(19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

PARIS

(11) N° de publication : **2 634 005**
(à n'utiliser que pour les commandes de reproduction)

(21) N° d'enregistrement national : **88 09406**

(51) Int Cl⁵ : F 23 R 3/34; F 02 K 7/10.

(12) DEMANDE DE BREVET D'INVENTION A1

(22) Date de dépôt : 11 juillet 1988.

(30) Priorité :

(43) Date de la mise à disposition du public de la demande : BOPI « Brevets » n° 2 du 12 janvier 1990.

(60) Références à d'autres documents nationaux apparentés :

(71) Demandeur(s) : *UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION.* — US.

(72) Inventeur(s) : Roy N. Guile ; William T. Peschke.

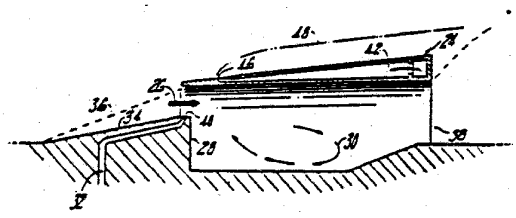
(73) Titulaire(s) :

(74) Mandataire(s) : Cabinet Michel Bruder.

(54) Ensemble injecteur de carburant de pilotage pour un statoréacteur supersonique.

(57) La présente invention concerne un ensemble injecteur de carburant de pilotage pour un statoréacteur supersonique, logé dans un flux d'air supersonique fourni directement à partir d'une entrée supersonique et confiné par une paroi 12 d'une chambre de combustion.

Cet injecteur est caractérisé en ce qu'il comprend un organe imperméable 24 de confinement de l'air pilote, logé dans le flux d'air, ouvert directement en amont, recevant et confinant une portion d'air pilote du flux d'air, cet organe 24 de confinement de l'air pilote comportant une ouverture de décharge aval 38, un organe perturbateur du flux 28 tourné vers l'aval, logé dans le flux confiné de l'organe 24 de confinement de l'air pilote, afin de former une zone de recirculation du flux 30, des moyens 32, 40 pour introduire le carburant de pilotage en un emplacement amont d'au moins une portion de la zone de recirculation 30, et des moyens 42, 44, 46 pour fournir un second flux de carburant principal dans le flux d'air supersonique.



FR 2 634 005 - A1

La présente invention concerne des statoréacteurs à combustion supersonique et plus particulièrement un ensemble injecteur de carburant de pilotage pour un tel appareil.

Il existe des applications à des missiles pour lesquels un statoréacteur supersonique alimenté en hydrocarbure liquide offre des avantages significatifs en matière de performance. Beaucoup de ces applications imposent des contraintes en ce qui concerne le volume demandé, ce qui limite sérieusement la longueur disponible pour la chambre de combustion.

Les systèmes suivant la technique antérieure utilisent deux systèmes d'entrée d'air séparés à savoir l'un alimentant une chambre de combustion supersonique et l'autre alimentant une chambre de combustion subsonique. Environ 25% du débit d'air pour le moteur sont fournis à la chambre de combustion subsonique où il réagit avec le débit total du carburant pour le moteur qui est très riche en carburant. Les produits de combustion riches en carburant se mélangent et réagissent ensuite avec le débit d'air de la chambre de combustion supersonique.

D'autres systèmes suivant la technique antérieure exigent l'emploi d'additifs de carburant pyrophorique difficiles à manipuler, afin d'accroître les caractéristiques d'allumage du carburant admis dans la chambre de combustion supersonique. Dans ce cas le système de carburant additionnel entraîne une pénalité de poids pour l'appareil propulsé.

Puisque la chambre de combustion subsonique est moins efficace, à des vitesses de vols élevées, que de la chambre de combustion supersonique, la proportion relativement élevée de l'air passant dans la chambre de combustion subsonique conduit à un rendement relativement faible du statoréacteur. La pluralité d'entrées d'air pour les deux circuits d'écoulement

de l'air conduit à la possibilité d'une interaction néfaste entre les systèmes d'entrées d'air séparés.

Suivant l'invention un ensemble d'injection de carburant de pilotage pour un statoréacteur supersonique est logé dans un flux d'air supersonique à l'entrée d'une chambre de combustion, en acceptant de l'air provenant directement d'une entrée d'air supersonique, et il confine une portion mineure de pilotage du flux d'air à l'intérieur d'un capot. Un gradin tourné vers l'aval est logé dans le flux pilote confiné et il forme une zone de recirculation. En amont de la zone de recirculation une quantité stoechiométrique de carburant pilote est injectée dans la zone de recirculation qui est dimensionnée de manière à assurer un temps de séjour suffisant pour permettre l'allumage du carburant.

Le capot comporte une sortie d'air pilote tournée vers l'aval et une alimentation en carburant principal est injectée dans le flux d'air supersonique à partir d'un bord amont du capot. Ce jet de carburant est de préférence pompé sous pression et chauffé tandis qu'il se trouve encore sous pression, afin de le maintenir dans son état liquide. Des étranglements prévus à la sortie, sous la forme d'orifices, l'amène à se vaporiser instantanément à la faible pression ambiante.

Le flux d'air pilote dans la zone de recirculation est subsonique et il est étranglé à la sortie du capot. Par conséquent une vitesse sonique existe à la sortie avec une pression élevée comparativement à celle du flux environnant. Ceci entraîne la formation d'une onde de choc dans le flux supersonique environnant, laquelle provoque une élévation de la température et de la pression de ce flux et, en combinaison avec le mélangeage entre le flux d'air pilote très chaud et

le flux environnant, facilite l'allumage du carburant dans le flux environnant.

On décrira ci-après, à titre d'exemples non limitatifs, diverses formes d'exécution de la présente invention, en référence au dessin annexé sur lequel :

La figure 1 est une vue en coupe générale du statoréacteur supersonique.

La figure 2 est une vue en coupe de l'ensemble de l'injecteur de carburant de pilotage.

La figure 3 est une vue en perspective de l'ensemble de l'injecteur de carburant de pilotage.

La figure 4 est une vue en coupe d'un injecteur de carburant à vaporisation instantanée situé en aval dans le moteur.

La figure 5 est une vue en coupe d'une variante d'exécution d'un ensemble d'injecteur de carburant de pilotage monté sur un bras support profilé.

Sur la figure 1 est représenté un statoréacteur supersonique 10 qui comporte une paroi 12 confinant un flux d'air supersonique 14. Un carburant constitué par un hydrocarbure liquide est fourni sous pression au moyen d'une pompe 16, à partir d'un réservoir de carburant 18. Trois injecteurs de carburant de pilotage 20 sont répartis régulièrement autour de la circonférence, en un emplacement amont, tandis que des injecteurs de carburant additionnel 22 sont disposés en des emplacements situés en aval, ainsi que cela est exigé. La quantité maximale de carburant est injectée à travers les injecteurs de carburant de pilotage 20, en évitant un engorgement du moteur, et du carburant additionnel est introduit, ainsi qu'il est exigé, à travers les injecteurs aval 22. Pour faciliter l'allumage du carburant injecté à

travers les injecteurs aval 22, ces injecteurs sont placés dans des zones où la température et la pression locales ont été augmentées par suite de la combustion produite par les injecteurs de carburant de pilotage 20 situés en amont.

Sur la figure 2 est représenté un capot semi-circulaire 24 qui confine un flux d'air pilote 26. Un élément perturbateur du flux, réalisé sous la forme d'une surface ou d'un gradin 28 dirigé vers l'aval, provoque la formation d'une zone de recirculation 30. Ce gradin est formé à la base d'un cône 34 dont la surface forme un angle de 10° environ avec l'axe et dont la pointe est dirigée vers l'amont. Ce cône est disposé de telle façon qu'une onde de choc 36 tombe sur le capot 34 ou à l'intérieur de celui-ci. D'autres formes du capot et des formes autres qu'un cône pourraient être également utilisées suivant des variantes.

Une alimentation en carburant de pilotage, s'élevant à 2,5% du débit de carburant total pour la chambre de combustion, est introduite par chacun des trois injecteurs, à travers un conduit 32, en un emplacement situé en amont de la zone de recirculation. Ce carburant est brûlé d'une manière stoechiométrique dans la zone de recirculation subsonique à l'intérieur du capot. Du fait que cette section du flux d'air pilote utilise une entrée supersonique, la pression dans le flux d'air pilote est suffisante pour étrangler ce flux d'air pilote à l'endroit de l'orifice d'échappement 38 du capot. Cet écoulement étranglé à haute pression amène les gaz pilotes à se détendre dans le flux principal en augmentant ainsi les température et pression statiques locales du flux principal.

Le carburant de pilotage est introduit, à travers un orifice 40, dans le flux d'entrée qui se sépare à l'intersection de la surface conique et de la base semi-

circulaire 28 du cône, en amorçant le développement d'une couche de cisaillement qui s'étend vers l'aval en étant adjacente à la limite de la zone de recirculation 30. A l'extrémité aval de la zone de recirculation se trouve le point de stagnation arrière. Le calcul de la longueur de la zone de recirculation et de sa largeur permet de déterminer le temps de séjour dans la zone de recirculation. Un échange de masses a lieu à travers la couche de cisaillement, ce qui se traduit par la pénétration de carburant qui a été injecté en amont du gradin 28 dans la région de la zone de recirculation. Lors de l'allumage la flamme turbulente stationnaire est ancrée à proximité de la base du cône où la vitesse de pénétration dans la zone de recirculation est égale à la vitesse de propagation de la flamme. A cause des gradients de vitesse dans la couche de cisaillement la flamme est étirée vers l'aval. L'échange de masses entre la zone de recirculation et le flux externe se produit à une vitesse moyenne qui dépend de la vitesse du flux à proximité immédiate de la zone de recirculation. On obtient une propagation stable de la flamme lorsque la vitesse de la flamme turbulente est égale ou supérieure à la vitesse d'échange de masses.

Dans la forme d'exécution particulière décrite le diamètre interne du statoréacteur, dans la zone des injecteurs, est de 99,8mm tandis que le rayon interne du capot est de 12,7mm à son entrée et de 17,8mm à sa sortie. Le rapport entre l'aire du passage du flux, à l'endroit de la base du corps conique et l'aire de capture du capot est de 0,54. La hauteur de la base du demi-cône est de 9,4mm et le creux additionnel a une profondeur de 3,8mm, ce qui se traduit par un gradin ayant une hauteur de 13,2mm. Le temps de séjour dans la zone de recirculation est calculé et comparé au temps d'allumage pour

le mélange de carburant fourni dans la gamme de Mach dans laquelle le statoréacteur doit fonctionner. Le temps de séjour doit dépasser le retard d'allumage calculé afin que l'auto-allumage du mélange se produise.

Ceci est basé sur des conditions apparaissant lors de l'établissement du flux subsonique interne. L'hypothèse engloberait normalement le fait que la température statique de la zone de recirculation, sans combustion, doit approcher la température de récupération du flux d'entrée qui est de 85% de la température de stagnation. Ceci établit l'auto-allumage du carburant avec l'obtention d'une combustion à une température régulière plus élevée.

Dans le capot 24 sont prévus une pluralité de passages 42 pour le carburant. Un flux principal de carburant pénètre à travers un orifice d'entrée 44 pour être distribué vers la pluralité des passages 42 qui s'étendent sur la longueur du capot et pour sortir à travers des orifices 46. Le carburant est chauffé, dans chacun de ces passages, à la fois à partir de la flamme pilote interne et à partir des gaz externes très chauds, de manière à accroître ainsi sa température. Par suite de la pompe de carburant à haute pression et de la décharge à travers les orifices il demeure sous forme liquide, à haute pression et il passe à partir d'une pression d'environ 6,20MPa vers et dans le flux supersonique ayant une pression d'environ 0,1MPa si bien que le carburant se détend immédiatement à état de vapeur, en facilitant ainsi l'allumage.

L'orifice 46 intervient pour maintenir une contre-pression suffisante pour éviter la vaporisation du carburant dans les passages chauffés 42. Par conséquent on évite des accroissements locaux de volume et l'instabilité associée entre les trajets de flux parallèles.

Le carburant s'écoule en un jet de carburant principal 48 en se mélangeant en aval avec le flux d'air supersonique en direction de l'extrémité aval du capot. En cet emplacement aval le gaz se détendant en provenance du flux d'air pilote provoque l'apparition d'une onde de choc dans le flux principal. Cette onde de choc préconditionne l'écoulement principal en augmentant la température et la pression locales du flux principal et, tandis que le flux principal préconditionné se mélange avec les produits de réaction très chauds provenant du flux pilote, en provoquant l'allumage du flux principal.

Ainsi qu'il est représenté sur la figure 4, les injecteurs de carburant aval 22 comportent une entrée de carburant 52 et un passage du flux 54 qui conduit le carburant à travers un orifice 56 à partir duquel il est déchargé dans le flux supersonique. Les passages de carburant 54 sont disposés à proximité de la surface de l'élément semi-conique et un transfert thermique apparaît à travers la surface, ce qui provoque le chauffage du fluide tandis que l'orifice 56 le maintient à une pression élevée. Lorsqu'il passe à la pression externe relativement basse, il se détend également instantanément à l'état de vapeur pour faciliter son allumage.

Une variante d'exécution de l'injecteur de carburant de pilotage est représentée sur la figure 5. Un capot cylindrique creux 70 est supporté à partir de la paroi 12, sur un bras profilé 72. Un élément perturbateur de flux conique 74 est supporté à l'intérieur du capot 70, en un emplacement amont et une zone de recirculation 76 est établie en aval du cône. Le conduit d'alimentation en carburant 78 passe en travers le bras profilé 72 puis longitudinalement à travers le capot, dans des passages 80, jusqu'à un emplacement amont dans le capot. Une

portion de pilotage du flux passe à travers des orifices 82 dans la zone du flux d'air pilote où elle est brûlée dans la zone de recirculation de l'air 76. Le reste du carburant passe à l'extérieur, à travers des orifices 84, pour pénétrer dans le trajet du flux supersonique en tant que carburant principal. Une vitesse sonique apparait à la sortie 86 pour provoquer l'apparition d'une onde de choc facilitant l'allumage du carburant principal.

REVENDICATIONS

1.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage pour un statoréacteur supersonique, logé dans un flux d'air supersonique fourni directement à partir d'une entrée supersonique et confiné par une paroi (12) d'une chambre de combustion, caractérisé en ce qu'il comprend des moyens pour fournir un débit sélectionné de carburant de pilotage à l'injecteur, un organe imperméable (24) de confinement de l'air pilote, logé dans le flux d'air, ouvert directement en amont, recevant et confinant une portion d'air pilote du flux d'air, s'écoulant en parallèle par rapport à la portion supersonique restante du flux d'air, cet organe (24) de confinement de l'air pilote comportant une ouverture de décharge aval (38) en relation d'écoulement parallèle avec la portion supersonique restante du flux d'air, un organe perturbateur du flux (28) tourné vers l'aval, logé dans le flux confiné de l'organe (24) de confinement de l'air pilote, afin de former une zone de recirculation du flux (30), des moyens (32,40) pour introduire le carburant de pilotage en un emplacement amont d'au moins une portion de la zone de recirculation (30), et des moyens (42,44,46) pour fournir un second flux de carburant principal dans le flux d'air supersonique, en un emplacement situé en amont par rapport à l'ouverture de décharge (38).

2.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 1 caractérisé en ce que le flux d'air supersonique est à une première pression et la portion d'air pilote se trouvant à l'intérieur de l'organe (24) de confinement de l'air pilote est à une pression supérieure à cette première pression.

3.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 1 caractérisé en ce que l'organe de confinement de l'air pilote est constitué par un capot semi-circulaire (24) fixé à la paroi (12).

4.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 3 caractérisé en ce qu'il comporte un corps semi-conique (34) dont la pointe est dirigée vers l'amont et dont la base constitue l'élément perturbateur de flux (28) tourné vers l'aval.

5.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 4 caractérisé en ce que l'onde de choc formée par l'extrémité amont du corps conique (34) tombe à l'intérieur du capot (24).

6.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 4 caractérisé en ce que le corps (34) est percé d'une pluralité de passages pilotes (32) à proximité de la surface du corps conique, chacun de ces passages se terminant par un orifice de sortie (40) adjacent à la base du corps conique, et en ce que des moyens sont prévus pour introduire le carburant de pilotage dans les passages pilotes (32).

7.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 6 caractérisé en ce que chacun des passages d'écoulement (32) du carburant de pilotage se termine par un orifice étroit à l'extrémité de sortie de chaque passage d'écoulement.

8.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 4 caractérisé en ce que le corps conique est un cône dont la surface forme sensiblement un angle de 10° par rapport à l'axe du cône.

9.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 1 caractérisé en ce qu'il comporte un passage (42,44) d'écoulement du carburant à travers le capot (24), des moyens pour fournir du carburant à une extrémité de ce passage d'écoulement, et une pluralité d'orifices de sortie (46) à l'autre extrémité du passage d'écoulement du carburant si bien que le carburant chauffé et passant à travers le capot (24) est déchargé dans le flux d'air supersonique.

10.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 9 caractérisé en ce que les orifices de sortie (46) se trouvent en un emplacement amont sur le capot (24), par rapport au flux d'air supersonique.

11.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 9 caractérisé en ce qu'il comporte une pompe à haute pression (16) pour fournir du carburant aux passages d'écoulement et un étranglement à l'endroit de l'orifice de chaque sortie de chaque passage d'écoulement si bien que le carburant est chauffé en passant à travers les passages (42) et qu'il est vaporisé par dépression lorsqu'il passe du passage à haute pression dans le flux d'air supersonique à basse pression.

12.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 1 caractérisé en ce que l'organe de confinement de l'air pilote comprend un capot cylindrique creux (70) et un bras profilé (72) supportant le capot (70) à partir de la paroi (12).

13.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 12 caractérisé en ce que l'élément perturbateur du flux tourné vers l'aval est constitué par un organe conique (74) supporté à l'entrée du capot (70).

14.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 12 caractérisé en ce que le capot (70) comporte des passages d'écoulement de fluide (80) s'étendant à travers l'intérieur du capot, des moyens (78) pour faire passer du carburant à travers les passages d'écoulement (80), des moyens (82) pour décharger le carburant à partir des passages d'écoulement (80) vers et dans le flux d'air pilote, et des moyens (84) pour décharger le carburant à partir des passages d'écoulement du carburant (80) vers et dans le flux d'air supersonique.

15.- Ensemble injecteur de carburant de pilotage suivant la revendication 14 caractérisé en ce que les passages (80) se terminent par des orifices étroits à l'endroit de la sortie de chaque passage.

planche I/III

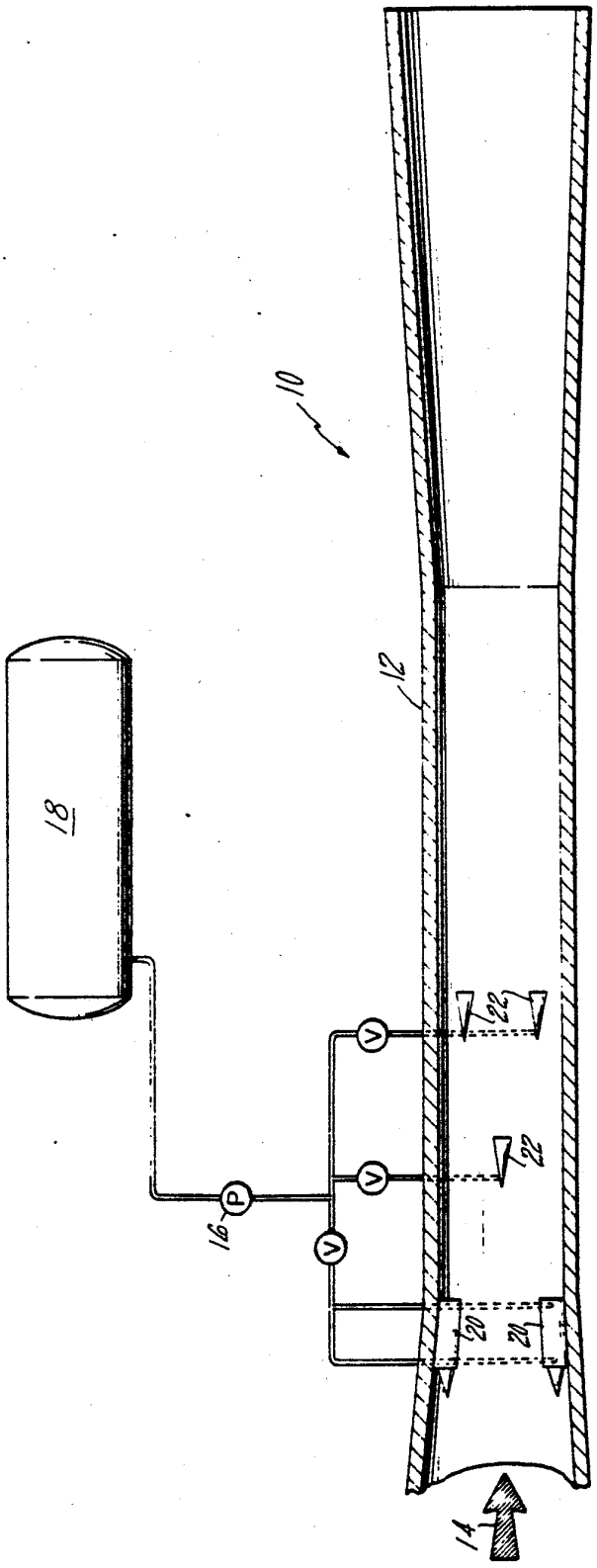


FIG. 1

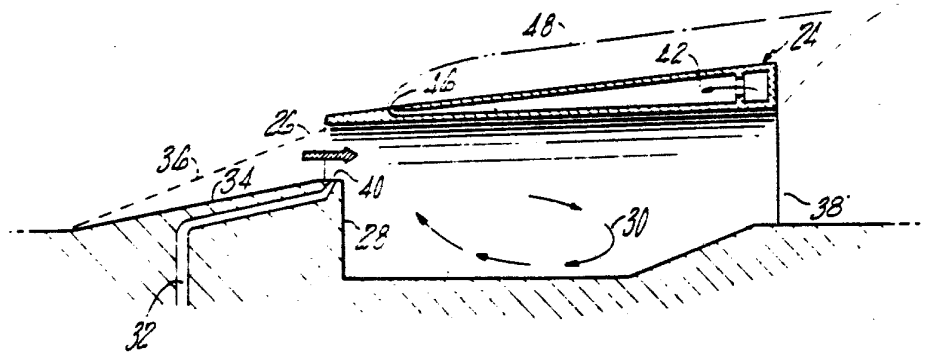


FIG. 2

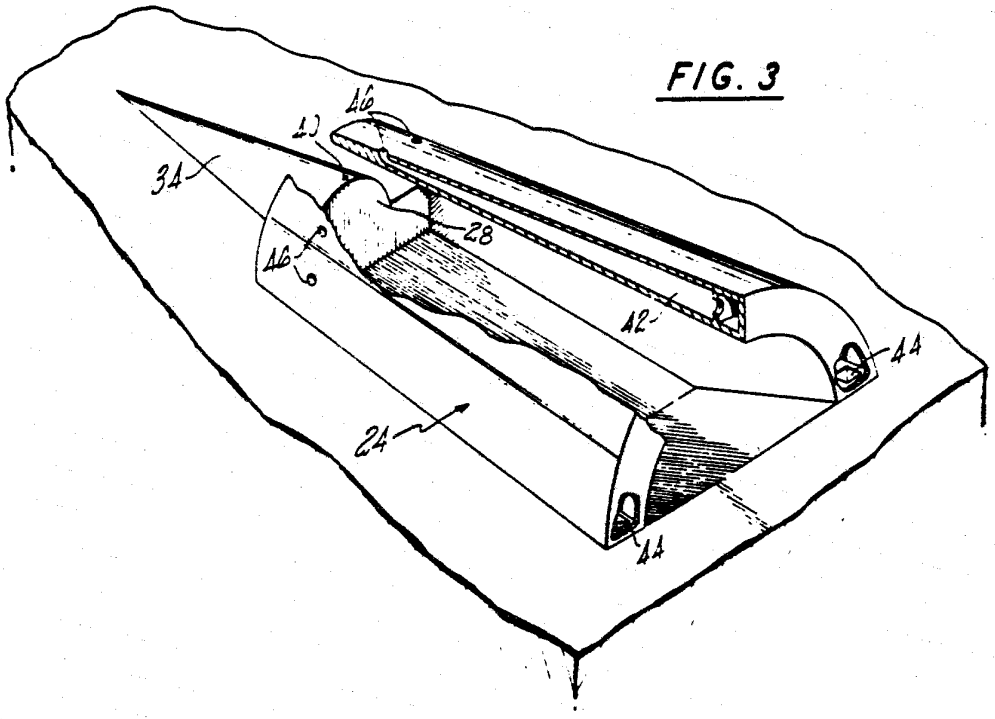
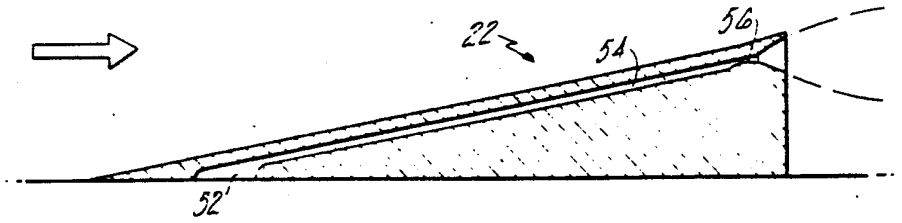


FIG. 3

FIG. 4



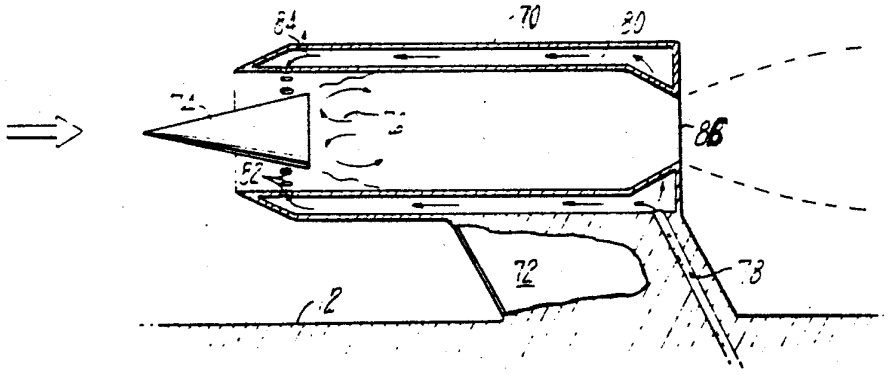


FIG. 5