EPREUVE DE TIPE - PARTIE D

RECHERCHES AÉROTHERMIQUES LIÉES AU PROJET HERMÈS

Temps de préparation : 2 h 15

Temps de présentation devant le jury : 10 minutes

Entretien avec le jury : 10 minutes

GUIDE POUR LE CANDIDAT :

Le dossier ci-joint comporte :

Un document principal de 11 pages.

Travail suggéré au candidat :

* Faire le résumé du texte en dégageant les idées force (mots-clés).

* Le candidat pourra, s'il le désire, aborder les questions suivantes :

  - Quels sont les domaines physiques et technologiques concernés ?

  - Quelles sont les limites de la simulation numérique et de l'expérimentation ?

CONSEILS GENERAUX POUR LA PREPARATION DE L'EPREUVE :

- Lisez le dossier en entier dans un temps raisonnable.

- Réservez du temps pour préparer l'exposé devant le jury.

RECHERCHES AÉROTHERMIQUES LIÉES AU PROJET HERMÈS

Au 22e Colloque d'Aérodynamique Appliquée, organisé à Lille en novembre 1985, des spécialistes nationaux du CNES, de l'ONERA, de la DRET, du SESSIA-CNRS, des instituts de mécanique des fluides, des représentants de l'industrie aérospatiale (Aérospatiale et AMD-BA), se sont réunis pour faire le point des moyens disponibles pour satisfaire aux problèmes de la navette européenne. La figure 1, en annexe, représente la navette spatiale
gouvernes.

Chaque mandataire exposa l'essentiel des connaissances de son groupe provenant d'essais, de calculs, ou issus de renseignements extérieurs. Signalons que plusieurs études de véhicules hypersoniques avaient été effectuées en France une vingtaine d'années auparavant, de sorte que notre pays n'était pas totalement démuni dans ce domaine.

On retient que les trajectoires d'Hermès et du Space Shuttle américain sont voisines dans les phases de lancement et de rentrée (figure 2, en annexe), avec cependant quelques écarts dans la partie lancement. Ajoutons que la position d'attache d'Hermès sur ses propulseurs, la fusée Ariane associée à des boosters, forme un ensemble moins compact que celui des navettes américaines.

Concernant les ailes, une flèche unique de 74° est choisie pour Hermès alors que les Orbiters présentent d'avant en arrière 80° et 50°. Sur la navette européenne les gouvernes sont caractérisées par une dérive inclinée à chaque extrémité d'aile et une commande de profondeur par spoilers doubles.

1 - Les problèmes à résoudre.

Les problèmes les plus importants à résoudre sont de deux types :

- la recherche des marges de centrage et de manoeuvrabilité suffisantes dans toute les missions proposées,
- le contrôle des phénomènes aérothermiques au cours de la rentrée, particulièrement aux altitudes comprises entre 80 et 40 km où se développent des températures d'arrêt de l'ordre de 2000 °C. Les points les plus délicats se situent dans cette tranche où l
d'incidence, subit un couplage échauffement-manoeuvrabilité à des Mach de l'ordre de 30. On y

a tenue de la protection thermique, les aspects catalytiques à la parois de l'intrados, le comportement complexe des chocs et de la couche de viscosité se développant à l'extrados de l'aile et du fuselage. De plus, la forte flèche doit engendrer une production de tourbillons, d'organisation et d'orientation imprécises, susceptibles de réagir sur les stabilités et l'efficacité des gouvernes.

Le 22e Colloque d'Aérodynamique Appliquée a permis d'inventorier les moyens disponibles finer ce que l'on savait, d'esquisser des objectifs en vue de mieux connaître les phénomènes liés aux grands Mach, grands Reynolds et hautes enthalpies. Parmis les moyens disponibles, seront distingués les méthodes de calcul et de simulation numérique et les outils expérimentaux : souffleries et tunnels de tir.

2 - L'estimation des températures limites sur les parois d'un véhicule spatial.

Lors de la rentrée, le début du vol à grand nombre de Mach se fait à grande incidence pour dynamique et réduire la durée de vol à très haute température. Cela permet aussi de protéger la verrière. Lorsque la pression dynamique est suffisante, le pilotage par jets est relayé par l'action des gouvernes aérodynamiques.

L'échauffement de l'avion est un phénomène d'une très grande complexité dont la prédiction fait appel aux moyens de calculs les plus performants et aux souffleries les plus sophistiquées. L'atmosphère qui se trouvait au repos est comprimée violemment juste devant le nez de l'avion et se trouve portée à de telles températures que les molécules de l'air se dissocient. Ce plasma qui s'écoule autour de l'avion échauffe les parois. La chaleur produite se propage alors par conduction dans les parois et la structure porteuse pour tendre vers un nouvel équilibre thermique.

Les figures 3 et 4, en annexe, représentent les champs de température superficielle de la cellule, vue sur son intrados et de coté. Ce sont des valeurs estimées au moyen de toutes les méthodes de érimentales disponibles. Le problème de la conception aérothermique du véhicule met en oeuvre les lois de la mécanique des fluides, en écoulement hypersonique, et des transferts d'énergie associés. En particuler l'équilibre thermique de la cellule est à to

par l'équation différentielle de la chaleur (I). Elle traduit l'expression du principe de conservation.

C'est une forme particulière de l'équation générale de l'énergie, développée en mécanique des milieux continus.

$$\Delta T - \frac{1}{a}\frac{\partial T}{\partial t} = -\frac{1}{\lambda} p \qquad (I)$$

T est la température en tout point du système thermique. C'est une fonction de l'espace (x,y,z) et du temps t.

$a = \frac{\lambda}{\rho C_v}$ est la diffusivité thermique.

λ est la conductivité thermique du matériau de la cellule.

ρ est la masse volumique.

C_v est la chaleur massique à volume constant.

p représente les sources volumiques de chaleur, fonctions de l'espace et du temps. Un puits de

Le système thermique constitué par la navette est d'une telle complexité qu'il ne peut être trouvé de solution analytique au problème thermique continu général. Seule une solution approchée sera obtenue par une discrétistion suffisemment fine du système thermique, en un certain nombre de points ou noeuds. Chaque sous-ensemble ou élément de cellule satisfera l'équation (I). Le grand nombre d'équations résultant pour tous les éléments nécessitera une méthode de résolution numérique du problème thermique. Il sera fait appel aux moyens les plus élaborés de l'anal

La méthode de simulation numérique ainsi développée donnera un champ de température approximé aux différents noeuds. La pertinance du résultat sera étroitement liée aux différents modèles pris en compte, par le concepteur, pour représenter les conditions aux limites du système thermique. Toutes les ressources de l'analyse expérimentale sont alors exploitées pour la modélisation la plus exacte possible des conditions de liaison sur les frontières. Les transferts à l'interface fluide-cellule seront étudiés sur des maquettes, dans des souffleries et des tunnels de tir. Des résultats expérimentaux, obtenus sur prototype volant sans équipage, serviront aussi à recaler ou affiner les premiers modèles. Différentes techniques de mesures seront utilisées pour accéder aux valeurs des températures et des flux de chaleur pariétaux.

3 - Les méthodes de simulation numérique en thermique.

3.1 - La méthode des différences finies.

Cette méthode, appelée aussi méthode des volumes finis, consiste à appliquer le principe de conservation à chaque maille élémentaire. En volume, une équation simple lie la température d'un noeud à celles des noeuds voisins. Pour un problème plan, un élément de coque par exemple avec source volumique de chaleur p, en régime permanent, la température en chacun des noeuds N(i,j) est $_{i,j}$. L'épaisseur étant unitaire, l'équation de conservation est écrite pour un petit élément de coque de volume l^2, représenté figure 5.

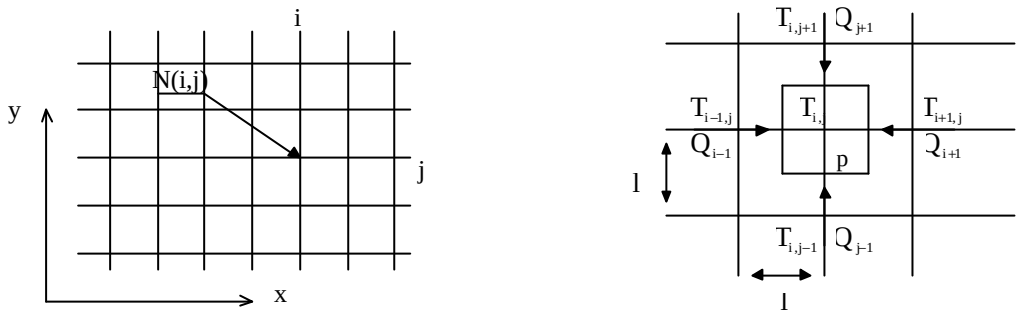


Figure 5

L'équation $Q_{i-1} + Q_{j-1} + Q_{j+1} + Q_{i+1} + pl^2 = 0$ exprime la conservation de l'énergie.

Comme d'après la loi de Fourier, les flux de conduction ont pour expression,

$$Q_{i-1} = \lambda\left[T_{i-1,j} - T_{i,j}\right], \quad Q_{j-1} = \lambda\left[T_{i,j-1} - T_{i,j}\right], \quad Q_{j+1} = \lambda\left[T_{i,j+1} - T_{i,j}\right], \quad Q_{i+1} = \lambda\left[T_{i+1,j} - T_{i,j}\right]$$

,

l'équation (II) liant les températures s'écrit,

$$T_{i-1,j} + T_{i,j-1} - 4T_{i,j} + T_{i,j+1} + T_{i+1,j} = -p\frac{l^2}{\lambda} \quad (\text{II})$$

Pour les mailles situées sur les bords des conditions limites particulières sont choisies. On distingue trois conditions types :

- la condition de première espèce ou température imposée T_o : $T_{i,j} = T_o$,

- la condition de deuxième espèce ou flux imposé q_o : $-\lambda\left.\frac{dT}{dx}\right|_{i,j} = q_o$,

- et la condition de troisième espèce ou convection locale : $-\lambda\left.\frac{dT}{dx}\right|_{i,j} = h\left[T_{i,j} - T_o\right]$.

h est le coefficient d'échange par convection et T_o est la température du fluide au noeud.

L'ensemble des équations (II) forme un système matriciel $A[T] = B$.

$[T]$ est le vecteur colonne des température inconnues aux noeuds N(i,j). Il peut être exprimé en inversant la matrice A et une solution approchée du champ de température est dé

3.2 - La méthode des éléments finis.

Si les objectifs de cette méthode sont identiques à ceux de la méthode des différences finies, la formulation est plus complexe. Elle est fondée sur la stationnarité d'une fonctionnelle π possédant aussi en thermique une interprétation énergétique. Les conditions d'Euler-Lagrange conduisent à l'expression (III), où V et S sont le volume et la surface contour du corps.

$$\pi = \iiint_V \left(\frac{1}{2}\lambda\left[\frac{\partial T}{\partial x}\right]^2 + \frac{1}{2}\lambda\left[\frac{\partial T}{\partial y}\right]^2 - T\,p(x,y) \right) dV + \iint_S \left(\frac{1}{2}h\left[T - T_o\right]^2 - T q_o \right) dS \quad (III)$$

L'hypothèse de la stationnarité de la fonctionnelle, pour tout le système thermique, conduit au champ de température du corps discrétisé. Le champ de température admissible est donc celui qui minimise la fonctionnelle globale π_G.

Pour le système thermique contenant N éléments de fonctionnelles élémentaire π_e, la fonctionnelle globale est la somme de ces fonctionnelles : $\pi_G = \sum_1^N \pi_e$.

La variation de la fonctionnelle est liée aux variations de température aux M noeuds du corps,

$$\Delta\pi_G = \sum_1^N \Delta\pi_e = \Delta T_1\{...\} + \Delta T_2\{..\}...+\Delta T_M\{...\} = 0$$

L'expression du principe variationnel conduit au système matriciel, $K[T] + H\left[T - T_o\right] = G + Q$ où :

K est la matrice de conduction, H la matrice de convection, G le vecteur des sources internes et Q le vecteur des flux imposés en surface.

La résolution de ce système matriciel permet d'exprimer les températures aux M noeuds du corps. Une solution approchée du champ de température est déterminée aussi dans ce cas.

Les ingénieurs, concepteurs de structures aérospatiales, disposent de ces deux méthodes de simulation numérique pour leur optimisation. En général, la méthode des différences finies est employée dans le cas d'applications simples, avec maillages réguliers, rapidement développées par

l'utilisateur. La méthode des éléments finis est appliquée le plus souvent par les développeurs de grands progiciels de calculs (NASTRAN, ANSYS, ABAQUS, FLUENT...). La tâche du concepteur est alors d'implémenter convenablement ces progiciels.

4 - Les moyens expérimentaux en aérothermique.

Différents moyens expérimentaux permettent de mesurer, sur maquette en soufflerie ou sur avion prototype, d'une part les températures et d'autre part les flux de chaleur pariéraux.

On distingue les méthodes de mesures de températures ponctuelles utilisant des thermocouples ou des thermorésistances. Deux thermomètres placés de chaque coté d'une paroi mince conductrice d'épaisseur e et de conductivité thermique λ, donc de résistance thermique connue $R_{th} = e / \lambda$, constituent un flux-mètre.

Des techniques expérimentales permettent aussi de visualiser les échauffements et de quantifier leur répartition en surface. Ce sont les méthodes du champ, dont les principales techniques sont la peinture thermosensible, les cristaux liquides, la peinture phosphorescente et la thermographie infrarouge.Cette dernière méthode permet des mesures de bonne précision si l'émissivité ε de la surface observée est connue en tout point. En effet, d'après le loi de Stefan, la densité de flux de chaleur émis par un corps gris porté à la température thermodynamique T a pour expression $\varphi = \varepsilon\sigma T^4$, où σ = 5,6697 W/m^2K^4 est la constante de Stefan-Boltzmann. La mesure de ce flux par un capteur infrarouge permet de déterminer la température de surface, au facteur ε près. A l'aide d'une caméra infrarouge il a été possible de mener une étude, à la demande du CNES, dans la soufflerie SR3 du Laboratoire d'Aérothermique du CNRS de Meudon. Il s'agissait de caractériser les niveaux de flux à haute altitude subis par la navette spatiale Hermès. Certaines mesures ont permis de caractériser, pour différentes conditions d'essais, les échauffements subis, d'une part par la navette et d'autre part par l'élément constituant le dernier étage d'Ariane 5. Les expériences, conduites pour un nombre de Mach voisin de 20, ont mené aux valeurs des flux de chaleur sur des maquettes dotées de flux-mètres à paroi mince.

Sur la visualisation infrarouge de la figure 6, en annexe, apparaissent les emplacements de deux pastilles à paroi mince, intégrées à l'intrados de la maquette d'Hermès, et les deux autres flux-mètres

situés à l'extrémité de lanceur. Sur ces flux-mètres sont soudés des thermocouples qui servent à l'enregistrement des flux de chaleur. Pour les mêmes conditions d'écoulement, caractérisées par un Reynolds de 8000, le thermogramme de la figure 7, en annexe, fait ressortir les zones d'échauffement les plus marquées sur la configuration de maquette Hermès à dérive arrière. Des mesures de flux de chaleur ont parallèlement été effectuées par des flux-mètres disposés sur l'intrados, sur la verrière et le long du bord d'attaque de la dérive.

5 - Bilans thermiques et trajectoire optimale de la navette Hermès.

Le plasma qui s'écoule autour de la navette échauffe les parois par l'intermédiaire de plusieurs

- le flux de convection au contact du plasma, créé par les chocs répétés des atomes et des molécules, il dépend fortement de la laminarité de l'écoulement pariétal,
- le flux de rayonnement du plasma,
- le flux de rayonnement provenant des écrans et des isolations intérieures,
- les effets chimiques de catalyse à la paroi qui font que les atomes d'oxygène ou d'azote peuvent se recombiner au contact de la paroi en dégageant de la chaleur transmise aux matériaux des parois.

De tels flux thermiques sont compensés par des flux de dissipation qui, lorsqu'ils égalent les flux incidents, fixent la température d'équilibre du matériau de la paroi :

- le flux de rayonnement réémis par la paroi de la navette surtout vers l'extérieur, et ceci d'autant plus que l'émissivité de la paroi est élevée,
- la capacité thermique de la paroi (ou phénomène de puits thermique) qui, compte-tenu des masses de la protection thermique et des isolants, joue un rôle dans le comportement thermique de l'avion spatial.

La température maximale atteinte par une paroi va dépendre de la trajectoire du vol qui fixe les densités des couches d'atmosphère rencontrées et de l'emplacement de la paroi sur la navette. En effet, selon qu'il s'agit d'une paroi normale à la vitesse ou inclinée par r
l'écoulement local n'est pas le même et le flux incident est modifié. La température atteinte dépend aussi de l'incidence de l'avion, du braquage des gouvernes et du nombre de Mach.

Le pilotage combiné de l'incidence, de la gite aérodynamique et du braquage d'un volet arrière d'équilibrage permet de contrôler les températures et la portée de la navette.

Les grandes incidences limitent la durée de l'échauffement mais font descendre plus rapidement la navette vers les couches denses, sources de forts échauffements. Les faibles incidences améliorent la finesse du vol, mais le vol durera plus longtemps et, en arrivant près du sol, les protections thermiques et les isolants continueront à transmettre de la chaleur aux équipements internes de la navette.

Les inclinaisons symétriques à gauche et à droite permettent en particulier de raccourcir la trajectoire et évitent un rebond qui ferait sortir l'avion spatial de l'atmosphère. Les inclinaisons latérales

6 - La protection thermique proposée.

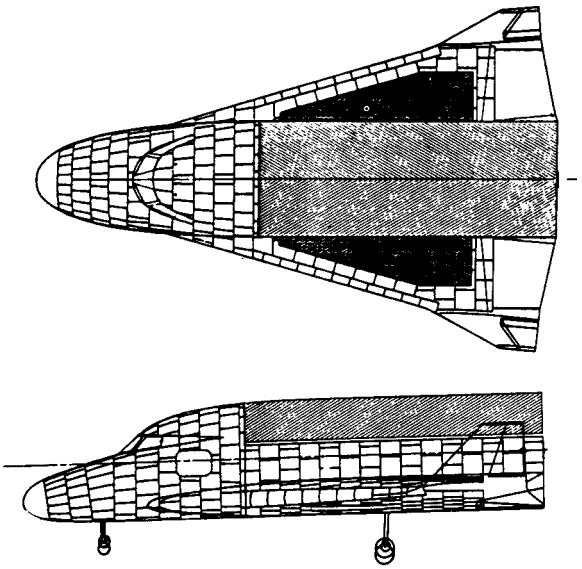


Figure 8 : protection thermique.

Le choix des matériaux de protection haute température fixe les limitations de températures acceptables sur les parois de la navette. Sur la figure 8 l'ensemble de la protection thermique est

es tuiles en composite, fibre de carbure de silicium dans une matrice de carbure de silicium, seront employées. Les recherches sur le composite SiC-SiC sont faites par la SEP.

Pour les bords d'attaque, un compromis est à trouver : les grands rayons diminuent leur température mais au détriment de la finesse hypersonique.

Le problème de la conception aérothermique est accentué par la petite taille de la navette qui entraîne des températures élevées et augmente le poids relatif de la protection thermique par le jeu du rapport surface extérieure-volume du véhicule.

Conclusion :

La rentrée d'un véhicule spatial planant dans l'atmosphère est un problème extraordinairement complexe. La difficulté crutiale est de contrôler la navette Hermès en évitant des échauffements excessifs dans une gamme de vitesses de Mach 30 à Mach 0,4.

Compte tenu des dimensions réduites d'Hermès par rapport à l'Orbiter américain, les rayons de nez et de bord d'attaque sont plus faibles et la charge alaire est plus forte, ce qui conduit à un échauffement supérieur. C'est pourquoi les matériaux de protection thermiques retenus doivent résister à de très hautes températures. C'est l'un des vérous technologiques les plus durs du recherches très poussées en aérothermique sont donc nécessaires pour évaluer les températures et les flux de chaleur transmis au niveau de ces matériaux.

ANNEXES

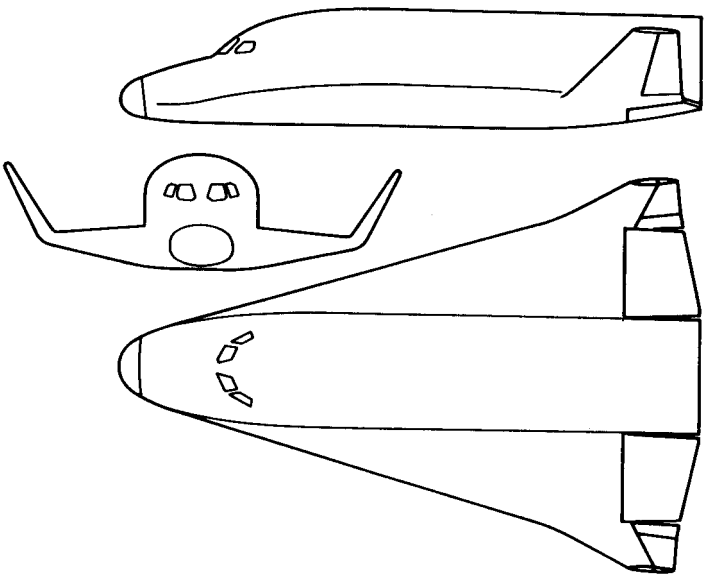
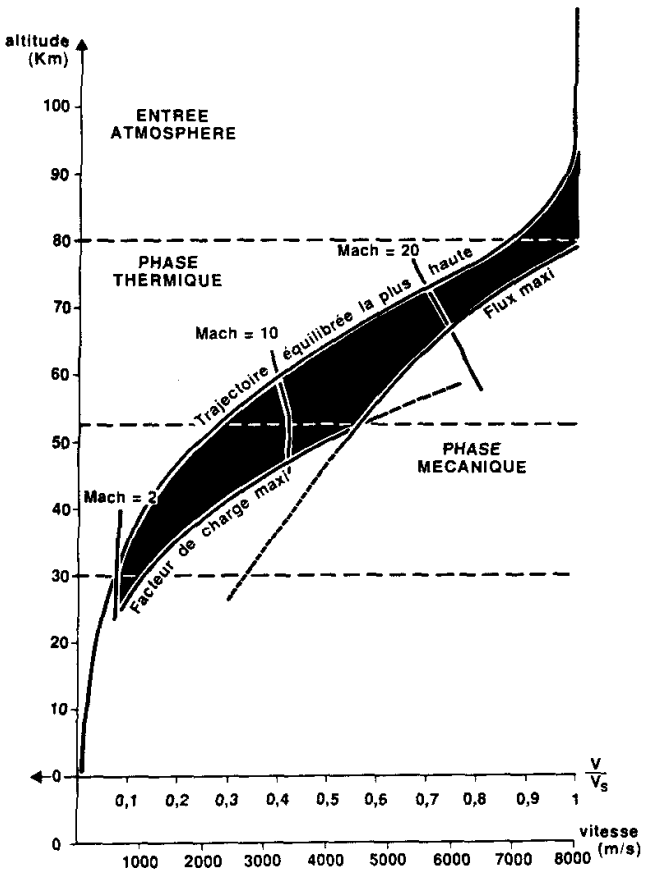


Figure 1
Formes aérodynamiques de la navette Hermès.



280

Figure 2
Couloir de rentrée dans l'atmosphère.

285

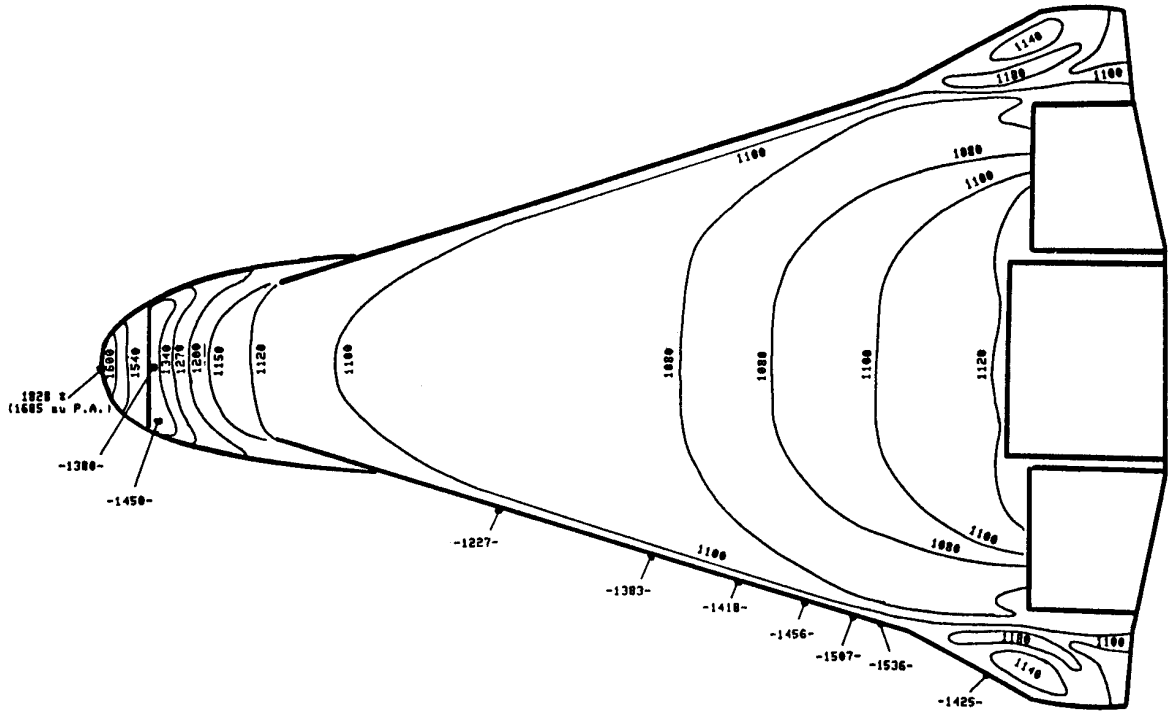


Figure 3

Températures limites d'Hermès en °C, vue de l'intrados.

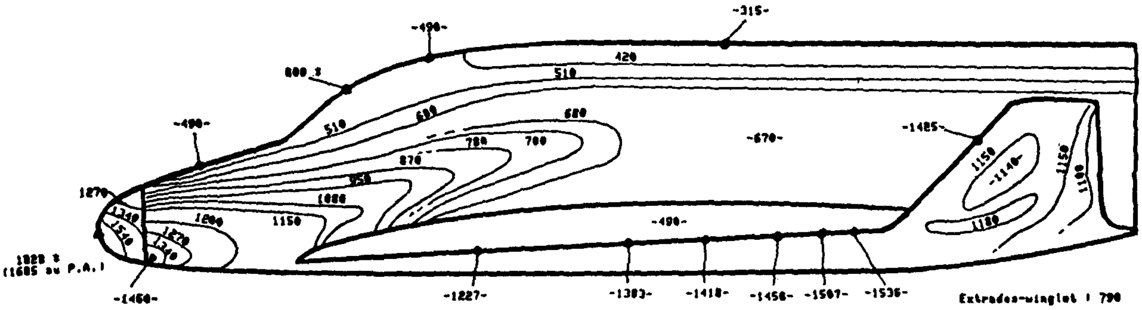


Figure 4

Températures limites d'Hermès en °C, vue de côté.

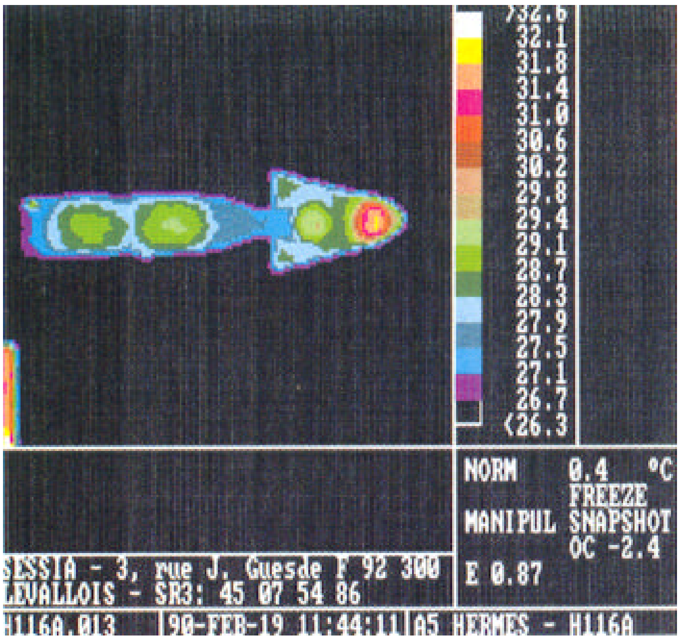


Figure 6

Thermogramme sur maquette Hermès/Ariane 5 munie d'éléments en paroi mince et placée dans un écoulement hypersonique raréfié à Mach 20 (essais SR3/Meudon).

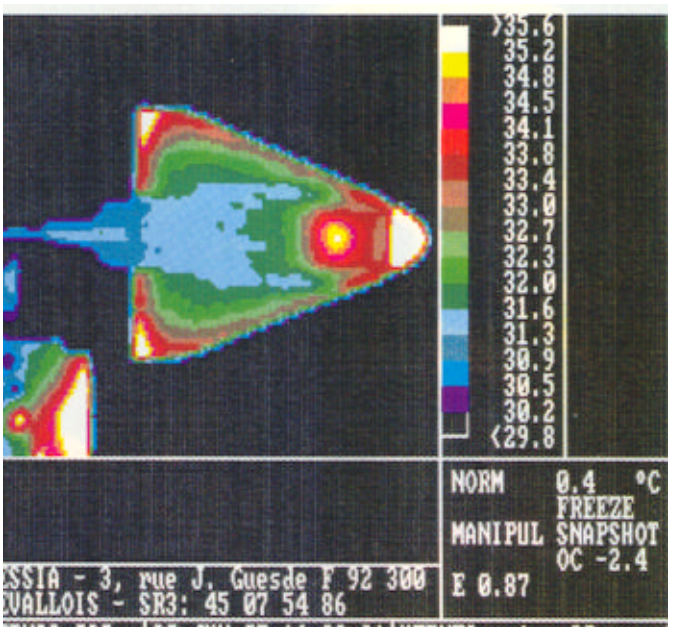


Figure 7

Thermogramme sur maquette Hermès, à dérive verticale arrière, placée dans un écoulement hypersonique raréfié à Mach 20 (essais SR3/Meudon).