

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4531926号
(P4531926)

(45) 発行日 平成22年8月25日(2010.8.25)

(24) 登録日 平成22年6月18日(2010.6.18)

(51) Int.Cl.

F I

F O 2 K 1/78 (2006.01)
B 6 4 C 15/02 (2006.01)F O 2 K 1/78 D
B 6 4 C 15/02

請求項の数 13 外国語出願 (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2000-133927 (P2000-133927)
 (22) 出願日 平成12年5月2日(2000.5.2)
 (65) 公開番号 特開2000-356167 (P2000-356167A)
 (43) 公開日 平成12年12月26日(2000.12.26)
 審査請求日 平成19年4月27日(2007.4.27)
 (31) 優先権主張番号 09/305648
 (32) 優先日 平成11年5月5日(1999.5.5)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(73) 特許権者 390041542
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
 GENERAL ELECTRIC CO
 MPANY
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
 クタデイ、リバーロード、1 番
 (74) 代理人 100137545
 弁理士 荒川 聡志
 (72) 発明者 ロバート・ケビン・ロウ
 アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナテ
 イ、リゴリオ・アベニュー、862 番

審査官 石黒 雄一

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ドルフィンカスケードベーン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

互いに離隔して配置されることによって排気を排出するために役立つそれぞれのノズル通路(26)を規定する複数のベーン(24)を有するダクト(22)を備え、
 前記ベーン(24)の各々が前縁(32)と後縁(34)との間に広がる上面(28)及び下面(30)並びに前記上面に沿って前記前縁の後方に離隔したクラウン(36)を有し、
 前記ノズル通路(26)の各々が前記前縁(32)から互いに隣接したベーンの後縁(34)とクラウン(36)とを橋絡する実効スロート(40)にまで広がる前方部分(38)並びに前記スロート(40)から前記後縁(34)にまで広がる後方部分(42)を含み、そして
 前記排気が前記前方部分(38)において亜音速で転向され、前記スロートにおいて音速でチョークされ、かつ前記後方部分(42)において超音速で拡散させられることを特徴とする翼列排気ノズル(20)。

【請求項 2】

前記ベーンの各々が、前記前縁(32)と前記クラウン(36)との間に延びる平坦なノーズ(48)を有する請求項1記載の翼列排気ノズル(20)。

【請求項 3】

前記ベーンの各々が、前記クラウン(36)から前記後縁(34)にまで延びる弓形のテール(50)を有する請求項1記載の翼列排気ノズル(20)。

10

20

【請求項 4】

前記ベーンの各々が、前記テール（５０）が前記クラウン（３６）と前記後縁（３４）との間において前記上面（２８）に沿って単一の外側曲率半径（Ｄ）を有すると共に、前記下面（３４）に沿って単一の内側曲率半径（Ｅ）を有し、前記内側曲率半径が前記外側曲率半径より小さい請求項 3 記載の翼列排気ノズル（２０）。

【請求項 5】

前記ベーンの各々が、前記前縁（３２）及び前記後縁（３４）の各々が凸状である請求項 1 記載の翼列排気ノズル（２０）。

【請求項 6】

前記ベーンの各々が、前記前縁（３２）の各々が平坦なランド（５２）において前記下面（３０）に合流している請求項 1 記載の翼列排気ノズル（２０）。 10

【請求項 7】

前記ベーンの各々が所定のスパン（Ｓ）を有していて、前記上面（２８）及び前記下面（３０）がそれに沿って実質的に一定の輪郭を有する請求項 1 記載の翼列排気ノズル（２０）。

【請求項 8】

前記ノズルベーンの各々が前記前縁（３２）と前記後縁（３４）との間の弦（Ｃ）を備え、前記クラウン（３６）が前記前縁（３２）から測って弦長の約 20 % の位置に設けられている請求項 1 記載の翼列排気ノズル（２０）。 20

【請求項 9】

前記排気の転向の大部分が前記ベーンの前縁（３２）の近傍において実行されることにより、その下流側において前記通路の面積比が減少し、従って前記ベーンの両端間における圧力比が低い場合の推力効率が增大する請求項 1 記載の翼列排気ノズル（２０）。 20

【請求項 10】

前記排気が前記前縁（３２）と前記後縁（３４）との間において約 22.5 度だけ転向されると共に、前記ベーンの両端間における圧力比が約 2.06 である場合に約 98.5 % の推力効率が得られる請求項 9 記載の翼列排気ノズル（２０）。 20

【請求項 11】

前記ベーン（２４）が 1.0 より小さいソリディティを有する請求項 10 記載の翼列排気ノズル（２０）。 30

【請求項 12】

カスケードベーン（２４）の各々が前縁（３２）と後縁（３４）との間に広がる上面（２８）及び下面（３０）並びに前記上面に沿って前記前縁の後方に離隔したクラウン（３６）を有しており、ノズル通路（２６）の各々が前記前縁（３２）から互いに隣接したベーンの後縁（３４）とクラウン（３６）とを橋絡する実効スロート（４０）にまで広がる前方部分（３８）並びに前記スロート（４０）から前記後縁（３４）にまで広がる後方部分（４２）を含み、対応するカスケードベーン（２４）の間に規定された複数のノズル通路（２６）を通して排気を転向するための方法において、 40

前記ベーン（２４）の前縁（３２）の近傍において前記排気を亜音速で転向する工程と、その下流側において転向された前記排気を超音速で拡散させる工程とを含むことを特徴とする方法。

【請求項 13】

前記排気が前記前縁（３２）と前記後縁（３４）との間において約 22.5 度だけ転向されると共に、前記ベーンの両端間における圧力比が約 2.06 である場合に約 98.5 % の推力効率が得られる請求項 12 記載の方法。

【発明の詳細な説明】**【0001】****【発明の背景】**

本発明はガスタービンエンジンに関するものであって、更に詳しく言えば、かかるエンジン用の排気ノズルに関する。 50

【 0 0 0 2 】

典型的な軍用戦闘機は、所望に応じて追加の推力を生み出すためのオーグメンタ又はアフターバーナを有するターボファン式ガスタービンエンジンを具備している。かかるエンジンは高い比推力を有すると共に、離陸時には極めて大きい加速度を得るために高い圧力比の下で運転される。

【 0 0 0 3 】

かかるエンジンは様々なスラスト出力にわたって運転されるから、その排気ノズルは通例は中細 (C D) 形の排気ノズルから成る可変式のものである。飛行エンベロープの全体にわたってエンジンの性能を最大限に発揮するため、ノズルスロートの流路面積は最大値と最小値との間で変化する。エンジンから排出される高圧力比の燃焼ガスはスロートにおいて音速でチョークさせることができる結果、それは先細ノズル内では亜音速となり、また末広ノズル内では超音速となる。

10

【 0 0 0 4 】

典型的な C D 形排気ノズルは、飛行中に航空機を前方に推進するため、中心軸に沿った下流方向に排気を排出するものに過ぎない。航空機性能の改善は、排気を様々な方向に転向することによって達成し得る。例えば、短距離離着陸機 (S T O L 機) 及び短距離離陸 / 垂直着陸機 (S T O V L 機) は、エンジンの中心軸に対して斜めの方向に、そして最大ではそれに対して垂直な方向に排気流の一部又は全部を転向するための補助又は二次排気ノズルを使用することがある。

20

【 0 0 0 5 】

二次排気ノズルは、エンジン出口ダクトと共に、コンパクトで空力的に効率の良いパッケージを成すようにして組込まなければならない。二次排気ノズルはまた、軸方向に沿ってエンジンから排出されかつ半径方向に沿って外方に転流される排気の転向効率を最大にしながらかできるだけ短くすることも必要である。

【 0 0 0 6 】

一例を挙げれば、二次排気ノズルは排気ダクトの排出端部に配置された二次元 (2 D) 的な翼列転向ベーンを含んでいる。かかるカスケードベーンは単純で対称的な涙滴形の輪郭を有していて、それらの間で航空機からの排気が転向される場合がある。かかるカスケードベーンはまた、排気流の転向方向に沿った単純な三日月形の輪郭を有する場合もある。

30

【 0 0 0 7 】

これらのタイプのカスケードベーンはまた、着陸の際にエンジン排気を一時的に転向して航空機のを速度を低下させるための逆スラスト装置においても見出される。典型的な事業用航空機の場合、カスケードベーンを用いた逆スラスト装置の効率は重要な設計目標の 1 つではない。なぜなら、それらは補助ブレーキを提供するものに過ぎず、かつエンジンは低い圧力比の下で運転されるからである。

【 0 0 0 8 】

しかるに、軍用の S T O L 機及び S T O V L 機の場合には、エンジンは離陸時に高い比推力及び高い圧力比を有し、かつそれらのサイズは二次排気ノズルの要求性能によって決定されることを考えると、カスケードベーンの設計は運転にとって重要である。効率の悪い二次排気ノズルは重くて高価な大形のエンジンを要求し、それによって航空機の総合性能を低下させる。効率の良い二次排気ノズルは対応するエンジンのサイズの縮小を可能にし、それによって航空機の総合性能を向上させる。

40

【 0 0 0 9 】

従って、航空機の性能を向上させるためのより効率的なカスケードベーンを有する改良された二次排気ノズルを提供することが望まれている。

【 0 0 1 0 】

【 発明の概要 】

本発明の排気ノズルは、排気を排出するためのダクト内に取付けられたカスケードベーンを含んでいる。かかるベーンは、ベーンの前縁の近傍において排気を亜音速で転向し、次いでその下流側において排気を超音速で拡散させるために有効なドルフィン形の輪郭を

50

有している。それ故、かかるベーンの推力効率は運転時に低圧力比側に移動し、それによってノズルの性能が向上する。

【 0 0 1 1 】

【 好ましい実施の形態 】

本発明の好適で典型的な実施形態並びにその追加の目的及び利点は、添付の図面を参照しながら以下の詳細な説明を考察することによって一層明確に理解されよう。

【 0 0 1 2 】

図 1 には、1 基以上のターボファン式ガスタービンエンジン 1 2 を搭載した高性能の軍用機（戦闘機又は攻撃機）1 0 が示されている。かかるエンジンは、運転時に排気ガス 1 4 を排出し、それにより推進力を生み出して飛行中の航空機に動力を供給するローバイパスのターボファンエンジンのごとき任意公知の形態を有し得る。

10

【 0 0 1 3 】

航空機の内部においては、エンジンの下流側に通常のオーグメンタ又はアフタバーナ 1 6 が配置されている。これは、湿式運転又は再熱運転のため排気 1 4 中に追加の燃料を導入することにより、所望に応じて追加の推力を得るために使用することができる。また、アフタバーナ 1 6 の下流側には可変面積の C D 形主排気ノズル 1 8 が配置されていて、これは離陸時及び飛行中に排気 1 4 を軸方向に沿って後方又は下流方向に放出して航空機を前方に推進するために役立つ。

【 0 0 1 4 】

S T O L 及び S T O V L 用途のためには、航空機は更に複数の二次排気ノズル 2 0 を含んでいる。これらの排気ノズル 2 0 はエンジン 1 2 と流通関係を保ちながら適宜に配置されていて、排気 1 4 の少なくとも一部分を選択的に受入れてそれを下方に転向する。図 2 に一層詳しく示されるごとく、二次排気ノズル 2 0 は短い排気ダクト 2 2 を含んでいる。この排気ダクト 2 2 は、例えば、最初はエンジンから軸方向に沿って排出された排気 1 4 をエンジンの中心軸に対して斜めの横方向（通例は下方）に転向するための管状エルボから成っている。

20

【 0 0 1 5 】

排気ダクト 2 2 は、保証された場合には、例えば中心軸に沿った下流方向からそれに対して垂直な方向にまで至る角度範囲にわたって排気を転向するため、エンジン又は航空機本体に対して適宜に旋回させることができる。例えば、図 1 及び 2 は航空機を浮揚させるために下向きの推力を生み出すよう下方に向けられたノズル 2 0 を示している。

30

【 0 0 1 6 】

本発明の特徴を別にすれば、二次排気ノズル 2 0 は飛行中の航空機を推進する際に所望に応じて排気 1 4 を転向するために役立つ任意公知の形態を有していればよい。本発明に従えば、先ず図 2 に示されるごとくに複数の排気ベーン 2 4 を含んでいる。これらの排気ベーン 2 4 は横方向において互いに離隔することにより、ダクト 2 2 の遠隔端部又は出口側端部にそれぞれのノズル通路 2 6 を規定している。ノズル 2 2 自体は、排気 1 4 を先ず最初に所望の方向に転向するために役立つ最大約 9 0 度までのエルボであり得る。カスケードベーン 2 4 は高められた効率で排気の所要の転向を完成し、それによって航空機の性能を向上させる。

40

【 0 0 1 7 】

図 3 に一層良く示されるごとく、各々のベーン 2 4 は軸方向に沿って前縁 3 2 と後縁 3 4 との間に広がる第 1 の表面又は上面 2 8 及びその反対側に位置する第 2 の表面又は下面 3 0 を有している。

【 0 0 1 8 】

本発明に従えば、各々のベーン 2 4 は上面 2 8 に沿って前縁 3 2 から後方に離隔しかつ精密に形成された凸状のクラウン 3 6 を有し、それにより概してドルフィン形の輪郭を有する翼列排気ベーンを規定している。

【 0 0 1 9 】

詳しく述べれば、クラウン 3 6 は、各々のノズル通路 2 6 が軸方向又は翼弦方向に沿って

50

ペーンの前縁 32 から実効スロート 40 にまで広がる前方部分又は前部区域 38 を含むように形成されている。なお、スロート 40 は 1 枚のペーンの後縁 34 とそれに隣接するペーンのクラウン 36 とを横方向に沿って橋絡するものである。各々のノズル通路 26 はまた、スロート 40 からペーンの後縁 34 まで、特にペーンの上端 28 に沿って後方に広がる後方部分又は後部区域 42 をも含んでいる。

【0020】

図 3 に示されたドルフィンペーン 24 は、それらの間に規定されたノズル通路 26 との協力下で、二次排気ノズル 20 を通して排気 14 を転向することによってペーンの両端間における圧力比が低い場合の推力効率を増大させるための改良方法を実行する。排気 14 はペーンの両端間における圧力比が比較的高い状態で供給されるから、排気は先ず最初にノズルの前方部分 38 内のペーンの前縁 32 の近傍において 1 より小さいマッハ数の下で亜音速で転向され、そして実効スロート 40 においてマッハ 1 で音速でチョークされる。次いで、排気 14 はスロート 40 より下流側の通路の後方部分 42 において 1 より大きいマッハ数の下で超音速で拡散させられる。

10

【0021】

ペーンの前縁 32 の直ぐ後方に特異なクラウン 36 を導入することにより、排気流の転向の大部分を前縁 32 の近傍において実行すると同時に、その下流側におけるノズル通路 26 の面積比を減少させることによってペーンの両端間における圧力比が低い場合の推力効率が增大する。

【0022】

20

図 2 には、ペーンの両端間における圧力比 (PR) に対して推力係数 (CFG) をプロットした関連する性能グラフが含まれている。二次排気ノズル 20 の推力効率はプロットされた推力係数から評価することができるが、これはノズル 20 から得られる実際の推力をそれから得られる最大理論推力と比較した値を表わしている。

【0023】

このグラフは、ノズルの推力効率がカスケードペーン 24 の両端間において測定した系の圧力比の関数であることを表わしている。解析の結果、圧力比が増加するのに伴い、推力効率は増大してピーク値に達することがわかる。図 2 は、主として円弧から成る概して三日月形の輪郭を有する典型的な亜音速カスケードペーンに基づく第 1 の曲線 44 を含んでいる。かかるペーンを超音速に暴露される高圧力比用途において使用した場合、推力効率のピーク値は望ましくないほど高い圧力比において見出される。

30

【0024】

図 1 に示された比推力の大きい航空機エンジンに関する典型的な系の圧力比は約 1.9 より高く、これは超音速の排気流を生じる。二次排気ノズル 22 は、排気流を特定量 (例えば、約 22.5 度) だけ転向するように設計されている。図 2 のグラフによれば、第 1 の曲線 44 においては、2.0 を実質的に越える高い圧力比の下で推力効率の向上が達成されることがわかる。しかるに、高い圧力比を得るためにはより複雑で通例は大形のタービンエンジンを必要とするから、それに伴って重量及び原価の増加を生じるので望ましくない。

【0025】

40

それ故、本発明の重要な目的は、所定の用途に関して比較的低い圧力比の下で二次排気ノズル 20 の推力効率を最大にすることにある。とは言え、解析の結果、単純な円弧から成る三日月形のペーンは圧力比が比較的低い超音速排気ノズルにおける有用性に限界があることがわかっている。

【0026】

例えば、図 1 に示されたエンジンのサイズを系の圧力比が約 2.06 となるように決定すると同時に、二次排気ノズル 20 において排気流を約 22.5 度だけ転向しながら約 98.5 % の所望の推力効率を達成することが望まれている。図 2 に示されたグラフに従えば、第 1 の曲線 44 に対応する単純なカスケードペーンを用いてこれらの運転パラメータを達成することは不可能である。

50

【 0 0 2 7 】

本発明に従って改良されたドルフィン形ベーン 2 4 は、図 2 中にプロットされた第 2 の曲線 4 6 の性能を示す。すなわち、プロットされた低い圧力比の下で推力効率の実質的な増大が得られるのである。

【 0 0 2 8 】

更に詳しく述べれば、図 4 は二次排気ノズルのダクト 2 2 の出口側端部に取付けられたドルフィン形ベーン 2 4 の一実施例を一層詳細に示している。クラウン 3 6 は、前縁 3 2 から後方に離隔したベーンの上面 2 8 の凸部を成している。かかるベーンはまた、前縁 3 2 とクラウン 3 6 との間に延びる好ましくは平坦又は真っ直ぐなノーズ 4 8 をも有している。ノーズ 4 8 は、進入する排気 1 4 の前縁 3 2 における公称迎え角（又はゼロ迎え角）に対して傾斜角 A を有する傾斜面又は勾配を規定している。

10

【 0 0 2 9 】

各々のベーン 2 4 はまた、翼弦に沿ってクラウン 3 6 から後方に延びかつ後縁 3 4 で終わる弓形のテール 5 0 をも有している。排気 1 4 は、先ず（ノーズ 4 8 及びクラウン 3 6 を含む）ベーンの頭部において各々のベーンに当り、次いでベーンの上面 2 8 側と下面 3 0 側とに分離し、そして比較的薄いテール 5 0 に沿って下流側に流れる。後縁 3 4 におけるテール 5 0 の上面 2 8 は、ノーズ 4 8 の傾斜角 A と反対方向の傾斜角 B を有すると共に、排気流の所望の転向方向と同じ方向を向いている。一実施例について述べれば、ノーズ 4 8 は約 1 5 度の傾斜角 A を有し、かつテール 5 0 は約 - 2 6 度の傾斜角 B を有している。

【 0 0 3 0 】

20

図 4 に示された好ましい実施例においては、クラウン 3 6 はベーンの弦長 C の前半分の範囲内に配置され、また好ましくは前縁 3 2 から測って弦長の約 2 0 % の位置に配置されている。このようにすれば、真っ直ぐなノーズ 4 8 及びそれに隣接する凸状のクラウン 3 6 はベーンの前縁 3 2 の直近に配置され、それによって排気流の転向の大部分をベーンの上面 2 8 に沿ったノズル通路 2 6 内の十分前方において実行するための手段を提供することになる。

【 0 0 3 1 】

例えば、カスケードベーン 2 4 の全体を横切る間に全排気流を約 2 2 . 5 度だけ転向することが要求される場合、図 3 に示されるごとく、かかる転向の 1/2 より実質的に大きい部分がノズル通路の前方部分 3 8 において亜音速で達成される。排気流の転向が音速より比較的小さいマッハ数において達成されているため、これは二次排気ノズルの総合効率を高めることに寄与する。

30

【 0 0 3 2 】

極めて重要なことには、このような構成はまた、ベーンのテール 5 0 及び関連するノズル通路の後方部分 4 2 を調整することにより、末広ノズルの面積比及び関連する C D ノズル効果を低減させることができる。これは、ピーク推力効率を図 2 中の第 2 の曲線 4 6 によって示されたより低い設計圧力比の近くに移動させられる。

【 0 0 3 3 】

例えば、ドルフィン形ベーン 2 4 及び関連するノズル通路 2 6 は、前縁 3 2 と後縁 3 4 との間において排気を約 2 2 . 5 度だけ転向すると共に、ベーンの両端間における圧力比が約 2 . 0 6 である場合に約 9 8 . 5 % の推力効率を得るために有効である。このように顕著な性能上の利点は、ノズル内で排気流を所定量だけ転向する場合、比較的低い圧力比の下で二次排気ノズルに比較的高い推力効率を与える。二次排気ノズル 2 0 に関する推力効率の目標が 9 8 . 5 % という高い値である結果、図 2 中に示された第 1 の曲線 4 4 に対応するカスケードベーンを使用しながらより高い系の圧力比の下で同じ推力効率を達成するために必要とされる複雑で重くかつ高価な大形のカスタービンエンジンの必要性が回避されることになる。

40

【 0 0 3 4 】

S T O L 又は S T O V L 機用途においては離陸又は着陸条件に合わせて規定されたサイズを有するエンジンが要求されるから、効率の向上した二次排気ノズル 2 0 は追加の利点を

50

与える。さもなければ、翼列排気ベーンにおいて失われる推力はより多くのエンジン気流によって補われるが、これはより大きくてより重いエンジンを必要とし、それに対応した大きい航空機エンジンペイを必要とする。ドルフィンベーン 24 を有する二次排気ノズル 20 の高い性能は所望の高い推力効率要求条件を満たし、それによって所定用途のためのエンジンサイズを最小にする。

【0035】

上記のごとく、図 3 に示された二次排気ノズル 20 中のカスケードベーンはノズル通路 26 を通って流れる排気を転向するばかりでなく、大気中への排出に先立って排気を拡散させる。ベーンのクラウン 36 をベーンの前縁の近傍に配置することにより、実効スロート 40 及び音速線の後方における拡散は実質的に低減する。

10

【0036】

個々のノズル通路 26 の面積が互いに隣接したベーンの前縁と後縁との間において変化することに加え、約 1.9 より大きい比較的高い圧力比を考慮すれば、ノズル通路は個別の中細 (CD) 形ノズルを実現する。前方部分 38 内の排気流は亜音速であり、実効スロート 40 においてチョークされ、次いで拡散が起こる後方部分 42 において超音速となる。

【0037】

各々のベーンの頭部にクラウン 36 を配置することにより、各々のベーンの上表面 28 においては、クラウンから後縁までの弦長部分がより大きくなり、それに対応してノズル通路の後方部分 42 内における拡散速度が低下する。ノズル通路の前方部分 38 内における効率の良い排気転向及びそれに対応した後方部分 42 内における低速の拡散は、図 2 中の第 1 の曲線 46 によって示されるピーク推力効率に対応する低い圧力比側に移動させ、それによって第 1 の曲線 44 によって示される典型的な円弧状のカスケードベーンに比べて実質的な改善をもたらす。

20

【0038】

二次排気ノズルの推力効率を最大にするためには、排気が個々のカスケードベーン 24 に沿って流れる際における境界層はがれを排除若しくは低減させることが必要とされる。図 4 に示された比較的小さい弓形のテール 50 は、それに沿った境界層はがれを低減若しくは排除しながらノズル通路の後方部分 42 における排気流の拡散を確実に低減させる。

【0039】

好ましい実施形態に従えば、テール 50 はクラウン 36 と後縁 34 との間において上表面 28 に沿って単一の外側曲率半径 D を有している。また、テール 50 は後縁 34 から (好ましくは) 前縁 32 の直ぐ手前にまで至るベーンの下表面 30 に沿って単一の内側曲率半径 E を有している。内側曲率半径 E は外側曲率半径 D よりも大きいことが好ましく、また両者は比較的大きくて、ほぼ対称的でありながら後方に向かって細くなるテール 50 を形成する。

30

【0040】

図 4 に示された実施形態においては、前縁 32 及び後縁 34 は凸状であって、例えば約 1.0 mm の比較的小さい曲率半径を有すると共に、上表面 28 及び下表面 30 に対して滑らかに合体している。

【0041】

上記のごとく、前縁 32 は平坦又は真っ直ぐなノーズ 48 において上表面 28 に合流している。同様に、前縁 32 は平坦又は真っ直ぐなランド又はあご 52 において下表面 30 に合流している。ランド 52 の翼弦方向の長さはノーズ 48 よりも短い結果、それは単一の曲率半径を持った下表面 30 により早く合流する。より長いノーズ 48 はクラウン 36 に到達する前における排気 14 の早期転向を抑制し、それによりクラウンに沿って転向する効率の良い亜音速の排気流を生み出す。

40

【0042】

図 2 に示されるごとく、各々のカスケードベーン 24 はスパン S を有すると共に、好ましくはそれに沿って対称であることによって二次元的な一様性を与える。図 3 に示された対応する上表面 28 及び下表面 30 は、好ましい実施形態に従えば、ベーンのスパンに沿って実

50

質的に一定の輪郭又は断面を有している。このようにすれば、ノズル通路 26 の断面形はベーンのスパンに沿って一定となる結果、排気流の管理された亜音速転向及びそれに続くその超音速拡散が保証されることになる。

【0043】

ソリディティとは、ベーン同士の間隔又はピッチを表わす慣用語である。ソリディティは、図 3 に示された翼弦 C をベーン同士のピッチ P で割った比として定義される。典型的なカスケードベーンのソリディティは 1.0 より大きく、そして図 2 中に示された第 1 の曲線 44 に関しては約 1.23 の値を有している。

【0044】

単純な円弧状のカスケードベーンとは異なるドルフィン形ベーン 24 に対して 1.23 の同じソリディティ値を使用した場合、典型的な要求条件である 22.5 度の排気流転向及び 2.06 の設計圧力比における 98.5 % の推力効率をいずれも越える二次排気ノズルが得られる。従って、例えば所望の排気流転向及び推力効率要求条件をちょうど満足するためには、ドルフィン形ベーン 24 のソリディティを約 35 % だけ実質的に低下させることができる。

10

【0045】

例えば、ドルフィン形ベーン 24 のソリディティを約 0.8 とした場合、二次排気ノズル 20 においてより少数のドルフィン形ベーン 24 を使用することが可能となる。排気ダクト 22 から 1 枚以上のベーンが除去されれば、本来ならそのベーンによって塞がれていた流路面積が開放されるから、同じ量の排気流を流すために同じ全流路面積を得ようとする場合、ソリディティのより大きいカスケードベーンに比べてダクト 22 のサイズを小さくすることができる。かかるコンパクトな二次排気ノズルはより軽量であるから、航空機系全体の更なる改良を達成することができる。

20

【0046】

上記に開示されたごとくに改良されたドルフィン形ベーンをいくつかの迎え角条件下で更にモデル化することにより、推力係数の感度及びそれに対する推力ベクトル角が求められた。解析の結果、迎え角が正方向及び負方向に変化した場合にも、性能に悪影響を及ぼす顕著な境界層はがれを生じることなしにドルフィン形ベーンは満足すべき高い性能を示すことがわかった。

【0047】

30

更にまた、単位面積当りの流量について見れば、ドルフィン形ベーンを有する二次排気ノズル 20 はソリディティが小さいために顕著に高い割合の排気流を流すことになる。その結果、追加の流量を有利に使用することもできるし、あるいは所定の要求流量を得るために二次排気ノズルのサイズを小さくすることもできる。

【0048】

上記に開示されたごとくにドルフィン形ベーン 24 を有する改良型の二次排気ノズル 20 は、様々な用途に応じて構成を変えることができる。ベーンの前縁の近傍において排気流の転向の大部分を亜音速で実行することにより、その後方における超音速拡散速度が低下する結果、排気流を所定の要求量だけ転向する場合には、それに対応した低い圧力比の下でノズルの推力効率の増大が達成されることになる。従って、対応した低い圧力比の下での推力効率の増大が最大となるように、個々のベーンの（クラウン 36 を含めた）ドルフィン形頭部を各々の用途に合わせて変化させればよい。上記の設計例において使用された圧力比はノズル通路 26 内に超音速の流れをもたらすが、保証された場合には、亜音速用途においてドルフィン形ベーンを有利に使用することもできる。

40

【0049】

以上、好適で典型的なものと考えられる本発明の実施形態を記載したが、上記の説明に基づけばその他の変更態様も可能であることは当業者にとって自明であろう。それ故、本発明の真の精神及び範囲から逸脱しない限り、前記特許請求の範囲はかかる変更態様の全てを包括するものと理解すべきである。

【図面の簡単な説明】

50

【図１】主排気ノズルと、本発明の一実施形態に係る二次排気ノズルとを具備したターボファン式ガスタービンエンジンを含む典型的な高性能軍用機の部分断面側面図である。

【図２】図１に示された二次排気ノズルの一実施例を線２－２に沿って見た等角図であって、推力効率と圧力比の関係を示すグラフも含んでいる。

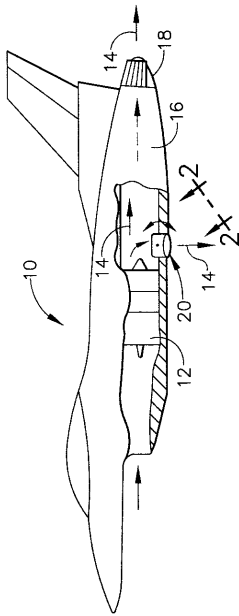
【図３】図２に示された排気ノズルの一部分の線３－３に関する断面図であって、改良された動作方法を有するドルフィン形排気ベーンの一実施例を示している。

【図４】図３に示された排気ベーンの１枚の拡大断面図であって、その典型的な特徴を示している。

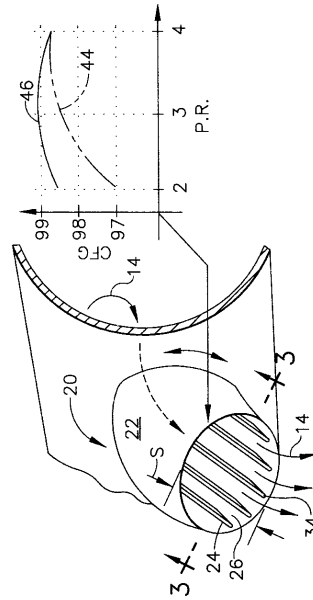
【符号の説明】

１０	軍用機	10
１２	ターボファン式ガスタービンエンジン	
１４	排気	
１６	アフターバーナ	
１８	主排気ノズル	
２０	二次排気ノズル	
２２	ダクト	
２４	排気ベーン	
２６	ノズル通路	
２８	上面	
３０	下面	20
３２	前縁	
３４	後縁	
３６	クラウン	
３８	前方部分	
４０	実効スロート	
４２	後方部分	
４８	ノーズ	
５０	テール	

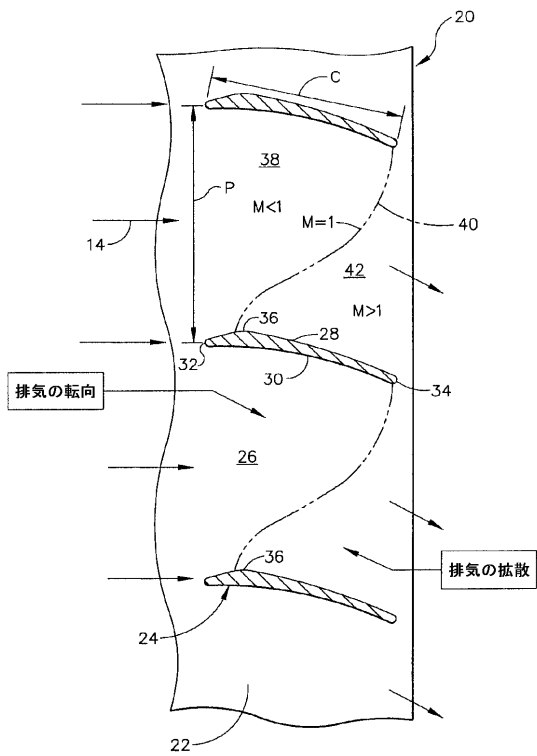
【図 1】



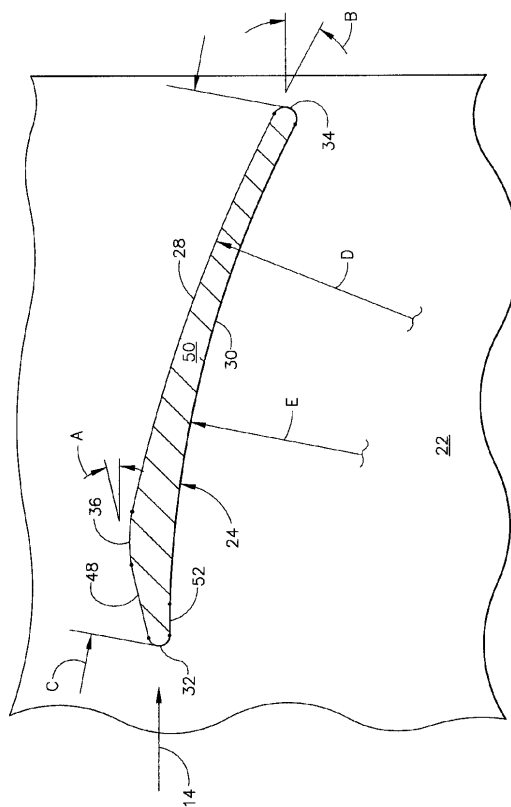
【図 2】



【図 3】



【図 4】



フロントページの続き

- (56)参考文献 米国特許第03174709(US,A)
特公昭44-007508(JP,B1)
特開平10-131706(JP,A)
特開平03-138404(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02K 1/00-99/00

B64C 15/00-15/14

F01D 1/00-11/24