

VITRAGE POUR AERONEF SPATIAL

Arrière plan de l'invention

Domaine de l'invention

La présente invention concerne les vitrages pour aéronefs spatiaux et en particulier les vitrages pour aéronefs spatiaux du type avion spatial comportant un
5 pare brise et des hublots passagers.

On entend par avion spatial, un véhicule capable de se déplacer dans l'atmosphère terrestre à la manière d'un avion, mais également capable de vol spatial suborbital, par exemple à l'aide d'un moteur fusée pouvant lui faire atteindre une altitude d'au moins 100 Km. De façon générale, la vitesse maximale
10 d'un tel avion spatial ne dépasse pas mach 5 dans tout son domaine de vol.

Arrière plan technologique

Par définition, les vitrages pour aéronefs sont destinés à permettre à leur passagers ou membres d'équipage de voir aux alentours de l'aéronef.

De ce fait, ces vitrages doivent permettre non seulement de voir, mais ils
15 doivent résister aux mêmes contraintes d'environnement et d'utilisation que les autres parties des aéronefs ; et donc résister à l'avancement dans l'air, assurer le maintien de la pression interne à l'aéronef, résister aux différentes agressions en vol telles que pluie, grêle, oiseaux ou au sol comme les graviers, résister et filtrer les rayonnements, pouvoir être dégivrés, assurer la sécurité des passagers en cas
20 de défaillances, etc.... .

Il existe une grande quantité de données et une grande expérience quant aux vitrages pour avion civils ou militaires. Usuellement, on distingue pour les avions deux types de vitrage :

- les vitrages pour pare-brises et poste de pilotage,
- 25 - les vitrages pour passagers (hublots).

Les premiers, du fait de leur position sur l'avant de l'aéronef étant soumis à des agressions plus fortes.

Il est connu de réaliser des pare-brises en plusieurs couches comme décrit par exemple dans les documents US2010/0020381 A1, US2010/0163676 A1, EP
5 0 322 776 A2.

Les vitrages de pare brises aéronautiques présentent généralement une structure multicouche qui alterne par exemple des couches en verre, en acrylique ou en polycarbonate avec des couches vinyle.

Ils sont assemblés par un dispositif périphérique.

10 Un exemple connu de vitrage de pare brise pour des avions de ligne tels que les avions Airbus A300, A320, A340 comporte 3 couches de verre de sécurité, des intercalaires vinyle pour séparer les couches de verre, des intercalaires uréthane pour coller les intercalaires vinyle aux couches de verre et des moyens de dégivrage et anti buée.

15 La plupart des assemblages de vitrages pare-brise connus sont ainsi basés sur un multi-ply comportant des intercalaires solides entre des couches de verre sécurité ou de matériau acrylique.

L'inconvénient de ces structures multi-ply est qu'elles ne comportent pas de zone de rupture de conduction de la chaleur comme une lame d'air ou de vide
20 peuvent le faire. Globalement ces structures constituent des parois conductrices de chaleur.

Pour les fenêtres passagers appelés notamment hublots, il est connu de réaliser un vitrage résistant à la pression cabine en assemblant deux lames de verre ou de matériau acrylique maintenues écartées par un joint périphérique pour
25 réaliser une lame d'air et d'ajouter une troisième lame acrylique ou autre plastique transparent côté intérieur pour faire écran thermique et éviter que les passager ne touchent à la fenêtre.

Dans un tel montage, un petit trou dans la lame de verre interne met en communication la lame d'air avec l'intérieur de l'aéronef de sorte que seule la lame
30 de verre ou acrylique externe subit les différentiels de pression, la lame de verre interne étant une lame assurant une redondance en cas de rupture de la lame externe.

Du fait de la présence d'une lame d'air entre deux lames de verre ou équivalent, ces structures offrent une meilleure isolation thermique que les structures multi pli.

Les véhicules spatiaux rencontrent des conditions d'environnement
5 différentes de celle des avions ; en particulier les véhicules spatiaux destinés à un retour sur terre sont soumis à des échauffement très important que ne connaissent pas les avions même supersoniques.

Par ailleurs, dans l'espace, les rayonnements sont plus intenses, dans toutes les gammes du spectre électromagnétique. De plus, la température
10 extérieure peut être très froide ou très chaude. Plus exactement, les parois peuvent être très chaudes + 150°C) ou très froides - 150°C si elles sont soumises au rayonnement du soleil ou pas.

De ce fait, la conception de ces vitrages doit comporter une parois extérieure très réfractaire, et l'ensemble du vitrage doit être un bon isolant
15 thermique.

En outre en vol spatial un aéronef peut rencontrer des micro météorites.

Pour les capsules spatiales du programme Apollo, les hublots comportaient une lame externe épaisse silice et deux lames internes alumine/silicate.

La lame externe avait pour fonction de résister aux impacts et à la chaleur
20 lors du retour sur terre, et les lames internes à la pression, l'espace entre la lame externe et la première lame interne étant soumis au vide lors de la phase orbitale alors que l'espace entre les lames internes était rempli d'azote sec sous pression.

La navette spatiale de la NASA comportait des vitrages à trois lames également. Les vitrages frontaux étaient pourvus d'une lame externe de résistance
25 thermique d'environ 16 mm d'épaisseur, fixée à la structure du fuselage de la navette, une lame intermédiaire de redondance en cas de rupture de la lame externe d'environ 33 mm d'épaisseur et une lame interne de résistance à la pression d'épaisseur de l'ordre de 16 mm. La lame intermédiaire et la lame interne sont assemblées ensemble avec un joint non pas sur le fuselage de la navette,
30 mais sur le compartiment étanche destiné à l'équipage.

La lame centrale et la lame externe sont réalisées en verre de silice fondu.

Le choix des matériaux pour un vitrage d'aéronef spatial est crucial, comme l'est le choix des matériaux pour toute structure d'un aéronef. Il faut rechercher l'efficacité technique avec la masse la plus faible possible.

Il est donc fondamental de choisir les matériaux en fonction des besoins
5 spécifique du véhicule que l'on veut construire.

Ainsi, la lame externe d'un vitrage pour véhicule spatial destiné au retour sur terre depuis une orbite terrestre ou au delà devra être réalisée en Silice refondue, très réfractaire mais de densité 2,6, la densité étant de 2,5 pour les verres en général, alors qu'un polycarbonate plus résistant au choc a une densité
10 de 1,1.

Il est à noter qu'aucune norme ou standard de certification ne sont définis pour les engins spatiaux alors que les avions atmosphériques sont susceptibles de respecter des standards et des normes strictes de certification qui vont grandement influencer sur le dimensionnement de leurs organes.

15 La question se pose pour un avion spatial qui va se propulser à des altitudes intermédiaires entre le domaine atmosphérique et le domaine spatial orbital et qui ne va pas subir les températures extrêmes de rentrée spatiale.

Brève description de l'invention

La présente invention a donc pour objectif de définir un système de vitrage
20 optimisé pour un aéronef de type avion spatial, qui a successivement un fonctionnement d'avion classique subsonique, et est donc soumis à toutes les exigences d'un avion civil classique, en particulier de part sa certification, et un fonctionnement de véhicule spatial, donc soumis au vide et à la rentrée atmosphérique avec de nouvelles exigences qui ne sont pas aujourd'hui figées.

25 Les contraintes identifiées pour la conception des pare-brises/hublots d'aéronefs tels que des avions spatiaux réalisant des vols suborbitaux sont :

- la protection contre l'échauffement cinétique durant la rentrée atmosphérique, avec toutefois un échauffement cinétique moindre en vol suborbital par rapport aux véhicules orbitaux,
- 30 - la protection contre les micro-impacts lors des phases balistiques, à la fois sur le pare-brise et les hublots et les impacts de type aéronautiques pour les pare-brises lors des phases de vol aéronautique. En effet, un avion spatial est plus exposé qu'une capsule portée par une fusée du fait qu'il réalise des vols

atmosphériques plus longs et à l'horizontale et du fait qu'il se pose et décolle au sol.

Le vitrage de l'invention a en outre pour contrainte de constituer un isolant thermique. Il doit en outre absorber les rayons solaires et les rayons X et être
5 résistant aux micro-débris spatiaux à haute vitesse. Il doit protéger les passagers contre les rayonnements solaires lors de la phase de vol hors de l'atmosphère (besoin spatial).

Ce vitrage doit bien entendu maintenir le différentiel de pression entre la cabine et le milieu atmosphérique tant en vol aéronautique qu'en vol spatial,
10 garantir la sauvegarde du véhicule en cas de rupture intempestive du panneau supportant la pression cabine et assurer la redondance du panneau de pression pour répondre aux exigences de certification de l'aviation civile.

Une protection des hublots contre les agressions internes en provenance des passagers doit être prévue de même que les vitrages doivent assurer une
15 vision claire à l'extérieur du véhicule durant toutes les phases de vol pour le pilote, besoin aéronautique, et pour les passagers ; dans le cadre d'un vol spatial avec passagers, non seulement le pare brise mais aussi les hublots latéraux doivent être pourvus de dispositifs de dégivrage sur toutes les couches du vitrage.

Enfin, la conception du système doit être optimisée en termes de masse,
20 comme pour tout véhicule volant ; mais cette exigence est d'autant plus forte qu'il s'agit ici d'un avion spatial.

Enfin le vitrage doit respecter au moins les certifications en tant que vitrage d'aéronef atmosphérique de transport de personnes.

Pour ce faire la présente invention propose un vitrage pour aéronef adapté
25 à un vol suborbital et un vol aéronautique, qui comporte un panneau externe de tenue en température, par exemple en Polycarbonate ou Aluminosilicate, un panneau principal de tenue en pression de pressurisation, et un panneau interne, de redondance du panneau principal, pour lequel les panneaux externe, principal et interne de redondance sont séparés les uns des autres par des espaces
30 remplis de gaz ou vides, pour lequel les panneaux principal et interne sont dimensionnés selon les standards de certification de l'aviation civile.

Selon un premier mode de réalisation du panneau principal et du panneau de redondance, l'espace entre le panneau principal et le panneau interne de

redondance contient de l'air sec, ou de l'azote pour éviter les condensations dues au froid ambiant.

Selon un second mode de réalisation du panneau principal et du panneau de redondance, l'espace entre le panneau principal et le panneau interne de redondance est mis sous vide.

Selon un premier mode de réalisation des panneaux externe et principal, l'espace entre le panneau externe et le panneau principal est rempli d'une couche d'air de séparation.

Selon un deuxième mode de réalisation des panneaux externe et principal, l'espace entre le panneau externe et le panneau principal est sous vide.

Selon un troisième mode de réalisation des panneaux externe et principal, le panneau externe comporte au moins un perçage d'équilibrage de pression entre sa face externe et sa face interne.

Ce mode de réalisation particulièrement avantageux supprime totalement les contraintes de pression sur le panneau externe qui n'a ainsi qu'à remplir ses fonctions de protection aux impacts et de barrière thermique.

Avantageusement le panneau principal est réalisé en matériau acrylique étiré, selon la norme américaine MIL PRF-25690B du 29 janvier 1993.

Dans le cas où le vitrage forme un hublot passager, un panneau supplémentaire fin de protection passagers est ajouté pour protéger les panneaux fonctionnels du vitrage.

Le vitrage de l'invention comporte avantageusement un ou plusieurs films de protection aux rayonnements solaires sur le panneau principal.

Il comporte avantageusement au moins un film chauffant dégivrante sur la face interne du panneau externe et préférentiellement au moins un film chauffant dégivrante (10) sur la face externe du panneau principal.

Il comporte avantageusement un film chauffant antibuée sur le panneau interne.

Le panneau principal a préférentiellement un coefficient de sécurité d'au moins 4 en tenue en pression. Dans un mode de réalisation particulier, le panneau principal a un coefficient de sécurité d'au moins 8 en tenue en pression.

Le panneau interne a préférentiellement un coefficient de sécurité d'au moins 2 en tenue en pression. Dans un mode de réalisation particulier, le panneau interne a un coefficient de sécurité d'au moins 3 en tenue en pression.

L'invention s'applique à un aéronef suborbital, c'est à dire atteignant des altitudes supérieures à 100 km et des vitesses de rentrée atmosphérique de Mach 3 à 5, comportant des éléments de pare brise et/ou des hublots réalisés au moyen du vitrage selon au moins l'une des caractéristiques définies ci-dessus.

5 Brève description des dessins

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention seront apparents à la lecture de la description qui suit d'exemples de réalisation non limitatifs de l'invention en référence aux dessins qui représentent:

en figure 1: un vitrage de l'invention monté dans une fixation à serrage;

10 en figure 2 : un vitrage de l'invention monté dans un assemblage en deux parties ;

Description détaillée de modes de réalisation de l'invention

L'invention est décrite en figure 1 dans le cadre d'un vitrage assemblé dans un encadrement de type connu adapté à être fixé par serrage, l'encadrement
15 comportant des cales 100, 101, 103, les cales 101, 103 définissant des espaces 5, 6 entre les panneaux du vitrage, un joint anti humidité 105, une plaque de maintien 104 en Z.

Selon l'invention, le vitrage comprend un panneau externe 1, aussi appelé lame externe, qui doit résister principalement aux contraintes de tenue aux
20 impacts et isolation thermique en rentrée atmosphérique.

Les impacts comprennent les impacts définis dans le domaine aéronautique et notamment les oiseaux mais aussi les impacts qui peuvent être dus à des objets tels que débris spatiaux en phase de vol suborbital.

Contrairement à un avion atmosphérique, les hublots passagers doivent
25 être conçus avec une grande résistance voir la même résistance que les vitrages de pare-brise du fait que des débris spatiaux de haute vélocité peuvent frapper l'aéronef sous des angles quelconques.

Pour le panneau externe, commun aux vitrages de pare brise et aux hublots, qui assure la protection contre les échauffements thermiques de rentrée
30 atmosphérique et contre les impacts, le matériau préféré est un polycarbonate de type Lexan qui a une bonne résistance aux chocs et en température. Ses surfaces interne et externes doivent être protégées l'une de l'ambiance externe et l'autre de l'ambiance interne et le panneau externe sera recouvert de couches de protection

ou traitements de surface connus dans la technique de fabrication des panneaux polycarbonates, par exemple traitement de surface anti UV ou autre.

Ce panneau externe, qui n'est pas doublé, est isolé vis-à-vis des autres panneaux par la présence d'une couche d'air ou un vide de séparation, cette
5 couche pouvant être toutefois en communication avec l'extérieur de l'aéronef par un ou plusieurs perçages 7 d'équilibrage de pression de dimension réduite.

Côté intérieur, le vitrage de l'invention comporte un premier panneau interne, appelé panneau principal 2.

Selon l'invention un espace est réalisé entre le panneau externe 1 et le
10 panneau principal 2. Cet espace est créé au moyen d'un joint périphérique 101 dans le cas de la figure 1 ou d'un empilage d'un élément de cadre 106 et de joints 101, 109.

Ceci est contraire à la technique des vitrages tels qu'utilisés pour les avions atmosphériques où l'espace entre les lames est rempli d'un matériau tel qu'une
15 couche vinyle.

Selon l'invention le rôle de tenue à la pression est dévolu au deuxième panneau ou panneau principal 2. L'épaisseur et le matériau de ce panneau principal sont conformes aux coefficients de sécurité standard de l'aviation pour la tenue en pression et le panneau est préférentiellement en matériau acrylique.
20 Avantageusement le panneau principal est réalisé en matériau acrylique étiré, en forme ou en plaque selon le cas, de type 2 à résistance à l'humidité améliorée selon la norme américaine MIL-PRF-25690B du 29 janvier 1993. Ce matériau par rapport à un acrylique moulé permet de diviser le coefficient de sécurité par deux pour la tenue en pression du panneau.

25 La tenue du vitrage en cas d'avarie du panneau principal est assurée par l'ajout d'un second panneau interne 3 dimensionné à marge de conception plus faible par rapport à la pression à supporter.

L'isolation thermique en vol en dehors de la rentrée atmosphérique est réalisée par une lame d'air entre les deux panneaux de tenue à la pression.

30 Pour que le panneau interne assure sa fonction de redondance, Il faut que cet espace soit scellé, avec un gaz à une pression équivalente à celle à l'intérieur du véhicule (0,8 bar). Mais il faut prévoir un dispositif de maintenance pour maintenir cette pression pour tous les vols ; c'est différent des solutions spatiales, où il n'y a que peu de vols séparés par de longues périodes.

Le panneau principal et le panneau de redondance adaptés à supporter la pression interne cabine sont réalisés en matériau acrylique. L'utilisation de panneaux en matériau acrylique est optimale en masse et le matériau permet par ailleurs de filtrer au moins une partie des rayons X tout en assurant une bonne
5 clarté.

Dans le cas des hublots, une protection contre les agressions internes par les passagers est réalisée par l'ajout d'un panneau 4 de très faible épaisseur de protection du hublot représenté à la figure 2.

Selon cette figure 2, la fixation des lames est différente de celle de la figure
10 1 puisque le second panneau interne est monté à part alors que les panneaux externe et principal sont montés entre un cadre 106 fixé sur le fuselage 108 par un dispositif de bridage 107 tandis qu'un encadrement 111 entourant le hublot renforce ledit fuselage 108 autour du trou recevant le hublot.

La protection aux rayonnements solaires est complétée par l'ajout d'un film
15 de protection solaire 8 qui est selon l'exemple réalisé sur la face interne du panneau principal 2.

De même la protection contre le givrage est réalisée par des films chauffants dégivrants 9, 10 sur la face interne du panneau externe et sur la face externe du panneau principal. Ces films sont connectés électriquement par des
20 pistes conductrices telle que la piste 110 de la figure 1.

Le vitrage comporte en outre un film ou revêtement antibuée 11, par exemple un film chauffant, sur le panneau interne.

Ces revêtements sont par exemple des fins grillages reliés à une source électrique ou un revêtement tel que connu sous la marque NESATRON de la
25 société PPG Industries Inc. .

Le panneau interne 3 permet également d'améliorer l'isolation thermique moyennant une couche d'air suffisante dans l'espace 5 entre le panneau interne et le panneau principal 2 de reprise des charges de pression.

La fixation du pare-brise ou des hublots selon l'invention sur la structure
30 avion se fait suivant les technologies aéronautiques connues qui permettent un démontage rapide des vitrages.

L'invention concerne en résumé un vitrage conforme aux certifications avion et donc respectant les préconisation des normes s'y appliquant et donc de la norme CS23: "*Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and*

Commuter Category Aeroplanes CS-23 Amendment 3 20 July 2012" de l'European Aviation Safety Agency relative aux avions civils, de la recommandation qui introduit les coefficients de sécurité applicables à de tels vitrages; la recommandation "*Advisory circular*" AC n° 25.755-1 du 17/01/2003 de la FAA du département des transports des USA qui définit un premier coefficient de 2 en tenue aux charges ultimes au paragraphe §8a3 et un second coefficient de sécurité de 4 pour un acrylique ou un polycarbonate et de 2 pour un acrylique étiré au paragraphe 8c5 soit un facteur de sécurité intégrée ("fail safe" en anglais) pour la tenue en pression de 8 pour un acrylique ou un polycarbonate, 4 pour un acrylique étiré.

En l'absence de certification pour les avions spatiaux le choix est de dimensionner le panneau principal selon les normes ci-dessus de l'aviation civile.

Le panneau de redondance est par contre dimensionné à minima c'est à dire uniquement par rapport aux efforts de charge ultime.

Pour le matériau acrylique, on utilise la norme MIL-PRF 25690B du 29 janvier 1993 comme spécification de matériau, pour des acryliques étirés de type 2, en forme ou en plaque selon le cas d'application.

Ainsi il est possible d'obtenir la certification avion et, pour la partie de vol suborbital ou orbital, la présente invention prévoit d'ajouter un panneau externe spécifique adapté à résister à la chaleur et aux impacts.

Pour fixer les choses, prenons le cas d'un avion défini selon les normes de certification applicables et qui comporte des fenêtres de 340 par 240 mm à deux panneaux pour lesquelles le panneau externe subit la totalité de la pression. La différence de pression nominale entre la cabine et l'extérieur étant de 0.582mbar (pressurisation à 8000 pieds pour une altitude maximale de 42000 pieds).

Quand le panneau externe est réalisé en Polyméthacrylate de méthyle, pour prendre en compte la recommandation "*Advisory circular*" AC n° 25.755-1 du 17/01/2003 de la FAA du département des transports des USA, et donc un coefficient de sécurité d'au moins 8, alors les calculs montrent que le panneau interne doit avoir une épaisseur de 10,16mm, sa déflexion étant de 1,2 mm.

En cas de défaillance du panneau externe, le panneau interne est conçu en sorte de contenir seulement la pression cabine ultime. Il a une épaisseur de 6.35mm, avec facteur de sécurité supérieur à 2, de l'ordre de 3 pour en limiter la déflexion maximale à 4mm.

Les vitrages de la cabine passager – les hublots - de l'avion spatial de la présente invention sont conçus comme un compromis entre les contraintes d'un avion à réaction de transport civil classique et les contraintes de l'environnement ainsi que la charge subis par un véhicule sub-orbital.

- 5 Conformément aux processus de certification des avions, le panneau principal adapté à supporter la pression cabine est dimensionné par calcul aux éléments finis avec un facteur de sécurité d'au moins 8 et une déflexion en son centre maximale de 1,2mm.

- 10 Pour un panneau de surface 0,09 m² soumis à une pression cabine usuelle de 0,750 mbar l'épaisseur du panneau principal en matériau acrylique étiré est de 12,3 mm et sa masse globale est de l'ordre de 1.6kg.

Le panneau interne est réalisé pour tenir la pression cabine en cas de défaillance du panneau principal et est prévu avec un facteur de sécurité de 3 pour être cohérent avec les avions civils.

- 15 Avec le même matériau que le panneau principal, une épaisseur de 7mm apporte un facteur de sécurité de 3, soit une mase de 1 Kg.

Le panneau externe est adapté à protéger l'aéronef de la chaleur de rentrée atmosphérique ainsi que des dommages par des objets étrangers, dans le domaine spatial (micrométéorites) ou aéronautique.

- 20 Selon un aspect de l'invention le panneau externe est dimensionné de manière identique pour les hublots que pour un pare brise et est réalisé en tenant compte d'un choc d'oiseau tel que défini dans la norme CS23: "Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS-23 Amendment 3 20 July 2012" paragraphe 23.775 (h) (1) de l'European
25 Aviation Safety Agency relative aux avions civils.

Ce faisant, le panneau externe des vitrages du présent aéronef est conforme au panneau externe d'un pare brise d'avion civil.

- Le matériau choisi est un polycarbonate (de type LexanTM) de densité de 1160kg/m³, pour un avion spatial suborbital ne dépassant pas mach 5 dans son
30 domaine de vol.

Ce panneau externe est donc dimensionné pour résister à l'impact d'un oiseau, de telle façon que sa déflexion maximale lors de l'impact n'induisse pas un contact entre le panneau externe et le panneau principal. Pour un écart entre les

deux panneaux de 5 mm, un panneau en Lexan d'épaisseur 12mm, soit 1,5 Kg convient.

Les fenêtrage de la cabine de pilotage – le pare-brise – sont dimensionnées selon le même processus, mais les épaisseurs nécessaires dépendent
5 évidemment de la surface de chaque fenêtrage : pour chaque géométrie de fenêtrage, et pour chaque panneau, il y a lieu de vérifier par calcul aux éléments finis que les critères de dimensionnement définis pour les hublots sont respectés.

Ce qui induit en général des épaisseurs supérieures, parce que les fenêtrage du pare-brise sont de plus grande dimension que les hublots de la cabine
10 passager. Mais il y a lieu d'optimiser ces dimensions de façon à ne pas trop augmenter le poids des panneaux du pare-brise.

L'invention n'est pas limitée aux exemples représentés et notamment le panneau 4 peut être assemblé avec les panneaux 1 à 3 pour réaliser les hublots.

De même, l'invention s'applique à des avions spatiaux pouvant atteindre
15 des vitesses supérieures. Dans de tels cas, on utilisera pour le panneau extérieur des matériaux adaptés aux températures plus élevées rencontrées, de type aluminosilicate, ou silice fondue, les panneaux principal et interne restant conforme aux définitions des standards avion.

RE V E N D I C A T I O N S

1 - Vitrage pour aéronef adapté à un vol suborbital et un vol aéronautique, caractérisé en ce qu'il comporte un panneau externe (1) de tenue en température, un panneau principal (2) de tenue en pression de pressurisation et un panneau interne (3), de redondance du panneau principal, pour lequel les
5 panneaux externe, principal et interne de redondance sont séparés les uns des autres par des espaces (5, 6) remplis de gaz ou vides, pour lequel les panneaux principal et interne sont dimensionnés selon les standards de certification de l'aviation civile.

2 - Vitrage selon la revendication 1 pour lequel l'espace (5) entre le
10 panneau principal et le panneau interne de redondance contient de l'air sec, ou de l'azote.

3 - Vitrage selon la revendication 1 pour lequel l'espace (5) entre le panneau principal et le panneau interne de redondance est mis sous vide.

4 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications 1 à 3 pour lequel
15 l'espace (6) entre le panneau externe et le panneau principal est rempli d'une couche d'air de séparation.

5 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications 1 à 3 pour lequel l'espace (6) entre le panneau externe et le panneau principal est sous vide.

6 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications 1 à 3 pour lequel
20 le panneau externe (1) comporte au moins un perçage (7) d'équilibrage de pression entre sa face externe et sa face interne.

7 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes pour lequel le panneau principal (2) est réalisé en matériau acrylique étiré, selon la norme américaine MIL PRF-25690B du 29 janvier 1993.

8 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes
25 formant un hublot passager et comportant un panneau supplémentaire (4) fin de protection passagers.

9 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes
30 comportant un ou plusieurs films (8) de protection aux rayonnements solaires sur le panneau principal.

10 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes comportant au moins un revêtement chauffant dégivrant (9) sur la face interne du panneau externe.

5 11 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes comportant au moins un revêtement chauffant dégivrant (10) sur la face externe du panneau principal.

12 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes comportant un film chauffant antibuée (11) sur le panneau interne.

10 13 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes pour lequel le panneau principal a un coefficient de sécurité d'au moins 4 en tenue en pression.

14 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes pour lequel le panneau principal a un coefficient de sécurité d'au moins 8 en tenue en pression.

15 15 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes pour lequel le panneau interne ont un coefficient de sécurité d'au moins 2 en tenue en pression.

20 16 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes pour lequel le panneau interne ont un coefficient de sécurité d'au moins 3 en tenue en pression.

17 - Vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes pour lequel le panneau externe est en Polycarbonate ou Aluminosilicate.

25 18 - Aéronef suborbital comportant des éléments de pare brise et/ou des hublots réalisés au moyen du vitrage selon l'une quelconque des revendications précédentes.