

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Manovre di Aerobraking: analisi e applicazione
alla missione Mars Global Surveyor»***

Tutor universitario:

Prof. Bettanini Fecia Di Cossato Carlo

Laureando:

Luca Fabbro 2071198

Padova, 14/11/2025

Circularizza gradualmente l'orbita eccentrica di un satellite sfruttando il drag aerodinamico sviluppatosi in prossimità del periapside attraverso numerosi passaggi nell'ambiente atmosferico di un corpo celeste.

Se progettato adeguatamente, permette il risparmio di una notevole quantità di propellente e quindi una riduzione dei costi complessivi di missione.

È stato impiegato finora in otto missioni, esclusivamente su Terra, Marte e Venere, ma è teoricamente applicabile a qualsiasi corpo celeste dotato di atmosfera.

Presenta un ampio margine di sviluppo sia per quanto riguarda le tecniche implementabili sia per le tipologie di missioni alle quali può essere applicato.

Necessita tuttavia di un monitoraggio costante per garantire che i carichi subiti dal satellite non compromettano la sua sicurezza e che l'assetto sia ottimale in ogni fase dell'operazione.

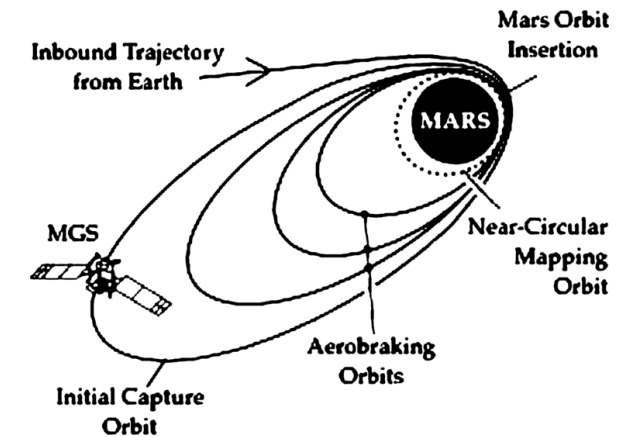


Fig.1: Schema sequenza orbite aerobraking



Fig.2: Logo missione "Mars Global Surveyor"

1 «Walk-in»

Si diminuisce la quota di periapside attraverso manovre propulsive all'apoapside in direzione antiparallela al vettore velocità tangenziale.

Durante i primi passaggi in atmosfera (drag contenuto) si verificano i modelli aerodinamici sviluppati.

2 «Main Phase»

La quota di apoapside si riduce ad ogni passaggio atmosferico.

La quota di periapside viene costantemente monitorata affinché rimanga entro i limiti del corridoio di aerobraking: se è troppo bassa la sicurezza termica e strutturale del satellite è compromessa, se è troppo alta la manovra diventa inefficiente.

Il corridoio subisce continue modifiche: la densità atmosferica è soggetta a cambiamenti e la velocità al periapside decresce con la graduale perdita di energia orbitale consentendo un abbassamento del limite inferiore.

A causa dell'influenza gravitazionale del Sole e della precessione degli apsidi, la quota di periapside tende a variare; sono perciò necessarie piccole manovre propulsive all'apoapside.

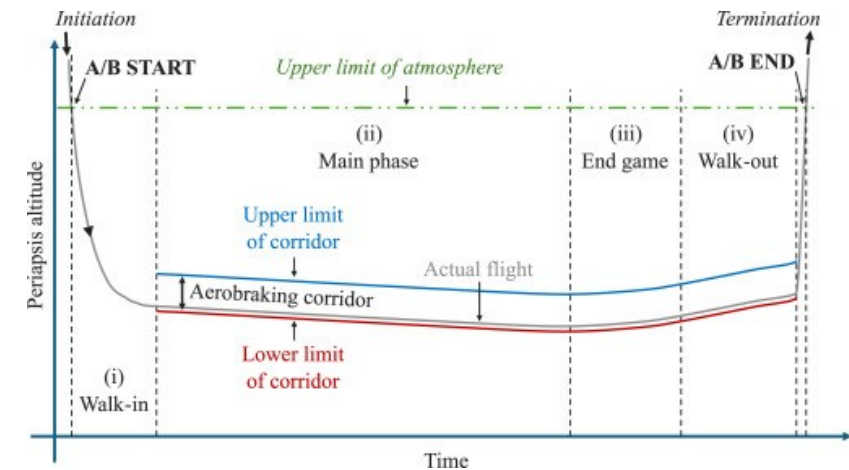


Fig.3: Corridoio di aerobraking generico

3 «End Game»

Con l'abbassarsi dell'apoapside aumenta la porzione dell'orbita trascorsa in atmosfera e il tempo caratteristico affinché il calore ceduto aerodinamicamente venga trasferito per conduzione alle parti sensibili diventa minore della durata della manovra stessa: viene alzato il periapside e modificato il corridoio.

Questa fase si può escludere se il carico da riscaldamento aerodinamico non costituisce un vincolo principale.

4 «Walk-out»

Si tiene monitorata la vita orbitale residua del satellite, che deve essere sempre superiore ad uno o due giorni per evitare che esso precipiti nel caso di perdita improvvisa di comunicazioni con la Terra.

Quando l'apoapside raggiunge la quota desiderata, il periapside viene innalzato completamente al di fuori dell'atmosfera con una manovra propulsiva così da acquisire l'orbita scientifica finale.

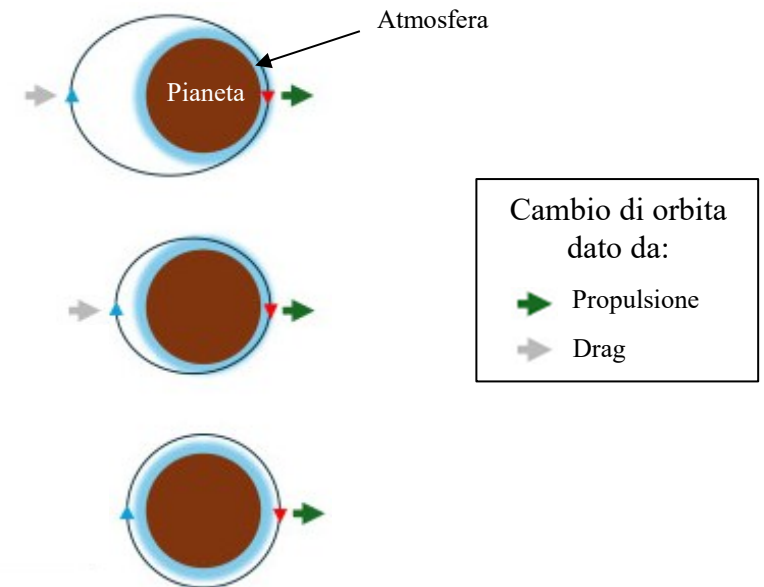


Fig.4: Fasi di "End Game" e "Walk-out"

Pressione Dinamica: $p_0 = \frac{1}{2} \rho V^2$

Forza aerodinamica : $F = C_D A_f p_0 \quad (C_D \approx 2)$

« C_D » rappresenta gli effetti di: inclinazione dell'impatto rispetto al corpo satellitare, riflessione diffusa e speculare delle particelle, temperatura di superficie, grado di rarefazione del gas e altri fattori integrati per tutto il satellite.

Flusso Termico Aerodinamico Convettivo: $q = \frac{1}{2} \rho V^3$

Tipicamente un vincolo più severo di « p_0 ».

Causato dal trasferimento di energia da parte delle particelle di gas impattanti sul satellite.

Stima conservativa perché si assume flusso molecolare libero.

Vita Orbitale Residua: $T = f(\Delta V \text{ Cumulativo da Aerobraking})$

Per un passaggio singolo: $\Delta V = \int_0^T \frac{F}{m} dt \simeq \frac{C_D A_f}{m} \frac{1}{2} V_p^2 \int_0^T \rho dt$ (Modello atmosferico esponenziale) $\rightarrow \Delta V = \frac{C_D A_f}{m} \frac{1}{2} \rho_p V_p^2 \frac{\sqrt{2\pi H r_p}}{V_p}$

$$\sqrt{\frac{\mu}{r_p}} < V_p < \sqrt{\frac{2\mu}{r_p}}$$

Si può dedurre dall'equazione vis-viva come il cambiamento di altitudine di apoapside per passaggio atmosferico sia maggiore all'inizio della fase di aerobraking piuttosto che alla fine.

$$V_p = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_p} - \frac{1}{a} \right)} \xrightarrow{[a = (r_a + r_p)/2]} r_a = r_p \left(\frac{1}{1 - \frac{r_p V_p^2}{2\mu}} - 1 \right)$$

L'aerobraking non solo consente un notevole risparmio di propellente per il raggiungimento di un'orbita circolare rispetto ad una manovra esclusivamente propulsiva, ma rende possibili anche manovre orbitali altrimenti irrealizzabili con la massa disponibile. Ad esempio, la missione MGS aveva a bordo, all'inizio della fase di circolarizzazione, 83 kg di propellente e ne ha risparmiati oltre 300 kg applicando l'aerobraking. Questo permise l'utilizzo del lanciatore "Delta II 7925" e un conseguente risparmio stimato sui 100 milioni di dollari.

Per la maggior parte delle missioni, fatta eccezione per "Hiten" e "Venus Express", il rapporto tra il « ΔV » ottenuto tramite aerobraking e quello fornito da manovre propulsive è dell'ordine delle decine. In generale, per avere un ritorno significativo sull'investimento propulsivo sono necessarie alcune decine di passaggi atmosferici.

Ci sono due tipi di manovre che richiedono propellente liquido: le manovre orbitali e quelle per il controllo d'assetto. Le manovre di «walk-in» e «walk-out» sono le più esigenti in termini di consumo, mentre quelle di controllo d'assetto rappresentano circa il 10% del propellente a bordo.

Mission name	Prop. ΔV (m/s)	Aero. ΔV /Prop. ΔV	No. of manoeuvres	Prop. mass at A/B start (kg)	No. of atm. passes
Hiten	6.6*	0.7	3	12	2
MGS	94.2	13	92	83	891
MRO	44.1	27	27	369	431
VEX	22.2	0.9	–	–	57

Questi risparmi vengono ottenuti sostanzialmente senza alcuna modifica al design del satellite, ma comportano un costo indiretto legato a fattori come le risorse umane e i rischi intrinseci associati all'aerobraking.

Le risorse umane si concentrano principalmente nella pianificazione e nello sviluppo dell'aerobraking prima del lancio (come la definizione del corridoio), nelle operazioni durante la fase stessa e nelle attività di analisi e ricerca scientifica.

I rischi associati alla manovra sono: variazioni della densità atmosferica tra orbite successive, carichi strutturali e sollecitazioni termiche cicliche, possibili interruzioni delle comunicazioni e errore umano. Si stima che l'aerobraking riduca la probabilità di successo di una missione di circa il 2.7%.

Oltre alla funzione nominale, l'aerobraking può essere sfruttato anche per lo studio della fisica dell'atmosfera e la dinamica dei gas rarefatti. Utilizzando il satellite stesso come strumento scientifico si possono estrapolare dati da rilevamenti effettuati in condizioni omologhe o registrare gli effetti di eventi atmosferici peculiari .

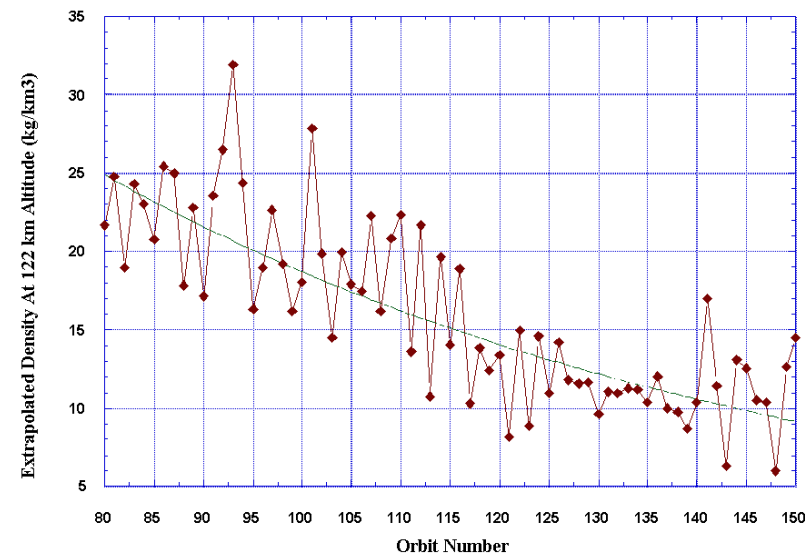


Fig.5: Densità atmosfera marziana al variare della latitudine di periapside per orbite 80-150 di MGS

Le problematiche relative ai carichi strutturali e termici sono amplificate dall'incertezza atmosferica.

I margini di sicurezza impiegati nella progettazione del corridoio di aerobraking sono fortemente influenzati dai valori di deviazione standard associati alla variazione della densità atmosferica da un'orbita all'altra.

Nome Missione	Deviazione Standard	Margine su «q» massimo
MGS	0.39	90%
Mars Odyssey	0.47	100%
MRO	0.36	150%

Modelli per l'atmosfera planetaria ad oggi disponibili come MarsGRAM o MCD (Mars Climate Database) sono attendibili per quanto concerne la previsione di variazioni globali ma falliscono ancora nel predire fluttuazioni della densità localizzate e a breve termine.

Il miglioramento dell'affidabilità di questi modelli descrittivi è una diretta conseguenza dell'implementazione di dati provenienti dalle missioni in loco, le quali si basano sui modelli stessi. Ad una conoscenza più ampia dell'atmosfera corrisponde la possibilità di intraprendere una manovra di aerobraking più aggressiva e quindi più efficiente.

In generale, un satellite impegnato in una manovra di aerobraking assumerà tre assetti distinti per ogni orbita.

L'assetto «**flow-pointing**» viene assunto durante il passaggio in atmosfera: esso massimizza la superficie perpendicolare al flusso e, di conseguenza, il « ΔV ».

Si può ottenere stabilizzazione passiva se la superficie più ampia esposta al flusso è situata a valle del centro geometrico del satellite e/o se quest'ultima è inclinata verso la parte posteriore rispetto al flusso.

Si utilizzano metodi di controllo d'assetto attivi solo se vengono superati specifici limiti di puntamento, che possono variare da missione a missione (per MGS +/- 15°).

Il tempismo è fondamentale nell'assunzione di questo assetto: iniziare la fase troppo presto o troppo tardi comporta l'insorgenza di perturbazioni dovute alle coppie generate dalla pressione di radiazione solare e dal gradiente gravitazionale, causando un "drift" dell'assetto.

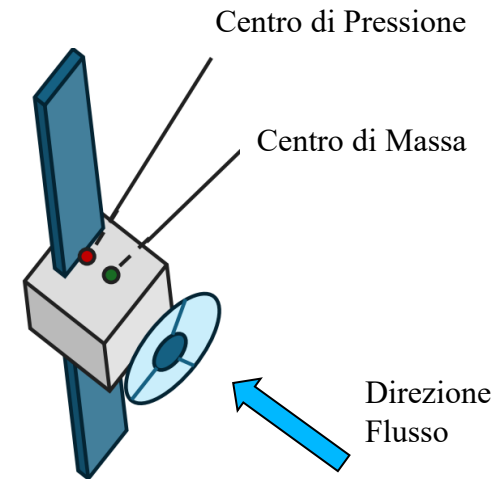


Fig.6: Assetto "flow-pointing"

Nell'assetto «**thrust-pointing**» il vettore propulsione è orientato parallelamente o anti parallelamente al vettore velocità rispettivamente per aumentare o diminuire l'altitudine del periapside.

L'assetto «**inertial-pointing**» prevede che il satellite sia orientato in una direzione fissa rispetto allo spazio per favorire una tra le seguenti applicazioni:

- Telecomunicazioni, l'antenna è orientata verso la Terra;
- Produzione energetica, i pannelli solari sono puntati al Sole;
- Controllo termico, assetto ottimale per dissipare il flusso termico aerodinamico accumulato durante il passaggio atmosferico.

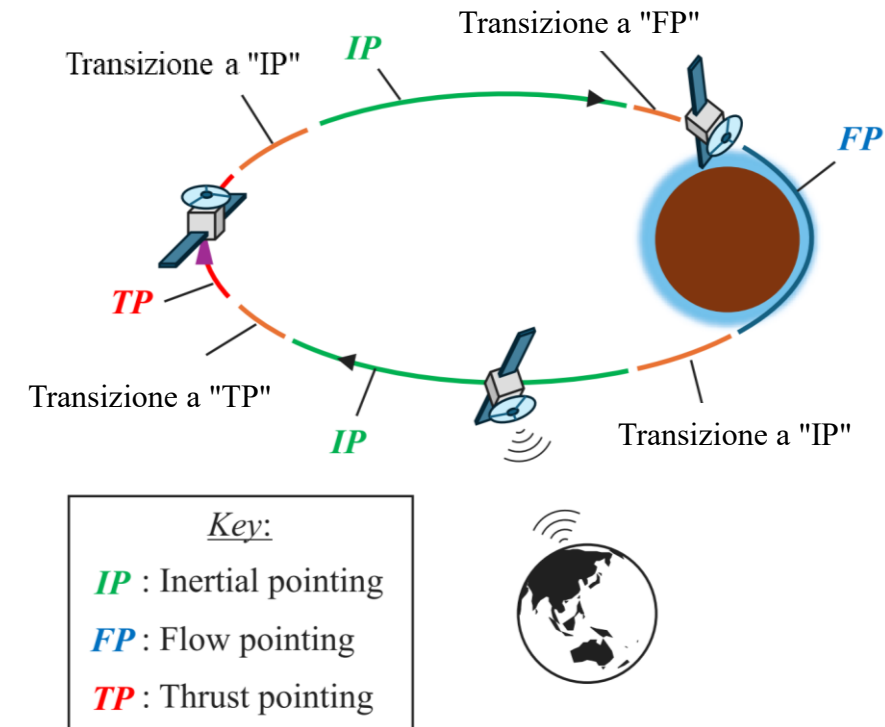


Fig.7: Schema assetti e rispettivi segmenti orbitali

Concentrazioni di masse localizzate sulla superficie planetaria

Data la vicinanza al periapside, il satellite è particolarmente sensibile all'attrazione gravitazionale esercitata da masse superficiali del pianeta.

In caso di risonanza con il periodo di rotazione planetario, passaggi consecutivi possono causare alterazioni della quota di periapside e dell'inclinazione orbitale.

Pianeta non perfettamente sferico

Causa la precessione degli apsidi e della linea dei nodi.

La prima tende ad aumentare la quota di periapside se avviene dall'equatore verso uno dei poli, mentre la diminuisce in caso contrario.

La seconda modifica l'ora locale del nodo ascendente; non richiede necessariamente azioni propulsive qualora il suo valore complessivo consenta all'orbita finale di trovarsi nella corretta orientazione.

Collisioni con altri satelliti

Tramite l'aerobraking il satellite percorre centinaia di orbite a diverse altitudini, e la probabilità di collidere con altri satelliti, naturali o artificiali, non è trascurabile.

Ad esempio la sonda "MRO" (Mars Reconnaissance Orbiter) ha dedicato oltre il 50% delle manovre propulsive della fase di "end game" per mitigare questo tipo di rischio.

Ad oggi, uno dei principali deterrenti per l'adozione dell' aerobraking è costituito dall'onere operativo gravante sul segmento di terra. L'assunzione di personale altamente qualificato e l'utilizzo pressoché costante di sistemi di telecomunicazioni come "DSN" (Deep Space Network) per il monitoraggio del satellite costituiscono la maggior parte dei fondi destinati all'applicazione della manovra.

Il coinvolgimento umano nella generazione di comandi operativi comporta un impiego di tempo tale che, nelle fasi finali dell'aerobraking, quando il periodo orbitale è breve, le uniche opzioni per l'aggiornamento dell'orbita siano accettare un rischio maggiore o attuare un aerobraking conservativo anche quando si potrebbe averne uno più aggressivo.

Questi fattori, insieme al rischio di errori del personale e all'eventualità di interruzioni inaspettate delle telecomunicazioni dovute a guasti, evidenziano la necessità di sviluppare una manovra quanto più autonoma possibile.

Nel 2022 viene sviluppato un algoritmo basato sul "deep reinforcement learning" (DRL) con l'obiettivo di determinare se, quando e come eseguire eventuali manovre propulsive. Le simulazioni mostrano una significativa riduzione del tempo complessivo di aerobraking e un lieve aumento del propellente necessario a bordo.

Per quanto riguarda la guida e il controllo a breve termine, nello stesso anno è stato sviluppato un altro algoritmo che consente un controllo ottimale dell'assetto satellitare mediante la modulazione del drag, ottenuta tramite la rotazione di pannelli solari articolati. A discapito di un aumento della massa e della complessità del sistema, si è calcolato un aumento del « ΔV » del 1600%.

Un ulteriore approccio consiste nell'utilizzo dei valori di temperatura del satellite come input principale per la previsione autonoma delle orbite successive e la pianificazione di manovre propulsive all'apoapside.

Normalmente per la definizione del corridoio di aerobraking manuale si utilizzano variabili surrogate come il flusso termico e la pressione dinamica che implicano margini di sicurezza maggiori a causa delle approssimazioni date dalle conversioni tra le grandezze.

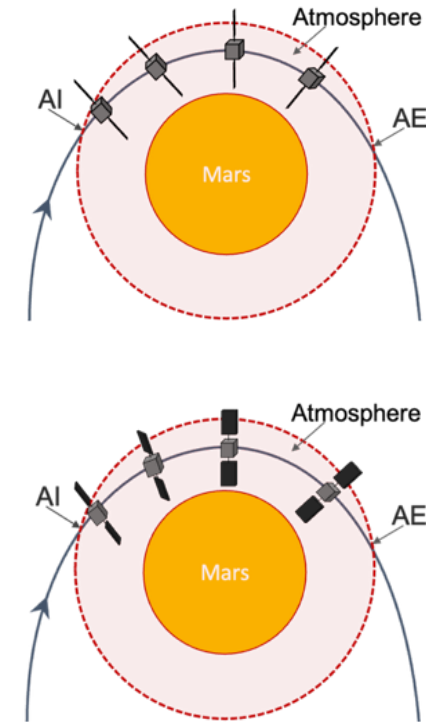


Fig.8: Assetto "flow-pointing" (sopra), assetto basato sull' algoritmo (sotto)

Si considera sempre più la possibilità di applicare l'aerobraking a satelliti di piccole dimensioni, naturalmente avvantaggiati nel controllo d'assetto grazie alla bassa inerzia rotazionale e all'elevata sensibilità alle coppie aerodinamiche di cui sono dotati.

Data la severità dei vincoli di massa, la manovra potrebbe rappresentare l'unico modo per rendere possibili missioni altrimenti irrealizzabili, nelle quali non è applicabile l'aerocapture.

Per la classe dei nanosatelliti e dei "CubeSat", un grande ostacolo rimane l'esigenza di fornire una propulsione dell'ordine dei 10 – 100 m/s per le manovre di "walk-in" e "walk-out". Una possibile soluzione prevede lo sfruttamento delle perturbazioni nell'ambiente spaziale come la pressione di radiazione solare o la gravità di terzo corpo.

Un ulteriore svantaggio intrinseco delle missioni che interessano questo tipo di satelliti è che spesso non dispongono delle risorse necessarie per supportare operazioni di volo prolungate durante l'aerobraking sia in termini di personale sia di accesso alle infrastrutture per la comunicazione "deep space", disponibili invece per missioni con satelliti di maggiori dimensioni.

Si tratta di una famiglia di vele molto leggere, sottili e ad ampia superficie, dispiegabili dai satelliti. Aumentando la superficie esposta al drag, aumenta anche il « ΔV » ottenuto a ogni passaggio atmosferico, e diventa possibile effettuare o una manovra di aerobraking più veloce o una con carichi significativamente ridotti.

Data la struttura relativamente debole delle vele, la pressione dinamica ammissibile è più bassa e risulta necessario alzare la quota di periapside. Il basso coefficiente balistico, tuttavia, fa sì che nonostante il satellite si trovi in una zona dell'atmosfera piuttosto rarefatta, l'effetto frenante non peggiori in maniera eccessiva. Inoltre a una quota di periapside più elevata corrispondono manovre di "walk-in" e "walk-out" meno dispendiose.

Una volta completato il suo compito, la vela viene espulsa dal satellite e successivamente brucia in atmosfera.

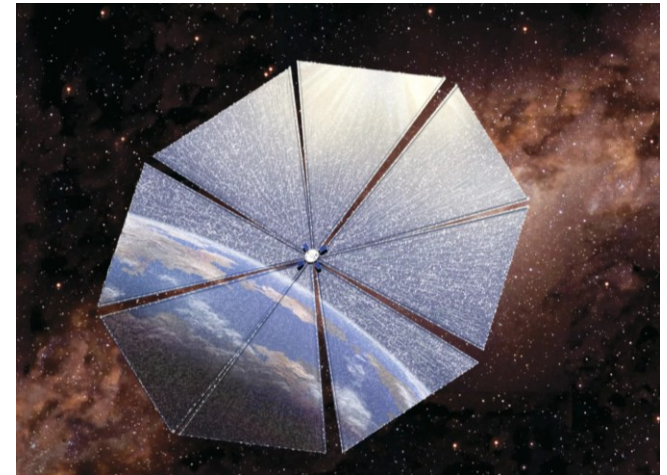


Fig.9: Vela "Cosmos 1"

I carichi termici e strutturali tipici dell'aerobraking condividono molte caratteristiche con quelli per cui sono progettate le vele a propulsione laser, il che suggerisce una possibile sinergia tra questi modelli e le vele a drag. Una stessa struttura potrebbe quindi fungere sia da mezzo per abbandonare l'orbita terrestre e intraprendere il viaggio interplanetario, sia da strumento per applicare l'aerobraking nell'atmosfera target.

Il paradigma finora adottato per le missioni con aerobraking prevede generalmente di ridurre al minimo l'implementazione di componenti progettati specificatamente per la manovra al fine di minimizzare i costi e la complessità del sistema.

L'applicazione delle vele rappresenta un distacco da questo approccio, poiché comporta differenze significative tra la configurazione satellitare durante l'aerobraking e quella al termine della manovra.

"Mars Global Surveyor" fa parte del "Mars Surveyor Program" della NASA che ha come oggetto di studio il clima passato e presente dell'ambiente marziano e l'evoluzione geologica e geofisica del pianeta.

Lanciato il 7 Novembre 1996, MGS raggiunge Marte dopo undici mesi di viaggio interplanetario ed entra tramite una manovra propulsiva in un'orbita altamente ellittica avente periodo di 45 ore, e altitudine di apoapside 54000 km. Dopo il completamento della terza orbita, inizia il primo periodo di aerobraking.

Il piano originale prevedeva il raggiungimento dell'orbita finale nella primavera del 1998, prima dell'allineamento solare. Tuttavia, dati relativi al passaggio al periapside della quindicesima orbita evidenziarono un'eccessiva flessione di uno dei due pannelli solari compatibile con un non totale dispiegamento di un'ala di un angolo di circa $20,5^\circ$.

Mentre i pannelli e il flap, dispiegati correttamente, si trovavano sullo stesso piano, la telemetria di sensori presenti sul pannello interno ha permesso di individuare che il problema si fosse verificato tra l'organo meccanico a "Y" e il pannello ad esso adiacente.

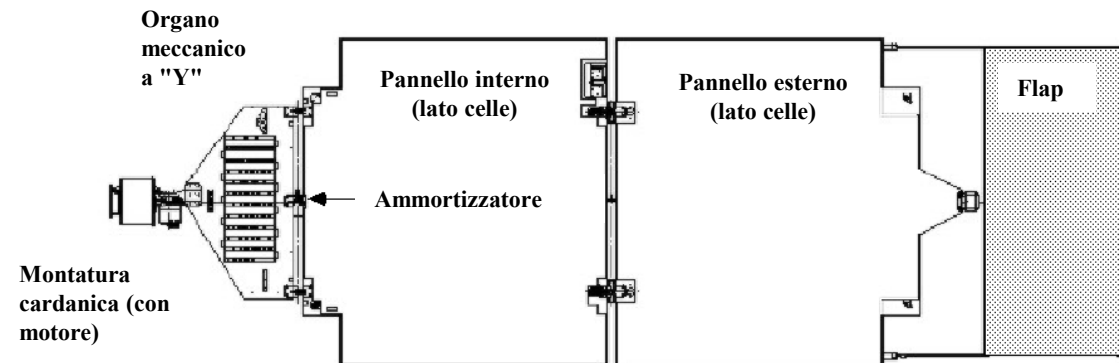


Fig.10: Schema ala MGS

L'altitudine di periapside venne quindi alzata da circa 115 km a 175 km in modo che il satellite attraversasse la ionosfera e la pressione esercitata su di esso diminuisse. Nel periodo seguente, dall'orbita 19 alla 36, gli strumenti rimasero accesi e puntati a nadir, collezionando il primo insieme di osservazioni scientifiche significative della missione mentre piani alternativi venivano sviluppati e l'aerobraking era sospeso.

La configurazione con cui si decise di procedere prevedeva l'esposizione al flusso aerodinamico del lato dei pannelli con le celle solari dell'ala non dispiegata correttamente mediante una rotazione di 180° di quest'ultima. In questo modo si sarebbe ottenuto un assetto simmetrico e aerodinamicamente analogo a quello originale durante la fase di aerobraking.

Proseguire con questo assetto presentava due problematiche:

- **Surriscaldamento delle celle** investite dal flusso aerodinamico di 40° C (165° C) rispetto alle controparti sull'ala opposta;
- **Necessità di mantenere il motore della montatura cardanica attivo** sull'ala rovesciata, in quanto la coppia generata su di essa dal drag nel passaggio in atmosfera supera quella nominale del componente spento nella nuova configurazione.

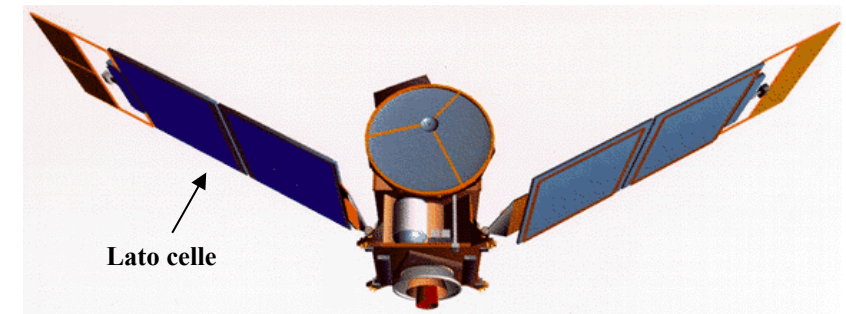


Fig.11: Assetto aerobraking post revisione

Si decise di riprendere l'aerobraking il 7 novembre 1997 adottando un corridoio più conservativo che limitava la pressione dinamica a circa un terzo di quella prevista nel piano originale (da 0,68-0,58 N/m² a 0,25-0,15 N/m²), al fine di evitare ulteriori danni.

Il piano revisionato prevedeva un ritardo nel raggiungimento dell'orbita scientifica sun-sinrona di circa un anno terrestre. Questo fu calcolato affinché il satellite raggiungesse un'orbita finale che passasse per il nodo discendente alle 02:00 LT, consentendo l'utilizzo degli strumenti in conformità alle relazioni geometriche per le quali erano stati progettati.

Seppur imprevisto, questo periodo si rivelò utile per le osservazioni scientifiche del pianeta, soprattutto quando l'aerobraking fu sospeso per sei mesi durante le cosiddette "space-phasing orbits" (SPO-1 e SPO-2). Queste due fasi, interrotte dall'allineamento del Sole, che impediva le comunicazioni con la Terra, permisero l'acquisizione di dati relativi a 372 orbite ellittiche.

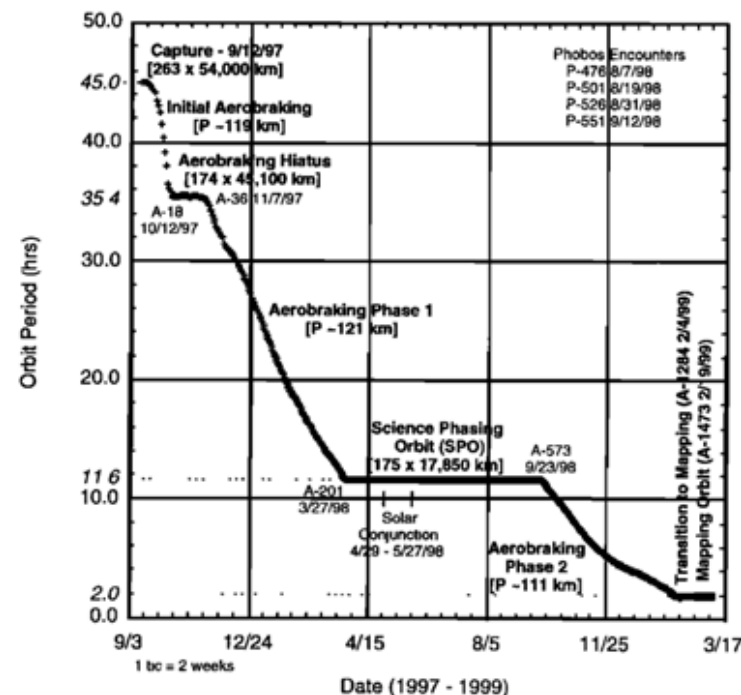


Fig.12: Variazione del periodo orbitale di MGS dall'acquisizione marziana all'orbita di mapping

Alla fine della seconda fase di aerobraking (AB-2), quando la quota di apoapside raggiunse 450 km, si proseguì con la manovra di "walk-out" e il periapside venne gradualmente alzato a 143 km di altitudine. Durante questa fase vennero effettuate quattro piccole manovre propulsive per mantenere la vita orbitale al di sopra di due giorni.

L'aerobraking si concluse il 4 febbraio 1999 con una propulsione all'apoapside che mise MGS in un'orbita di 377 x 454 km, seguita pochi giorni dopo da una manovra effettuata per ottenere l'orbita scientifica circolare avente il periapside fisso sopra al polo sud marziano.

MGS divenne così, il 9 marzo 1999, il primo satellite a raggiungere la propria orbita di mapping su Marte applicando con successo l'aerobraking.

In 299 giorni di aerobraking il periodo orbitale fu ridotto da 45 a 2 ore, con un risparmio di 1250 m/s di propellente, attraverso 891 passaggi nell'atmosfera e 92 manovre propulsive.

Inoltre MGS sopravvisse, procedendo nella circolarizzazione della sua orbita, ad una tempesta di polvere che triplicò i valori nominali della pressione dinamica alle altitudini di aerobraking e evitò la collisione con Phobos, satellite naturale di Marte, durante 4 incontri ravvicinati.

Le manovre di aerobraking offrono la possibilità per un satellite di intraprendere cambi di orbita significativi mediante l'utilizzo di una frazione di propellente rispetto a quello necessario per ottenere lo stesso effetto con una singola manovra propulsiva.

In futuro l'aerobraking potrà beneficiare dell'implementazione di componenti progettati appositamente per la manovra (come le vele spaziali) e di algoritmi di automazione, permettendo così un incremento considerevole della sua efficienza e la riduzione dell'impegno richiesto al segmento di terra.

Ricerca e sviluppo risultano ancora necessari per applicare l'aerobraking a corpi finora intoccati da esso come Giove, Saturno, Nettuno, Urano e Titano, e per ottimizzare gli sforzi sui pianeti target delle otto missioni che hanno già utilizzato la manovra. Tali progressi sono largamente frenati dal problema costituito dall'ottenimento di una conoscenza più approfondita delle atmosfere da raggiungere, risolvibile in gran parte grazie ai dati forniti dalle sempre più numerose missioni in loco, la cui sofisticatezza continua a crescere.

Come dimostrato dall'efficacia con cui è stato applicato in missioni passate, compresa la precedentemente analizzata MGS, l'aerobraking rappresenta, e continuerà a rappresentare, una risorsa fondamentale per il progresso e la ricerca scientifica nel campo delle missioni interplanetarie.

- D.T. Lyons, "Mars global surveyor: Aerobraking with a broken wing", 1997.
<https://dataverse.jpl.nasa.gov/file.xhtml?fileId=1963&version=2.0>
- A.L. Albee, R.E. Arvidson, F. Palluconi, T. Thorpe, "Overview of the Mars Global Surveyor mission", J. Geophys. Res. Planets 106 (2001) 23291–23316. <http://dx.doi.org/10.1029/2000JE001306>
- Maximilien Berthet, "Aerobraking: Review of the state of the art and required developments", Acta Astronautica, Volume 237, 2025, Pages 107-126. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.08.015>
- R.W. Shane, R.H. Tolson, "Aerothermodynamics of the mars global surveyor spacecraft", 1997, NASA/CR-1998-206941.
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19980041304/downloads/19980041304.pdf>
- G. Falcone, Z.R. Putnam, "Energy depletion guidance for aerobraking atmospheric passes", J. Guid. Control Dyn. 45 (4) (2022) 651–668. <https://doi.org/10.2514/1.G006171>
- G. Falcone, Z.R. Putnam, "Deep reinforcement learning for autonomous aerobraking maneuver planning", in: AIAA Scitech 2022 Forum, Orlando, Florida, USA, 2022, Paper AIAA 2022-2497. <https://doi.org/10.2514/6.2022-2497>
- "Mars Global Surveyor, An Explanation of How Aerobraking Works". <http://www.iki.rssi.ru/mpfmirror/mgs/confirm/aerobexp.html>
- NASA, "Mars Global Surveyor Magnetic Field Investigation". <https://mgs-mager.gsfc.nasa.gov/>
- Wikipedia, "Mars Global Surveyor". https://en.wikipedia.org/wiki/Mars_Global_Surveyor

Fig 1: https://www.researchgate.net/figure/Aerobraking-MGS-http-spacecraftkitscom-MGSFactshhtml_fig10_329113438

Fig 2: https://en.wikipedia.org/wiki/Mars_Global_Surveyor

Fig 3,4,6,7: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.08.015>

Fig 5,10: <http://www.iki.rssi.ru/mpfmirror/mgs/confm/aerobexp.html>

Fig 8: <https://aerospace.illinois.edu/news/44325>

Fig 9: <https://www.planetary.org/space-images/cosmos-1-rendering>

Fig 11: https://mgs-mager.gsfc.nasa.gov/site_map.html

Fig 12: <http://dx.doi.org/10.1029/2000JE001306>