

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2017-166409

(P2017-166409A)

(43) 公開日 平成29年9月21日(2017.9.21)

(51) Int.Cl.			F I	テーマコード (参考)	
F 0 2 K	7 / 1 0	(2006.01)	F O 2 K	7 / 1 0	
B 6 4 C	3 0 / 0 0	(2006.01)	B 6 4 C	3 0 / 0 0	
B 6 4 D	2 7 / 0 2	(2006.01)	B 6 4 D	2 7 / 0 2	
F 2 3 R	3 / 1 8	(2006.01)	F 2 3 R	3 / 1 8	
F 0 2 C	9 / 1 6	(2006.01)	F O 2 C	9 / 1 6	Z

審査請求 未請求 請求項の数 6 O L (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2016-52174 (P2016-52174)
(22) 出願日 平成28年3月16日 (2016.3.16)

(71) 出願人 000006208
三菱重工業株式会社
東京都港区港南二丁目16番5号
(74) 代理人 100102864
弁理士 工藤 実
(74) 代理人 100117617
弁理士 中尾 圭策
(72) 発明者 廣兼 真梨子
東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重
工業株式会社内
(72) 発明者 安藤 啓介
東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重
工業株式会社内
(72) 発明者 上野 祥彦
東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重
工業株式会社内

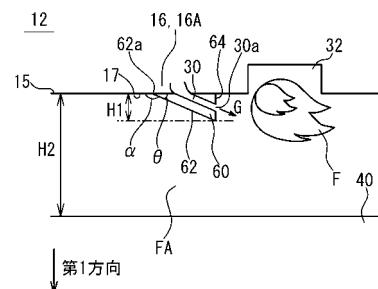
(54) 【発明の名称】 ジェットエンジン、および、飛しょう体

(57) 【要約】

【課題】ランプの傾斜面の傾斜角度を大きくして、燃料と空気との混合を促進するとともに、ランプの後方における安定した保炎を可能とするジェットエンジン、および、飛しょう体を提供する。

【解決手段】ジェットエンジンは、インレット11と、燃料噴射口30aを備える燃焼器12とを具備する。燃焼器12は、空気流路FAを規定する壁部16を備える。壁部16は、傾斜面62を備えるランプ部60と、傾斜面62の前方側の端に連なる第1壁面17とを備える。ランプ部60には、燃料噴射口30aが配置される。傾斜面62の第1壁面17に対する傾斜角度 θ は、13.5度以上である。また、ランプ部60が第1壁面17から突出する高さは、燃焼器12の入口の高さの1/5以下である。

【選択図】図4C



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

空気を取り込むインレットと、
燃料を噴射する燃料噴射口を備え、前記空気を用いて前記燃料噴射口から噴射される燃料を燃焼する燃焼器と、
を具備し、
前記燃焼器は、前記空気が通過する空気流路を規定する壁部を備え、
前記壁部は、傾斜面を備えるランプ部と、前記傾斜面の前方側の端に連なる壁面である第 1 壁面とを備え、
前記ランプ部には、前記燃料噴射口が配置され、
前記ランプ部の前記傾斜面の前記第 1 壁面に対する傾斜角度は、 13.5 度以上であり

10

、
前記第 1 壁面に垂直な方向であって、前記第 1 壁面から前記空気流路に向かう方向を第 1 方向と定義する時、前記ランプ部が前記第 1 壁面から前記第 1 方向に突出する高さは、前記燃焼器の入口の前記第 1 方向に沿った高さの $1/5$ 以下である
ジェットエンジン。

【請求項 2】

前記燃料噴射口は、前記ランプ部の後壁面であるランプ部後壁面に設けられる
請求項 1 に記載のジェットエンジン。

【請求項 3】

前記壁部は、前記ランプ部後壁面に連なる第 2 壁面を備え、
前記第 2 壁面は、前記第 1 壁面よりも、前記第 1 方向とは反対方向である第 2 方向側に位置し、
前記壁部は、前記ランプ部の側方に、後方側に向かうにつれて前記第 2 方向側に傾斜する第 2 傾斜面を備える
請求項 2 に記載のジェットエンジン。

20

【請求項 4】

前記燃焼器は、前記第 2 壁面よりも後方側に保炎器を備える
請求項 3 に記載のジェットエンジン。

【請求項 5】

前記ランプ部を含む複数のランプ部を備え、
前記複数のランプ部は、前記空気流路の長手方向に垂直である第 3 方向に沿って、 25 mm 以上の間隔で配置される
請求項 1 乃至 4 のいずれか一項に記載のジェットエンジン。

30

【請求項 6】

請求項 1 乃至 5 のいずれか一項に記載のジェットエンジンを備える飛しょう体。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】**

40

【0001】

本発明は、ジェットエンジン、および、飛しょう体に関する。

【背景技術】**【0002】**

音速より速く飛しょうする機体のジェットエンジンとして、ターボジェットエンジン（ターボファンエンジン等を含む）、ラムジェットエンジン、スクラムジェットエンジンが知られている。これらは空気を取り入れて作動するジェットエンジンであり、特にラムジェットエンジン、スクラムジェットエンジンでは取り入れた空気の速度は飛しょう速度に強く依存する。

【0003】

50

図1は、ジェットエンジンの構成を模式的に示す概略断面図である。ただし、ジェットエンジン102は、機体110と、機体110の下方に気体の流通可能な空間150を形成するように設けられたカウル140とを備えている。機体110の前方の下方部分とカウル140の前方部分とは、空間150へ空気を導入するインレット111を構成している。機体110の中間の下方部分とカウル140の中間部分とは、燃料と空気とを混合し燃焼させる燃焼器112を構成している。機体110の後方の下方部分とカウル140の後方部分とは、燃焼気体を膨張させて放出するノズル113を構成している。燃焼器112は、燃料噴射器120と、保炎器121とを備えている。燃料噴射器120は、機体110の下方部分の燃焼器112に対応する部分に設けられている。燃料噴射器120は、空間150へ向けて燃料Gを噴出する。保炎器121は、機体110の下方部分の燃焼器112に対応する部分における、燃料噴射器120よりも後方に設けられている。保炎器121は、燃料噴射器120からの燃料Gを利用して、燃焼用の炎Fを維持する。ジェットエンジン102は、インレット111から取り入れた空気と、燃料噴射器120から噴射した燃料Gとを燃焼器112で混合して燃焼させ、その燃焼ガスをノズル113で膨張させて、機体110の後方へ送出する。保炎器121の炎Fは、その燃焼の維持に用いられる。

10

20

30

40

50

【0004】

燃焼器内での炎の保炎は、燃焼器内に噴射される燃料が燃焼に至るまでの反応時間が、燃料が燃焼器内に留まる滞留時間より短い場合に実現される。音速より速く飛しょうする機体では、燃焼器内を流れる空気の流速が速いため、滞留時間が短くなる。保炎を安定して行うためには、反応時間を短くする方法と、滞留時間を長くする方法が考えられる。滞留時間を長くするためには、例えば燃焼器112の長さを長くするなど、機体の大型化を伴う。このため、スクラムジェットエンジンのように取り入れた空気の速度が速いジェットエンジンにおいては、反応時間を短くすることにより燃焼器内での炎の保炎を可能とする技術が望まれる。

【0005】

関連する技術として、特許文献1（特開2004-84516号公報）には、境界層剥離制御装置が記載されている。特許文献1に記載の境界層剥離制御装置では、エンジン内壁に、後部を向く鋭角の突起物体が設けられている。そして、当該突起物体により、境界層剥離制御が行われる。

【0006】

また、特許文献2（特開2012-202226号公報）には、ジェットエンジンが記載されている。特許文献2における背景技術の欄には、燃焼器の壁面にランプを設けることが記載されている。そして、ランプの下流側において、火炎が保持されることが記載されている。

【0007】

また、非特許文献1（「Ramp Injector Scale Effects on Supersonic Combustion」）の図1には、ランプインジェクターから噴射される燃料の流れ場が記載されている。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0008】

【特許文献1】特開2004-84516号公報

【特許文献2】特開2012-202226号公報

【非特許文献】

【0009】

【非特許文献1】Adam Trebs, 外4名, 「Ramp Injector Scale Effects on Supersonic Combustion」, Journal of Propulsion and Power, 2014年, Vol. 30, No. 2, pp. 426 - 437

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0010】

超音速流中にランプを配置する場合、当該ランプより上流側を流れる流体のマッハ数（入口マッハ数）と、当該ランプの傾斜面上を流れる流体が当該傾斜面から剥離するマッハ数を示す剥離マッハ数との関係は、B i l l i gによって定式化された式を用いて取得することが可能である。図2における破線は、入口マッハ数と剥離マッハ数との関係（剥離条件）を示す。また、ランプより上流側を流れる流体のマッハ数（入口マッハ数）と、当該ランプの傾斜面の傾斜角度と、当該ランプの傾斜面上を流れる流体のマッハ数との関係は、理論的に取得することが可能である。図2における実線は、ランプの傾斜面の傾斜角度が13.5度である場合において、入口マッハ数と、ランプの傾斜面上を流れる流体のマッハ数との関係を示す。また、図2における一点鎖線は、ランプの傾斜面の傾斜角度が10度である場合において、入口マッハ数と、ランプの傾斜面上を流れる流体のマッハ数との関係を示す。

10

【0011】

図2から把握されるように、ランプの傾斜角度が10.0度である場合には、入口マッハ数が約1以上約3.6以下の時、ランプの傾斜面上を流れる流体の傾斜面からの境界層剥離は発生しない。ところが、ランプの傾斜角度が13.5度以上である場合には、入口マッハ数が1以上4以下の時（特に、入口マッハ数が2以上3以下である時にも）、ランプの傾斜面上を流れる流体の傾斜面からの境界層剥離が発生する。境界層剥離が発生すると、主流空気の流れが亜音速化するおそれがあり、また、エンジンがアンスタート状態（燃焼圧が、インレットまで伝播し、燃焼器内への空気の流入が阻害される状態）となるおそれがある。このため、ジェットエンジンの内部の少なくとも一部において、空気が超音速で流れるジェットエンジンにおいては、ランプの傾斜面の傾斜角度を13.5度よりも小さくすること（特に、傾斜角度を10度以下にすること）が技術常識であった。

20

【0012】

これに対し、発明者は、特定の条件下では、ランプの傾斜面の傾斜角度を13.5度以上にしても、主流空気の亜音速化あるいはエンジンのアンスタート状態が生じないことを見出した。また、ランプの傾斜面の傾斜角度を13.5度以上にすることにより、超音速燃焼器内で燃料と主流空気との混合が促進され、ランプの後方において安定した保炎が実現されることを見出した。

30

【0013】

したがって、本発明の目的は、ランプの傾斜面の傾斜角度を大きくして、燃料と空気との混合を促進するとともに、ランプの後方における安定した保炎を可能とするジェットエンジン、および、飛しょう体を提供することにある。

【0014】

この発明のこれらの目的とそれ以外の目的と利益とは以下の説明と添付図面とによって容易に確認することができる。

【課題を解決するための手段】

【0015】

以下に、発明を実施するための形態で使用される番号・符号を用いて、課題を解決するための手段を説明する。これらの番号・符号は、特許請求の範囲の記載と発明を実施するための形態との対応関係の一例を示すために、参考として、括弧付きで付加されたものである。よって、括弧付きの記載により、特許請求の範囲は、限定的に解釈されるべきではない。

40

【0016】

いくつかの実施形態におけるジェットエンジンは、空気を取り込むインレット（11）と、燃料を噴射する燃料噴射口（30a）を備え、前記空気を用いて前記燃料噴射口（30a）から噴射される燃料を燃焼する燃焼器（12）とを具備する。前記燃焼器（12）は、前記空気が通過する空気流路（FA）を規定する壁部（16）を備える。前記壁部（

50

16)は、傾斜面(62)を備えるランプ部(60)と、前記傾斜面(62)の前方側の端に連なる壁面である第1壁面(17)とを備える。前記ランプ部(60)には、前記燃料噴射口(30a)が配置される。前記ランプ部(60)の前記傾斜面(62)の前記第1壁面(17)に対する傾斜角度(θ)は、13.5度以上である。前記第1壁面(17)に垂直な方向であって、前記第1壁面(17)から前記空気流路(FA)に向かう方向を第1方向と定義する時、前記ランプ部(60)が前記第1壁面(17)から前記第1方向に突出する高さは、前記燃焼器(12)の入口の前記第1方向に沿った高さの1/5以下である。

【0017】

上記ジェットエンジンにおいて、前記燃料噴射口(30a)は、前記ランプ部(60)の後壁面であるランプ部後壁面(64)に設けられてもよい。 10

【0018】

上記ジェットエンジンにおいて、前記壁部(16)は、前記ランプ部後壁面(64)に連なる第2壁面(18)を備えてもよい。前記第2壁面(18)は、前記第1壁面(17)よりも、前記第1方向とは反対方向である第2方向側に位置してもよい。前記壁部(16)は、前記ランプ部(60)の側方に、後方側に向かうにつれて前記第2方向側に傾斜する第2傾斜面(66)を備えてもよい。

【0019】

上記ジェットエンジンにおいて、前記燃焼器(12)は、前記第2壁面(18)よりも後方側に保炎器(32)を備えてもよい。 20

【0020】

上記ジェットエンジンにおいて、前記ランプ部(60)を含む複数のランプ部を備えていてもよい。前記複数のランプ部は、前記空気流路(FA)の長手方向に垂直である第3方向に沿って、25mm以上の間隔で配置されてもよい。

【0021】

いくつかの実施形態における飛しょう体は、上述のいずれかの段落に記載のジェットエンジンを備える。

【発明の効果】

【0022】

本発明により、ランプの傾斜面の傾斜角度を大きくして、燃料と空気との混合を促進するとともに、ランプの後方における安定した保炎を可能とするジェットエンジン、および、飛しょう体が提供できる。 30

【図面の簡単な説明】

【0023】

【図1】図1は、ジェットエンジンの構成例を模式的に示す概略断面図である。

【図2】図2は、入口マッハ数と剥離マッハ数との関係を示すグラフである。

【図3】図3は、実施形態に係る飛しょう体の構成の一例を示す斜視図である。

【図4A】図4Aは、実施形態に係るジェットエンジンの構成の一例を模式的に示す概略断面図である。

【図4B】図4Bは、図4AのA-A矢視断面図である。 40

【図4C】図4Cは、図4Aについて、燃焼器の部分を拡大した図である。

【図5A】図5Aは、実施形態に係るジェットエンジンの構成の一例を模式的に示す概略断面図である。

【図5B】図5Bは、図5Aについて、燃焼器の部分を拡大した図である。

【図5C】図5Cは、ランプ部および保炎器の周辺を模式的に示す概略斜視図である。

【図5D】図5Dは、図5BのB-B矢視図である。

【発明を実施するための形態】

【0024】

以下、実施形態に係るジェットエンジンに関して、添付図面を参照して説明する。ここでは、ジェットエンジンを飛しょう体に適用した例について説明する。 50

【 0 0 2 5 】

(方向の定義)

インレットからジェットエンジンに取り込まれる空気の流れに対して上流側、すなわち、ジェットエンジンのインレット側を「上流側」又は「前方側」と定義する。また、インレットからジェットエンジンに取り込まれる空気の流れに対して下流側、すなわち、ジェットエンジンのノズル側を「下流側」又は「後方側」と定義する。また、ジェットエンジンが水平状態にあると仮定した時、燃焼器の長手方向に直交するとともに、鉛直方向に直交する方向を、「スパン方向」と定義する。

【 0 0 2 6 】

(飛しょう体の構成概要)

実施形態に係る飛しょう体 1 の構成について説明する。図 3 は、実施形態に係る飛しょう体 1 の構成の一例を示す斜視図である。飛しょう体 1 は、ジェットエンジン 2 と、ロケットモータ 3 とを具備している。ロケットモータ 3 は、飛しょう体 1 を発射装置から飛しょうさせるとき、飛しょう体 1 を飛しょう開始時の速度から所望の速度まで加速する。ただし、飛しょう開始時の速度は、飛しょう体 1 が静止している発射装置から発射されるときは、速度ゼロであり、飛しょう体が移動中または飛行中の移動体または飛行体の発射装置から発射されるときは、その移動体または飛行体の移動速度または飛行速度である。ジェットエンジン 2 は、飛しょう体 1 がロケットモータ 3 を分離した後、飛しょう体 1 を更に加速して、目標へ向かって飛しょうさせる。ジェットエンジン 2 は、機体 10 とカウル 40 とを備えている。機体 10 とカウル 40 とは、後述されるように、ジェットエンジン 2 のインレット、燃焼器及びノズルを構成している。ジェットエンジン 2 は、インレットにて前方から空気を取り入れ、燃焼器にてその空気と燃料とを混合し、燃焼させ、ノズルにてその燃焼ガスを膨張させ、後方へ送出する。それにより、ジェットエンジン 2 は推進力を得る。

【 0 0 2 7 】

(第 1 の実施形態におけるジェットエンジン)

次に、図 4 A 乃至図 4 C を参照して、第 1 の実施形態に係るジェットエンジンについて説明する。図 4 A は、実施形態に係るジェットエンジンの構成の一例を模式的に示す概略断面図（縦断面図）である。図 4 B は、図 4 A の A - A 矢視断面図である。図 4 C は、図 4 A について、燃焼器 12 の部分を拡大した図である。

【 0 0 2 8 】

図 4 A を参照して、ジェットエンジン 2 は、機体 10 と、機体 10 の下方に気体の流通可能な空間 50 を形成するように設けられたカウル 40 とを備えている。機体 10 の前方の下方部分とカウル 40 の前方部分とは、空間 50 へ空気を導入するインレット 11 を構成している。機体 10 の中間の下方部分とカウル 40 の中間部分とは、燃料と空気とを混合し燃焼させる燃焼器 12 を構成している。機体 10 の後方の下方部分とカウル 40 の後方部分とは、燃焼気体を膨張させて放出するノズル 13 を構成している。

【 0 0 2 9 】

代替的に、例えば、円筒状部材等の筒状部材によってジェットエンジン 2 を構成し、当該筒状部材（ジェットエンジン 2）が機体 10 の下部に取り付けられてもよい。この場合、筒状部材の前方部分がインレット 11 を構成し、筒状部材の中間部分が燃焼器 12 を構成し、筒状部材の後方部分がノズル 13 を構成する。

【 0 0 3 0 】

(燃焼器の構成)

燃焼器 12 は、気体（空気、空気と燃料との混合ガス、または、燃焼ガス）が通過する流路を備える。気体が通過する流路は、燃焼器壁部 16 によって囲まれている。なお、本明細書において、気体が通過する流路のうち、空気が通過する流路、すなわち、燃料噴射器 30 より上流側の流路を空気流路 F A と呼ぶ。図 4 B に記載の例では、空気流路 F A は、4 つの燃焼器壁部 16 A 乃至 16 D によって囲まれた断面矩形の流路である。図 4 B に記載の例では、壁部 16 A は、機体 10 に設けられた上壁部であり、壁部 16 B は、カウ

10

20

30

40

50

ル 40 の一部を構成する底壁部であり、壁部 16 C および壁部 16 D は、カウルの一部を構成する側壁部である。なお、空気流路 F A の形状（すなわち、燃焼器壁部 16 の形状）は、図 4 A および図 4 B に記載の例に限定されない。

【0031】

燃焼器 12 は、燃料噴射口 30 a を有する燃料噴射器 30 を備える。また、燃焼器 12 は、保炎器 32 を備えていてもよい。燃焼器 12 が保炎器 32 を備える場合には、燃料噴射器 30 は、保炎器 32 よりも上流側に配置される。すなわち、燃料噴射器 30 は、インレットの後方端 15（例えば、ジェットエンジン中の空気の流れ方向に見て、空気流路の断面積の減少が終わる位置）と、保炎器 32 との間に配置される。保炎器 32 は、例えば、壁部 16 A に設けられた凹部である。

10

【0032】

図 4 C に示されるように、燃焼器 12 は、傾斜面 62 を備えるランプ部 60 と、傾斜面 62 の前方側の端（傾斜面 62 の前方側の境界 62 a）に連なる壁面である第 1 壁面 17 とを備える。ランプ部 60 は、燃焼器壁部 16（壁部 16 A）に設けられている。ランプ部 60 は、後方側（下流側）に向かうにつれて空気流路 F A への突出高さが増加する部分を含み、当該部分の表面が傾斜面 62 である。ランプ部 60 の材質は、燃焼器壁部 16 の材質と同じであってもよいし、異なってもよい。なお、燃焼器 12 は、空気流路 F A の長手方向に垂直な方向（例えば、スパン方向）に沿って、複数のランプ部 60 を備えることが好ましい。

【0033】

20

図 4 C に示されるように、ランプ部 60 の傾斜面 62 の傾斜角度 θ は、 13.5 度以上 30 度以下であり、好ましくは、 18 度以上 30 度以下である。なお、傾斜角度 θ は、傾斜面 62 の第 1 壁面 17 に対する傾斜角度である。換言すれば、傾斜角度 θ は、傾斜面 62 と、燃焼器壁面のうち傾斜面 62 の直上流側に位置する第 1 壁面 17 との間のなす角 α の補角である。なお、図 4 C に記載の例では、第 1 壁面 17 は平面である。また、図 4 C に記載の例では、傾斜面 62 は平面である。

【0034】

ランプ部 60 の高さ H_1 は、燃焼器の入口の高さ H_2 の $1/5$ 以下である。数値計算および燃焼試験により、ランプ部 60 の高さ H_1 を、燃焼器の入口の高さ H_2 の $1/5$ 以下にした場合に、エンジンのアンスタート状態が生じず、かつ、ランプ部の後方において、炎 F が効果的に保炎されることが確認された。特に、燃焼器の入口におけるマッハ数が、 2 以上 3 以下の場合であっても、エンジンのアンスタート状態が生じず、かつ、ランプ部の後方において、炎 F が効果的に保炎されることが確認された。なお、ランプ部 60 の高さ H_1 は、燃焼器壁面（より具体的には、第 1 壁面 17）に垂直な方向、かつ、第 1 壁面 17 から空気流路 F A に向かう方向を「第 1 方向」と定義する時、ランプ部 60 が、第 1 壁面 17 から第 1 方向に突出する高さである。また、燃焼器の入口の高さ H_2 は、インレットの後方端 15 における空気流路 F A の第 1 方向に沿った高さである。

30

【0035】

ランプ部 60 には、燃料 G を噴射する燃料噴射口 30 a が配置されている。ランプ部 60 は、空気流路 F A を流れる空気による空力加熱を受けて、加熱される。ランプ部 60 の内部に、燃料噴射口 30 a に燃料を供給する燃料流路が配置されることにより、ランプ部 60 が、燃料によって冷却される。その結果、ランプ部 60 の温度上昇が抑制される。なお、図 4 C に記載の例では、燃料噴射口 30 a は、ランプ部 60 の後壁面 64 に設けられている。

40

【0036】

実施形態におけるジェットエンジンの燃焼器は、ランプ部を備え、当該ランプ部の傾斜面の傾斜角度は、 13.5 度以上 30 度以下である。また、ランプ部の高さは、燃焼器の入口の高さの $1/5$ 以下である。このため、主流空気の流速が亜音速となること、あるいは、エンジンがアンスタート状態となることが抑制される。また、ランプ部の傾斜面の傾斜角度は、技術常識を覆す 13.5 度以上である。換言すれば、実施形態におけるジェッ

50

トエンジンの燃焼器では、ランプ部による主流空気の偏向角度が、層流の剥離限界角度よりも大きい。このため、主流空気が強い衝撃波を超えて大きく圧縮されることが、および、ランプ部 60 の周辺で強い縦渦が発生することによって、主流空気と燃料との混合が、効果的に促進される。なお、縦渦発生メカニズムについては、後述の第 2 実施形態においてより詳細に説明する。

【0037】

(第 2 の実施形態におけるジェットエンジン)

図 5 A 乃至図 5 D を参照して、図 5 A 乃至図 5 D を参照して、第 2 の実施形態に係るジェットエンジンについて説明する。図 5 A は、実施形態に係るジェットエンジンの構成の一例を模式的に示す概略断面図(縦断面図)である。図 5 B は、図 5 A について、燃焼器 12 の部分を拡大した図である。図 5 C は、ランプ部 60 および保炎器 32 の周辺を模式的に示す概略斜視図である。図 5 D は、燃焼器 12 を図 5 B の矢印 B によって示される方向に沿って見たときの図(B-B 矢視図)である。なお、第 2 の実施形態のジェットエンジン 2 において、第 1 の実施形態のジェットエンジンの構成要素と同じ機能を有する構成要素については、同じ図番を付与し、繰り返しの説明を省略する。

10

【0038】

図 5 A および図 5 B に記載の例では、燃焼器壁部 16 は、ランプ部の後壁面 64 に連なる第 2 壁面 18 を備え、当該第 2 壁面 18 は、第 1 壁面 17 よりも、第 1 方向とは反対方向である第 2 方向側に位置する。すなわち、第 2 壁面 18 は、第 1 壁面 17 よりも第 2 方向側に後退して配置される。なお、第 2 壁面 18 は、ランプ部 60 と保炎器 32 との間に配置されている。また、図 5 B に記載の例では、第 2 壁面 18 は、平面である。また、保炎器 32 は、第 2 壁面 18 よりも第 2 方向側に窪んだ凹部である。図 5 C に示されるように、保炎器 32 (凹部)は、燃焼器 12 のスパン方向全体にわたって形成されてもよい。代替的に、保炎器 32 (凹部)は、燃焼器 12 のスパン方向の一部のみにわたって形成されてもよい。

20

【0039】

図 5 C に示されるように、燃焼器 12 は、第 1 方向に垂直な第 3 方向(例えば、スパン方向)に沿って、複数のランプ部 60 を備える。第 3 方向に沿って配置されるランプ部の個数は、任意である。各ランプ部 60 には、傾斜面 62 が設けられている。傾斜面 62 において(より具体的には、第 1 壁面 17 と傾斜面 62 との境界 62 a において)、衝撃波が生成される。衝撃波を通過する空気は圧縮されることから、傾斜面 62 上を流れる空気の静圧は、第 1 壁面 17 上を流れる空気の静圧よりも高い。また、各ランプ部 60 の側方には、傾斜面 66 が設けられている。図 5 C に記載の例では、隣接する 2 つのランプ部 60 間に、傾斜面 66 が設けられている。傾斜面 66 は、後方側(下流側)に向かうにつれて、第 2 方向側に傾斜する傾斜面(第 2 傾斜面)である。換言すれば、傾斜面 66 は、後方側に向かうにつれて、空気流路 F A から第 2 方向側に向けて後退する面である。傾斜面 66 において(より具体的には、傾斜面 66 の直上流側に位置する第 1 壁面 17 と傾斜面 66 との境界 66 a において)、膨張波が生成される。膨張波を通過する空気は膨張されることから、傾斜面 66 上を流れる空気の静圧は、傾斜面 66 の直上流側に位置する第 1 壁面 17 上を流れる空気の静圧よりも低い。なお、図 5 C に記載の例では、傾斜面 66 は、平面である。

30

40

【0040】

図 5 C に記載の例では、燃焼器 12 が、傾斜面 62 および傾斜面 66 (第 2 傾斜面)を備える。傾斜面 62 上の空気の圧力が、傾斜面 66 上の空気の圧力よりも高いことに起因して、傾斜面 62 から傾斜面 66 に向かう空気の流れが誘起される。当該空気の流れは、縦渦 V X を強化する。図 5 C に記載の例では、強化された縦渦 V X によって、燃料 G と主流空気 M A との混合がより一層促進される。燃料 G と主流空気 M A との混合が促進されることにより、燃料 G が燃焼に至るまでの反応時間が短くなることは理論的に示されており、これにより保炎の安定性が向上する。また、縦渦 V X により燃料 G が第 2 方向へ運ばれる位置に保炎器 32 を配置することにより、燃料 G が保炎器 32 に誘導される。これによ

50

り保炎器 3 2 における保炎の安定性は向上する。なお、図 5 C に記載の例では、燃料噴射口 3 0 a は、ランプ部の後壁面 6 4 に配置されている。

【 0 0 4 1 】

なお、ランプ部の側壁面 6 7 は、傾斜面 6 6 に対して垂直な面であってもよい。また、ランプ部の後壁面 6 4 は、第 2 壁面 1 8 に対して垂直な面であってもよい。また、図 5 C に記載の例では、各ランプ部 6 0 に、1 つの燃料噴射口 3 0 a が配置されているが、代替的に、各ランプ部 6 0 に、複数の燃料噴射口 3 0 a が配置されてもよい。

【 0 0 4 2 】

図 5 D を参照して、隣接する 2 つのランプ部の間隔 D 1 は、当該 2 つのランプ部間を 2 つの縦渦が通過可能な間隔に設定されるとよい。より具体的には、隣接する 2 つのランプ部の間隔 D 1 は、例えば、2 5 mm 以上（より具体的には、例えば、2 5 mm 以上 3 5 mm 以下である）。なお、間隔 D 1 は、空気流路の長手方向に垂直である第 3 方向（例えば、スパン方向）に沿った、隣接する 2 つのランプ部中心間の間隔である（より具体的には、1 つのランプ部の第 3 方向に沿う方向における中心と、当該 1 つのランプ部に隣接する他の 1 つのランプ部の第 3 方向に沿う方向における中心との間の間隔である）。

【 0 0 4 3 】

第 2 の実施形態は、第 1 の実施形態と同様の効果を奏する。加えて、第 2 の実施形態では、ランプ部の側方に膨張波を生成する第 2 傾斜面を備える。このため、ランプ部によって生成される縦渦が強化され、燃料と空気との混合が、より一層促進される。

【 0 0 4 4 】

（実施形態におけるジェットエンジンの動作方法）

上述の実施形態におけるジェットエンジンに関し、動作方法の一例を説明する。第 1 ステップにおいて、ジェットエンジン 2（あるいは、ジェットエンジンを備えた飛しょう体 1）がマッハ 2 以上で飛しょうするように加速される。当該加速は、ロケットモータ 3 により実行されてもよいし、ジェットエンジン 2（あるいは、ジェットエンジン 2 を備えた飛しょう体 1）が搭載された飛行体の加速によって実行されてもよい。第 2 ステップにおいて、燃料噴射口 3 0 a から噴射される燃料の点火が実行される。当該点火は、公知の点火器によって実行されてもよい。第 3 ステップにおいて、インレットから取り入れられた空気と燃料噴射口 3 0 a から噴射された燃料との混合ガスが燃焼することにより、燃焼ガスが生成される。燃焼により生成される炎は、保炎器 3 2 によって保炎される。また、燃焼ガスは、ノズル 1 4 から後方に向けて放出される。ジェットエンジン 2 は、燃焼ガスの放出に伴う反作用によって、更に加速される。

【 0 0 4 5 】

本発明は上記各実施形態に限定されず、本発明の技術思想の範囲内において、各実施形態は適宜変形又は変更され得ることは明らかである。また、各実施形態で用いられる種々の技術は、技術的矛盾が生じない限り、他の実施形態にも適用可能である。

【符号の説明】

【 0 0 4 6 】

- 1 : 飛しょう体
- 2 : ジェットエンジン
- 3 : ロケットモータ
- 1 0 : 機体
- 1 1 : インレット
- 1 2 : 燃焼器
- 1 3 : ノズル
- 1 4 : ノズル
- 1 5 : 後方端
- 1 6 : 燃焼器壁部
- 1 6 A、1 6 B、1 6 C、1 6 D : 壁部
- 1 7 : 第 1 壁面

10

20

30

40

50

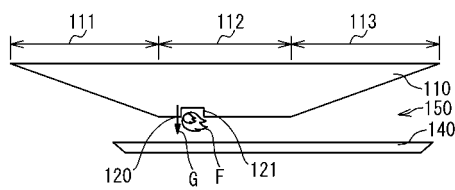
1 8	: 第 2 壁面
3 0	: 燃料噴射器
3 0 a	: 燃料噴射口
3 2	: 保炎器
4 0	: カウル
5 0	: 空間
6 0	: ランプ部
6 2	: 傾斜面
6 2 a	: 境界
6 4	: 後壁面
6 6	: 傾斜面
6 6 a	: 境界
6 7	: 側壁面
1 0 2	: ジェットエンジン
1 1 0	: 機体
1 1 1	: インレット
1 1 2	: 燃焼器
1 1 3	: ノズル
1 2 0	: 燃料噴射器
1 2 1	: 保炎器
1 4 0	: カウル
1 5 0	: 空間
F A	: 空気流路
V X	: 縦渦
θ	: 傾斜角度

10

20

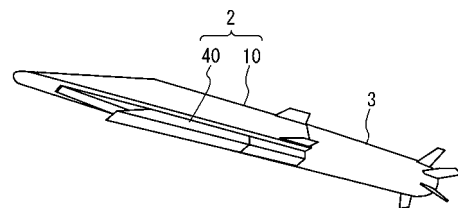
【図 1】

102

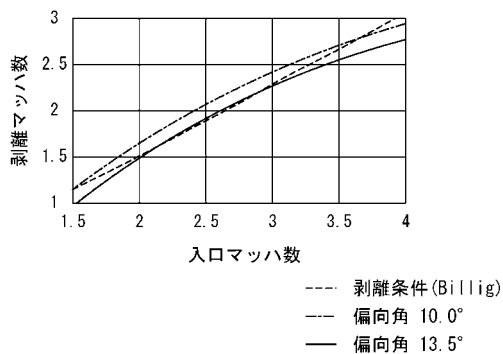


【図 3】

1

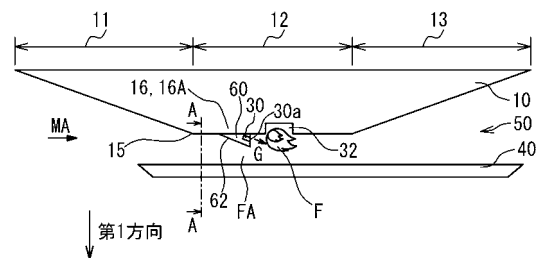


【図 2】

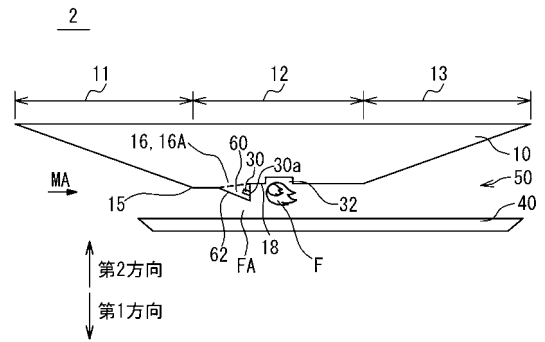


【図 4 A】

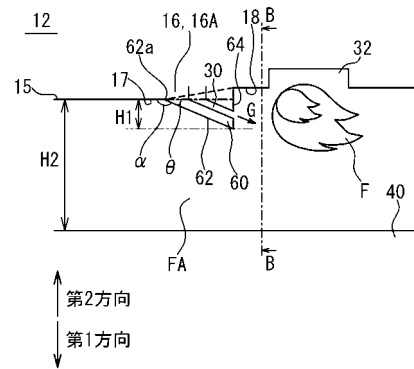
2



【 図 5 A 】



【 図 5 B 】



【 ㄨ 5 D 】

