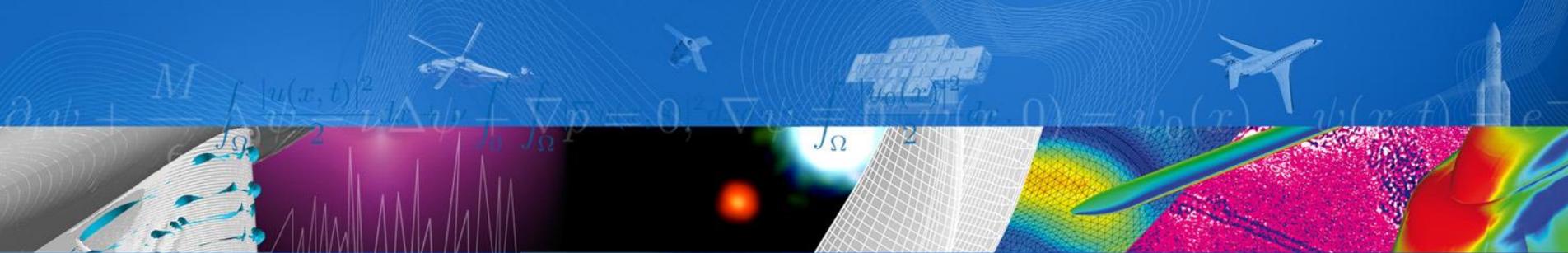


ONERA

THE FRENCH AEROSPACE LAB

r e t u r n o n i n n o v a t i o n

www.onera.fr



EOLE

Démonstrateur à échelle réduite de lancement aéroporté

Conférence Arts & Métiers, Paris
06 juin 2016

Pour l'équipe projet EOLE, Jean Hermetz

Département Conception et Evaluation des Performances des
Systèmes



return on innovation

Le lancement spatial aéroporté du concept à la démonstration technologique

Le lancement spatial aéroporté
Préparé avec Nicolas Bérend, ONERA



Image OSC



image XCOR

Le démonstrateur EOLE



© Laurent Michélet

Définition du lancement spatial aéroporté

Besoins du lancement spatial

- Vitesse orbitale $\sim 7.9 \text{ km / s}$
- Altitude de maintien en orbite $\sim 200 \text{ km}$
- Si lancement depuis le sol : incrément de vitesse propulsif nécessaire (ΔV) $\geq 9.5 \text{ km/s}$ compte tenu des pertes de performance.



ESA

Lancement spatial aéroporté

- Amener le lanceur (à propulsion fusée) :
 - En altitude
 - (Eventuellement) avec une vitesse >0
- Porteur de « technologies aéronautiques »:
 - Ballon (poussée d'Archimède).
 - Avion



OSCAR



NASA

Avantages et inconvénients du lancement aéroporté

• Avantages

- Augmentation de performance due principalement à la réduction des pertes dues à l'atmosphère
 - Réduction des pertes « tuyère » → augmentation de poussée et d'impulsion spécifique
 - Réduction de la traînée



A performance équivalente, masse du lanceur aéroporté plus faible (~ -30 à -50%) que son équivalent partant du sol

- Opérations simplifiées, se rapprochant de celles du monde aéronautique
- Possibilité d'abandon ou de reconfiguration de mission (jusqu'à largage lanceur)

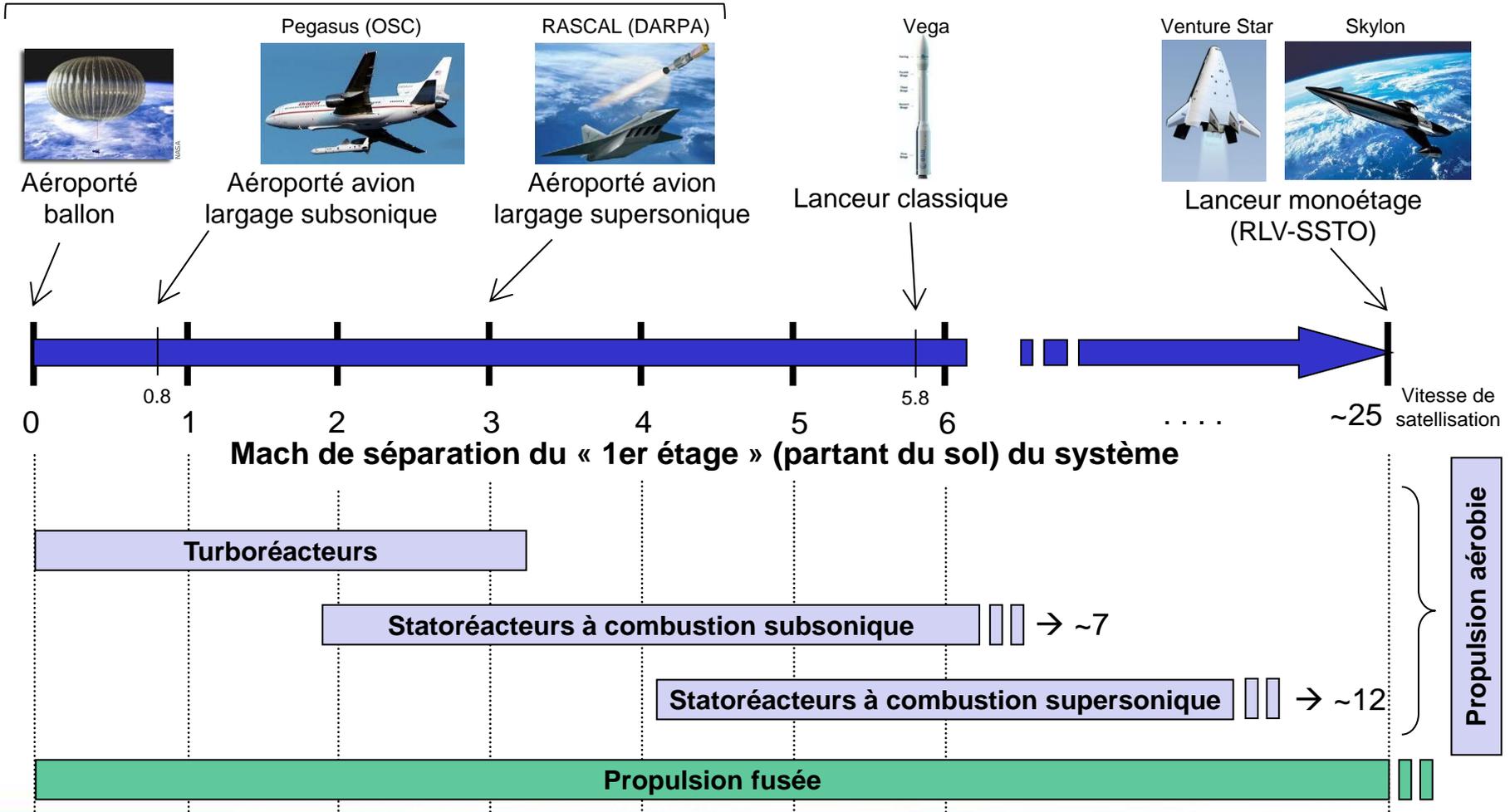
• Inconvénients

- Potentiellement plus complexe ; partage entre porteur et lanceur ?
- Porteur : existant ? adapté ?
- Séparation ; évitement du porteur, perturbations dynamiques
- Perte de performances lors de l'éventuelle phase de ressource du lanceur

Définition du lancement aéroporté comme *concept d'étagement*

Définition « restreinte » du lancement aéroporté
 1er étage de technologies aéronautiques « classiques »
 (ballon ou avion avec turboréacteurs)

Véhicule porteur (ou ballon) = « 1er étage »
 du système de lancement spatial



Pourquoi le retour du lancement aéroporté ?

Regain d'intérêt pour les petits satellites

- Technologies plus performantes et composants « sur étagère »
- Demande plus forte
- ... et toujours pas de systèmes de lancement adapté (lancements en passagers secondaires)

Synergie avec les projets de véhicules suborbitaux pour le tourisme spatial suborbital

- Disponibilité à venir de véhicules adaptés au largage en altitude
- 2 marchés avec le même véhicule (tourisme spatial suborbital+lancement petits satellites)



Cubesat (Explorer-1, Montana State University)



White Knight/SpaceShip1 (Scaled Composite), vainqueur du concours Ansari X-Prize en 2004

Exemples de projets de lancement aéroporté

Projets passés

Très nombreux projets ... inaboutis

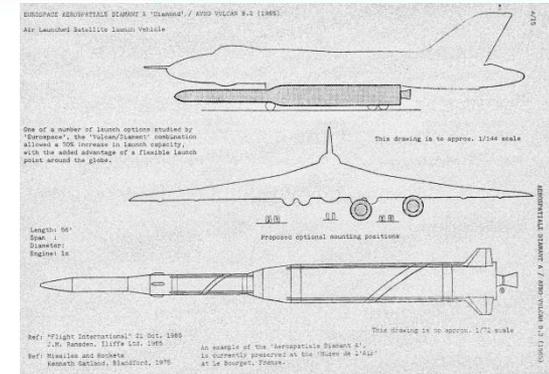
Concurrence avec :

- Le perfectionnement des lanceurs consommables
- La quête de la réutilisabilité
 - Nombreux projets de lanceurs réutilisables ou semi-réutilisables
 - Le plus souvent : Mach de séparation ≥ 3 et propulsion aérobie combinée.

Un seul système opérationnel : lanceur américain Pegasus (~90)



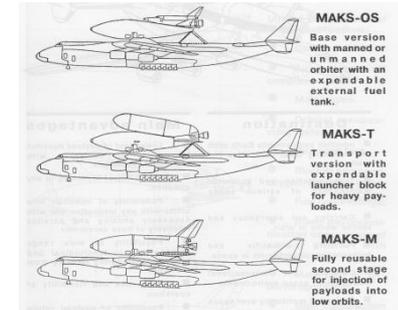
OSC



EUROSPACE Aérospatiale Diamant A / AVRO Vulcan B.2 (1965)



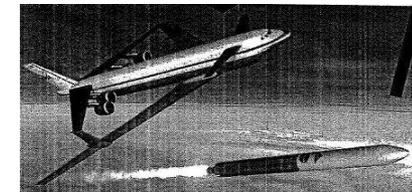
Ishim (Russie, Kazakhstan)



MAKS (Russie)



Astroliner (Kelly Space & Technology)

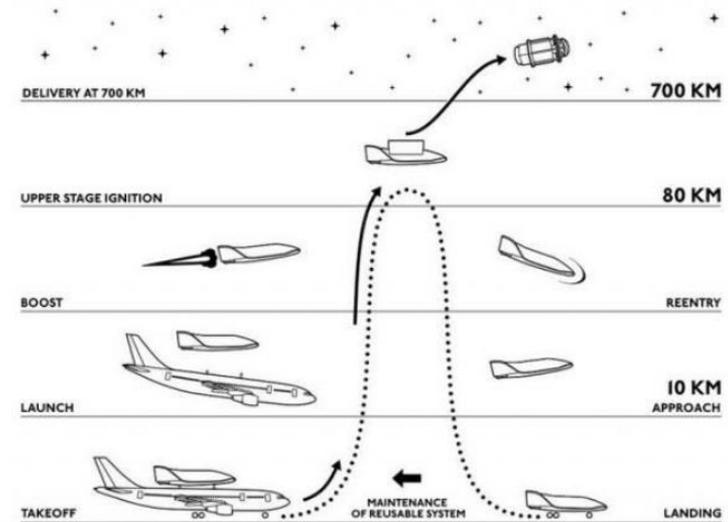


CROSSBOW (NASA)

Exemples de projets de lancement aéroporté SOAR (S3 - Swiss Space Systems, avec Dassault)

- Largage sur le dessus
- Mission cible 250 kg @ LEO 700 km
 - Porteur (avion conventionnel)
 - Véhicule SOAR (Sub Orbital Aircraft Reusable) dérivé du démonstrateur VEHRA (Dassault), largué @ 10 km ; propulsion LOX/kérozène (JSC Kuznetsov)
 - Étage supérieur consommable (RKK Energia), séparé @ 80 km.

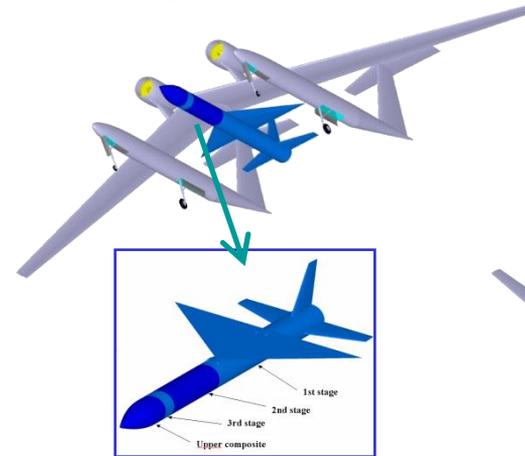
- 2013: annonce.
- 2016: assemblage navette
- 2017: 1ers vols test



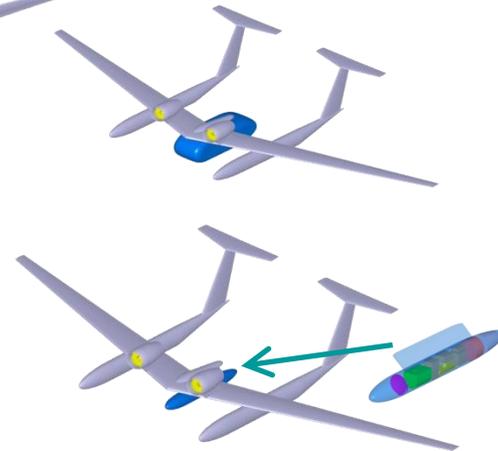
Dedalus (2006) (DEsign of Dual Use Air Launch UAV System)



Mission de lancement aéroporté
(150 kg~@ LEO 800 km)



Mission de transport
de fret



Mission de
surveillance

ONERA sous contrat CNES

Idée initiale : rentabiliser le porteur avec des missions complémentaires plus fréquentes (fret et surveillance)

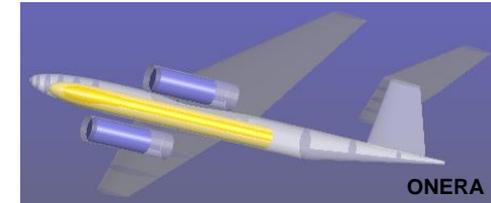
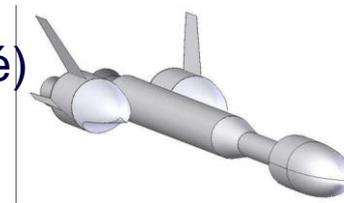
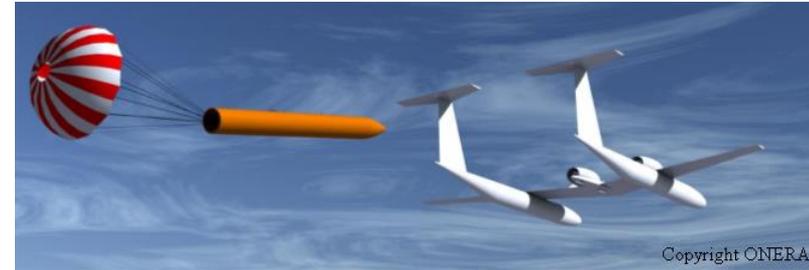
Étude conceptuelle d'un porteur adapté aux 3 missions

► Intérêt du concept sur le plan technique ; Intérêt économique à démontrer

L3AR (2008 – 2012) (Lancement Assisté par Aéroporteur Réutilisable)

L3AR = exact opposé de Dedalus (!)

- Porteur mono-mission, dédié lancement aéroporté, conçu de façon « minimale » pour cette seule mission
- Opéré comme un lanceur classique (mission de lancement en espace ségrégé)
- Etudes paramétriques pour cibler le domaine de faisabilité et les TLR

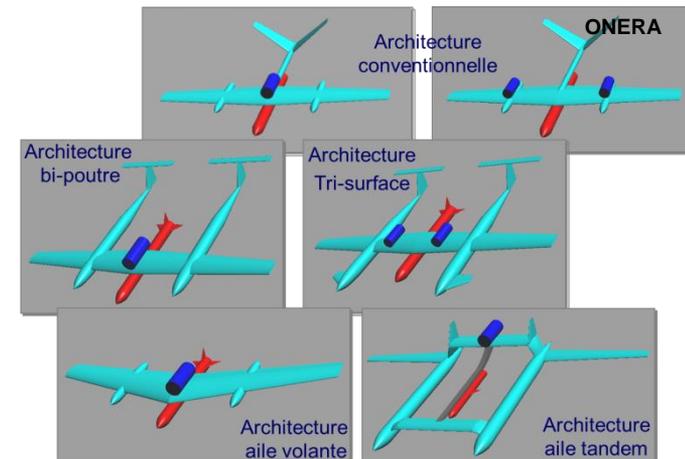


Concept de largage privilégiant la simplicité du lanceur

→ largage sous forte pente, altitude élevée



Du concept ...

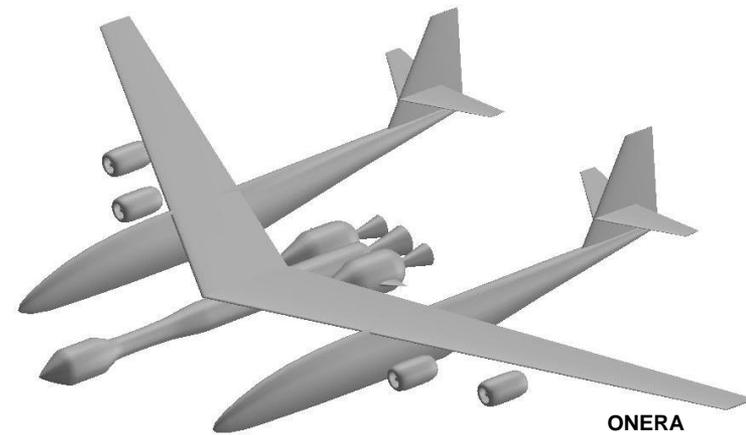
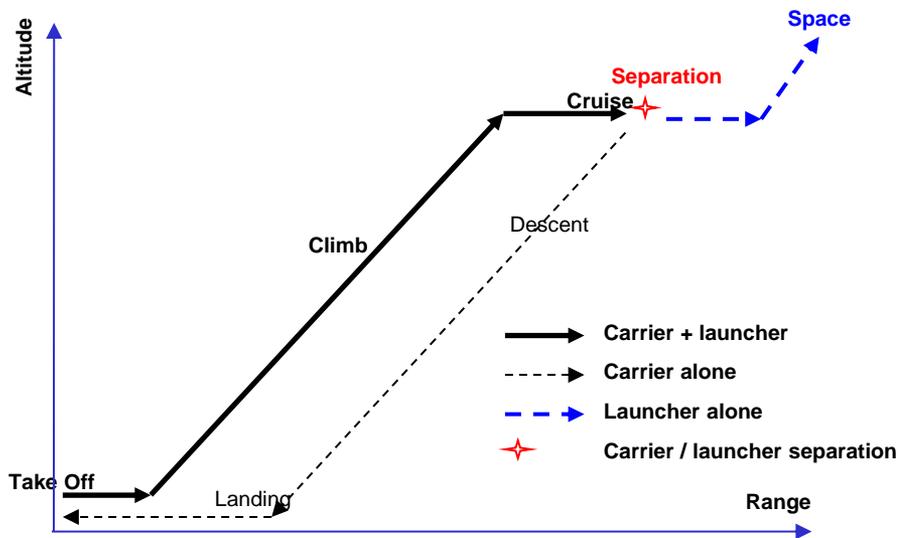


Le démonstrateur EOLE



Principe général du lancement aéroporté

- Remplacement du premier étage d'un lanceur conventionnel par un appareil réutilisable de type aéronautique
- Le porteur largue en conditions pré-déterminées le lanceur
- Le lanceur poursuit sa trajectoire de mise en orbite
- Le porteur revient se poser à sa base



Performances, flexibilité
et souplesse d'emploi,
réduction des coûts

Spécificité du Concept L3AR

Lancement Assisté par Aéroporteur Automatique Réutilisable

- La complexité est reportée au maximum sur le porteur, partie réutilisable du système de lancement
- La maîtrise des coûts conduit à un porteur
 - Entièrement automatisé
 - Fondé sur des technologies existantes – base drones HALE/MALE
 - **Conçu pour un largage original privilégiant l'altitude et la pente, la vitesse restant subsonique → altitude max 45 kft, pente 45°, Mach ~0.6**
- Marché cible : Orbite de type SSO, 500 à 800 km, satellites de 50 à 100 kg

L3AR – Du concept au démonstrateur (1/2)

- Originalité du concept centrée sur les conditions de largage en manœuvre sous forte pente
 - Conditions initiales variables, perturbations multiples possibles pouvant impacter les performances de mise en orbite
 - Plusieurs solutions de cinématiques de largage, de dispositifs de séparation
- Etudes peu compatibles avec le contexte projet PERSEUS
- Choix de la voix expérimentale à **échelle réduite**
 - Démonstration privilégiant des critères de similitudes dynamiques
 - Choix de l'échelle sur des contraintes réglementaires et de mise en œuvre
 - Utilisation de fusées expérimentales existantes dans le cadre Perseus
 - Capacités expérimentales annexes

Base de spécification
du démonstrateur
EOLE

L3AR – Du concept au démonstrateur (2/2)



Global Hawk Block 20
 MTOW 14 600 kg, vide 6800 kg
 Largage à M 0.6, 16000 m
 Lanceur ~4.5 t
 Envergure 35 m, allongement 25, surface 63 m²

Masse et inertie principales composées au langage

| Composante | Masse (kg) | Inertie (kg.m ²) |
|--------------|--------------|------------------------------|
| Structure | 10000 | 10000 |
| Propulsion | 2000 | 2000 |
| Armement | 1000 | 1000 |
| Avionique | 500 | 500 |
| Autres | 1000 | 1000 |
| Total | 14600 | 14600 |

Masse 3500 kg
 Inertie 3500 kg.m²

Conditions de vol en amplitude
 Charge alaire max.

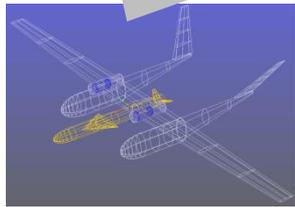
Conditions de vol basse altitude

Critères de similitude dynamique

Méthodologie de transposition

EOLE
 MTOW 200 kg
 Largage à M 0.2, 4000 m,
 Lanceur ~40 kg max
 Envergure 6.7 m, allongement 25,
 surface 2.6 m²

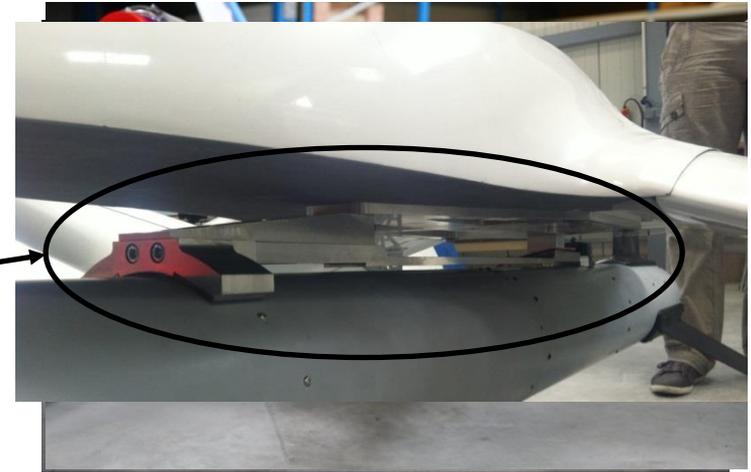
Contraintes opérationnelles et réglementaires



Choix grandeurs caractéristiques (charge alaire, inerties...)



- Démonstrateur automatisé à échelle réduite ($\sim 1/4$) de système de lancement aéroporté
- 3 composants principaux
 - Le porteur automatique EOLE
 - Le lanceur (fusée expérimentale)
 - Le Dispositif de Séparation et Largage (DSL)



- Objectifs

- Expérimentation de cinématiques et dispositifs de largage
- Recalage de modèles de comportement pour transposition vers des concepts grands
- Validation des protocoles de mise en œuvre et des spécifications qui en découlent
- Banc volant d'expérimentation d'équipements

- *Dérisque des technologies*
- *Conforte une approche*
- *« Learning by doing »*
- *Vecteur de communication*

- Cadre général du projet **Cnes Perseus**
- **Onera** - Responsable de l'ensemble du projet et contributeur technique central – 12 ingénieurs impliqués + 2 experts
- **Aviation Design** - PME française, partenaire principal, chargée de la conception mécanique, de la fabrication et de l'intégration (cellule et station sol)
- Fusée expérimentale de la famille ARES et station sol associée développées par **l'IPSA** et **GAREF Aérospatial**
- DSL standard conçu par **l'Université d'Evry Val D'Essonne**
- Support de l'association **Planète Sciences**
- Forte implication d'étudiants : 13 stages PFE, 52 étudiants en 14 projets Ecole (Arts & Métiers, EPF, ENSMM, ESTACA, ISAE, IPSA)

- Principe de développement démonstrateur acté en 2008
 - Travaux d'un Groupe de Travail multidisciplinaire pour la définition des spécifications
- Première phase : 2009 – 2010
 - Conception préliminaire du système expérimental
 - PDR (Juin 2009) autorisant l'approfondissement de la définition
 - CDR (Mars 2010) conduisant à la décision du lancement du développement du système expérimental EOLE
- Deuxième phase : 2010 – 2016
 - Conception détaillée, fabrication, intégration du système, qualification par essais sol
 - 5 Revues formelles autorisant graduellement la poursuite des travaux
 - Dossier requis pour essais en vol DGAC et Centres d'Essais (ex. DGA)
 - Obtention **Brevet France** commun Onera-Cnes-Aviation Design
 - Essais en vol de qualification finale – Premier vol en septembre 2013

Description générale EOLE

AMT Titan Turbojet (40 daN each)

Experimental rocket
Ares10Eole
(IPSA+GAREF)
2.30 m, ϕ 160 mm



DSL
(UEVE)



Weight

- OEW: 107 kg (42 kg/m²)
- Max Payload : 50 kg
- Max fuel : 34 kg
- MTOW: **155 kg** (58 kg/m²) to **200 kg**

Main Performances & Handling qualities

- Max endurance: ~ 45 minutes @ 4000 m
- Max range: 250 km (@ 4000 m) – 200 km @ 2000 m
- Operational ceiling > 4 000 m
- Max TAS: 390 km/h (at 0 m) (~M 0.32)
- VS : 85 km/h- Vlof: 110 km/h (TOW 150 kg)
- Max load factor: 4 g (TOW 150 kg) for flight experiments via flight control law
- Natural static and dynamic stability on every axes

*Design point : launcher
drop @ 4000 m, Mach 0.2,
45° slope*

EOLE is compliant with Experimental flying vehicle definition as described in art. 10 of arrêté du 11 avril 2012 (and annexe III)

- More than 160 on-board recorded data
- 100 telemetry data
- Data-link range : 30 km

**Patented
(France)
Cnes-Onera-
Aviation design**

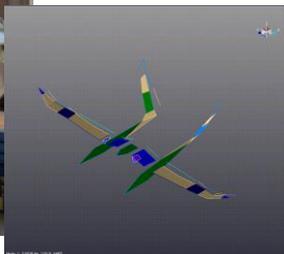
- Conception CAO sous Catia®
 - Cellule équipée
 - Vérification des cinématiques (trains, volets...)
 - Estimation des masses, centrage et inerties
- Moules en résine dure réalisée par usinage CNC
- Cellule entièrement en composite de type sandwich carbone
- Conception et réalisation de l'électronique embarquée, de la station sol et des liaisons de données
 - Calculateur embarqué intégrant les lois de Navigation-Guidage-Pilotage Onera
 - Liaisons de données montantes et descendantes (téléométrie 100 voies +vidéo)



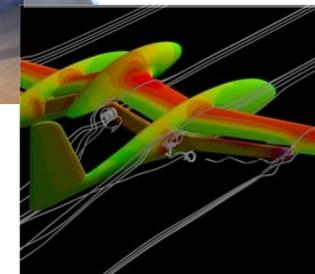
EOLE – An overview of Onera's know-how



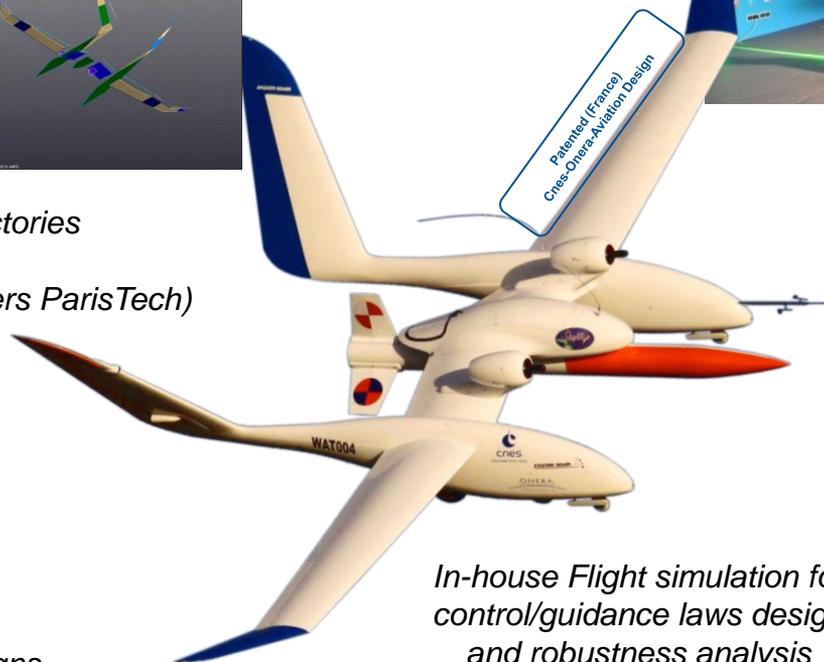
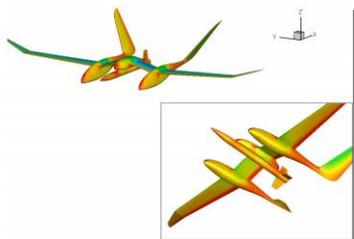
Aeroelastic validation through vibration tests and computation using Onera in-house facilities and tools



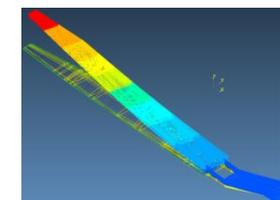
Wind tunnel test in Onera L2 WT facility + CFD computation



Carrier-launcher relative trajectories computation using CFD (contribution from Arts & Métiers ParisTech)

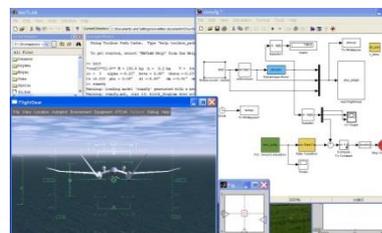


Patented (France)
Cnes-Onera-Aviation Design

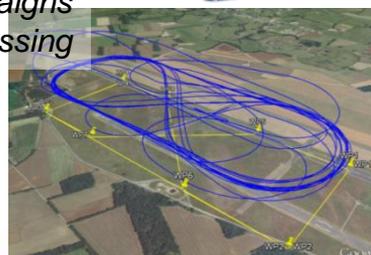


Wing sizing (FE analysis)

In-house Flight simulation for control/guidance laws design and robustness analysis



Flight test campaigns definition and post processing



Safety assessment through FMEA analysis (EOLE + GCS)



Wing static bending test in collaboration with ISAE

Essais préliminaires d'ouverture du domaine de vol

- Basse altitude et vitesses basses à modérées, avec et sans fusée (inerte, non larguée !)
- Qualités de vol & comportement général basse vitesse
- Réglage et validation des lois de guidage/navigation

▶ Essais sur aérodrome civil de Saint-Yan sous Laissez-Passer DGAC



Essais de qualification au largage

- Ouverture du domaine de vol jusqu'à 4000 m, Mach 0.3, distance 25 km,
- Confirmation fonctionnement moteurs et data link
- Largage : fonctionnement DSL, logique et chaîne d'armement propulsion fusée etc..

▶ Essais en espace aérien fermé dans un Centre d'essais (choix en cours)



Aérodrome de Saint-Yan (71)
Equipe d'essais Onera-Aviation Design
Laisser-passer DGAC (Véhicule
expérimental télé-opéré), sous ZRT
Vol manuel en vue du télépilote

Essais de roulage juillet 2013

1^{ère} campagne d'essais 26-27 sept.

- Reprise essais de roulage puis premier vol en configuration légère

2^{ème} campagne d'essais 16-18 oct.

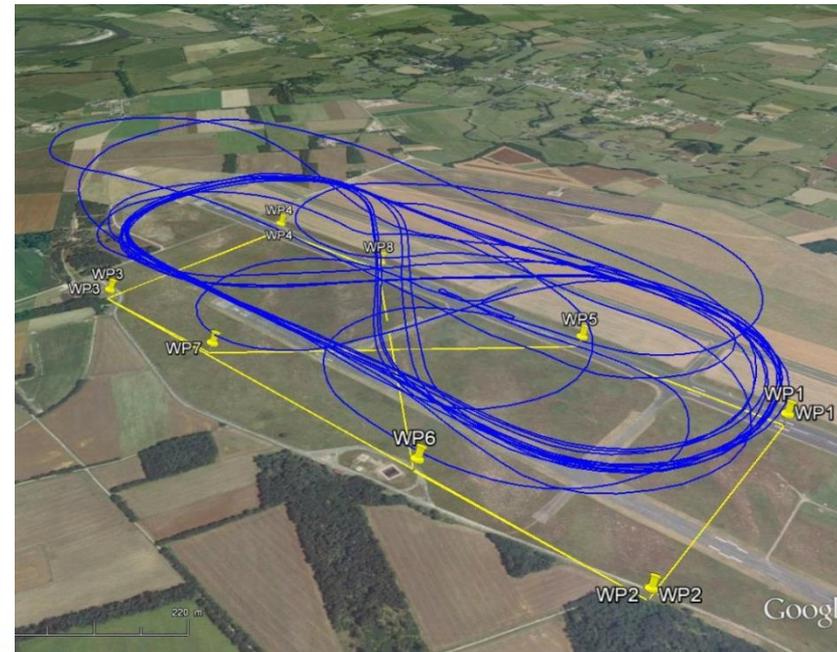
- 3 vols avec ou sans fusée
- Qualité de vol, performances basse vitesse
- Excellent accord avec la prédiction



3 campagnes sur le site de Saint Yan entre juillet et octobre
9 vols d'activation progressive des lois

Ajustement puis validation

- des modes semi-automatiques (ordres télépilote de haut niveau) pouvant servir de modes dégradés
- du mode automatique : suivi de trajectoires sur points de passage



Bilan intermédiaire

- Domaine de vol partiellement ouvert en conformité avec l'objectif des essais Saint Yan
- Equipe Eole rodée, protocoles d'essais maîtrisés,
- Check-lists de mise en œuvre validées
- Comportement maîtrisé par le télépilote pour les phases de vol non automatisées (décollage et atterrissage)
- Lois de pilotage & guidage validées hors phase de largage



EOLE prêt pour les essais de qualification finale : haute vitesse, haute altitude et largage

Préparation des essais Finaux

Définition des vols expérimentaux

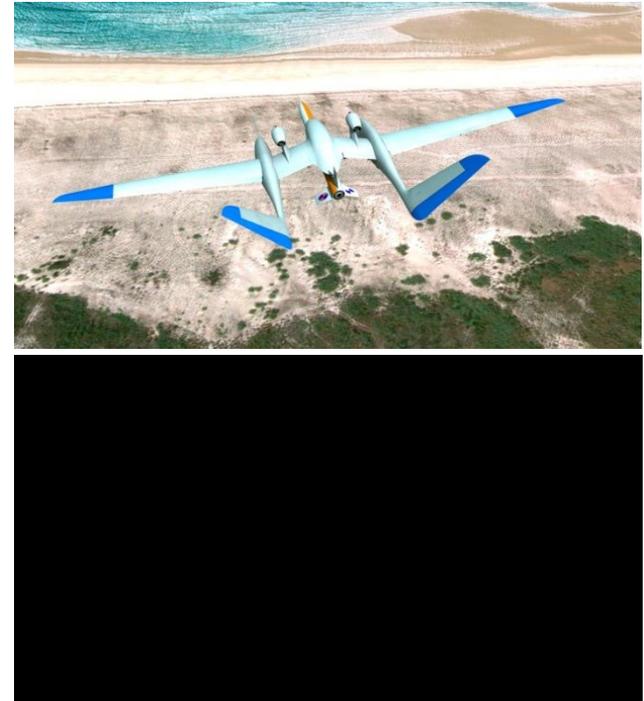
- Ouverture domaine de vol
- Fonctionnement modes semi-automatiques et automatiques à vitesse élevée
- Fonctionnement moteur, télécommande et télémessure
- Largage en montée stabilisée, puis en ressource, fusée inerte puis propulsée

Finalisation des stratégies et procédures de sauvegarde, rédaction des dossiers ad-hoc

Vols prévus 09/16 (Saint-Yan, 71) puis fin 2016-début 2017 (CSG ou ATC, Norvège) avec une équipe d'essais complète

En parallèle

- Développement modèle de simulation complet multi-objet (associé à thèse commune Cnes-Onera) pour transposition *modèle à échelle réduite* <> *système opérationnel*



Expérimentations en appui aux développements théoriques et études de concepts

- Dispositifs de séparation et largage
- Fusées expérimentales diverses
- Acquisition de données fines autour du largage en conditions variées
- Exploitation des capacités de variation des inerties (ballastage)
- Essais d'équipements en conditions réalistes (dont trajectoires 0g)



Développement méthodologie de transposition à l'échelle

- Exploitation résultats thèse Cnes-Onera
- Poursuite développement simulateur avec recalage essais

Participation développement système complet

- Démarrage du projet UE **ALTAÏR** sous leadership ONERA



ALTAÏR



- Un démonstrateur bientôt disponible pour assister le développement du lancement aéroporté suivant un principe novateur
- Un projet original très mobilisateur, en interne comme en externe, et singulièrement motivant
- Une démonstration de la complémentarité entre le Cnes, l'Onera et une PME, exemplaire avec Aviation Design
- Un développement maîtrisé par l'Onera grâce à sa multidisciplinarité et à ses métiers, et qui met en valeur son savoir-faire
- Un acquis important dans un type d'expérimentation inusité à l'Onera, mais qui fait l'objet d'un regain d'intérêt en Europe - (ex. CleanSky 2)

