

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) **公開特許公報** (A)

(11)特許出願公開番号

特開2001 - 132541

(P 2 0 0 1 - 1 3 2 5 4 1 A)

(43)公開日 平成13年5月15日(2001.5.15)

(51)Int.Cl.⁷
F02K 3/11

識別記号

F I
F02K 3/11

テ-マコード (参考)

審査請求 有 請求項の数 3 O L (全10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)

(71)出願人 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

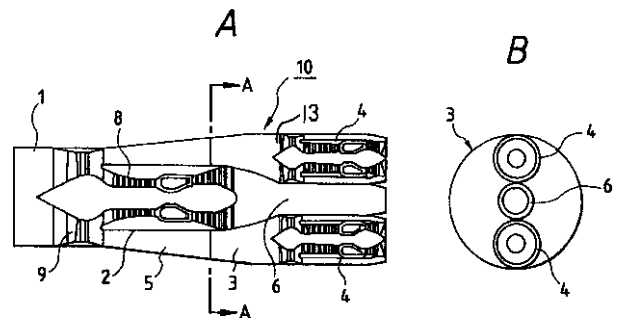
(74)代理人 100092200
弁理士 大城 重信 (外2名)

(54)【発明の名称】高速航空機用ジェットエンジン

(57)【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。

【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。



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

【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、前記後置エンジンは前記前置エンジンのバイパスダクトに配管で結合され、前記前置エンジンのバイパス空気を前記後置エンジンで昇圧、昇温し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。

【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、又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ていることを特徴とする高速航空機用ジェットエンジン。

【請求項 3】前記取入空気切替手段が、前記前置エンジンのバイパス空気を前記後置エンジンに送風する配管を切り替える配管切替手段からなり、該配管切替手段を外部空気取入位置に切替えることにより、補助空気取入口を介して外部空気を後置エンジンに取り込み、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請求項 2 記載のジェットエンジン。

【請求項 4】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請求項 2 記載のジェットエンジン。

【請求項 5】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】

【0001】

【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。

【0002】

【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。

【0003】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。

10 【0004】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、未だ充分な成果を得ていない。また、米国特許第 3,841,091 号においては、ターボジェットを前後に 2 基連接して、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。

【0005】

20 【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に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。

【0006】

30 【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 基の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である後置エンジンとからなり、前記後置エンジンは前記前置エンジンのバイパスダクトに配管で結合され、前記前置エンジンのバイパス空気を前記後置エンジンで昇圧、昇温して推進力を得ることを特徴とするものである。それにより、低騒音のターボファンのバイパス空気を別置の一基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

40 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。

【0007】

50 【0007】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、且つ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、又は外部空気を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

替手段を有していることを特徴とするものである。

【0008】前記取入空気切替手段は、種々の手段が採用でき、例えば、前記前置エンジンのバイパス空気を前記後置エンジンに送風する配管を切り替える配管切替手段として構成し、該配管切替手段を外部空気取入位置に切替ることにより、補助空気取入口を介して外部空気を後置エンジンに取り込み、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ができる。

【0009】また、他の取入空気切替手段は、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として構成し、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って、外部から後置のターボファン又はターボジェットに空気を取り込み、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ができる。

【0010】さらに他の取入空気切替手段は、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として構成することもできる。その場合、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、該後置エンジンを移動させる場合と同様にエンジンの排気を増加させて大推進力を得ることができる。

【0011】

【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。

【0012】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。

【0013】本実施形態の高速航空機用ジェットエンジン10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。

【0014】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180°間隔の2つの後置エンジン接続円筒部12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13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12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90°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13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14を設け、該軸受14に後置エンジン4を支持する後置エンジン固定リング15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14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。

【0015】本実施形態の高速航空機用ジェットエンジン10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。

【0016】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13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。

【0017】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無く、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。

【0018】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、高い燃焼効率を実現可能であり、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。

【0019】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。

【0020】本実施形態の高速航空機用ジェットエンジン20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。

【0021】即ち、本実施形態における接続配管21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21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22、下流部が2個の後置エンジン接続円筒部23となっている。

【0022】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14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。

【0023】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30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。

【0024】後置エンジン4が第1位置に位置するとき、図6に示すように、後置エンジン空気取入口13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13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。

【0025】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。

【0026】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無く、後方に排出させることができる。

【0027】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。

【0028】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40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。

【0029】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。

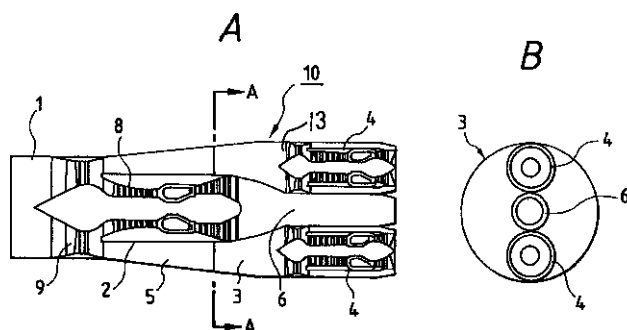
【 0030 】

【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、高い燃焼効率を実現可能であり、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概念図であり、A は正面断面図、B は右側面図である。

【図 1】



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

10

20

30

【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概念図であり、A は正面断面図、B は右側面図である。

【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。

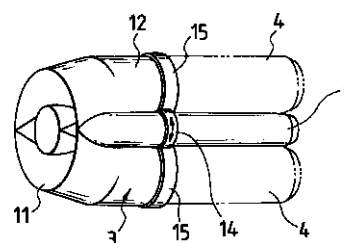
【図 7】図 6 の後置エンジンを第 2 位置に平行移動させた状態の断面概念図である。

【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。

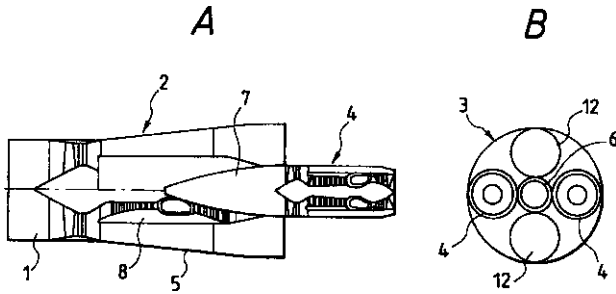
【符号の説明】

- 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、12 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
- 8 コアエンジン
- 9 ファン
- 10、20、30、40 高速航空機用ジェットエンジン
- 14 接続配管
- 25 後置エンジン空気取入口

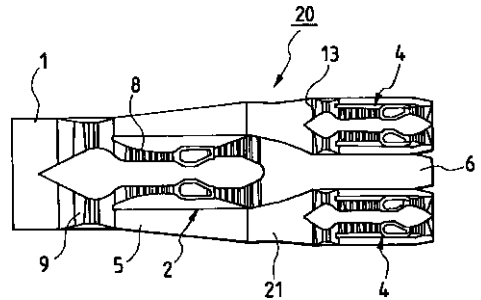
【図 2】



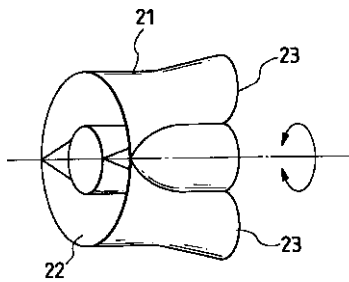
【図3】



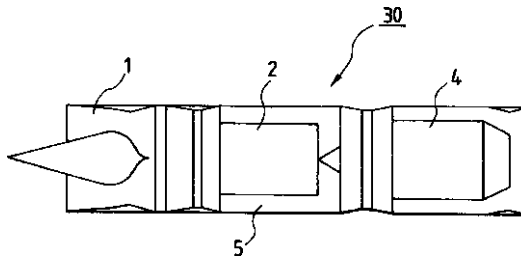
【図4】



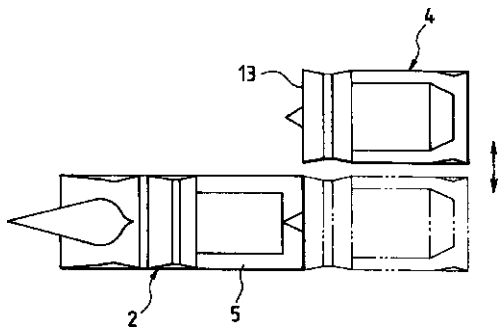
【図5】



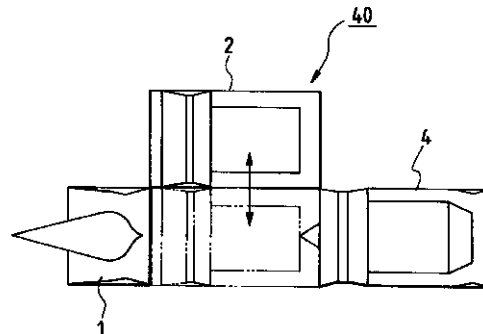
【図6】



【図7】



【図8】



【手続補正書】

【提出日】平成12年7月7日(2000.7.7)

【手続補正1】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】全文

【補正方法】変更

【補正内容】

【書類名】明細書

【発明の名称】高速航空機用ジェットエンジン

【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。

【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とからなり、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。

【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とからなり、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】

【0001】

【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。

【0002】

【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。

【0003】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。

【0004】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変換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 3,841,091 号においては、ターボジェットを前後に 2 基連接して、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。

【0005】

【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に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。

【0006】

【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 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。

【0007】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基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。

【0008】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とからなり、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。

【0009】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。

【0010】

【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。

【0011】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。

【0012】本実施形態の高速航空機用ジェットエンジン10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。

【0013】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180°間隔の2つの後置エンジン接続円筒部12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13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12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90°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13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14を設け、該軸受14に後置エンジン4を支持する後置エンジン固定リング15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14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。

【0014】本実施形態の高速航空機用ジェットエンジン10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。

【0015】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13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。

【0016】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。

【0017】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で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、高い燃焼効率を実現可能であり、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。

【0018】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。

【0019】本実施形態の高速航空機用ジェットエンジン20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。

【0020】即ち、本実施形態における接続配管21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21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22、下流部が2個の後置エンジン接続円筒部23となっている。

【0021】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14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。

【0022】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30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。

【0023】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13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13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。

【0024】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。

【0025】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。

【0026】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。

【0027】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40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。

【0028】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。

【0029】

【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、12 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
- 8 コアエンジン
- 9 ファン
- 10、20、30、40 高速航空機用ジェットエンジン
- 14 接続配管
- 25 後置エンジン空気取入口