





# SOMMAIRE

COLLOQUE INTERNATIONAL AERALL 2004 « Des Dirigeables pour l'Humanité »Résumé de Didier Costes	p.3
COLLOQUE INTERNATIONAL AERALL 1994 « AEROSTAT 2000 » Résumé de Didier Costes	p.11
FICHES PROJET	p.21
AIRFLOAT	p.22
PEGASE	p.24
TITAN	p.26
THERMOPLANE	p.29
FIRST	p.30
CARGOLIFTER	p.34
LIFTIUM	p.39
LETTRE DE M.REGIPA	p.42
VOLIRIS	p.43



# Colloque International AERALL 2004

## "Des dirigeables pour l'Humanité"



A

## Résumés sur le colloque Aérail, 29-30 Janvier 2004.

La présente analyse détaille davantage les points qui paraissent pouvoir orienter le travail confié à l'Association Aérail sur le dirigeable lourd.

### Session plénière d'ouverture.

Mme **Auffray**, Adjointe au Maire de Paris. Bienvenue.

Jean-René **Fontaine**, Président d'Aérail. Le dirigeable en questions.

Besoin de transporteurs lourds ? A-t-on prouvé l'impossibilité ?

Développement technologique : foisonnement de concepts, il faut prendre ce qu'il y a de bon et aboutir à un concept général. Confier le travail à un organisme professionnel de l'aéronautique, puis établir des scénarios de systèmes cohérents ( d'exploitation?). Calculs, démonstrations sur maquettes et prototypes.

Cela suppose-t-il des sauts technologiques ? Les inventions et brevets porteront probablement sur des composants, pas le concept.

Etudier la concurrence économique, les aspects réglementaires.

Aspects financiers : que les pouvoirs publics ( transport, défense) et l'Europe aident la recherche.

M. **Jouaillec**. présente le Comité scientifique et technique pour le colloque.

Séparation en 1) marché, missions, 2) technologies, 3) projets.

Aux USA marché de 40 M de dollars à Lockheed,

En France intérêt du Ministère des Transports (DRAST), de la DPAC (direction des programmes d'aéronautique civile), du Ministère de la Défense, de régions...

En Europe, le rapport 2002 du Comité consultatif pour la recherche aéronautique en Europe (ACARE) a présenté un Agenda de recherches stratégiques (SRA) pour l'orientation du 6<sup>e</sup> PCRD (programme cadre) qui comporte 800 M€ pour l'aéronautique : on y évoque les dirigeables de transport lourd, dans les technologies à faire mûrir

A. **Nayler**. Airships to-day 2004.

20 dirigeables habités en utilisation pour 42 disponibles dans le monde. Depuis 11-9-2002, restrictions de vol aux USA. Liste des appareils, nation par nation, en ajoutant les nombreux télécommandés et les projets de stratosphériques.

C. **Schultess**. Société Sky Cruise Switzerland à Lucerne, fondée en 1996, 25 employés.

Utilise un Skyship 600 12 sièges pour des vols de tourisme 40' ou 1 heure. Satisfaction avec cet appareil peu rapide.

H. **Dubois** Sur l'action humanitaire par les ONG : guerres, catastrophes.

Post acheminement en zone difficile, stockage, maintenance de véhicules, reconstruction, logistique des camps de réfugiés. Sécurité des transports routiers.

Pour le dirigeable, problèmes de capacité de transport, coût, vulnérabilité (aux roquettes ?)

Il faut un groupe de travail et une ouverture sur la Commission Européenne.

Cl. **Laburthe**. Transport des éléments de l'A-380.

Voilure: structure en Angleterre, transport mer vers Hambourg, équipements, mer vers Pauillac (aval de Bordeaux), barges vers Langon (amont de Bordeaux), route vers Toulouse (3 nuits pour 250 km). La demi-aile pèse 40 tonnes.

Fuselage avant et arrière : Hambourg, Nantes, Pauillac.

Fuselage central, Nantes, Pauillac.

Arrière et empennages : Cadix, Pauillac.

Autres pièces : Italie, Pauillac

Les berceaux pour les pièces prennent 30% du poids.

Airbus vis-à-vis du transport par dirigeable : présentez un projet convenable, et assurez la régularité.

Le projet Boeing concurrent miserait davantage sur le transport aérien.

N. **Razavi**. Airship Vision International Pour la surveillance et la protection écologique, le projet

Sentinel

Copyright 2007

4 sur 45

4/23/2007

Texte étendu communiqué à la suite du colloque, sur l'utilisation à des fins de surveillance et sécurité

du Zeppelin NT07 Sentinel, L=75m, 8225 m<sup>3</sup>, CU 1900 kg, 3 x 147 kW, 13 passagers, V max 125 km/h, certifié jusqu'à 35 nds de vent, personnel au sol 3 à 4 personnes.

Des prix d'heure de vol : - Avion Atlantique 20000 €, avion Nord 262 4500 €, Falcon 50 8000 €, hélico Superfrelon 9300, Sentinel 3700 à 4200 €.

Utilisation sur terre ou sur mer.

Autres : les dirigeables stratosphériques, les porteurs de drones.

**P. Jouille.** Utilisation militaire.

Particularités du vol des dirigeables, capacité à emporter des détecteurs, faible vulnérabilité aux projectiles, bon comportement tous temps.

Utilisation en stratosphérique, en surveillance maritime. Dirigeable porte-drones.

**B. Straeter.** Zeppelin NT. Tourisme et transport de passagers. Nombreuses photographies.

## 29 Janvier. Session Technologie et projets

**J. Latini.** Projets d'aile gonflée semi-rigide, 3 à 5 propulseurs.

**P. Gallant.** Textiles et Aérostats.

Partenaires en France, enveloppes, câbles, essais, contrôles.

**F. Winsdoerfer.** Présente "Intérêt d'une forme de carène lenticulaire" de Pierre **Balaskovic**.

Depuis les projets lenticulaires Pégase 1969-1973 stratosphérique, et Titan porteur de charge lourde, plusieurs ont été présentés (UK, Russie). Les avantages revendiqués par rapport au fuselé sont un moindre encombrement au sol, une attache indifférente au vent...

**E. Faure.** Utilisation scientifique: historique, bilan, perspectives.

Exemples: radeau des cimes, environnement, mammifères marins...

Sûreté: vol en mêmes conditions qu'avions ou hélicoptères, moins de conséquence d'une chute.

Exemple de coût= le 900 m<sup>3</sup> russe AV-12 à 160000 € (soit pour 400 kg à vide = 400 €/kg), le 4000 m<sup>3</sup> à 1M€ (soit pour 2000 kg = 500€/kg).

Hélium à 4€/m<sup>3</sup> aux USA, 10€/m<sup>3</sup> en France.

Tableaux de comparaison de coûts d'appareil d'observation : navire, avion, hélico, dirigeable.

Avantages en champ de vision, bruit, durée de vol.

**S. Hima et al,** Laboratoire des systèmes complexes, Univ. Evry Val d'Essonne.

Planification des trajectoires pour la navigation des dirigeables autonomes.

Théorie: calcul, repères, dynamique, équations de vol, commande optimale.

Essais : sur AS-200 du LSC, L=6,93 m, D=1,52 m. Pas de résultat d'essai.

**A.Plumer , Dr R. Perala et al.** Lightning and electrostatic charges effects.

La décharge s'initie mieux dans l'hélium que dans l'air : 600 kV/M pour air, 270 pour hélium à 86%, 190 pour hélium à 99%. Le dirigeable attire donc les décharges. Etant dans l'ensemble isolant, il induit plus de risques sur les circuits attachés.

On le protège par des fils conducteurs, un en ligne supérieure pour les petits appareils, plusieurs pour les gros. Important travail effectué aux USA et en Allemagne pour Cargolifter, en 1999-2002. Expériences sur cylindres et maquettes, calculs.

**P.Chabert.** Dirigeables télécommandés électriques. Texte non parvenu.

**M. Tselnikov.** Dirigeables de RosAeroSystem. Texte non parvenu.

## 29 Janvier. Session Besoins, Marchés, Exploitation.

**Ph. Buron Pilâtre.** Parc aéronautique de Chambley-Bussières, projet européen touristique et de compétence.

**R. Giraudon.** Crêneaux pour le dirigeable.

Historique, causes de la désaffection. Avantages pour le transport de charges: hors gabarit,



élimination des ruptures de charge, secours urgence, militaire, peu d'infrastructure. Grand intérêt pour pays en développement.

Problèmes: ancrage, centrage, contrôle de poids.

Trafic mondial : des milliers de  $10^9$  tkm.

Prix des avions : 120 M€ pour Airbus A330 (à vide 120 t soit 1000€/kg, en charge 220 t) ou Boeing 767 (85 t, 175t).

Le projet First trouve un prix de 0,345€/tkm pour 120000 km/an, 0,122 pour 720000 km/an, contre 0,242 (dollars 1993) en Boeing 747(182 t, 272 t), 0,044 €/tkm en semi-remorque 24t, 0,12€/tkm SNCF.

**J. Donnet.** Montgolfières.

**A. Treguilly.** " La Maison transportable". Fabrique des maisons de 50 m<sup>2</sup> à 300 m<sup>2</sup>, actuellement transportées en éléments de 230 à 50 m<sup>2</sup>. Poids 1 t/m<sup>2</sup>. On pourrait gagner 25% du prix de fabrication si on pouvait les transporter en une fois...

**N. Razavi.** Airship Vision International. " Sentinelle des Mers".

Appareil présenté spécialement pour l'action de propreté et sécurité sur mer. Aspects d'organisation, prestations clés en main, en international.

**J.P. Everhard.** Airship transportation in the Netherlands.

Etude de débouchés. Pas grand intérêt pour les dirigeables, à part en vols touristiques.

**J.P. David.** L'association Objectif Base Dirigeable, pour les petits dirigeables ULM classe 5.

Problèmes de hangar, de stockage et retraitement de l'hélium.

**B. Alloir.** Installation d'un pôle aérostatique à Moulins. Les projets.

### **30 Janvier. Session Technologies et projets.**

**D. Costes,** Démarche Liftium. (en fait présenté l'après-midi)

Aspects historiques et techniques, sûreté, options pour les emports de charges, stratégie de développement avec partie expérimentale sur appareils en progression de taille.

**D. Costes,** hélicoptère allégé HAL. (en fait présenté l'après-midi)

Intérêt des grues volantes, concept, calculs, construction, performances, applications, développements.

**E. Hygounenc ( LAAS/CNRS) et al.** Commande d'un dirigeable sans pilote.

Intérêt d'une plate-forme aérienne, choix du dirigeable.

Modélisation : repères, hypothèses dynamiques et aérodynamiques, synthèse du modèle, simulateur de vol, stratégies de vol, de commande.

dirigeable AS500 15 m<sup>3</sup>, L=7,8 m, D= 1,9 m, propulsion vectorisée, Vmax= 36 km/h, CU 3,5 kg

Identification par FLUENT et soufflerie. Pas de résultat d'essai.

**Dj. Boukraa et al,** Laboratoire de systèmes complexes, CNRS Evry Val d'Essonne.

Analyse dynamique d'un dirigeable non-rigide : schématisation, analyse modale...

**S.Theuveny.** Le Voliris-900, 100 CV, biplace, cabine suspendue.

**Ch. Luffman.** "Heavy-lift Transport Aircraft, More than one way to skin a cat !"

Revue des besoins.

Importante revue d'appareils réalisés :

Avions : 747 Freighter décolle à 400 t dont 110 t CU, 110 t fuel, Antonov An-225 à 600 t dont 250 tCU.

Hélicoptères : Mil MI-12 105 t dont 40 t charge intérieure et extérieure.

Hybride Osprey : complexe, dangereux,

Dirigeables: Hindenburg 232 t dont 100 t "disposable" avec 19 t CU, CL75 Air Crane sphérique

120000 m<sup>3</sup> calculé pour tenir par vent de 55 nds, démoli par vent de 68 nds....

Les projets depuis 1950 :

Lenticulaires Pégase, Thermoskyship, mexicain 1986, Thermoplane 93, Ekip 2003...  
Avec ailes : Megalifter 72, Airfloat UK, Dynostat 91, Dynalifter 2003, CL160 avec ailes 2000 Luffman.  
Multicoques : Skycat.  
Coque Verticale = AVEA initial,  
Rotorstats : Piasecki 1974-1986,  
Toroidal Luffman 2003,  
Enveloppes rotatives à axe en Ox, Oy ou Oz...

Présentation de l'Aeroraft Luffman : lenticulaire à moteurs sur la jante, suspendant une cabine de conduite, qui suspend la charge. Faire le prototype pour 10t à 50t, en 3 ans, 20 M€...

Même formule pour un stratosphérique.

Nombreuses références de sites Internet de constructeurs ( par exemple RosAero)

**S. Okaya.** Regenerative fuel cell. Texte non parvenu.

**Masahiko Onda.** Microwave driven airship, laser impulsion.  
Etude pour stratosphériques.

**Masahiko Onda.** Balloon Robot as a stratospheric platform.  
Etude de ballons à cellules solaires, étude de marché.

**S. Rousson.** Projet Endlessflyers de traversée de l'Atlantique sur un 1000 m3 Liftium (Didier Costes).  
L'appareil servira d'abord à valider des innovations sur la forme, la motorisation, le système d'attache et de prise de charge, en vue d'extrapolations jusqu'au grand transporteur. Utilisation en sport, publicité, observation civile, militaire ou scientifique, tourisme. Le "Chien-de-Mer", dérive en bout de câble, permettra la navigation "à la voile". Présentation financière du projet, sponsors recherchés..

A noter fin 2004 : l'évaluation financière a été revue, les expérimentations commenceront avec un nouveau Liftium de 250 m3.

### **30 Janvier. Session Besoins, Marchés, Exploitation.**

**P. Ponomareff.** L'industrie du dirigeable en Europe. Le Chaînon Manquant.

Dans le monde, plus aucun dirigeable ne porte plus de 2 t. La France n'a aucun dirigeable et peu de personnes formées. Pour s'introduire dans ce marché il faut proposer un appareil actuellement manquant mais de faisabilité certaine : le souple portant 5 à 10 t. La Sté Héliion a étudié les marchés, fourni des prestations de télédétection et publicité sur dirigeables importés, et présente le projet DSP 100 : 20000 m3, L=88 m, allongement 4, tare 11 t, 5 à 7 t de CU, PT 20 t, 100 h à 40 nds, V max 75 nds, 710 kW. Capacité de transport et de surveillance maritime.

Budget : pour prototype dessin 60000 heures, manufacture 60000 h, certification 60000 h.  
Salaires 180000 h (à 60 €) 11 M€, approx 11 M€, imprévus 2,5 M€, base 3,5 M€, total 28 M€ en 50 mois. Appareil de présérie : 15 M€ ( pour tare 11 t, 1360 €/kg), amortissement 1,5 M€/an.  
Exploitation 2000 h/an : amortissement 750 €/h, coûts d'opération 2250 €/h, total 3000 €/h.

Particularité : ballastage par hydrogène largable en ballonnets, à 0,5 €/kg, soit un coût de 2500 € pour équilibrer une charge de 5 t. Pour transporter 5 t à 500 km soit 7 h de vol Aller, vol 21000 €, gaz 2500 €, total 23500 €. (près de 10 € la tkm...).

Reste à valider la commercialisation...

**M. Amara,** Université de Pau.

Vers un centre de recherche aérostatique à Pau, et un réseau de recherche.

A Pau, surtout calcul aérodynamique et structurel, matériaux, échanges thermiques.

Fonds documentaire, veille technologique, axes de recherche, recherche de financements, coordination. L'utilisation de petits appareils est évoquée.

**A. de Saint-Sauveur.** Dirigeables et informations météorologiques.

Travail de routage. L'attente d'une météo favorable n'excédera pas trois jours, ce qui est peu par rapport au gain obtenu sur le transport de fret.

**P. Mayet.** La stratégie. Voir le Rapport URBA-2000.

Questions sur la demande, la compatibilité avec la technologie, la dialectique demande-offre.  
Revue des thèmes techniques.

Administration de l'espace aérien.  
Mobilisation des compétences, en réseau, d'abord pour état des lieux scientifique.  
Il faut de l'énergie et de la passion...

**Débat** après communication de P. Mayet.

**D. Costes** : il y a une profusion d'idées, mais le sujet général des dirigeables est bien connu et il n'est pas besoin d'un vaste réseau de compétence pour opérer les sélections nécessaires et lancer des expérimentations en petites tailles.

**P. Mayet**: oui, sélectionner, mais ne pas être trop pressé, laisser des portes ouvertes.

**F. Jouaillec**: France ou Europe ?

**P. Mayet**: relier à conduite européenne de la recherche, mais que la France initie sa propre recherche.

**Th. Garcia** (équipe Babel): Peut-on espérer une structure européenne de formation au dirigeable ?

**M. Chouzenoux**: Le pôle prévu à Moulins pourrait y contribuer.

**Cl. Laburthe**. Pour une réglementation applicable aux dirigeables modernes. Texte non parvenu. Voir les interventions de M. Laburthe.

**O. Benmoussa**. Colis lourds et indivisibles. Non présenté.

**Session Plénière 30 Janvier après midi.**  
**Débat sur la stratégie de développement.**

**I. Tambidore**. Direction des programmes de l'Aéronautique Civile.

Des atouts pour le dirigeable, une demande, mais faible adhésion des industriels, échecs financiers (Cargolifter, Rigid Aircraft Design). Résoudre les aspects de sécurité (givre, rafales, foudre) et les difficultés du pilotage près du sol. Grande fiabilité à démontrer.

Ayant un bon projet, la crédibilité sera apportée par l'approche scientifique des centres de recherche.

**M. Jouaillec**. L'agenda de recherche stratégique, promu par le Conseil consultatif pour la recherche aéronautique en Europe, évoquait l'étude d'avions lourds consacrés au fret et des dirigeables de charge jusqu'à 500 tonnes. Ceci n'a pas été repris par le programme de travail de la Commission Européenne. Pas d'appel à des "projets intégrés" sur le dirigeable, dans le 6<sup>e</sup> programme cadre.

Il essaiera d'obtenir une orientation en ce sens dans le "3<sup>e</sup> appel", par contacts avec le CNRT et des contacts nationaux. Un "appel" peut correspondre à 200 ou 300 M€...

S'orienter plutôt vers des technologies-clés que vers des projets choisis "un peu trop vite".

Au conseil consultatif apparaissent des industriels comme SAAB, Thalès...

**B. Norlain**. On constate une grande diversité dans les approches, mais il faut structurer une stratégie. A quels besoins répondre immédiatement ? Adopter une démarche graduelle.

**G. Hascoët**. Arriver à hiérarchiser les questions, enjeux, étapes, règlements, applications...

L'addition de techniques ponctuelles ne dégagera pas les choses à faire...

**G. Feldzer**. Dans le contexte actuel de manque de crédits de recherche, et pour s'adapter à la spécificité du dirigeable, on pourrait penser à un Centre national de recherche sous forme de fondation défiscalisée.

**E. Quinet**. Les études en coûts et besoins sont difficiles. L'université de Lausanne a travaillé. Oui à une progression en taille mais il y a un seuil pour les modifications des processus de fabrication de objets transportés.

**Débat**

**M. Muffat**: S'occupe du PREDIT (transports terrestres). Le développement du dirigeable devrait joindre le cadre européen (EUREKA, DEFRACO organisme franco-allemand) et aboutir à un dirigeable certifié transportant quelques tonnes.

**G. Grasset**, groupe DLH. Un 100 t pourrait immédiatement séduire, mais il faut d'abord viser 20 t de



CU. En ce qui concerne la réglementation, on pourrait valider la Rég. US, ou TAR, Pays-Bas-Allemagne, et pour le CDN, certificat de navigabilité, adopter l'approche Europe.

I. **Tambidore**: ajouter le règlement anglais.

Cl. **Laburthe**: rappelle bien des difficultés rencontrées en France. Tambidore: les signaler.

G. **Hascoët**: préciser les missions-types avant de fixer les règlements.

J.R. **Fontaine**: travailler à une enveloppe réglementaire.

D. **Costes**: l'approche progressive en taille, à partir de l'ULM, vaut pour la réglementation. Le premier proto ne sera pas cher : 300 €/kg.

J.R. **Fontaine**: en ce qui concerne les besoins, l'étude de Lausanne est instructive.

E. **Quinet**: tenir compte des diverses tailles, les besoins sont variés, la répercussion sur les processus industriels est à voir.

B. **Norlain**: Pour une anticipation par le gouvernement, être pragmatique, d'abord un 20 tonnes et un appareil d'observation.

Cl. **Laburthe**: Faire aussi la réglementation opérationnelle, plus de difficultés en France qu'aux USA. Oui pour un 20 tonnes.

J.R. **Fontaine**: l'aide de l'Etat est normale et nécessaire.

G. **Hascoët** : à côté des crédits pour ferroutage et autoroutes, combien tout de suite pour les dirigeables? 10 MF, 20 MF , ( 1,5 M€, 3 M€) ?

**Godin** (Air Liquide). exprimer les besoins sur 10 ans.

I. **Tambidore**: beaucoup de projets arrivent, on ne peut pas les satisfaire. Encourager des Thèses ?

F. **Jouaillec**: Si le budget DPAC est de 200 M€ en avances remboursables, mettre 1 M€ sur dirigeables, et appel d'offres.

D. **Costes**: Combien demander pour faire sérieux ? 1M€ permettrait des études et un proto 1000 m3.

N. **Razavi**. Il faut 2 à 3 M€ pour assurer des missions de surveillance.

J.R.**Fontaine**: les crédits recherche et missions sont séparés.

S. **Theuveny**: les politiques devraient les voir dans l'ensemble. **Fontaine**: pas possible.

Cl. **Laburthe**: Attention aux frais très importants des certifications.

G. **Feldzer**: on constate une profusion d'allocations à des organismes peut-être inutiles. Oui à une fondation gérant 1 M€/an.

J.P. **David** : intérêt des ULM. **Fontaine**: oui au sportif.

I. **Tambidore**: la réglementation sera plus libérale pour les appareils plus petits.

E.**Quinet**: importance du réseau de recherche et de compétence, en mission continue.

F. **Jouaillec**: tel le réseau indiqué par communication Amara, auquel on peut adjoindre CNRTaé avec CNES, CRNS, ONERA.

**J-R Fontaine**. Conclusions.

Développer une large gamme de dirigeables de transport.

- vers l'humanitaire (grandes catastrophes),
- exploiter les dirigeables existants (observation, surveillance, contrôle, tourisme),
- rassembler les compétences, créer un fonds documentaire, diffuser l'information, trier les solutions,
- amorcer le démarrage selon les méthodes de l'industrie aéronautique.

**Annexe 1**. Texte J.R. **Fontaine** diffusé au colloque : "Time for a global strategy" dans revue Airship, Congrès Cambridge juillet 2002 .

Forte demande latente sur le transport: industrie, pays en développement, humanitaire..

Les blimps n'ont pas atteint la taille des rigides d'autrefois. De nouvelles technologies sont apparues. Des améliorations sont indispensables pour les transports, mais nombreuses propositions. Il faut qu'un audit fasse émerger un concept général, auquel l'Etat devra apporter son appui.

**Annexe 2**. Conclusions personnelles de D. **Costes**.

Ce colloque ne pouvait pas tout traiter ; la matière dépendait des offres de communications. Les discussions ont été intéressantes. On note :

- Les divers concepts restent en compétition : lenticulaires, fuselés, ailes gonflées, semi-rigides...
- pas de remarques sur ce qui différencie le développement des dirigeables (l'hélium fait voler n'importe quoi) de celui des avions.
- pas de remarques sur le fait que la multiplicité des projets émergeant depuis trente ans, non discutés mais subventionnés, certains illogiques, a probablement contribué à la méfiance des décideurs.
- on croit qu'en approfondissant les questions dans des "réseaux de compétence" on arrivera automatiquement au meilleur concept...

- analyse dans certaines communications des emports de charges exceptionnelles, mais pas de discussion technique (sauf peut-être en séances spécialisées, non transcrites), ni financière (grande dispersion des quelques coûts indiqué pour la tonne kilométrique). Une évaluation de prix en transport (Ponomareff, 5 tonnes).
- pas d'apports sur l'expérimentation des innovations,
- plusieurs études mathématiques du vol, et perspectives d'essais sur maquettes,
- la question essentielle des toiles et jonctions n'a donné lieu ni à nouveauté ni à discussion,
- l'approche en tailles croissantes de prototypes est acceptée.
- une bonne étape pour la crédibilité serait le dirigeable chargeant 20 tonnes, déjà mieux que les hélicoptères, mais il n'y a pas eu de discussion sur le marché correspondant ( objets pas très lourds mais encombrants et interdits sur route).





# Colloque AERALL 1994

## "AEROSTAT 2000"



## Analyse des communications au colloque Aérall Octobre 1994

### Session d'ouverture.

Jean-René Fontaine, Président : Bienvenue, remerciements.

Georges Sauerwein, premier président : évocation du passé.

Gérard Garnier, ONERA : organisation du colloque.

### p 27 **Les ballons et leur utilisation scientifique.** P. Aimedieu, CNRS.

Les généralités : instrumentation embarquée pour toutes observations en suivant des trajectoires choisies en altitude : vision dans tout le spectre, prélèvements, analyses, physique de l'atmosphère, physique du globe, magnétométrie, observation des astres, effet des rayonnements sur le vivant, écologie, archéologie, aérodynamique sur objets lâchés, microgravité.

### p 47 **M. Fontaine.**

Résumé de la communication de **M. Nayler** qui n'a pu venir : projection de séquences sur le Graf Zeppelin, les vedettes Zodiac, les blimps US 1941-1945, les ZPG-3W. En 1994 : 25 dirigeables à hélium opérationnels : 17 aux USA, 3 au Royaume Uni, 1 en Canada, Finlande, Allemagne, Japon, Afrique du Sud. Le dirigeable à air chaud de M. Cleyet-Marrel sert à l'exploration des canopées.

Constructeurs : WDL, American Blimp Cy, Twenty One Century Airship au Canada.

Airship Industries a été repris par Westinghouse. Le Skyship 600 a été évalué en 1984-85 par la marine française. En 1987 la US Navy a passé un contrat de 169 M\$ à Westinghouse pour d'abord un prototype, le Sentinel 1000 de 10000 m<sup>3</sup>, qui vole, et ensuite un Sentinel 5000 de 100000 m<sup>3</sup>.

### p 45 **Le ballon cylindrique lobé surpressurisé.** R. Régipa, R&P Development, France.

Variations de pression dans des enveloppes fermées inextensibles devant résister, à partir d'une altitude donnée, aux variations thermiques (60 hPa pour 15°) et aux variations d'altitude dues à des perturbations atmosphériques (10 kPa pour 100 m). On admet un total de 70 hPa soit 350 hPa avec un coefficient de sécurité de 5.

Une sphère de rayon 10 m soumise à 350 hPa donne une tension de membrane de 175 kN/m, un cylindre de rayon 10 m une tension de 350 kN/m. On conçoit actuellement des matériaux résistant en rupture à 200 kN/m, mais les jonctions n'atteignent que 5 kN/m. (?)

D'où les cylindres frettés et renforcés longitudinalement, en périphérie et en interpolaire.

Voir p 377.

### p 53 **L'étoile de la tolérance.** Nersi Razavi, Airship industries

Historique : vers 1980, N.R. attire l'attention de European Ferries (Townsen Thorensen) pour le lenticulaire Thermo-Skyship capable de Paris-Londres en 3 heures avec passagers, utilisant hélium et air chaud. Le coût de développement (stabilité de vol, thermique) a conduit à abandonner ce projet pour un fuselé classique proposé par Airship Development. Fusion des deux sociétés en Airship Industries, développement boursier, enveloppe par Zodiac-Aérazur. Certification, démonstrations du Skyship-500 à Roissy, 1982, au Bourget 1983, puis démonstrations du Skyship-600 avec la marine française, 1985-86. Le nouveau gouvernement en 1986 a mis fin à cette perspective mais plusieurs opérateurs ont utilisé les Skyships.

Contrat 1987 de US Navy à Westinghouse qui a repris Skyship, pour une plate-forme AWACS (Alerte aérienne avancée).

1988 : exploitation d'un Skyship-600 pendant 4 mois pour promenades à partir de Roissy.

1989 : Célébration à Paris du bicentenaire 89, 3 semaines de vol. Les Skyships ont participé ensuite à plusieurs événements internationaux. 450 personnes impliquées. Les problèmes financiers de Bond Corporation ont fait cesser les activités militaires de Westinghouse. Intérêt international sur le militaire jusqu'à la fin de la guerre froide, 1992. Puis désaffection des gouvernements.

Le succès dépendra de : formation de compétences sur le dirigeable, faire opérer un dirigeable sur une grande ville à la fois pour la surveillance et le tourisme, et veille technologique vers le grand dirigeable. La puissance publique doit lancer un "Etat de l'Art" et évaluer les enjeux.

**Projet** : L'Etoile de la tolérance, pour la promotion d'idées généreuses, avec télédiffusion, promotion du savoir. Satellite gonflable polymérisant aux UV pour rigidité et insensibilité aux percements par les micrométéorites. Deux ballons D= 30 m et 50 m reliés par un câble de 2 km, à environ 1250 km de la Terre, entre latitudes 60° N et 60° S, visible à l'œil nu par 99% de la population mondiale.



p 73 **Projet Thermoplane.** L. Ponyaev, Institut de l'Aviation, Moscou ( voir p 291)

Lenticulaire hélium et air chaud, bon contre le givrage. Moteurs orientables. Tore de structure en carbone, stabilisateurs en périphérie. Réalisation de l'AL-40 pour charge de 3500 kg. Perspectives jusqu'à 500 tonnes.

p 75 **Le marché des grands dirigeables.** F.D. Ferguson, Pan Atlantic Aerospace, Canada ( voir p 281).

En vue : charges très lourdes à enlever en vertical. Pour motiver un effort il faut considérer la viabilité technique du programme, le succès sur le marché, l'aspect financier.

En 1986, constat que des ballons  $L=180$  m peuvent emporter une charge de 20 t. Pour  $L=457$  m,  $D=64$  m, charge de 500 tonnes (croissance plus forte que le volume !). Vitesse de croisière 70 à 100 mph ( 112 à 160 km/h). Evaluation avec Federal Express que les bateaux et les camions offrent la ton-mile 0,06 \$, l'avion à 0,45 \$ sur longues distances. Il faut arriver à 0,24 \$, et alors un marché considérable s'ouvre du fait de la suppression des ruptures de charge : 10% des transports !

p 81 **Les conditions de développement de la branche aérostatique de l'aéronautique.** O. Régipa, Aérall/R&P Development, France.

Le développement des avions a arrêté le développement du dirigeable, trop lent, trop peu prévisible, trop difficile à mettre en oeuvre, pas assez rentable. Les structures industrielles sont passées à d'autres sujets. Pour le faire repartir, il faut reprendre la recherche et l'apprentissage technologique, voir apparaître un "concept élégant", tel celui des enveloppes cylindriques lobées tenant la surpression, et mettre en évidence un créneau de marché, un besoin non servi par les moyens existants. Aucun projet sérieux ne pourra voir le jour sans accès à des fonds publics, et sans l'apparition d'un porteur de projet capable de fédérer les compétences. Les apports des dix dernières années ouvrent de nouvelles perspectives.

p 93 **Système BOA, Ballon d'Observation Aérienne.** E. Simeu, M. Juvin, ISAR ( Institut Supérieur d'Automatique et de Robotique, Valence), et T. Poulet, Creat-Technic.

Commande par ordinateur numérique de l'asservissement en position d'un ballon, par un système à quatre câbles et treuils avec capteurs d'efforts en tenant compte des perturbations. Equations et logiques prises en compte.

Les matériels, pour un ballon sphérique de 27 m<sup>3</sup>, l'espacement au sol entre les treuils atteignant 1000 m, 9 kg de matériel embarqué.

p 109 **Airship Ground handling problems simplified through new technology.** R.P. Gibbens, Gibbens and associates, Mass., USA.

Pour l'indispensable maniabilité à basse vitesse, le propulseur cycloïdal, déjà proposé par Boeing dans les années 20, très allégé, pour procurer sans effet gyroscopique un effort orienté sur 360°. Application à un rigide de grand allongement genre Shenandoah, sans empennage, avec 8 propulseurs répartis dans la longueur.

Système d'ancrage au sol, sur une table orientable saisissant l'appareil et l'orientant vers des voies de guidage conduisant à des abris.

p 127 **Etude d'un système opérationnel de dirigeable drone.** Projet collectif Sup'Aéro, Initiation à la recherche Structures, direction M. Fangeau, exposé P. Vitze.

Concept "aile épaisse" (AVEA), verticale, enfermant des récipients cylindriques verticaux. On étudie le pilotage vertical par transfert de gaz entre des "réservoirs" (plus forte pression, plus faible volume) et des "ballons" à volume variable (qui peuvent n'être pas entièrement gonflés). Il semble qu'on n'envisage que des variations assez faibles de pression, de l'ordre de 10000 Pa, la force aérostatique totale étant donc peu variable, réglée par transferts entre récipients à pressions différentes, par surpresseurs vers les réservoirs. Les "ballons", en région centrale, résistent à 10000 Pa au plafond où l'appareil se stabilise. Les réservoirs paraissent plus résistants.

La forme voulue en section horizontale est l'ellipse. Il est indiqué que la rigidité des ballons en surpression permet de maintenir l'assemblage vis-à-vis des efforts latéraux. Cependant, les ballons centraux n'étant pas toujours sous pression, des raidisseurs mécaniques semblent nécessaires.

Les essais en soufflerie, pour des maquettes (dimensions non indiquées) à 3 réservoirs cylindriques soit nus, soit profilés en ellipse par habillage, montrent un  $C_x$  (la surface de référence n'est pas indiquée) variant entre 1,1 et 1,4 en nu et 0,6 et 1,3 en profilé. Ces essais ont été réalisés au premier régime ( $Re < 10^5$ ). A noter que (Rebuffet), vis-à-vis de la surface frontale, des mâts profilés ont au premier régime des  $C_x$  de l'ordre de 0,15 en allongement 3,3 et de 0,4 en allongement 2,34, contre 0,05 et 0,065 au second régime... La traînée augmente de façon importante avec l'inclinaison du ballon (surprenant, comment sont les formes d'extrémités ?). Pour



l'appareil à la verticale, on adopte  $C_x=0,4$ .

Projet de drone : hauteur 21 m, ballon central  $D=4,4$  m, 2 réservoirs  $D=3$  m, volume 620 m<sup>3</sup>, corde 10,5 m, treillis carbone, masse enveloppes 120 kg, nacelle et moteurs 300 kg (avec structures externes ?),  $C_x$  théorique en bidimensionnel second régime 0,094, deux moteurs de 32,5 kW, un en haut, l'autre en bas, gouvernes derrière les moteurs, 50 km/h, transferts pour 10000 Pa, pour le pilotage vertical.

**p 141 Navigation au vent des dirigeables et planeurs par "Chien-de-Mer". D. Costes**

Aile crochant dans l'eau, attachée par câble à un engin aérien ou à un mât de bateau, stabilisée par réactions sur l'eau et par un empennage immergé ou hydroplanant, amphidrome pour tirer des bords au vent. Historique, performances (finesse de l'ordre de 10, vitesse 20 à 30 nds), projets.

**p 149 Ballons haute altitude mis en oeuvre automatiquement à partir d'un largage avion. J. Evrard, P. Maurois, C. Tarrieu, A. Vargas, CNES Toulouse.**

Etudié pour missions terrestres ou martiennes. Ballon cylindrique en Mylar 6 microns à fonds plissés se rejoignant sur une poutre interpolaire, faible surpression de plafond (100 Pa). Séparation pyrotechnique entre ballon et parachute en fin de gonflage hélium. Une gaine polyester se déchire en cours de gonflage. Essais terrestres : lâcher à 7500 m, montée à 35000 m, volume 41000 m<sup>3</sup>, masse totale 3800 kg, au crochet 250 kg. Trajectoires altitude-temps sur 30 jours, avec variations journalières.

**p 159 Introduction to a hybrid "flying machine"**  
Délire.

E. Judson, Balopod inc.

**p 163 Analyse de mission de l'aéronef allégé de cabotage. F. Winisdoerffer, L. Grapin, M. Pinel, "Phileas-le dirigeable", et P. Balaskovic, ASLAB**

Croissance rapide des besoins en tourisme, d'où transit aérien de site à site par dirigeable. On envisage 8 passagers, 1 pilote, croisière à 150 m du sol, 90 km/h,  $V_{max}$  120 km/h, VTOL, campements sur sites non préparés. Voir p 227.

**p 175 Bulle d'orage, J.P. Domen.**

Montgolfière à mélange air et vapeur d'eau, chauffage solaire ou infra-rouge du sol.

Rappels de météorologie : analogie aux cumulus, où la masse d'air refroidit moins vite dans son ascension que l'air ambiant, du fait de la vapeur qui se condense en gouttelettes. On étudie le comportement adiabatique d'une bulle soit sèche (refroidissement 9,77°K/km contre 6,5°K/km dans l'atmosphère, stabilité en altitude) soit humide (refroidissement 3,8°K/km, instabilité). Si le volume est constant, avec vidange en cours de montée, la portance augmente. Si la quantité de gaz est constante, phase où le refroidissement est voisin de celui de l'atmosphère, portance constante, puis plénitude et vidange.

Programme numérique pour prendre en compte l'échange thermique à la paroi. Un ballon chargé à 30 g/m<sup>3</sup> avec paroi noire a atteint une altitude de 18000 m. Les essais sont à poursuivre.

Les températures de paroi peuvent varier de 260°K à 430°K dans la stratosphère. On utilise actuellement un simple polyéthylène mais on pourra trouver de meilleurs matériaux. L'air saturé pour remplir au départ est obtenu par pulvérisation d'eau sur un tapis de flammes. Potentialité des tours de refroidissement des centrales thermiques.

Une application : monter un engin à statoréacteur jusqu'à 35 km, pour qu'il puisse prendre sa vitesse 500 m/s en tombant à 15 km, revenir en stato à 35 km, 1800 m/s, ensuite démarrage des étages à fusées.

**p 195 Etude d'un système hybride de ballons aérostatiques à effet cerf-volant : Capthor.**

Chr. Dumaz, Altran Technologies, Paris.

L'Aérocyl : deux ballons cylindriques à liaison interpolaire, reliés en V avec nappe textile formant cerf-volant, dont la portance permet un maintien en position voisine de celle de l'aérostat sur son câble sans vent. Calcul aérodynamique approfondi. Missions de surveillance jusqu'à de fortes charges.

**p 207 The evolution of the convertible unmanned airship Sass-lite . J.H. Boschma, Applied Reseach Associates, Alabama.**

Sass Lite = Small Aerostat Surveillance System, Low Intensity Target Exploitation. Dirigeable télécommandé ou captif, enveloppe au choix 350, 454, 616 m<sup>3</sup>, rayon d'opération 100 km en télécommandé, 500 km en autonome au GPS. Charge utile 36 à 180 kg selon enveloppe. Câble pour captif : 300 m en Kevlar, permettant le déplacement sur un véhicule à 15 km/h. Vent limite : 25 nds en vol libre, 50 nds en amarrage. La conversion autonome-captif s'effectue en deux heures. Le moteur propulsif s'attache sous la nacelle. Pour arriver à 25 nds en vol captif, il faudra accroître les empennages Il a été utilisé pour les prises de données lors d'essais



d'armes, mais il y a de larges perspectives pour l'observation environnementale et la publicité.

**p 215 Aerodynamic behaviour of a rubsonde with sensor ballon.** P. Menut, H.C. Boisson, G. Charnay (Institut de Mécanique des fluides de Toulouse), J. Barat, C. Cot (CNRS Verrières), J.P. Schon (CNRS Saint Etienne).

Pour mesurer les conditions atmosphériques avant un départ de fusée Ariane, on utilise des ballons sondes dont le nouveau type "rubsonde" a été étudié avec le CNRS. Le ballon cylindrique, (hauteur 5m, diamètre 1,65 m si dessin à l'échelle), porte par un câble de 5 m une sphère réfléchissante et le GPS, puis le câble.

Il faut limiter les mouvements aléatoires pour accroître la précision des observations. On a étudié en soufflerie l'oscillation du sillage avec transition de trainée pour  $Re = 10^{-5}$  (cylindre) ou  $Re = 2 \cdot 10^{-5}$  (sphère), les perturbations s'accroissant avec l'altitude et donnant lieu à des oscillations de sillage. Texte et figures peu explicatifs.

**p 227 Opération Philéas, Etudes préliminaires.** P. Balaskovic, ASLAB

(voir p 163) Pour les performances requises, les options de base sont : propulsion vectorielle à 4 moteurs basculants, atterrisseurs par coussin d'air et ventouse d'amarrage, carène pseudo-lenticulaire, structure rigide, empennages descendus touchant le sol à l'amarrage, compensation par lest d'eau, vol lourd en portance aérodynamique, pilotage assisté par ordinateur. Pour une charge embarquée de 3,5 t, masse à vide 4,5 t, volume 9000 m<sup>3</sup>, L=30m, l=20m, h=10m, surface projetée 307 m<sup>2</sup> (pour ces dimensions, qui ne correspondent pas au plan figuré, le volume de l'ellipsoïde serait de 3142 m<sup>3</sup> et la surface en plan de 236 m<sup>2</sup>...), puissance 450 kW.

Deux figures montrent le projet Boeing "Helipsoïde", longueur 142,65 m, largeur 79,25 m, hauteur 34,75 m, 4 moteurs à rotors d=12 m, atterrisseurs sur roues, empennage bidérive non décalé.

**p 237 Airship operational considerations in developed and undeveloped areas.** W.H. Arata et J.F. Ware, Airship Development Corporation, California.

Au stade de la certification, respecter "FAA Airship Design Criteria" FAA-P-8110-2 revised July 24, 1992, en ajoutant des astreintes sur les essais dans différentes conditions climatiques, des définitions de missions répercutées sur les manuels d'opérations et check-lists, des procédures sur les matériels au sol.

**p 245 Procédé unifié de propulsion-pilotage des dirigeables en annihilation de poussée latérale des vents et autonomie de lestage.** C. Bigotte.

Propulsion par jets d'air prélevés sur une conduite axiale à partir d'un générateur de proue, avec action de chauffage sur les ballonnets d'hélium. Une partie de l'air est reprise par un propulseur arrière. On peut utiliser une conduite axiale ou deux latérales.

**p 257 Le gonflage en vol des ballons stratosphériques.** J. Villaeys, CNES Toulouse.

Pour l'altitude 50-55 km il faut de très grands ballons (2,3 Mm<sup>3</sup>) en polyester de moins de 6 microns. Un ballon pilote sert de tracteur et de réservoir pour un gonflage progressif. Le ballon pilote, cylindrique fretté (R. Régipa) 1240 m<sup>3</sup>, h=21 m, D=8,8 m, transfère entre z=8,6 km et 13,4 km puis est largué. Frettage par cerces de Dynecma SK60 tenus par une housse, sur une enveloppe à 0,14 kg/m<sup>2</sup> anisotrope et élingue polaire, extrémités serrées par mâchoires, pression et poids non indiqués.

**p 281 The large cargo Airship.** F.D. Ferguson, Nord-Am Research/Pan Atlantic Aerospace Corp., Canada. Plus semble-t-il une présentation de M. Wehrle sur le pilotage, texte non fourni.

Train de ballons cylindriques surpressurisés genre Régipa, ou "modules", par exemple un en avant, 4 intermédiaires, un en arrière, longueur totale 457 m, diamètre 61 m, L/D=7,5, volume 1,11 Mm<sup>3</sup> dont ballonnets 20%, 4 moteurs 3150 kW sur l'avant à orientation de poussée, croisière 66 nds, Vmax 82 nds, altitude croisière 300 à 1000 m. Modules reliés par des "articulations" avec reprise des moments par le contact des modules gonflés et par des câbles élastiques les reliant deux à deux.

**p 291 The Thermoplane LTA new russian project : ALA-40 test model, etc.** Y. Ishkov, Y. Rizhov, L. Ponyaev, Moscow Aviation Institut.

Référence à des projets lenticulaires (disk-shaped) : au Mexique MLA-32-A/B Toluca, UK Skyship, France Atlas. Avantages : fixation au sol indépendante du vent et sans mât, plus faibles taille et poids, meilleure répartition des efforts. On veut un appareil adapté à la Sibérie : vents forts et changeants, longues périodes de froid, peu de bases développées, besoin de transports lourds. La partie centrale de la lentille remplit d'hélium ou d'hydrogène porte le poids à vide, le reste, en air chauffé par les turbomoteurs, porte la charge. Charge 500 t avec un diamètre de 200 m alors qu'il faudrait une longueur de 700 m pour un fuselé (évidemment faux). Construction en composite et carbone. En avant, une large aile porte moteurs et gouvernes, en arrière extension pour



empennages.

Construction en 1991 du prototype ALA-40 diamètre 40 m, sans l'aile avant, 4 moteurs en périphérie, tests (au sol ?) pour des vents jusqu'à 14 m/s, entraînement des personnels. Construction en cours d'un second (rupture du premier ?).

Revue d'utilisations pour le 600 t. Recherche de partenaires étrangers.

**p 301 Evaluation spécifique des matériaux pour ballons.** C. Sablé, CERT-ONERA Toulouse

Matériaux d'enveloppes souples : rechercher des produits de consommation courante ayant faible masse surfacique, souplesse, résistance, étanchéité, propriétés thermo-optiques adaptées (transmission, réflexion, absorption), résistance à l'environnement, capacité à être assemblés. Description des appareils d'essai pour les projets CNES.

Projet martien : polyester 6 microns pour des pressions de quelques hPa et jusqu'à -100°, projet Venera 200 g/m<sup>2</sup> pour 1000 hPa, 100°, acide sulfurique. Ballons terrestres : polyéthylène pour plus de 1 Mm<sup>3</sup>, aluminisés pour montgolfières infra-rouge, films renforcés pour ballons pressurisés.

**p 315 Matériaux nouveaux chez Dassault Aviation.** G. Servolle.

- Alliage aluminium-lithium : pas de suite.

- Alliages de titane : technologie satisfaisante pour grandes séries.

- Composites carbone-kevlar : 1/4 de la masse de structure sur Rafale, et utilisations hors aéronautique.

Planches montrant les parties réalisées sur divers appareils.

**p 329 Dyneema yarns, ropes and fabrics : application in balloons.** M.J.N. Jacobs, W. Hallmann, Fachhochschule Aachen.

HPPE : high performance polyethylene fiber. Polyéthylène à molécules hautement orientées : Dyneema, Spectra. 970 kg/m<sup>3</sup>, résistance 3,1 GPa (316 kg/mm<sup>2</sup>), module 97 GPa, elongation 3,6%, fusion à 142°, IV résistance > 2 ans, friction 0,07.

Propriétés de tissus :	g/m <sup>2</sup>	110	220	440	880	1760	3520
Rupture	kN/m ou kg/cm	90	120	160	230	320	450
Elongation	-	-	-	- 8%	-	-	-
Propriétés de filins	diamètre(mm)	2	4	6	8	10	12
	masse g/m	1,6	6,1	15,2	24	39	48
	rupture kN	2,6	10,4	25	37	55	75

Utilisations : gilets pare-balles, filets de pêche, pneus, câbles de marine, voiles,...

Pour les enveloppes de ballons, rappel historique :

1878 Giffard diamètre 36 m : coton caoutchouc 2,83 kg/m<sup>2</sup>,

1910 coton caoutchouc, épaisseurs à 45°,

1913 coton laminé avec baudruche

1925 rigides : en peau, coton imprégné d'acétyl cellulose plus aluminium, 110 g/m<sup>2</sup>, ballonnets : coton-baudruche.

1985-1994 : coton remplacé par polyamide (Nylon, Perlon) ou polyester (Dacron, Diolen), enduction polyuréthane ou polyéthylène chloré ou caoutchouc au silicone, 180 à 550 g/m<sup>2</sup> en multicouche, perméabilité hélium 0,5 à 2 l/m<sup>2</sup>.j. Tedlar anti-UV.

Arrivée du Dyneema pour les ballons ? Des tissus à enduction laminée ne sont pas encore proposés, des solutions restent à trouver. Les adhésions sont difficiles. Pour les jonctions, le cousu-collé a permis d'arriver à 200 kN/m, et le collé à 16 kN/m.

**p 345 Capteurs sur ballon captif pour la surveillance du territoire.** D. Larrignon, Dassault Electronique.

Antériorités militaires de la détection par ballons captifs. Dans les années 80, réseau de radars embarqués sur frontière sud des USA, pour détecter les engins volant très bas, la portée ne dépassant pas quelques dizaines de km. Intérêt en défense des frontières, contrôle de trafic, surveillance maritime.

On envisage une altitude de 3000 m, avec horizon radio à 200 km. Pour un capteur radar, les engins à détecter sont caractérisés par une surface équivalent minimale de 1 m<sup>2</sup>, avec cadence minimale 10 s en surveillance aérienne, 1 minute en surveillance terrestre, 10 minutes en surveillance maritime, mais 1 s pour les missiles surface-air. D'où des systèmes d'antennes à balayage électronique pointant des faisceaux dans une trame de veille, avec entrelacement de types d'ondes spécifiques. Détails qui ne sont pas résumés ici. De même pour les capteurs en infra-rouge.

Un ballon captif de 10000 m<sup>3</sup> peut emporter 1825 kg de capteurs, 160 kg de moyens complémentaires, 1500 kg de câbles d'alimentation 20 kVA et fibre optique. On peut prévoir sur la France un maillage de 11 ballons.



p 361 **Mesure de vent à distance et de vitesse air par anémométrie à laser.** J. Mandle, Sextant avionique, Valence.

On utilise la rétrodiffusion de la lumière sur les aérosols naturels dans l'atmosphère, l'effet Doppler décalant la fréquence. Description des méthodes et des appareillages.

p 377 **La mécanique aérostatique et ses implications architecturales.** R. Régipa, R&P Development, Labège, France. voir aussi p 45.

Présentation minutieuse des principes de l'aérostatique. Le cylindre aérostatique est annoncé comme stable en vertical mais on ne mentionne pas l'effet de la plus grande dilatation au sommet : en section constante il devrait se rapprocher de l'horizontale puisque, dans l'air moins dense en haut, la flottabilité est inférieure. Calcul de forme pour des enveloppes élastiques de révolution, restant verticales. Pour construire un cylindre, on est limité par la résistance des jonctions longitudinales, soit 25 kN/m au maximum ( page 329, 200 kN/m...), d'où le frettage par Dyneema enroulé. Pour la tension verticale due aux fonds, liaison interpolaire par câble, et câbles externes. Les lobes et cette liaison sont liés aux extrémités à des "bavettes" en entonnoir, au moyen de mâchoires non divulguées, tandis que les câbles externes se rejoignent.

Assemblage de tels cylindres en "aile épaisse verticale" dont les structures rigides haute et basse sont maintenues par les cylindres avant et arrière "réservoirs" qui restent sous pression d'hélium. Les cylindres intermédiaires remplis d'hélium peuvent être dégonflés partiellement pour descendre, avec refoulement d'hélium vers les réservoirs. A notre suggestion peut-être, ils seront plus tard remplacés par des cylindres toujours sous pression, contenant une vessie d'hélium entourée d'air, tous les cylindres fonctionnant alors de même en ne faisant agir les surpresseurs que sur de l'air...

p 395 **Non linear membrane finite-element analysis for lightweight structure envelope design.** F. Muttin, C. Adès (Ecole d'Ingénieurs en Génie des Systèmes Industriels, La Rochelle), P. Cousin, P. Pallu de la Barrière, Centre de Recherche pour l'Architecture et l'Industrie Nautique, La Rochelle.

Programmes de calcul pour la déformation des voiles de bateau. On utilise, à partir des équations d'équilibre, la méthode implicite ou de Newton, en approximations successives sur les positions, ou la méthode explicite en dépendance du temps, avec les forces d'inertie. Pour des voiles réelles, la méthode implicite se révèle plus rapide. Elle est applicable aux enveloppes de ballons.

p 405 **Etude de la méthode des éléments finis prépositionnés.** S. Venel, CNES

Cas simple (deux dimensions) de l'équilibre d'une enveloppe souple de révolution. Les approximations successives paraissent correspondre à la méthode implicite.

p 411 **R&D pour le renouveau du dirigeable.** Claudius Laburthe, Airbus Industrie

On ne dispose ici que des titres.

Leçons du passé : Les solutions existent, pas d'invention inutile ! Les grands dirigeables posent un problème difficile de structure. L'atterrissage par vent nul pose un difficile problème de pilotage (?).

Y-a-t-il un marché ? : Le marché du transport est trop dur. Le pouvoir de fascination de l'aérostat ouvre le marché des loisirs. Les besoins en observation, surveillance, relais, croissent de façon rapide.

Quelle formule d'aérostat ? : Le marché demande des masses peu variables. La carène classique suffit. Souple ou rigide, faux débat.

R&D nécessaire ? : Seul problème dur : pilotage par vent nul. Nécessité des gouvernes latérales à l'avant.

Dimensionnement idéal défini par l'amarrage. En outre, probable nécessité de piloter le mât.

Conclusion : Il y a un marché pour les missions à masse quasi constante. Les machines se définissent avec une forme conventionnelle avec des gouvernes à l'avant. Il faut développer un mât mobile et adaptatif...

Remarque : pas de prise en compte des rotors basculants ou verticaux.

p 421. **Synthèse des sessions parallèles.**

**Claudius Laburthe** : salle du bas. 3 groupes de communications.

1<sup>er</sup> groupe : une communication concernant les opérations des dirigeables actuels. Texte non communiqué. Un pilote ( P. Ponomareff ? ) a indiqué que les machines actuelles sont trop lentes ( 80 km/h ) vis-à-vis des vents en Europe. Il faudrait 100 km/h et une tenue au mât en cas de tempête. Problème du pilotage à l'atterrissage par vent nul : la lame d'air chaud au sol est déstabilisée par l'arrivée de l'engin, qui s'échappe vers le côté. Problème du choix des toiles, parfois choisies trop fines et non résistantes à l'usage. Il faut qu'elles durent 5 ans (Goodyear).

2<sup>e</sup> groupe : les concepts de dirigeables, les formes, les missions. Les projets montrent des formes parfois instables, le meilleur compromis réside dans la forme traditionnelle. Dans ce colloque, la compensation de charge n'a pas été traitée (contesté par R. Régipa).



3<sup>e</sup> groupe : les technologies. Nouveauté extraordinaire de la Bulle d'Orage. Techniques de calcul. Mesures et capteurs.

**Madame Romero.** Autre atelier, sur les projets et opérations.

- Les missions :

- M. Aymedieu, p27 : observation détaillée du milieu et du sol, des côtes.
- M. Arata, p237 : la réglementation et les conditions de marché, notamment en pays sous-développés.
- M. Poulet, p93 : stabilité des petits captifs.
- M/M. Winisdoerfer et Balaskovic, p163 et 227 : transport de personnes.
- M. Costes, p141, introduction au sport.

- Les opérations : on cherche à surmonter leurs difficultés.

- couplages entre appareils, largages, drones : C. Tarrieu (p149), P. Vitze (p127), E. Judson (p159..!)
- gonflage en vol : J. Villaeys p257
- pilotage : C. Bigotte p245, M. Wehrle p281
- amarrage, manipulation de charges : F.D. Ferguson p281 (pas dans le texte), Y. Ishkov (p291)

Beaucoup de motivation et de passion.

**Discussion :** M. Powell, Defense Research Agency, UK. Aurait souhaité des informations sur la vitesse des dirigeables, sur les intempéries admissibles, le pesage (revenir lourd ou léger ?), la certification avec les impératifs de lestage.

**D. Costes.** Souple ou rigide ? Question essentielle pour les grandes tailles, non traitée.

Le dirigeable doit être un bon captif : comment ?

Pilotage vertical en approche lente: gouvernes à l'avant ( ou rotors verticaux).

Stabilité: Ballons verticaux de M. Régipa, ou fuseaux horizontaux de M. Laburthe (qui a raison).

#### p 429 Préparation de la **Table ronde.**

**J-R. Fontaine :** Séparation en deux groupes de discussion sur les voies et moyens pour le développement du dirigeable. Message préalable : tenir compte des exigences de l'utilisateur; par exemple après l'essai du Skyship-600 par la Marine, qui a souhaité un engin plus rapide, un pilotage plus automatisé, plus de stabilité... Et les dirigeables doivent s'insérer dans la circulation aérienne. Enfin, qu'il soit économique, compétitif.

Le dirigeable a le droit d'être partie prenante au monde aéronautique, de bénéficier d'une recherche soutenue par les Etats, comme les avions. Pour cela, il faut prouver la faisabilité technique dans le cadre d'un programme complet. Qui le mènera ? Et comment dégeler les décideurs ?

**O. Régipa :** Questions.

- Quel créneau d'utilisation prioritaire ? civil ou militaire ? Surveillance ? Levage ou transport lourd ?
- Poussée technologique. Orientations de R&D ?
- Financement. Qui ?
- Conquête de l'opinion. Opinions de qui ?

**M. Cleyet-Marell :** ne pas oublier les dirigeables à air chaud. Accord de M. Fontaine.

#### p434 **Table ronde.**

Participants : O. Régipa, Amiral Robillard (Dassault Aviation), Serge Antoine, M. Cheret DGA, M. Garnier ONERA, M. Westerholt (Siemens), Gérard Felzer (Aéroclub de France), Claude Müller (EdF).

**O. Régipa.** Résume la discussion de l'atelier présidé par M. Antoine :

- constitution d'un réseau des personnes motivées : messagerie Internet ?
- difficile de faire bouger les organismes comme Banque mondiale, ONU, Unesco. Lobbying.
- bien identifier des besoins économiques et centres d'intérêt : transport lourd, environnement, économie d'énergie, déminage... avec coûts, stratégies, données pertinentes. Groupe de travail permanent orienté marché ?
- Créer une image favorable. Promotion par images virtuelles.
- Resserrer les liens avec d'autres organismes, AIA, Airship Association...Elargissement d'Aérall.
- Centre International pour la certification.
- Réseau Européen de recherches, exemple Eureka.
- Créer un Compagnie de valorisation.

M. Antoine ajoute l'intérêt pour les engins sans pilote.

**Claude Müller.** Résume l'atelier présidé par Gérard Feldzer.

Pas de certitudes, des pistes.

Sur le marché, pas de créneau évident, les besoins sont satisfaits partiellement. Noter l'exploitation dans les zones sans infrastructure permanente, le tourisme de croisière, les manifestations médiatiques, l'humanitaire (hôpital volant).



Complémentarité avec moyens existants, particulièrement la surveillance maritime.

En R&D, ne rien écarter des pistes identifiées (?). Aller du petit vers le grand.

Devoir de synthèse sur les connaissances, mais il faut implication de l'Etat : accompagnement fiscal ou financier. Pédagogie, communication vers l'administration et le public. Prouver qu'un dirigeable peut exister au quotidien. Utiliser le sponsoring.

## Discussion.

**Gérard Feldzer** : pour une structure permanente, Aérall pourrait être accueillie par l'Aéroclub de France ou l'Académie de l'Air et de l'Espace.

**C. Theuveny** : le sponsoring s'appliquerait à un concours de petits dirigeables.

**M. de Cayeux** : monte une exposition sur les dirigeables et souhaite un large partenariat.

**P. Balaskovic** : Le dirigeable doit se poser et rester au campement sans personnel au sol, sinon les décideurs ne suivront pas.

**M. Chéret**, DGA. Réactions personnelles :

- ne pas s'illusionner sur les organisations internationales.
- l'Union Européenne ne finance qu'en partie, il faut une contribution des demandeurs.
- Il n'y aura d'argent que s'il y a un marché.
- sponsors : la Coupe de l'America rassemble des budgets énormes pour la gloire.

**M. Serge Antoine** :

- accord sur le scepticisme vis-à-vis des organisations internationales.
- lancer un groupe qui avance la définition des créneaux, en cherche les interfaces possibles, et définisse l'objet vendable. Pour lancer cela, un budget important n'est pas nécessaire, nous pouvons nous cotiser.

**M. Garnier**, ONERA. Bonne acceptation des projets en coopération, exemple HELIOS.

**O. Régipa**. Bruxelles recherche des initiatives vers des activités très commerciales. D'autre part, la Coupe America est une recherche du plaisir, et un projet aérostatique risque d'avoir moins de succès.

**J-R. Fontaine**. Aérall et Airship Association n'ont pas de moyens, mais on peut examiner un renforcement européen.

**J. Roux** : ne pas oublier l'OMS, Organisation Mondiale de la Santé. Le Conseil National des Ingénieurs et Scientifiques de France (20000 membres) pourrait accueillir les infos dans sa Revue.

**N. Razavi**. Le Skyship-600 et son évaluation opérationnelle en 1986 ont été financés par la Direction Energie de la Communauté Européenne.

**G. Feldzer**. La FAI, Fédération Aéronautique Internationale, a déjà une commission Ballons. Certaines commissions ont créé des organisations scientifiques et techniques internationales, par exemple pour le Vol à voile. L'Aérall en a l'opportunité.

**M. Westerholt**, Siemens. Sur les dirigeables de grande taille : analyse des besoins qui ne peuvent pas être satisfaits par les moyens actuels, solutions techniques, contacts internationaux.

**M. Fontaine**. Transport par exemple de maisons préfabriquées. La consultation des utilisateurs est à poursuivre. Le transport de charges lourdes indivisibles libérera les moyens de transport de surface et générera de nouvelles activités. Ceci doit être proposé aux services publics.

## Motion

**J-R. Fontaine**. Il faut interpeller les responsables de la recherche pour leur demander un audit technique général du plus léger que l'air. Rassembler les experts, suivre les règles en usage dans l'aéronautique et dire les programmes de R&D à mettre en oeuvre, avant décision par les pouvoirs publics et les industriels.

**M. Garnier**. D'où projet de motion, pour un audit technique suivi de la création d'une commission qui pourrait déboucher sur un GIE. La commission devrait rassembler la communauté scientifique intéressée, fédérer les compétences et les moyens sans dupliquer les études, évaluer les applications potentielles, impliquer les responsables étatiques. Motion à diffuser aux ministères et industries.

**M. Servolle**. Une coopération internationale est difficile à réaliser. Limiter à quelques pays.

**M. Costes**. Audit sur marchés ou moyens ? Il faut se concentrer sur la technique car on devra rapidement sélectionner. Mais comment ?

**M. Fontaine**. D'abord recenser ce qui a été proposé, puis en faire la critique. Dans certains domaines, travail approfondi pour rendre viable. Dans d'autres, choisir, et conclure en faisabilité. Nos organismes de recherche en sont capables. Mais faire aussi appel à des experts internationaux.

**M. Chéret**, DGA. Auditer sur une technique à venir n'est pas facile. D'autres moyens de transport sont parvenus à des innovations majeures sans l'aide des gouvernements. Il faut de toutes manières évaluer les dépenses de développement et de fabrication.

**M. Ferguson**. Canada (voir p281) C'est le marché qui va entraîner la recherche. Pour les avions, les coûts de R&D sont très élevés car il n'y a pas de marge d'échec acceptable sur les composants. Pour les

dirigeables il y a la portance aérostatique et la portance aérodynamique, les marges sont plus larges, cela se rapproche de l'automobile.

**M. Razavi.** Il y a dans le monde une grande diversité de projets, en concurrence, et qui se neutralisent par leurs critiques. Il faut s'organiser pour dire quels projets ont des chances, et ensuite les proposer à l'Etat ou à des sociétés.

**M. Fontaine.** Présente son projet de motion, qui est voté à la quasi unanimité.

**Motion :** Le Colloque Aérostat 2000 émet le vœu :

1. d'un audit technique général selon les normes en usage pour les programmes aéronautiques, avec la création d'une Commission internationale d'étude pour :

- définir des domaines de coopération entre les diverses équipes,
- assurer la fédération des compétences et des moyens,
- évaluer les applications potentielles,
- impliquer les responsables étatiques.

2. que les autorités de tutelle informées par cette motion confient la création de cette Commission à un organisme officiel reconnu.





## FICHES PROJETS





## Projet Airfloat de E. Mowforth

Analyse du document "A Design Study for a Freight-Carrying Airship", E. Mowforth, Univ. of Surrey. Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, March 1971.

Cet article éclaire diverses questions relatives au dirigeable transporteur de charges.

### 1. Introduction.

Diverses études sont en cours pour des appareils transportant jusqu'à 500 tonnes à des vitesses de 148 à 185 km/h, dont en UK les projets Cargo Airships Limited et Airfloat Transport Limited. Ce dernier aurait un volume d'hélium de 850000 m<sup>3</sup>

### 2. Basic Airship Performance.

Pour apprécier les problèmes, on prend en référence un "basic airship" de longueur valant 5 fois le diamètre max, et d'une capacité possible d'hélium valant 85% du volume externe de carène. La surface d'empennage vaut 15% de celle de la carène. Le poids propre est supposé à la moitié de la portance aérostatique au niveau de la mer. On adopte l'atmosphère standard et l'hélium est à la température ambiante. On ne prend pas en compte la portance dynamique et la traînée est celle du frottement. Le C<sub>x</sub> est pris à 0,002 en unités anglo-saxonnes ft-lb, ce qui nous paraît correspondre à 0,022 en unités métriques. valeur réaliste. Efficacité propulsive 85% (très grandes hélices ?), consommation 0,31 kg/kWh.

- Fig 1= autonomie en air calme à 100 nds avec charge de 100 tonnes, volumes gaz de 0,283 à 1,42 Mm<sup>3</sup>, altitude de croisière de 0 à 5000 m. Exemple : appareil de 565000 m<sup>3</sup>, à 1000 m, 11000 km.

- Fig 2= autonomie en air calme à 1500 m selon volume gaz et autonomie. Exemple : 300 tonnes, 8000 km, 1,2 Mm<sup>3</sup>.

### 3. Modes d'utilisation.

"Long range" = surtout les 5600 km de la traversée transatlantique donc 8000 pour couvrir le risque de vents contraires. "Short range" = moins de 2400 km.

- Fig 3= effet des vents contraires, pour vitesse propre 100 nds.

Sur un appareil de 1,13 Mm<sup>3</sup> à 100 nds en "long range" la consommation limite la charge payante à 250 t, 290 t à 80 nds. On pourrait atteindre 350 t sur des trajets beaucoup plus longs grâce à une propulsion nucléaire donnant elle-même une surcharge de 50 t (pas de précision sur le moteur).

Il faut ajouter le levage de la charge sur une hauteur de 60 m, avec les renforcements de structures pour les concentrations de charge. On arrive en propulsion traditionnelle à plus de 1,6 Mm<sup>3</sup> pour la charge de 400 tonnes.

En short range, les 1,13 Mm<sup>3</sup> permettent le transport de 400 t à 90 nds. Pour les charges indivisibles un 0,85 Mm<sup>3</sup> à 100 nds transportera 300 t sur 300 km, 280 t sur 1600 km : intérêt pour les grands composants industriels. C'est la proposition Airfloat Transport Ltd.

### 4. Propulsion.

Il faut disposer de grands propulseurs à basse vitesse. Le nucléaire : plus tard. La turbine à gaz : disponible, mais à haute consommation spécifique, ce qui a moins d'inconvénient en short range. Le diesel : restera 2 fois plus lourd que la turbine. Envisager une solution mixte (Nomad).

- Fig 4= puissance requise selon vitesse. Une incidence de 5° l'accroît de 25%, mais la portance créée n'est pas indiquée.

- Fig 5= miles par tonne selon motorisation et vitesse.

- Fig 6= Range-payload à 1500 m selon motorisation.

La sustentation par rotors est nécessaire pour les manoeuvres. On prévoit 6 propulseurs Tyne 21 dont 4 basculants, chacun de 4500 kW avec hélice de 7,6 m pour une force verticale de  $\pm$  ou - 11 t et un poids individuel, fixations comprises, de 3 t.

- Fig 7 : Les Tyne en position de propulsion s'alignent sur un condenseur récupérant de l'eau de lestage et sur un silencieux.

Avec des diesel compound Nomad le supplément global de poids serait de 17 tonnes.

L'auteur ne croit pas en une amélioration notable du rendement avec un propulseur unique monté à l'arrière.

### 5. Ballastage.

On veut surtout compenser la consommation. Le ballon étant équilibré pour la demi-charge de carburant, les rotors peuvent agir en soulèvement au départ et en déportance à l'arrivée.

- Fig 8 : Compensation de consommation par portance dynamique à 1500 m, avec 2 ou 4 Tyne, jusqu'à 6000 km

La compensation par rotors est peu onéreuse en short range, mais réduit la marge de manoeuvre en vertical au décollage et à l'atterrissage. On peut recourir à une prise de lest intermédiaire.

Condensation d'eau d'échappement : plus aisée sur les diesels

Compression d'air ou d'hélium. Pour 4 Tyne sur 3220 km consommant 70 t, on peut envisager un volume

## Fiche Aérall projet Airfloat.

Enveloppe: fuselée L=400 m, D= 85 m, volume 1342000 m<sup>3</sup>.

Tissus non spécifiés donc classiques

Structure : rigide en duralumin avec longerons, couples et diagonales, ballonnets entre les couples. Masse de métal et entoilage : 3,9 kg/m<sup>2</sup>. Une solution monocoque en matériau sandwich avec peau duralumin, épaisseur 5 cm, a été évaluée à 5,8 kg/m<sup>2</sup>.

Réalisation : 3 méthodes :

- (a) : extrusion progressive d'un bâtiment, à l'horizontal, mais attention au vent,
- (b) : construction de demi-anneaux à la verticale dans un bâtiment existant, assemblés à l'extérieur en anneaux complets et montés sur une table rotative face au vent,
- (c) : utilisation d'une cale pour navires, mais il faut couvrir et protéger de l'humidité.

Avantage à (b). Pas question de placer le bâtiment d'extrusion sur la table.

Empennages : 8 ailes en étoile à l'avant. 8 empennages en étoile à l'arrière. Ballastage : eau ou solide en conteneurs pêchés par la plateforme de chargement.

Motorsation : 10 turbomoteurs Protus 3000 CV dont 8 orientables sur les côtés, hélices D=6,4 m, attachés à la structure.

Carburant : liquide, mais option gaz naturel emporté dans un blimp tracté.

Gaz porteur : hélium en ballonnets.

Déperdition : non indiquée.

Contrôle force aérostatique : non, autre que ballastage.

Stationnement, chargement : longue plateforme descendue par 4 câbles, treuils attachés à la structure.

Infrastructure : seule la plateforme touche le sol. Le dirigeable peut s'orienter face au vent dans une certaine mesure, câbles en biais au dessus de la plate-forme fixée au sol, mais on peut prévoir une rotation de la plateforme au sol, ou une suspension rotative de la plateforme, ou un maintien d'alignement par les moteurs...

Pilotage, navigation : non détaillé.

Performances : charge 400 tonnes, vitesse sur 4 moteurs 145 km/h.

Eléments financiers : Estimation \$23M ou 71 M€ 2005, 52 €/m<sup>3</sup> seulement ! Estimation 0,04 \$/tkm ou 0.12 €/tkm ..

Evaluation de marché : non

**Observations d'Aérall :** projet mettant en évidence les divers problèmes, mais solutions discutables :

- Les ailes à l'avant paraissent une erreur, ne pouvant aligner face au vent que sous réserve d'un automatisme parfait et de l'absence de rafales imprévues.
- pour un rigide monocoque à paroi composite (solution éliminée en raison du poids supposé), l'épaisseur de 5 cm paraît insuffisante en matière de rigidité
- la plateforme-ascenseur, compliquée, n'autorise pas convenablement un maintien face au vent
- estimation trop basse du prix



## PEGASE

### Plateforme Stratosphérique

**Projet** PEGASE

**Situation du projet** Etude de faisabilité. Prédimensionnement ( Mise à jour technique récente)

**Source d'information** Travaux CNRS-ONERA 1970- 75

- Etude d'environnement à poste (documents Météorologie Nationale)
- Système propulsif (IFP, SNECMA, RATIER FOREST, RADIOTECHNIQUE, CENG ...)
- Etude aérodynamique (6 campagnes d'essais en soufflerie)
- Etude de pilotage CERT-ONERA
- Aerostatique (ZODIAC, AERAZUR)
- Structure
- Etude thermique (CNRS)

**Nom de l'inventeur** Pierre Balaskovic

### Mission

Assurer la couverture radioélectrique régionale pour la télévision et la téléphonie portable. La permanence du service impose des rotations entre plusieurs appareils compte tenu de la réalimentation en combustible et en hélium (porosité des tissus d'enveloppe). Cette mission impose la stationnarité géographique à haute altitude (18 à 20 km). Les caractéristiques données ci-après supposent 3 à 4 rotations par an.

### Caractéristiques techniques

Type d'engin	rigide
Forme	lenticulaire
Diamètre	147 mètres
Hauteur	49 mètres
Volume de carène	450 000 m3
Volume des ballonnets d'hélium	380 000 m3

Type de lestage	lest d'eau
Gaz porteur utilisé	hélium
Système propulsif	<p>Système principal : cellules solaires, piles à combustibles, moteurs électriques + hélices</p> <p>Système de pointe : turbopropulseurs alimentés en Hydrogène + hélices</p> <p>Combustible embarqué : Hydrogène liquide (8 à 10 t selon les missions)</p>
Système d'amarrage	L'engin qui campe à l'air libre repose sur des boudins gonflables et est amarré en périphérie (dérive escamotée).
Case équipement	est incluse dans le volume de l'engin et accueille les réservoirs de lest, les générateurs d'énergie, les équipements de télécommunications et la centrale de pilotage. Le réservoir d'hydrogène liquide est accrochée au pôle inférieure de la carène à l'extérieur. Les antennes sont distribuées sur l'intrados de l'engin (émission-réception vers le sol) ou sur l'extrados (liaisons satellites)
Système de contrôle thermique :	Les alternances jour – nuit associées à la présence de cellules solaires potent l'extrados de l'engin à des températures très supérieures à la température de l'intrado. Pour diminuer les contraintes thermiques associées et les dilatations du gaz aérostatique, l'air ambiant est ventilé dans un espace d'isolation séparant l'extrados des ballonnets d'hélium.
Automatismes	Pilotage et gestion de l'engin effectué par ordinateur.
Masse totale	en ordre d'exploitation. 42 tonnes
Equipage	sans pilote Equipe au sol de contrôle d'engin
Espace au sol nécessaire.	Conditionné par les dimensions de l'engin
Infrastructure au sol	<p>Arrivée d'eau à grand débit</p> <p>Berceau d'accueil en structure gonflable</p> <p>Systèmes d'amarrage équipés de treuils</p> <p>Arrivée de courant électrique</p>
Equipe d'accueil	une dizaine de personnes
Mesures de sécurité au campement	Escamotage de la dérive pour assurer l'isotropie de l'extrados. Fixations par amarrage au sol des plans stabilisateurs situés sur l'intrados de la carène. Possibilité d'installation de barrières pare-vent. Maintien de la pressurisation de la carène.
Pollution	Négligeable

**DIRIGEABLE GROS PORTEUR TITAN**  
**Dirigeable grue**

**Projet** **TITAN de 100 tonnes de charge utile**

**Situation du projet** Etude de dimensionnement

Réalisation d'une maquette télécommandée (vol octobre 2001)  
financée par LTA(société américaine), AIRSTAR et P.Balaskovic

Réalisation en cours d'un engin expérimental piloté entrant dans la  
catégorie ULM classe V (vol prévu début 2006) financé par LTA et  
étudié par P.Balaskovic

**Source d'information** Travaux CNRS-ONERA 1970- 75 (Projet PEGASE)  
6 campagnes d'essais en soufflerie  
Documentation sur les anciens dirigeables (analyse des causes de  
dysfonctionnement et destruction)

**Nom de l'inventeur** Pierre Balaskovic

**Caractéristiques techniques**

**Type d'engin** semi-rigide

**Forme** lenticulaire

**Diamètre** 113 mètres

**Hauteur** 40 mètres

**Volume de carène** 200 000 m<sup>3</sup>

**Volume des ballonets d'hélium** 170 000 m<sup>3</sup>

**Type de lestage** lest d'eau

**Gaz porteur utilisé** hélium

**Motonsation** Au minimum, 5 Groupes Moto Propulseurs dont 3 répartis sur la  
périphérie et 2 à l'arrière : diesels et hélices à pas variable avec  
réverse  
Gaz combustible : mélangeméthane-propane (blaugaz) de même  
densité que l'air

pare-vent Maintien de la pressurisation de la carène.

**Pollution**

Sonore : bruit des groupes motopropulseurs  
Chimique : émissions des moteurs thermiques

**Performances**

Poids de la charge payante 100 tonnes

Dimensions de la charge limitées à celles de la cale.

Vitesse Croisière : 100 km/h  
Maximum : 120 km/h

Altitude Croisière 300 m/sol  
Maximum 1500 m/mer

Distance franchissable: 4500 km

Autonomie 50 heures

Consommation de carburant . 180 l/h de blaugaz en croisière

Indépendance vis-à-vis des sites de chargement et déchargement : compte tenu de sa possibilité d'effectuer ces opérations en vol stationnaire, il est indépendant de la qualité du site qui cependant doit être à une altitude inférieure à 1500 mètres

Durées de phases de prise et dépôt de charge. Il est conditionné par :

- le passage du vol stationnaire en vol captif (1 heure maximum)
  - la durée du treuillage (de l'ordre de quelques cm/s)
  - la durée du transfert de lest (débit d'eau environ 100 l/s)
  - la remontée du crochet
  - le passage du vol captif au vol stationnaire (1/4 h)
- Soit entre 2 et 3 heures.

## Performances

Poids de la charge payante : 2 tonnes

Vitesse air en basse altitude 80 à 100 km/h

Vitesse air à poste moyenne : 30 km/h  
Maximum : 200 km/h (liée à la latitude)

Altitude à poste 18 à 20 km

Mise à poste La durée de montée (de 0 à 18 km) ne peut pas être inférieure à 1 h

Autonomie 7000 heures en période de vents faibles (mars à décembre) et 500 à 2000 heures en périodes de vents forts (janvier, février) aux latitudes moyennes





## Projets russes Thermoplanc ALA.

### Références :

- Colloque Aérali Octobre 1994, Y. Ishkov, Y. Rizhov, L. Ponyaev (Moscow Aviation Institute)
- Brassey's Directory 1996-1997.

**Objet :** dirigeables en progression de taille, pour aboutir à un transporteur de 600 tonnes notamment en régions froides. Pas de ballast, pas de hangar, amarrage facilité.

Formule "Rozière", avec portance par gaz (hydrogène ou hélium) et par air chaud obtenu par mélange de l'échappement des moteurs. Le gaz équilibre le poids à vide. Le chauffage agit en dégivrage.

**Forme :** lentille circulaire plus empennages, cabine au pôle inférieur. Sur l'ALA-600 aile frontale "canard".

**Construction :** torç en structure composite carbone. La première réalisation ALA-40-01 a donné lieu à des essais de résistance en 1992, peut-être destructifs, et la seconde ALA-40-02 à des essais au sol et en vol en 1995. Résultats inconnus.

Le matériau souple devant contenir l'air chaud n'est pas indiqué. Le "Terlon" est mentionné mais (Internet) il s'agit d'une fibre USA genre Kevlar ne devant pas, a priori, dépasser 100°. Selon une source privée, la température prévue pour l'air est de 200°, ce qui conduit à supposer des films perfluorés. Pas de mention d'un calorifuge pour maintenir la température, moteurs arrêtés ou ralentis.

Curieusement, le gaz serait contenu dans une collection de petites sphères juxtaposées dans une région centrale de l'enveloppe, mais le dessin ALA-600 correspond à un volume de gaz trop faible. Il est possible qu'on veuille augmenter la surface de contact thermique gaz-air, au prix d'un accroissement du poids et de la diffusion.

Tailles :	ALA-40	ALA-100	ALA-300	ALA-600
Diamètre (m)	40	138	184	198
Longueur	43	146	195	210 (228 d'après dessin 1993)
Hauteur	19,5			82
Volume hélium m3	5800	?		
Volume air chaud	4860			
Masse à vide	6,15 t			
Masse fuel	0,2 t			190 t
Masse charge utile	2,1 t	100 t	300 t	600 t
Masse décollage	8,5 t	?		1200 t
Vitesse croisière	80 km/h	70	140	
autonomie		5000 km	5700 km	

Le volume total d'ALA-40 en lentille est de 10660 m<sup>3</sup>, alors que pour un ellipsoïde de même diamètre 40 m et hauteur 16,5 m, le volume serait 13823 m<sup>3</sup>.

Pour le rapport de dimensions 198/40, le volume total d'ALA-600 serait de 1,3 Mm<sup>3</sup>

**Moteurs :** sur le dessin 1994 de l'ALA-40 on voit 2 propulseurs sur les côtés de la cabine, 5 moteurs orientables sur la périphérie. Pour l'ALA-600, 14 turbopropulseurs dont 6 stabilisateurs sur le "canard" et 8 sur empennage

### Observations.

Le principe de la rozière économise le gaz porteur et permet d'éviter les manœuvres de lestage, dans la mesure où l'on dispose de matériaux souples acceptant des températures de gaz de l'ordre de 200° à 250°, pouvant être disposés en matelas calorifuges, dont l'épaisseur devrait être de l'ordre de 0,1 à 0,2 m. Cette information n'est pas divulguée.

L'option du lentillaire implique la construction d'une jante rigide, inutile sur un fuselé. Il est énoncé, pour justifier cette forme, qu'un appareil fuselé de même volume (1,68 Mm<sup>3</sup>) aurait une longueur de 700 m. En réalité un ellipsoïde aurait une longueur de 402 m pour l'allongement normal de 4,5, et 700 m pour un allongement irréaliste de 10,4. On pourrait concevoir une rozière fuselée, et son ancrage avec maintien face au vent par pilotage automatique donnerait lieu à des efforts moindres que sur une lentille.

La difficulté de piloter une carène lentillaire est illustrée par la nécessité d'une aile "canard" et de moteurs stabilisateurs sur l'avant.

Image ALA -600 . ala.jpg

## AERALL

### DIRIGEABLE GROS PORTEUR : PROJETS OU REALISATIONS

#### IDENTIFICATION

##### NOM FIRST

REALISATION ou PROJET. Concept présenté comme projet

Source et date de l'information : Document du 24/11/1997 de FIRST et diaporama sur CD juillet 2005. Entretiens avec M. SENEPART

Date du projet : 1996

Nom de l'inventeur : Marc SENEPART au nom de l'association FIRST (Force pour l'innovation, la recherche scientifique et technique)

Société de développement : ADOUR AEROSPACE TECHNOLOGIE

Président : Jean LESCAT

SIEGE : AAT ELIOPARC 2 AVENUE Président ANGOT 64000 PAU

T : 05 59 30 05 69 e-mail : first.pau@wanadoo.fr

Accords de recherche-développement avec l'ONERA, l'UPPA (Université de Pau et des pays de l'Adour) qui a associé plusieurs de ses correspondants en France et en Europe

*Pour ci-dessus, fournir l'ensemble des coordonnées d'identification : nationalité, adresse, et, pour les sociétés, date de création, données caractéristiques du bilan et du compte de résultat.*

*Dans ce qui suit, insister sur les caractéristiques originales, indiquer en annexes les validations présentées, et les références où l'on pourra trouver de plus amples explications et illustrations.*

*Préciser s'il s'agit d'estimations faites par le rédacteur.*

#### 1. PRINCIPES et FORMES

Depuis sa création le concept a beaucoup évolué. L'objectif reste le même : créer un engin aérostatique dirigeable dont la structure et le fonctionnement permettent de réaliser à tout moment l'équilibre aérostatique et donc de compenser par une solution interne (donc sans lest extérieur) le poids de la charge utile ainsi que les variations de pression et de température atmosphériques ambiantes et les consommations de carburant en vol.

Au départ la solution était recherchée par des compressions/dilatation du gaz porteur ce qui n'était pas avantageux en termes de poids/pression nécessaire dans les ballasts.

Donc le projet s'est orienté vers une solution mixte : forte compression d'air dans des ballasts à haute pression (de 1 à 11 bars), légère compression des cellules de gaz porteur, réchauffement possible de l'air interstitiel pour dégivrage et augmentation de la portance.

Par ailleurs le projet a choisi la solution rigide : une ossature métallique, et une poutre inférieure support des moteurs et des ensembles de compression et de vannes nécessaires au fonctionnement du système

L'objectif est le DGP de charge utile volumineuse et lourde de 250 tonnes.

11. Dessin de l'engin : voir en annexe



12. Principe de vol (STOL, VTOL, captif...) : Le concept est VTOL  
 13. Forme ( fuselé, lenticulaire, lobé...) : forme fuselée avec enveloppe multilobée  
 14. Type (souple, rigide, semi-rigide...) Type rigide avec quille  
 15. Dimensions : Longueur, largeur, hauteur, volume .DGP d'entrée de jeu. Le projet comporte un premier engin FIRST I A de 250 tonnes de charge utile .Ensuite un engin B de 500 tonnes puis de 1000 tonnes. Pour le premier de 250 tonnes de CU les dimensions sont :Longueur :325 mètres ;largeur à la base :50 mètres ;hauteur :73 mètres VOLUME :660 000 m<sup>3</sup> d'hélium.Poids global :650 tonnes.Soute :80x14x5 mètres soit environ 6000 m<sup>3</sup>

16 -17 Bilan de portance (aérostatique, ballastage, rotors, aérodynamique...) et Ballastage (solides, eau, air comprimé...) :

#### **ARCHITECTURE de l'engin.**

Le dirigeable fuselé à une ossature métallique légère attachée à une quille rigide ,poutre à laquelle est fixée la soute largable et sur laquelle sont fixés les mâts pour propulseurs ,les compresseurs et les vannes diverses ainsi que les tores/ballasts et les cellules de gaz porteur..

Ballasts :ils sont constitués de tores partant de la quille tous les 10 mètres et entourant l'ossature métallique.Ces larges « tubes » sont constituées de tissus à très haute résistance pouvant supporter 12 bars de pression de l'air qu'ils contiennent .Au niveau de la quille ces tores sont interconnectés pour permettre l'équilibrage des pressions et donc des poids La capacité de ces tores est de 320 000 m<sup>3</sup> à 11 bars de pression permettant d'alourdir l'engin de 300 tonnes au maximum.

Entre les tores les cellules de gaz porteur (hélium) sont disposées attachées aussi à la quille.Ces cellules peuvent être comprimées par un façage à partir de la quille afin d'augmenter la pression dans ces cellules et donc de réduire la portance de l'engin .

Une enveloppe multilobée recouvre l'ensemble .Dans les lobes l'air peut être réchauffé par utilisation des gaz d'échappement afin d'augmenter la portance et permettre un puissant dégivrage.

A l'arrière trois ailerons disposés à 120 ° comme empennages et un fan directionnel

Pour descendre sans charge on comprime au maximum l'air dans les ballasts ce qui alourdit l'appareil.Pour compenser le poids de la charge au moment du chargement on vide les ballasts en conséquence.

En vol le façage des cellules de gaz porteur permet de faire varier progressivement et sensiblement la poussée aérostatique de l'engin pour compenser les consommations de carburant ,les variations de pression atmosphérique ou de température ambiantes..

Au moment du déchargement les ballasts sont de nouveau supprimés .

**L'ambition du projet est de cumuler les potentialités des différentes méthodes de contrôle de la force aérostatique ;compression des gaz ,air et helium,et réchauffement sans utilisation de lest extérieur D'où une autonomie de l'engin par rapport aux infrastructures.**

18 Nacelle, répartition de la charge :La nacelle est un prolongement de la soute qui fait corps avec les couples renforcés des ballasts permettant ainsi une bonne répartition de la charge.La soute a un volume de plus de 7000 m<sup>3</sup> (70x12x8,5 mètres)

19 Atterrisseurs :sur coussins d'air,patins gonflables placés sous la soute

## **2. MATERIAUX, ATTACHES**

### **21. Tissus**

211 performances : poids, étanchéité, résistance à la déchirure, durabilité etc..

information non disponible en détail.Mylar,kevlar,matériaux composites tous matériaux modernes ,légers et résistants La multiplicité des enveloppes et l'ossature nécessitent de faire appel sur une très large échelle à tous les nouveaux matériaux à haute performance notamment au plan du poids spécifique.

### **212. jonctions**

22. Eléments rigides .utilisation de matériaux composites

23. Liaisons internes :liaisons par suspentes et câbles

24. Méthodes de confection et d'assemblage :construction sous hangar ,méthodes non spécifiées

25 Attaches entre enveloppe, structure, nacelle, charge ,ossature,tors de balast et cellules de gaz sont fixés sur la poutre.

## **3. GAZ PORTEUR**

31 Type de gaz (hélium, hydrogène, air chaud...) :Hélium



32. Type de contenant (enveloppe ou cellules...) : *enveloppes extensibles ,ballasts sous forme de tores surpressurisés*

33. Contrôle de la force aérostatique : (*compression d'air, chauffage d'air et/ou d'hélium récupération de gaz de combustion ...*) : compression forte d'air et faible de gaz porteur ,réchauffement d'air interstitiel entre tores et cellules de gaz.

#### **4. MOTORISATION.**

41. Position, orientation et nombre des moteurs :6 unités de puissance avec un total de 36 000HP Les moteurs sont montés à l'extrémité de mâts à dispositif cardan permettant la rotation des moteurs verticalement et d'orienter la poussée en vue des déplacements latéraux

42. Type des moteurs et carburant :initialement il s'agissait de gaz naturel

43. Propulseurs : hélices, rotors...

44. Puissance, poids, consommation

45. Attaches des moteurs sur la structure ou l'enveloppe

#### **5. PERFORMANCES.**

51. Masse à vide en ordre d'exploitation.L'engin pèse toujours 700 tonnes

52. Dimensions et poids de la charge utile et payante :250 tonnes

53. Caractéristiques aérodynamiques :des études ont été menés à ce sujet en soufflerie virtuelle

531. traînée

532. portance aérodynamique

533. autres

54. Vitesse de croisière et maximum :120 kmH

56. Autonomie maximum :distance et temps :non précisé mais le marché est plutôt de moyenne ou longue distance ou alors à courte distance de grue volante à fort tonnage

57. Consommation de carburant

58. Consommation de gaz porteur (étanchéité de l'enveloppe)

59. Disponibilité annuelle hors limitations météo :en principe l'architecture est de nature à rendre l'engin plutôt résistant aux intempéries par sa rigidité.

#### **6. STATIONNEMENT, CHARGEMENT**

61. Système d'amarrage, procédure d'approche..Le projet prévoit une approche facilitée par la maîtrise de la portance et le pilotage contrôlé par l'utilisation des propulseurs latéraux orientables et le fan arrière.

62. Type d'abri (*hangar...*) :*hangar pour la construction et la maintenance*

63. Attaches des charges (*nacelle, poutre, compartiment spécifique, suspension par câble ...*) :placement de la charge dans une soute

64. Système de levage et de dépose des charges (*treuillage, échange de lest et charge...*) :*La SOUTE est largable et donc peut être déposée avec la charge.Le dirigeable doit auparavant compenser le poids de la charge par pressurisation des ballasts et des cellules de gaz porteur .Après cette manœuvre il peut aller effectuer une autre mission sans soute ou avec une soute vide .La soute sur coussin d'air peut se déplacer au sol de manière autonome.Le projet prévoit aussi un mode de transport de charges sous élingue donc sans soute.*

65. Caractéristiques des charges (*indivisibles, divisibles, poids et dimensions maxima...*)

66. Infrastructures au sol requises :

661 espace pour les décollage, atterrissage, campement

662 équipements ,

663 personnel sur le terrain

664 aménagement des sites de détresse sans personnel.

67. Durée des phases de prise et de dépôt de charge

3.

#### **7. PILOTAGE**

- 71. Commandes de vol ( *hydraulique, électrique...*)
- 72. Capteurs (notamment de turbulences)
- 73. Types et principes des automatismes de pilotage et de navigation
- 74. Manoeuvrabilité, précision du pilotage auprès du sol et de l'approche de la charge
- 75. Possibilité de vol aux instruments
- 76. Sécurité en stationnement au sol
- 77. Equipage nécessaire (nombre et type des compétences)

## **8. ENVIRONNEMENT.**

- 81. Dispositions contre les agressions : rafales, foudre, déchirures, givre, neige
- 82. Disponibilité annuelle dans différentes régions du globe
- 83. Pollutions : nature et importance

## **9. ELEMENTS FINANCIERS (avec actualisation à 2005)**

- 91. Coût R&D (*études, expériences, maquettes, appareils en progression de taille...*)
- 92. Coût de fabrication et d'entretien
- 93. Coût du prototype.
- 94. Coût des infrastructures au sol pour la fabrication et l'entretien
- 95. Coût de l'appareil de série
- 96. Amortissement et maintenance.
- 97. Exploitation.

## **10. MARCHE ENVISAGE**

- 101 Transport de courte, moyenne ou longue distance
- 102 Transport de charges divisibles ou indivisibles
- 103 Marché : masses, origines, destinations, nombre d'engins nécessaire, références.

## AERALL

### DIRIGEABLE GROS PORTEUR : PROJETS OU REALISATIONS

#### IDENTIFICATION

**NOM :CARGOLIFTER**

**Objectif :Transport de masses indivisibles lourdes(grue volante) sur de longues distances**

**REALISATION ou PROJET. :Projet avec commencement de réalisation :construction du hangar définitif et maquette volante )**

**Source et date de l'information :Plusieurs documents ;**

**Rapport annuel 1997\_1998 de Cargolifter**

**CARGOVISION :Presse-Echo de mai 1999**

**25 TH Joint annual symposium de la Royal Aeronautical Society du 12 novembre 1999 dans AIRSHIP n° 128 pp.26-28**

**Newsletter Cargolifter de septembre 1999**

**Date du projet :Début en 1996- Fin en mai2002**

**Nom de l'inventeur, de l'équipe ou société :Société par actions CARGOLIFTER, 21 Kreuzberger Ring WIESBADEN**

**Pt Conseil de Surveillance :Heinz HERRMANN**

**Direction Générale :Carl von GABLENZ et Karl BANGERT**

**Construction réalisée d'un gigantesque hangar et installation d'un site de recherche et de construction dans le Brandebourg à BRAND ,D 15910 KRAUSNICK Germany**

**Le projet a obtenu au départ le soutien d'un groupe d'industriels allemands producteurs de charges indivisibles (SIEMENS,MANNESMANN,LINDE, UHDE ,KRUPP,ABB...) et quelques**

**étrangers :japonais ou canadiens et aussi l'américaine MAGLEV,(train à suspension magnétique)**

**Plusieurs appels publics à l'épargne ont permis de rassembler des capitaux significatifs :412 millions de DM fin 1999 .l'action a été cotée en mai 2000 et en mars 2002 il y avait 72000 actionnaires.**

**Les études ont été menées avec le concours des Universités de Francfort sur le Main et de Mayence.**

**Une étude des besoins et exploratoire des marchés a été effectuée à partir d'un questionnaire de 100 utilisateurs potentiels.**

**Le hangar a été construit pour 162 Millions d'euros.De même une maquette au 1/8 de l'engin baptisée JOEY.Le prototype devait être réalisé entre 2001 et 2003.**

**Mais ayant semble-t-il rencontré quelques difficultés de mise au point technique la firme n'a pas pu en 2001-2002 obtenir de nouveau la confiance de ses actionnaires et soutiens industriels ainsi que des pouvoirs publics allemands.La société a été mise en liquidation.Certains de ses actifs et équipements ont été rachetés par des firmes britanniques oeuvrant dans le même domaine.(dont AT):**



## 1. PRINCIPES et FORMES

Le CARGOLIFTER est un dirigeable semi-rigide à quille supportant la nacelle et une plate-forme mobile de chargement destinée au transport de charges lourdes et indivisibles sur moyenne et longue distance. Appuyée sur les études de marché faisant apparaître un besoin potentiel important de transport aérien de ce type évalué à 5 millions de tonnes.

La charge utile visée est de 160 tonnes.

Le chargement se fait en vol. En effet pour l'échange de la charge et du lest le dirigeable en positionnement dynamique avec ses moteurs est amarré à 4 câbles fixés au sol aux angles d'un carré de 45 mètres de côté. La charge est amarrée sur une plateforme contenant les ballasts de lest qui est descendue au sol ou relevée vers l'engin par des treuils.

11. Dessin de l'engin : voir illustrations en annexe : planche LUFFMANN

12. Principe de vol (STOL, VTOL, captif...) *Normalement VTOL compte tenu du principe de chargement. Mais peut-être STOL.*

13. Forme (fuselé, lenticulaire, lobé...) : fuselée

14. Type (souple, rigide, semi-rigide...) : semi-rigide à quille

15. Dimensions : Longueur, largeur, hauteur, volume

Evolution des dimensions au fur et à mesure du développement. Pour atteindre l'objectif de 160 tonnes de charge utile, le volume nécessaire du dirigeable est passé de 350 000 m<sup>3</sup> en 1996 à 550 000 m<sup>3</sup> en 2000, d'où les dimensions finales de :

Longueur : 260 mètres, diamètre : 65 mètres ; dimension de la charge : 50x8x8 mètres soit un volume maximum de l'ordre de 3 000 m<sup>3</sup>

16 -17 Bilan de portance (aérostatique, ballastage, rotors, aérodynamique...) Ballastage (solides, eau, air comprimé...)..

*:Le ballastage est à EAU. L'échange de la charge et du lest se fait en vol. voir ci dessus 1. Il y a récupération des gaz d'échappement.*

18 Nacelle, répartition de la charge

19 Atterrisseurs

## 2. MATERIAUX, ATTACHES

21. Tissus : mylar, kevlar, matériaux sandwich. Pas de précisions disponibles

211 performances : poids, étanchéité, résistance à la déchirure, durabilité etc..

212. jonctions

22. Eléments rigides : quille, ou poutre en matériau composite

23. Liaisons internes

24. Méthodes de confection et d'assemblage

25. Attaches entre enveloppe, structure, nacelle, charge : il semble que le projet a rencontré de grandes difficultés pour réaliser les jonctions quille/enveloppe notamment

## 3. GAZ PORTEUR.

31. Type de gaz : (hélium, hydrogène, air chaud...) Helium

32. Type de contenant (enveloppe ou cellules...) cellules de gaz dans enveloppe externe

33. Contrôle de la force aérostatique : (compression d'air, chauffage d'air et/ou d'hélium récupération de gaz de combustion ...) : ballasts à air. récupération par condensation de l'eau des gaz d'échappement

## 4. MOTORISATION.

41. Position, orientation et nombre des moteurs : 8 moteurs. 4 en dessous du dirigeable sur la poutre pour la propulsion. 2 à l'arrière et 2 à l'avant avec vectorisation pour contrôler, en partie le mouvement autour du centre de gravité et faciliter les manœuvres..

42. Type des moteurs et carburant : General Electric T 700/CT7, des moteurs conçus pour les hélicoptères américains.

43. Propulseurs : hélices, rotors...

44. Puissance, poids, consommation Consommation des moteurs : 4,5 litres /km à 100 Km/h et 2000 mètres d'altitude

#### 45. Attaches des moteurs sur la structure ou l'enveloppe

### **5. PERFORMANCES.**

- 51. Masse à vide en ordre d'exploitation :410 tonnes dont lest (160 tonnes) et fuel(50 tonnes).Masse au décollage 670 tonnes.
- 52. Dimensions et poids de la charge utile et payante160 tonnes et plateforme de 50x8x8mètres
- 53. Caractéristiques aérodynamiques :non disponible
  - 531. traînée
  - 532. portance aérodynamique
  - 533. autres
- 54. Vitesse de croisière et maximum :100 km/heure en croisière et 140 maximum
- 56. Autonomie maximum :distance et temps :10 000 kms et plus de 100 heures d'autonomie
- 57. Consommation de carburant 4,5 litres/km à 100 km/heure et 2000 mètres d'altitude
- 58. Consommation de gaz porteur (étanchéité de l'enveloppe) :n.d.
- 59. Disponibilité annuelle hors limitations météo :n.d.

### **6. STATIONNEMENT, CHARGEMENT**

- 61. Système d'amarrage, procédure d'approche. :  
Plateau mobile contenant la charge et les réservoirs de lest.Le dirigeable est en positionnement dynamique grâce à ses moteurs vecteurs à 100 mètres au-dessus du sol.  
Pour décharger des câbles sont lancés vers le sol et attachés à des treuils en carré(45 mètres de côté).La charge est descendue sous l'action des treuils terrestres.La charge est enlevée et les réservoirs de lest remplis .Une autre charge peut donc être disposée et les réservoirs d'eau vidés avant que la plateforme soit remontée vers le dirigeable.  
Le projet souligne le peu d'infrastructures et de main d'oeuvre qu'il implique.Ce système convient particulièrement au transport des masses indivisibles.La société a avancé des temps de manipulation 35 minutes pour la descente ,60 minutes pour l'échange lest-charge ;remontée de la charge en 25 minutes soit un total de l'ordre de deux heures.Le chargement dans ces conditions de positionnement dynamique et captif pourrait se dérouler par des vents de 20 nœuds
- 62. Type d'abri (hangar...) :Hangar. Il a été construit à BRAND et mesure 360 mètres de long,210 de large et 107 de haut.
- 63. Attaches des charges (nacelle, poutre, compartiment spécifique, suspension par câble ...)
- 64. Système de levage et de dépose des charges (treuillage, échange de lest et charge...)
- 65. Caractéristiques des charges (indivisibles, divisibles, poids et dimensions maxima...)
- 66. Infrastructures au sol requises :
  - 661 espace pour les décollage, atterrissage, campement
  - 662 équipements ,
  - 663 personnel sur le terrain
  - 664 aménagement des sites de détresse sans personnel.
- 67. Durée des phases de prise et de dépôt de charge

3.

### **7. PILOTAGE**

- 71. Commandes de vol ( hydraulique, électrique...) :non précisé
- 72. Capteurs (notamment de turbulences)
- 73. Types et principes des automatismes de pilotage et de navigation :équipement moderne de pilotage et de navigation disponible dans l'industrie aéronautique avec adaptations
- 74. Manoeuvrabilité, précision du pilotage auprès du sol et de l'approche de la charge :voir 61
- 75. Possibilité de vol aux instruments :nécessaire pour les vols au long cours prévus
- 76. Sécurité en stationnement au sol le concept permet d'échapper à des stationnements au sol fréquents
- 77. Equipage nécessaire (nombre et type des compétences)

## **8. ENVIRONNEMENT.** n.d.

- 81. Dispositions contre les agressions : rafales, foudre, déchirures, givre, neige
- 82. Disponibilité annuelle dans différentes régions du globe
- 83. Pollutions : nature et importance

## **9. ELEMENTS FINANCIERS:(avec actualisation à 2005)**

- 91. Coût R&D (études, expériences, maquettes, appareils en progression de faille...)

*L'essentiel des fonds collectés (actions et prêts divers et subventions) de l'ordre sans doute de 220 millions d'euros a été consacré à la construction du hangar. Il semble que peu de fonds ou du moins des fonds très insuffisants aient été consacrés à la recherche et au développement du dirigeable lui-même. La maquette JOEY de 32 mètres de long... n'a pas du être très coûteuse et l'énorme ballon CI 75AC de 110 000 m<sup>3</sup> a été l'essentiel des réalisations aérostatiques. Ce ballon devait être une grue volante tractée par bateau, camion ou hélicoptère. Son autre objectif était de simuler le diamètre maximal (61 mètres) du dirigeable de 160 tonnes pour en tester les contraintes internes. Il a été détruit dans une tempête en 2002 avant d'être livré à un client canadien la société Heavy Lift Canada.*

92. et 93/95 Coût de fabrication et d'entretien Coût du prototype et série: Le prototype était estimé en 2000 par la société à 120 millions de DM et l'engin de série à 53 millions de DM. Ces estimations ont paru très faibles eu égard à la dimension de l'engin.

- 94. Coût des infrastructures au sol pour la fabrication et l'entretien
- 95. Coût de l'appareil de série
- 96. Amortissement et maintenance.
- 97. Exploitation.

## **10. MARCHE ENVISAGE**

101 Transport de courte, moyenne ou longue distance : moyenne et longue distance .mais le système est aussi adapté au transport –grue volante d point à point à courte distance

102 Transport de charges divisibles ou indivisibles : surtout indivisibles

103 Marché : masses, origines, destinations, nombre d'engins nécessaire, références.

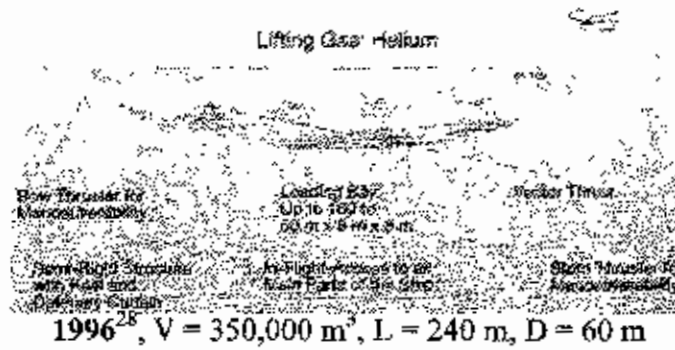
/L'étude de marché et l'intérêt marqué par les industriels allemands utilisateurs potentiels montre que le besoin existe et pourrait justifier l'exploitation de plusieurs dizaines de dirigeables de type Cargolifter au plan mondial. On remarque cependant que les industriels qui ont soutenu de leurs noms ce projet ont peu contribué financièrement à son développement : 5 % du financement obtenu. Ils ont maintenu une position d'utilisateur potentiel et non d'industriel aéronautique.



# Heavy-Lift Transport Aircraft More than one way to skin a cat!

## Appendix A – CargoLifter's Heavy Lift LTA Developments

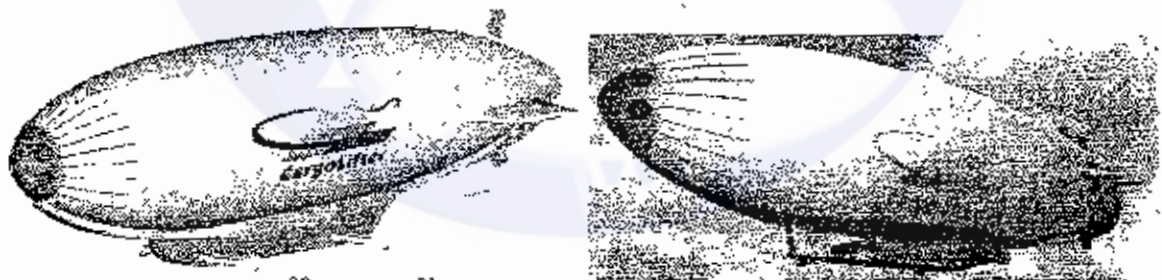
### 1) CL 160 Airship



1997<sup>29</sup>, V = 450,000 m<sup>3</sup>, L = 242 m, D = 61 m



1998<sup>29</sup>, V = 450,000 m<sup>3</sup>, L = 250 m, D = 61 m



1999<sup>30</sup> & 2000<sup>31</sup>, V = 550,000 m<sup>3</sup>, L = 260 m, D = 65 m



2001<sup>32</sup>, V = 550,000 m<sup>3</sup>, L = 260 m, D = 65 m

## 1. Introduction.

Le dirigeable fuselé usuel, doté de moteurs orientables en tangage, utilise déjà la portance aérostatique, la portance dynamique en croisière, et la portance par rotors à faible vitesse. Il est approximativement équilibré en aérostatique par l'usage d'un lest variable, de telle manière qu'en particulier il ne soit pas nécessaire d'attacher un appareil "léger" dès son contact au sol.

Sur l'hybride (dirigeable-avion), une forme plus large accroît la portance dynamique. Proposés en "STOL" (short take off and landing) et nécessitant des pistes, leur intérêt paraît limité. Munis de rotors de sustentation puissants, qui sont difficilement orientables du fait en particulier que l'appareil doit se poser très près du sol, ils accèdent au "VTOL" (vertical take off and landing) avec une charge reprise en croisière par la portance dynamique, et peuvent fonctionner en "grue volante" pour des manutentions, un lest fixe assurant l'équilibre aérostatique hors charge. Pour atteindre la pleine charge, on utilise un lest variable, à moins que l'on admette le vol "léger" hors charge, les rotors fonctionnant en déportance. La sécurité vis-à-vis de leur défaillance doit être alors étudiée.

A la vitesse de croisière, les rotors sont maintenus en autorotation pour limiter les efforts reçus. Ils peuvent participer à la portance dynamique et au pilotage en tangage.

Pour ces hybrides, il existe comme pour les avions une vitesse de moindre traînée. La vitesse de croisière économique se situe au dessus. L'optimisation de l'appareil dépend des prix correspondant aux trois types de portance, de l'incidence sur le poids propre des rotors et de la forme large, et de l'accroissement de traînée correspondant. L'avantage de disposer d'un appareil plus petit et plus maniable à charge donnée, capable de manutentions sans échange de lest, participe à l'optimisation. On donne plus loin un calcul de prix.

Les formes larges proposées, favorisant la portance dynamique, ont été les lenticulaires et les deltasou "lifting bodies" ressemblant aux navettes spatiales. La stabilité du vol dynamique impose cependant une plus grande largeur sur l'arrière : les lentilles nécessiteraient une stabilisation active par des rotors. Les deltas, stables, ont été proposés avec diverses envergures relatives. Les deltas proposés par Liftium ont une envergure à l'arrière valant la moitié de la longueur, cette forme pouvant être réalisée en structure gonflée avec liens internes.

La conception devant bénéficier de l'expérience d'une construction en progression de taille, Liftium ne propose pas le projet détaillé d'un grand dirigeable, mais des esquisses appuyées par des dessins et des calculs. On peut, au moins à titre d'étape, vouloir transporter environ 60 tonnes, soit le colis le plus lourd pour la construction de l'avion A-380, ou un char lourd. Pour cette charge, un dirigeable classique devrait atteindre un volume de l'ordre de 120000 m<sup>3</sup>.

Les dessins concernent un hybride de longueur  $L=100$  m, envergure  $b=50$  m, hauteur d'enveloppe 25 m, volume  $B=50000$  m<sup>3</sup> (surface d'enveloppe 9600 m<sup>2</sup>). L'appareil utilise les options générales Liftium : l'enveloppe en aile delta est gonflée souple avec des liens internes, des baguettes souples en fourreaux assurant le maintien de la forme en cas de faible gonflage, et des bords de fuite rigides.

## 2. Les rotors.

Les rotors sustentateurs, de grand diamètre pour limiter la puissance à charge donnée, sont donc prévus à axe fixe vertical. La propulsion demande des rotors de plus faible diamètre.

Le Brassey's Directory (annexe 1) fournit des données sur des rotors d'hélicoptères. Pour lever 12,5 tonnes, on envisage ici des rotors de construction usuelle, d'un diamètre de 16 m avec une puissance de 3000 kW. Le poids d'un groupe est supposé à 0.15 fois sa force de levage.

L'option de 4 rotors, 2 de chaque côté, permet de garder une résultante centrée, et de contrôler le roulis et le tangage. En cas de panne d'un rotor, on réduit un rotor de l'autre côté, et on descend en vol plané pour l'atterrissage.

Pour réduire la hauteur sous la carène et permettre l'ancrage au sol aussi à plat que possible, tout en écartant suffisamment les rotors de la carène, on les installe en bout de bras profilés en aile épaisse. Cet écart est limité si la carène est cintrée en plan par rapport au delta triangulaire. Les bras, ici de longueur 15 m, sont attachés à une cale centrale de chargement de largeur 15 m.

Les bords de fuite rigides permettent d'installer les moteurs de propulsion, par exemple deux moteurs avec des hélices de diamètre 6m. Le calcul montrera que pour obtenir un prix de transport minimal la force de propulsion doit atteindre 70000 N à 50 m/s, soit une puissance utile de 1750 kW par moteur. Le rendement théorique de propulsion est  $\text{rend} = v/(v+w/2)$  avec  $w/v = \text{rac}(1+F/S \cdot Pd) - 1$ . Ici  $Pd=1400$  Pa,  $S=28$  m<sup>2</sup>,  $F=35000$  N d'où  $\text{rend} = 0,84$ . Les moteurs



doivent fournir  $1750/0,84=2083$  kW. On peut se limiter à des moteurs de 2500 kW, le gain dû au fonctionnement dans la couche entraînée pouvant compenser les diverses pertes. Cette puissance est de l'ordre de celle d'un des rotors de sustentation, mais l'adaptation des rotors doit être différente.

De tels groupes propulseurs paraissent pouvoir être montés orientables en lacet sur les bords de fuite, procurant un moyen de pilotage très efficace. A défaut, ils devraient entraîner également des hélices transversales à pas variable, comme ceci est utilisé sur certains dirigeables. Le pilotage en tangage est assuré par les gouvernes, par les rotors sustentateurs et par les ballonnets internes.

### 3. Calcul de performances.

La finesse utile, rapport de la charge à la force de propulsion, est de l'ordre de 5 pour un avion-cargo, 2 pour un hélicoptère, 20 pour un camion. Une finesse de 10 paraît accessible à un dirigeable de transport, mais l'essentiel est de parvenir à un bas prix de revient pour le transport, rapporté à la tonne kilométrique.

Un programme de calcul (Annexe 2) évalue les effets de diverses données, avec des valeurs numériques estimées, à corriger lorsque de meilleures évaluations seront disponibles. On prend en compte un supplément de poids et un supplément de traînée lié à l'élargissement de la carène, faisant retrouver des valeurs vraisemblables pour les "lenticulaires" très larges. Les dépenses comportent un poste fixe annuel pour l'amortissement et l'entretien, un poste proportionnel à la durée de vol et un poste proportionnel à la consommation d'énergie.

Les sorties numériques annexées montrent que l'hybride considéré atteint une charge utile de 17 tonnes sans rotors, en équilibre aérostatique. La finesse utile peut être excellente à basse vitesse, mais non le prix de la tkm, le transport étant insuffisant.

Avec une force de rotors de 20 tonnes, donc un vol "lourd" d'autant, la charge atteint 34 tonnes. La finesse utile atteint 15 pour 20 m/s avec un prix tkm=4,55€, et 5,48 pour 50 m/s avec tkm=2,41 €.

Avec une force de rotors de 40 tonnes, la charge utile est de 51 tonnes. La finesse utile atteint 11,6 pour 30 m/s avec tkm= 2,89€, et 7,56 pour 50 m/s avec tkm=2,04 €.

Pour une force de rotors de 50 tonnes, la charge utile atteint 59,5 tonnes. La finesse utile atteint 10,92 pour  $V=35$  m/s avec tkm=2,47€, et 8,33 à 50 m/s avec tkm=1,94€.

Pour atteindre la charge de 60 tonnes, on peut aussi augmenter le volume. Soit vol=70000 m<sup>3</sup> et b=56m. Pour une force de rotors de 42 tonnes on obtient une charge utile de 59,5 tonnes. La finesse utile atteint 12,86 à 25 m/s avec tkm=3,31€, et 7,43 à 50 m/s avec tkm=2,01€. Il paraît donc préférable d'accroître la force des rotors.

D'autres exercices montrent que l'envergure de 50 m est proche de l'optimum (pas trop de poids et de traînée supplémentaire, au regard de la portance obtenue). La forme lenticulaire n'est pas validée.

Pour le cas 50000 m<sup>3</sup>, 50m, 50 tonnes aux rotors, la puissance de propulsion atteint 3500 kW pour 50 m/s. Faisant intervenir le rendement d'hélice, on obtient 4000 kW en croisière soit deux moteurs de 2500 kW. La vitesse sera en fait limitée non par la puissance de propulsion à installer, mais par les effets de la pression dynamique sur la carène.

### 4. Chargement, amarrage.

On intègre dans l'enveloppe la cale de longueur 25 m, largeur 10 m et hauteur 4m portant les bras pour les groupes sustentateurs et munie de portes s'abaissant de chaque côté, entre les bras de rotors. L'enveloppe, construite selon un procédé breveté, comporte autour de cette cale les attaches transmettant la tension de toile, et une membrane d'étanchéité recouvre la cale.

Cette cale intégrée permet l'amarrage sur un pivot placé vers le tiers de la longueur, au ras d'un sol plan, permettant un accès direct à la cale peu influencé par le débattement en lacet. La stabilisation en lacet face au vent est obtenue par le procédé de la girouette commandant la gouverne de direction, validé sur maquette. L'enveloppe lestée repose à l'arrière au sol par deux roues orientables en bouts des bords de fuite obliques, et se trouve ainsi stabilisée en roulis.

Une charge qui ne pourrait pas entrer dans la cale, ou que l'on préfère garder pendulaire si l'appareil ne peut descendre jusqu'au sol en raison d'obstacles, ou si l'on veut la déposer en place, sera suspendue sous le point milieu de cale, renforcé par une cloison transversale. Le vol captif face au vent est possible sur l'élingue de cette charge, grâce aux stabilisations par girouette en tangage et lacet. L'appareil lesté peut se placer approximativement au dessus de la charge au sol, y être arrimé par câble et se placer en vol captif avant délestage et envol. A l'arrivée, la charge approchée au dessus du lieu choisi est halée par des moyens au sol, le dirigeable volant en captif, jusqu'au point et à l'orientation définitifs de dépose. Les comportements à l'attache et en vol avec charge pendulaire seront étudiés.



soit  $u=0,869 \text{ kg/m}^3$ .

Le poids propre est  $cp=ab*ac* \text{Vol} \div ar \text{ R}$ , le combustible et l'équipage étant intégrés dans ar.

On déduit la charge utile  $cu = u \text{ Vol} + R - cp$  en kg.

La pression dynamique est  $Pd=aa \text{ V}^2/2$ . La traînée de frottement  $F1$  est normalement donnée par  $F1=Cx \text{ Vol}^{2/3} Pd$  avec  $Cx=0,03$  pour un fuselé de 50000 m<sup>3</sup> à 35 m/s. Pour la même forme, le  $Cx$  doit varier en  $Re^{-0,2}$  ou  $(\text{Vol}/50000)^{-0,067}(\text{V}/35)^{-0,2}$ . On suppose aussi que la traînée s'accroît avec l'envergure relative, selon le facteur  $at=0,84+er/5$ , donnant pour  $\text{vol}=50000 \text{ m}^3$  une majoration nulle pour  $b=30$ , de 10,8% pour  $b=50\text{m}$ , et de 38% pour le lenticulaire. On obtient :

$F1=c1x \text{ Vol}^{0,6} aa \text{ V}^{1,8} at$ , avec  $c1x=0,063$ .

On calcule la traînée induite  $F2$  pour la portance  $R$  et une envergure  $b$ , selon la formule concernant les ailes porteuses,  $F2=R^2/(\pi b^2 Pd)$ .

On obtient la traînée totale  $F=F1+F2$  en Newtons d'où la puissance théorique de propulsion  $W=FV/1000$  en kW. La finesse utile est  $fu=cu \text{ g}/F$ , le facteur  $g=9,81$  convertissant les kg en Newtons.

On fait ensuite les hypothèses sur le transport annuel : temps de vol  $T$  (2000 h), charge marchande moyenne 40% de  $cu/1000$  en tonnes, vitesse utile  $0,9 \text{ V}$  3,6 en km/h, d'où un transport annuel  $tr= ktr \text{ T}$  ou  $V$  en tkm,  $ktr=0,0013$

Le temps d'action des rotors sustentateurs est  $T1$  (200 h)

On calcule les dépenses:

- frais fixes annuels pour l'ensemble sauf rotors : prix d'achat de l'ordre de 200 €/m<sup>3</sup>, corrigé pour l'envergure relative par le facteur  $ac$ , amorti et entretenu à 30% par an, d'où  $pe = 60 ac \text{ €/kg}$

Pour les rotors, on suppose par kg de force rotor et par an :  $pr \approx 100 \text{ €/kg}$ .

On ajoute des frais annuels proportionnels au temps de vol (personnel)  $a1 \text{ T}$  ( $a1=1000 \text{ €/h}$ ), à la puissance de propulsion  $a2 \text{ T W}$  ( $a2=0,5 \text{ €/kWh}$ ), à la puissance des rotors  $a2 \text{ T1 kr R}$  avec  $kr=0,3$  ou  $0,3 \text{ kW}$  par kg de portance. On obtient les frais annuels  $tr$ .

Le programme de calcul est utilisé par exemple en fixant l'ensemble des paramètres, en donnant à  $R$  les valeurs 0, 20000, et 40000 kg, et faisant varier la vitesse de 10 à 50 m/s par pas de 5m/s. On obtient les valeurs  $cp$ ,  $cu$ ,  $F1$ ,  $F2$ ,  $F$ ,  $W$ ,  $tr$ ,  $fr$ ,  $fu$ ,  $tr$ , et le prix de revient unitaire  $tkm=fr/tr$ .

Tél : 05 61 20 40 02

Monsieur Michel MUFFAT  
METLTM / DRAST / MT  
Tour Pascal B  
92055 Paris La Défense cedex 04

Objet : Dossier de présentation  
des Aérostats Modernes

Monsieur,

Ci-joint un dossier de synthèse de mes quarante cinq ans de vie consacrés uniquement et fondamentalement aux études scientifiques, aux conceptions technologiques et aux utilisations opérationnelles des aérostats.

Voici mes conclusions formelles :

- 1- la raison fondamentale des échecs des ballons dirigeables est l'absence de prise en compte de la loi de conservation de la masse de gaz aérostatique à l'intérieur d'une enveloppe fermée,
- 2- le déséquilibre vertical des développements aérostatiques horizontaux ne peut être compensé que par une motorisation complexe et polluante,
- 3- il est impossible de réaliser des enveloppes suffisamment résistantes compte tenu des conceptions classiques de création et d'assemblage des matériaux complexes actuels qui ne peuvent contenir les tensions provoquées par l'évolution de la pression du gaz aérostatique dès que son volume devient important et que les conditions atmosphériques ne sont plus idéalement calmes,

Il est absolument nécessaire :

- 4- de développer des modules verticaux au moyen des fibres plastiques de très haute ténacité,
- 5- de mettre au point une aérodynamique dynamique pour limiter la puissance des moyens de traction horizontaux,
- 6- de compenser les délestages des charges transportées par un lestage d'air atmosphérique, ce qui rend l'aérostat opérationnel par tous temps et en tous lieux sur la surface terrestre,
- 7- de promouvoir les utilisations possibles de récupérations importantes des énergies non polluantes atmosphériques et solaires.

Un développement des conceptions de base est indispensable avant de se lancer dans les réalisations industrielles et économiques rentables.

La philosophie de conception modulaire et la possibilité d'exécuter tous les essais et confirmations opérationnelles en aérostat captif limitent fondamentalement le coût et la durée des mises au point industrielles.

Je vous prie d'accepter, Monsieur, mes respectueuses salutations.



R. REGIPA

Copies à : MM. Eric Schall Réseau Dirigeable Université de Pau  
Jean-René Fontaine AERALL

# AERALL

## DIRIGEABLE GROS PORTEUR : PROJETS OU REALISATIONS

### IDENTIFICATION

NOM : VOLIRIS 900

REALISATION ou PROJET. (Si projet, préciser le niveau d'avancement) : Prototype réalisé

Numéro identification ;F- 03VS. Classe V des ULM

Source et date de l'information : janvier 2007

Date du projet :2002

Nom de l'inventeur, de l'équipe ou société : Simon Theuveny

Nom du fabricant : VOLIRIS. Aérodrome Moulins-Montbeugny,03400 Toulon/Allier. SARL au capital de 158.852 Euros – RCS Moulins B 421 972 555. Code NAF : 353 B - Bureaux 01/39/79/39/88

Nom de l'exploitant : VOLIRIS

*Pour ci-dessus, fournir l'ensemble des coordonnées d'identification : nationalité, adresse, et, pour les sociétés, date de création, données caractéristiques du bilan et du compte de résultat.*

*Dans ce qui suit, insister sur les caractéristiques originales, indiquer en annexes les validations présentées, et les références où l'on pourra trouver de plus amples explications et illustrations.*

*Préciser s'il s'agit d'estimations faites par le rédacteur.*

### 1. PRINCIPES et FORMES

- 11. Dessin de l'engin : fournir quelques images voir le site : [www.voliris.com](http://www.voliris.com)
- 12. Principe de vol (STOL, VTOL, captif...) STOL ( proche du VTOL )
- 13. Forme ( fuselé, lenticulaire, lobé...) Fuselé
- 14. Type (souple, rigide, semi-rigide...) souple
- 15. Dimensions : Longueur, largeur, hauteur, volume 32 X 8 X 13,5 et 1.000 m3
- 16. Bilan de portance (aérostatique, ballastage, rotors, aérodynamique...) + 100 kg
- 17. Ballastage (solides, eau, air comprimé...).. Eau : 50 litres
- 18. Nacelle, répartition de la charge Centrale
- 19. Atterrisseurs Train d'atterrissage

### 2. MATERIAUX, ATTACHES

- 21. Tissus
  - 211 performances : poids, étanchéité, résistance à la déchirure, durabilité etc..
  - 250 gr/m2. 1,5 l / m2 / 24h- 7 ans
  - 212. jonctions soudures
- 22. Eléments rigides non
- 23. Liaisons internes non



24. Méthodes de confection et d'assemblage par pièces soudées HF  
 25. Attaches entre enveloppe, structure, nacelle, charge nacelle suspendue ( 12 susp )

### **3. GAZ PORTEUR.**

31. Type de gaz : (*hélium, hydrogène, air chaud...*) *hélium*  
 32. Type de contenant (*enveloppe ou cellules...*) *enveloppe*  
 33. Contrôle de la force aérostatique : (*compression d'air, chauffage d'air et/ou d'hélium*  
*recupération de gaz de combustion ...*) *ballonnet d'air en position central*

### **4. MOTORISATION.**

41. Position, orientation et nombre des moteurs  
 2 moteurs. Propulsion arrière et sustentation centrale.  
 42. Type des moteurs et carburant  
 Hirth E 30 100CV et Kholer 20 CV. Essence Normale  
 43. Propulseurs : hélices, rotors. .. Hélices verticale et horizontale 175 et 150 dia.  
 44. Puissance, poids, consommation 90 KW, 65 + 25 kg, 22 l  
 45. Attaches des moteurs sur la structure ou l'enveloppe sur structure de la nacelle

### **5. PERFORMANCES.**

51. Masse à vide en ordre d'exploitation 570 kg  
 52. Dimensions et poids de la charge utile et payante 100 kg  
 53. Caractéristiques aérodynamiques  
   531. traînée  
   532. portance aérodynamique + 100 kg  
   533. autres  
 54. Vitesse de croisière et maximum 70 km et 95 km  
 56. Autonomie maximum : distance et temps 5 heures  
 57. Consommation de carburant 16 litres /h à 21 l/h  
 58. Consommation de gaz porteur (étanchéité de l'enveloppe) 100 m3 par mois  
 59. Disponibilité annuelle hors limitations météo 700 heures de vol par an

### **6. STATIONNEMENT, CHARGEMENT**

61. Système d'amarrage, procédure d'approche.  
 Amarrage au mât. Approche lente la plus verticale possible ( enclenchement sustentation )  
 62. Type d'abri (*hangar...*) *au mât jusqu'à vent 80 km /h sinon Hangar- porte mini 14 m*  
 63. Attaches des charges (*nacelle, poutre, compartiment spécifique, suspension par câble ...*)  
 suspension par câbles ( patte d'oie ) sous nacelle  
 64. Système de levage et de dépose des charges (*treillage, échange de lest et charge...*)  
*échange de lest eau + sustentation*  
 65. Caractéristiques des charges (*indivisibles, divisibles, poids et dimensions maxima...*)  
 indivisible  
 66. Infrastructures au sol requises :  
   661 espace pour les décollage, atterrissage, campement ( 50 m .et 300 m dégagée )  
   662 équipements , néant  
   663 personnel sur le terrain 4 personnes  
   664 aménagement des sites de détresse sans personnel. Ancre éventuelle  
 67. Durée des phases de prise et de dépôt de charge rapide

3.

### **7. PILOTAGE**

71. Commandes de vol ( *hydraulique, électrique...*) *électrique*  
 72. Capteurs (notamment de turbulences) non  
 73. Types et principes des automatismes de pilotage et de navigation non

74. Manoeuvrabilité, précision du pilotage auprès du sol et de l'approche de la charge  
Bonne précision, fonction des turbulences
75. Possibilité de vol aux instruments non interdit pour ce type d'appareil
76. Sécurité en stationnement au sol surveillance en fonction de la météo
77. Equipage nécessaire (nombre et type des compétences) 1 pilote

## **8. ENVIRONNEMENT.**

81. Dispositions contre les agressions : rafales, foudre, déchirures, givre, neige surveillance
82. Disponibilité annuelle dans différentes régions du globe expérience au Gabon
83. Pollutions : nature et importance faible

## **9. ELEMENTS FINANCIERS:(avec actualisation à 2005)**

91. Coût R&D (*études, expériences, maquettes, appareils en progression de taille...*)  
100.000 Euros
92. Coût de fabrication et d'entretien 270.000 Euros 50.000 euros
93. Coût du prototype. 650.000 Euros
94. Coût des infrastructures au sol pour la fabrication et l'entretien  
Hangar et annexes : 700.000 Euros
95. Coût de l'appareil de série 500.000 Euros ( vente )
96. Amortissement et maintenance. 100 000 Euros
97. Exploitation. 600 Euros / h

## **10. MARCHE ENVISAGE**

- 101 Transport de courte, moyenne ou longue distance courte
- 102 Transport de charges divisibles ou indivisibles indivisible
- 103 Marché : masses, origines, destinations, nombre d'engins nécessaire, références. 0