tra cui su tutti quelli che connettono la strumentazione presente nell'Instrument Box all'alimentazione e permettono la trasmissione dei dati, essi sono stati rappresentati come una serie di coppie di conduttori che collegano il SVM al banco ottico passando attraverso tutti i VGs per un totale di otto conduttori.

In ultimo restano da definire le condizioni al contorno della simulazione, tra le opzioni disponibili troviamo carichi termici distribuiti su superfici o volumi (W/m² o W/m³), temperature iniziali o costanti nel tempo, e carichi termici totali per una determinata superficie o volume selezionati (W). Su Ariel le condizioni al contorno sono date dalle temperature costanti (due per il *Cold Case* e due per l'*Hot Case*) della *Top Plate* e del *Radiative Shield* (i valori sono presi dai report e sono gli stessi già citati nel paragrafo dedicato alla descrizione delle simulazioni effettuate su Ansys).

3.2.4 Il caso radiativo

Una volta terminata la realizzazione del modello geometrico, si procede con la definizione del caso radiativo; questa funzione è gestita dal tool *Radiative*, ovvero quello che in passato era il software ESARAD. Lo scopo di questa operazione è il computo dei carichi radiativi diretti su ogni superficie dell'assieme, oltre ai fattori di vista interni tra le superfici del veicolo, lo strumento è in grado di calcolare lo scambio radiativo tra il veicolo e il pianeta e tra il veicolo e il sole. Per fare questo è necessario specificare l'orbita, e l'assetto mantenuto dal veicolo durante la sua traiettoria. Cliccando su *Radiative* \rightarrow *Define* si apre una finestra di dialogo nella quale sono presenti quattro sezioni: *Overview, Environment, Orbit, Pointing.*

Grazie ai numerosissimi parametri è possibile replicare nei minimi dettagli l'orbita vagliata per il veicolo, e unendo tra loro più casi radiativi si può definire l'intera traiettoria dal momento del lancio fino all'effettivo inserimento nell'orbita finale. Nello specifico la sezione *Environment* include le informazioni relative al Sole o al pianeta attorno al quale si sta compiendo l'orbita, comprese la temperatura ed il raggio del Sole/pianeta. Le ultime due sezioni contengono i parametri relativi rispettivamente all'orbita e all'assetto: oltre a definire parametri quali l'eccentricità, l'apogeo, il perigeo e la lunghezza dell'arco (nel caso si stesse definendo solo una parte della traiettoria e non un'intera rivoluzione), l'inclinazione e l'ascensione retta, si imposta il numero di punti lungo la traiettoria nei quali si vuole calcolare l'entità dei flussi radiativi; questi punti possono ovviamente essere non equidistanti tra loro. Per ogni punto della traiettoria in cui si è scelto di voler calcolare i carichi dovuti all'irraggiamento, il software traccerà mille raggi uscenti da ogni faccia (Metodo Monte Carlo) per computare l'entità dell'irraggiamento su ognuna di esse. Per le simulazioni effettuate sul modello di Ariel ivi presentato, poiché vengono "forzate" le temperature della Top Plate e del Radiative Shield come condizioni al contorno, il caso radiativo è utile per il calcolo dei fattori di vista e, dunque, dei carichi radiativi interni alla struttura; in quanto il payload del satellite, per definizione, sarà sempre in ombra rispetto al Sole. Il carico radiativo dovuto alla presenza della stella diretto sulla superficie inferiore della Top Plate, infatti, non verrà preso in considerazione dal calcolatore durante la risoluzione del caso termico, dato che la temperatura di quell'elemento è stata fissata ad un valore costante.

3.2.5 Il caso termico

Una volta conteggiati i carichi radiativi per tutte le superfici del veicolo, si passa al tool *Thermal* che permette di ottenere finalmente la distribuzione di temperatura nell'assieme, imponendo e risolvendo su tutti i nodi l'equazione del calore. Nella finestra di dialogo si sceglie innanzitutto il caso radiativo di interesse (o i casi radiativi nel caso

di una traiettoria più complessa), di seguito si selezionano (o deselezionano) le condizioni al contorno di interesse per quella specifica simulazione (nel nostro caso si selezionano esclusivamente le temperature relative ad uno dei due casi, *Cold Case* o *Hot Case*), inclusi i conduttori definiti dall'utente e le zone di contatto. La temperatura ambiente è impostata automaticamente a 3 K, ma può essere modificata; va sottolineato che tutte le definizioni date in precedenza che prevedevano l'utilizzo di una scala per la temperatura (e.g. la conducibilità termica e il calore specifico nella definizione dei materiali) devono essere coerenti con la scala selezionata per i risultati (in questa analisi è stata scelta la scala della temperatura assoluta). Si possono eseguire più simulazioni contemporaneamente e può essere selezionato l'ordine in cui esse verranno eseguite, ciò consente di effettuare - per esempio - un'analisi transiente a valle di una stazionaria o viceversa. Infine, si selezionano le grandezze di cui si è interessati a visualizzare l'output e si è pronti per lanciare la simulazione.

Nelle Fig. 3.13, 3.14, 3.15 e 3.16 si osservano le distribuzioni di temperatura sull'intera struttura del satellite e sullo schermo del telescopio ottenute nel *Cold Case* e nell'*Hot Case*. Le temperature ottenute sono in linea con quelle ottenute su Ansys con un modello che aveva rappresentati gli stessi elementi, e sono minori, com'era lecito attendersi, di quelle ottenute dal team di ricercatori e indicate nei report. Questo è dovuto in parte all'assenza nel nostro modello della restante componentistica presente – di contro – nel modello completo (ottica del telescopio), ed in parte alle differenze tra alcuni parametri o le geometrie definite nei due modelli, che non hanno lo stesso livello di precisione in entrambe le analisi, in particolare si fa riferimento alle quote dei vari elementi e alle definizioni dei materiali. Tuttavia, come confermato dal confronto con i dati raccolti nella precedente simulazione, i dati risultano essere coerenti ed autoconsistenti.



Fig. 3.13 Distribuzione di temperatura sull'intera struttura per il Cold Case



Fig. 3.14 Distribuzione di temperatura sull'intera struttura per l'Hot Case


Fig. 3.15 Distribuzione di temperatura sullo schermo del telescopio per il Cold Case



Fig. 3.16 Distribuzione di temperatura sullo schermo del telescopio per l'Hot Case

Capitolo 4

Differenze ed analogie tra i due modelli termici sviluppati

I due software utilizzati per l'analisi del modello termico di Ariel hanno due approcci differenti alla simulazione della trasmissione di calore. Mentre Ansys lavora con il largamente diffuso metodo agli elementi finiti, ESATAN sfrutta il metodo alle differenze finite che prevede una rappresentazione a parametri concentrati. L'approccio del primo software è più indicato per le simulazioni termoelastiche, quello del secondo software, invece, è prettamente orientato verso lo spazio e, come verrà illustrato di seguito, le ipotesi semplificative che portano alla modellazione a parametri concentrati calzano perfettamente con la casistica che contraddistingue i problemi collocati nell'ambiente spaziale.

4.1 Il problema matematico associato all'analisi termica

4.1.1 L'equazione del calore

Tutti i software per l'analisi termica mirano alla risoluzione di un problema matematico dato da un'equazione differenziale alle derivate parziali parabolica, una serie di condizioni iniziali e al contorno. L'obbiettivo ultimo della risoluzione del suddetto problema è la determinazione della distribuzione di temperatura su un corpo. In particolare, l'equazione che descrive il fenomeno di nostro interesse è l'equazione del calore (eqz. 4.1).

$$c_p \rho \frac{\partial T}{\partial t} - \nabla \cdot (k \cdot \nabla T) = \rho q \qquad 4.1$$

All'interno dell'eqz. 4.1 c_p indica il calore specifico a pressione costante (J/kg/K), ρ la densità (kg/m³), k il tensore della conduttività (W/m/K), T la temperatura (K) e q il

flusso di calore per unità di massa (W/kg). L'equazione è alle derivate parziali poiché in essa compare la derivata della funzione T rispetto a più variabili indipendenti: il tempo e le tre coordinate x, y e z (racchiuse all'interno del gradiente).

Per definire completamente il problema ai valori iniziali e al bordo, occorre indicare la temperatura iniziale al tempo t=0 in ogni punto interno al dominio di calcolo, ed una condizione al contorno in ogni punto appartenente alla frontiera del dominio, più precisamente si può imporre la temperatura (condizione di Dirichlet) o un flusso di calore (condizione di Neumann).

Nel discretizzare il problema relativo ad un modello di evoluzione temporale (mediante il cosiddetto metodo delle linee) si effettuano due passaggi: prima si semidiscretizza rispetto allo spazio applicando – ad esempio – il metodo alle differenze finite o agli elementi finiti, e successivamente si discretizza rispetto al tempo. In questa trattazione ci concentreremo sul primo passaggio, che prevede la discretizzazione rispetto alla variabile spaziale. Questo consente di passare da un'equazione alle derivate parziali (EDP) ad una più semplice equazione differenziale ordinaria (EDO). In entrambi i casi si ottiene un problema ai valori iniziali, noto anche come problema di Cauchy, espresso dal sistema di equazioni 4.2; dove l'apice indica la derivazione rispetto al tempo.

$$\begin{cases} \boldsymbol{BT}' + \boldsymbol{AT} = \boldsymbol{f} & 0 < t \le t_{fin} \\ \boldsymbol{T}(0) = \boldsymbol{T} \end{cases}$$

$$4.2$$

Mantenendo la denominazione acquisita nell'applicazione dei metodi al modello elastico, le matrici A e B prendono il nome di matrice di rigidezza e matrice di massa. Anche per il modello termico la matrice di massa B racchiude al suo interno la densità, la matrice di rigidezza A invece è legata a parametri quali la raffinatezza della griglia (distanza tra i nodi) e il rapporto tra la conducibilità termica e il calore specifico. Il vettore f dei termini noti è dato dal prodotto tra i flussi di calore e la densità rapportato al calore specifico. Nel caso delle differenze finite la matrice B è diagonale, e sulla diagonale vi sono proprio i valori delle densità, in caso di densità costante, allora, $B=\rho I$, dove I è la matrice identità; la matrice A, invece è pentadiagonale.

4.1.2 L'approssimazione dell'equazione del calore

Come visto nel precedente capitolo, analizzando la creazione delle griglie di calcolo e dei modelli geometrici sui due software, vi sono delle differenze piuttosto marcate nello svolgimento di queste operazioni ed esse sono legate principalmente alla diversità del metodo numerico sfruttato dai due programmi per la risoluzione – o meglio l'approssimazione – dell'equazione del calore. Ansys lavora col metodo agli elementi finiti (FEM: *Finite Element Method*), ESATAN col metodo alle differenze finite (FDM: *Finite Difference Method*); il primo metodo prevede l'utilizzo dell'equazione nella sua forma variazionale (che deriva da quella integrale), il secondo invece nella forma differenziale (ovvero quella presentata nell'eqz. 4.1).

Il metodo alle differenze finite è chiamato così perché le derivate presenti nell'eqz. 4.1 vengono sostituite con delle espressioni contenenti differenze finite (si ricorda che la derivata prima di una funzione è il limite del rapporto incrementale per l'incremento della variabile indipendente che tende a zero) ricavate dalle espansioni in serie di Taylor (Felippa, 2004). Il risultato finale, dopo aver sostituito le derivate con le differenze finite, è dato dall'eqz. 4.2.

$$\left[\rho \cdot c_p \cdot \Delta x \cdot A\right]_n \frac{T_n(t + \Delta t) - T_n(t)}{\Delta t} = \theta \left[\sum_{j=1}^N G_{jn}(T_j - T_n) + Q_n(T_n, t)\right]_{t+\Delta t} + (1 - \theta) \left[\sum_{j=1}^N G_{jn}(T_j - T_n) + Q_n(T_n, t)\right]_t$$

$$4.2$$

G_{jn} rappresenta il conduttore tra il nodo j-esimo e il nodo n-esimo, θ è un coefficiente che può assumere valore 0, $\frac{1}{2}$ o 1 in base al metodo di discretizzazione temporale

scelto (0: in avanti - o Eulero - esplicito; ¹/₂: Crank-Nicolson o dei trapezi; 1: all'indietro - o Eulero - implicito).

4.1.3 La discretizzazione spaziale

La facilità di implementazione dovuta alla semplicità concettuale del metodo alle differenze finite la si paga con una scarsa capacità di adattarsi alle geometrie più complesse, cosa che invece riescono a fare molto bene gli elementi finiti che si rivelano più flessibili sotto questo aspetto. Il metodo alle differenze finite è limitato all'utilizzo di geometrie molto semplici, tuttavia, questo trova riscontro nelle applicazioni spaziali, dove si riesce a riprodurre gran parte delle strutture con figure elementari.

Tra le ipotesi del FDM si ha che i nodi sono considerati isotermi e con proprietà fisiche costanti, questo permette (come anticipato nel precedente capitolo) la creazione di nodi non geometrici per la rappresentazione – per esempio – di unità elettriche, le quali non verranno coinvolte nei conteggi relativi ai fattori di vista e ai conseguenti carichi radiativi, semplificando così ulteriormente il modello. Le assunzioni sopracitate identificano la rappresentazione a parametri concentrati.

Per poter applicare le semplificazioni previste dalla modellazione a parametri concentrati è necessario che siano prima verificate alcune ipotesi. Questa idealizzazione si applica a quei corpi che si comportano come un insieme concentrato, ovvero mantengono una temperatura interna essenzialmente uniforme in ogni istante durante il processo di scambio termico, e funzione solamente della variabile temporale. Si definiscono ora due parametri che aiutano a stabilire un criterio per identificare se un sistema sia o meno a parametri concentrati: il primo è la lunghezza caratteristica L_c, data dal rapporto tra il volume occupato dal corpo e la sua superficie; il secondo è il numero di Biot, dato dall'eqz. 4.3, dove h è un coefficiente di scambio termico con l'esterno (W/m²/K) e λ è la conducibilità termica del solido (W/m/K).

$$Bi = \frac{hL_c}{\lambda}$$
 4.3

Questo gruppo adimensionale indica il rapporto tra la convezione sulla superficie del corpo e la conduzione al suo interno. Di conseguenza, un sistema può essere considerato a parametri concentrati quando il numero di Biot è piccolo, in particolare è stato stimato che l'approssimazione è valida se Bi<0,1. Se la convezione sul corpo è nulla, come avviene nello spazio dove si è in assenza di fluidi con i quali scambiare energia termica, Bi=0 e allora lo studio non si ritiene approssimato bensì esatto (Cengel, 1997).

Una volta creata la griglia, restano da definire i contatti tra i nodi: quelli appartenenti ad una medesima superficie avranno un collegamento conduttivo con resistenza termica nulla, vi possono essere poi accoppiamenti di tipo radiativo e/o conduttivo tra nodi facenti parte di due diverse superfici. Per specificare meglio le caratteristiche di questi collegamenti si rivela utile introdurre un'analogia tra un circuito elettrico e la conduzione termica, illustrata in dettaglio nel paragrafo successivo.

4.1.4 Analogia elettrica della conduzione termica

Se si confrontano la legge che descrive il trasferimento di calore in un corpo per conduzione – ovvero la legge di Fourier data dall'eqz. 4.4 – e la legge (eqz. 4.5) che lega le tre grandezze che caratterizzano un circuito elettrico – la legge di Ohm – oltre a constatare che entrambe hanno un elemento che è dato dal prodotto degli altri due, si osserva che ogni grandezza elettrica ha una sorta di correlazione logica dal punto di vista fisico con una delle tre grandezze presenti nella legge di Fourier.

$$\Delta T = -\frac{\dot{Q}}{G}$$

$$4.4$$

$$\Delta V = I \cdot R$$

$$4.5$$

Il salto di temperatura può, dunque, essere paragonato alla differenza di potenziale, il flusso di calore alla corrente, ed in ultimo l'inverso della conduttanza termica alla resistenza elettrica. Così come la resistenza è legata alla resistività e alla geometria del conduttore elettrico (eqz. 4.6) in cui passa la corrente (o alla quale viene applicata la differenza di potenziale) allo stesso modo la conduttanza termica è legata alla conduttività termica e alla geometria del conduttore termico (eqz. 4.7). È possibile altresì definire la capacità termica come riportato nell'eqz. 4.8.

$$R = \rho \frac{l}{S}$$
 4.6

$$G = k \frac{A}{l}$$
 4.7

$$C = \rho \cdot Vol \cdot c_p \tag{4.8}$$

Parimenti a quanto accade per le resistenze nei circuiti elettrici, anche per un circuito termico è possibile calcolare il valore della conduttanza di due (o più) conduttori posti in serie o in parallelo. Le formule per calcolarli sono presenti nelle eqz. 4.9 (conduttori in serie) e 4.10 (conduttori in parallelo).

$$\frac{1}{G_{1-2}} = \frac{1}{G_1} + \frac{1}{G_2}$$
 4.9

$$G_{1-2} = G_1 + G_2 \tag{4.10}$$

Per lo scambio termico legato all'irraggiamento occorre ricavare altre formule: la radiazione emessa da un corpo, infatti, rispetta la legge di Stefan-Boltzmann, in cui la temperatura è elevata alla quarta potenza. La "conduttanza del conduttore radiativo" è dunque un termine non lineare. Partendo dall'eqz. 4.11 che descrive lo scambio termico radiativo tra due superfici, si ricava il valore della conduttanza radiativa (eqz. 4.12). Questa formula consente – fattorizzando il termine non lineare - di linearizzare l'espressione per il flusso radiativo, che può essere riscritto come nell'eqz. 4.13 (Fortescue *et al.*, 2011).

$$\dot{Q}_{rad} = G'_{1-2}(T_1^4 - T_2^4) = G'_{1-2}(T_1^3 + T_2^3 + T_1T_2^2 + T_1^2T_2)(T_1 - T_2)$$

$$4.11$$

$$G_{1-2} = G'_{1-2}(T_1^3 + T_2^3 + T_1T_2^2 + T_1^2T_2)$$

$$4.12$$

$$\dot{Q}_{rad} = G_{1-2}(T_1 - T_2) \tag{4.13}$$

Queste formule (4.11, 4.12, 4.13) aiutano a comprendere il modo in cui funziona un software per l'analisi termica a parametri concentrati, ma non sono di pratico utilizzo per l'analista termico; egli, infatti, chiede al software di ricavare la distribuzione di temperatura. Di contro, per chi lavora all'analisi termica del veicolo sono utili le formule (4.14, 4.15) che riportano G_{1-2} in funzione del fattore di vista e del fattore di Gebhart; quest'ultimo rappresenta il rapporto tra la quantità di energia che, emessa da una data superficie viene assorbita da un'altra superficie e il totale dell'energia irradiata dalla data superficie (Gebhart, 1961), può essere espresso anche come riportato nell'eqz. 4.16. Questo metodo richiede complessivamente un minor costo computazionale del metodo Monte Carlo (Chin *et al.*, 1992), il quale verrà descritto nel prossimo paragrafo.

$$G'_{1-2} = \sigma \varepsilon_1 F_{1-2} A_1 \tag{4.14}$$

$$G'_{1-2} = \sigma B_{1-2} A_1 \tag{4.15}$$

Il metodo Gebhart si basa sull'ipotesi che le superfici si comportino come dei corpi grigi. L'eqz. 4.14 indica la conduttanza radiativa valida per un corpo che irradia verso un corpo nero; l'eqz. 4.15 (dove compare il fattore di Gebhart), invece, è valida per la radiazione tra corpi grigi, dovendo rispettare l'ipotesi su cui si fonda il metodo. Vista la sua definizione, risulta inoltre vero che la sommatoria di tutti i fattori di Gebhart è uguale a 1.

$$B_{1-2} = \varepsilon_1 F_{1-2} + \sum_{k=1}^{N} [(1 - \varepsilon_k) F_{1-k} B_{k-2}]$$
4.16

4.1.5 Il metodo Monte Carlo

Un metodo alternativo ed altrettanto diffuso per il computo dei fattori di vista e flussi di calore radiativi è il metodo Monte Carlo. Esso è un metodo stocastico che si basa su una stima effettuata calcolando la media dei risultati ottenuti utilizzando un numero finito (seppur abbastanza elevato da rendere la media significativa) di raggi cui vengono assegnati in modo casuale punto di emissione, direzione di emissione e tipo di interazione con la faccia che andrà a colpire. Questo consente di replicare con un livello di accuratezza accettabile ciò che è indicato dalla teoria: sia i punti di emissione sulle varie facce che le possibili direzioni di emissione sono pressoché infiniti, e lo stesso si può dire riguardo ai punti di riflessione possibili su tutte le altre superfici del satellite.

Il metodo Monte Carlo consente di riprodurre esattamente tutti i modi di interazione tra l'energia irradiata ed una superficie (i.e. riflessione, trasmissione, emissione, assorbimento) poiché non prevede alcun tipo di ipotesi alla base che vada ad idealizzare questi fenomeni. Il lato negativo dell'implementazione di questo metodo è il costo computazionale, che risulta particolarmente elevato specie quando si ha a che fare con delle superfici caratterizzate da un basso valore di emissività (cui corrisponde necessariamente un elevato valore di riflessività) che comportano un elevato numero di riflessioni dei raggi.

L'aumento del numero di raggi tracciati permette di ridurre l'intervallo entro cui può ricadere il valore ottenuto, l'ampiezza di questo intervallo è, infatti, inversamente proporzionale alla radice quadrata del numero di raggi tracciati.

4.1.6 Conclusioni

Il confronto tra le simulazioni effettuate sui due software ha permesso di stabilire che entrambi sono in grado di validare i risultati ottenuti dall'altro programma, poiché entrambi sono in grado di ottenere la distribuzione di temperatura sui corpi, tuttavia le analogie si fermano qui. Sull'altro piatto della bilancia vi è la mancanza all'interno di Ansys di un tool per il calcolo dei flussi radiativi legati alla presenza dei corpi celesti (albedo, radiazione infrarossa del pianeta e radiazione solare diretta); di contro su ESATAN vi è la possibilità, data dalla rappresentazione a parametri concentrati, di modificare con facilità le geometrie del modello, che - per definizione - non è verosimile e non deve rispettare alcun vincolo geometrico, se non quello che porta ad avere dei risultati credibili.

Il vantaggio dato dalla maggior precisione spaziale dei risultati, fornita dal metodo FEM (Ansys), non compensa tutte le mancanze e gli svantaggi rispetto ad una soluzione – il metodo FDM – che, se ben compresa ed utilizzata nel modo appropriato, garantisce risultati eccellenti a fronte di un enorme elasticità di utilizzo, estremamente funzionale in un progetto spaziale, che vede cambiare il design delle parti del veicolo svariate volte, proprio alla ricerca della soluzione ottimale per tutti i sottosistemi; e di innumerevoli possibilità di approcci differenti allo svolgimento dell'analisi termica della medesima missione.

Bibliografia

- Anderson, B. J., Justus, C. G., & Batts, G. W. (2001). *Guidelines for the selection* of near-earth thermal environment parameters for spacecraft design (No. NASA/TM-2001-211221).
- Bard, S. (1984). Advanced passive radiator for spaceborne cryogenic cooling. *Journal of Spacecraft and Rockets, 21*(2), 150-155.
- Bergman, T. L., Lavine, A. S., Incropera, F. P., & DeWitt, D. P. (2020). *Fundamentals of Heat and Mass Transfer.* John Wiley & Sons.
- Cengel, Y. A. (1997). *Introduction to thermodynamics and heat transfer* (Vol. 846). New York: McGraw-Hill.
- Chin, J. H., Panczak, T. D., & Fried, L. (1992). Spacecraft thermal modelling. *International journal for numerical methods in engineering*, *35*(4), 641-653.
- Connor Howell, K. (1984). Three-dimensional, periodic, 'halo' orbits. *Celestial mechanics*, *32*(1), 53-71.
- Da Deppo, V., Middleton, K., Focardi, M., Morgante, G., Pace, E., Claudi, R., & Micela, G. (2016, July). Design of an afocal telescope for the ARIEL mission. In Space Telescopes and Instrumentation 2016: Optical, Infrared, and Millimeter Wave (Vol. 9904, pp. 1031-1044). SPIE.
- Felippa, C. A. (2004). Introduction to Finite Element Methods, lecture notes. Department of aerospace engineering sciences of the University of Colorado, Boulder.
- Fortescue, P., Swinerd, G., & Stark, J. (Eds.). (2011). *Spacecraft systems engineer-ing*. John Wiley & Sons.
- Gebhart, B. (1961). Surface temperature calculations in radiant surroundings of arbitrary complexity—for gray, diffuse radiation. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, *3*(4), 341-346.
- Gilmore, D. G., & Donabedian, M. (2002). Spacecraft thermal control handbook (Vol. 1, p. 746). D. G. Gilmore (Ed.). El Segundo, CA: Aerospace Press.
- Gluck, D. F. (1989). Space vehicle thermal testing: Principles, practices and effectiveness. In NASA, Langley Research Center, NASA (SDIO Space Environmental Effects on Materials Workshop, Part 2.

- Gueymard, C. A. (2018). A reevaluation of the solar constant based on a 42-year total solar irradiance time series and a reconciliation of spaceborne observations. *Solar Energy*, *168*, 2-9.
- Hickey, J., Alton, B., Kyle, H., & Major, E. (1988). Solar Irradiance Measurements by the Nimbus 7 ERB Experiment: An Update of 100 months. *Solar Radiative Output Variation*, 189.
- Kauder, L. (2005). *Spacecraft thermal control coatings references* (No. NASA/TP-2005-212792).
- Morgante, G., Terenzi, L., D'Ascanio, D., Eccleston, P., Crook, M., Hunt, T., ... & Tinetti, G. (2018, July). Thermal architecture of the ESA ARIEL payload. In *Space Telescopes and Instrumentation 2018: Optical, Infrared, and Millimeter Wave* (Vol. 10698, p. 106984H). SPIE.
- Morgante, G., Terenzi, L., Eccleston, P., Bradshaw, T., Crook, M., Focardi, M., ... & Tinetti, G. (2014, August). Thermal architecture of the Exoplanet Characterisation Observatory payload. In *Space Telescopes and Instrumentation 2014: Optical, Infrared, and Millimeter Wave* (Vol. 9143, p. 91433C). SPIE.
- Morgante, G., Terenzi, L., Eccleston, P., Bradshaw, T., Crook, M., Linder, M., ... & Tinetti, G. (2015). Thermal control system of the Exoplanet Characterisation Observatory Payload: design and predictions. *Experimental Astronomy, 40*(2), 771-800.
- Stephens, G. L., Campbell, G. G., & Haar, T. V. (1981). Earth radiation budgets. *Journal of Geophysical Research: Oceans, 86*(C10), 9739-9760.
- Swinyard, B., Tessenyi, M., Tinetti, G., Waldmann, I., Eccleston, P., Ferlet, M., ... & Beaulieu, J. P. (2014). Design and performance of the Exo-planet Characterisation Observatory (EChO) integrated payload. In *Space Telescopes and Instrumentation 2014: Optical, Infrared, and Millimeter Wave* (Vol. 9143, pp. 721-732). SPIE.
- Tinetti, G., Haswell, C., Lecont, J., Lagage, P. O., MicelaSarkar, G., Min, M., ... & Ariel Mission Consortium. (2020). Ariel: Atmospheric Remote-sensing Infrared Exoplanet Large-survey-enabling planetary science across light-years. Definition study report.
- Wertz, J. R., Everett, D. F., & Puschell, J. J. (2011). *Space mission engineering: the new SMAD*. Microcosm Press.