

(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局



(43) 国際公開日
2011 年 5 月 5 日(05.05.2011)

PCT

(10) 国際公開番号
WO 2011/052642 A1

- (51) 国際特許分類:
F02K 1/34 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2010/069079
- (22) 国際出願日: 2010 年 10 月 27 日(27.10.2010)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (30) 優先権データ:
特願 2009-247780 2009 年 10 月 28 日(28.10.2009) JP
- (71) 出願人 (米国を除く全ての指定国について): 株式会社 I H I (IHI Corporation) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目 1 番 1 号 Tokyo (JP).
- (72) 発明者; および
- (75) 発明者/出願人 (米国についてのみ): 田中 望 (TANAKA Nozomi) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目 1 番 1 号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP). 楠田 真也 (KUSUDA Shinya) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目 1 番 1 号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP). 大石 勉(OISHI

Tsutomu) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目 1 番 1 号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP). 大庭 芳則(OBA Yoshinori) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目 1 番 1 号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP).

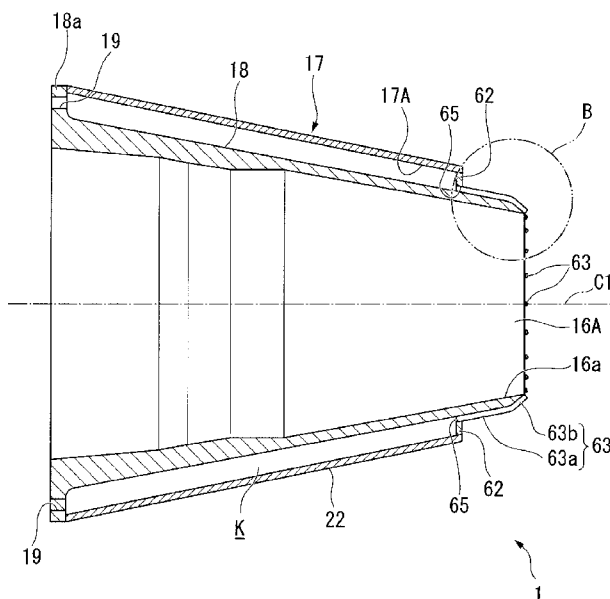
- (74) 代理人: 西 和哉, 外(NISHI Kazuya et al.); 〒1006620 東京都千代田区丸の内一丁目 9 番 2 号 Tokyo (JP).
- (81) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

[続葉有]

(54) Title: NOISE REDUCTION DEVICE WITH CHAMBER

(54) 発明の名称: チャンバ付騒音低減装置

[図3]



(57) Abstract: A noise reduction device provided with a chamber is configured in such a manner that the chamber (17) is provided in the middle of a supply path for connecting a flow path which is located on the upstream side of the combustor within a jet engine and micro-jet nozzles which are provided to the ejection-side peripheral edge of the main nozzle of the jet engine. A part of compressed air in the flow path is once supplied into the chamber (17) through the supply path, and the compressed air is ejected toward jet flow from the chamber (17) through the micro-jet nozzles (63).

(57) 要約: このチャンバ付騒音低減装置は、ジェットエンジン内の燃焼器より上流側の流路と、ジェットエンジンの主ノズルの噴出側周縁に設けられた複数のマイクロジェットノズルとを接続する供給路の途中にチャンバ(17)を設け、流路の圧縮空気の一部を供給路を介して一旦チャンバ(17)内に供給し、このチャンバ(17)から複数のマイクロジェットノズル(63)を介し、圧縮空気をジェット流に向けて噴射させる。



(84) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI

(BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:

— 国際調査報告 (条約第 21 条(3))

明 細 書

発明の名称：チャンバ付騒音低減装置

技術分野

[0001] この発明は、航空機のジェットエンジンに用いられる騒音低減装置に関するものである。

本願は、２００９年１０月２８日に、日本に出願された特願２００９－２４７７８０号に基づき優先権を主張し、その内容をここに援用する。

背景技術

[0002] 航空機のジェットエンジンは、空気を取り入れるファンと、このファンが取り入れた空気の一部を取り込んで圧縮する圧縮機と、この圧縮機により生成された圧縮空気と燃料とを混合させて燃焼させる燃焼器と、この燃焼器の燃焼ガスによりファン、および圧縮機を駆動するタービンとが順次配列されている。

圧縮機、燃焼器、およびタービンは、筒状隔壁である主ノズル内に設置され、ファンは、主ノズルの上流側に設置されている。ファンが取り入れた空気の大部分は、主ノズルの外周を覆うケーシング（エンジンナセル）との間に設けられたバイパス流路を通る。このバイパス流路を通った空気（バイパス流）は、タービンのコア流（ジェット流）の外周を囲むように排出されて、ジェット流と合流する。

[0003] このジェット流とバイパス流とが合流する領域が騒音発生源となって騒音が発生する。

この騒音を低減させるために、さまざまな技術が開示されている。

例えば、主ノズルの噴出側周縁にマイクロジェットノズルを設け、このマイクロジェットノズルからジェット流とバイパス流との合流部に向けてマイクロジェット噴射させる技術が開示されている（例えば、非特許文献１参照）。

[0004] マイクロジェットノズルは、主ノズルの周囲に敷設された配管を介してジ

ェットエンジン内のファン部又は圧縮機と連通している。そして、ファン又は圧縮機により生成された圧縮空気の一部が配管を介してマイクロジェットノズルに導かれ、このマイクロジェットノズルから圧縮空気がマイクロジェット噴射される。これによれば、マイクロジェットによって、ジェット流とバイパス流とが好適に混合され、騒音を低減することができる。

[0005] 特許文献1には、突起部（シェブロン）を有するジェットエンジンノズルの排気騒音を削減するシステム及び方法が開示されている。特許文献1に開示の方法は、ジェットエンジンによって気体の第1流を発生させ、後部方向に延びる複数の突起部を含む後縁周長を有するノズルを通して第1流を送達させ、加圧された流体の第2流を突起部に近接する第1流に噴射するステップを含む。

[0006] 特許文献2には、振動ジェットを使用してジェットエンジン排気騒音を低減するための装置が開示されている。

先行技術文献

特許文献

[0007] 特許文献1：特表2010-518323号公報

特許文献2：特開2005-195019号公報

非特許文献

[0008] 非特許文献1：Brenton Greska 他4名, The Effects of Microjet Injection On an F404 Jet Engine, AIAA2005-3047, 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference), 23-25 May 2005

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0009] しかしながら、上述の従来技術にあっては、ファン部又は圧縮機から配管

を用いて圧縮空気をマイクロジェットノズルに導くので、配管内の圧力損失により、効率よくマイクロジェット噴射を行うことが困難となる。例えば、上述の特許文献 1 にあっては、シェブロンノズルによって速度差が生ずるので圧力損失を生じ、効率よくマイクロジェット噴射を行うことが困難となる。

[0010] また、圧縮空気を導く配管がジェットエンジンの熱によって膨張し、損傷したり噴射位置がずれたりする可能性がある。

さらに、配管の周囲にキャビティ流れが生じ流体騒音が発生、もしくは配管の振動に伴う付加騒音が発生する。

そして、配管を敷設する作業が煩わしく、組み立て工数が増大する。

これに加えて、配管を敷設した際のばらつきによってマイクロジェット本来の騒音低減効果が得られない可能性もある。

[0011] 特許文献 2 にあっては、振動流をエンジン排気ガスに向けて流出するために導いてくるチャンネルが細径の管で構成されている。このため、細径のチャンネル内での圧力損失が大きくなり、効果的にエンジン排気騒音を低減できるだけの振動流を供給することは實際上困難である。また、振動流を導くチャンネルには、流れ制御弁や流れ安定装置など、付加的な装置を取り付ける必要がある。このため、装置を構成する部品点数が多くなり、装置の構造が複雑化し、組立作業性が低下する。

[0012] そこで、この発明は、上述した事情に鑑みてなされたものであって、効率よくマイクロジェット噴射させることができると共に、配管の損傷を防止したり、配置位置のズレを防止したりできる騒音低減装置を提供する。

また、配管の振動に伴う付加騒音を防止できると共に、組み立て作業性を向上させることが可能な騒音低減装置を提供する。

課題を解決するための手段

[0013] 本発明の第 1 の態様に係るチャンバ付騒音低減装置は、ジェットエンジン内の燃焼器より上流側の流路と、前記ジェットエンジンの主ノズルの噴出側周縁に設けられた複数のマイクロジェットノズルとを接続する供給路の途中

にチャンバを設け、

前記流路の圧縮空気の一部を前記供給路を介して一旦前記チャンバ内に供給し、このチャンバから前記複数のマイクロジェットノズルを介し、前記圧縮空気を前記主ノズルから噴出されるジェット流に向けて噴射させることを特徴とする。

[0014] このように構成することで、燃焼器より上流側の流路からマイクロジェットノズルに至る間の空間スペースを大きく確保することができる。このため、従来のように配管による圧力損失を低減することができ、チャンバに一樣に圧力が加えられることで周方向に一樣なマイクロジェットを噴射し、効率よく騒音を低減することが可能になる。

また、配管に代わってチャンバを設けるので、配管を削減できる分、ジェットエンジンの熱による配管の損傷を防止したり、配置位置のズレを防止したりできる。

さらに、チャンバの構造は簡素なものであるので、配管の敷設作業と比較して容易に組み付けることができる。このため、組み立て作業性を向上させることができる。

[0015] 本発明の第2の態様に係るチャンバ付騒音低減装置は、前記主ノズルの外周面であって、かつ前記マイクロジェットノズルの近傍に、前記チャンバを設けたことを特徴とする。

[0016] このように構成することで、主ノズルの外周面における配管の露出を減少させることができる。このため、配管が減少する分、キャビティ流れを抑制でき、配管の振動に伴う付加騒音を防止できると共に、ナセル抵抗を低減することができる。このため、さらに効率よくマイクロジェット噴射させることが可能になる。

また、チャンバからマイクロジェットノズル先端に至る間の距離を短く設定することができるので、この分、より確実に圧縮空気の圧力損失を低減できる。このため、さらに効率よくマイクロジェット噴射させることが可能になる。

[0017] 本発明の第3の態様に係るチャンバ付騒音低減装置は、前記チャンバは、

前記主ノズルの内周部の一部を構成する内周壁部と、前記主ノズルの外周部の一部を構成し、かつ前記内周壁部を覆うように形成された外周壁部とを有し、これら内周壁部と外周壁部との間に形成された空間に、前記圧縮空気を取り込むように構成されていることを特徴とする。

[0018] このように構成することで、主ノズルの外表面を滑らかに形成することができ、キャビティ流れをより確実に防止できると共に、ナセル抵抗をさらに確実に低減することが可能になる。このため、より確実に付加騒音の発生を抑制できる。

また、チャンバの構造をさらに簡素化でき、主ノズルの大型化を防止することができる。これに加え、さらに組み立て作業性を向上させることができる。

発明の効果

[0019] 本発明によれば、燃焼器より上流側の流路からマイクロジェットノズルに至る間の空間スペースを大きく確保することができる。このため、従来のように配管による圧力損失を低減することができ、チャンバに一樣に圧力が加えられることで周方向に一樣なマイクロジェットを噴射し、効率よく騒音を低減することが可能になる。

また、配管に代わってチャンバを設けるので、配管を削減できる分、ジェットエンジンの熱による配管の損傷を防止したり、配置位置のズレを防止できる。

さらに、チャンバの構造は簡素なものであるので、配管の敷設作業と比較して容易に組み付けることができる。このため、組み立て作業性を向上させることができる。

[0020] また、主ノズルの外周面における配管の露出を減少させることができる。このため、配管が減少する分、キャビティ流れを抑制でき、配管の振動に伴う付加騒音を防止できると共に、ナセル抵抗を低減することができ、ジェットエンジンの空力性能を高めることが可能になる。

さらに、チャンバからマイクロジェットノズル先端に至る間の距離を短く

設定することができるので、この分、より確実に圧縮空気の圧力損失を低減できる。このため、さらに効率よくマイクロジェット噴射させることが可能になる。

図面の簡単な説明

[0021] [図1]本発明の実施形態におけるジェットエンジンの概略構成を示す、模式断面図である。

[図2]本発明の実施形態における騒音低減装置の斜視図である。

[図3]図2のA-A線に沿う断面図である。

[図4]図3のB部拡大図である。

[図5]本発明の実施形態におけるジェット流、および空気の流れを示す説明図である。

[図6]本発明の騒音低減装置が備えるチャンバによる圧力損失低減の効果を検証した結果を示す図である。

発明を実施するための形態

[0022] (ジェットエンジン)

次に、この発明の実施形態を図1～図5に基づいて説明する。

図1は、本発明に係る騒音低減装置1が適用されたジェットエンジン100の概略構成を示す、模式断面図である。

図1に示すように、ジェットエンジン100は、筒状のケーシング2と、ケーシング2の噴出側周縁（後縁）2aから一部が突出して内挿される筒状隔壁3と、ケーシング2内に上流側から下流側へ中心軸線C1に沿って順次配列された、ファン11a、圧縮機4、燃焼器12、およびタービン13とを備える。また、ジェットエンジン100の、筒状隔壁3の噴出側（図1における右側）には、騒音低減装置1が設けられている。

筒状隔壁3内は、高速のジェット流Xが流れる流路5とされる。筒状隔壁3とケーシング2との間は、低速のバイパス流Yが流れる流路6とされる。

[0023] ジェットエンジン100のケーシング2、および筒状隔壁3は、ジェットエンジン100の外形を形作るエンジンナセルとしての機能を有している。

ケーシング 2 は、筒状隔壁 3 の外周を一部覆っている。

ケーシング 2 の上流側の開口は、空気 A を取り入れる空気取入口 2 A として機能する一方、ケーシング 2 の下流側の開口は、バイパス流 Y を排出するバイパス流排出口 2 B として機能している。

[0024] バイパス流 Y は、空気取入口 2 A から取り入れられた空気 A のうち、圧縮機 4 に取り込まれなかった空気 A であって、筒状隔壁 3 とケーシング 2 との間に流れる低速の流体である。ジェット流 X は、タービン 1 3 から排気されて筒状隔壁 3 内を流れる流体であって、バイパス流 Y よりも高速の流体である。ケーシング 2 の外側には、この外周面に沿って外気流 Z が流れる。すなわち、外気流 Z は、バイパス流 Y の外側を流れる低速の流体である。

[0025] 筒状隔壁 3 は、ケーシング 2 に対して中心軸線 C 1 方向に沿ってやや下流側にずれて配されており、ジェット流 X が流れる流路 5 とバイパス流 Y が流れる流路 6 とを仕切っている。

ケーシング 2 内の上流側端部近傍であって筒状隔壁 3 の上流には、ファン 1 1 a が設置されている。ファン 1 1 a は、外部から空気 A を取り入れる。

ファン 1 1 a よりも下流側であって筒状隔壁 3 内には、圧縮機 4 が設置されている。圧縮機 4 は、ファン 1 1 a が取り入れた空気 A の一部を取り込んで圧縮する。

[0026] 圧縮機 4 よりも下流側であって筒状隔壁 3 内には、燃焼器 1 2 が設置されている。燃焼器 1 2 は、圧縮機 4 が圧縮した空気 A に燃料を混合して燃焼させ、燃焼ガスを排出する。

燃焼器 1 2 よりも下流側であって筒状隔壁 3 内には、タービン 1 3 が配置されている。

タービン 1 3 は、燃焼器 1 2 が排出する燃焼ガスによって、ファン 1 1 a、および圧縮機 4 を駆動する。

[0027] このように構成されたジェットエンジン 1 0 0 のケーシング 2、および筒状隔壁 3 は、ジェット流 X、およびバイパス流 Y の下流側に延びるパイロン 8 を介して図示しない航空機の翼に吊設されている。

パイロン 8 は、ケーシング 2、および筒状隔壁の中心軸線 C 1 と直交する方向に延在する部材であって、ケーシング 2 よりも下流側に延びる突出部 8 A を有している。

筒状隔壁 3 はジェット流 X を排出する主ノズルとして機能しており、この筒状隔壁 3 の外周部に騒音低減装置 1 が設けられている。

[0028] (騒音低減装置)

図 2 は、騒音低減装置 1 の斜視図、図 3 は、図 2 の A-A 線に沿う断面図、図 4 は、図 3 の B 部拡大図である。

図 1 ～図 4 に示すように、騒音低減装置 1 は、筒状隔壁 3 の外周部に設けられたチャンバ 17 と、このチャンバ 17 の下流側（図 1、図 2 における右側）であって、かつ筒状隔壁 3 の噴出側周縁 3 A に沿って複数設けられているマイクロジェットノズル 63 とを有している。なお、複数のマイクロジェットノズル 63 は何れも同一形状であるので、図 2 において、マイクロジェットノズル 63 を 1 つのみ図示し、他のマイクロジェットノズル 63 の図示を省略する。

[0029] チャンバ 17 は、ステンレス（例えば、SUS321）やインコネル等で形成され、筒状隔壁 3 の内周部の一部を構成する円筒状の内周壁部 18 を有している。

すなわち、内周壁部 18 は、噴出側（下流側）に向かうにしたがって縮径された側面視略円錐台状に形成されており、下流側端部の内径が筒状隔壁 3 の内周面上流側端部の外径と等しくなっている。

内周壁部 18 の上流側周縁には、外フランジ部 18 a が一体成形されている。この外フランジ部 18 a は、内周壁部 18 を筒状隔壁 3 に固定するための部材で、複数のボルト孔（不図示）が周方向に等間隔に形成されている。一方、筒状隔壁 3 のボルト孔に対応する位置には、雌ネジ部が刻設されており、ここに内周壁部 18 側から不図示のボルトを螺入することによって、内周壁部 18 を筒状隔壁 3 に締結固定できる。

[0030] 外フランジ部 18 a には、不図示のボルト孔を避ける位置に空気取入口 1

９が周方向に等間隔で複数形成されている。

この空気取入口１９は、筒状隔壁３に設けられている供給路２０を介して燃焼器１２よりも上流側の流路５に接続されている。供給路２０は、この一端が不図示の継手を介して外フランジ部１８aの空気取入口１９に接続されている。これにより、ファン部１１又は圧縮機４が圧縮した空気Ａの一部がチャンバ１７に取り込まれる。また、供給路２０の途中には、バルブ２１が設けられている。

なお、供給路２０としては、例えば、テフロン（登録商標）チューブ等が用いられる。

テフロン（登録商標）チューブを用いることにより、エンジンの熱伸びによる管の破損を防げるほか、管摩擦損失を低減し、効率よく噴射することが可能になる。

[0031] 内周壁部１８の下流側周縁には、外フランジ部６２が一体成形されている。外フランジ部６２には、周方向に等間隔で複数の貫通孔６５が形成されており、これら貫通孔６５にそれぞれマイクロジェットノズル６３が挿入される。

[0032] 内周壁部１８の外周側には、２つの外フランジ部１８a、６２に跨って内周壁部１８を覆うように形成された円筒状の外周壁部２２が設けられている。外周壁部２２は、内周壁部１８の延在方向に沿うように側面視略円錐台状に形成されたものであって、筒状隔壁３の外周部の一部を構成している。すなわち、外周壁部２２の外周面上流側端部の外径は、筒状隔壁３の外周面の下流側端部の外径と等しくなっている（図１参照）。

外周壁部２２の上流側周縁部は、内周壁部１８の外フランジ部１８aに溶接等により固定されていると共に、外周壁部２２の下流側周縁部は、内周壁部１８の外フランジ部６２に溶接等により固定されている。このように固定された外周壁部２２と内周壁部１８とで取り囲まれる空間Ｋに、ファン１１a又は圧縮機４で圧縮した空気Ａの一部が取り込まれる。

[0033] 内周壁部１８の外フランジ部６２に取り付けられているマイクロジェット

ノズル 6 3 は、配管により形成される。マイクロジェットノズル 6 3 は、筒状隔壁 3 の外周面に沿うように、かつ軸方向に沿うように延在する第一配管部 6 3 a と、第一配管部 6 3 a の先端から筒状隔壁 3 の噴出側周縁 3 A の沿うように、かつ中心軸線 C 1 に向かって斜めに延出する第二配管部 6 3 b とで構成されている。

[0034] 第一配管部 6 3 a とチャンバ 1 7 の外フランジ部 6 2 との接続部は、溶接等によってシール性が確保される。

また、第二配管部 6 3 b の傾斜角度 θ は中心軸線 C 1 に対し、 $30 \sim 45$ 度に設定されており、チャンバ 1 7 に取り込まれた空気 A をジェット流排出口 1 6 A から排出されるジェット流 X に確実に噴射させることができる。ここで、筒状隔壁 3 の噴出側周縁 3 A は、第二配管部 6 3 b を所望の角度に配置可能に、下流に向かうに従って薄肉となるように形成されている。

[0035] ここで、図 4 に詳示するように、筒状隔壁 3 は、下流に向かうに従って徐々に縮径している。そして、マイクロジェットノズル 6 3 は、この先端部、つまり、第二配管部 6 3 b の先端部が筒状隔壁 3 の噴出側周縁 3 A に沿うように設けられている。したがって、筒状隔壁 3 のスロット S P にマイクロジェットノズル 6 3 の噴射口が配置された状態になる。

[0036] (作用)

次に、ジェットエンジン 1 0 0、および騒音低減装置 1 の作用について説明する。

図 1 に示すように、航空機の離陸時には、まず、ファン 1 1 a を回転させて空気取入口 2 A から空気 A を取り入れる。この空気 A の一部は、圧縮機 4 により圧縮され、燃焼器 1 2 にて燃料と混合されて燃焼される。

タービン 1 3 では、燃焼器 1 2 から排出された燃焼ガスによってファン 1 1 a、および圧縮機 4 の駆動力が発生する。以降は、タービン 1 3 によって発生した駆動力によって、ファン 1 1 a が回転して空気 A が取り込まれていく。

[0037] このような動作によって、筒状隔壁 3 内の流路 5 にジェット流が流れ、ジ

ェット流排出口 16 A から排出される。また、筒状隔壁 3 とケーシング 2 との間の流路 6 にバイパス流 Y が流れ、バイパス流排出口 2 B から排出される。その結果、推進力が得られて航空機が離陸する。

このとき、バルブ 21 を開いてファン 11 a 又は圧縮機 4 で圧縮された空気 A の一部をチャンバ 17 内に取り込む。そして、チャンバ 17 内の空気 A が所定の圧力まで高まると、この空気 A がマイクロジェットノズル 63 を介してジェット流 X に向かって噴射される。

[0038] 図 5 は、マイクロジェット噴射を行っている際のジェット流 X、および空気 A の流れを示す説明図である。

図 5 において、ジェット流 X は、筒状隔壁 3 のスロート S P よりも上流側が圧力の高い領域となる。一方、スロート S P よりも下流側が上流側と比較して圧力の低い領域となる。したがって、マイクロジェット噴射は、圧力の低い領域に向けて噴射される事になるので、チャンバ 17 内の圧力を必要以上に高めることなく、十分な流量を確保できる。そして、スロート S P の直後、つまり、スロート S P から下流に向かって、軸方向に対して鋭角をなすように噴射が行われる。

[0039] ここで、チャンバ内の圧力を必要以上に高めることがないため、配管内のマッハ数は高くなり、供給路 20 内での空気 A の圧力損失を低減できる。更には、圧力損失が生じる経路をマイクロジェットノズル 63 のみにほぼ限定することができる。

[0040] また、チャンバ 17 は、マイクロジェットノズル 63 の上流側に隣接して配置されていることから、マイクロジェットノズル 63 をこの軸方向の長さができる限り短くなるように形成することができる。このため、圧力損失が生じるマイクロジェットノズル 63 の長さをできる限り短く設定することができ、圧力損失を最小限に抑えることが可能になる。

[0041] 本実施の形態に係る騒音低減装置 1 について、マイクロジェットノズル 63 の上流側にチャンバ 17 を設けたことによる圧力損失低減の効果を検証した結果を図 6 に示す。図 6 に示す検証結果は、燃焼器 12 よりも上流側の流

路5から、チャンバ17を経てマイクロジェットノズル63に至る個所を抜き出し、その軸方向位置における全圧損失係数(%)を図示している。図6において、横軸は軸方向位置を表わし、縦軸は全圧損失係数(%)を表わす。

図6に示す検証は、以下の条件を用い、各々の軸方向位置における全圧損失係数を数値解析することで行なった。

流路5の内径：Φ5mm、32本

マイクロジェット出口面積：噴射管内径Φ3.15(mm)×sqrt(32本/20本)=Φ3.52mm

[0042] 図6に示すように、全圧損失係数は、チャンバ17とマイクロジェットノズル63の接続位置、すなわち軸方向位置が0.1(m)である個所において急激に増加している。これは、断面積が大きいチャンバ17に比して、マイクロジェットノズル63は断面積が小さいため、全圧損失が増加したためであると考えられる。しかし、マイクロジェットノズル63は断面積が小さいため、図6に示すように全圧損失が急激に増加したとしても、マイクロジェットノズル63における全圧損失の増加は10%から20%程度に留まる。

ここで、図6に破線で示すようにチャンバ17が設けられていない場合、図6に示す軸方向位置0.1(m)の位置における全圧損失の増加と同様に、流路5とチャンバ17の接続位置である軸方向位置—0.18(m)の位置から全圧損失が急激に増加する。軸方向位置—0.18(m)の位置から、軸方向位置0.1(m)の位置と同様に全圧損失が増加すると、マイクロジェットノズル63の出口における全圧損失は50(%)を超えることが明らかである。

[0043] 図6に示す結果から明らかなように、チャンバ17が存在することは、航空機用エンジンにおいて、現実的にマイクロジェット噴射を行なうために無くてはならない機構である。これは、チャンバ17が存在することにより、全圧損失をチャンバ部体積に応じて抑制することができるためである。

このように、本実施の形態に係る騒音低減装置においては、チャンバ１７が備えられているため、マイクロジェットを噴射するためのエンジンからの抽気圧力の損失を大きく低減させ、コンプレッサからの多大な抽気を必要としない。

[0044] さらに、ジェットエンジン１００を駆動させると各部品の温度が上昇するが、従来の配管と比較してチャンバ１７は内周壁部１８と外周壁部２２とにより形成される空間のため、熱伸びしても配管の破損には至らない。よって、安定したマイクロジェット噴射が行われる。

マイクロジェット噴射された空気Ａは、排出されたジェット流Ｘとバイパス流Ｙとが合流する領域に到達して両者を好適に混合させる。これにより、ジェット流Ｘとバイパス流Ｙとの合流によって生じる騒音が低減される。

[0045] (効果)

上述の実施形態によれば、マイクロジェットノズル６３と圧縮機４との間にチャンバ１７を設け、ファン１１ａ又は圧縮機４で圧縮された空気Ａ、つまり、燃焼器１２よりも上流側の流路５の圧縮空気を一旦チャンバ１７内に供給し、このチャンバ１７からマイクロジェットノズル６３を介してマイクロジェット噴射を行っている。このため、従来問題となっていた配管による圧力損失を低減することができる。これにより、効率よくマイクロジェット噴射させることが可能になる。

また、配管に代わってチャンバ１７を設けるので、ファン部１１又は圧縮機４からマイクロジェットノズル６３に至る間に用いられる配管の一部を削減できる。マイクロジェットノズル６３やチャンバ１７は、従来の配管と比較して熱膨張に対する破損リスクを小さく抑えることができるので、配管破損による圧力漏れを防止することができる。これに加え、チャンバ１７を用いることで空気Ａの流路位置がずれる可能性がないので、安定したマイクロジェット噴射を行うことができる。

[0046] さらに、チャンバ１７を筒状隔壁３の内周部の一部を構成する円筒状の内周壁部１８と、内周壁部１８を覆うように形成された外周壁部２２とにより

構成し、これら内周壁部 18 と外周壁部 22 とで取り囲まれる空間 K に、ファン 11a 又は圧縮機 4 で圧縮した空気 A の一部を取り込んでいる。このため、チャンバ 17 の構造を簡素化できると共に、筒状隔壁 3 の大型化を防止できる。

これに加え、内周壁部 18 の外フランジ部 18a を筒状隔壁 3 に不図示のボルトにより締結固定するだけで組み付け作業を完了させることができる。このため、従来のような配管の敷設作業と比較して組み立て作業性を向上させることができる。

[0047] また、チャンバ 17 の外周壁部 22 が筒状隔壁 3 の周囲を構成することになるので、配管等が外部に露出することなく、キャビティ流れを防止でき、これに伴う付加騒音を防止できる。さらに、ジェットエンジン 100 のナセル抵抗を低減することができ、空力性能を高めることが可能になる。

産業上の利用可能性

[0048] 本発明に係るチャンバ付騒音低減装置は、効率よくマイクロジェット噴射させることができると共に、配管の損傷を防止したり、配置位置のズレを防止できる。

また、本発明に係るチャンバ付騒音低減装置は、配管の振動に伴う付加騒音を防止できると共に、組み立て作業性を向上させることが可能である。

符号の説明

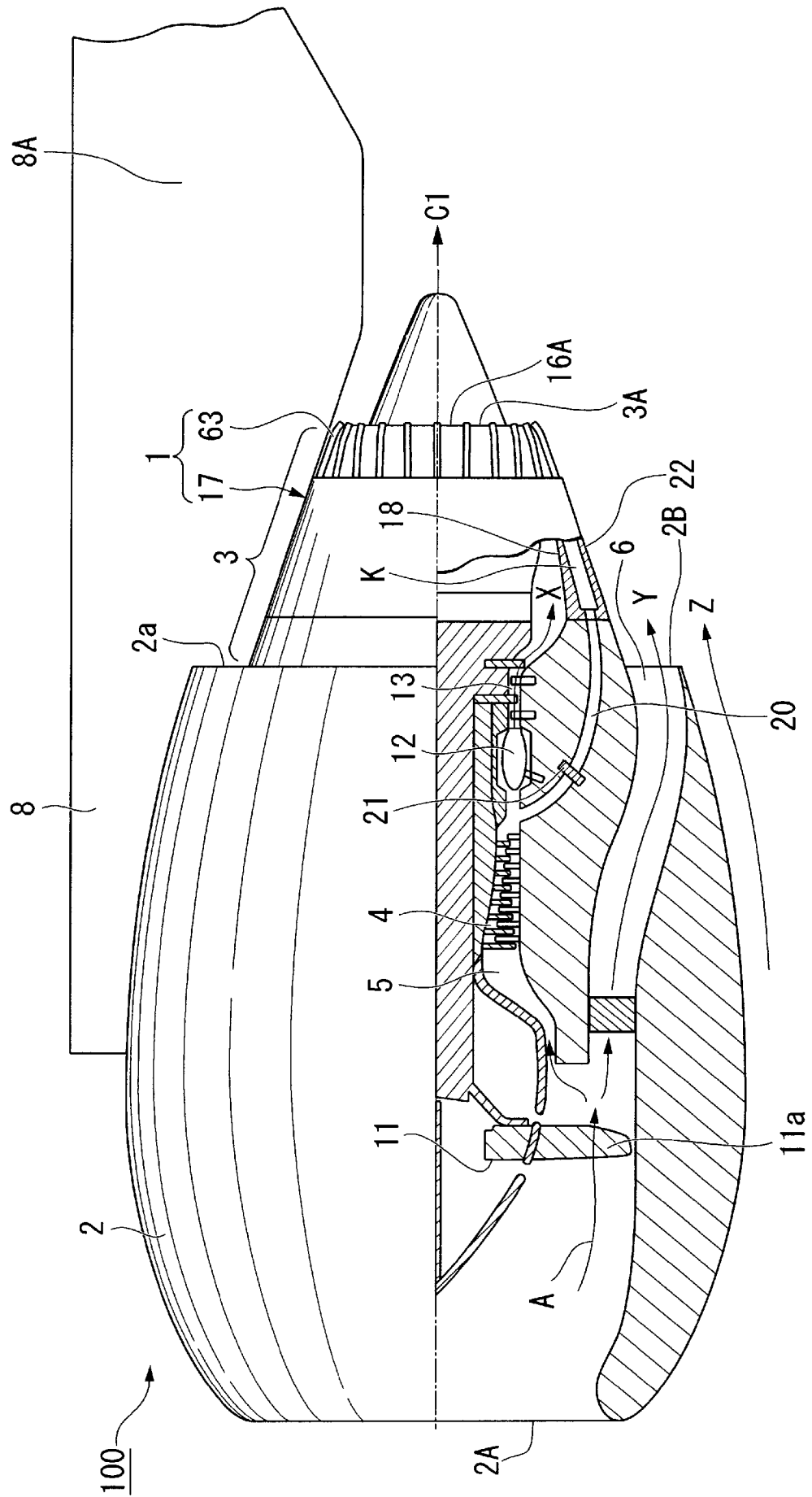
[0049]	1	騒音低減装置
	2	ケーシング
	3	筒状隔壁（主ノズル）
	4	圧縮機
	5	流路
	12	燃焼器
	17	チャンバ
	18	内周壁部
	18a, 62	外フランジ部

2 0	供給路
2 2	外周壁部
6 3	マイクロジェットノズル
6 3 a	第一配管部
6 3 b	第二配管部
1 0 0	ジェットエンジン
A	空気
K	空間
X	ジェット流

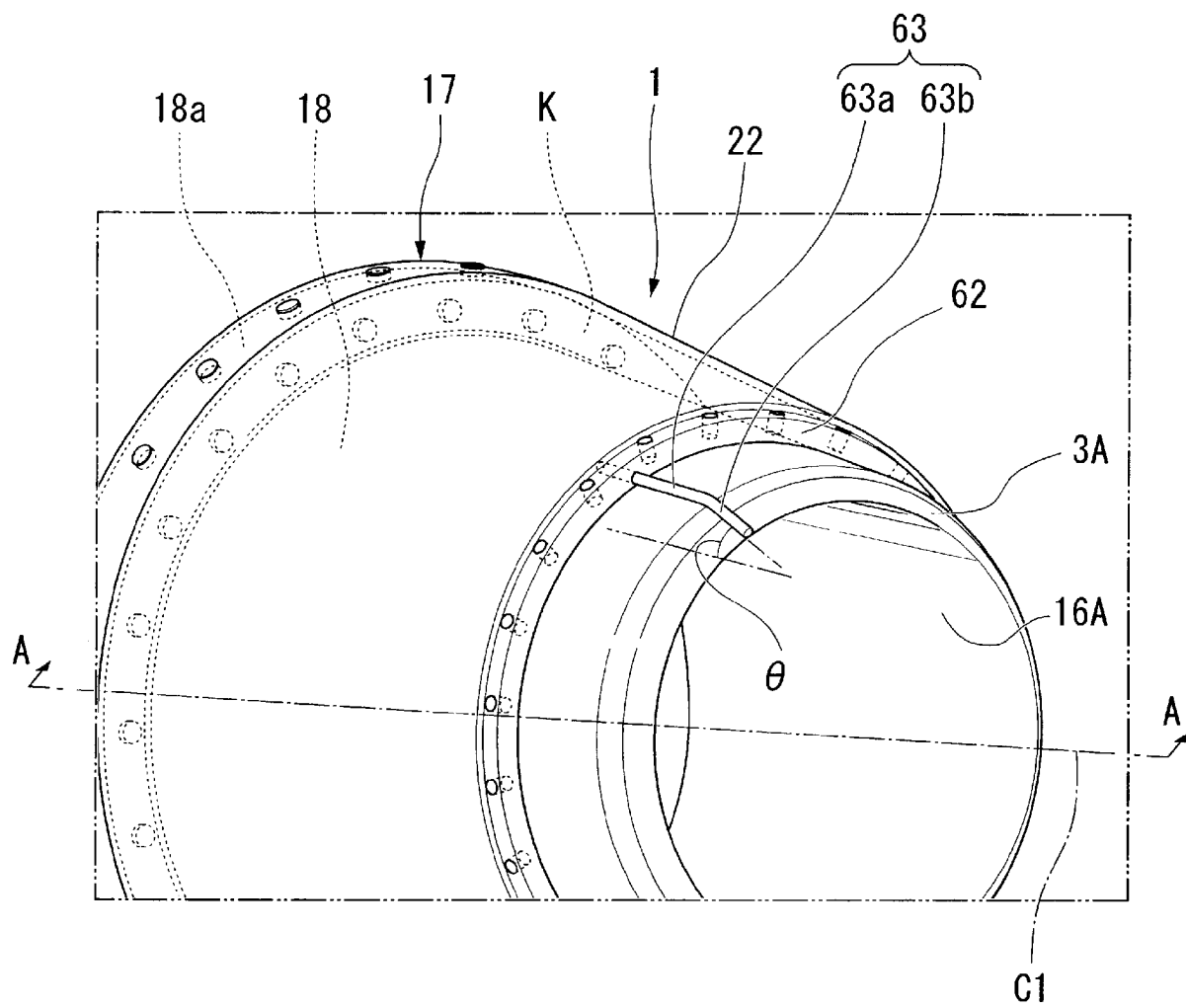
請求の範囲

- [請求項1] ジェットエンジン内の燃焼器より上流側の流路と、前記ジェットエンジンの主ノズルの噴出側周縁に設けられた複数のマイクロジェットノズルとを接続する供給路の途中にチャンバを設け、
- 前記流路の圧縮空気の一部を前記供給路を介して一旦前記チャンバ内に供給し、このチャンバから前記複数のマイクロジェットノズルを介し、前記圧縮空気を前記主ノズルから噴出されるジェット流に向けて噴射させるチャンバ付騒音低減装置。
- [請求項2] 前記主ノズルの外周面であって、かつ前記マイクロジェットノズルの近傍に、前記チャンバを設けた請求項1に記載のチャンバ付騒音低減装置。
- [請求項3] 前記チャンバは、
- 前記主ノズルの内周部の一部を構成する内周壁部と、
- 前記主ノズルの外周部の一部を構成し、かつ前記内周壁部を覆うように形成された外周壁部とを有し、
- これら内周壁部と外周壁部との間に形成された空間に、前記圧縮空気を取り込むように構成されている請求項2に記載のチャンバ付騒音低減装置。

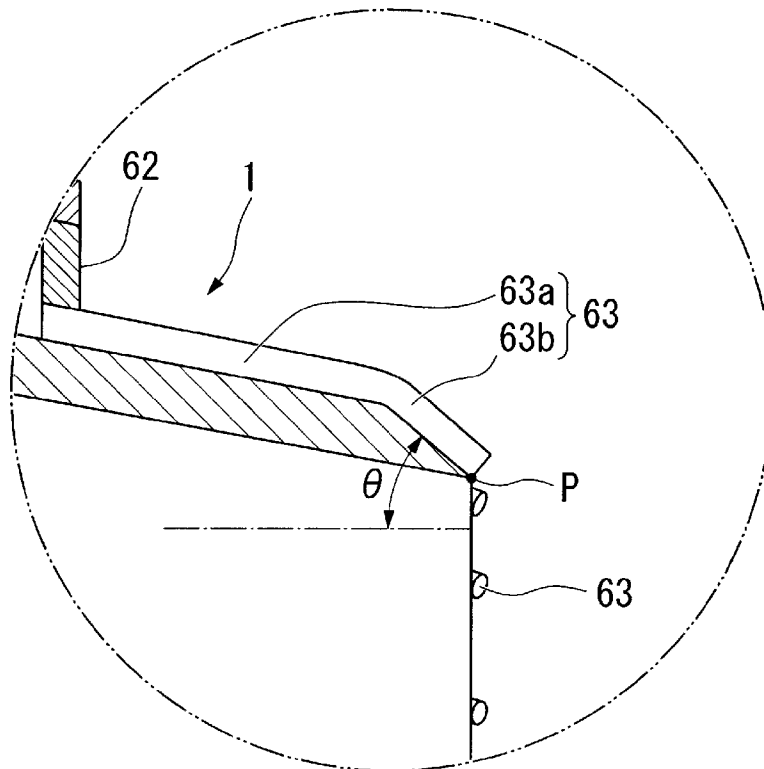
[図1]



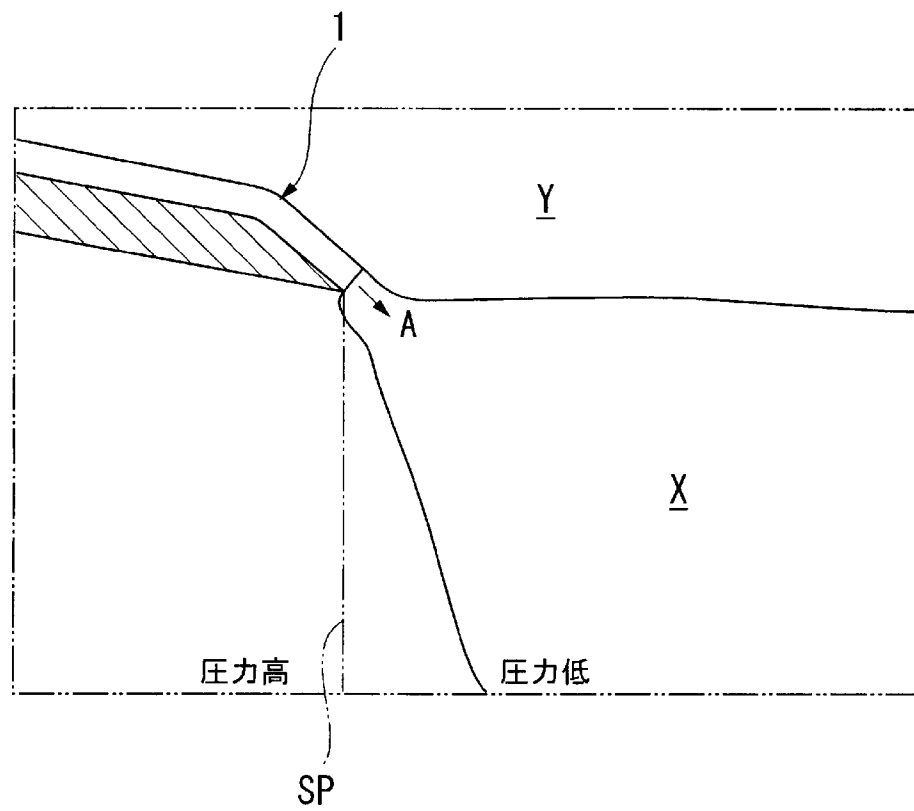
[図2]



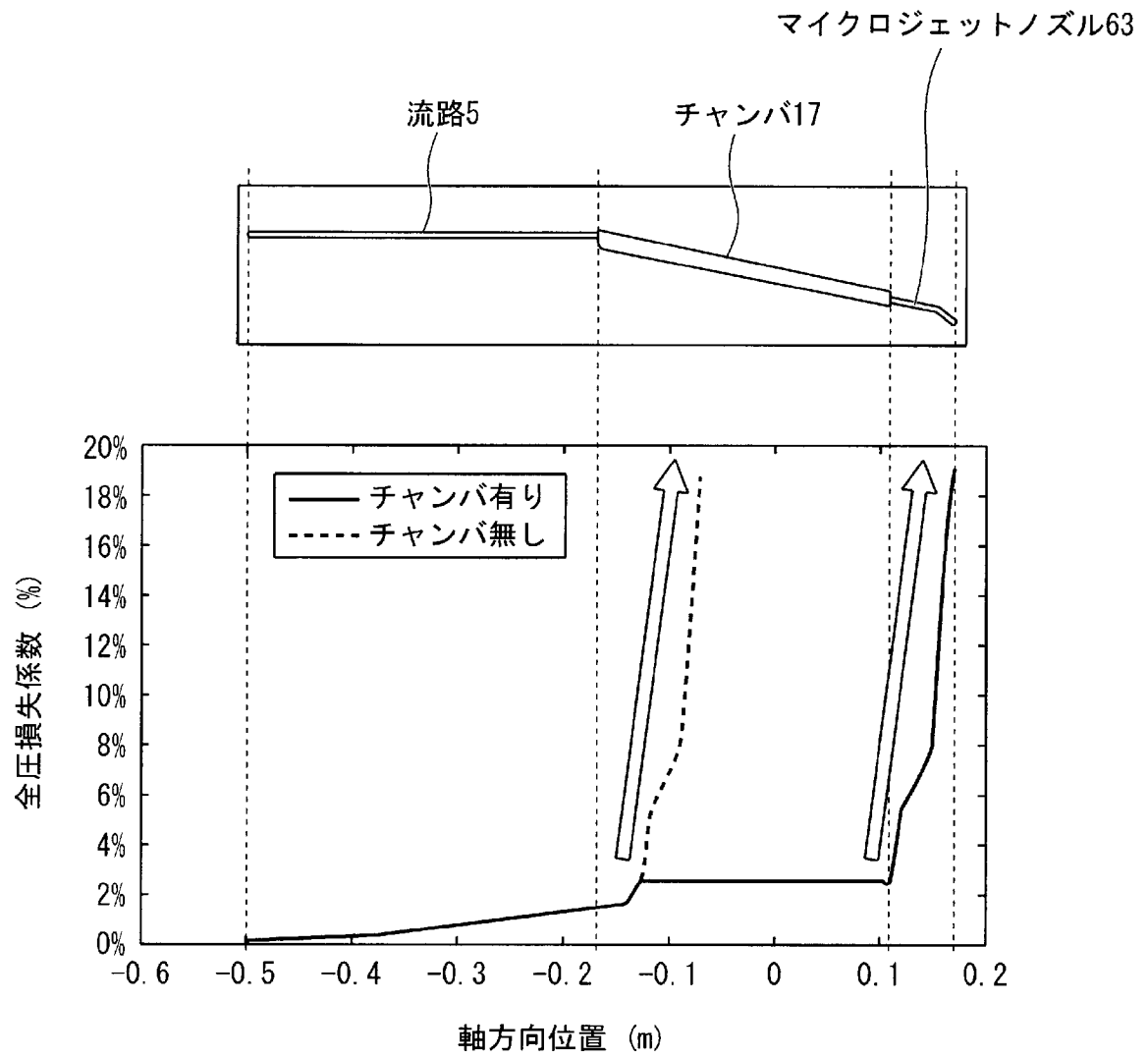
[図4]



[図5]



[図6]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2010/069079

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F02K1/34 (2006.01) i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F02K1/34

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Jitsuyo Shinan Koho 1922-1996 Jitsuyo Shinan Toroku Koho 1996-2011

Kokai Jitsuyo Shinan Koho 1971-2011 Toroku Jitsuyo Shinan Koho 1994-2011

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X A	JP 47-23605 B1 (Lev Iosifovich Sorkin, Oleg Vasilievich Yakovlevsky), 01 July 1972 (01.07.1972), column 2, line 28 to column 3, line 13; fig. 1 to 2 & GB 1134996 A	1-2 3
X A	US 2004/0088967 A1 (John R. WEBSTER, Paul J.R STRANGE), 13 May 2004 (13.05.2004), paragraphs [0024] to [0037]; fig. 1, 2, 3a & US 2006/0283188 A1 & EP 1418331 A2	1-2 3

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search
13 January, 2011 (13.01.11)Date of mailing of the international search report
25 January, 2011 (25.01.11)Name and mailing address of the ISA/
Japanese Patent Office

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2010/069079

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X A	US 2005/0210860 A1 (Ephraim Jeff GUTMARK, Bryan W. CALLENDER, Steven MARTENS), 29 September 2005 (29.09.2005), paragraphs [0013] to [0018]; fig. 1 to 3 & EP 1580417 A2	1-2 3
X A	GB 1141784 A (SOCIETE NATIONALE D'ETUDE ET DE CONSTRUCTION DE MOTEURS D'AVIATION), 29 January 1969 (29.01.1969), page 1, lines 54 to 88; fig. 1 to 2 & FR 1515198 A	1-2 3

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2010/069079

Box No. II Observations where certain claims were found unsearchable (Continuation of item 2 of first sheet)

This international search report has not been established in respect of certain claims under Article 17(2)(a) for the following reasons:

1. ☐ Claims Nos.:
because they relate to subject matter not required to be searched by this Authority, namely:

2. ☐ Claims Nos.:
because they relate to parts of the international application that do not comply with the prescribed requirements to such an extent that no meaningful international search can be carried out, specifically:

3. ☐ Claims Nos.:
because they are dependent claims and are not drafted in accordance with the second and third sentences of Rule 6.4(a).

Box No. III Observations where unity of invention is lacking (Continuation of item 3 of first sheet)

This International Searching Authority found multiple inventions in this international application, as follows:

Although the matter common to claims 1 - 3 is relevant to the matter set forth in claim 1, the common matter is not a special technical feature within the meaning of PCT Rule 13.2, second sentence since said common matter is disclosed in, for example, JP 47-23605 B1 (Lev Iosifovich Sorkin, Oleg Vasilievich Yakovlevsky), 1 July 1972 (01.07.1972).

Therefore, the invention in claim 1, and the inventions in claims 2 - 3 are considered to be respectively classified into different invention groups.

1. ☐ As all required additional search fees were timely paid by the applicant, this international search report covers all searchable claims.
2. ☒ As all searchable claims could be searched without effort justifying additional fees, this Authority did not invite payment of additional fees.
3. ☐ As only some of the required additional search fees were timely paid by the applicant, this international search report covers only those claims for which fees were paid, specifically claims Nos.:

4. ☐ No required additional search fees were timely paid by the applicant. Consequently, this international search report is restricted to the invention first mentioned in the claims; it is covered by claims Nos.:

Remark on Protest

- ☐ The additional search fees were accompanied by the applicant's protest and, where applicable, the payment of a protest fee.
- ☐ The additional search fees were accompanied by the applicant's protest but the applicable protest fee was not paid within the time limit specified in the invitation.
- ☐ No protest accompanied the payment of additional search fees.

A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (I P C))

Int.Cl. F02K1/34(2006.01) i

B. 調査を行った分野

調査を行った最小限資料 (国際特許分類 (I P C))

Int.Cl. F02K1/34

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国実用新案公報	1 9 2 2 - 1 9 9 6 年
日本国公開実用新案公報	1 9 7 1 - 2 0 1 1 年
日本国実用新案登録公報	1 9 9 6 - 2 0 1 1 年
日本国登録実用新案公報	1 9 9 4 - 2 0 1 1 年

国際調査で使用した電子データベース (データベースの名称、調査に使用した用語)

C. 関連すると認められる文献

引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
X A	JP 47-23605 B1 (レフ・イオシフオーウイツチ・ソルキン, オレグ・ワシリエーウイツチ・ヤコレウスキー) 1972.07.01, 第2欄第28行-第3欄第13行, 第1-2図 & GB 1134996 A	1 - 2 3
X A	US 2004/0088967 A1 (John R. WEBSTER, Paul J. R. STRANGE) 2004.05.13, 段落[0024]-[0037], FIG. 1, 2, 3a & US 2006/0283188 A1 & EP 1418331 A2	1 - 2 3
X A	US 2005/0210860 A1 (Ephraim Jeff GUTMARK, Bryan W. CALLENDER, Steven MARTENS) 2005.09.29, 段落[0013]-[0018], FIG. 1-3 & EP 1580417 A2	1 - 2 3

☒ C欄の続きにも文献が列挙されている。☐ パテントファミリーに関する別紙を参照。

* 引用文献のカテゴリー

「A」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの
「E」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの
「L」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献 (理由を付す)
「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献
「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願

の日の後に公表された文献

「T」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの
「X」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの
「Y」特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの
「&」同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日

1 3 . 0 1 . 2 0 1 1

国際調査報告の発送日

2 5 . 0 1 . 2 0 1 1

国際調査機関の名称及びあて先

日本国特許庁 (I S A / J P)

郵便番号 1 0 0 - 8 9 1 5

東京都千代田区霞が関三丁目4番3号

特許庁審査官 (権限のある職員)

寺町 健司

電話番号 0 3 - 3 5 8 1 - 1 1 0 1 内線 3 3 9 5

3 T

3 7 2 7

C (続き) . 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
X A	GB 1141784 A (SOCIETE NATIONALE D'ETUDE ET DE CONSTRUCTION DE MOTEURS D'AVIATION) 1969.01.29, 第1頁第54-88行, Figure 1-2 & FR 1515198 A	1 - 2 3

第Ⅱ欄 請求の範囲の一部の調査ができないときの意見（第1ページの2の続き）

法第8条第3項（PCT17条(2)(a)）の規定により、この国際調査報告は次の理由により請求の範囲の一部について作成しなかった。

1. ☐ 請求項 _____ は、この国際調査機関が調査をすることを要しない対象に係るものである。
つまり、
2. ☐ 請求項 _____ は、有意義な国際調査をすることができる程度まで所定の要件を満たしていない国際出願の部分に係るものである。つまり、
3. ☐ 請求項 _____ は、従属請求の範囲であってPCT規則6.4(a)の第2文及び第3文の規定に従って記載されていない。

第Ⅲ欄 発明の単一性が欠如しているときの意見（第1ページの3の続き）

次に述べるようにこの国際出願に二以上の発明があるところの国際調査機関は認めた。

請求項1－3に共通の事項は、請求項1に記載された事項であるが、これは、例えば文献JP 47-23605 B1（レフ・イオシフオーウイツチ・ソルキン、オレグ・ワシリエーウイツチ・ヤコレウスキー）1972.07.01に開示されているから、この共通事項はPCT規則13.2の第2文の意味において、特別な技術的特徴ではない。

それゆえ、請求項1に係る発明、請求項2－3に係る発明のそれぞれは、別の発明群であると認められる。

1. ☐ 出願人が必要な追加調査手数料をすべて期間内に納付したので、この国際調査報告は、すべての調査可能な請求項について作成した。
2. ☒ 追加調査手数料を要求するまでもなく、すべての調査可能な請求項について調査することができたので、追加調査手数料の納付を求めなかった。
3. ☐ 出願人が必要な追加調査手数料を一部のみしか期間内に納付しなかったため、この国際調査報告は、手数料の納付のあった次の請求項のみについて作成した。
4. ☐ 出願人が必要な追加調査手数料を期間内に納付しなかったため、この国際調査報告は、請求の範囲の最初に記載されている発明に係る次の請求項について作成した。

追加調査手数料の異議の申立てに関する注意

- ☐ 追加調査手数料及び、該当する場合には、異議申立手数料の納付と共に、出願人から異議申立てがあった。
- ☐ 追加調査手数料の納付と共に出願人から異議申立てがあったが、異議申立手数料が納付命令書に示した期間内に支払われなかった。
- ☐ 追加調査手数料の納付はあったが、異議申立てはなかった。