

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①① N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

2 863 314

②① N° d'enregistrement national : **04 10664**

⑤① Int Cl⁷ : F 02 K 7/04

①②

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 08.10.04.

③① Priorité : 08.12.03 US 10730219.

④③ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 10.06.05 Bulletin 05/23.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Ce dernier n'a pas été
établi à la date de publication de la demande.*

⑥① Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦① Demandeur(s) : GENERAL ELECTRIC COMPANY —
US.

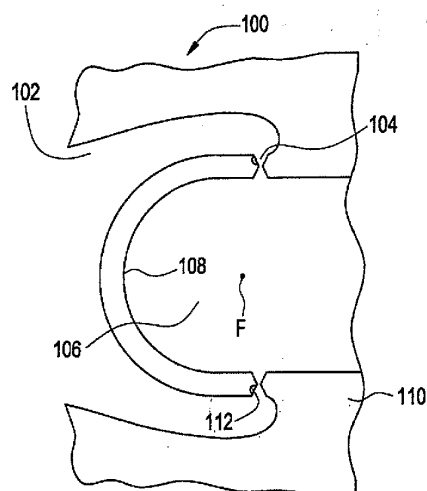
⑦② Inventeur(s) : TANGIRALA VENKAT ESWARLU,
DEAN ANTHONY JOHN et LEYVA IVETT ALEJAN-
DRA.

⑦③ Titulaire(s) :

⑦④ Mandataire(s) : CASALONGA ET JOSSE.

⑤④ SYSTÈME DE DÉTONATION PULSÉE À DEUX ÉTAGES.

⑤⑦ Un système (100) de détonation pulsée à deux étages
comprend un étage de précombustion (102) et un résona-
teur géométrique (106) relié, via un ajutage convergent-di-
vergent (104), à l'étage de précombustion (102) pour créer
des conditions de température élevée et de pression élevée
dans le résonateur afin de créer des conditions optimales
pour l'amorçage d'une détonation. Un mélange de carbu-
rant et de gaz est brûlé dans l'étage de précombustion
(102), puis passe dans l'ajutage (104) et arrive dans le ré-
sonateur géométrique (106), où le mélange brûlé subit la
détonation. La détonation se propage par une tuyère de sor-
tie du résonateur en produisant une poussée.



FR 2 863 314 - A1



Système de détonation pulsée à deux étages

La présente invention concerne les systèmes de détonation pulsée, et plus particulièrement les systèmes de détonation pulsée à deux étages.

Les statoréacteurs à double flux et à cycle variable peuvent être utilisés pour permettre des vitesses de vol d'aéronef comprises entre des petits nombres de Mach subsoniques et des nombres de Mach supersoniques d'environ Mach 6. Les réacteurs connus comprennent un système de moteur central et un dispositif d'augmentation de poussée à deux modes de fonctionnement. Le dispositif d'augmentation de poussée à deux modes de fonctionnement apporte de la chaleur supplémentaire au flux d'échappement sortant du système de moteur central pour accroître la poussée du moteur. Le système de moteur central fournit de la puissance pour entraîner un ensemble de soufflante et comprend typiquement, en série dans le sens de l'écoulement axial, un compresseur, un étage de combustion, une turbine haute pression et une turbine basse pression. Le dispositif d'augmentation de poussée à deux modes de fonctionnement est placé en aval du moteur central et reçoit de l'air du moteur central et d'un conduit de dérivation qui entoure le moteur central.

Les réacteurs connus peuvent fonctionner sur une large plage de vitesses de vol si plusieurs systèmes de combustion différents sont utilisés. Pendant les vitesses de vol allant du décollage jusqu'à environ Mach 3, le moteur central et un système de soufflante de moteur fournissent un flux d'air à une pression et une quantité utilisées par le dispositif d'augmentation de poussée pour produire de la poussée pour le moteur. Pour maintenir des vitesses de vol comprises entre Mach 3 et Mach 6, on coupe le système de moteur central et l'on introduit un flux d'air dynamique dans le dispositif d'augmentation de poussée à deux modes de fonctionnement, soit en faisant tourner le système de soufflante en autorotation, soit en utilisant un conduit dynamique auxiliaire. Pour maintenir des vitesses de vol supérieures à Mach 6, on utilise soit un système de combustion supersonique distinct, c'est-à-dire un statoréacteur à combustion supersonique, soit un système distinct de production de poussée basé sur une fusée. Pour réaliser des vitesses de vol dans l'espace, on utilise le système de production de poussée basé sur une

fusée. En conséquence, pour qu'un moteur fonctionne efficacement sur une large plage de vitesses de vol, on utilise différents systèmes de combustion.

Les efforts fournis pour s'attaquer à l'inconvénient du besoin d'une combinaison de systèmes de combustion pour obtenir une large plage de vitesses de vol ont conduit au développement de moteurs à détonation pulsée, qui aident à augmenter la plage de vitesses de vol disponibles tout en réduisant le besoin d'une combinaison de systèmes de combustion.

Une mise en œuvre qui a été proposée pour un moteur à système de détonation pulsée contient au moins un moteur à détonation pulsée (ou moteur PDE, pour "Pulsed Detonation Engine") à tube. Le moteur PDE peut être positionné en tant que dispositif d'augmentation de poussée, ou comme étage de combustion principal, ou les deux. Toutefois, les systèmes de détonation pulsée à tube présentent certains inconvénients. Ces systèmes font appel à des soupapes mécaniques pour aider à maîtriser la détonation, ce qui ajoute de la complexité et augmente les coûts, mais ajoute aussi une limite à la fréquence de détonation pouvant être obtenue. Les fréquences de détonation basses peuvent aussi avoir un effet défavorable sur les organes du moteur en raison du choc et des vibrations créés par les détonations. En outre, les systèmes de moteur PDE à tube ne fonctionnent pas de manière efficace avec les carburants d'aviation couramment utilisés. Le moteur PDE à deux étages qui est décrit dans la présente invention satisfait le besoin d'utiliser les carburants aviation ainsi que le fonctionnement à haute fréquence. La poussée est produite en utilisant des détonations, dont on a prouvé qu'il s'agit de la manière la plus efficace d'extraire de l'énergie d'un mélange carburant/air donné qui est détonant.

Dans un mode de réalisation de l'invention, un moteur à double flux comporte un système de détonation pulsée à deux étages pour permettre au moteur de fonctionner de manière efficace et avec un bon rendement sur une large plage de vitesses de vol. Le moteur à détonation pulsée à deux étages augmente la fréquence des détonations de fonctionnement du moteur, sans les limites physiques imposées par les soupapes à commande mécanique ou autres organes de turbine. Ceci augmente la poussée totale du moteur et l'espérance de vie des composants. Le système de détonation pulsée à deux étages comporte un étage de précombustion et un résonateur géométrique, ou

plusieurs résonateurs géométriques, qui fournissent une poussée supplémentaire au moteur. L'étage de précombustion peut être n'importe quel système qui rend plus détonant un mélange carburant/comburant. Il peut s'agir par exemple d'un étage de combustion à pression constante, d'un système de
5 pyrolyse, ou d'un système catalytique.

En fonctionnement, un mélange riche carburant/air est brûlé dans l'étage de précombustion sous une pression constante, ce qui produit un mélange de composants détonants tels que CO et H₂. Après l'étage de précombustion, le mélange résultant est ensuite dirigé dans un résonateur
10 géométrique, qui est soit bidimensionnel soit tridimensionnel, avec de l'air additionnel, ce qui crée des conditions de détonation provoquant la détonation du mélange présent dans le résonateur géométrique. Dans certains cas, on ajoute également une source d'allumage au mélange du résonateur pour favoriser les détonations. La source d'allumage peut être une étincelle, un choc
15 extérieur, etc. La détonation d'un mélange carburant/air dans le résonateur géométrique produit des gaz de combustion chauds avec une température et une pression augmentées. Les gaz de combustion chauds sont dirigés hors du moteur, ce qui se traduit par la production d'une poussée.

La présente invention sera mieux comprise à la lecture de la description détaillée qui suit du mode de réalisation illustratif qui est
20 représenté schématiquement dans les dessins annexés, dans lesquels :

la figure 1 est une vue en coupe latérale d'un réacteur à double flux comportant un système de détonation pulsée à deux étages ;

la figure 2 est une vue en coupe d'un dispositif d'augmentation de détonation pulsée utilisé avec le système de détonation pulsée à deux étages
25 montré en figure 1, prise selon la ligne 2-2 ;

la figure 3 est une vue en coupe d'une partie d'un système de détonation pulsée à deux étages ;

la figure 4 est une vue en coupe d'un ajutage convergent-divergent
30 utilisé dans un système de détonation pulsée à deux étages ;

la figure 5 est une vue en coupe d'une variante du résonateur géométrique utilisé dans un système de détonation pulsée à deux étages ;

la figure 6 est une vue en coupe d'une autre variante du résonateur géométrique utilisé dans un système de détonation pulsée à deux étages ;

la figure 7 est une vue en coupe d'un autre résonateur géométrique utilisé dans un système de détonation pulsée à deux étages ;

la figure 8 est une vue en coupe d'un autre résonateur géométrique utilisé dans un système de détonation pulsée à deux étages ;

5 la figure 9 est une vue en coupe d'une autre variante du résonateur géométrique utilisé dans un système de détonation pulsée à deux étages ; et

la figure 10 est une vue en coupe d'encore une autre variante du résonateur géométrique utilisé dans un système de détonation pulsée à deux étages.

10 La présente invention va maintenant être expliquée plus en détail en se référant aux dessins annexés, qui ne limitent en aucune manière la portée de l'invention.

La figure 1 est une vue en coupe latérale d'un réacteur à double flux 10 comportant un système de détonation pulsée 12 à deux étages qui comprend au moins un résonateur géométrique. Dans ce cas, le système PDE est positionné en tant que dispositif d'augmentation de poussée, c'est-à-dire après la turbine du réacteur. La figure 2 est une vue en coupe d'un dispositif d'augmentation 13 de détonation pulsée prise selon la ligne 2-2 de la figure 1. Dans une forme de réalisation, le réacteur à double flux 10 est un moteur F110/129 produit par
15 General Electric Aircraft Engines, à Cincinnati, dans l'Ohio. Le moteur 10 a un axe 14 s'étendant généralement longitudinalement, qui s'étend dans une direction avant 16 et une direction arrière 18. Le moteur 10 comporte un moteur central 30 qui comporte lui-même un compresseur haute pression 34, un étage de combustion 36, une turbine haute pression 38 et une turbine de puissance ou turbine basse pression 39 tous montés en série, en une relation
20 d'écoulement axial. Dans d'autres modes de réalisation, le moteur 10 comprend un assemblage de soufflante centrale (non représenté).

Dans une autre forme de réalisation, le système à deux étages peut aussi être placé entre le compresseur et la turbine. Dans ce cas, le PDE 12 à
25 deux étages remplacerait l'étage de combustion 36 de la figure 1. Une forme de réalisation différente comprend un moteur ayant un système PDE à deux étages qui joue à la fois le rôle d'étage de combustion principal 36 et de dispositif d'augmentation de poussée.
30

Le système de détonation pulsée 12 à deux étages est disposé en aval du moteur central 30 et reçoit de l'air de dilution du système de soufflante du moteur. Le système de détonation pulsée 12 à deux étages crée des détonations à haute fréquence d'un mélange carburant/air qui provoquent la création d'un gaz à haute température et à haute pression, qui est éjecté du moteur en même temps qu'est créée une poussée. Le fonctionnement du système de détonation pulsée à deux étages sera décrit plus loin en détail. Le système de détonation pulsée 12 à deux étages comporte un côté entrée 70 ayant un étage de précombustion 60, un groupement d'au moins un résonateur géométrique 62, un côté sortie 72 et un sous-système de focalisation de choc. Dans un mode de réalisation, un seul étage de précombustion 60 fournit du mélange détonant à plusieurs résonateurs géométriques 62. Le côté entrée 70 est en amont du côté sortie 72 et entoure de façon périphérique un corps central 76 du moteur.

L'expression "moteur à détonation pulsée", telle qu'utilisée ici, doit être comprise comme désignant tout dispositif ou système qui produit à la fois une montée en pression et une augmentation de la vitesse à partir d'une série de détonations ou quasi-détonations répétées à l'intérieur du dispositif. Une "quasi-détonation" est un processus de combustion turbulente supersonique qui produit une montée en pression et une augmentation de la vitesse qui sont supérieures à celles produites par une onde de déflagration. Les formes de réalisation typiques des moteurs à détonation pulsée comprennent un moyen servant à allumer un mélange carburant/comburant, par exemple un mélange carburant/air, et une chambre de détonation, dans laquelle les fronts d'ondes de pression amorcés par le processus d'allumage se fondent pour produire une onde de détonation. Chaque détonation ou quasi-détonation est amorcée soit par un allumage externe, par exemple une décharge d'étincelle ou une impulsion laser, soit par des processus dynamiques gazeux, par exemple la focalisation de choc, l'autoallumage ou par une autre détonation (contre-courant). La géométrie de la chambre de détonation est telle que l'augmentation de pression de l'onde de détonation expulse les produits de combustion par la sortie du moteur à détonation pulsée pour produire une force de poussée. Comme le savent les personnes du métier, la détonation pulsée peut être réalisée dans différents types de chambres de détonation, parmi

lesquels les tubes de détonation, les tubes à onde de choc, les cavités résonantes de détonation et les chambres de détonation annulaires.

Le sous-système de focalisation de choc 74 comporte au moins une tuyère 78 qui s'étend des résonateurs géométriques 62 au côté sortie 72 du système. Les tuyères 78 permettent au mélange de carburant et d'air, qui subit une détonation dans les résonateurs géométriques 62, de passer au côté sortie 72 en créant une poussée supplémentaire. Dans une forme de réalisation, chaque tuyère 78 est de section circulaire et le sous-système de focalisation de choc 74 a un profil de section circulaire. Dans une autre forme de réalisation, le sous-système de focalisation de choc 74 présente un profil de section non circulaire. Dans une forme de réalisation différente, les tuyères 78 sont de section non circulaire, par exemple polygonale ou rectangulaire. Les tuyères 78 s'étendent des résonateurs géométriques 62 à une tuyère d'éjection 84. La tuyère d'éjection 84 est située en aval du système de détonation pulsée 12 à deux étages et de la tuyère 78.

En fonctionnement, un flux d'air entre dans le moteur 10 et du carburant est introduit dans le moteur central 30. L'air et le carburant sont mélangés puis allumés à l'intérieur du moteur central 30 pour produire des gaz de combustion chauds. De façon spécifique, de l'air sous pression provenant du compresseur haute pression 34 est mélangé à du carburant dans l'étage de combustion 36 puis ce mélange est allumé, ce qui produit des gaz de combustion. Ces gaz de combustion entraînent la turbine à haute pression 38 qui entraîne à son tour le compresseur haute pression 34. Les gaz de combustion passent de la turbine haute pression 38 à la turbine basse pression 39. L'écoulement central sort par la turbine basse pression 39.

Une petite fraction d'écoulement d'air de dilution est canalisée vers l'étage de précombustion 60, où du carburant supplémentaire est ajouté à l'écoulement d'air. Le carburant utilisé dans le moteur est n'importe quel carburant connu à base d'hydrocarbures acceptable dans les applications de moteurs d'aviation, par exemple le JP-4, le Jet-A et le JP-8. On injecte du carburant dans l'étage de précombustion 60 en une quantité qui permet d'obtenir un rapport carburant/air riche. Dans une forme de réalisation, ce rapport de mélange carburant/air riche est de l'ordre de 2 à 3. Dans une autre

forme de réalisation, on utilise un gaz supplémentaire, comme de l'oxygène, dans le mélange de l'étage de précombustion 60.

5 Après obtention du mélange riche, le mélange résultant est brûlé dans l'étage de précombustion 60, dans un processus de combustion à pression constante. Pendant le processus de combustion à pression constante, une partie du carburant à base d'hydrocarbures est brûlée, tandis qu'une autre partie est partiellement oxydée, ce qui change chimiquement une partie du carburant, et se traduit par la production de composants détonants supplémentaires, tels que CO et H₂.

10 Dans une forme de réalisation, la pression dans l'étage de précombustion sous laquelle est brûlé le mélange carburant/air est d'environ 3 atm. Le mélange riche est obtenu en utilisant au moins un dispositif de turbulence de prémélange double et en établissant une flamme de jet turbulent prémélangé.

15 Le mélange brûlé et les composants détonants sont dirigés, depuis l'étage de précombustion 60, à des vitesses soniques ou proches de celles-ci, dans les résonateurs géométriques 62, en passant par des ajutages convergents-divergents 64. Avant d'entrer dans les résonateurs géométriques 62, le mélange brûlé est encore mélangé avec un gaz secondaire injecté dans le flux passant
20 par les ajutages 64. Le nouveau mélange sort des ajutages convergents-divergents 64 à haute pression, et entre dans les résonateurs géométriques 62. Dans une forme de réalisation, le gaz secondaire est de l'air.

25 Dans un mode de réalisation, la quantité d'air secondaire ajoutée au flux brûlé de l'étage de précombustion est telle que le rapport carburant/air résultant est de 1. Le fait d'avoir un rapport carburant/air résultant de 1 qui entre dans le résonateur géométrique permet la consommation de carburant maximale lorsque le mélange carburant/air subit la détonation dans le résonateur géométrique 62. La quantité d'air secondaire ajoutée au flux brûlé de l'étage de précombustion est telle que l'on obtient un rapport carburant/air
30 de 1 par rapport à la masse d'air totale utilisée dans l'étage de précombustion et dans le résonateur.

 Quand le nouveau mélange carburant/air sort des ajutages convergents-divergents 64, le flux sortant est dirigé radialement vers l'axe de symétrie des résonateurs géométriques 62. Les flux provenant des ajutages 64

entrent en collision au niveau de l'axe de symétrie du résonateur géométrique 62 en créant une région de conditions de stagnation ayant une pression et une température accrues. L'augmentation de pression résultante dans le résonateur géométrique 62 crée une onde de pression qui étrangle le flux sortant des
5 ajutages 64. Dans une forme de réalisation, la région à pression et température élevées créée agit comme amorce pour faire détoner le mélange carburant/air. La détonation résultante se propage jusqu'aux tuyères de sortie 78 du résonateur, et sort des tuyères 78 du côté sortie 72, en créant une poussée supplémentaire.

10 La fréquence et l'intensité de la détonation du mélange carburant/air à l'intérieur des résonateurs géométriques 62 sont déterminées par la géométrie, la composition, la température et la pression auxquelles le mélange carburant/air sort des ajutages 64 et entre dans les résonateurs géométriques 62. Tous ces paramètres sont optimisés pour atteindre une fréquence élevée de
15 détonation, une consommation efficace du carburant dans les résonateurs géométriques 62, et le temps d'induction adéquat pour la détonation.

Avant la détonation du flux dans le résonateur, les flux émis par les ajutages 64 sont étranglés en raison du rapport de pression d'un bord à l'autre de ceux-ci. Ceci limite le flux entrant dans les résonateurs géométriques 62. En
20 outre, cet étranglement du flux aide à permettre la détonation du mélange carburant/air à l'intérieur des résonateurs géométriques 62. A mesure que la détonation se forme, elle crée une haute pression en aval des ajutages 64, qui diminue de façon significative, voire inverse la direction du flux dans ces ajutages. Une fois que la détonation du mélange carburant/air est créée dans
25 les résonateurs géométriques 62, le mélange carburant/air ayant subi la détonation sort du résonateur géométrique 62 et poursuit sa route dans les tuyères de sortie 78 du résonateur. Lorsque le mélange carburant/air ayant subi la détonation sort du résonateur géométrique, il se produit une chute de pression dans le résonateur géométrique 62. Cette chute de pression permet au
30 flux des tuyères de s'étrangler à nouveau et d'entrer dans le résonateur géométrique 62, en permettant une répétition du cycle.

Dans une forme de réalisation, certaines des ondes de pression créées par le flux du mélange carburant/air provenant des ajutages 64 et entrant dans les résonateurs géométriques 62 se propagent également vers les surfaces

réfléchissantes 68 des résonateurs géométriques 62. Les ondes de pression dirigées vers les surfaces réfléchissantes 68 sont réfléchies et dirigées par la forme des surfaces réfléchissantes 68 jusqu'à un point focal présentant une pression et une température élevées. La pression et la température élevées
5 créées au point focal favorisent la détonation du mélange carburant/air sortant des ajutages 64. Cette détonation se propage le long des tuyères de sortie 78 du résonateur et sort par la sortie 72.

Dans une forme de réalisation, le point focal des ondes de pression renvoyées par les surfaces réfléchissantes 68 correspond à la région de
10 conditions de stagnation créée par le flux du mélange carburant/air provenant des ajutages convergents-divergents 64. La convergence des ondes de pression réfléchies et la région de stagnation du flux provenant des ajutages 64 créent une région de haute pression et de haute température au point de convergence qui résulte en la détonation du mélange carburant/air. La détonation est ensuite
15 dirigée le long des tuyères de sortie 78 du résonateur et sort des tuyères 78 par la sortie 72, ce qui se traduit par une poussée supplémentaire.

Il est à noter que sur les figures 1 et 2, le moteur 10 représenté comporte plusieurs résonateurs géométriques 62 et plusieurs tuyères de sortie 78 de résonateur. Cependant, dans une forme de réalisation, on utilise
20 l'association d'un seul résonateur géométrique 62 et de tuyères de sortie 78 de résonateur.

La figure 3 montre une vue en coupe d'une partie d'un système 100 de détonation pulsée à deux étages. Comme évoqué plus haut, on mélange un carburant à base d'hydrocarbures avec de l'air, ce qui donne un mélange riche
25 en carburant, qui est brûlé à pression constante dans l'étage de précombustion 102. Le mélange résultant, comprenant du carburant partiellement brûlé et les composants restants de la combustion, passe dans l'ajutage convergent-divergent 104, où on le mélange avec de l'air secondaire sortant d'orifices 112 pour créer un rapport carburant/air égal. Le mélange résultant passe dans le
30 résonateur géométrique 106 qui a une surface de réflexion 108 d'onde de pression cylindrique. Le moteur à détonation pulsée à deux étages comporte également une tuyère de sortie 110 de résonateur pour transmettre le mélange carburant/air ayant subi la détonation à la sortie de la tuyère de sortie du résonateur et du moteur (non représenté). La surface de réflexion 108 d'onde

de pression a une forme de surface courbe à deux dimensions ayant un point focal F, où est focalisée l'onde de pression réfléchi dans le résonateur géométrique 106. La forme de la surface est celle d'une partie d'un cylindre dont l'axe principal passe par le point focal F.

5 Dans une forme de réalisation, la courbure de la surface de réflexion 108 d'onde de pression est tridimensionnelle. Dans ce cas, la forme de la surface est une partie d'une sphère ayant un point focal F.

Le résonateur géométrique 106, la surface 108 et la tuyère de sortie 110 du résonateur sont faits de matériaux aérospatiaux haute température qui supportent des conditions de pression et de température élevées, comme celles résultant de la détonation répétée du mélange carburant/air dans le résonateur géométrique 106.

10 L'ajutage convergent-divergent 104 a la forme d'un anneau formé radialement, qui parcourt le périmètre du résonateur géométrique 106. Le mélange carburant/air sort radialement de l'ajutage 104 pour se diriger vers le centre du résonateur géométrique 106, afin de créer une région de stagnation à haute pression et à haute température dans laquelle se produisent l'amorçage et la détonation. Dans une autre forme de réalisation, l'ajutage 104 se présente sous la forme d'une pluralité de canaux discrets, au moins un canal étant situé sur une surface supérieure du résonateur géométrique 106 et au moins un autre canal étant situé sur une surface inférieure du résonateur géométrique 106.

20 Dans une forme de réalisation, plusieurs ajutages discrets individuels 104 sont répartis radialement autour du périmètre du résonateur géométrique 106. Chacun de ces ajutages oriente le mélange carburant/air de l'étage de précombustion 102 vers une région centrale du résonateur géométrique 106. Dans une autre forme de réalisation, un certain nombre des ajutages discrets 104 orientent le mélange carburant/air de l'étage de précombustion 102 vers une partie centrale du résonateur géométrique 106, tandis que les ajutages 104 restants orientent de l'air secondaire vers le centre du résonateur géométrique 106.

30 La figure 4 est une vue en coupe d'un ajutage convergent-divergent 200 qui parcourt le périmètre d'un résonateur géométrique 202. L'ajutage convergent-divergent 200 est configuré pour permettre un flux supersonique ou quasi-supersonique de l'étage de précombustion 204 au résonateur

géométrique 202. L'ajutage 200 est fait de matériaux aéronautiques haute température. Dans une forme de réalisation, les surfaces intérieures de l'ajutage 200 sont revêtues de couches réfractaires.

5 Dans une forme de réalisation, les dimensions de l'entrée 206, de la gorge 208 et de la sortie 210 de l'ajutage et les relations dimensionnelles entre elles sont optimisées pour limiter la chute de pression réalisée dans le flux passant de l'étage de précombustion 204 au résonateur géométrique 202. Les paramètres géométriques typiques de ce type d'ajutage convergent-divergent radialement orienté vers l'intérieur sont : le profil des parois, qui comprend :
10 les angles des parois, la longueur des sections convergente et divergente, la largeur de la gorge et sa position radiale. L'optimisation de ces dimensions géométriques réduit les pertes de pression créées entre l'entrée 206 et la sortie 210 de l'ajutage 200. La diminution des pertes de pression permet au système de détonation pulsée à deux étages de fonctionner à une pression totale
15 moindre et augmente les performances globales du système PDE à deux étages. Une faible perte de pression dans l'ajutage 200 autorise l'utilisation d'une pression de fonctionnement plus basse dans l'étage de précombustion 204 qui se traduit par un rendement amélioré du cycle. De plus, la diminution des pertes de pression dans l'ajutage réduit le délai d'allumage avant le
20 commencement de la détonation à l'intérieur du résonateur géométrique 202.

Comme évoqué plus haut, la fréquence et l'intervalle avant la détonation du mélange carburant/air dans le résonateur géométrique 202 sont liés à la géométrie du résonateur, et à la composition, à la température et à la pression du mélange carburant/air. Lorsque la vitesse à laquelle la pression
25 monte, ou atteint un niveau prédéterminé, à l'intérieur du résonateur géométrique 202 augmente, le délai entre les détonations séquentielles diminue. Ainsi, la fréquence à laquelle le système de détonation pulsée à deux étages peut fonctionner est augmentée par la réduction de la perte de pression dans l'ajutage convergent-divergent 202. En outre, le rendement global du
30 système est augmenté parce que la pression régnant dans l'étage de précombustion 204 est maintenue à un niveau global bas, sans avoir d'effet négatif sur les détonations se produisant à l'intérieur du résonateur 202.

Dans l'ajutage convergent-divergent 200 sont positionnés plusieurs orifices d'air secondaire 212 pour injecter de l'air secondaire dans le mélange

carburant/air qui passe de l'étage de précombustion 204 au résonateur géométrique 202. Dans une forme de réalisation, pour obtenir une efficacité et une fréquence des détonations optimales, on utilise un rapport carburant/air de 1 dans le résonateur géométrique 202. Ceci est réalisé grâce à l'injection de la
5 bonne quantité d'air secondaire, par les orifices 212, dans le mélange brûlé riche en carburant qui sort de l'étage de précombustion 204 et qui entre dans le résonateur géométrique 202. Avec les orifices 212, on injecte de l'air atmosphérique normal. Dans une forme de réalisation, on utilise comme air secondaire un flux d'air haute pression provenant du moteur central 30. Dans
10 une autre forme de réalisation, au moins une partie de ces orifices pourraient apporter du carburant au lieu de l'air.

Les orifices 212 sont placés sur le côté convergent de l'ajutage convergent-divergent 200, pour injecter l'air secondaire en amont dans le flux carburant/air. Les orifices 212 sont équidistants le long de l'ajutage 200. La
15 pression du flux d'air secondaire sortant de ces orifices est régulée pour empêcher le retour du flux du mélange carburant/air dans les orifices 212, et pour empêcher la création d'une zone de recirculation dans l'ajutage 200, au voisinage des orifices 212.

En outre, les orifices 212 sont inclinés en amont dans le flux du
20 mélange carburant/air pour assurer une optimisation du mélange de l'air secondaire dans le mélange carburant/air provenant de l'étage de précombustion 204. Dans une forme de réalisation, l'angle A avec lequel le flux d'air secondaire est injecté dans le flux de l'ajutage est compris dans l'intervalle de 0° à 45° par rapport à la normale N à la surface 214 de l'ajutage
25 200.

Dans une forme de réalisation, le flux d'air secondaire est injecté en amont dans le flux de l'ajutage à 45° par rapport à la normale N à la surface 214 de l'ajutage 200.

L'espacement, la taille et le nombre des orifices 212 le long de
30 l'ajutage 200 optimisent le mélange de l'air secondaire dans l'ajutage 200 avec le mélange carburant/air provenant de l'étage de précombustion 204. Dans une forme de réalisation, l'espacement entre les bords des orifices 212 est égal au diamètre des orifices 212.

En outre, dans une forme de réalisation, plutôt que d'être positionnés sur le côté convergent de l'ajutage 200, les orifices 212 sont positionnés sur une surface divergente 216 située du côté divergent de l'ajutage 200. Dans cette forme de réalisation, la pression nécessaire pour le flux d'air secondaire est inférieure à celle nécessaire dans une configuration où les orifices 212 sont du côté convergent de l'ajutage 200. Lorsqu'ils sont positionnés du côté divergent de l'ajutage convergent-divergent 200, le flux d'air secondaire sort des orifices 212 avec une certaine pression et un angle pour maximiser le mélange de l'air secondaire avec le mélange carburant/air. Dans une forme de réalisation, le flux d'air secondaire sort des orifices du côté divergent de l'ajutage 200 en formant un angle compris entre 0° et 90° dans le flux du mélange carburant/air, par rapport à la normale à la surface de la partie divergente de l'ajutage. Le fait de faire entrer l'air secondaire dans le mélange carburant/air du côté divergent de l'ajutage 200 permet au système d'air secondaire (non représenté) de fonctionner à une pression de fonctionnement globale moindre.

Dans une forme de réalisation, l'air secondaire est préchauffé avant d'entrer dans l'ajutage 200. Le préchauffage de l'air secondaire aide le mélange carburant/air provenant de l'étage de précombustion 204 à maintenir ou à atteindre une température élevée, ce qui aide à amorcer la détonation à l'intérieur du résonateur géométrique 202.

Dans une forme de réalisation supplémentaire, les orifices 212 d'air secondaire sont situés sur plus d'une surface de l'ajutage convergent-divergent 200. Il y a une série d'orifices 212 sur une surface convergente 214 de l'ajutage et une deuxième série d'orifices sur une surface divergente 216 de l'ajutage. Dans une autre forme de réalisation, les orifices 212 positionnés sur le côté convergent de l'ajutage 200 sont placés sur le côté opposé à celui où les orifices 212 du côté divergent sont positionnés. Ceci aide à obtenir un mélange optimal de l'air secondaire dans le mélange carburant/air.

En outre, dans une forme de réalisation, les orifices 212 sont positionnés sur les surfaces opposées du côté convergent de l'ajutage convergent-divergent 200, ou bien sur les surfaces opposées du côté divergent de l'ajutage 200, ou bien les deux.

La figure 5 est une vue en coupe d'un mode de réalisation d'un résonateur géométrique 300 utilisé dans un moteur à détonation pulsée à deux étages. Sont également représentés un étage de précombustion 302 et un ajutage convergent-divergent 304. Les surfaces de réflexion 306, 308 d'ondes de pression du résonateur géométrique 300 forment un coin ayant un angle α pour obtenir la plus grande récupération de pression d'une onde de pression réfléchie qui quitte les surfaces 306, 308. Une récupération de pression optimale d'une onde de pression réfléchie aide à maximiser la détonation du mélange carburant/air à l'intérieur du résonateur géométrique 300. Dans une forme de réalisation, l'angle α formé par les surfaces 306 et 308 est compris dans l'intervalle de 45° à 90° . Dans une autre forme de réalisation, l'angle α entre les surfaces 306 et 308 vaut 55° .

Les surfaces de réflexion 306 et 308 sont situées à une distance D de l'ouverture de l'ajutage convergent-divergent 304 pour correspondre au point focal de l'onde de pression réfléchie par les surfaces 306, 308 avec la région de stagnation à haute température et à haute pression créée par le mélange carburant/air sortant de l'ajutage 304. Dans une forme de réalisation, les surfaces de réflexion 306 et 308 commencent à l'ouverture de l'ajutage 304, de sorte que la distance D est nulle.

Dans un autre mode de réalisation, le résonateur géométrique 300 a une forme conique tridimensionnelle.

La figure 6 est une vue en coupe d'un autre résonateur géométrique 400 qui a une surface de réflexion 402 d'onde de pression qui a une forme parabolique. Dans une forme de réalisation, la surface de réflexion 402 a une configuration tridimensionnelle, de sorte que la surface réfléchissante courbe parabolique 402 est tournée radialement autour de l'axe du résonateur géométrique 400. La forme de la surface réfléchissante et la distance D sont optimisées pour obtenir la plus grande récupération de pression de l'onde de pression réfléchie qui quitte la surface réfléchissante 402, et pour coordonner l'onde de pression réfléchie avec la région de stagnation du mélange carburant/air dans le résonateur géométrique 400.

La figure 7 est une vue en coupe d'un autre résonateur géométrique 500 qui a une surface de réflexion 502 d'onde de pression ayant une autre forme parabolique. Dans une forme de réalisation, la surface de réflexion 502 a

une configuration tridimensionnelle, de sorte que la surface réfléchissante courbe 502 est tournée radialement autour de l'axe du résonateur géométrique 500. La forme de la surface réfléchissante et la distance D sont optimisées pour obtenir la plus grande récupération de pression de l'onde de pression réfléchie qui quitte la surface réfléchissante 502, et pour coordonner l'onde de pression réfléchie avec la région de stagnation du mélange carburant/air dans le résonateur géométrique 500.

La figure 8 est une vue en coupe d'un autre résonateur géométrique 600 qui a une surface de réflexion 602 d'onde de pression ayant une surface plate. La distance D est optimisée pour obtenir la plus grande récupération de pression de l'onde de pression réfléchie qui quitte la surface réfléchissante 602, et pour coordonner l'onde de pression réfléchie avec la région de stagnation du mélange carburant/air dans le résonateur géométrique 600.

La figure 9 est une vue en coupe d'un autre résonateur géométrique 700 qui a une surface de réflexion 702 d'onde de pression comportant une pluralité de facettes. Dans une forme de réalisation, les surfaces de réflexion 702 ont une configuration tridimensionnelle, de sorte que les surfaces réfléchissantes en facettes 702 sont tournées radialement autour de l'axe du résonateur géométrique 700. La forme des surfaces réfléchissantes 702 et la distance D sont optimisées pour obtenir la plus grande récupération de pression de l'onde de pression réfléchie qui quitte les surfaces réfléchissantes 702, et pour coordonner l'onde de pression réfléchie avec la région de stagnation du mélange carburant/air dans le résonateur géométrique 700.

La figure 10 est une vue en coupe d'un autre résonateur géométrique 800 comportant plusieurs surfaces de réflexion 802, 804 d'onde de pression ayant une forme cylindrique. Dans une forme de réalisation, les surfaces de réflexion 802, 804 ont une configuration tridimensionnelle, de sorte que les surfaces réfléchissantes 802, 804 sont de forme sphérique et positionnées radialement autour de l'axe du résonateur géométrique 800. La forme des surfaces réfléchissantes 802, 804 et la distance D sont optimisées pour obtenir la plus grande récupération de pression de l'onde de pression réfléchie qui quitte les surfaces réfléchissantes 802, 804 et pour coordonner l'onde de pression réfléchie avec la région de stagnation du mélange carburant/air dans le résonateur géométrique 800.

Dans une autre forme de réalisation, les surfaces réfléchissantes 802, 804 sont de forme parabolique. Dans encore une autre forme de réalisation, les surfaces réfléchissantes sont plates, ou bien comportent des facettes.

5 Dans une forme de réalisation des configurations de résonateur décrites ci-dessus (figures 5 à 10), des trous secondaires sont ajoutés dans les sections convergentes, divergentes, ou les deux, des ajutages, et de chaque côté des ajutages.

10 Le système de détonation pulsée à deux étages décrit ci-dessus comprend au moins un étage de précombustion et un résonateur géométrique qui produit une poussée supplémentaire du moteur sans nécessiter de soupape mécanique ni autres organes de turbine. En conséquence, les moteurs utilisant ce système de détonation pulsée à deux étages peuvent réaliser une fréquence de fonctionnement de détonation plus élevée, tout en utilisant des carburants aviation à base d'hydrocarbures standard, obtenant ainsi une plus forte poussée

15 sans effet négatif créé par des fréquences de fonctionnement basses, et sans nécessiter de carburant différent. En conséquence, un système de moteur complet est fourni, qui permet à un moteur de fonctionner avec un rendement élevé et des performances élevées sur une large gamme de vitesses de vol. En outre, le système de détonation pulsée à deux étages décrit ci-dessus peut être

20 utilisé dans une structure de moteur à double flux, de turboréacteur et de statoréacteur.

REVENDICATIONS

1. Système (100) de détonation pulsée à deux étages, caractérisé en ce qu'il comprend :

un moins un étage de précombustion (102) configuré pour brûler un mélange constitué d'un carburant à base d'hydrocarbures et d'un gaz ;

5 au moins un ajutage convergent-divergent (104) couplé audit étage de précombustion (102) et configuré pour permettre au moins à une partie dudit mélange brûlé de passer dans ledit ajutage convergent-divergent (104) ;
et

10 au moins un résonateur géométrique (106) couplé audit étage de précombustion (102) et configuré pour recevoir ladite partie dudit mélange brûlé et pour faire détoner au moins une partie dudit mélange brûlé reçu.

2. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit étage de précombustion (102) est configuré pour brûler ledit mélange à pression constante.

15 3. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 2, caractérisé en ce que ledit gaz est de l'air, et en ce que le rapport carburant/air dudit mélange est compris dans l'intervalle d'environ 2 à environ 3.

20 4. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comprend en outre au moins une tuyère de sortie (110) de résonateur couplée audit résonateur géométrique (106), ladite tuyère de sortie (110) de résonateur étant configurée pour diriger au moins une partie dudit mélange brûlé ayant subi une détonation vers une sortie de ladite tuyère de sortie (110) de résonateur.

25 5. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit ajutage convergent-divergent (104) est configuré sous la forme d'un anneau le long d'un périmètre dudit résonateur géométrique (106).

30 6. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'une pluralité desdits ajutages convergents-divergents (104) sont positionnés le long d'un périmètre dudit résonateur géométrique (106), et au moins une partie desdits ajutages convergents-divergents (104)

sont configurés pour envoyer ledit mélange carburant/gaz dans ledit résonateur géométrique (106).

5 7. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit ajutage convergent-divergent (104) comprend au moins une surface (214, 216) comportant une pluralité d'orifices (212) configurés pour injecter un deuxième gaz dans ladite partie dudit mélange brûlé passant dans ledit ajutage convergent-divergent (104), où ledit deuxième gaz est de l'air, et où ladite surface (214) est une surface parmi une surface convergente et une surface divergente dudit ajutage convergent-divergent (104), et où au moins une partie de ladite pluralité d'orifices (212) injecte ledit deuxième gaz selon un angle compris entre environ 0 et environ 90° par rapport à une normale à ladite surface (214, 216).

15 8. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 7, caractérisé en ce qu'au moins certains desdits orifices (212) dirigent ledit deuxième gaz en amont dans ledit mélange brûlé passant dans ledit ajutage convergent-divergent (104), où lesdits orifices (212) sont équidistants les uns des autres le long de ladite surface (214, 216), où lesdits orifices (212) sont configurés pour injecter ledit deuxième gaz à une certaine pression pour empêcher ledit mélange brûlé passant dans ledit ajutage convergent-divergent (104) d'entrer dans lesdits orifices (212), et où l'espacement entre les bords des orifices adjacents (212) est égal à une largeur desdits orifices (212).

25 9. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 7, caractérisé en ce que ledit deuxième gaz est chauffé avant d'être injecté dans ledit mélange brûlé passant dans ledit ajutage convergent-divergent (104).

30 10. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit résonateur géométrique (106) comporte une surface de réflexion (108) d'onde de pression qui est configurée pour diriger au moins certaines ondes de pression réfléchies jusqu'à un point focal (F) de ladite surface de réflexion (108).

11. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit résonateur géométrique (106) comporte une surface de réflexion (108) d'onde de pression qui a une forme de coin avec une surface supérieure (306) et une surface inférieure (308), et où un angle

entre ladite surface supérieure (306) et ladite surface inférieure (38) est compris dans l'intervalle d'environ 45° à environ 120°.

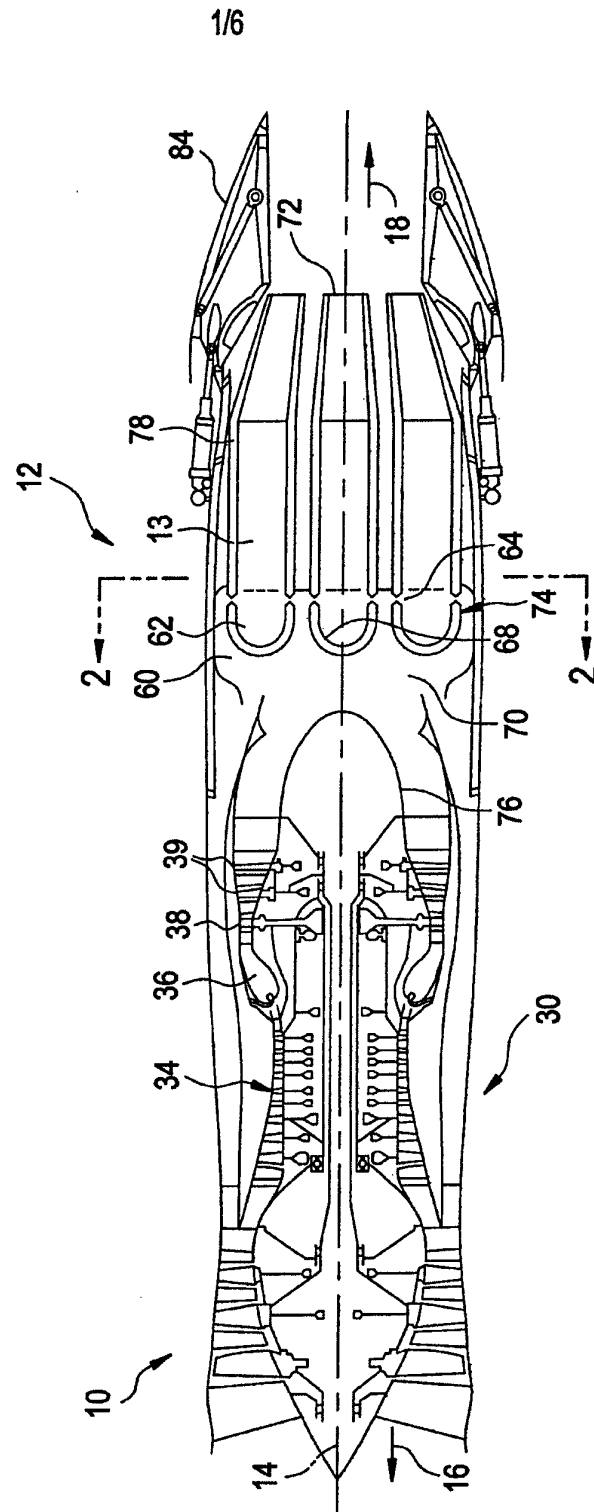
5 12. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit résonateur géométrique (106) comporte une surface de réflexion (108) d'onde de pression qui a une forme choisie dans un groupe comprenant les formes coniques, cylindriques, sphériques, plates, paraboliques et à facettes.

10 13. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit résonateur géométrique (106) comporte une surface de réflexion (108) d'onde de pression comprenant une pluralité de parties, où la forme d'au moins l'une desdites parties est choisie dans le groupe comprenant les formes paraboliques, cylindriques, plates, sphériques et à facettes.

15 14. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit résonateur géométrique (106) comporte une surface de réflexion (108) d'onde de pression qui commence en un point correspondant à un bord dudit ajutage convergent-divergent (104).

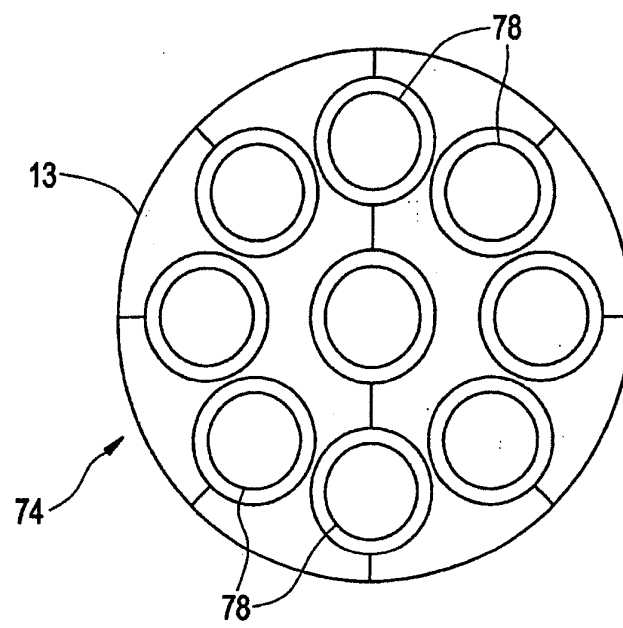
20 15. Système de détonation pulsée à deux étages selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit résonateur géométrique (106) comporte une surface de réflexion (108) d'onde de pression configurée pour réfléchir au moins certaines ondes de pression jusqu'à un point focal (F) qui correspond à une région de stagnation de pression formée par au moins une partie dudit mélange brûlé reçu sortant dudit ajutage convergent-divergent (104).

FIG. 1



2/6

FIG. 2



3/6

FIG. 3

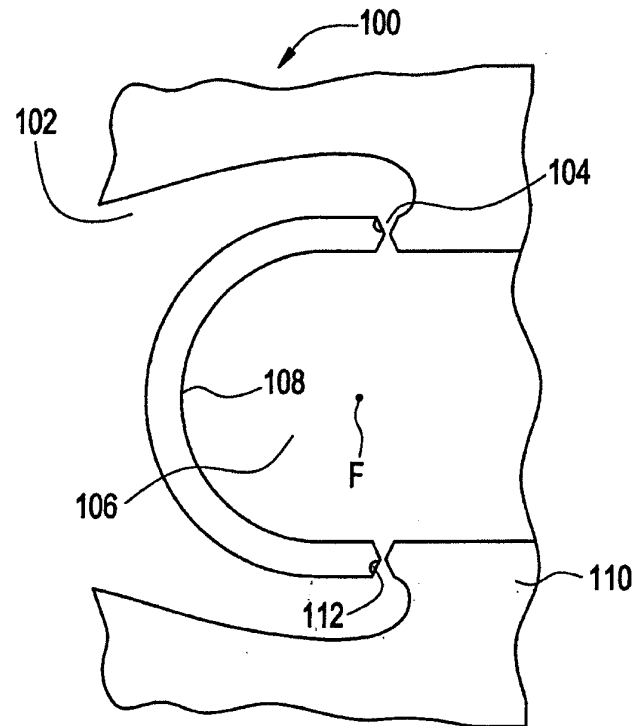
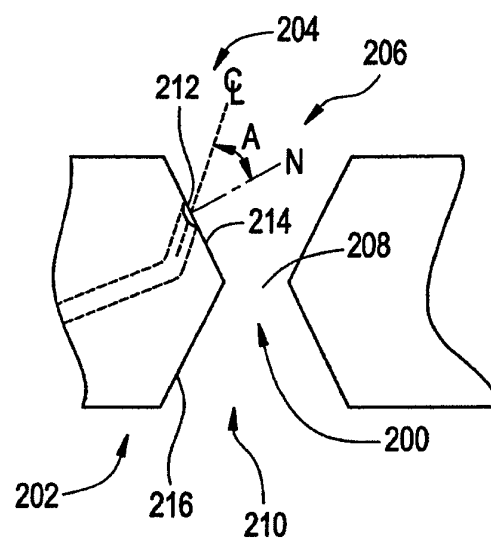


FIG. 4



4/6

FIG. 5

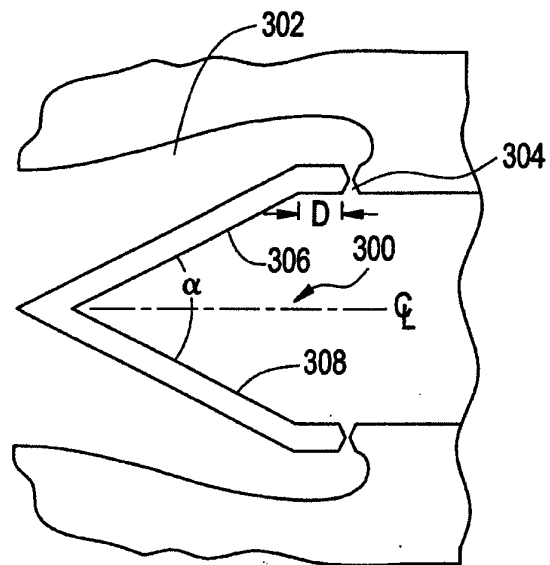
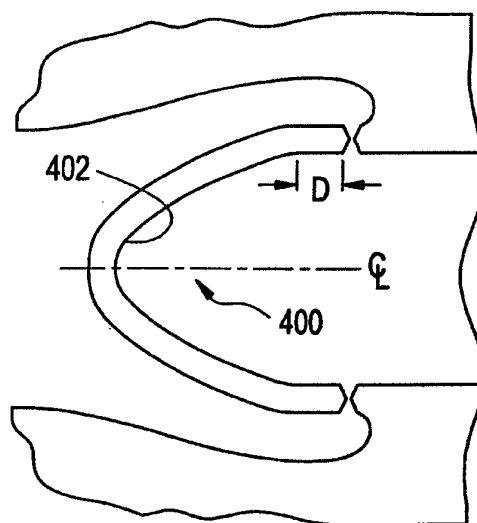


FIG. 6



5/6

FIG. 7

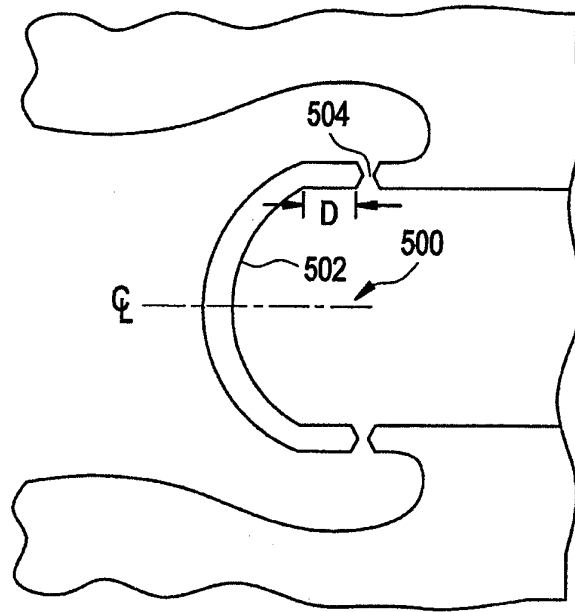
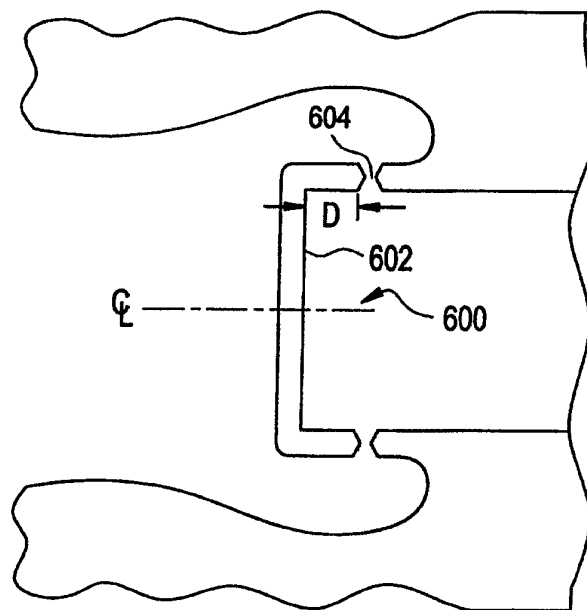


FIG. 8



6/6

FIG. 9

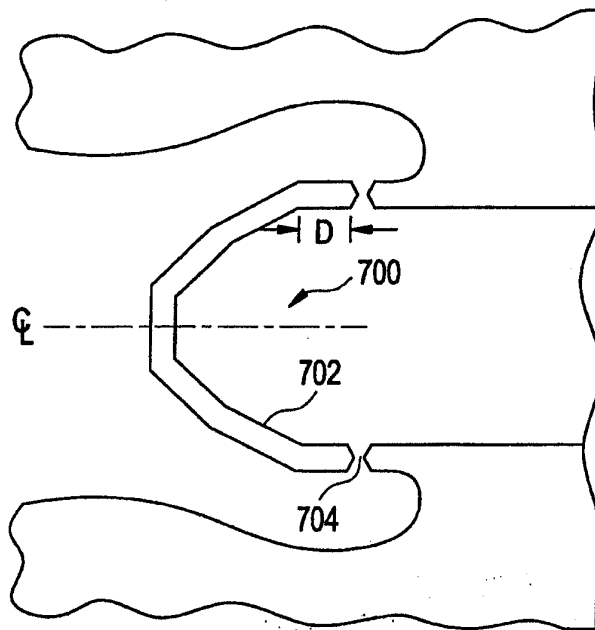


FIG. 10

