

# **Programul PRIDE**

## Experiență existentă la nivel European:



Proiectul HERMES  
început de CNES in  
1975 si apoi din 1985  
propus in ESA

Susținut de Franța și  
Germania, urma să fie un  
vehicul pilotat cu echipaj  
de 3 persoane. A fost

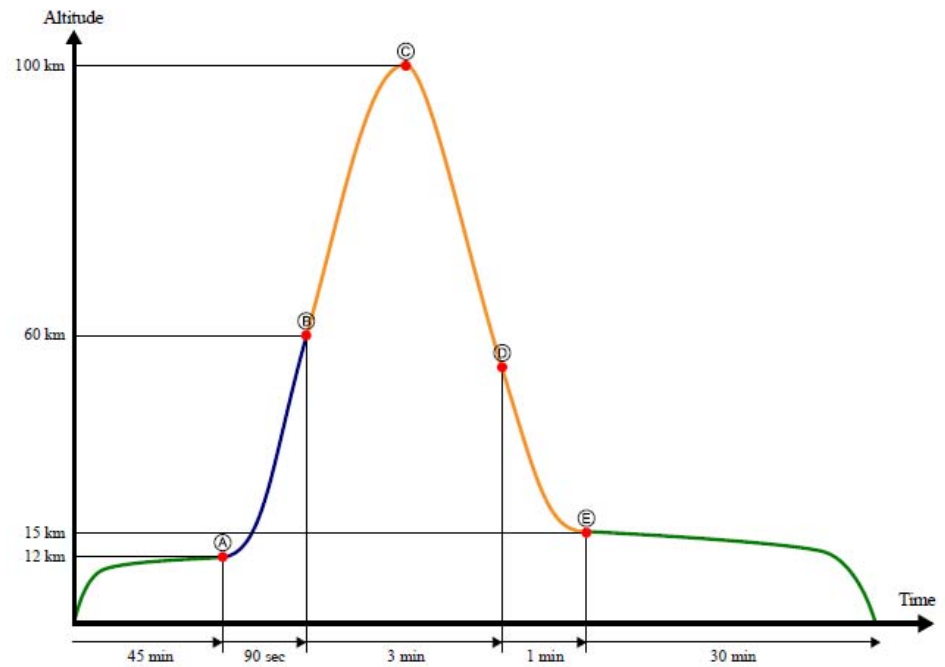
aprobat în 1987, cu o fază de dezvoltare preliminară 1988-1990. Proiectul a fost oprit în 1992 deoarece nu se puteau asigura fondurile necesare și nici obiectivele tehnice scontate. Lansarea se baza pe ARIANE 5. Nu a fost realizat nici un produs.



X38 Crew Return Vehicle -CRV

**X38 CRV** a fost un prototip vehicul „corp portant” ( fără aripi) destinat deservirii stației internaționale spațiale (ISS) pentru readucerea personalului de la bordul stației pe Pământ. Vehiculul avea masa de aprox. 10 T si o lungime de 9 m. După deorbitare acesta intra in straturile dense și cobora cu ajutorul unui sistem de parașute. Controlul zborului se realiza autonom, fiind dublat de comenzi

de la sol. Proiectul a fost dezvoltat inițial de NASA în 1995 iar primul vehicul a fost realizat în 1996. Proiectul s-a desfășurat în cooperare cu ESA. Au fost realizate câteva prototipuri V 131, V132, care au fost testate prin lansare din avion, iar V -201 urma să fie un prototip orbital lansat cu ajutorul navetei. Acesta a fost realizat in 2009 dar nu a fost lansat. Programul a fost oprit în 2010 din lipsă de fonduri.


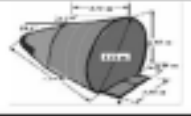




Racheto-planorul PHOENIX este un proiect dezvoltat de ASTRIUM și are drept scop realizarea de zboruri suborbitale cu scop de agrement. Proiectul se bazează pe motoare rachetă de tip VULCAN utilizate pe ARIANE 5 , la care in loc de hidrogen se utilizează metan. Soluțiile de aterizare dezvoltate vor putea fi utilizate la IXV



Unmanned Space Vehicle-USV este un proiect CIRA de vehicul similar cu IXV care urmează a fi lansat cu VEGA. Proiectul este în fază de teste preliminare.

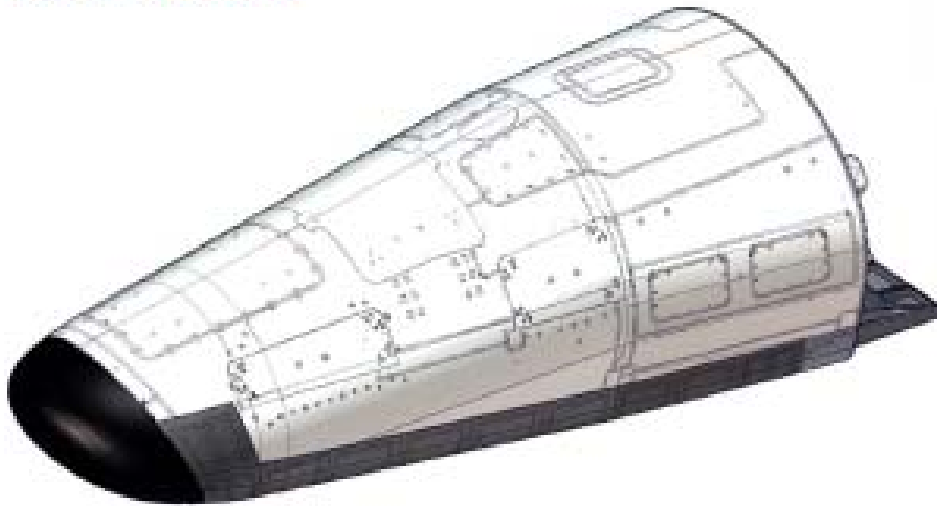
Pașii intermediari care se parcurg pleacă de la capsula conică trec prin „corpul portant” și ajung la configurația clasică de corp cu suprafețe portante

L/D	Systems		Characteristics	Maneuverability	Controllability
< 0.5	Conical Capsule			⇩	⇒
0.5 – 1.0	Lifting Body	Biconical Body		⇩⇩	⇩⇩
1.0 – 1.4		Finned Body		⇩⇩	⇩⇩
> 1.4	Winged Body			⇩⇩⇩	⇩⇩⇩

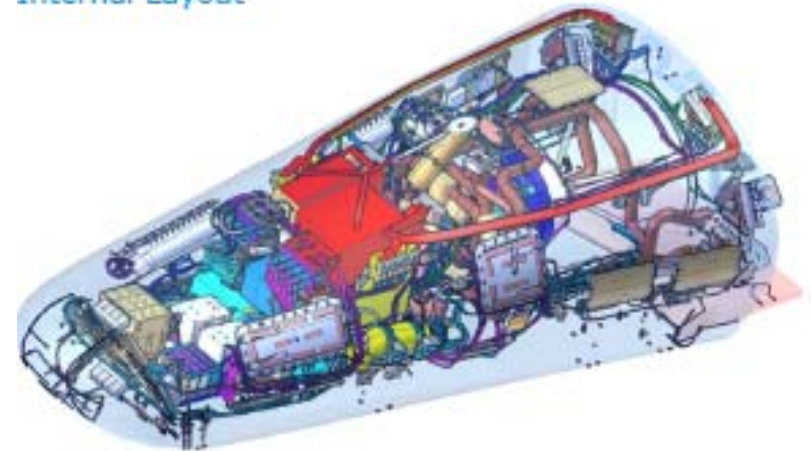
European Space

Pentru realizarea pașilor intermediari din punct de vedere tehnologic se pleacă de la experiența HERMES și X38 CRW și se focalizează pe verificarea prin încercări în zbor unor elemente critice legate de întoarcerea din orbita LEO și reintrarea în atmosferă a vehiculului IXV

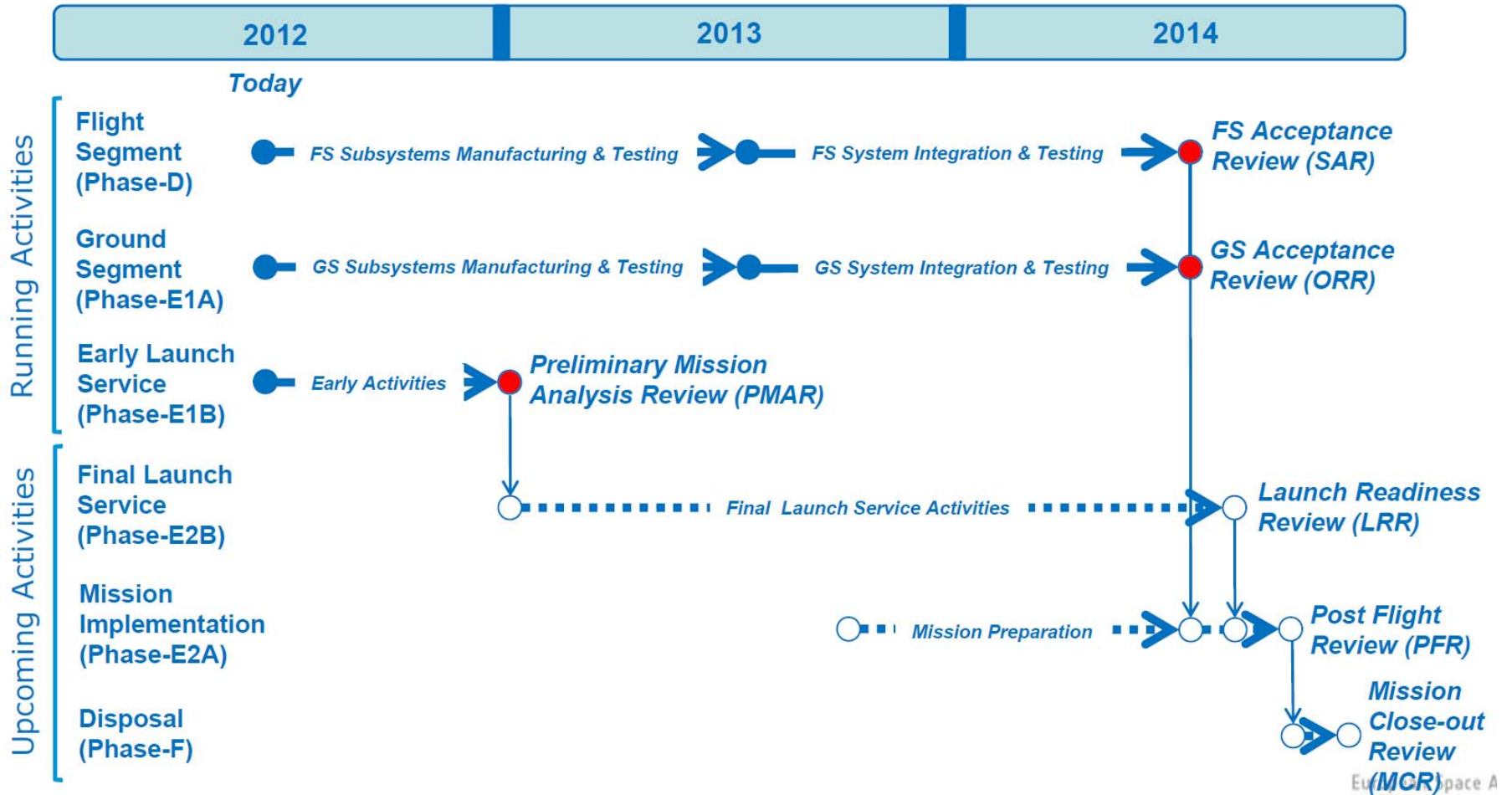
External Layout



Internal Layout

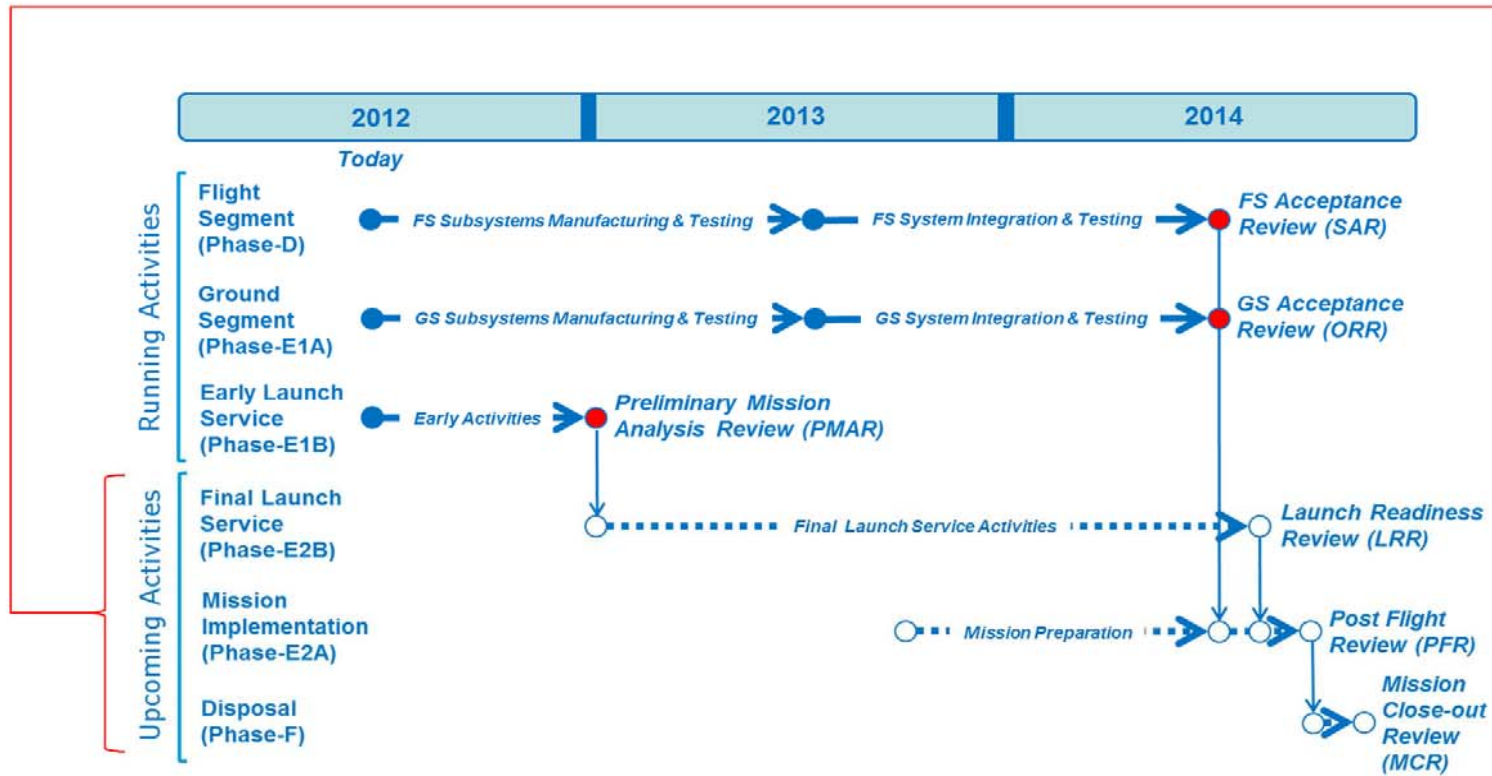


# Stadiul actual de realizare a proiectului IXV



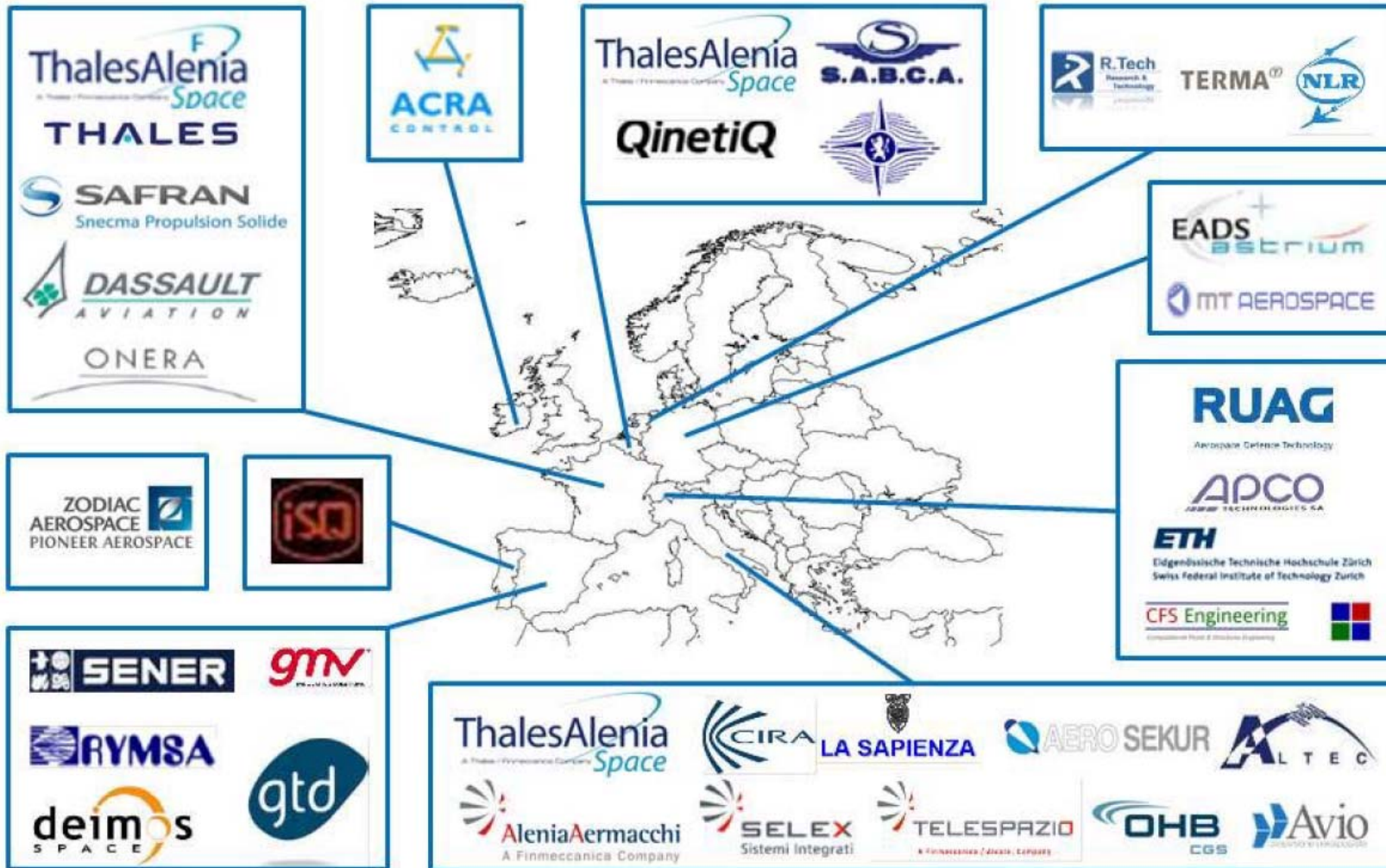


# Perspectiva imediată a proiectului IXV



European Spa

# Partenerii din proiect



## **A. Realizări si acțiuni imediate**

1. Elementele de baza ale misiunii vehiculului IXV au fost prezentate de către un reprezentant Thales Alenia Space – Italia- TAS-I, care din poziția de integrator, a descris pe scurt obiectivele proiectului, ce urmează a fi testat si in ce condiții
2. Stadiul fazelor D/E1 a fost descris de asemenea de un reprezentant TAS-I care a prezentat partea de sistem, stadiul proiectării si testelor de calificare, bazele de dezvoltarea ale misiunii si sistemului.

## **Obiectivele proiectului la pasul 1:**

- Demonstrarea viabilității sistemului: Stăpânirea elementelor de proiectare și dezvoltare și verificarea buclei de control a intrării prin comenzi aerodinamice.
- Validarea tehnologică: Investigații în regim hipersonic , verificarea și îmbunătățirea metodelor și standardelor de proiectare;
- Experimentarea tehnologiei critice de reintrare: Testarea integrată în condiții reale de zbor a problemelor de aerotermodinamică, sistem de protecție termică, a sistemului de Ghidare, Navigație și Control.

## **Cerințe privind coordonarea**

Criteriile de succes ale misiunii: Să recupereze și să furnizeze date de zbor; Sa recupereze vehiculul intact sau in stare de exploatare.

Cerințe de sistem: Lansarea cu VEGA din CSG; Reintrarea în atmosferă prind ghidare și control automat; Recuperare în Ocean

Cerințe de experimentare : Testarea sistemului de protecției termică (TPS) în condiții reale; Colectarea datelor de zbor pentru evaluări de Aerodinamică și Aerotermodinamică;

## **Cerințe de proiectare:**

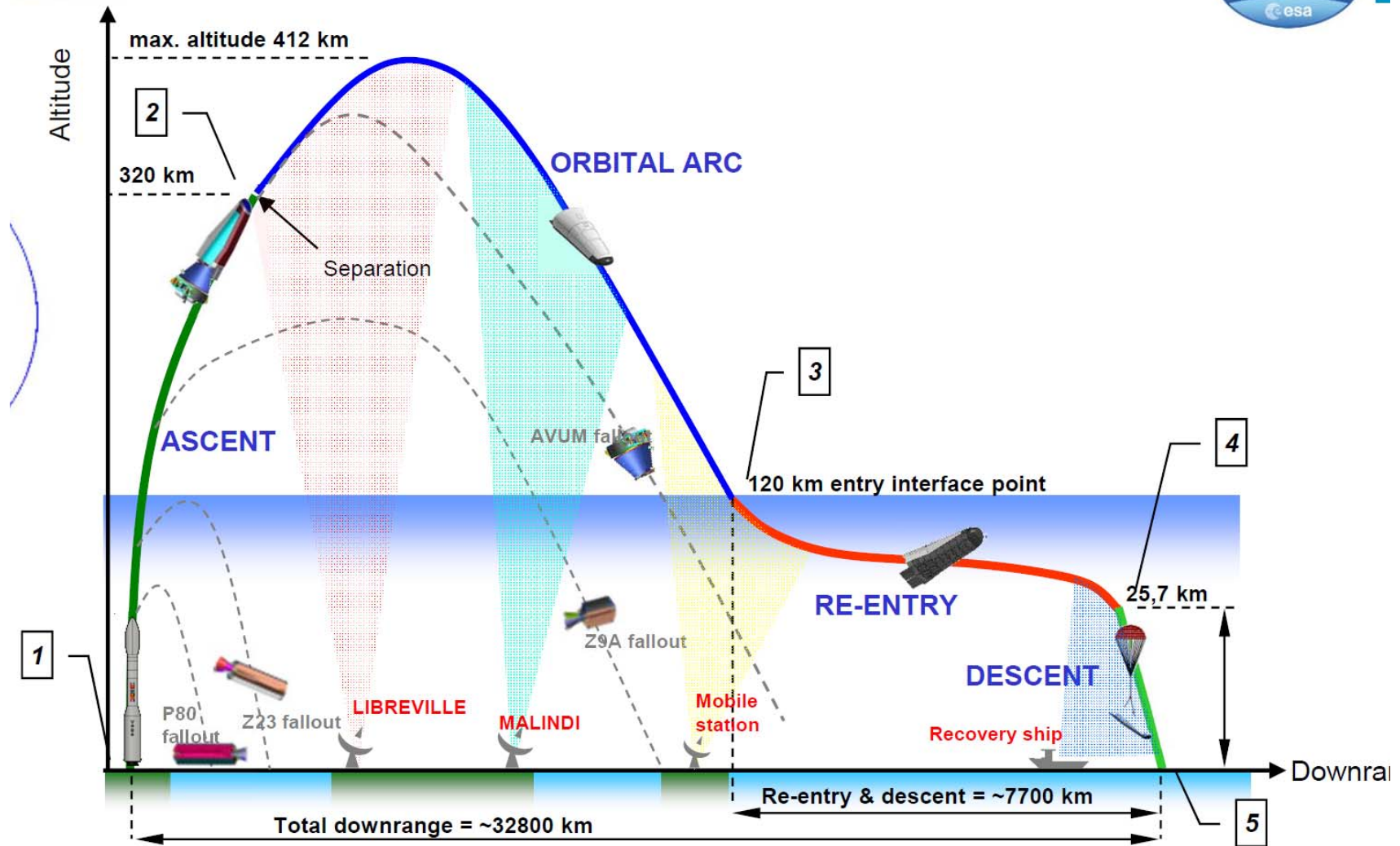
Condiții de utilizare a lansatorului VEGA: Masa maximă 1957 kg;  
Încadrarea în condițiilor dinamice de lansare VEGA ; condiții de centru de masă, condiții de vibrații induse de lansator

Capacitate de zbor: Stabilitate, controlabilitate, cerințe legate de centrul de masă ; condiții de etanșare (etanșă) ;

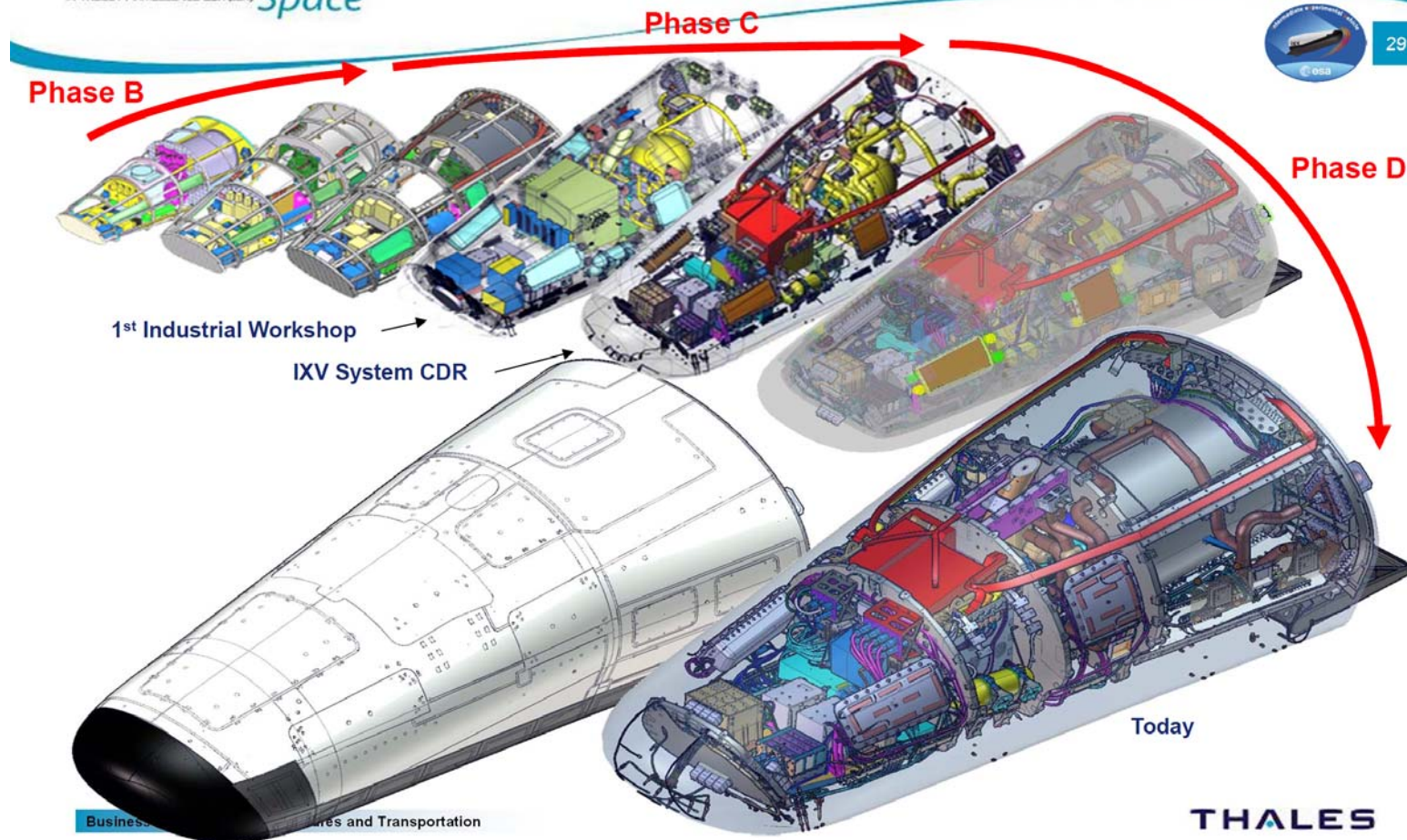
Condiții de siguranță : legate de traiectoria de zbor și de sistemele pirotehnice de la bord

Obiective experimentale: obținerea fluxului aerothermal;  
Obținerea elementelor de comandă pentru flapsuri (măsurători de unghiuri)

# Profilul misiunii pentru lansarea din 2014



# Fazele de evoluție a proiectului





# Ansamblu IXV

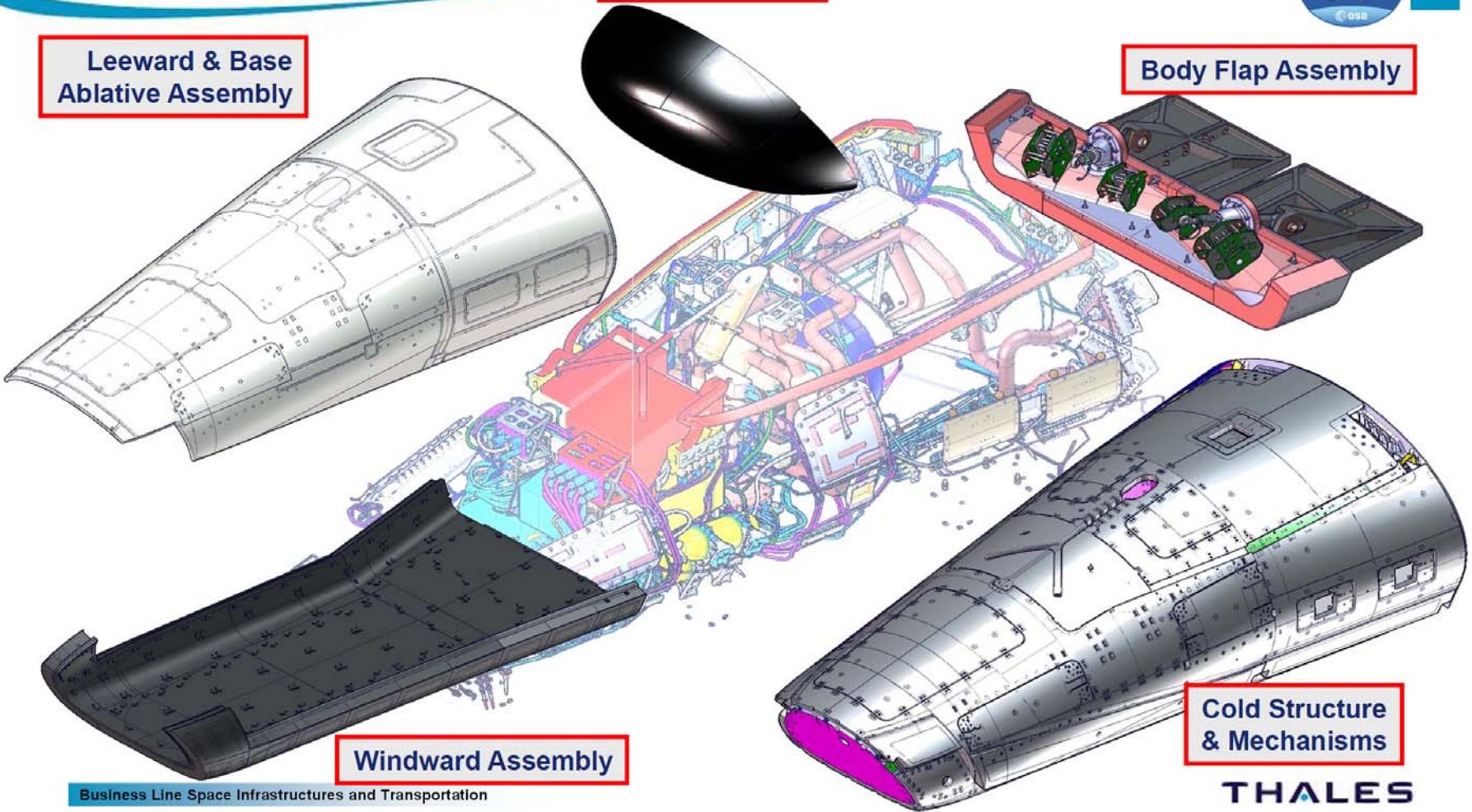
Nose Assembly



39

Leeward & Base  
Ablative Assembly

Body Flap Assembly



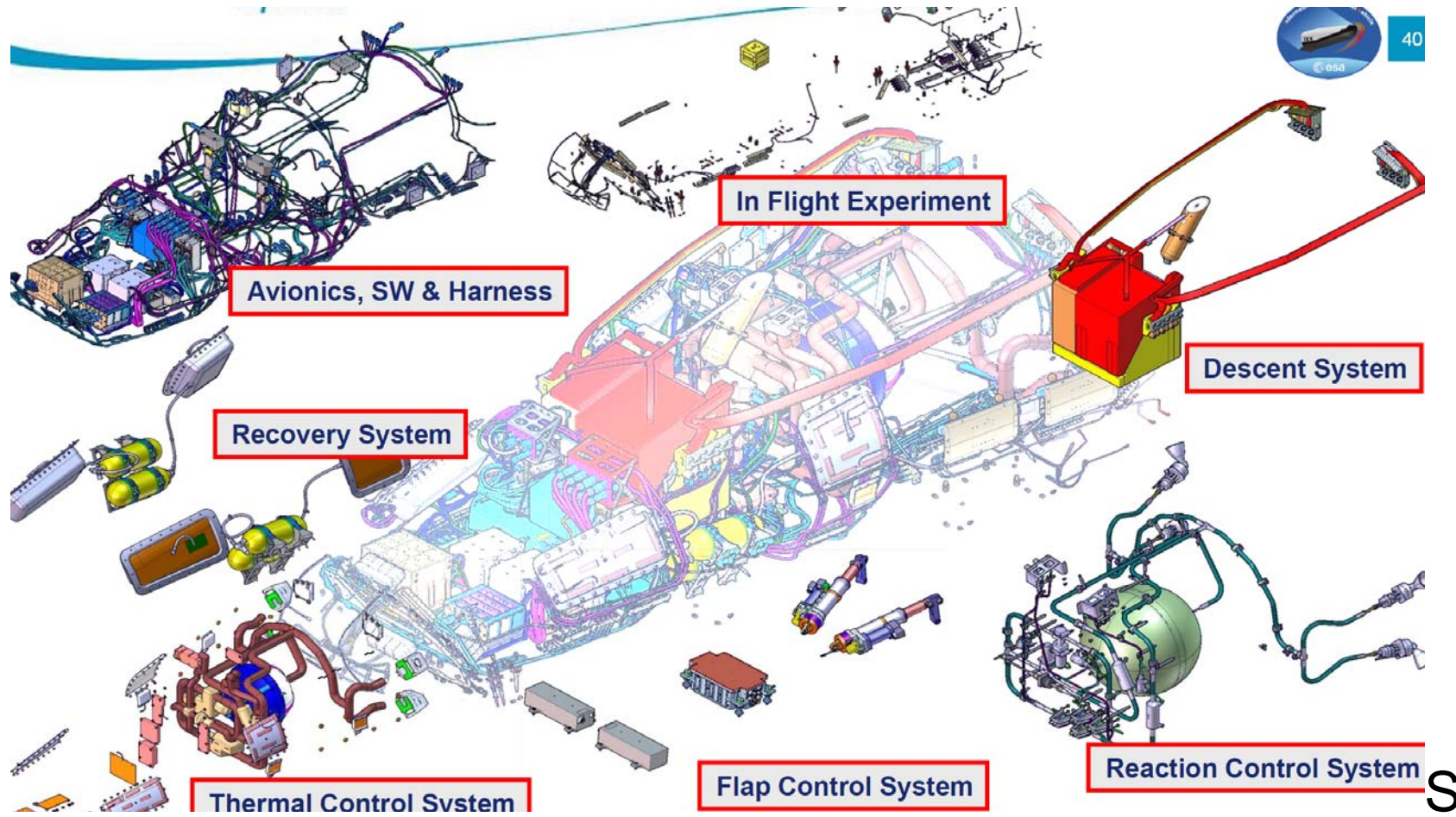
Windward Assembly

Cold Structure  
& Mechanisms

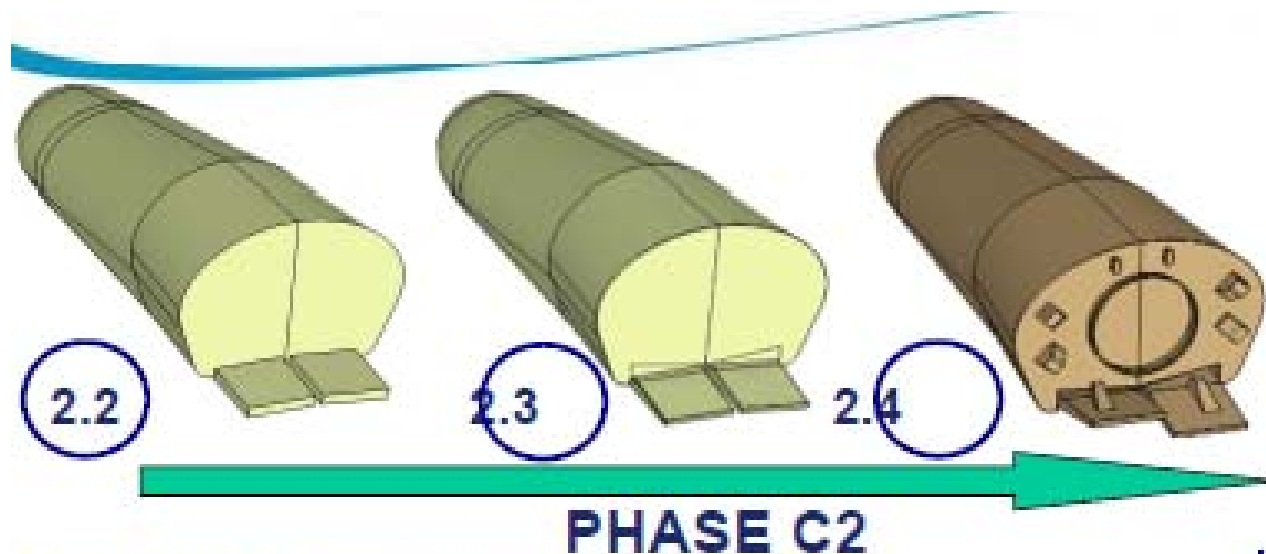
Business Line Space Infrastructures and Transportation

THALES

# Subsisteme IXV



3. Rezentantul DESSAULT Franța a prezentat o serie de aspecte de aerodinamică și aerotermodinamică obținute în suflerie și prin CFD, în regim hipersonic  $M=10$ ,  $M=20$  și unghiuri de atac mari: 20- 45 grade combinate cu unghiuri de glisada.



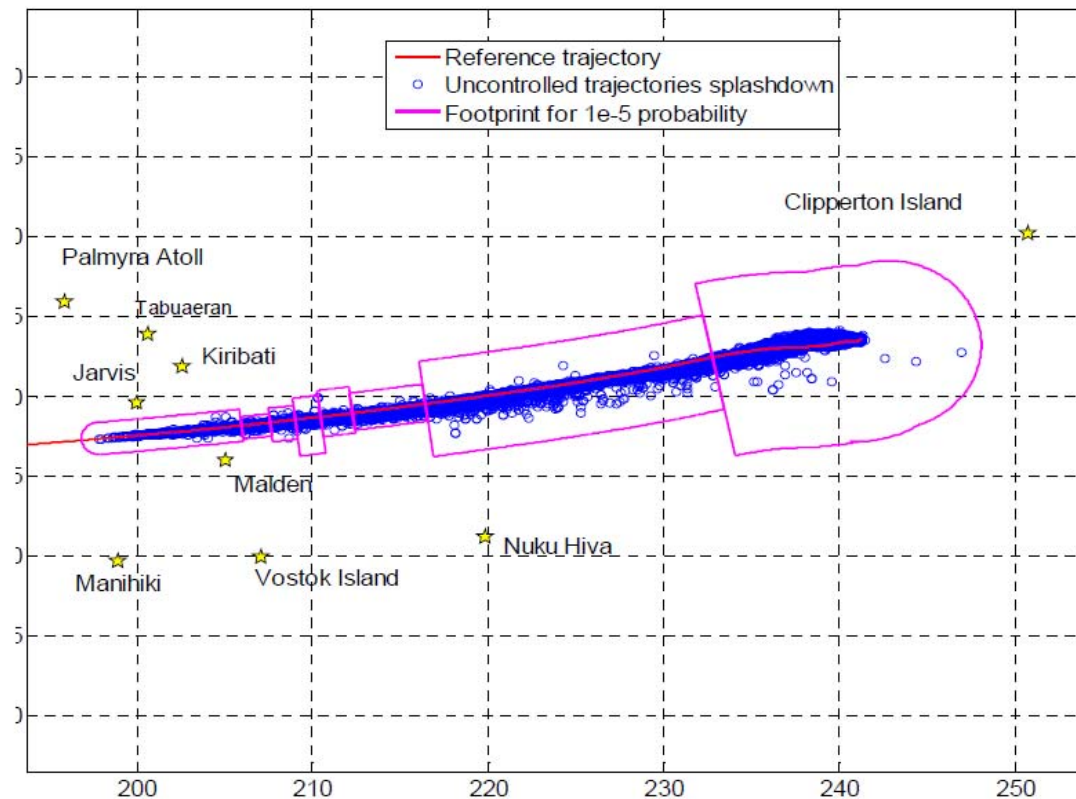
SCDR status (aeroshape 2.3)

AEDB : aeroshape evolution through CFD

ATDB : Sizing & Reference (PC assumption)

$\mu$ ATD : CFD on aeroshape 2.4

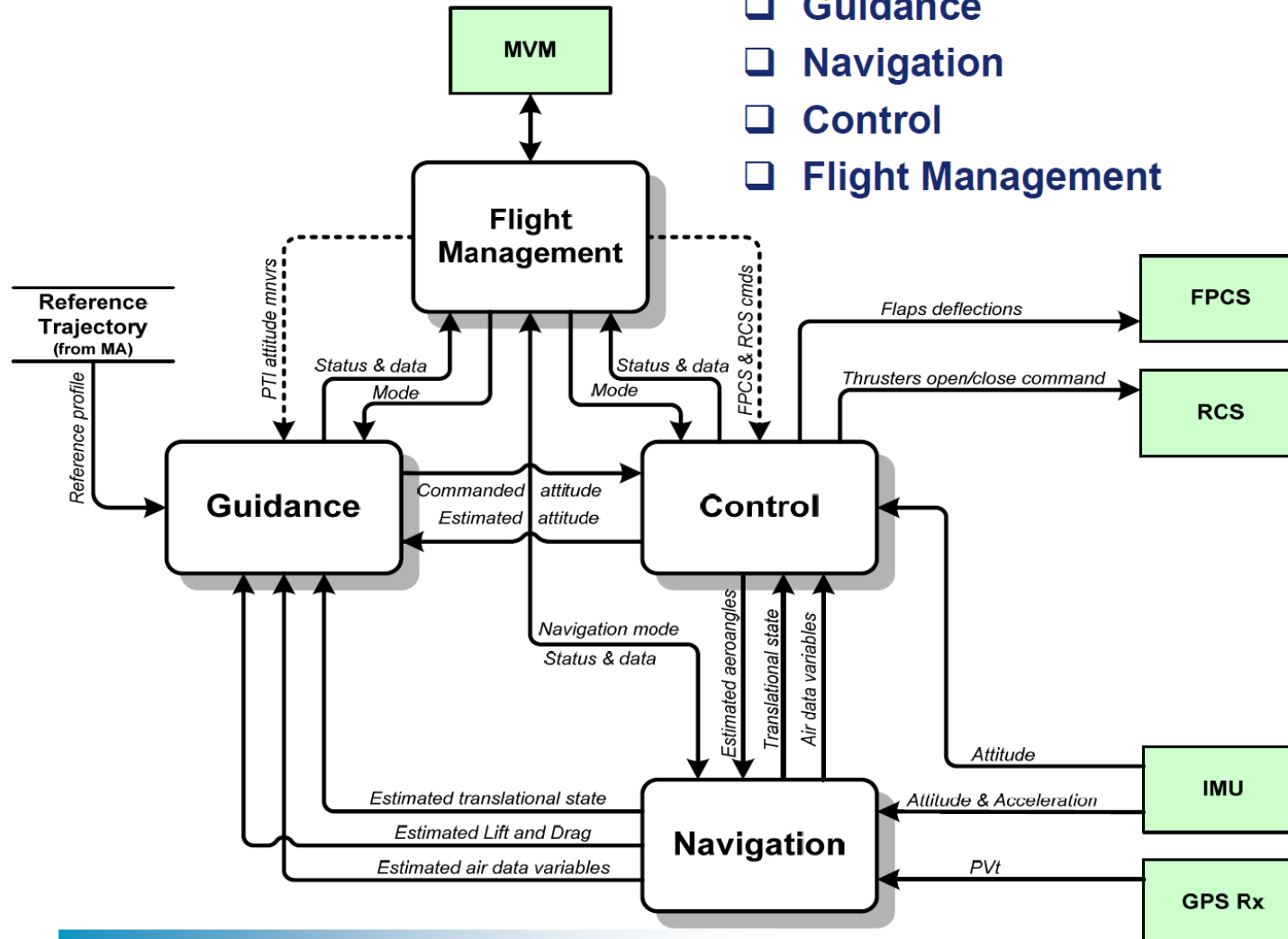
4. DEIMOS – Spania a prezentat problemele de mecanica zborului. Analiza evoluțiilor posibile utilizând metode Monte Carlo. S-a prezentata sistemul de ghidare și navigație GNS



Zona de risc si pericol

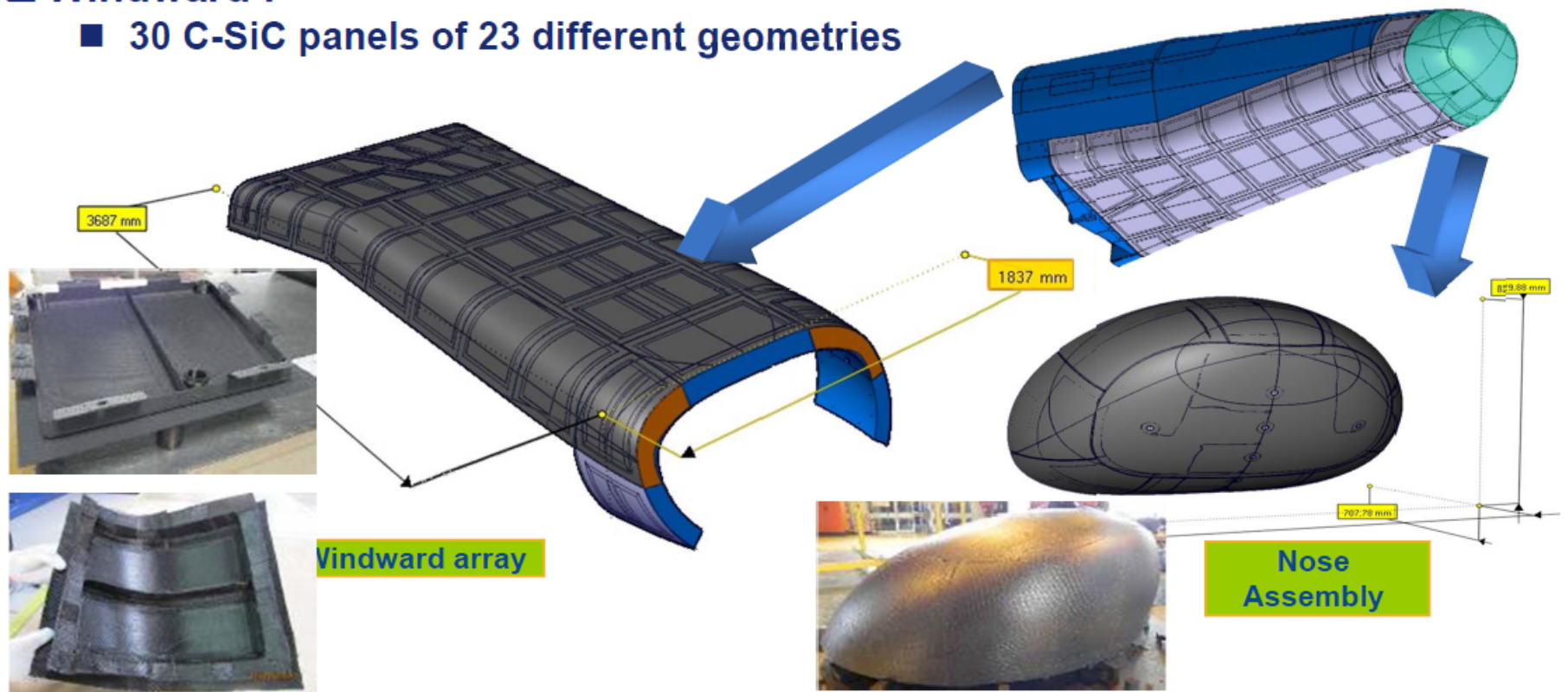
## 5. GNV a prezentat sistemul de navigație și control

- ❑ Guidance
- ❑ Navigation
- ❑ Control
- ❑ Flight Management

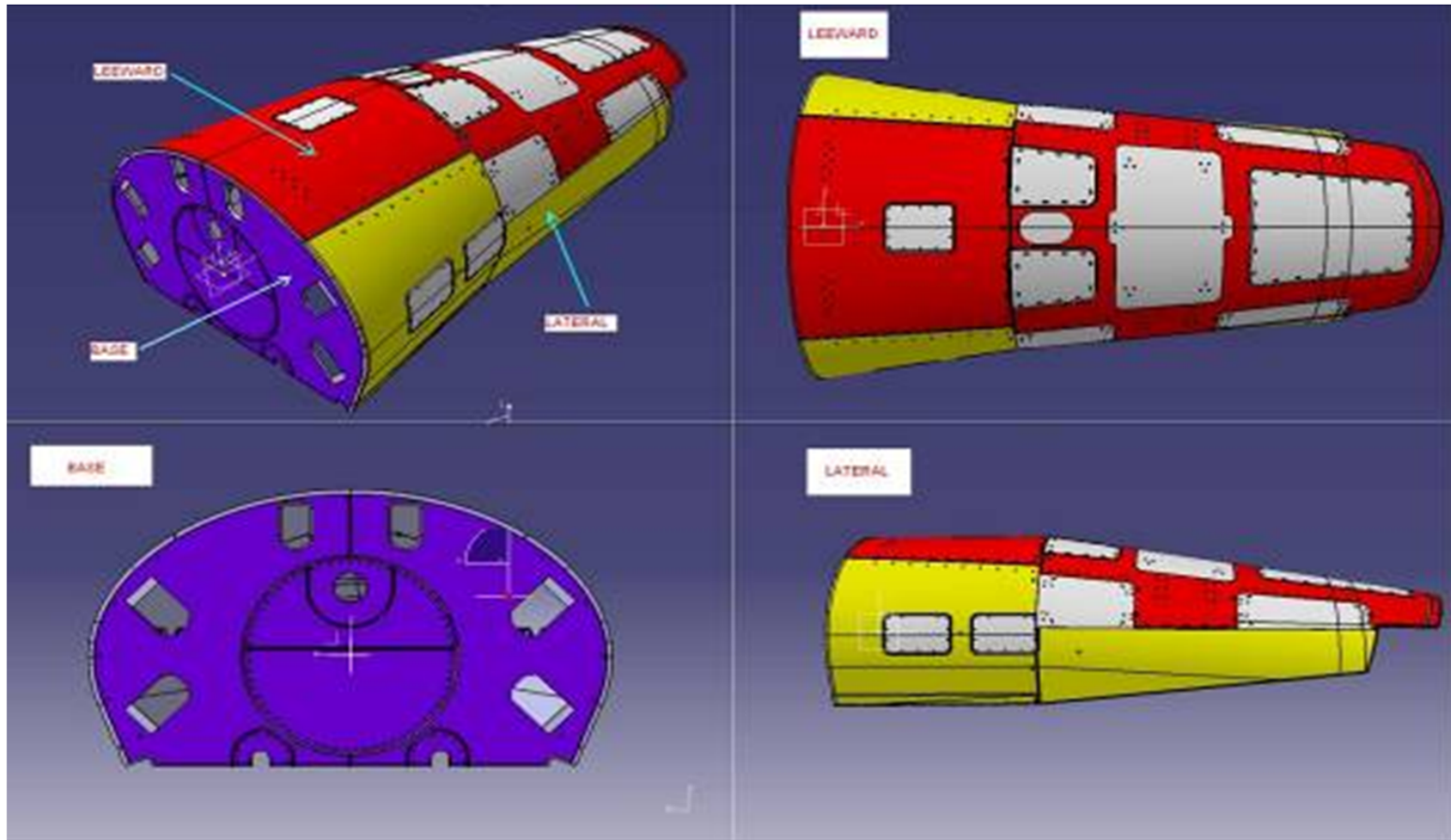


## 6. SAFRAN - Franța a prezentat probleme privind protecția termică a fundului (para-vânt) și a vârfului.

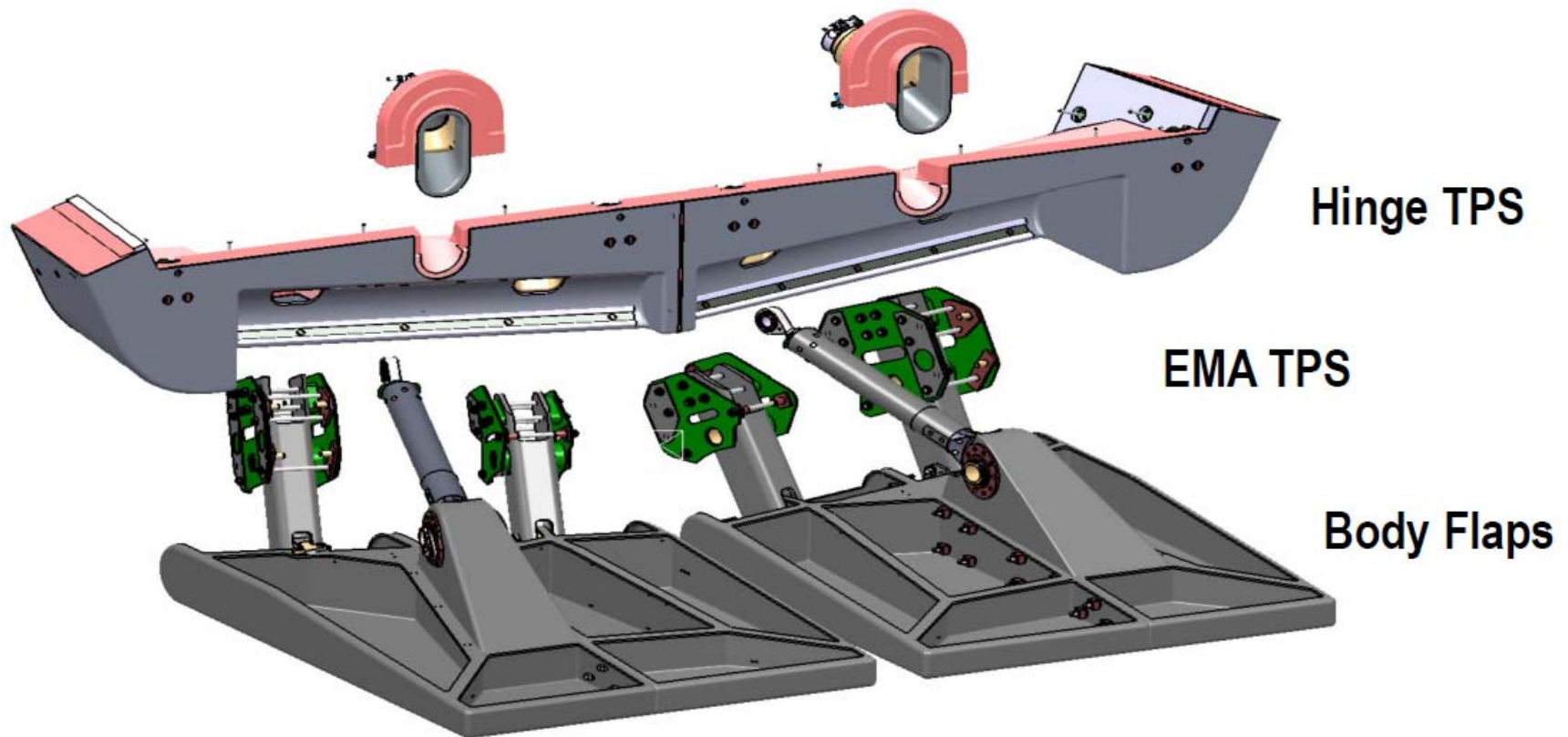
- ❑ Nose : >1.3 m wide, monolithic C-SiC part
- ❑ Windward :
  - 30 C-SiC panels of 23 different geometries



7. AVIO a prezentat partea de protecție laterala, bazat pe ablație.



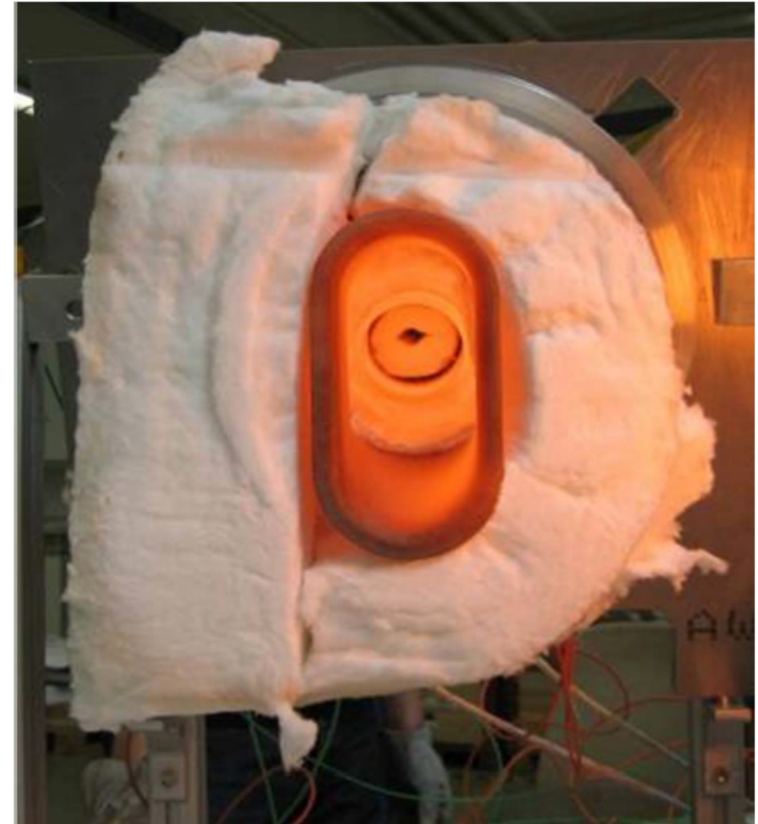
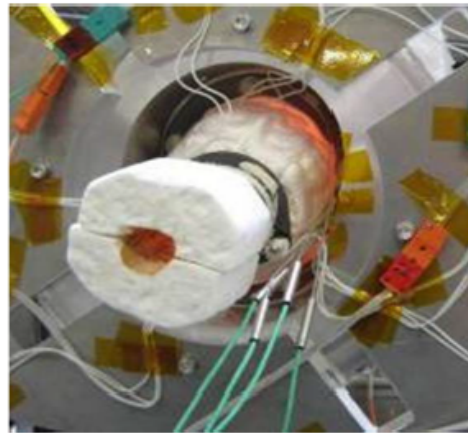
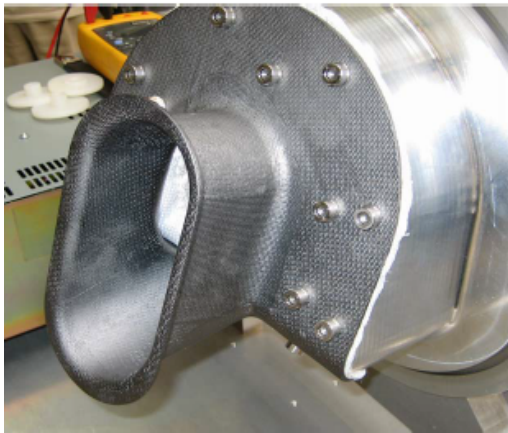
8. MT AEROSPACE Germania – a prezentat sistemul de control si protecție termică a flapsurilor.





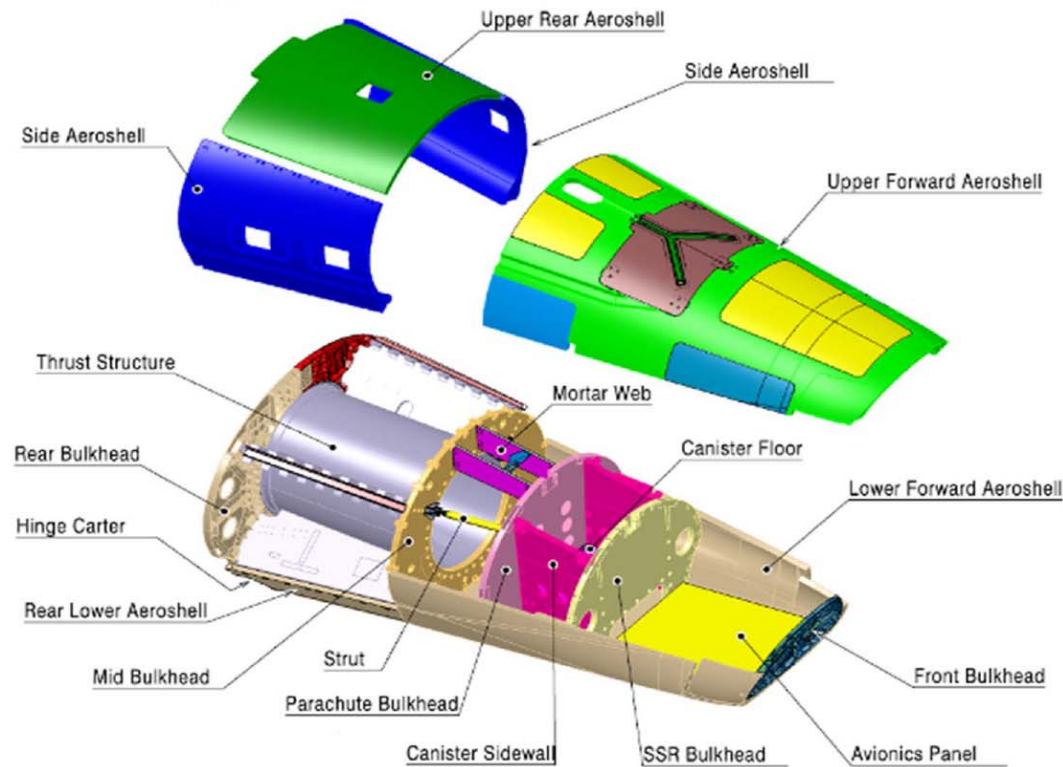
## 9. RUAG – Elveția a prezentat testele efectuate pe flaps ( condiții termice impuse)

- ❑ **TPS is heated up to 1100°C**  
(CMC to 1300°C)
- ❑ **Validation of Thermal Design**
- ❑ **Testing of influence on permeability and moveability performance**



# 10. RUAG a prezentat modul de realizare a elementelor de structura rece și mecanismul de lansare a parașutei

## ❑ Cold Structure Design Overview



# RUAG elemente de structură realizată din materiale compozite întărite cu fibră de carbon (CFRP)



171



Ceramic foam tooling for parachute door test panel



Carbon foam tooling for test panels 1 A/B and 2A, 2B

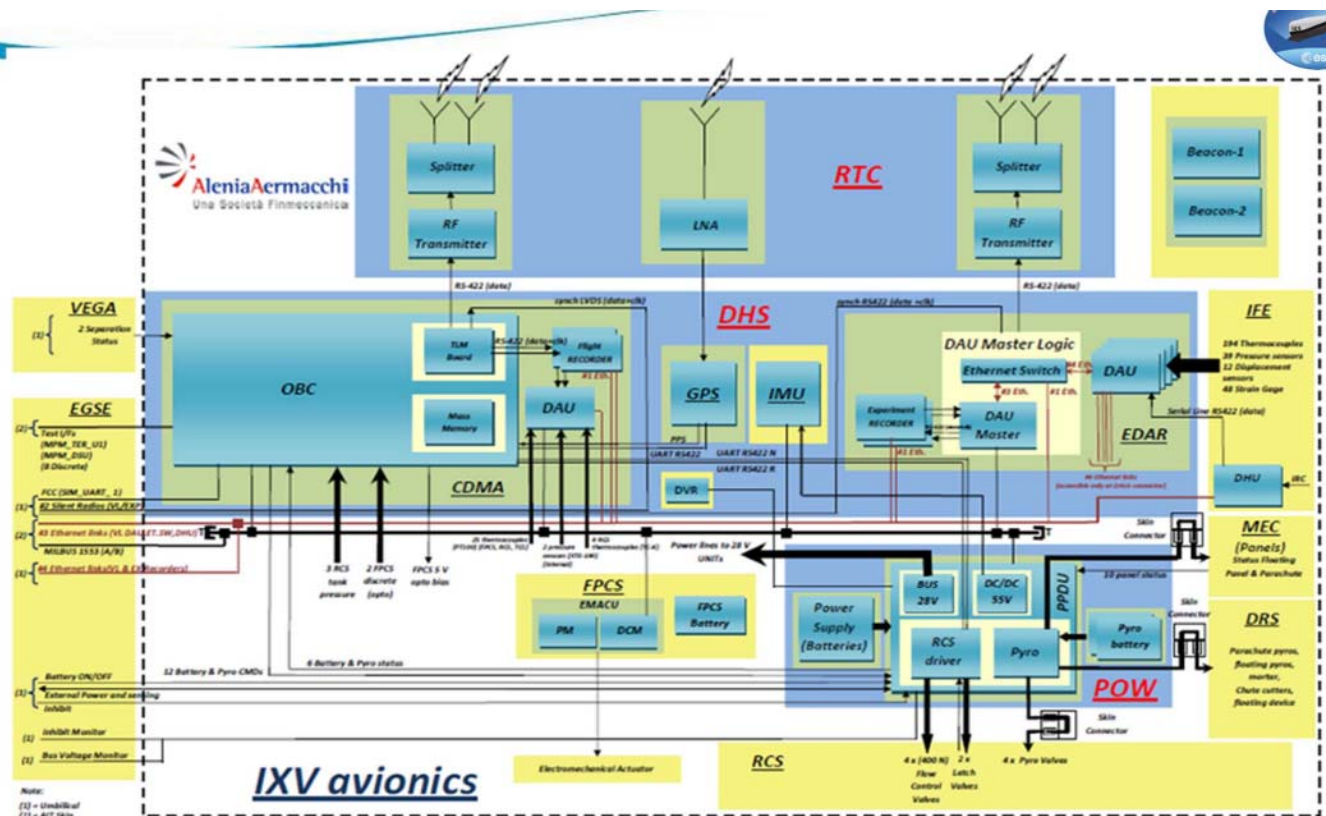


CFRP tooling for test panel 2C



Backside ribbed to improve dimensional stability

11. Alenia Aermacchi – a prezentat activitatea de realizare subsisteme electronice si software; S-a discutat de realizarea GNC – Guidance Navigation and Control. De asemenea a prezentat elementele de structura „reci” care nu se încălzesc.



## 12. Qinetiq- Belgia a prezentat stadiul de realizare a calculatorului de bord

**Qinetiq**



### □ Achievements (Cont'd):

#### ■ OBC Functional Model

- All the boards have been manufactured, individually tested and integrated into the Functional Model
  - Main Processor Module (MPM)
  - MIL1553B Module (MIM)
  - S/C Interface Module (SIM)
  - Data Acquisition Module (DAM)
  - Power Supply Module (PSM)
  - Telemetry and Telecommand Module (TTM)
  - Backplane Module (BPM)



**Power Supply Module**



**Data Acquisition Module**



**PBM - Boards Integration**

# 13. ACRA – Irlanda a prezentat sistemul de achiziție a datelor



## □ Achievements:

### ■ Data Acquisition Units Manufacturing Status

- All the EQM units (DAUs, Ethernet Switch and Recorder) manufacturing, testing at board level and assembly activities are completed
- The DAUs, Ethernet Switch and Recorder Flight Models manufacturing is ongoing

### ■ Data Acquisition Units Test

- Radiation Test completed
- Board Level Test completed
- Inrush Current Validation Test completed



**Experiment DAU**

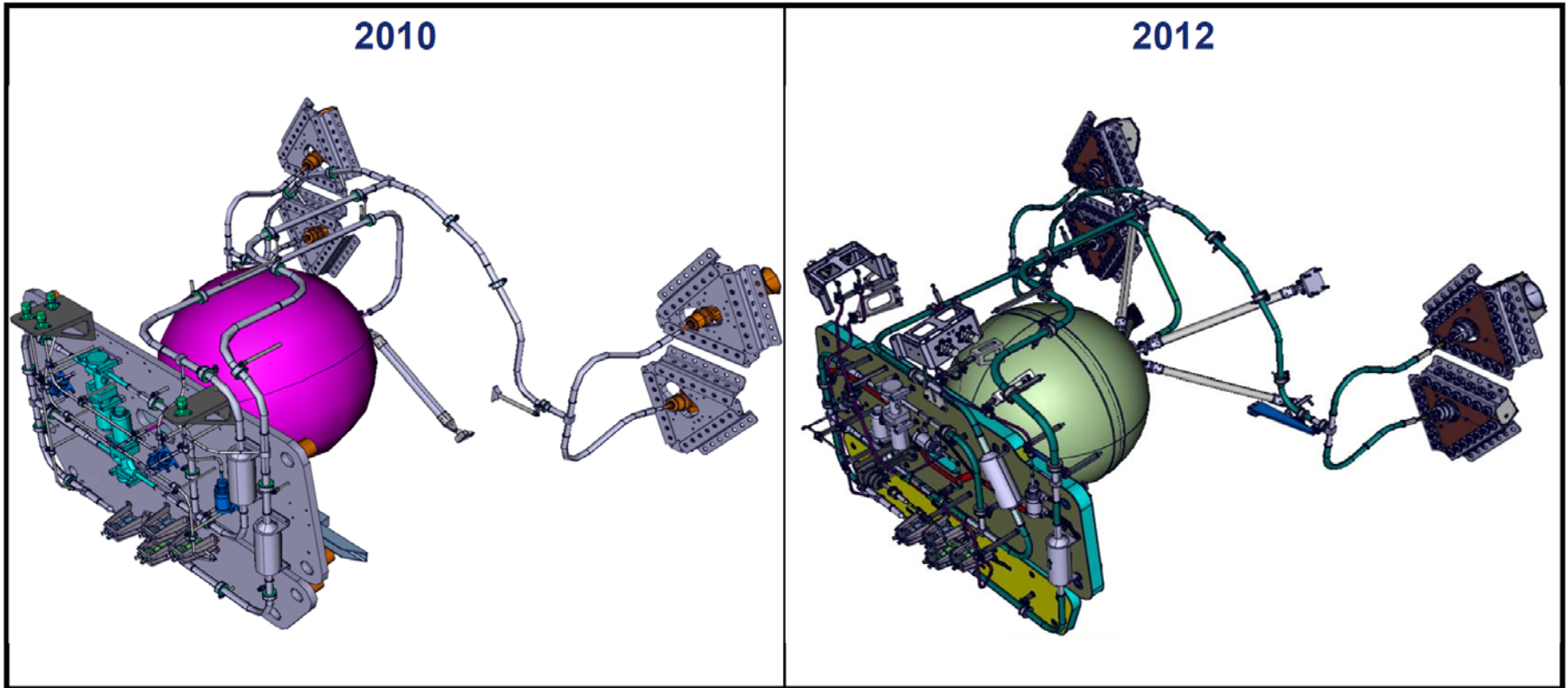


**Ethernet Switch**



**Recorder with CF Card**

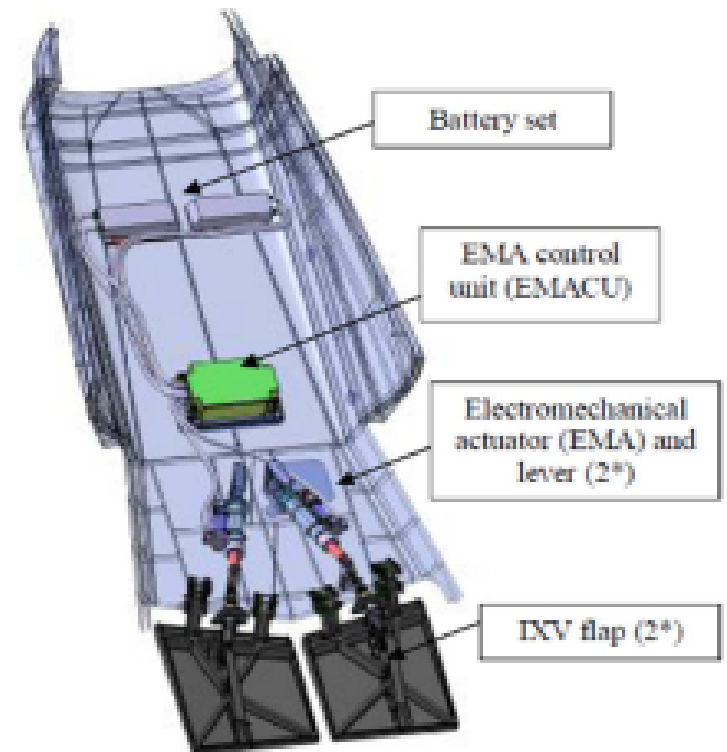
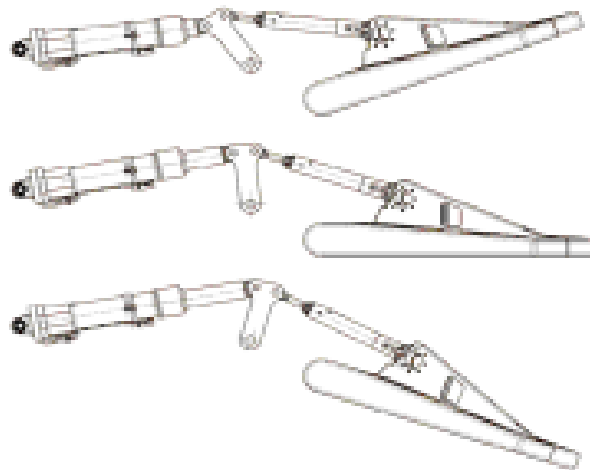
14. TAS-I si EADS-Astrium a prezentat RCS ( Reaction Control System ) care este un MRCL cu hidrazina.



## 15. SABCA a prezentat sistemul de control al falpsurilor

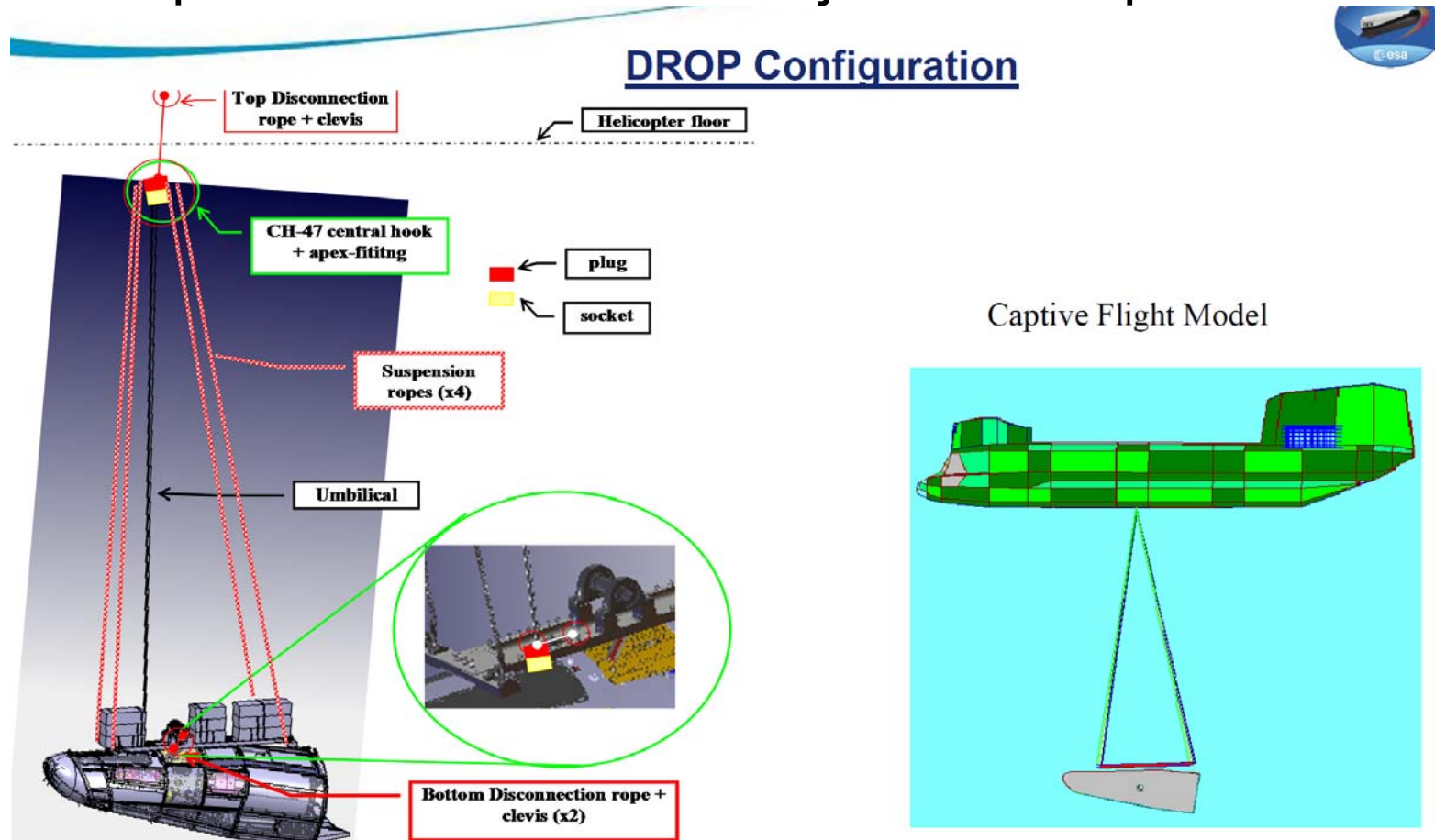
### □ Achievements (cont'd):

- FpCS design = COTS VEGA ZEFIRO TVC design + modifications:
  - Kinematic chain lever
  - Blocking device (brake)



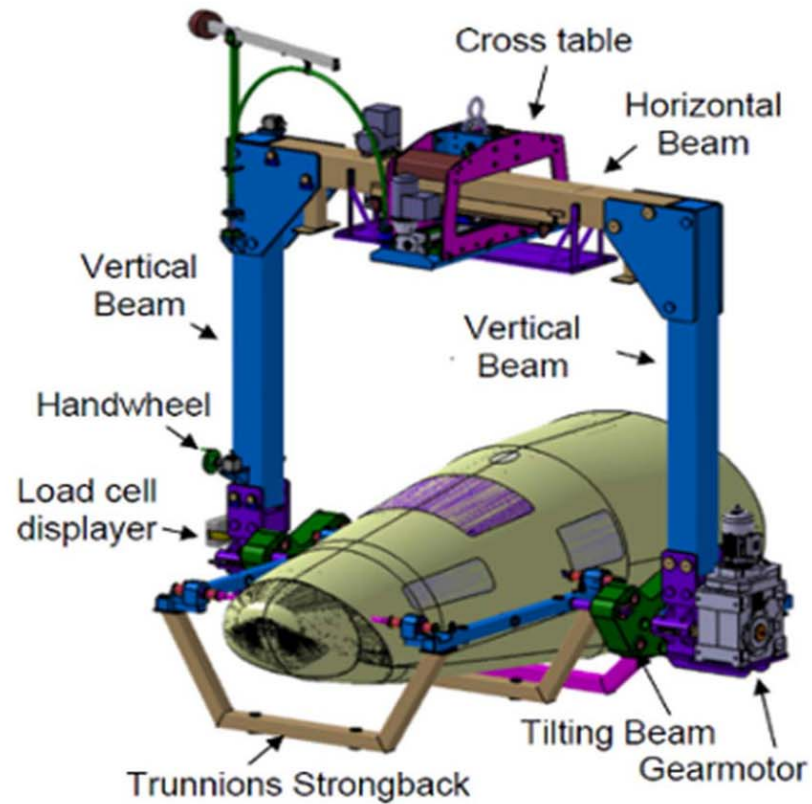


16. CIRA (Istituto de aviație - Italia) a prezentat sistemul de parașute utilizate pentru faza finala a sistemului și sistemul de recuperare a vehiculului cu ajutorul elicopterului.



# 17. APCO a prezentat testele de structura care se fac pe machete

- TLD (Tilting and Lifting Device)



18. ALTEC a prezentat sistemul de sol necesar experimentărilor.
19. În continuare ESA a prezentat perspectiva apropiată a proiectului. Activitățile imediat următoare sunt legate de lansarea IXV. Unul din scopurile misiunii este de a îmbunătăți informațiile din aerodinamica privind comportarea în regim hipersonic . Vehiculul are în compunere o mulțime de senzori, de temperatura și presiune în special în partea de cu protecție termică ceramică. Sunt de asemenea și senzori de deformații ale structurii. Se vor face analize de date pe mai multe niveluri. Vor avea acces la rezultate membrii proiectului. Este important ca țările participante să valorifice rezultatele misiunii. Partea italiană va pune la dispoziție lansatorul VEGA. IXV va fi un precursor al altor misiuni ce vor fi dezvoltate în continuare.

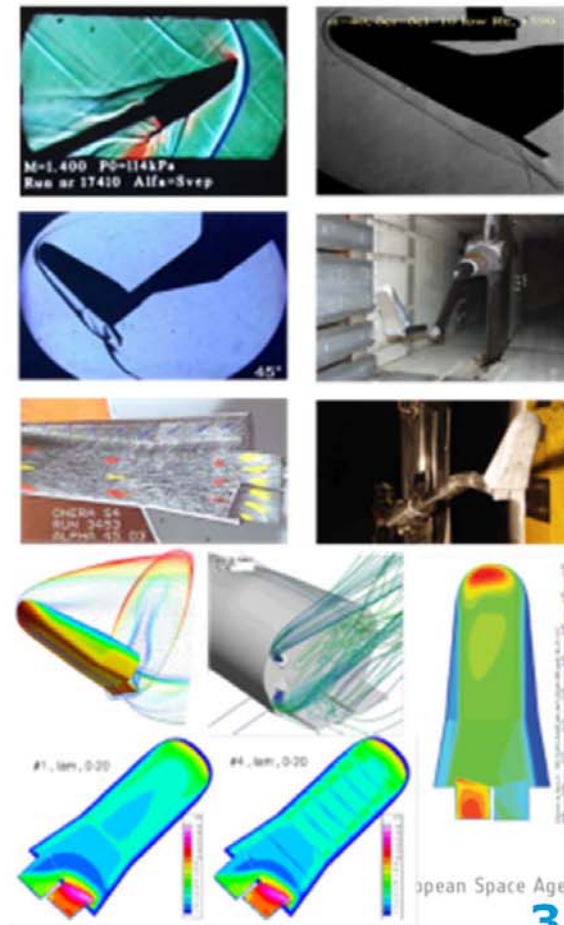
# Experimentări la sol si determinări teoretice de aerodinamică

About **420** Wind Tunnel Tests for Aerodynamics and Aerothermodynamics performed in **13** different European facilities, such as:

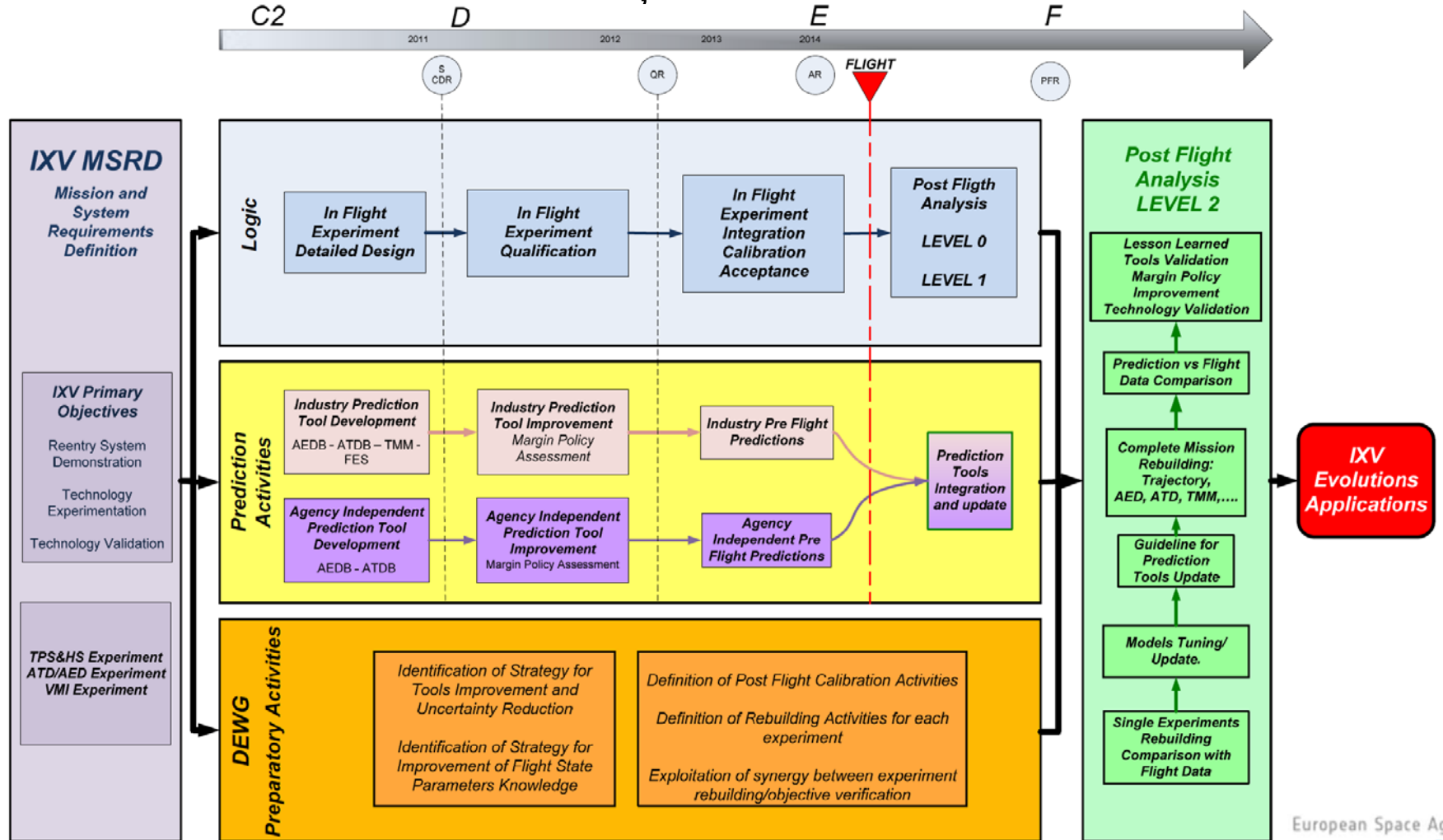
- *EOL T1500*: 60 RUNS @  $M=0.8 \div 1.4$  – MODEL A Scale 1:21 (AED)
- *SST DNV*: 45 RUNS @  $M=1.45 \div 3.94$  – MODEL A Scale 1:21 (AED)
- *S3ma ONERA*: 30 RUNS @  $M=10$  – MODEL B Scale 1:13.75 (AED)
- *H2K DLR*: 34 RUNS @  $M=6, 8.7$  – MODEL F Scale 1:17.6 (AED)
- *HEG DLR*: 11 RUNS @  $M=8.17, 8.59$  – MODEL D scale 1:13.75 (ATD)
- *H2K DLR*: 23 RUNS @  $M=8.7$  – MODEL E Scale 1:17.6 (ATD)
- *LONGSHOT VKI*: 30 RUNS @  $M=14$  – MODEL E Scale 1:17.6 (ATD)
- *STARCS T1500*: 65 RUNS @  $M=0.8 \div 1.4$  – MODEL A Scale 1:21 (AED)
- *LONGSHOT VKI*: 17 RUNS @  $M=14$  – MODEL E Scale 1:17.6 (ATD)
- *S3ma ONERA*: 40 RUNS @  $M=5.5$  – MODEL G Scale 1:12.57 (ATD)
- *PLASMATRON VKI*: TPS Catalysis and Emissivity characterization
- *STARCS T1500*: 60 RUNS @  $M=0.8 \div 1.4$  – MODEL A Scale 1:21 (AED)
- *E4 ONERA*: 7 RUNS @  $H0=12MJ/Kg$  – MODEL G Scale 1:12.57 (AED)

About **1000** Computational Fluid Dynamics Analysis performed with **11** different European numerical codes, such as:

- Euler plus Boundary Layer
- Navier-Stokes (Perfect Gas, Thermo-Chemical Non-equilibrium, Laminar Flows, Turbulent Flows)
- Finite Rate Catalysis
- DSMC
- RCS Jet Flow interaction in Rarefied and Continuum regimes
- Micro ATD simulations with/without radiation coupling



# Obiectivele activităților de măsurare în zbor



## **B. Acțiuni de perspectivă îndepărtată**

1. Vehiculul IXV un pas intermediar pentru aplicații multiple;

Vehiculul va putea fi dezvoltat pentru diferite aplicații: amerizare, vehicul reutilizabil. În prezent este recuperat cu parașuta, urmând să se realizeze partea de aterizare. Va deveni un vehicul multi-scop: recuperare sateliți, inspecție satelitară, deorbitare, observarea Pământului. Până acum s-a realizat un demonstrator, urmează un prototip. Pentru următoarele etape se propune: aterizare în locație definită. Reutilizare de minim 10 ori. Durata misiunii să ajungă la 2 luni. Trebuie adăugată partea satelitară (panouri solare, antene, sarcini utile).

## Soluția prezentă



Lansator VEGA

Tipul misiunii: suborbitală

Obiectivul misiunii: Demonstrator și experimentări

Regimul de zbor: hipersonic

Aterizare în mare cu parașuta

## Soluția viitoare



Lansator VEGA

Tipul misiunii: orbitală

Obiectivul misiunii: Prototip, cu diferite misiuni orbitale

Regimul de zbor: hipersonic, supersonic și subsonic

Aterizare prin rulare pistă .

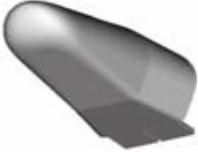











Proiectarea se va realiza prin CDF – concurrent design facility. Se vor adăuga suprafețe portante pentru aterizare. Pornind de la evoluția Vega care lansează în plan ecuatorial : sun avute în vedere 4 posibile locații de aterizare: Guiana, Africa ecuatoriala ( 2 locații), Australia.: Activități ce urmează a fi realizate: Optimizarea și miniaturizarea avionicii; Mecanisme pentru ampenaje și suprafețe mobile; dezvoltare de transmisii în diferite benzi radio.

# Realizarea unei sarcini utile modulare

Reference Payloads	SEOSAT derived Telescope	Proba-1 derived CHRIS & HRC	Proba-V derived Imager	IXV-Evolution Multi Purpose P/L Bay
				
Mass [Kg]	100	40	25	50
Power [Watts]	400	80	25	100
Dimension [m x m x m]	0.9x0.6x0.6	0.8x0.3x0.3	0.2x0.8x0.5	0.8x0.5x0.5

# Evoluția geometriei vehiculului

RM IXV Baseline Shape	RM Finned Shape	RM Winged Shape (1)	RM Winged Shape (2)	RM + EM Winged Shape (3)
				
				

- **Improving the aerodynamic performance of the Reusable Module to ensure ground and precision landing, by trading aerodynamic shapes based on the same fuselage to keep the baseline subsystems configuration, i.e.:**

- Baseline shape, optimized for hypersonic flight and parachute landing
- Finned shape, improved for transonic flight and parafoil landing
- Winged shape, improved for subsonic flight and runaway landing

# Roadmap

PROGRAMME ROADMAP													
TIMEFRAME	SHORT TERM			MEDIUM TERM					LONG TERM				
Years	2012	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020	2021	2022	2023	
Ministerial Councils	-			-									
Programme (Project)	FLPP <i>(IXV Development)</i>			Programme Step 1 <i>(Prototype Preparation)</i>			Programme Step 2 <i>(Prototype Development)</i>			Programme Step 3 <i>(Operational Exploitation)</i>			
Mission Objectives	Atmospheric Re-entry: - Technology Verification - System Integration - Mission Operation			Prototype Mission Definition			Orbital and Ground Landing: - Technology Qualification - System Demonstration - Mission Operation			Operations with the Modular Payloads compatible with the Multi-Purpose Cargo-Bay			
Technology Focus	Hypersonic Aerodynamics Aerothermodynamics Thermal Protections Guidance Navigation Control			Prototype Technology Preparation			Supersonic-Transonic-Subsonic Aerodynamics Thermal Protections Reusability Orbit-to-Landing Guidance Navigation Control Avionics and Health Management Systems Actuators Systems Folding Mechanisms (if required) Landing Systems						
Mission Types	Suborbital			Orbital			Orbital			Orbital			
Mission Elements	IXV VEGA			Prototype VEGA			Prototype VEGA			Operational VEGA and VEGA Potential Evolutions			
IXV Experimentation	Phase-D/E			Flight									
Prototype Demonstration	Phase-A/B			PDR			Phase-C/D/E			Flight			
Operational Exploitation										Orbital Services Exploitation			

2. ESA – va realiza evaluarea preliminară a potențialului IXV;
3. ESA va realiza propunere de pregătire a viitoarelor acțiuni

Abrevieri :

TPS – Thermal Protection System

GNC – Guidance, Navigation and Control

CSG – Centrul Spațial din Guyana