

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 22 février 1988.

③① Priorité : US, 24 février 1987, n° 017.825.

④③ Date de la mise à disposition du public de la
demande : BOPI « Brevets » n° 34 du 26 août 1988.

⑥① Références à d'autres documents nationaux appa-
rentés :

⑦① Demandeur(s) : *TELEDYNE INDUSTRIES, Inc.* — US.

⑦② Inventeur(s) : Ronald Wilkinson ; Ralph Benway.

⑦③ Titulaire(s) :

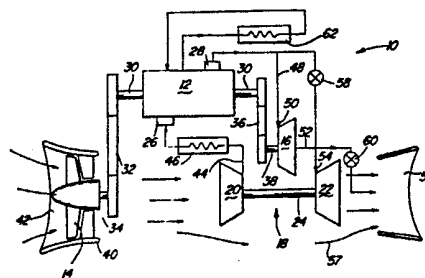
⑦④ Mandataire(s) : Cabinet Regimbeau, Martin, Schrimpf,
Warcoin et Ahner.

⑤④ Turboréacteur à soufflante carénée à cycle compound.

⑤⑦ L'invention concerne un turboréacteur à soufflante caré-
née à cycle compound.

Ce système comporte un moteur à combustion interne 12 muni d'un arbre 30, d'une admission 26 pour l'air et d'une sortie 28 pour les gaz d'échappement, une soufflante 14 produisant la poussée, montée rotative dans un conduit 40 et reliée à l'arbre 30, et un turbocompresseur 18 incluant une turbine 22 et un compresseur 20, la turbine tournant de concert avec ledit compresseur, et l'entrée de la turbine est raccordée à la sortie des gaz d'échappement et la sortie du compresseur est raccordée à l'admission d'air du moteur 12, l'entrée du compresseur étant située dans le conduit 40 en aval de la soufflante pour recevoir au moins une partie de l'air refoulé par cette soufflante.

Application notamment aux turbomachines pour moteurs d'avions.



La présente invention concerne les systèmes de propulsion pour avions et en particulier un moteur à combustion interne à turbocompresseur combiné à une turbine à pour entraîner une soufflante cana-

5 lisée pour produire la poussée propulsive requise en vue d'avoir un fonctionnement plus efficace à des vitesses de vol subsoniques élevées, au niveau des limites supérieures de la tropopause et jusqu'aux niveaux inférieurs de la stratosphère.

10 Par le passé on s'est aperçu que les moteurs à combustion interne sont plus économiques en carburant que des moteurs à turbine à gaz, dans un avion. La consommation spécifique de carburant d'une turbine à gaz classique augmente avec l'altitude et est également supérieure en charge

15 partielle à celle d'un moteur à combustion interne. Des moteurs à pistons bien conçus et suralimentés par un turbocompresseur peuvent avoir, à des altitudes élevées, une consommation spécifique de carburant égale ou inférieure à celle qu'ils ont au niveau de la mer, la consommation spécifique

20 de carburant en charge partielle étant aussi égale ou inférieure à celle obtenue en charge maximale.

Cependant les turbines à gaz ont largement remplacé les moteurs à combustion interne pour une circulation à faible altitude étant donné qu'elles ont des dimensions plus

25 faibles et sont plus légères pour un niveau de poussée donné. Bien que ces avantages du point de vue dimensions et poids diminuent lorsque l'altitude augmente, les turbines à gaz ont constitué le groupe propulseur normalement utilisé pour un vol à grande vitesse en haute altitude, en raison de l'absence

30 d'un système plus efficace et plus léger.

On s'est également aperçu que les hélices ou les propulseurs, qui accélèrent modérément un volume important d'air, sont très efficaces à des vitesses de vol correspondant à environ Mach 0,6 ou moins, tandis que les turbo-souf-

35 flantes, qui accélèrent fortement à un volume d'air plus fai-

ble, sont moins efficaces pour de telles faibles vitesses dans l'air, mais ont un rendement qui augmente lorsque la vitesse de vol augmente. C'est pourquoi pour un vol à une vitesse subsonique élevée ou supersonique, les turbo-soufflantes ou les
5 turboréacteurs étaient les systèmes de propulsion préférés.

La présente invention apporte un perfectionnement par rapport aux systèmes connus de propulsion à turbo-soufflantes en combinant un moteur à combustion interne très économique en carburant et une turbine à gaz. Le moteur à combustion interne peut être soit du type à allumage par étincelles, soit du type à allumage par compression. Les
10 sorties du moteur à combustion interne et de la turbine de puissance sont raccordés par l'intermédiaire de transmission à puissance appropriées pour
15 réaliser l'entraînement d'une soufflante. La soufflante fournit la totalité de la poussée propulsive nécessaire pour faire voler l'avion. Dans la forme de réalisation préférée, la soufflante est logée dans un conduit.

Le moteur à combustion est suralimenté par un turbocompresseur de manière à fournir à des altitudes élevées la même puissance qu'au niveau de la mer. A cet effet il est prévu un turbocompresseur constitué par une turbine entraînée par les gaz d'échappement et raccordée à un compresseur par un arbre d'entraînement. Le compresseur produit une pression d'air suffisante pour suralimenter par turbocompression
25 le moteur à combustion interne. La soufflante, le compresseur et la turbine peuvent comporter un seul étage ou plusieurs étages, comme cela est souhaitable, et la turbine de puissance est de préférence une turbine libre non reliée mécaniquement à l'arbre du turbocompresseur. On utilise un système
30 de refroidissement classique à échangeur de chaleur pour le moteur à combustion interne et on peut prévoir des clapets de mise à l'air libre pour que les gaz d'échappement puissent contourner soit la turbine de puissance, soit
35 le turbocompresseur, soit les deux si cela est souhaitable.

Dans la présente invention, le turbocompresseur est disposé en aval de la soufflante de propulsion. Ceci permet à un compresseur possédant un poids et des dimensions plus faibles de produire la pression requise pour réaliser la sur-
5 alimentation du moteur à combustion interne. Par conséquent l'ensemble du système moteur est plus léger, mieux profilé et présente un rendement supérieur. Dans la forme de réalisation préférée, la soufflante et le turbocompresseur sont coaxiaux et le moteur à combustion interne est disposé à grande
10 proximité du turbocompresseur de manière à réduire les pertes de puissance dans les transmissions motrices et les pertes de chaleur dans les conduits véhiculant les gaz.

D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention ressortiront de la description donnée ci-après prise en référence aux dessins annexés, sur lesquels :

- la figure 1 représente un schéma des composants de la présente invention ;
- la figure 2 représente un schéma d'une autre forme de réalisation de la présente invention ;
- 20 - la figure 3 représente un schéma d'une autre forme de réalisation de la présente invention ;
- la figure 4 représente une vue latérale schématique d'une forme de réalisation préférée de la présente invention.

25 En se référant tout d'abord à la figure 1, on voit que le système moteur 10 représenté sur cette figure sous forme schématique comporte dans son ensemble un moteur à combustion interne 12, une soufflante 14, une turbine de puissance 16 et un turbocompresseur 18 comprenant un compres-
30 seur 20 et une turbine 22 montés coaxiaux sur un arbre commun 24. Le moteur à combustion interne peut être du type à allumage par étincelles ou du type à allumage par compression et comporte une admission d'air 26 et une sortie d'échappement 28. Le moteur à combustion interne 12 comporte en outre un
35 arbre d'entraînement 30 qui est raccordé par l'intermédiaire

d'une première transmission motrice appropriée 32 à un arbre 34 de la soufflante 14. L'arbre d'entraînement 30 est également raccordé par une seconde transmission motrice appropriée 36 à un arbre 38 de la turbine de puissance 16.

5 La soufflante 14 peut posséder un ou plusieurs étages et comporter des pâles à un réglage angulaire variable de manière à produire une poussée variable et comporte de préférence un conduit ou coque 40 et un diffuseur d'entrée 42. Le conduit 40 peut être
10 allongé comme représenté sur la figure 4 de manière à contenir le turbocompresseur 18 de sorte qu'une partie de l'écoulement d'air quittant la soufflante 14 peut pénétrer dans le compresseur 20. Le compresseur 20 comprime alors de façon supplémentaire l'air et l'évacue à travers un conduit
15 44 et un radiateur intermédiaire 46 jusqu'à l'admission 26 du moteur. Dans la forme de réalisation préférée, comme représenté sur la figure 4, le compresseur 20 et la soufflante canalisée 14 sont coaxiaux et sont concentriques au conduit allongé 40. Ces éléments peuvent être supportés dans le conduit par des entretoises
20 comme cela est indiqué en 47.

Conformément à un procédé bien connu dans la technique, l'air est comprimé de façon supplémentaire sous l'effet de la course du piston du moteur à combustion interne 12
25 et est mélangé au carburant. Le mélange obtenu est enflammé et évacué à la suite de la course motrice, par l'ouverture d'échappement 28, à une pression et une température élevées. Les gaz d'échappement quittant le moteur à combustion interne 12 sont acheminés via une canalisation jusqu'
30 à une tuyère 50 dans laquelle ils sont dirigés de manière à attaquer les pales de la turbine de puissance 16. Ensuite les gaz peuvent être alors envoyés par l'intermédiaire d'une canalisation 52 et d'une tuyère 54 de manière à venir frapper les pales de la turbine 22. Enfin les gaz d'échappement
35 sont évacués du système moteur 10 par la tuyère d'éjec-

tion 56. De préférence les canalisations 48 et 52 véhiculant les gaz sont agencées de manière à être aussi courtes que possible et sont isolées, comme représenté en 55 sur la figure 4, afin de rendre maximale l'énergie thermique fournie aux turbines 16,22.

Il est possible que la turbine de puissance 16 soit supportée en rotation, séparément du turbocompresseur 18 et soit étroitement accouplée au moteur 12 comme cela est représenté sur les figures 1 et 4. En variante, la turbine de puissance 16 peut tourner sur un arbre tubulaire 138 qui est coaxial à l'arbre central 24 du turbocompresseur comme représenté sur la figure 2. Mais, dans le cas de cet agencement, il est préférable que la turbine de puissance 16 et son arbre tubulaire 138 tournent d'une manière indépendante de l'arbre 24 et du compresseur 20 et de la turbine 22 qui sont associés à cet arbre. De cette manière le turbocompresseur 20 et la turbine 22 peuvent suralimenter le moteur 12 indépendamment de la turbine de puissance 16, qui procure un entraînement additionnel de la soufflante 14 par l'intermédiaire de la seconde transmission motrice 36, de l'arbre d'entraînement 30 et de la première transmission motrice 32.

La figure 3 montre une autre solution pour la combinaison à turbocompresseur, selon laquelle la turbine 22 du turbocompresseur ré-engrène directement sur l'arbre d'entraînement 30 du moteur. Un tel système transmet la différence entre la puissance produite par la turbine 22 et celle demandée par le compresseur 20.

Dans certaines conditions de fonctionnement du moteur, il est souhaitable de pouvoir contourner soit la turbine de puissance 16, soit la turbine 22, soit ces deux éléments. Des clapets de mise à l'air libre 58 et 60 sont utilisés dans ce but. En actionnant de façon sélective des clapets de mise à l'air libre 58 et 60, on commande le niveau de la suralimentation du moteur par le turbocompresseur (accroissement de la pression de collecteur) et on peut obtenir un équilibre correct

de l'arrivée de puissance motrice depuis le moteur à combustion interne 12 et depuis la turbine de puissance 16.

L'air, qui sort de la soufflante 14 et qui ne pénètre pas dans le compresseur 20, est dirigé dans le conduit 40 jusqu'à la tuyère d'éjection 56, comme cela est indiqué par des flèches 57. La poussée nette de propulsion fournie par le système moteur 10 est la somme de la poussée fournie par la soufflante 14 et qui contourne le compresseur 20 et de la poussée fournie par la turbine 22 de sortie des gaz d'échappement.

On peut utiliser un échangeur de chaleur classique 62 pour refroidir le moteur à combustion interne 12. La première transmission motrice 32 et la seconde transmission motrice 36 incluent de préférence des systèmes réducteurs de vitesse compacts et légers, qui provoquent une perte minimale de la puissance de sortie. En outre la seconde transmission motrice 36 peut inclure un accouplement à roue libre (non représenté) pour empêcher le moteur 12 d'entraîner la turbine de puissance 16 et un accouplement hydraulique (non représenté) pour atténuer l'effet des vibrations de torsion du moteur sur la turbine de puissance 16.

Après avoir décrit les formes caractéristiques structurelles de la présente invention, on va en décrire le fonctionnement, qui est avantageux. Comme mentionné précédemment, pour un vol à grande vitesse et en haute altitude, on utilisait-en général un système de propulsion du type à turbo-soufflante ou à turboréacteur, mais ces systèmes étaient peu économiques en carburant par rapport à des moteurs à combustion interne.

La puissance disponible en altitude, de façon caractéristique pour les groupes propulseurs à turbine à gaz pour avions, est fortement réduite par rapport à la puissance disponible au niveau de la mer, en raison de l'effet produit par la faible densité de l'air en altitude. Il en résulte que, pour un besoin de poussée donné en haute altitude, une turbine à

gaz est fortement surdimensionnée pour un fonctionnement au niveau de la mer et à faible altitude.

Par comparaison, un moteur à combustion interne suralimenté par un turbocompresseur peut conserver sa puissance nominale aussi bien à une altitude élevée qu'au niveau de la mer. En outre, en raison des exigences inférieures de consommation d'air d'un moteur à combustion interne, les dimensions et le poids associés à la turbomachine, sont sensiblement réduits par rapport à ceux d'une turbine à gaz classique pour le même niveau de poussée.

C'est pourquoi il est évident qu'un moteur à combustion interne suralimenté par un turbocompresseur fournit un avantage certain du point de vue poids et dimensions, en plus d'un fonctionnement économique en carburant, par rapport à la turbine à gaz classique, à une altitude élevée.

En outre on voit que les dimensions de la turbomachine associée utilisée pour le moteur suralimenté par un turbocompresseur atteignent, pour une altitude élevée, des valeurs pour lesquelles il devient avantageux de concevoir l'étage formant compresseur d'entrée sous la forme d'une soufflante pour qu'il agisse en tant que propulseur principal en plus de son rôle d'étage de compression pour le système de turbocompression du moteur. Dans le cas contraire, pour fournir au moteur de l'air à une densité suffisante, il serait typiquement nécessaire d'utiliser des turbocompresseurs assez volumineux et lourds, qui augmenteraient le volume et le poids du moteur d'avion.

L'amélioration obtenue grâce à la présente invention permet d'utiliser des turbocompresseurs plus légers et possédant des dimensions plus petites dans des systèmes de moteurs d'avions pour un vol à vitesse subsonique élevée et à une haute altitude. Grâce au fait de disposer le compresseur du turbocompresseur en aval de la soufflante et de loger l'ensemble du système dans un conduit commun, le compresseur reçoit, au niveau de son entrée, de l'air qui est

déjà comprimé à un certain degré par la soufflante. C'est pour-
quoi le travail qui est demandé au compresseur
est réduit, ce qui permet d'utiliser un compresseur plus pe-
tit que celui qu'il serait possible autrement d'utiliser.

- 5 Etant donné que l'accroissement net de la puissance de sortie,
obtenu par la suralimentation par turbocompresseur, dépend de
la puissance requise pour l'entraînement du compresseur ,
une puissance moins grande est nécessaire pour entraîner le
compresseur conforme à la présente invention.

- 10 En outre le système moteur conforme à la pré-
sente invention bénéficie de l'économie en carburant
d'un moteur à combustion interne ainsi que du rendement
de propulsion d'une soufflante canalisée, ce qui rend favorable
pour un vol à grande vitesse en haute altitude. De plus, par
15 rapport à un moteur à turbine fournissant une poussée équiva-
lente, l'écoulement d'air dans le turbocompresseur peut
être plus faible en raison du plus faible rapport carburant/
air lié à l'utilisation d'un moteur à combustion interne, ce
qui fournit une plus forte consommation spécifique d'air pour
20 la poussée (TSAC) pour des dimensions réduites et un poids
réduit. En outre, une plus grande partie de la poussée propul-
sive produite par la soufflante contourne le turbocompresseur
et se dirige directement vers la tuyère d'éjection.

- La combinaison d'un moteur à combustion interne
25 économique en carburant, doté d'une caractéristique de faible re-
jet de chaleur, avec une suralimentation, et d'un propulseur
à soufflante canalisée muni d'un turbocompresseur coaxial four-
nit un système de propulsion pour un vol à une vitesse subso-
nique élevée à des altitudes allant des couches supé-
rieures de la tropause aux niveaux infé-
rieurs de la stratosphère, avec des rendements améliorés et
un poids plus faible que dans le cas des groupes propulseurs à
30 turbine à gaz classiques.

- La description détaillée qui précède de la forme
35 de réalisation préférée de l'invention a été donnée unique-

ment pour mieux faire comprendre l'invention et sans qu'il faille y voir aucune limitation. Certaines modifications apparaîtront à l'évidence aux spécialistes de la technique à laquelle a trait l'invention sans pour autant sortir du cadre de cette dernière.

5

REVENDICATIONS

1. Système de propulsion pour un avion, caractérisé en ce qu'il comporte :

- un moteur à combustion interne (12) comportant un arbre d'entraînement rotatif (30), une admission (26) d'air et une sortie (28) des gaz d'échappement ;
- une soufflante (14) servant à produire une poussée , montée rotative dans un conduit (40) et raccordée selon une liaison motrice audit arbre d'entraînement ; et
- un turbocompresseur (18) comprenant une turbine (22) comportant une entrée (54) et une sortie (56), et un compresseur (20) possédant une entrée et une sortie (44), ladite turbine étant agencée de manière à tourner avec ledit compresseur et l'entrée (54) de la turbine étant raccordée à ladite sortie (28) des gaz d'échappement, et ladite sortie (44) du compresseur étant raccordée à ladite admission d'air (36) du moteur à combustion interne ; et en ce que
 - ladite entrée du compresseur (20) est disposée dans ledit conduit (40), en aval de ladite soufflante (14), de manière à recevoir au moins une partie de la poussée d'air par ladite soufflante.

2. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte des moyens (24,36) permettant de raccorder de façon sélective, selon une liaison motrice, ladite turbine (22) audit arbre d'entraînement (30).

3. Système selon la revendication 2, caractérisé en ce que lesdits moyens (24,36) de raccordement sélectif selon une liaison motrice comprennent un arbre (24) de turbocompresseur, commun à ladite turbine (22) et audit compresseur (20), et une transmission réductrice (36) entre ledit arbre (24) du turbocompresseur et ledit arbre d'entraînement (30).

4. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte en outre une turbine de puissance (16) apte à tourner autour d'un arbre (38) et comportant une admission (50) et une sortie (52), ladite admission (50) étant raccordée à

ladite sortie des gaz d'échappement (28), et que ladite turbine (16) est raccordée sélectivement selon une liaison motrice, audit arbre d'entraînement (30).

5 5. Système selon la revendication 4, caractérisé en ce que les moyens de raccordement sélectif selon une liaison motrice comprennent une transmission réductrice (36) entre ledit arbre (38) de la turbine de puissance (16) et ledit arbre d'entraînement (30).

10 6. Système selon la revendication 4, caractérisé en ce que ladite turbine à puissance (16) est coaxiale audit turbocompresseur (18) et tourne indépendamment de ladite turbine (22).

15 7. Système selon la revendication 4, caractérisé en ce que ladite sortie (52) de la turbine de puissance (16) est raccordée à ladite entrée (54) de la turbine (22).

20 8. Système selon la revendication 7, caractérisé en ce qu'il comporte un premier clapet de mise à l'air libre (58) pouvant être actionné de façon sélective de manière à permettre aux gaz d'échappement de contourner ladite turbine de puissance (16), et un second clapet de mise à l'air libre (60) pouvant être actionné de façon sélective de manière à permettre aux gaz d'échappement de contourner ladite turbine (22) du turbocompresseur.

25 9. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit moteur à combustion interne (12) est disposé à étroite proximité dudit turbocompresseur (18).

30 10. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que ladite sortie (28) des gaz d'échappement et ladite entrée (54) de la turbine (22) et les liaisons intermédiaires sont isolées de manière à réduire la perte d'énergie.

35 11. Système selon la revendication 7, caractérisé en ce que ladite sortie (28) des gaz d'échappement et ladite admission (50) et ladite sortie (52) de la turbine de puissance (16) et les liaisons intermédiaires sont isolées de manière

re à réduire la perte d'énergie.

12. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que ladite soufflante (14) comporte plusieurs étages.

13. Système selon la revendication 1, caractérisé
5 en ce que ledit compresseur (18) comporte plusieurs étages.

14. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que ladite turbine (22) comporte plusieurs étages.

15. Système selon la revendication 4, caractérisé en ce que ladite turbine de puissance (16) comporte plusieurs
10 étages.

16. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte un radiateur intermédiaire (46) disposé entre ledit compresseur (18) et ledit moteur à combustion interne (12).

15 17. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte un échangeur de chaleur (62) servant à refroidir ledit moteur à combustion interne (12) en mettant à profit la faible caractéristique de rejet de chaleur pour réduire la perte de chaleur du moteur.

20 18. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que ladite soufflante (14) et ledit compresseur (18) sont coaxiaux.

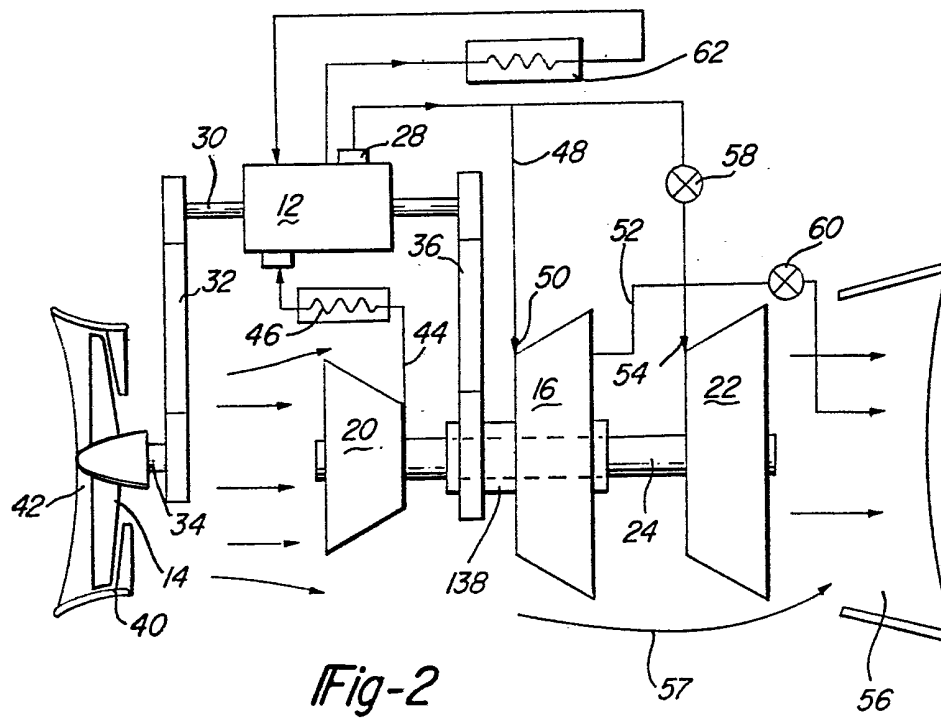
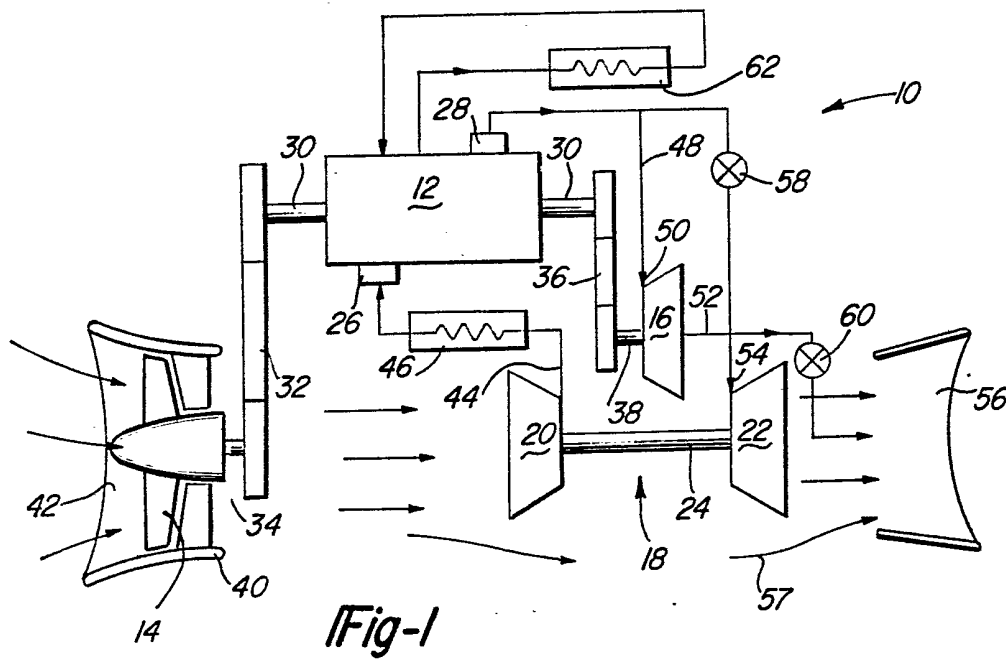


Fig-3

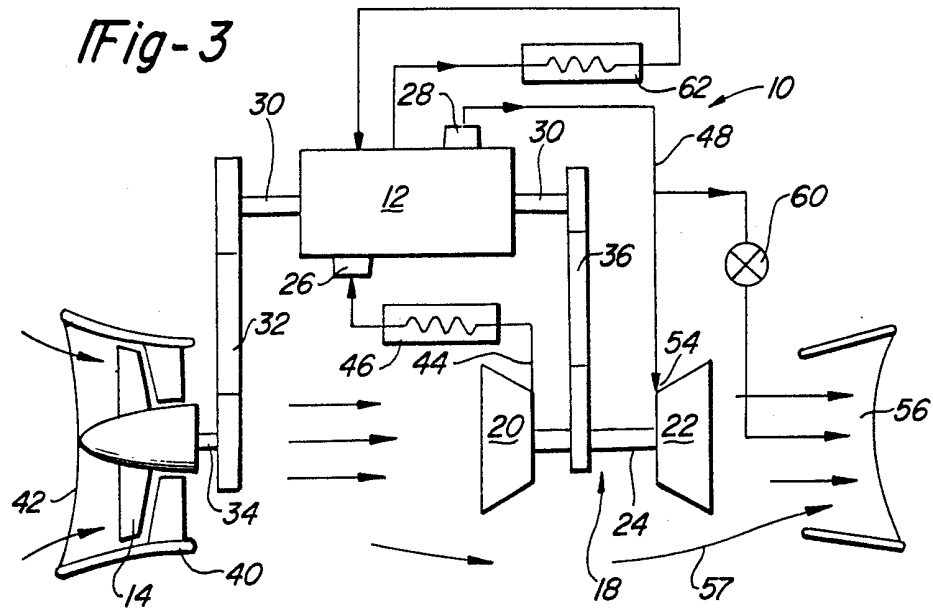


Fig-4

