

令和 2 年 5 月 7 日現在

機関番号：13101

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2017～2019

課題番号：17K06945

研究課題名(和文) マイクロターボシャフトエンジン燃焼安定化のための旋廻・急加速型燃焼法の研究

研究課題名(英文) A study on swirling and rapid acceleration combustion method for stabilizing combustion of micro turbo shaft engine

研究代表者

松平 雄策 (Matsudaira, Yusaku)

新潟大学・工学部・技術専門職員

研究者番号：50377149

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,700,000円

研究成果の概要(和文)：近年、マルチコプタ(ドローン)等の無人航空機の利用が拡大している。社会基盤の分野や、空撮、物資輸送と言ったところで需要が高まっている。

当研究では、無人航空機の新しい動力源として旋廻、急加速型アニュラ燃焼器を用いた、二軸式ターボファンシャフトエンジンを提案、従来の直動型アニュラ燃焼器との比較検討、数値解析、設計、組み立て、燃焼実験等を行い、学会等に発表してきた。

研究成果の学術的意義や社会的意義

実施した研究は、従来の直動型アニュラ燃焼器に重点を置き、蒸発管付きアニュラ型燃焼器を可視化可能な実験装置に組み込み、今まで燃焼に一部失火があった原因を究明、物理的な要因ということが分かり解決した。さらに、燃焼の際に起こる「振動燃焼」を究明、振動の発生条件を探りこれらを基に、火災安定性が得られる条件を導き出した。これら等は、日本ガスタービン学会で発表、マルチコプターにとって新しいエンジンとして近づけたのではないかと。また、二軸式ターボシャフトエンジンに対しても、設計は終わり県内の産官学連携(新潟スカイプロジェクト)にて製作、当研究では数値解析を行い新潟スカイプロジェクトにフィードバックしている。

研究成果の概要(英文)：In recent years, the use of unmanned aerial vehicles such as multicopters (drones) is expanding. There is a growing demand for social infrastructure, aerial photography, and material transportation.

In this study, we proposed a twin-shaft turbopfan shaft engine using a rotating, rapidly accelerating annular combustor as a new power source for unmanned aerial vehicles. , Assembly, combustion experiments, etc., and presented them to academic societies.

研究分野：熱工学

キーワード：アニュラ型燃焼器 蒸発管 旋廻・急加速型 新潟スカイプロジェクト

様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

ガスタービンエンジンはパワーウェイトレシオが大きく、低振動な航空用原動機として優れた特性を持つ。しかしながら、出力 **100** 馬力以下の航空用ガスタービンエンジンは商品化されておらず、このクラスの軽航空機、小型ヘリコプター **ULP(Ultra Light Plane)**、産業用無人ヘリコプターは、往復動式ピストンを使い続けている。このピストンエンジンは航空用としては重く、振動が強いことに加えて有鉛ガソリンを使うことによる公害や、高高度での低圧空気吸入による性能劣化が問題となっている。

2. 研究の目的

本研究では、産官学連携(NIIGATA SKY PROJECT: NSP)によって開発した無人航空用マイクロターボジェットエンジンの実用化に向けて、広い空燃比で安定性を実現するため旋廻と急加速による燃焼促進技術について研究する。このような技術を導入したアニューラ型燃焼器に送風し、燃焼実験を行い、高速度カメラを利用した観察と、温度・圧力の時系列計測によって振動燃焼の低減効果を確認する。実験結果に基づき旋廻・急加速型燃焼器の改良モデルとこれを搭載した二軸式ターボシャフトエンジンの設計を完成する。

3. 研究の方法

数値解析と燃焼実験を行っていく。

【数値解析】

ANSYS Fluent を利用して、燃焼器の解析を行う。直動型燃焼器と急加速型燃焼器について三次元数値解析を実施し、火炎の三次元構造への旋廻・急加速の影響を調べる。

【燃焼実験】

蒸発管付き直胴型アニューラ燃焼器と旋廻・急加速型アニューラ燃焼器について、それぞれルーツ式ブロワに連結し、高速度カメラ(Photron 製 FASTCAMSA-XMY)と一眼レフカメラによって下流側の窓から火炎の観察を行う。振動燃焼の低減効果を最大限に発揮できるように、旋廻・急加速型燃焼器の形状を見直し、新型燃焼器モデルとそれを搭載したターボシャフトエンジンの設計を完成する。

4. 研究成果

4-1. 数値解析

アニューラ型燃焼器の解析条件

NIIGATA SKY PROJECT によって開発された「NSP6 号機」を基に、マイクロガスタービン用アニューラ型燃焼器の解析モデルを作製し、噴霧燃焼の定常解析を行った。NSP6 号機とその性能諸元をそれぞれ図 1、表 1 に示す。

解析条件については、燃焼実験の条件を基に設定した。燃料の噴霧に関する設定は、噴霧粒径を 1.0×10^{-5} [m/s]、噴霧速度を 18 [m/s]、噴霧形態を直線とした。さらに、燃焼ガスの吸収係数は 10 [1/m] 及び 50 [1/m] の 2 パターンで計算した。

壁面の条件については、燃焼器ライナと外殻は非断熱壁、その他の壁面は断熱壁とした。また、外殻の境界温度を 283 [K]、外殻の熱伝達率を 10 [W/m²・K] とした。材質は外殻が SUS304、ライナと蒸発管がインコネル 625 であり、物性値を表 3 に記載する。また、SUS304 の放射率を 0.7、インコネル 625 の放射率を 0.5 とした。

表 1 性能表



図 1 NSP 6 号機

		NSP6 号ジェットエンジン
重量		約 4500 g
直径		158 mm
全長		337 mm
コンプレッサー直径		104.9 mm
主 構 成	圧縮機	遠心圧縮式コンプレッサ (翼枚数: 14 枚)
	燃焼器	アニューラ型
	タービン	軸流タービン (翼枚数: 29 枚)
	推進ノズル	ジェットノズル
最大出力		11.8kgf
最大回転数		65,000rpm
使用燃料および潤滑油		混合燃料(灯油,タービンオイル)
点火燃料		プロパンガス

図 2 に解析による温度分布の一例を示す。(a) はふく射無しの計算結果であり、(b) と (c) はそれぞれ吸収係数が 10 [1/m]、50 [1/m] のふく射有りの結果である。ふく射無しの結果に対して有りの結果は高温領域が小さい。これは、ふく射によって熱が外殻へ伝わっている為と考えられる。またふく射有りの場合において、吸収係数が大きくなると更に高温領域が小さくなっていることがわかる。ふく射の考慮は温度場の計算に関して重要であると言える。

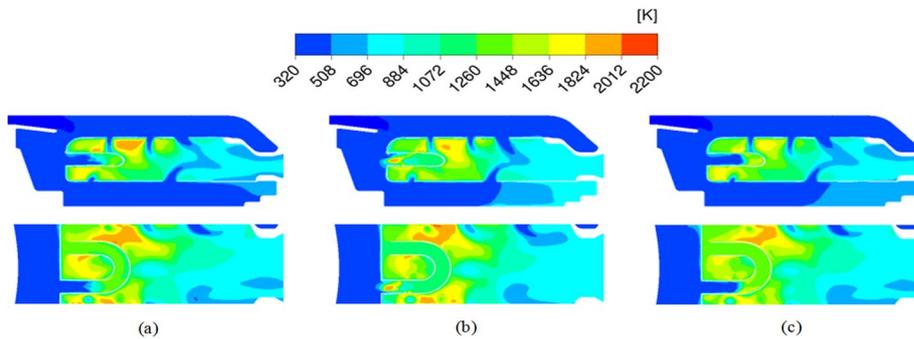


図2 解析結果 温度分布(一例)

旋廻・急加速型アニュラ燃焼器の解析結果(一例)

支配方程式や解析条件を直銅型と同様に解析を行った．図3は旋廻・急加速型アニュラ型燃焼器内の温度解析結果(一例)である．左側がx-y平面，右側は正面図である．

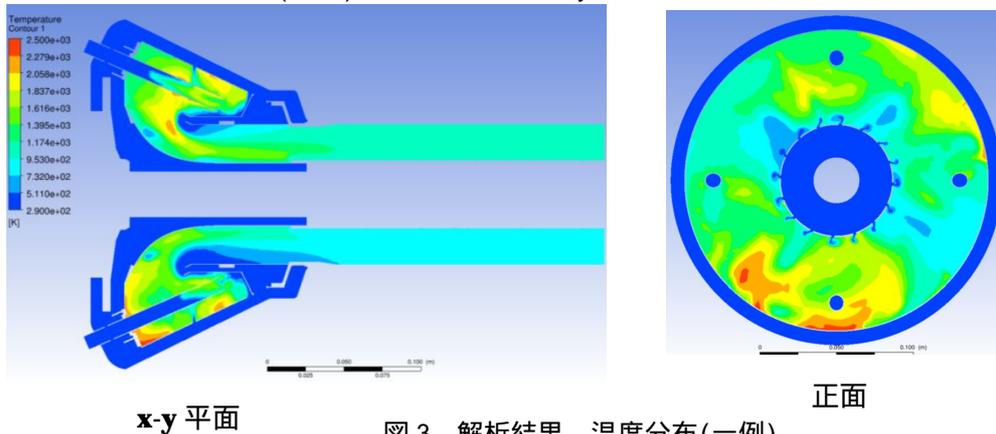


図3 解析結果 温度分布(一例)

円長管(出口)内部でも温度が高くなっている．内部に噴出される燃料が蒸発しやすく良い傾向ではないか．さらに燃焼の対象性も保たれているのが分かる．

それぞれ燃焼器の解析を行い，解析条件等を確立することができた．

4-2.可視化燃焼実験

アニュラ型燃焼器(直動型)

NSP6号ジェットエンジンの燃焼器にはアニュラ型が採用されている．この燃焼器では燃料噴射弁の代わりにコの字型をした蒸発管を用いており環状に6個配置されている(図4 模式図)．蒸発管から出た気化した燃料と空気の混合気が，そのほかの穴から入った空気と混合，蒸発管を用いることで広い作動領域全体で適切に燃料を微粒化することができる．

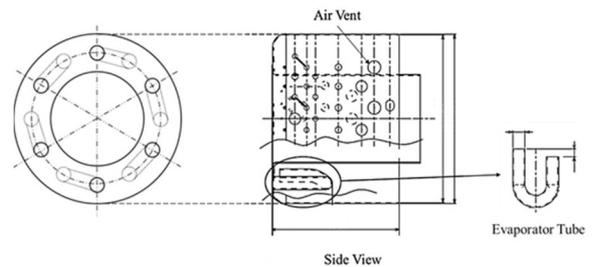


図4 アニュラ型燃焼器

燃焼の可視化実験装置

図5はマイクロガスタービン用燃焼器の内部における，燃焼温度や圧力測定と燃焼状態の可視化に焦点を当て設計，製作したものである．

この実験装置は，実際のものと異なり空気を送風して燃焼させる方式である．空気源には最大流量 **698.9g/s** のルーツ式ブロワを用い，ブロワから送られた空気は塩ビ管ダクトを通して吸気部，テスト部へと導かれる．テスト部では，ブタンガスにより余熱を行った後，灯油に切り替えて空気と混合し燃焼させる．その後，排気部より燃焼ガスが大気中に放出される．装置下流側に観察用の窓(ネオセラム製耐熱ガラス)を装着，燃焼器内の火炎の様子が観察できるようになっている．

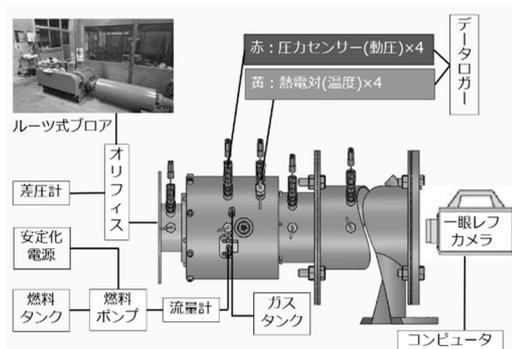
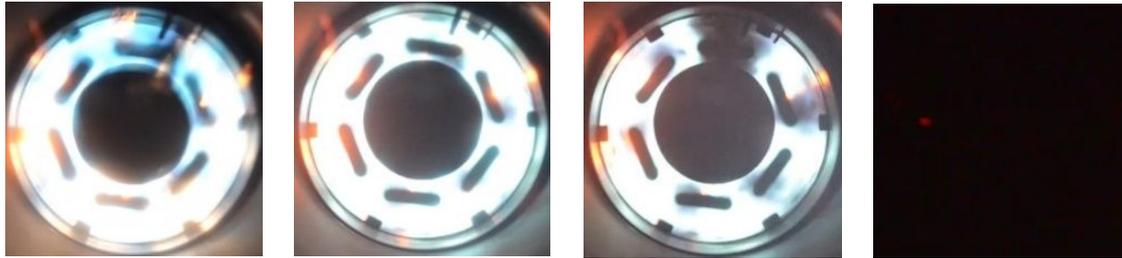


図5 燃焼可視化実験装置

燃焼特性

種々の実験を行ったがここでは、「火炎安定限界」と「振動燃焼」について結果と考察を載せる．図6は燃焼の状態を一眼レフカメラで撮影したものである．燃料流量を0.5g/sで一定の条件で，空気流量を徐々に増加させて，空燃比を上げた時の燃焼変化を示す．(d)では炎が消えた状態で，この状態を「失火」と名付けた．



(a)空気流量 85g/s 空燃比 182
 (b)空気流量 121g/s 空燃比 258
 (c)空気流量 137g/s 空燃比 294
 (d)空気流量 141g/s 空燃比 303

図6 燃料流量 0.5g/s 付近の燃焼画像(抜粋)

これらをグラフ化し，火炎安定限界を考察した．図7に火炎安定限界のグラフを示す．

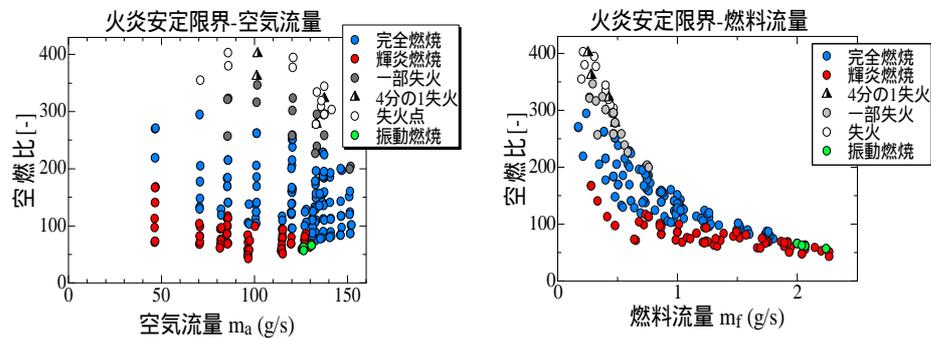
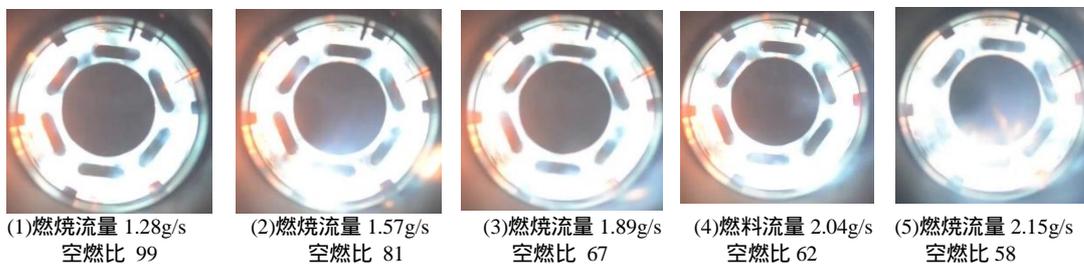


図7 火炎安定限界グラフ

燃焼中に生じる失火現象については，失火点に近づくにつれて燃焼の不安定性が増し，燃焼器の一部が欠けたような部分的な失火が発生することが明らかになった．また火炎の色に着目すると，空気流量の80g/s付近で輝炎燃焼から完全燃焼に移行することが分かり，安定的な完全燃焼には空気流量がある程度大きい事が条件になると考えられる．

振動燃焼

空気流量 128g/s 付近で燃料流量を増加させた燃焼写真を図8に示す．(1)では完全燃焼しているが，(2)～(5)では輝炎燃焼となり，さらに(4)，(5)では音が発生した．爆発のような動きを繰り返し，燃焼振動を確認することができた．空気流量の大きい方のデータで振動燃焼が確認されていることから，発生要因として空気流量の大きさも関係していることが分かった．

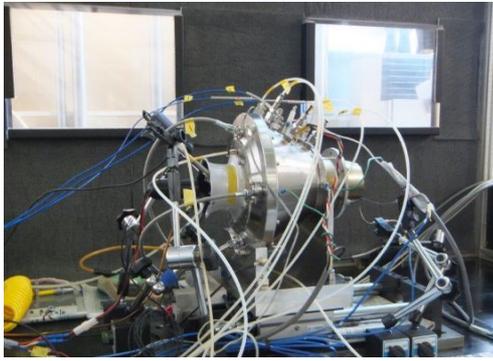


(1)燃焼流量 1.28g/s 空燃比 99
 (2)燃焼流量 1.57g/s 空燃比 81
 (3)燃焼流量 1.89g/s 空燃比 67
 (4)燃焼流量 2.04g/s 空燃比 62
 (5)燃焼流量 2.15g/s 空燃比 58

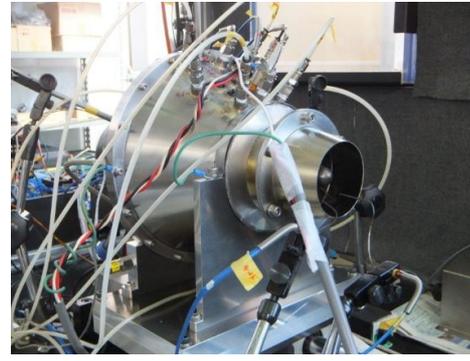
図8 空気流量 128g/s 燃焼写真

旋廻・急加速アニュラ型燃焼器

この燃焼器を組み込んだ燃焼実験はまだ行っていません．蒸発管付きアニュラ型燃焼器の，振動燃焼特性を調べるのに時間を取られてしまいました．今後，可視化燃焼実験装置に組み込み，火炎安定性を追求したいと考えています．



側面



後面

図9 旋廻・急加速型燃焼器を搭載した新型エンジン(NSP製)

図9は、NSPで製作した旋廻・急加速型燃焼器を搭載した新型ジェットエンジンの側面図と後面図である。設計は終わり製作、試運転を行い種々のデータを採取している。今後、当研究で採取したデータ等を反映させたいと考えている。

4-3. 研究のまとめ

本研究では、蒸発管付きアニュラ型燃焼器の解析と旋廻・急加速型アニュラ燃焼器の数値解析を行い、次のような知見を得た。

マイクロガスタービン用蒸発管付きアニュラ型燃焼器について

- (1). 燃料流量が多いほど、または燃料粒径が小さいほど燃焼効率が高くなる。燃焼実験においても数値解析と同様に、燃料流量が多くなると燃焼効率が高くなる。
- (2). 燃料が蒸発管の内壁に衝突して微粒化することにより、燃焼が促進され燃焼効率が高くなる。この時、蒸発管内部を流れる空気の流速や、燃料の噴射速度が大きいほど燃料は微粒化しやすくなる。
- (3). 燃料が蒸発管の内壁に衝突して微粒化することにより、燃焼が促進され燃焼効率が高くなる。この時、蒸発管内部を流れる空気の流速や燃料の噴射速度が大きいほど燃料は微粒化しやすくなる。

旋廻・急加速アニュラ型燃焼器について

- (1). 旋廻・急加速アニュラ型燃焼器の三次元数値解析を行い、数値解析ソフトウェアの構築と、液体燃料の蒸発と燃焼を伴う熱流体場の解析を可能とした。
- (2). 条件によっては円長管内部でも温度が上昇し、燃料が蒸発しやすくなる。

本研究では蒸発管付きアニュラ型燃焼器内の火炎安定性と振動燃焼等について実験的に研究を行い、次のような知見を得た。

- (1). 完全燃焼条件や失火条件等を知ることが出来た。
- (2). 振動燃焼に関して、燃料流量 1.75g/s 以上で特に強く発生していることが確認された。また、振動燃焼発生時の空気流量 130g/s 以上となっていることも明らかになった。
- (3). 振動燃焼の発生が確認できた場所は輝炎燃焼が発生した場所であり、火炎が安定する完全燃焼では燃焼振動が発生しないことが明らかになった。

謝辞

本研究を遂行するにあたり、日本学術振興会「科学研究費助成事業 基盤研究C」を頂き、進めることが出来ました。また、データ採取に実験室等を貸与していただきました YSEC 株式会社様、研究分担者の松原幸治教授、お手伝いをして頂きました大学院生の津金亘輝君、町田健太君に厚くお礼を申し上げます。

<参考文献>

- 松原幸治 他、「超小型ガスタービンの研究開発と産業応用」2018年7月、
日本ガスタービン学会誌 Vol146.P62～P64
八幡和典、「蒸発管付きアニュラ型燃焼器の数値シミュレーション」平成30年度修士論文
町田健太、「超小型航空用ガスタービンのアニュラ型燃焼器に関する実験的研究」令和元年度
卒業論文

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 0件／うち国際共著 0件／うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 八幡和典, 松原幸治, 松平雄策, 小式澤広之, 阿部和幸	4. 巻 -
2. 論文標題 マイクロガスタービン用アニュラ型燃焼器の可視化と数値解析	5. 発行年 2017年
3. 雑誌名 第45回 日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集	6. 最初と最後の頁 135-140
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) なし	査読の有無 無
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 松原幸治, 平元和彦, 松平雄策, 小式澤広之, 阿部和幸, 岩田拓也, 深谷清之, 入交昭一郎	4. 巻 46
2. 論文標題 超小型ガスタービンの研究開発と産業応用	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 日本ガスタービン学会誌	6. 最初と最後の頁 62-64
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) なし	査読の有無 無
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計5件（うち招待講演 0件／うち国際学会 0件）

1. 発表者名 八幡和典, 前田義貴, 飯吉徹, 仲俣良介, 松平雄策, 松原幸治, 小式澤広之, 阿部和幸
2. 発表標題 超小型ガスタービンのためのアニュラ型燃焼器の研究
3. 学会等名 日本ガスタービン学会
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 八幡和典, 松原幸治, 松平雄策, 小式澤広之, 阿部和幸
2. 発表標題 マイクロガスタービン用アニュラ型燃焼器の可視化と数値解析
3. 学会等名 日本ガスタービン学会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 飯吉徹, 荻原信志, 松原幸治, 松平雄策, 小式澤広之, 阿部和幸
2. 発表標題 マイクロガスタービン用アニュラ型燃焼器の実験的研究
3. 学会等名 日本機械学会北陸信越支部
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 前田義貴, 松原幸治, 松平雄策, 小式澤広之, 阿部和幸
2. 発表標題 無人航空機用マイクロガスタービンの燃焼排出物に関する実験的研究
3. 学会等名 日本機械学会北陸信越支部
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 津金巨輝, 飯吉徹, 松平雄策, 松原幸治, 小式澤広之, 阿部和幸
2. 発表標題 蒸発管付きアニュラ型燃焼器内の火災安定性と振動特性
3. 学会等名 日本ガスタービン学会
4. 発表年 2019年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	松原 幸治 (Matsubara Koji) (20283004)	新潟大学・自然科学系・教授 (13101)	