

(19)日本国特許庁 (J P)

(12)特 許 公 報 (B 1)

(11)特許番号

特許第3120113号

(P 3 1 2 0 1 1 3)

(45)発行日 平成12年12月25日(2000.12.25)

(24)登録日 平成12年10月20日(2000.10.20)

(51)Int.Cl.⁷

識別記号

F I

F02K 3/11

F02K 3/11

請求項の数 3 (全 6 頁)

(21)出願番号 特願平11 - 319389

(22)出願日 平成11年11月10日(1999.11.10)

審査請求日 平成11年11月10日(1999.11.10)

(73)特許権者 391037397

科学技術庁航空宇宙技術研究所長

東京都調布市深大寺東町 7 丁目44番地 1

(72)発明者 二村 尚夫

東京都杉並区善福寺 3 - 10 - 12

(72)発明者 田口 秀之

東京都東村山市富士見町 1 - 2 - 42 村

山第 2 住宅 9 - 207

(74)代理人 100092200

弁理士 大城 重信 (外 2 名)

審査官 田澤 英昭

(56)参考文献 特公 昭32 - 6908 (J P , B 1)

米国特許3841091 (U S , A)

米国特許3659422 (U S , A)

最終頁に続く

(54)【発明の名称】高速航空機用ジェットエンジン

1

(57)【特許請求の範囲】

【請求項 1】ターボファンエンジンからなる前置エンジンと、該前置エンジンの後方に配置された少なくとも 1 台の後置ターボファンエンジンもしくはターボジェットエンジンからなる後置エンジンとからなり、該後置エンジンが前記前置エンジンのバイパス空気を取り込むバイパス空気取込状態、または外部空気を直接取り込む外部空気取込状態の何れかに切替え可能な取入空気切替手段を有し、該取入空気切替手段が、前記後置エンジンを前記前置エンジンの軸心回りに 90°回転可能に配置して、前記前置エンジンのバイパス空気を取り込むバイパス空気取込状態の第 1 位置と、該第 1 位置から 90°回転して外部空気を取り込む外部空気取込状態の第 2 位置の何れかに切替える回転手段からなることを特徴とする高速航空機用ジェットエンジン。

2

【請求項 2】ターボファンエンジンからなる前置エンジンと、該前置エンジンの後方に配置された少なくとも 1 台の後置ターボファンエンジンもしくはターボジェットエンジンからなる後置エンジンとからなり、該後置エンジンが前記前置エンジンのバイパス空気を取り込むバイパス空気取込状態、または外部空気を直接取り込む外部空気取込状態の何れかに切替え可能な取入空気切替手段を有し、前記取入空気切替手段が、前記後置エンジンを前記前置エンジンの前面投影面積外に変位させる後置エンジン変位手段からなり、該後置エンジン変位手段が前記後置エンジンを前記前置エンジンの前面投影面積外に移動させることにより、該後置エンジンが外部から空気を取り込み、前記前置エンジンと合わせてエンジンの空気流量を増加させて推進力を得ることを特徴とする高速航空機用ジェットエンジン。

10

【請求項 3】 ターボファンエンジンからなる前置エンジンと、該前置エンジンの後方に配置された少なくとも 1 台の後置ターボファンエンジンもしくはターボジェットエンジンからなる後置エンジンとからなり、該後置エンジンが前記前置エンジンのバイパス空気を取り込むバイパス空気取込状態、または外部空気を直接取り込む外部空気取込状態の何れかに切替え可能な取入空気切替手段を有し、前記取入空気切替手段が、前記前置エンジンを後置エンジンの前面投影面積外に移動させる前置エンジン変位手段からなり、該前置エンジン変位手段が前記前置エンジンを前記後置エンジンの前面投影面積外に移動させることにより、該後置エンジンが外部から空気を取り込み、前記前置エンジンと合わせてエンジンの排気を増加させて推進力を得ることを特徴とする請求項 2 記載のジェットエンジン。

【発明の詳細な説明】

【 0 0 0 1 】

【発明の属する技術分野】本発明は、高速航空機用ジェットエンジン、特に超音速又は亜音速で飛行する航空機の推進用に適するジェットエンジンに関する。

【 0 0 0 2 】

【従来の技術】超音速で飛行する航空機において、エンジンは離陸時や超音速飛行時に大推力を得るため、排気ガスを高温、高速にする必要がある。しかるに通常のターボジェットでは、タービン入口温度の制限から超音速飛行に必要な排気ガス温度を得ることができなかった。

【 0 0 0 3 】この目的で、アフターバーナー付ターボジェットエンジンおよびアフターバーナー付ターボファンエンジンが実用化されている。しかしながら、これらのアフターバーナー付エンジンの場合は、特に離陸時の排気ガス速度が高速なためエンジンの発生する騒音が過大である欠点がある。

【 0 0 0 4 】このため、離陸時騒音を小さくしながら超音速飛行時に高い排気ガス温度を得るため、エンジン内にバイパス比を変える等の可変機構を組み込んだエンジンが提案され、研究されているが、未だ十分な成果を得ていない。また、米国特許第 3, 8 4 1, 0 9 1 号においては、ターボジェットを前後に 2 基接続して、空気通路を切換えてバイパス空気を一基のターボジェットに送り込む様にしたものが提案されているが、軽量、小型化を可能にするには到っていない。

【 0 0 0 5 】

【究明が解決しようとする課題】本発明はかかる従来技術の問題点を鑑みなされたものであって、高速、特に超音速又は亜音速で飛行する航空機用のジェットエンジンの離陸時の騒音及び重量問題を軽減して、大推力が得られるジェットエンジンを提供することを目的としている。

【 0 0 0 6 】

【課題を解決するための手段】上記課題を解決する本発

明の高速航空機用ジェットエンジンは、ターボファンエンジンからなる前置エンジンと、該前置エンジンの後方に配置された少なくとも 1 台の後置ターボファンエンジンもしくはターボジェットエンジンからなる後置エンジンとからなり、該後置エンジンが前記前置エンジンのバイパス空気を取り込むバイパス空気取込状態、または外部空気を直接取り込む外部空気取込状態の何れかに切替え可能な取入空気切替手段を有し、該取入空気切替手段が、前記後置エンジンを前記前置エンジンの軸心回りに 9 0 °回転可能に配置して、前記前置エンジンのバイパス空気を取り込むバイパス空気取込状態の第 1 位置と、該第 1 位置から 9 0 °回転して外部空気を取り込む外部空気取込状態の第 2 位置の何れかに切替える回転手段からなることを特徴とする。

【 0 0 0 7 】上記構成により、低騒音のターボファンのバイパス空気を別置の一または複数のターボジェットまたはターボファンにより昇温、昇圧させることが可能となり、離陸時には後置エンジンを第 2 位置に位置させ、バイパス空気を昇温、昇圧せずに排気させることにより、低騒音での離陸が可能な超音速機用ジェットエンジンを実現することができる。前記ターボファンエンジンは、フロントファン又はアフターファン何れの形式であっても良い。

【 0 0 0 8 】上記課題を解決する本発明の他の高速航空機用ジェットエンジンは、ターボファンエンジンからなる前置エンジンと、該前置エンジンの後方に配置された少なくとも 1 台の後置ターボファンエンジンもしくはターボジェットエンジンからなる後置エンジンとからなり、該後置エンジンが前記前置エンジンのバイパス空気を取り込むバイパス空気取込状態、または外部空気を直接取り込む外部空気取込状態の何れかに切替え可能な取入空気切替手段を有し、前記取入空気切替手段が、前記後置エンジンを前記前置エンジンの前面投影面積外に変位させる後置エンジン変位手段からなり、該後置エンジン変位手段が前記後置エンジンを前記前置エンジンの前面投影面積外に移動させることにより、該後置エンジンが外部から空気を取り込み、前記前置エンジンと合わせてエンジンの空気流量を増加させて推進力を得ることを特徴とするものである。

【 0 0 0 9 】上記課題を解決する本発明のさらに他の高速航空機用ジェットエンジンは、ターボファンエンジンからなる前置エンジンと、該前置エンジンの後方に配置された少なくとも 1 台の後置ターボファンエンジンもしくはターボジェットエンジンからなる後置エンジンとからなり、該後置エンジンが前記前置エンジンのバイパス空気を取り込むバイパス空気取込状態、または外部空気を直接取り込む外部空気取込状態の何れかに切替え可能な取入空気切替手段を有し、前記取入空気切替手段が、前記前置エンジンを後置エンジンの前面投影面積外に移動させる前置エンジン変位手段からなり、該前置エンジ

ン変位手段が前記前置エンジンを前記後置エンジンの前面投影面積外に移動させることにより、該後置エンジンが外部から空気を取り込み、前記前置エンジンと合わせてエンジンの排気を増加させて推進力を得ることを特徴とするものである。

【 0 0 1 0 】

【発明の実施の形態】以下、添付図面を参照しながら本発明を実施形態に基づいて説明するが、本発明はかかる実施形態のみに限定されるものではない。また、以下の実施形態では超音速航空機に適用する場合について説明するが、もちろん亜音速の航空機等にも適用可能である。

【 0 0 1 1 】図 1 ~ 図 3 は本発明の一実施形態に係る高速航空機用ジェットエンジンを示す断面概念図である。図 1 は、超音速又は亜音速巡航飛行時の形態が示され、図 3 は離陸時、亜音速上昇、加速時の形態が示されている。

【 0 0 1 2 】本実施形態の高速航空機用ジェットエンジン 1 0 は、ターボファンエンジンからなる前置エンジン 2 と、該前置エンジンの後方に接続配管 3 を介して設けられた 2 台の後置エンジン 4 の組合せから構成されている。前置エンジンとして採用するターボファンエンジンは、フロントファン又はアフターファン何れの形式も採用可能であるが、本実施形態ではフロントファン形式を採用してある。また、後置エンジン 4 は、ターボファン又はターボジェットの何れを採用しても良く、本実施形態ではターボファンエンジンを 2 基採用している。該後置エンジン 4 は、前置エンジン 2 のコアエンジン 8 の排気ノズル 6 外に位置するように設けられており、コアエンジン 8 の排気は後置エンジンには入らずに、後置エンジン間に配置されたコアエンジンの排気ノズル 6 より後方に排気されるようになっている。

【 0 0 1 3 】接続配管 3 は、図 2 に明示するように、上流入口部がバイパスダクト 5 の後端に接続されたバイパスダクト接続円筒部となっており、下流端部が後置エンジン 4 の空気取入口に接続できるように途中で 1 8 0 ° 間隔の 2 つの後置エンジン接続円筒部 1 2 に分岐している。前記一対の後置エンジン 4 は、図 1 に示すように後置エンジン空気取入口 1 3 が前置エンジン 2 のバイパスダクト 5 の後方に設けられた接続配管 3 の後置エンジン接続円筒部 1 2 に連通して接合する第 1 位置と、図 3 に示すように図 1 の状態から、前置エンジンの軸心回りに 9 0 ° 回転して接続配管 3 と分離する第 2 位置とに、適宜の回転取付手段により前置エンジンの軸心回りに回転駆動可能に取り付けられている。そして、第 2 位置では、後置エンジン空気取入口 1 3 が別置の補助空気取入口 7 に接続されるようになっている。前記回転手段としては、たとえば図 2 に示すように、前置エンジン 2 の排気ノズル 6 の外周部に回転自在に軸受 1 4 を設け、該軸受 1 4 に後置エンジン 4 を支持する後置エンジン固定リ

ング 1 5 を一体に設け、航空機本体等に設けられた適宜のアクチュエーターによって軸受 1 4 を前置エンジンの軸心回りに回転することによって、後置エンジンも一体に回転するようになっている。

【 0 0 1 4 】本実施形態の高速航空機用ジェットエンジン 1 0 は、以上のように構成され、離陸時および亜音速上昇、加速時は、図 3 に示すように、後置エンジンを前置エンジン 2 のバイパス空気が後置エンジンに導入されない第 2 位置に位置させることによって、前置エンジン空気取入口 1 より空気が前置エンジン 2 に導入されると同時に、別置の補助空気取入口 7 より後置エンジン 4 にも空気が導かれ、後置エンジン 4 で昇圧された空気は、前置エンジンのバイパス空気とは別に後方に排出される。

【 0 0 1 5 】一方、超音速への加速時及び超音速で巡航中、もしくは亜音速巡航時は、図 1 に示すように、後置エンジン 4 を第 1 位置に回転させて後置エンジン空気取入口 1 3 を前置エンジンのバイパスダクト 5 の後方に設けられた接続配管 3 に接合することによって、前置エンジン空気取入口 1 より空気が前置エンジン 2 に導入され、前置エンジン 2 で昇圧されたバイパス空気は、バイパスダクト 5 から接続配管 3 を通じて後置エンジン 4 に導かれ、2 台の後置エンジン 4、4 でさらに昇温、昇圧されて高速の気流となり後方に排出される。それにより、超音速飛行時や超音速への加速時に必要な大推力を得ることができる。

【 0 0 1 6 】なお、亜音速巡航中も、前置エンジン空気取入口 1 より空気が前置エンジン 2 に導入され、前置エンジンで昇圧されたバイパス空気 5 は、同様に接続配管 3 を通じて後置エンジン 4 に導かれるが、亜音速巡航中は後置エンジン 4 の出力を絞るか、空転することにより、空気の圧力、温度を大幅に上昇させることなく、後方に排出させることができ、亜音速巡航を維持することができる。

【 0 0 1 7 】従って、本実施形態のエンジンによれば、離陸時には後置エンジンに前置エンジンのバイパス空気を導入せずに、後置エンジンに直接空気を導入することによって、エンジン排気ガス流量を増大させることができるから、排気ジェットから発生する騒音を減少させることができ、低騒音での離陸が可能な超音速機用ジェットエンジンを得ることができる。また超音速巡航時又は超音速への加速時には前置エンジンのバイパス空気を昇温・昇圧させることにより、アフターバーナーを用いることなく、大推力を得ることができる。そして、アフターバーナーを用いないことにより、高い燃焼効率が実現可能であり、従来のターボファンジェットエンジン並みの燃費を実現するとともに、排気ガス中の未燃炭化水素、窒素酸化物も軽減される。

【 0 0 1 8 】図 4 は本発明の他の実施形態に係る高速航空機用ジェットエンジンを示す断面概念図である。本図

では、後置エンジン 4 を 2 台とした場合の離陸時および亜音速上昇、加速時の形態が示されている。なお図において、前記実施形態と同様な構成については同様な符号を付してある。

【 0 0 1 9 】本実施形態の高速航空機用ジェットエンジン 2 0 は、基本的構成は前記実施形態と同様であるが、後置エンジンを前置エンジンバイパス空気取り込み状態と外部空気取り込み状態に切替可能にする取入空気切替手段として、後置エンジンを軸心回りに回転させて位置を変える代わりに、接続配管を回転させて切り替える配管切替手段を設けてある。

【 0 0 2 0 】即ち、本実施形態における接続配管 2 1 は、前置エンジン 2 のバイパスダクトに適宜のアクチュエーターによりバイパス空気取入位置と外部空気取入位置口とに回転駆動可能に支持され、後置エンジンは一定位置に固定されている。接続配管 2 1 は、図 5 に示されているように、図 2 に示す接続配管と同様に、上流部がバイパスダクト接続円筒部 2 2、下流部が 2 個の後置エンジン接続円筒部 2 3 となっている。

【 0 0 2 1 】本実施形態は以上のように構成され、離陸時および亜音速上昇、加速時は、接続配管 1 4 を外部空気取入位置に切換えることで、前置エンジン空気取入口 1 より空気が前置エンジン 2 に導入されると同時に、別置の補助空気取入口より後置エンジン 4 にも空気が直接取り入れられ、両エンジンで昇圧された空気は、個別に後方に排出される。一方、超音速への加速時及び超音速で巡航中、もしくは亜音速巡航時は、接続配管 3 をバイパス空気取入位置に回転させて切り替えることにより、前記実施形態と同様に、前置エンジン 2 のバイパス空気が後置エンジン 4 に導入され、前置エンジン 2 で昇圧されたバイパス空気は、2 台の後置エンジン 4、4 でさらに昇温、昇圧されて高速の気流となり後方に排出される。

【 0 0 2 2 】図 6 乃至図 7 は本発明の高速航空機用ジェットエンジンのさらに他の実施形態を示す断面概念図である。本実施形態の高速航空機用ジェットエンジン 3 0 は、後置エンジン 4 が 1 基のみであり、該後置エンジン 4 は前置エンジンに対して後置エンジン変位手段により前置エンジンの前面投影面積内に位置する第 1 位置と、前置エンジンの前面投影面積外に位置する第 2 位置に平行移動可能に設けられている。後置エンジン変位手段としては、例えば後置エンジンを航空機本体にリンクで吊り該リンクを適宜のアクチュエーターで水平面で軸線と直角に平行移動させる等適宜の機構が採用できる。

【 0 0 2 3 】後置エンジン 4 が第 1 位置に位置するときは、図 6 に示すように、後置エンジン空気取入口 1 3 が前置エンジン 2 のバイパスダクトに接続され、後置エンジンがバイパス空気を導入できるようになっている。また、第 2 位置に位置するときは、図 7 に実線で示すように、前置エンジンのバイパスダクト 5 と後置エンジン空

気取入口 1 3 は分離され、後置エンジンに直接空気を取り入れることができるようになっている。

【 0 0 2 4 】従って、超音速で巡航中もしくは超音速への加速時は、後置エンジンを第 1 位置に固定することにより、前置エンジン空気取入口 1 より空気が前置エンジン 2 に導入され、前置エンジンで昇圧されたバイパス空気は、後置エンジン 4 に導かれ、さらに昇温、昇圧されて高速の気流となり後方に排出される。

【 0 0 2 5 】なお、亜音速巡航中も後置エンジンを第 1 位置に固定することによって、前置エンジン空気取入口 1 より空気が前置エンジン 2 に導入され、前置エンジンで昇圧されたバイパス空気は、後置エンジン 4 に導かれるが、後置エンジンは出力を絞るか、空転することにより、空気の圧力、温度を大幅に上昇させることなく、後方に排出させることができる。

【 0 0 2 6 】一方、離陸時および亜音速上昇、加速時は、前後置エンジンを第 2 位置に変位させて固定することにより、前置エンジン空気取入口 1 より空気が前置エンジン 2 に導入されると同時に、後置エンジン 4 は前置エンジンの前面投影面積外に移動することにより空気が導かれ、両エンジンで昇圧された空気は、個別に後方に排出される。

【 0 0 2 7 】図 8 は本発明のさらに他の実施形態を示す断面概念図である。本実施形態の高速航空機用ジェットエンジン 4 0 では、前記実施形態における後置エンジン 4 を変位させるのに代えて、前置エンジン 2 を後置エンジンに対して、第 1 位置と第 2 位置に変位駆動するようにしたものである。図 8 は、後置エンジン 4 を 1 台とした場合の離陸時および亜音速上昇、加速時の形態が示されている。

【 0 0 2 8 】離陸時および亜音速上昇、加速時は、前置エンジン 2 が前置エンジン空気取入口 1 および後置エンジン 4 の前面投影面積外に移動することにより前置エンジン 2 に空気が導入されると同時に、前置エンジン 2 が移動することにより生じる補助空気取入れ口より後置エンジン 4 にも空気が導かれ、両エンジンで昇圧された空気は、個別に後方に排出される。超音速で巡航中もしくは超音速への加速時又は亜音速巡航中は、図 4 に示す状態に変位させることによって、前述と同様な作用効果を奏する。

【 0 0 2 9 】

【発明の効果】以上に述べたように、本発明によれば、複雑な機構を有せずに離陸時から超音速巡航飛行時までの飛行形態に応じて、排気速度を大きく変化させることが可能なエンジンを実現することが可能であり、亜音速から超音速にわたって高効率な航空機による航行が実現できる。特に、離陸時には前置エンジンと後置エンジンの両エンジンで昇圧された空気が個別に外部に排出され、排気ガス流速を増大させることなくエンジン推力を増大させることができるから、排気ジェットから発生す

る騒音を減少させることができ、低騒音での離陸が可能な超音速機用ジェットエンジンを得ることができる。また超音速巡航時又は超音速への加速時には前置エンジンのバイパス空気を昇温・昇圧させることにより、大推力を得ることができる。そして、アフターバーナーを用いないことにより、高い燃焼効率が実現可能であり、亜音速飛行時に従来のターボファンジェットエンジン並みの燃費を実現するとともに、排気ガス中の未燃炭化水素、窒素酸化物も軽減される。

【図面の簡単な説明】

【図 1】本発明の実施形態に係る高速航空機用ジェットエンジンの巡航飛行時の断面概念図である。

【図 2】図 1 に示す高速航空機用ジェットエンジンの接続配管の概略斜視図である。

【図 3】図 1 の後置エンジンを第 2 位置に回転移動させた状態の断面概念図である。

【図 4】本発明の他の実施形態に係る高速航空機用ジェットエンジンの接続配管を切換えて後置エンジンに空気を導入する形態の断面概念図である。

【図 5】図 4 に示す高速航空機用ジェットエンジンの接続配管の概略斜視図である

【図 6】本発明のさらに他の実施形態に係る高速航空機用ジェットエンジンの巡航飛行時の断面概念図である。

【図 7】図 6 の後置エンジンを第 2 位置に平行移動させた状態の断面概念図である。

【図 8】本発明のさらに他の実施形態に係る高速航空機用ジェットエンジンの前置エンジンを第 2 の位置に平行

移動させた状態の断面概念図である。

【符号の説明】

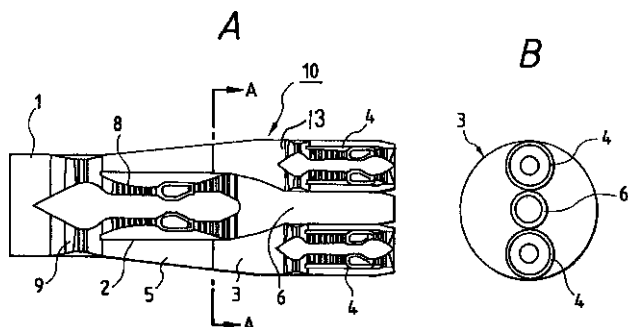
- 1 前置エンジン空気取入口
- 2 前置エンジン
- 3 接続配管
- 4、1 2 後置エンジン
- 5 バイパスダクト
- 6 排気ノズル
- 7 補助空気取入口
- 10 8 コアエンジン
- 9 ファン
- 1 0、2 0、3 0、4 0 高速航空機用ジェットエンジン
- 1 4 接続配管
- 2 5 後置エンジン空気取入口

【要約】

【課題】 離陸時の騒音を低く抑えながら超音速飛行を可能とし、且つ高燃焼効率が実現可能な超音速飛行機用ジェットエンジンを得る。

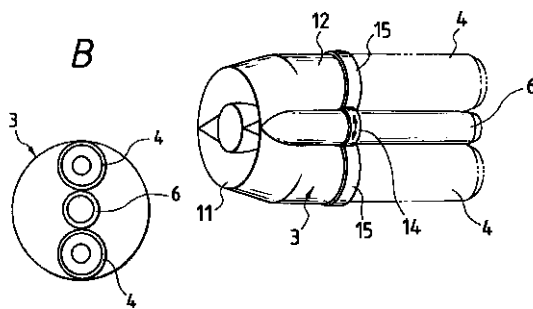
20 【解決手段】 ターボファンエンジンからなる前置エンジン 2 と、該前置エンジンの後方に配置されたターボファン又はターボジェットからなる後置エンジン 4 とからなり、超音速飛行時には前置エンジン 2 のバイパス空気を後置エンジン 4 で昇圧、昇温し、大推進力を得ることができ、離陸時にはバイパス空気を昇温昇圧させずに排気させることにより、低騒音で離陸が可能である。

【図 1】

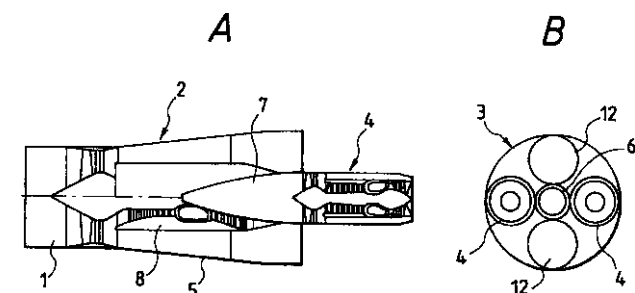


2 前置エンジン 4 後置エンジン
3 接続配管 13 後置エンジン空気取入口

【図 2】



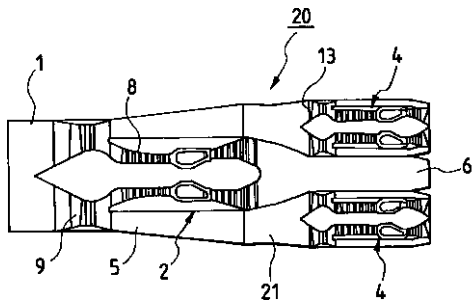
【図 3】



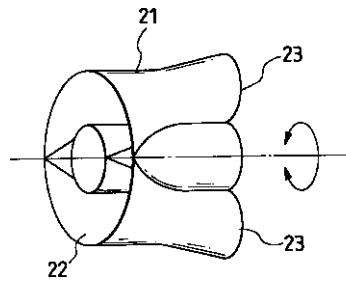
A

B

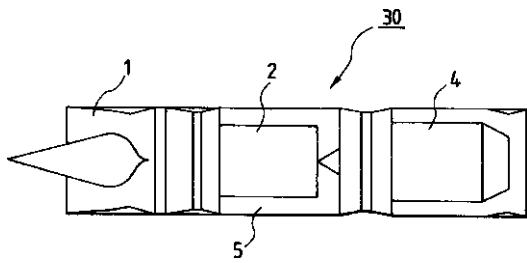
【 図 4 】



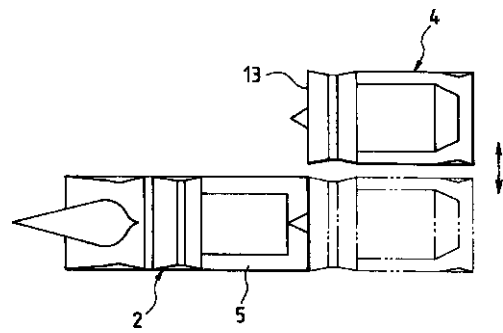
【 図 5 】



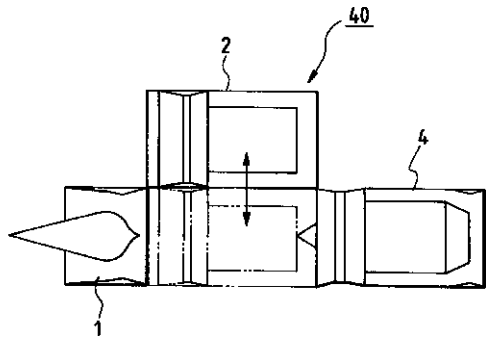
【 図 6 】



【 図 7 】



【 図 8 】



フロントページの続き

(58)調査した分野(Int.Cl.⁷, D B名)

F02K 3/11