

(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2007-120333

(P2007-120333A)

(43) 公開日 平成19年5月17日(2007.5.17)

(51) Int. Cl.

F02K 9/52 (2006.01)

F I

F O 2 K 9/52

テーマコード (参考)

審査請求 未請求 請求項の数 6 O L (全 14 頁)

(21) 出願番号 特願2005-310211 (P2005-310211)
 (22) 出願日 平成17年10月25日 (2005.10.25)

(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 100112737
 弁理士 藤田 考晴
 (74) 代理人 100118913
 弁理士 上田 邦生
 (72) 発明者 稲田 満
 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号
 三菱重工業株式会社高砂研究所内
 (72) 発明者 小河原 彰
 愛知県小牧市大字東田中1200番地 三
 菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム
 製作所内

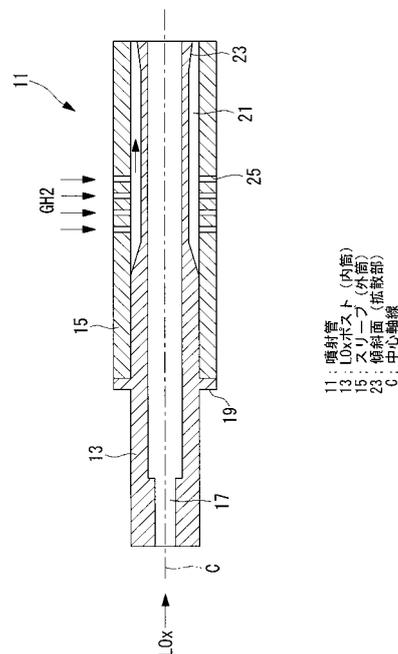
(54) 【発明の名称】 ロケット用燃焼器の噴射管およびロケット用燃焼器

(57) 【要約】

【課題】 より微細な液滴を形成することにより、燃焼効率の向上および比推力の向上を図ることができるロケット用燃焼器を提供する。

【解決手段】 中心軸線Cを共有する内筒13と外筒15とを有し、内筒13の内部から液体酸化剤LOxを噴射し、内筒13と外筒15との間から燃料ガスGH2を噴射するロケット用燃焼器の噴射管11であって、内筒13と外筒15との間には、中心軸線Cに対して、燃料ガスGH2の流れ方向を所定角度外側に向ける拡散部23が設けられていることを特徴とする。

【選択図】 図2



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

中心軸線を共有する内筒と外筒とを有し、
前記内筒の内部から液体酸化剤を噴射し、
前記内筒と前記外筒との間から燃料ガスを噴射するロケット用燃焼器の噴射管であって

、
前記内筒と前記外筒との間には、前記中心軸線に対して、前記燃料ガスの流れ方向を所定角度外側に向ける拡散部が設けられていることを特徴とするロケット用燃焼器の噴射管。

【請求項 2】

前記拡散部は、前記内筒の外面に設けられた傾斜面であり、
該傾斜面は、前記中心軸線に対して、燃料ガス噴射方向に向かって外方へ傾く前記所定角度の傾斜角を有することを特徴とする請求項 1 記載のロケット用燃焼器の噴射管。

10

【請求項 3】

前記拡散部は、前記内筒と前記外筒との間において、径方向に延びる羽根であって、
該羽根は、前記燃料ガスに前記中心軸線周りに回転する旋回力を与えることを特徴とする請求項 1 記載のロケット用燃焼器の噴射管。

【請求項 4】

前記拡散部は、前記内筒と前記外筒との間を封鎖する壁体、および、該壁体に設けられた噴射孔であり、

20

該噴射孔の軸線が、前記中心軸線に対して、前記燃料噴射方向に向かって所定角度外側に傾いていることを特徴とする請求項 1 記載のロケット用燃焼器の噴射管。

【請求項 5】

前記外筒の噴射側の端部には、前記内筒の端部よりも噴射側に延びた延長部が設けられ

、
該延長部の内面が、前記中心軸線に対して、前記燃料ガスの噴射方向に向かって所定角度外側に傾く傾斜角を有することを特徴とする請求項 1 から 4 のいずれかに記載のロケット用燃焼器の噴射管。

【請求項 6】

液体酸化剤および燃料ガスを混合して噴射する噴射器と、
前記液体酸化剤および前記燃料ガスの混合物が燃焼される燃焼室と、
燃焼ガスが噴出するノズルと、を有するロケット用燃焼器であって、
請求項 1 から請求項 5 のいずれかに記載のロケット用燃焼器の噴射管が、前記噴射器に設けられていることを特徴とするロケット用燃焼器。

30

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ロケット用燃焼器に関する。

【背景技術】

【0002】

一般に、ロケット用燃焼器としては、燃焼チャンバ (Combustion Chamber) とノズル (Nozzle) とを備え、燃焼チャンバには、燃料と酸化剤を噴射する噴射器および噴射された燃料ガス (例えば、水素ガス (H₂)) および液体酸化剤 (例えば、液体酸素 (LO_x)) が反応して燃焼する燃焼室が備えられたものが知られている (例えば、非特許文献 1 参照) 。

40

上述のロケット用燃焼器では、燃料ガスと液体酸化剤とを同軸噴流の状態に噴射し、液体酸化剤を燃料ガスで微粒化、蒸発、燃焼させている。

【0003】

近年では、ロケット用燃焼器の高効率化要求により比推力の向上がロケット用燃焼器に求められている。

50

ロケット用燃焼器の比推力を上げるためには、ロケット用燃焼器における燃焼効率の向上が最も重要な要素であり、燃焼効率を向上させるためには微粒化された液体酸化剤の平均粒径を小さくし、粒径分布を均一にすることが重要であることが知られている。

そのため、ロケット用燃焼器において、液体酸化剤の微粒化を促進するさまざまな技術が提案されている（例えば、特許文献1参照。）。

【特許文献1】特開2002-266703号公報（第2頁、第5図等）

【非特許文献1】Harrije, D. J., and Reardon, F. H., Liquid Propellant Rocket Instability, NASA SP-194, 1972, p157

【発明の開示】

10

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

上述の特許文献1においては、内筒と外筒とからなり、内筒の内部から液体酸素を噴射し、内筒と外筒との間から水素ガスを噴射する同軸エレメント（噴射器）であって、内筒の先端部の内周に径方向中心側に突出する複数の凸部を設けたものが開示されている。

上述の同軸エレメントによれば、内筒の先端部の内周面に設けられた凸部に液体酸素が衝突して凸部の根本に沿いながら旋回する馬蹄渦が発生していた。このような液体酸素が発生した馬蹄渦により液体酸素と水素ガスとの混合を促進することができた。

【0005】

一般に、上述の特許文献1に記載の同軸エレメントも含めて液体酸素は内筒から液柱状に噴出され、周囲を流れる水素ガスが液柱表面に衝突することにより、液柱表面から液滴として切り離され（微粒化され）ている。

20

しかしながら、水素ガスにより液体酸素を引きちぎる方法では、得られる液体酸素の液滴の粒径の細かさに限界があるという問題があった。

【0006】

本発明は、上記の課題を解決するためになされたものであって、より微細な液滴を形成することにより、燃焼効率の向上および比推力の向上を図ることができるロケット用燃焼器を提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0007】

30

上記目的を達成するために、本発明は、以下の手段を提供する。

本発明のロケット用燃焼器の噴射管は、中心軸線を共有する内筒と外筒とを有し、前記内筒の内部から液体酸化剤を噴射し、前記内筒と前記外筒との間から燃料ガスを噴射するロケット用燃焼器の噴射管であって、前記内筒と前記外筒との間には、前記中心軸線に対して、前記燃料ガスの流れ方向を所定角度外側に向ける拡散部が設けられていることを特徴とする。

【0008】

本発明によれば、拡散部により、燃料ガスの流れ方向は上記中心軸線に対して所定角度外方に向けられるため、燃料ガスは内筒から液柱状に噴出された液体酸化剤の表面に沿って流れる。そのため、燃料ガスは液体酸化剤の液柱表面に衝突せず、液体酸化剤の液柱表面に発生した波を十分に発達させることができる。その結果、発達した波から粒径の小さな液滴が引きちぎられ、微細な液体酸化剤の液滴を形成することができる。この発達した波から引きちぎられた液滴は、燃料ガスにより引きちぎられた液滴の粒径よりも小さくなる。

40

【0009】

つまり、内筒から噴射された液体酸化剤は、噴射管から離れるにつれて断面積が広がるように広がって流れる。一方、燃料ガスは拡散部により噴射管から離れるにつれて中心軸線から離れるように広がって流れる。これら液体酸化剤と燃料ガスの流れの広がり角度は略同じとなる。

そのため、燃料ガスは広がりながら流れる液体酸化剤の境界面に沿う方向に流れ、液体

50

酸化剤に衝突しない。また、液体酸化剤の表面から引きちぎられた液滴は、直ちに上記境界面近傍を流れる燃料ガスにより拡散される。

なお、液体酸化剤の液柱表面に発生する波は、液体酸化剤の密度差などの不安定要素に起因して発生すると考えられている。

【0010】

上記発明においては、前記拡散部は、前記内筒の外面に設けられた傾斜面であり、該傾斜面は、前記中心軸線に対して、燃料ガス噴射方向に向かって外方へ傾く前記所定角度の傾斜角を有することが望ましい。

【0011】

本発明によれば、内筒の外面に傾斜面を設けているため、燃料ガスは傾斜面に衝突・誘導された後に噴射管から噴出される。そのため、燃料ガスの噴射方向は上記中心軸線に対して所定角度外方に向けられ、燃料ガスは液体酸化剤の液柱表面に沿って流れる。

【0012】

上記発明においては、前記拡散部は、前記内筒と前記外筒との間において、径方向に延びる羽根であって、該羽根は、前記燃料ガスに前記中心軸線周りに回転する旋回力を与えることが望ましい。

【0013】

本発明によれば、旋回羽根が設けられているため、噴射される燃料ガスに中心軸線周りの旋回力を与えることができる。旋回流れは下流に向かって広がって流れるため、燃料ガスの旋回度合いを旋回羽根により調節して、燃料ガスの流れを上記中心軸線に対して所定角度外方に広がる流れにすることができる。

【0014】

上記発明においては、前記拡散部は、前記内筒と前記外筒との間を封鎖する壁体、および、該壁体に設けられた噴射孔であり、該噴射孔の軸線が、前記中心軸線に対して、前記燃料噴射方向に向かって所定角度外側に傾いていることが望ましい。

【0015】

本発明によれば、拡散部が壁体と噴射孔であるため、燃料ガスの噴射方向は上記中心軸線に対して所定角度外方に向けられる。つまり、内筒と外筒との間を流れてきた燃料ガスは、壁体により堰き止められ、噴射孔から噴出される。噴射孔の軸線は上記中心軸線に対して、燃料噴射方向に向かって所定角度外側に傾いているため、噴射孔から噴出される燃料ガスの噴射方向は、上記中心軸線に対して所定角度外方に向けられる。

【0016】

上記発明においては、前記外筒の噴射側の端部には、前記内筒の端部よりも噴射側に延びた延長部が設けられ、該延長部の内面が、前記中心軸線に対して、前記燃料ガスの噴射方向に向かって所定角度外側に傾く傾斜角を有することが望ましい。

【0017】

本発明によれば、延長部が設けられたことにより、噴出した燃料ガスが外方に拡散することを防止できる。そのため、延長部近傍における燃料ガスの流れ速度の低下を防止でき、液体酸化剤から引きちぎられた液滴を効果的に燃料ガス流れに取り込み、拡散させることができる。

【0018】

延長部の内面が、中心軸線に対して、燃料ガスの噴射方向に向かって所定角度外側に傾く傾斜角を有するため、燃料ガスは液体酸化剤の液柱表面に沿って流れることができる。そのため、液体酸化剤の液柱表面に発生した波を十分に発達させ、発達した波から微細な液体酸化剤の液滴を形成することができる。

一方、例えば内面に傾斜角が設けられていないと、燃料ガス流れの広がり内面に押さえられ、燃料ガスの流れは液体酸化剤の液柱表面に衝突する。すると、液体酸化剤の液柱表面に発生した波を十分に発達させることができず、微細な液体酸化剤の液滴を形成することが困難となる。

【0019】

10

20

30

40

50

本発明のロケット用燃焼器は、液体酸化剤および燃料ガスを混合して噴射する噴射器と、前記液体酸化剤および前記燃料ガスの混合物が燃焼される燃焼室と、燃焼ガスが噴出するノズルと、を有するロケット用燃焼器であって、上記本発明のロケット用燃焼器の噴射管が、前記噴射器に設けられていることを特徴とする。

【0020】

本発明によれば、上記本発明のロケット用燃焼器の噴射管が設けられているため、より微細な液体酸化剤の液滴を形成することができ、燃焼効率の向上および比推力の向上を図ることができる。

【発明の効果】

【0021】

本発明のロケット用燃焼器によれば、拡散部により、燃料ガスの流れ方向は上記中心軸線に対して所定角度外方に向けることにより、液体酸化剤の液柱表面に発生した波を十分に発達させることができる。そのため、発達した波から微細な液体酸化剤の液滴を形成することができ、燃焼効率の向上および比推力の向上を図ることができるという効果を奏する。

【発明を実施するための最良の形態】

【0022】

〔第1の実施形態〕

以下、本発明の第1の実施形態について図1から図3を参照して説明する。

図1は、本実施形態に係るロケット用燃焼器の構成を説明する概略図である。

ロケット用燃焼器1は、図1に示すように、水素ガス（燃料ガス（以下、GH₂と表記する。））および液体酸素（液体酸化剤（以下、LO_xと表記する。））を混合して燃焼室内に噴射する噴射器3と、燃焼室を形成する燃焼チャンバ（Combustion Chamber）5と、燃焼ガスを排出して推力を出すノズル7とを備えている。

【0023】

噴射器3は、噴射面9と、噴射面9に配置された複数の噴射管11とから概略構成されている。通常、数百本の噴射管11が、噴射面9の背面側（図1の左側）に延びるように配置されている。また、噴射管11はロケット用燃焼器1の推力方向の中心軸に対して概ね円周方向に均一になるように配置されている（詳細については非特許文献1参照のこと）。

【0024】

図2は、図1の噴射器における噴射管の構成を説明する概略図である。

噴射管11は、図2に示すように、円筒状のLO_xポスト（内筒）13と、LO_xポスト13の外周に隣接する円筒状のスリーブ（外筒）15と、から概略構成されている。

LO_xポスト13は、LO_xの流入側端（図2の左端）にオリフィス17が設けられている。LO_xポスト13の長手方向における略中央には、径方向外側に延びる鏝部19が設けられている。LO_xポスト13におけるLO_x噴出側端（図2の右端）近傍の外周面は、他の領域の外周面と比較して、径が小さく形成されている。このように形成することで、スリーブ15との間にGH₂が流れるGH₂流路21が形成されている。

また、LO_xポスト13におけるLO_x噴出側端には、外周面がLO_x噴出方向に向かって径が大きくなる傾斜面（拡散部）23が形成されている。傾斜面23は、中心軸線Cに対して約5°から9°の傾きを有するように形成されている。より望ましくは、中心軸線Cに対して約7°の傾きを有するように形成されていることが好ましい。

【0025】

スリーブ15は、LO_xポスト13と比較して、中心軸線C方向長さが短い略円筒状に形成されている。スリーブ15における長手方向の略中央には、GH₂が供給される流入孔25が径方向に延びるように形成されている。

スリーブ15における図2の左端は鏝部19と接触し、鏝部19近傍においてスリーブ15の内面とLO_xポスト13の外面とが接触している。このように形成することで、LO_xポスト13とスリーブ15との相対位置を固定することができる。

10

20

30

40

50

【0026】

また、図1に示すように、噴射面9には、燃焼室内における共鳴現象を抑制するバッフルハブ(Buffle Hub)27およびバッフルブレード(Buffle Blade)29が設けられている。

バッフルハブ27は、噴射面9からノズル7に向かって延びる円筒状の部材であり、ロケット用燃焼器1と中心軸線を共有するように配置されている。バッフルブレード29は、噴射面9からノズル7に向かって延びる板状の部材であり、バッフルハブ27から径方向外側に延びるように配置されている。

【0027】

燃焼チャンバ5は略円筒状に形成されている。燃焼チャンバ5における噴射器3側の端部(図1の左側端部)は噴射器3に固定され、ノズル7側の端部(図1の右側端部)はノズル7と繋がれている。

ノズル7は、燃焼ガスの噴射方向(図1の右方向)に向かって、断面の径が大きくなる略円錐に形成されている。ノズル7における噴射器3側の端部(図1の左側端部)は燃焼チャンバ5と繋がれている。

なお、燃焼チャンバ5およびノズル7としては公知のものを用いることができ、特に限定するものではない。

【0028】

次に、上記の構成からなるロケット用燃焼器1における作用について説明する。まず、ロケット用燃焼器1における作用の概略について説明する。

本実施形態におけるロケット用燃焼器1においては、図1に示すように、噴射器3の噴射管11にLOxおよびGH2が注入され、LOxおよびGH2は噴射管11により燃焼チャンバ5に向けて噴射・混合される。燃焼チャンバ5内に噴射されたLOxおよびGH2の混合物は、点火器(図示せず)により着火された後、燃焼チャンバ5内部で発生した燃焼ガスがノズル7により絞られ、燃焼ガス排出方向に排出されて推力が生じる。

【0029】

次に、本実施形態の特徴部である噴射管11における作用について説明する。

本実施形態における噴射管11においては、図2に示すように、LOxはLOxポスト13の流入側端(図2の左端)からLOxポスト13内に注入される。LOxポスト13内に注入されたLOxは、オリフィス17により整流されてLOxポスト13から燃焼チャンバ5に向けて噴出される。

【0030】

LOxは、LOxポスト13から略円柱状の液柱を形成するように噴出され、その断面は噴出方向(図2の右方向)に向かって大きくなる。上記LOxの液柱における側面は、中心軸線Cに対して約7°の傾きを有している。この傾きはLOxの噴出速度等の影響を受けず、ほぼ一定である。

【0031】

図3は、LOxポストから噴出されたLOxの液柱形状を示す図である。なお、この図においては、LOxのみを噴出させたときのLOx液柱を撮影した図である。

LOxポスト13から噴出されたLOxは、図3に示すように、下流に向かって広がる液柱状に流れる。LOxの液柱の側面は、中心軸線Cに対して約7°の傾きを有している。また、LOxの液柱表面には、LOxの密度差などの不安定要素に起因して波が発生している。この波は下流に向かうほど発達し、波が十分に発達すると、波から粒径の小さな液滴が引きちぎられる。

【0032】

一方、GH2は、スリーブ15の流入孔25からGH2流路21に注入される。GH2流路21に注入されたGH2は、傾斜面23に衝突して傾斜面23に沿って流れる。その後、GH2流路21から燃焼チャンバ5に向けて噴出される。

GH2は、傾斜面23に沿って流れてからGH2流路21から噴射するため、噴射後も傾斜面23に沿って流れ、本実施形態においては中心軸線Cに対して約5°から9°の広

10

20

30

40

50

がりを持つ流れとなる。そのため、GH2はLOxの液柱に沿って、衝突することなく流れる。

【0033】

噴射管11から噴出されたLOxの液柱表面には、LOxの密度分布の乱れ等により波が発生する。この波は、LOxの下流に向かうほど発達し、所定位置において十分に発達した波から液滴が引きちぎられる。引きちぎられた液滴は周囲を流れるGH2により拡散される。

【0034】

上記の構成によれば、傾斜面23により、GH2の流れ方向は中心軸線Cに対して約5°から9°外方に向けられるため、GH2は液柱状に噴出されたLOxの表面に沿って流れる。そのため、GH2はLOxの液柱表面に衝突せず、LOxの液柱表面に発生した波を十分に発達させることができる。その結果、発達した波から粒径の小さな液滴を引きちぎられ、微細なLOxの液滴を形成することができ、微粒化を促進することができる。

10

このように、噴射管11により微細な液滴を形成することができるため、ロケット用燃焼器1の燃焼効率の向上および比推力の向上を図ることができる

【0035】

LOxポスト13の外周面に傾斜面23が設けられているため、GH2は傾斜面23に衝突・誘導された後に噴射管11から噴出される。そのため、GH2の噴射方向は中心軸線Cに対して約5°から9°外方に向けられ、GH2はLOxの液柱表面に沿って流れることができる。LOxの液柱表面に発生した波は、GH2がLOxの液柱表面に沿って流

20

【0036】

〔第2の実施形態〕

次に、本発明の第2の実施形態について図4および図5を参照して説明する。

本実施形態のロケット用燃焼器の基本構成は、第1の実施形態と同様であるが、第1の実施形態とは、噴射管の構成が異なっている。よって、本実施形態においては、図4および図5を用いて噴射管の構成のみを説明し、ノズル等その他の構成要素の説明を省略する。

図4は、本実施形態に係るロケット用燃焼器の噴射管の構成を説明する概略図である。

なお、第1の実施形態と同一の構成要素には、同一の符号を付してその説明を省略する

30

【0037】

本実施形態のロケット用燃焼器51における噴射管61は、図4に示すように、円筒状のLOxポスト(内筒)63と、LOxポスト63の外周に隣接する円筒状のスリーブ65(外筒)と、から概略構成されている。

【0038】

図5は、図4の旋回羽根の構成を説明するLOxポスト63における周まわりの展開図である。

LOxポスト63におけるLOx噴出側端には、半径方向外側に向かって延びる旋回羽根(拡散部)73が、円周面全体にわたって設けられている。旋回羽根73は、図5に示すように、中心軸線Cに対して所定角度傾いて配置されている。

40

【0039】

なお、旋回羽根73の傾き角は、噴射管61から噴射されたGH2流れの広がる角度が、中心軸線Cに対して約5°から9°となるように設定される。つまり、旋回流れは、流れの旋回の度合いにより流れの広がる角度が変わるため、旋回羽根73の傾き角により流れの広がる角度を調節している。

【0040】

次に、上記の構成からなる噴射管61における作用について説明する。

なお、ロケット用燃焼器51における作用の概略は、第1の実施形態と同様であるので、その説明を省略する。

50

本実施形態における噴射管 6 1 においては、図 4 に示すように、L O x は L O x ポスト 6 3 の流入側端（図 4 の左端）から L O x ポスト 6 3 内に注入される。L O x ポスト 6 3 内に注入された L O x は、オリフィス 1 7 により整流されて L O x ポスト 6 3 から噴出される。

【 0 0 4 1 】

一方、G H 2 は、スリーブ 6 5 の流入孔 2 5 から G H 2 流路 2 1 に注入される。G H 2 流路 2 1 に注入された G H 2 は、G H 2 噴出側（図 4 の右側）に向かって流れる。G H 2 には旋回羽根 7 3 により中心軸線 C 周りの所定の旋回力が与えられ、G H 2 流路 2 1 から旋回流れとして噴出される。

旋回流れとして噴出された G H 2 は、下流に向かって広がる流れとなる。本実施形態においては中心軸線 C に対して約 5 ° から 9 ° の広がりを持つ流れとなる。そのため、G H 2 は L O x の液柱に沿って、衝突することなく流れる。

10

【 0 0 4 2 】

上記の構成によれば、噴射管 6 1 に旋回羽根 7 3 が設けられているため、G H 2 流れに中心軸線 C 周りの旋回力を与え、G H 2 流れを旋回流れとすることができる。

G H 2 の旋回度合いを旋回羽根 7 3 により調節して、G H 2 の流れを中心軸線 C に対して約 5 ° から 9 ° だけ広がる流れにすることができる。そのため、L O x の液柱表面に発生した波は、G H 2 が L O x の液柱表面に沿って流れるため、十分に発達することができる。

【 0 0 4 3 】

20

〔 第 3 の実施形態 〕

次に、本発明の第 3 の実施形態について図 6 および図 7 を参照して説明する。

本実施形態のロケット用燃焼器の基本構成は、第 1 の実施形態と同様であるが、第 1 の実施形態とは、噴射管の構成が異なっている。よって、本実施形態においては、図 6 および図 7 を用いて噴射管の構成のみを説明し、ノズル等その他の構成要素の説明を省略する。

図 6 は、本実施形態に係るロケット用燃焼器の噴射管の構成を説明する概略図である。

なお、第 1 の実施形態と同一の構成要素には、同一の符号を付してその説明を省略する。

【 0 0 4 4 】

30

本実施形態のロケット用燃焼器 1 0 1 における噴射管 1 1 1 は、図 6 に示すように、円筒状の L O x ポスト 1 1 3 と、L O x ポスト 1 1 3 の外周に隣接する円筒状のスリーブ 1 1 5 と、から概略構成されている。

【 0 0 4 5 】

図 7 は、図 5 の噴射孔の配置を説明する正面図である。

噴射管 1 1 1 の G H 2 噴射側端（図 5 の右側端）には、G H 2 流路 2 1 を塞ぐ壁体（拡散部）1 2 3 が設けられている。壁体 1 2 3 には、G H 2 噴射方向（図 5 の右方向）に向かって中心軸線 C から離れる方向に傾く噴射孔（拡散部）1 2 4 が形成されている。噴射孔 1 2 4 は中心軸線 C に対して約 5 ° から 9 ° の傾きを有するように形成されている。また、噴射孔 1 2 4 は、図 7 に示すように、中心軸線 C を中心とした同一円周上に等間隔に並んで配置されている。

40

【 0 0 4 6 】

次に、上記の構成からなる噴射管 1 1 1 における作用について説明する。

なお、ロケット用燃焼器 1 0 1 における作用の概略は、第 1 の実施形態と同様であるので、その説明を省略する。

本実施形態における噴射管 1 1 1 においては、図 5 に示すように、L O x は L O x ポスト 1 1 3 の流入側端（図 4 の左端）から L O x ポスト 1 1 3 内に注入される。L O x ポスト 1 1 3 内に注入された L O x は、オリフィス 1 7 により整流されて L O x ポスト 1 1 3 から噴出される。

【 0 0 4 7 】

50

一方、GH2は、スリーブ115の流入孔25からGH2流路21に注入される。GH2流路21をGH2噴出側(図5の右側)に向かって流れたGH2は、噴射孔124から噴出される。

噴射孔124は中心軸線Cに対して約5°から9°の傾きを有し、GH2は噴射孔124に沿って流れるため、GH2はLOxの液柱に沿って、衝突することなく流れる。

【0048】

上記の構成によれば、噴射管111に壁体123と噴射孔124とが備えられているため、GH2の噴射方向は中心軸線Cに対して約5°から9°外方に向けられる。つまり、噴射孔124の軸線は中心軸線Cに対して、GH2噴射方向に向かって約5°から9°外側に傾いているため、噴射孔124から噴出されるGH2の噴射方向も中心軸線Cに対して約5°から9°外方に向けることができる。そのため、LOxの液柱表面に発生した波は、GH2がLOxの液柱表面に沿って流れるため、十分に発達することができる。

10

【0049】

〔第4の実施形態〕

次に、本発明の第4の実施形態について図8を参照して説明する。

本実施形態のロケット用燃焼器の基本構成は、第1の実施形態と同様であるが、第1の実施形態とは、噴射管の構成が異なっている。よって、本実施形態においては、図8を用いて噴射管の構成のみを説明し、ノズル等その他の構成要素の説明を省略する。

図8は、本実施形態に係るロケット用燃焼器の噴射管の構成を説明する概略図である。

なお、第1の実施形態と同一の構成要素には、同一の符号を付してその説明を省略する

20

。本実施形態のロケット用燃焼器151における噴射管161は、図8に示すように、円筒状のLOxポスト13と、LOxポスト13の外周に隣接する円筒状のスリーブ(外筒)165と、から概略構成されている。

【0050】

スリーブ165には、GH2噴出側端(図8の右側端)が、LOxポスト13よりもGH2噴出方向に延びたリセス(延長部)173が形成されている。リセス173の内周面(内面)174は、GH2噴出方向に向かって中心軸線Cから離れる傾斜面として形成されている。内周面174は中心軸線Cに対して約5°から9°の傾きを有するように形成されている。

30

また、リセス173における中心軸線C方向の長さは、リセス173のGH2噴出側端(図8の右側端)の開口直径をDとすると、1.8Dから1.2Dとなるように形成されている。

【0051】

次に、上記の構成からなる噴射管161における作用について説明する。

なお、ロケット用燃焼器151における作用の概略は、第1の実施形態と同様であるので、その説明を省略する。また、噴射管161における傾斜面23の作用も第1の実施形態と同様であるので、その説明を省略する。

【0052】

本実施形態における噴射管161においては、図8に示すように、LOxはLOxポスト13の流入側端(図8の左端)からLOxポスト13内に注入される。LOxポスト13内に注入されたLOxは、オリフィス17により整流されてLOxポスト13から噴出される。

40

【0053】

一方、GH2は、スリーブ65の流入孔25からGH2流路21に注入される。GH2流路21に注入されたGH2は、GH2噴出側(図4の右側)に向かって流れる。

GH2は、傾斜面23に沿って流れてからGH2流路21から噴射するため、噴射後も傾斜面23に沿って流れ、本実施形態においては中心軸線Cに対して約5°から9°の広がりを持つ流れとなる。

GH2流路21から噴出したGH2は、リセス173の内周面174に沿って流れる。

50

【 0 0 5 4 】

上記の構成によれば、リセス 1 7 3 により、噴出した G H 2 が外方に拡散することを防止できる。そのため、リセス 1 7 3 近傍における G H 2 の流れ速度の低下を防止でき、L O x 液柱から引きちぎられた液滴を効果的に G H 2 流れに取り込み、拡散させることができる。

【 0 0 5 5 】

リセス 1 7 3 の内周面 1 7 4 が、中心軸線 C に対して約 5 ° から 9 ° 外側に傾く傾斜面であるため、G H 2 は L O x の液柱表面に沿って流ることができる。そのため、L O x の液柱表面に発生した波を十分に発達させ、発達した波から微細な液体酸化剤の液滴を形成することができる。

一方、例えば内周面 1 7 4 に傾斜角が設けられていないと、G H 2 流れの広がり内周面 1 7 4 に押さえられ、G H 2 流れは L O x 液柱表面に衝突する。すると、L O x 液柱表面に発生した波を十分に発達させることができず、微細な液滴を形成することが困難となる。

【 0 0 5 6 】

〔 第 5 の実施形態 〕

次に、本発明の第 5 の実施形態について図 9 を参照して説明する。

本実施形態のロケット用燃焼器の基本構成は、第 1 の実施形態と同様であるが、第 1 の実施形態とは、噴射管の構成が異なっている。よって、本実施形態においては、図 9 を用いて噴射管の構成のみを説明し、ノズル等その他の構成要素の説明を省略する。

図 9 は、本実施形態に係るロケット用燃焼器の噴射管の構成を説明する概略図である。

なお、第 1 の実施形態と同一の構成要素には、同一の符号を付してその説明を省略する。

【 0 0 5 7 】

本実施形態のロケット用燃焼器 2 0 1 における噴射管 2 1 1 は、図 9 に示すように、円筒状の L O x ポスト 6 3 と、L O x ポスト 6 3 の外周に隣接する円筒状のスリーブ 1 6 5 と、から概略構成されている。

スリーブ 1 6 5 には、G H 2 噴出側端（図 9 の右側端）が、L O x ポスト 6 3 よりも G H 2 噴出方向に延びたリセス 1 7 3 が形成されている。リセス 1 7 3 の内周面 1 7 4 は、G H 2 噴出方向に向かって中心軸線 C から離れる傾斜面として形成されている。

【 0 0 5 8 】

なお、上記の構成からなる噴射管 2 1 1 における作用および効果は、上述の第 2 の実施形態の作用および第 4 の実施形態の作用との組み合わせのため、その説明を省略する。

【 0 0 5 9 】

〔 第 6 の実施形態 〕

次に、本発明の第 6 の実施形態について図 1 0 を参照して説明する。

本実施形態のロケット用燃焼器の基本構成は、第 1 の実施形態と同様であるが、第 1 の実施形態とは、噴射管の構成が異なっている。よって、本実施形態においては、図 1 0 を用いて噴射管の構成のみを説明し、ノズル等その他の構成要素の説明を省略する。

図 1 0 は、本実施形態に係るロケット用燃焼器の噴射管の構成を説明する概略図である

。なお、第 3 および第 4 の実施形態と同一の構成要素には、同一の符号を付してその説明を省略する。

【 0 0 6 0 】

本実施形態のロケット用燃焼器 2 5 1 における噴射管 2 6 1 は、図 1 0 に示すように、円筒状の L O x ポスト 1 1 3 と、L O x ポスト 1 1 3 の外周に隣接する円筒状のスリーブ 1 6 5 と、から概略構成されている。

スリーブ 1 6 5 には、G H 2 噴出側端（図 1 0 の右側端）が、L O x ポスト 1 1 3 よりも G H 2 噴出方向に延びたリセス 1 7 3 が形成されている。リセス 1 7 3 の内周面 1 7 4 は、G H 2 噴出方向に向かって中心軸線 C から離れる傾斜面として形成されている。

【 0 0 6 1 】

なお、上記の構成からなる噴射管 2 6 1 における作用および効果は、上述の第 3 の実施形態の作用および第 4 の実施形態の作用との組み合わせのため、その説明を省略する。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 6 2 】

【 図 1 】 本発明の第 1 の実施形態に係るロケット用燃焼器の構成を説明する概略図である。

【 図 2 】 図 1 の噴射器における噴射管の構成を説明する概略図である。

【 図 3 】 L O x ポストから噴出された L O x の液柱形状を示す図である。

【 図 4 】 本発明の第 2 の実施形態に係るロケット用燃焼器の噴射管の構成を説明する概略図である。 10

【 図 5 】 図 4 の旋回羽根の構成を説明する図である。

【 図 6 】 本発明の第 3 の実施形態に係るロケット用燃焼器の噴射管の構成を説明する概略図である。

【 図 7 】 図 5 の噴射孔の配置を説明する正面図である。

【 図 8 】 本発明の第 4 の実施形態に係るロケット用燃焼器の噴射管の構成を説明する概略図である。

【 図 9 】 本発明の第 5 の実施形態に係るロケット用燃焼器の噴射管の構成を説明する概略図である。

【 図 1 0 】 本発明の第 6 の実施形態に係るロケット用燃焼器の噴射管の構成を説明する概略図である。 20

【 符号の説明 】

【 0 0 6 3 】

1 , 5 1 , 1 0 1 , 1 5 1 , 2 0 1 , 2 5 1 ロケット用燃焼器

3 噴射器

5 燃焼チャンバ (燃焼室)

7 ノズル

1 1 , 6 1 , 1 1 1 , 1 6 1 , 2 1 1 , 2 6 1 噴射管

1 3 , 6 3 , 1 1 3 L O x ポスト (内筒)

1 5 , 6 5 , 1 1 5 , 1 6 5 スリーブ (外筒) 30

2 3 傾斜面 (拡散部)

7 3 旋回羽根 (拡散部)

1 2 3 壁体 (拡散部)

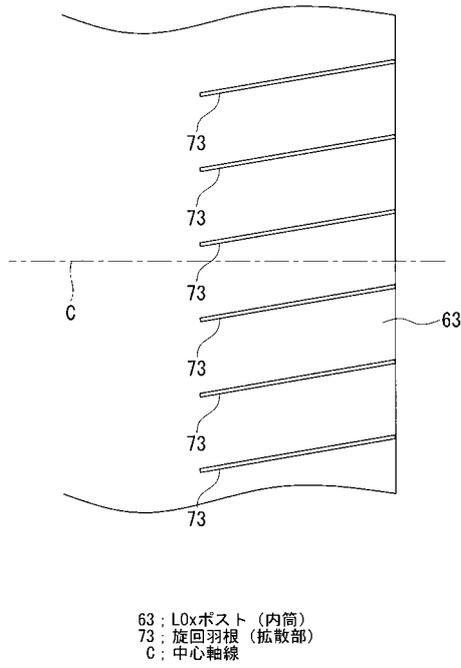
1 2 4 噴射孔 (拡散部)

1 7 3 リセス (延長部)

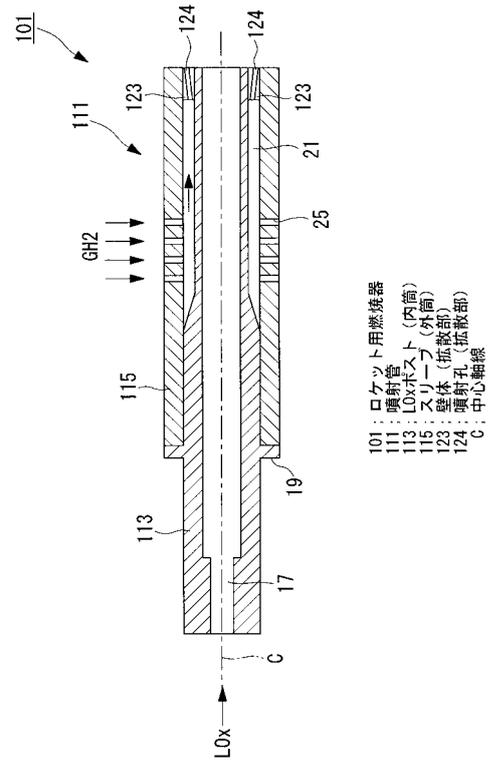
1 7 4 内周面 (内面)

C 中心軸線

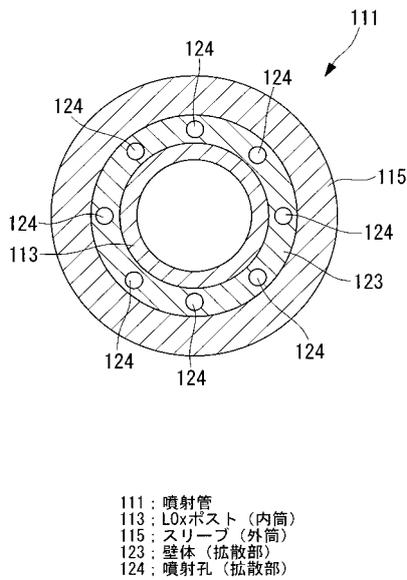
【 図 5 】



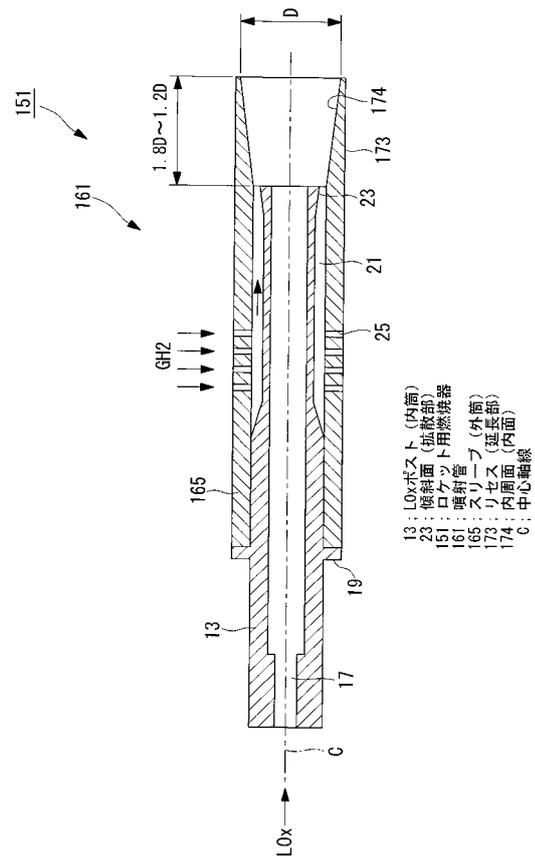
【 図 6 】



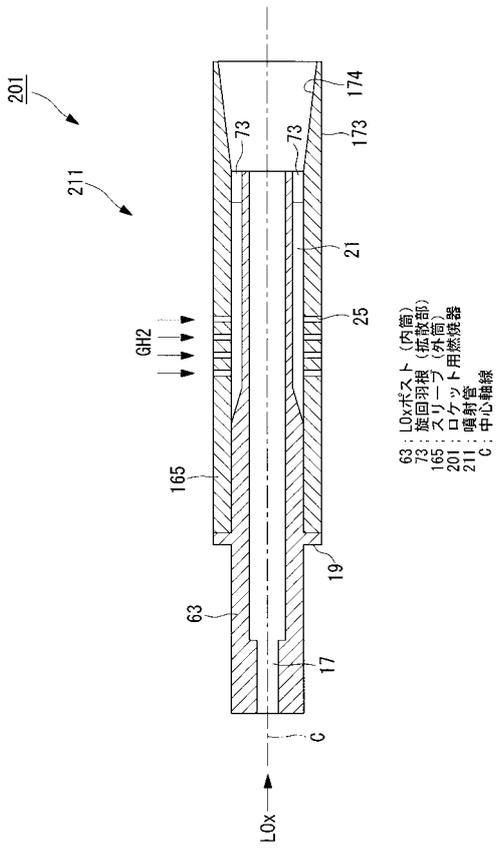
【 図 7 】



【 図 8 】



【 図 9 】



【 図 10 】

