

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

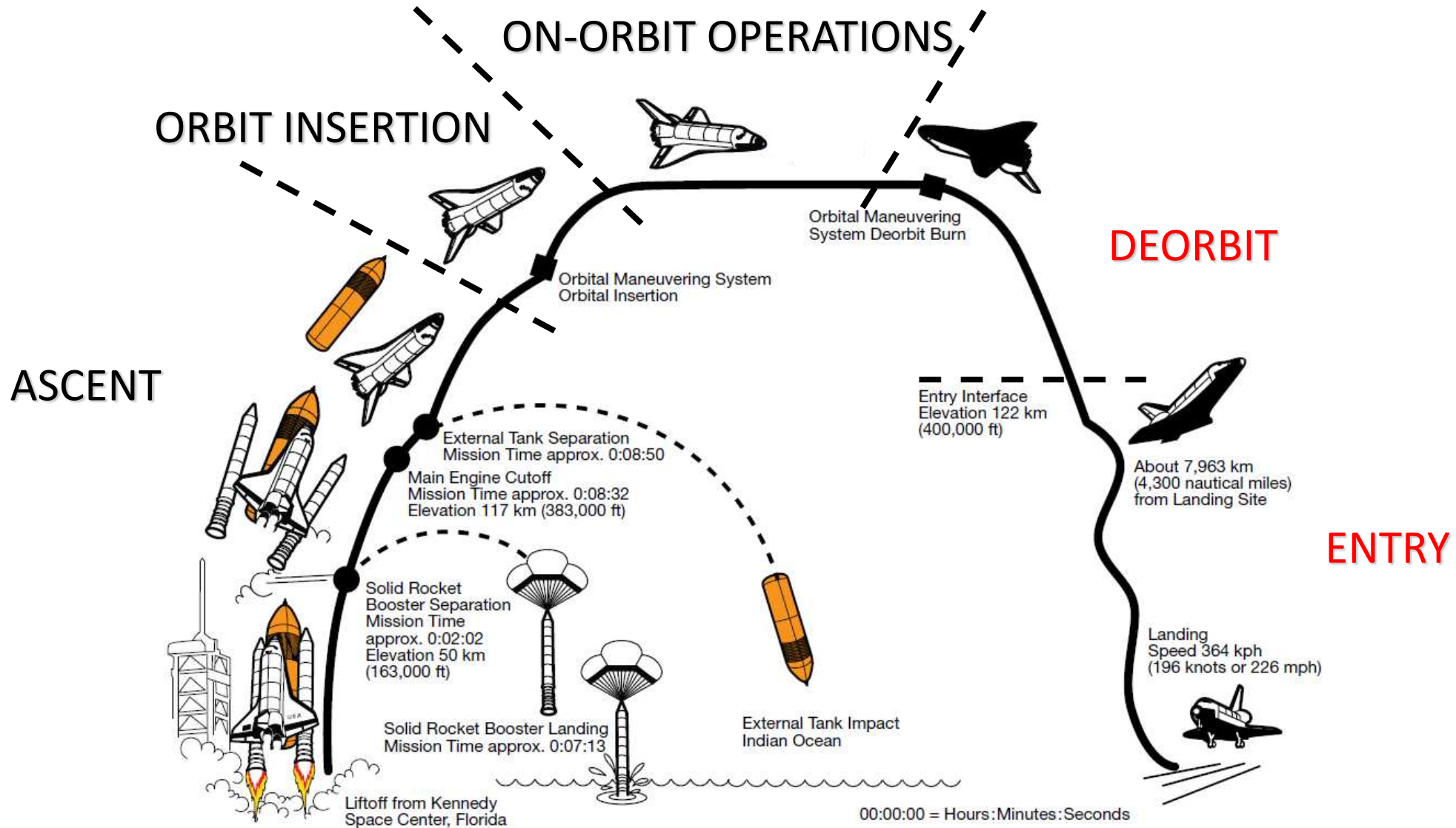
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Analisi della manovra di rientro
atmosferico dello Space Shuttle
orbiter»***

Tutor universitario: Prof. Giacomo
Colombatti

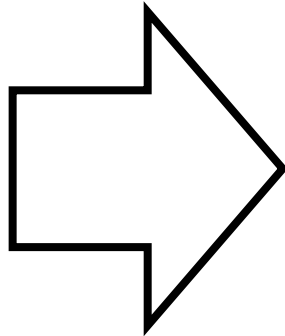
Laureando: *Alessandro Pasinato*

Padova, 09/07/2024



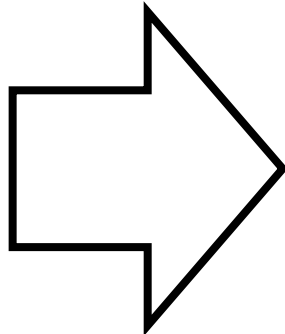
OBIETTIVO: descrivere ed analizzare come i vincoli di natura strutturale, termica e di stabilità del volo hanno determinato le scelte principali di *flight design* della manovra di rientro atmosferico dello *Space Shuttle orbiter*.

Descrizione
della fase di
deorbit

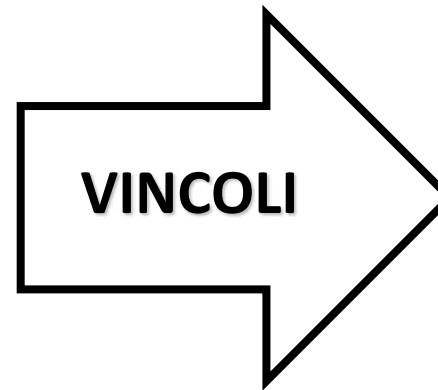


Modellizzazione come
manovra impulsiva

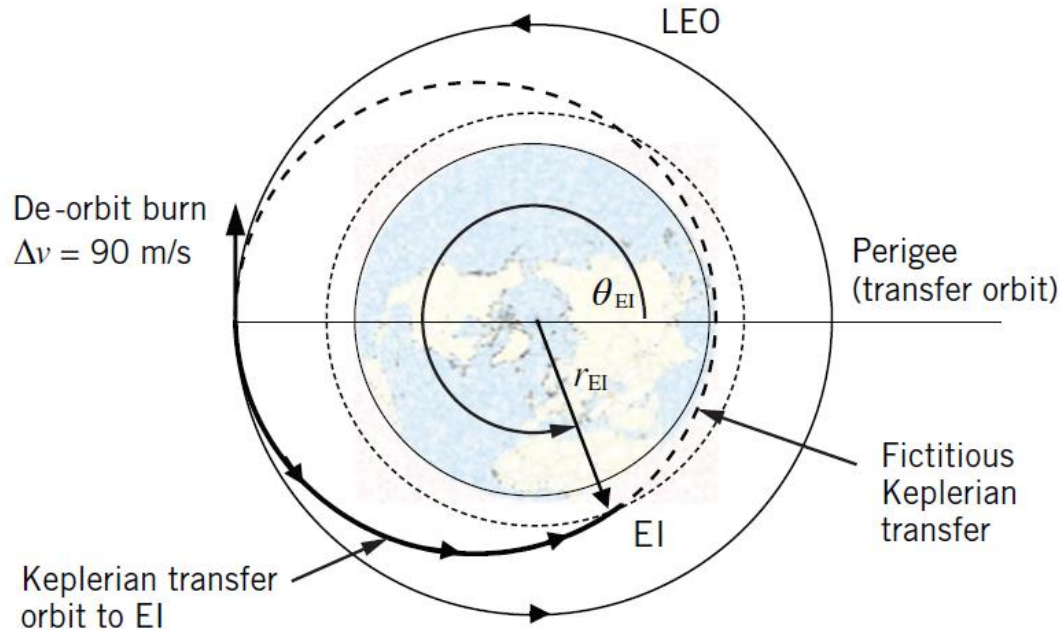
Descrizione
della *entry*
subphase.



Individuazione delle
equazioni del moto



**SCELTE DI FLIGHT
DESIGN**



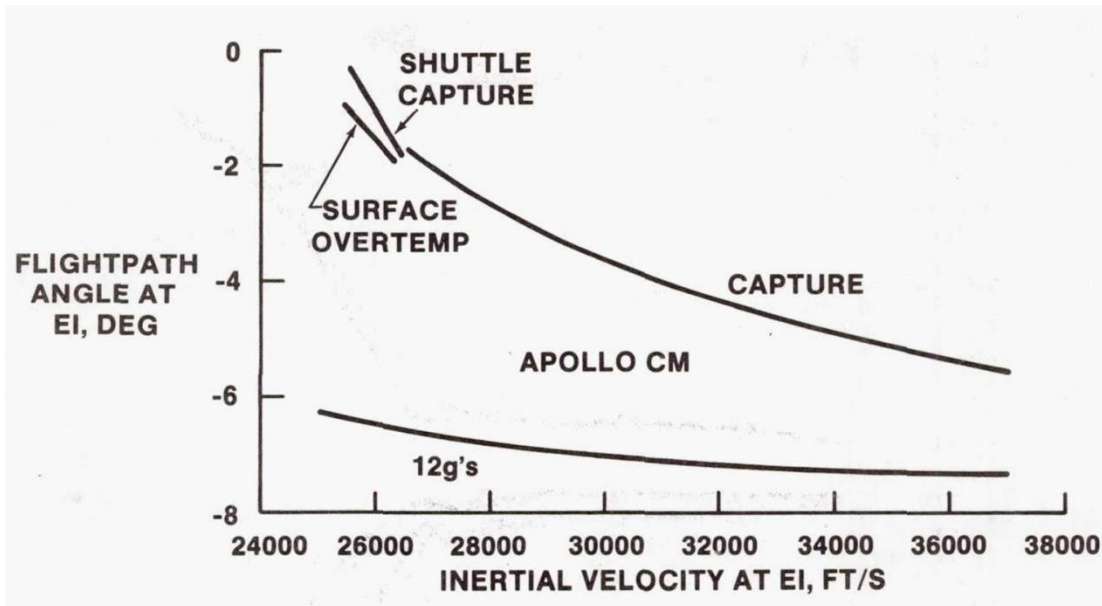
- Inizialmente l'orbiter si trova in un orbita LEO;
- L'orbiter si porta in un assetto *tail-first* tramite una rotazione intorno all'asse di beccheggio;
- Attivazione dei propulsori *OMS* e **deorbit burn**;
- Trasferimento in un'orbita ellittica intersecante la **Entry Interface (EI)** (altitudine di 122 km).

NOMINAL OMS/RCS USE	
Mission Time	Activity
T+ : time after launch	Maneuver: RCS BURN
L- : time before landing	OMS: OMS BURN
T +0:10:35	Maneuver of -Z translation
T +0:10:39	OMS-1
T +0:12:24	OMS-1 cut-off
T +0:45:58	OMS-2
T +0:46:34	OMS-2 cut-off
L -1:15:00	Maneuver to place tail-first attitude
L -1:00:00	OMS-retro
L -0:58:00	OMS-retro cut-off
L -0:52:00	Maneuver for entry

TABLE 2

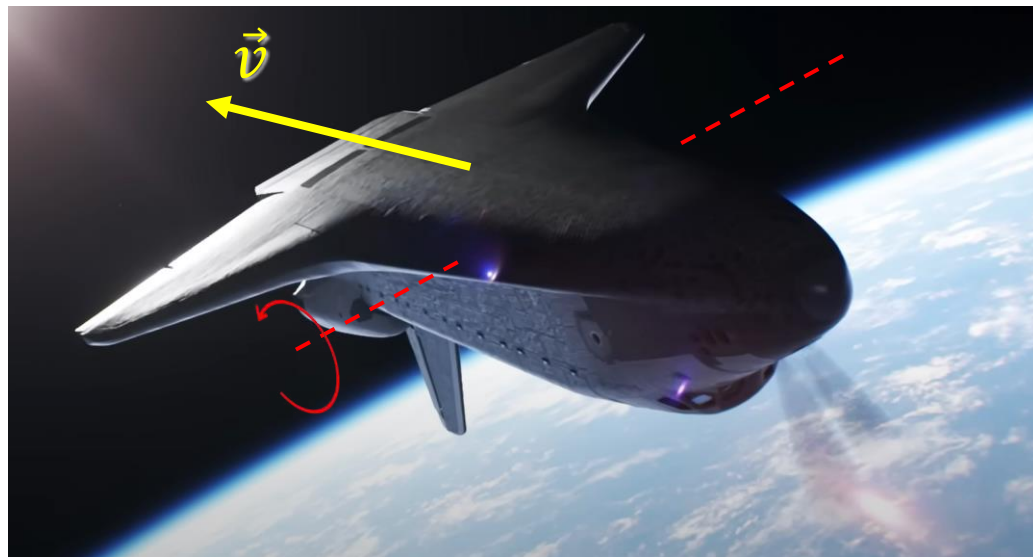
Deorbit



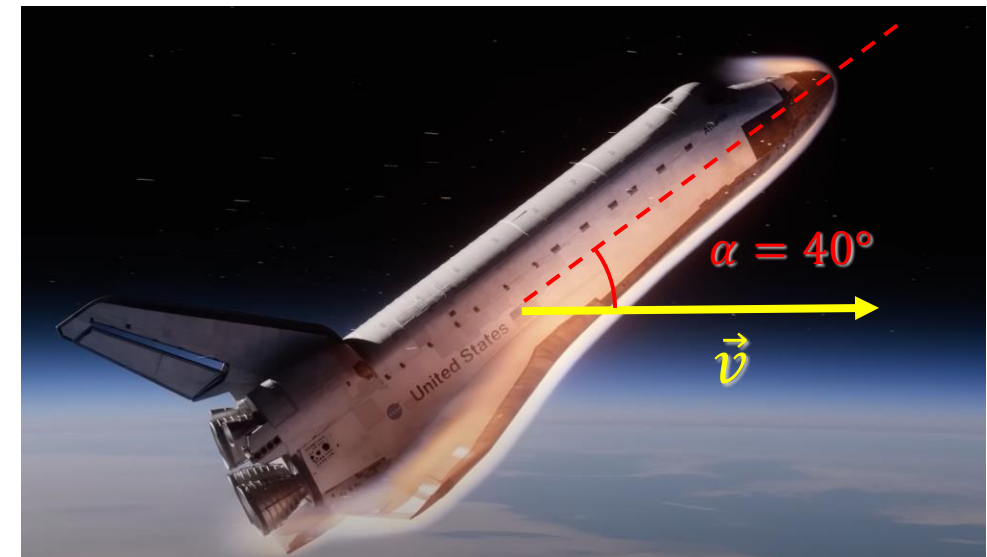


- **Flight path angle γ e velocità inerziale v** alla EI influenzano i carichi strutturali e termici massimi durante la successiva fase *Entry*;
- Alla EI, γ e v devono essere compresi all'interno di determinati intervalli di valori → **DEORBIT TARGETING.**
- Valori tipici: $-\gamma = 1^\circ \div 1.5^\circ$ $v = 28000 \div 29000$ km/h.

- Poco prima del raggiungimento della EI l'assetto dell'orbiter viene portato *nose-first* con *angolo d'attacco* $\alpha = 40^\circ$ e *bank angle* $\phi = 0^\circ$;
- Questo assetto viene mantenuto fino all'altitudine di 80 km.

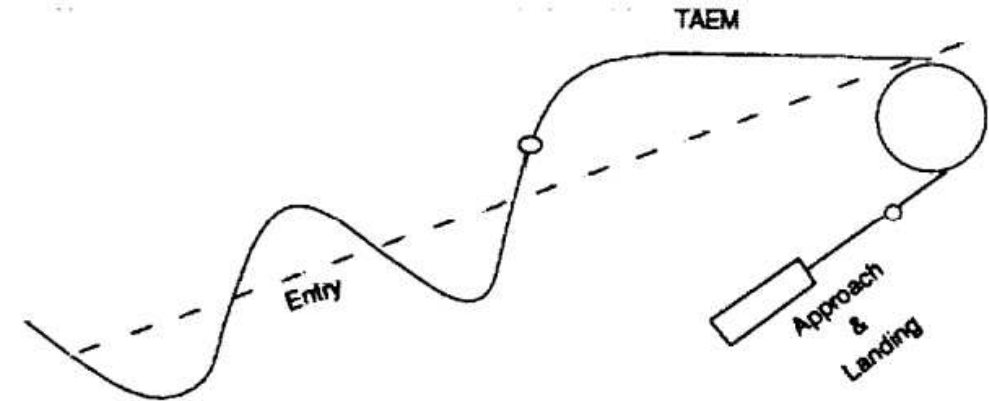


Assetto prima della EI



Assetto alla EI

- La fase *Entry* è suddivisa nelle seguenti sottofasi:
 1. ***Entry subphase*** (tra *EI* e *TAEM* *interface*);
 2. *TAEM subphase*;
 3. *Approach and landing subphase*.
- *TAEM interface* all'altitudine di 24 km;
- *Entry subphase* → distanza percorsa: 8000-10000 km;
- *TAEM + Approach and landing* → distanza percorsa: 80-100 km.



Event	Time from EI (min: sec)	Velocity (x10 ³ ft/sec) Mach
Entry interface	0:00	24.6
Closed-loop guidance initiate	4:00	24.5
Entry/TAEM interface	25:48	2.5 (3.2 RTLS)
TAEM/approach and landing interface	30:16	300 KEAS

Trascurando le forze apparenti dovute alla rotazione terrestre, si ricavano le seguenti leggi del moto in ECEF:

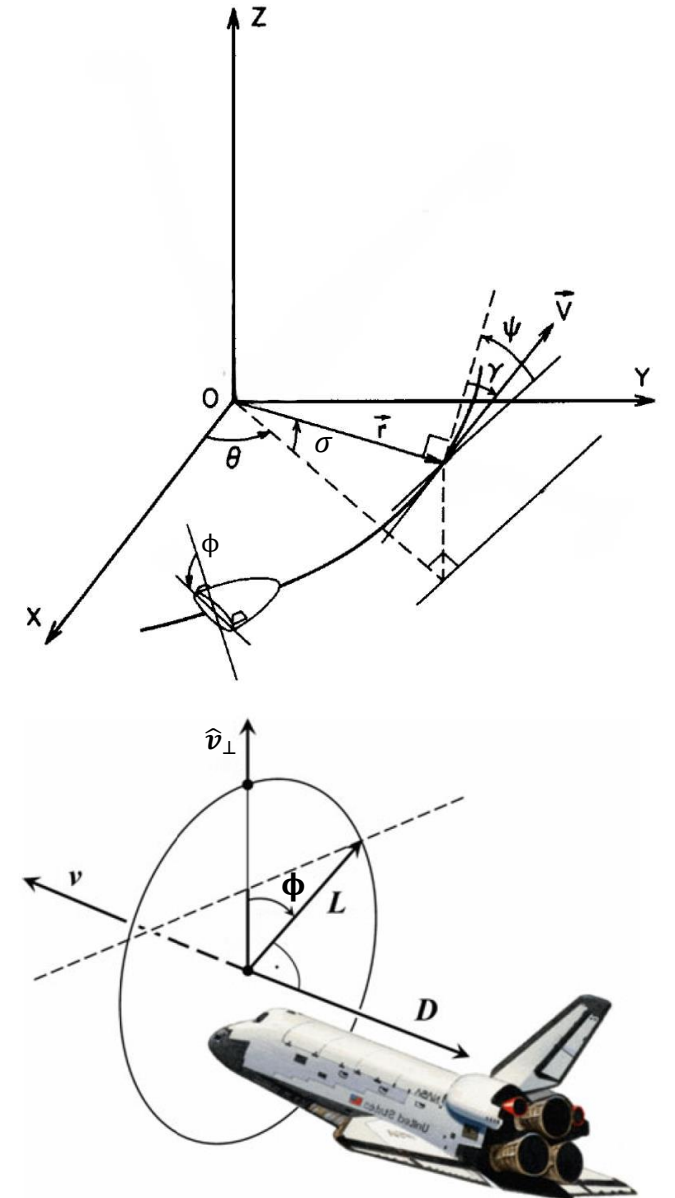
$$\frac{dv}{dt} = -\frac{D}{m} - g(r) \sin \gamma$$

$$v \frac{d\gamma}{dt} = \frac{L}{m} \cos \phi - g(r) \cos \gamma + \frac{v^2}{r} \cos \gamma$$

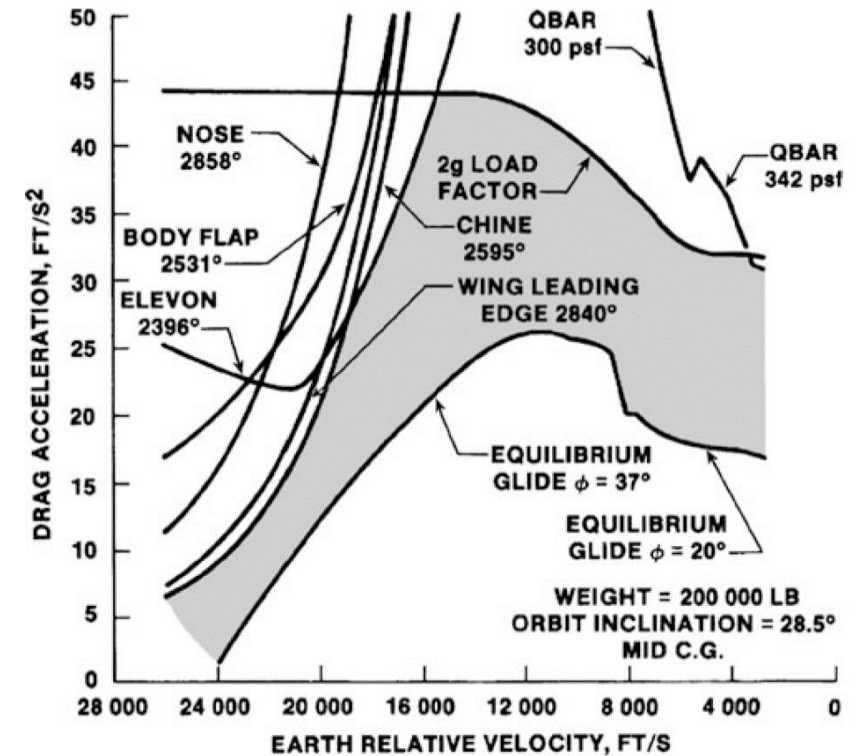
$$v \frac{d\psi}{dt} = \frac{L \sin \phi}{m \cos \gamma} - \frac{v^2}{r} \cos \gamma \cos \psi \tan \sigma$$

- $\frac{D}{m} = a_D$ **DRAG ACCELERATION**, $\frac{L}{m} = a_L$ **LIFT ACCELERATION**.

- v velocità in **ECEF**;
- XYZ assi **ECEF**;
- γ flight path angle in **ECEF**;
- ϕ **Bank angle** (diverso da angolo di rollio in questa sede);
- $\hat{v}_\perp = \frac{\vec{v} \times (\vec{r} \times \vec{v})}{\|\vec{v} \times (\vec{r} \times \vec{v})\|}$
- $g(r)$ accelerazione gravitazionale a distanza r dal centro della Terra;
- ϑ longitudine, σ latitudine;



- La determinazione della traiettoria nominale viene eseguita analizzando i **drag boundaries** nei diagrammi di fase a_D vs v ;
- La traiettoria nominale, deve rimanere all'interno dell'area delimitata dai *drag boundaries*.
- I *drag boundaries* variano in base ai parametri specifici della missione (es. inclinazione orbita di missione e massa alla EI).

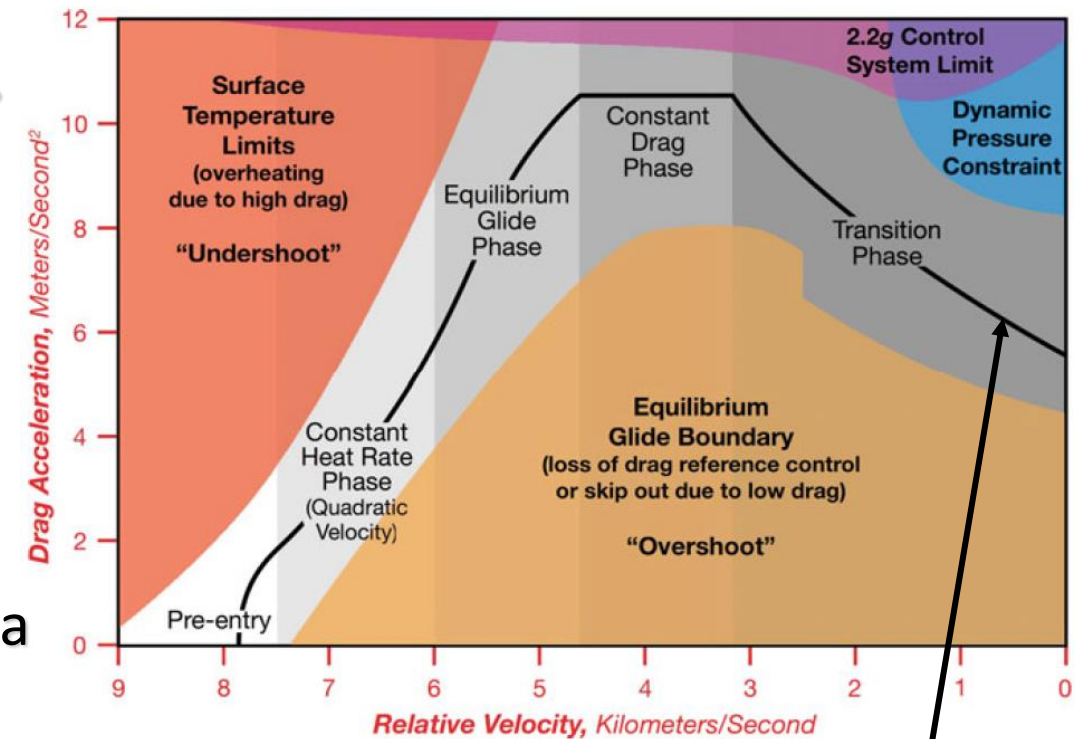


- $\frac{d\gamma}{dt} \leq 0$ (Requisito) \rightarrow Limite di **equilibrium glide** ($\gamma(t) = 0$):
$$a_D = \frac{g_0 - \frac{v^2}{r_0}}{\cos \phi L/D}$$

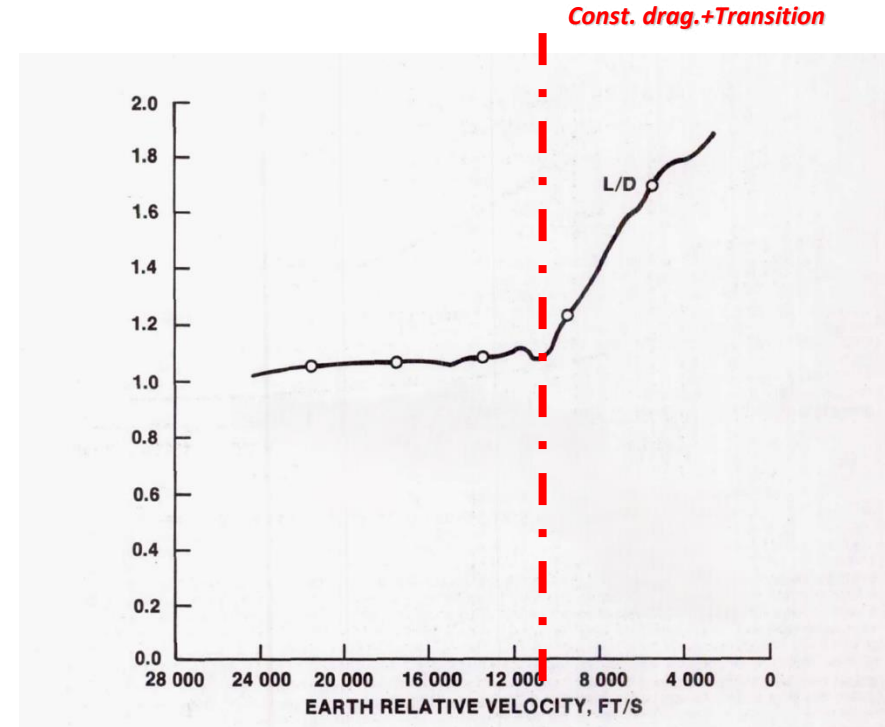
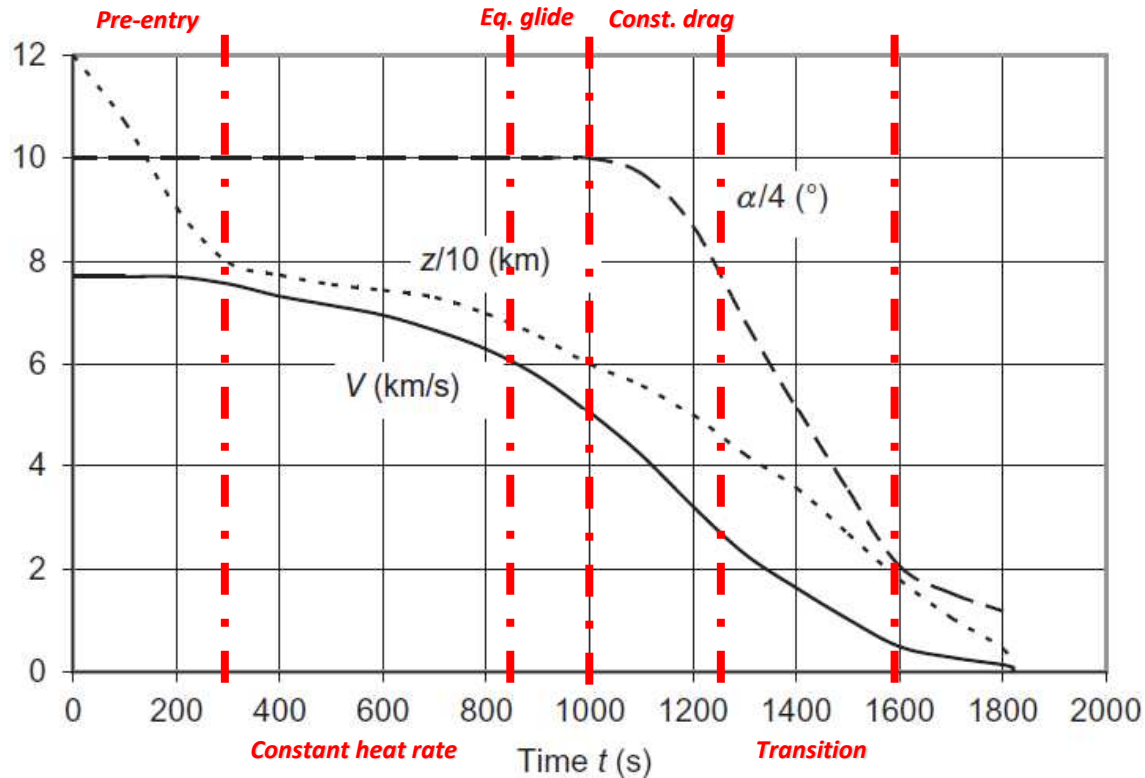
La traiettoria nominale è studiata in maniera da presentare 5 fasi di guida (**guidance phases**):

- *Pre-entry phase;*
- *Constant heat rate phase (o Temperature control phase);*
- *Equilibrium glide phase;*
- *Constant drag phase;*
- *Transition phase.*

Ogni fase di guida è caratterizzata da una precisa relazione $a_D(v)$ o $a_D(\xi)$ con $\xi/m = \frac{1}{2}v^2 + g_0h$ (nel caso della *Transition phase*).



Traiettoria nominale

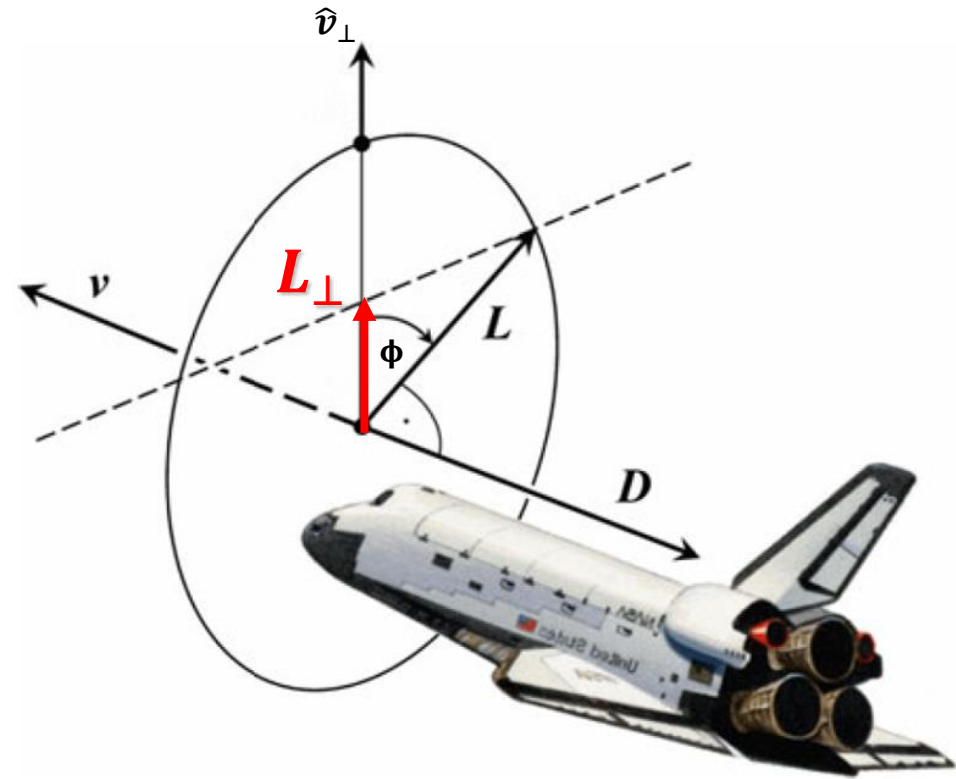


Pre-entry → temperature superficiali crescenti
Constant heat rate → formazione di plasma
 → *Communication blackout*

Eq. glide e const. drag → $\frac{d\gamma}{dt} = 0$

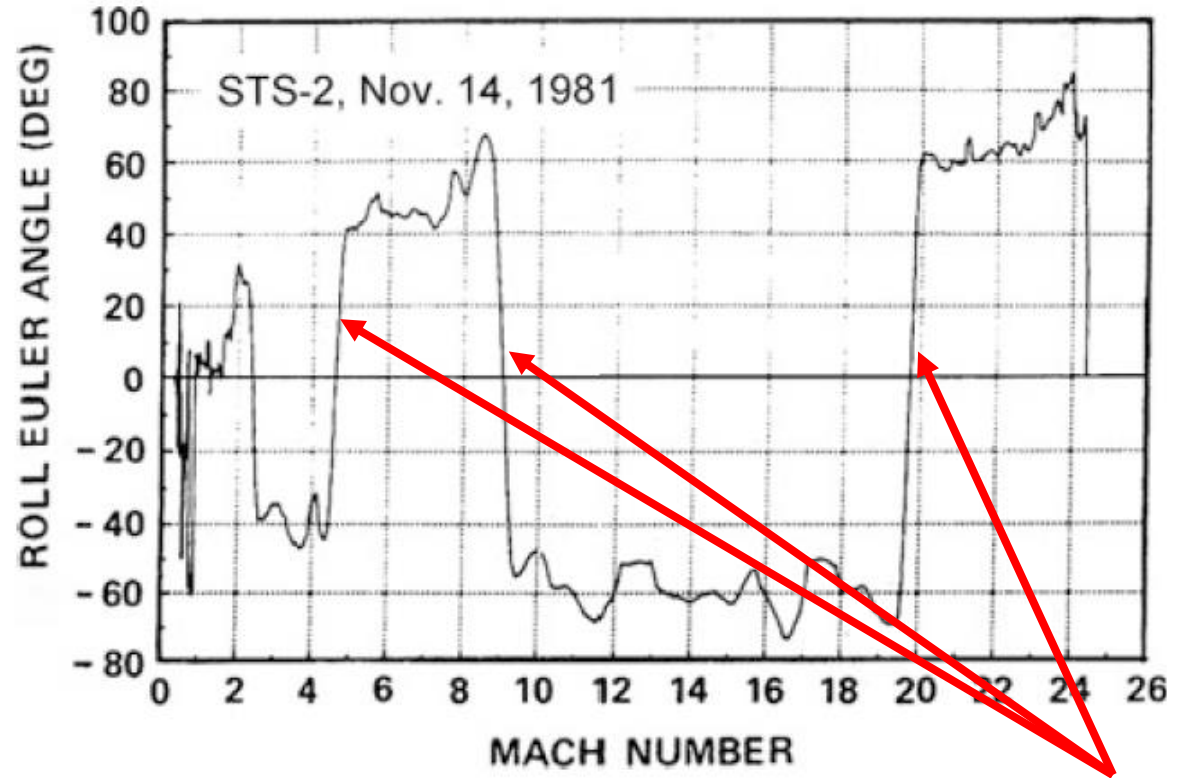
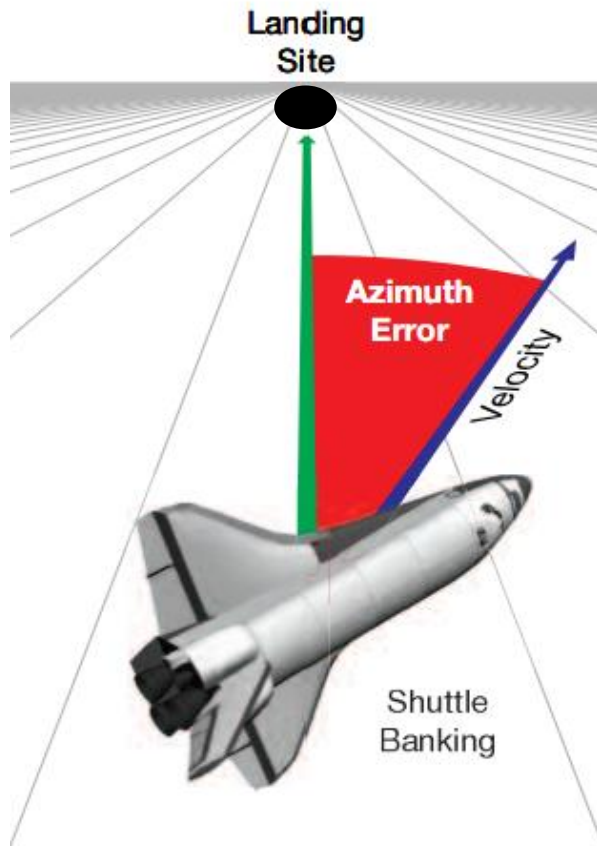
Transition → $\frac{d(L/D)}{dt} > 0$

- $\alpha = 40^\circ$ garantisce drag elevato e separazione del plasma dalle superfici non protette;
- $\phi = 0^\circ \rightarrow L_\perp$ elevato $\rightarrow \frac{d\gamma}{dt} > 0$;
- $\frac{d\gamma}{dt} > 0$ non è ammissibile in quanto il volo potrebbe diventare **instabile** oppure si potrebbe verificare lo **skip** (uscita alla EI);
- Per ovviare a questo problema ϕ è mantenuto costante, a tratti, su valori elevati.



$$v \frac{d\gamma}{dt} = \frac{L_\perp}{m} - g(r) \cos \gamma + \frac{v^2}{r} \cos \gamma$$

Per controllare l'azimuth error l'orbiter effettua rotazioni intorno all'asse di rollio dette **ROLL REVERSALS**.



ROLL REVERSALS

Le descrizioni e le analisi effettuate hanno individuato come i vincoli di natura strutturale, termica e di stabilità del volo hanno determinato le seguenti scelte di *flight design* della manovra di rientro dello *Space shuttle orbiter*:

- Vincoli di natura termica, strutturale e di stabilità del volo → **DEORBIT TARGETING;**
- Vincoli di natura termica, strutturale e di stabilità del volo → **DRAG BOUNDARIES;**
- Necessità di drag elevato e protezione delle superfici dal plasma → **α ELEVATO;**
- Vincoli di stabilità del volo e controllo dell'*azimuth error* → **ϕ ELEVATO e ROLL REVERSALS.**

TRAIETTORIA ASSETTO

www.dii.unipd.it

- Nguyen X. Vinh, Adolf Busemann, Robert D. Culp. *Hypersonic and planetary entry mechanics*, University of Michigan Press, 1980;
- Pasquale M. Sforza. *Manned Spacecraft Design Principle*, Butterworth-Heinemann, 2015;
- Ulrich Walter, *Astronautics. The Physics of Space Flight*, Springer, 3° edizione, 2018;
- Wayne Hale, Helen Woods Lane. *Wings In Orbit: Scientific and Engineering Legacies of the Space Shuttle*, National Aeronautics and Space Administration Government Printing Office, 2010;
- Joosten, B.K. *Descent guidance and mission planning for space shuttle*. NASA Technical Report 19850008593, NASA Lyndon B. Johnson Space Center, 1985;
- Douglas Zimpfer, Phil Hattis, John Ruppert e Don Gavert. *Space Shuttle GN&C Development History and Evolution*, JSC-CN-24531, NASA, 2011.