

小型ガスタービン試作機の燃焼器の改良及び運転に関する研究

Improvement of Combustor for Operation of Small Prototype Gas Turbine

知能機械システム工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1215032 水野 佑樹

1. 緒言

ガスタービンは、小型で高出力であるという利点から、航空用エンジンだけでなく、船舶用エンジンや発電など、幅広い分野で利用されている。近年、多くの分野において環境適合性への要求が高まっている中、航空の分野においても、ジェットエンジンから排出される NOx の低減や、CO₂ の削減などが急務の課題となっている。

本研究室では、代替燃料やサイクル性能向上など、ジェットエンジンの環境適合性に関する研究の基礎として、自動車用のターボチャージャーと燃焼器で構成された小型ガスタービン試作機の運転試験を開始した。運転時の圧力、温度などの基礎データの取得を目指しており、本研究室での過去の研究⁽¹⁾⁽²⁾において、計測環境の整備や燃焼器の設計が行われ、当初より良好な運転状態に近づいたが、まだ自立運転が達成できておらず、迅速に解決すべき課題となっている。

本研究では、小型ガスタービン試作機の自立運転の達成および基礎データの取得に向け、最適な運転条件の検討、更なる燃焼器の改良、燃焼試験および運転試験を行うことを目的とした。

2. 小型ガスタービン試作機の概要

小型ガスタービン試作機を図1に示す。本試作機は、自動車用のターボチャージャーに燃焼器を組み合わせたものである。ターボチャージャーは遠心圧縮機とラジアルタービンから構成されており、これに自作の燃焼器を取り付けることによって、圧縮機・燃焼器・タービンの3つの要素を持ったガスタービンとなる。燃料はLPガスを用いる。空気は、圧縮機入口より流入し、圧縮機の仕事によって圧縮される。その後、圧縮された空気はダクトを通して燃焼器外筒側面より燃焼器に流入し、燃料のLPガスと混ぜられ、点火プラグにより着火し燃焼する。燃焼器内で高温、高圧となった燃焼ガスはタービンへと導かれる。本試作機の主な仕様を表1に示す。

3. 先行研究

昨年度、安定した燃焼の実現による自立運転の達成のため、燃焼器の設計が行われた。燃焼器内部流れのコールドフロー解析⁽³⁾を用い、燃焼器ライナを設計・製作した。設計・製作した燃焼器のライナを図2に示す。ライナには3種類の孔が設けられている。スワラー効果を狙った孔（スワラー孔）、冷却用空気孔、燃焼用空気孔である。スワラー孔は半径方向から30°傾け、旋回流を作ることを狙った。さらに、空気孔にスリーブを上下に設けることで孔から流入してくる空気同士を衝突させ、燃料をライナ内に閉じ込め、保炎させる事を狙った。この改良においては、燃料の滞留時間を長くすることを狙った。

次に、このライナを用いて、運転試験を行った。この試験ではエアークOMPRESSOR 2台を用いて圧縮空気を試作機の圧縮機入口に吹き込み、始動を行った。その結果を図3に示す。横軸は経過時間、縦軸は温度と回転数を示している。燃

焼器内上流温度はライナ内のスワラー孔付近、燃焼器内下流温度はライナ出口付近の温度である。290sec付近で点火し、温度が急激に上昇した。各温度を見ると、タービン出口温度よりも燃焼器内下流温度の方が高いため、燃焼器内で完全燃焼していると考えられる。そして、350sec付近からエアークOMPRESSORの流量を徐々に絞り、自立運転を試みたが、流量を絞ると同時に回転数も減少し、約4000rpmまで回転数が下がった直後に圧縮機・タービンの回転が停止した。結果として、自立運転は達成できなかった。

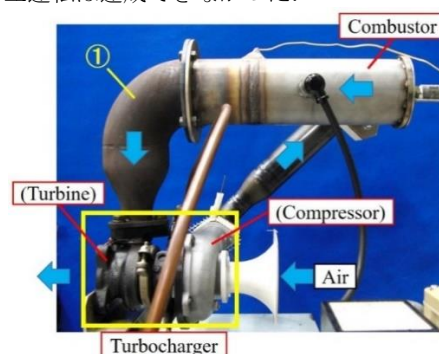


Fig. 1 Small prototype gas turbine

Table 1 Specification of prototype gas turbine

Prototype Gas Turbine	Depth length [mm]	500
	Width [mm]	405
	Height [mm]	610
	Fuel	LPG
Centrifugal Compressor	Number of Blades	8
	Diameter [mm]	38
Radial Turbine	Number of Blades	9
	Diameter [mm]	35

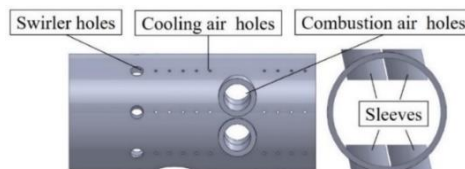


Fig. 2 Combustion liner (base)

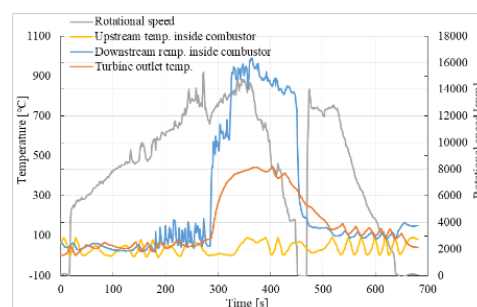


Fig. 3 Autonomous operation test

4. 燃焼試験

エンジン運転試験で、自立運転できなかった原因の一つとして、燃焼器内での燃焼が断続的となっていたり、部分的な燃焼となっていたりすることで、タービンが圧縮機を回すだけの仕事を作り出せていない可能性があると考え、燃焼器内部の火炎の観察³⁾を行った。

本実験では、燃焼器とタービンを接続する流路 (図 1①) を取り外し、燃焼器内を観察できるようにした。大まかな実験方法としては、A：圧縮機入口へ強制的に空気を吹き込む方法、B：タービン入口へ空気を吹き込むことにより、圧縮機が空気を吸い込む方法、の 2 つの方法で行った。また、空気の吹き込みには吐出空気流量を調整可能なブロワ (makita UB1103) を用いた。実験中はブロワの出力は固定し、燃焼器内上流温度、燃焼器内下流温度、燃焼器出口温度、圧縮機出口全圧、圧縮機出口静圧、燃料流量を計測した。回転数は B の実験のみ計測した。各温度の計測には K 型熱電対を用いた。着火後、燃料流量を調整し、0.1~0.9 程度の当量比の火炎を観察した。空気流量は、圧縮機出口の全圧と静圧の値から動圧を求め計算した。空気の密度 $\rho=1.2$ [kg/m³] とした。

燃焼器内圧力損失 λ [%] は、式(1)により求めた。P₂：圧縮機出口全圧 [Pa]、P₃：燃焼器出口全圧 [Pa] である。

$$\lambda = \frac{(P_2 - P_3)}{P_2} \times 100 \quad (1)$$

図 4 に燃焼試験の際の火炎の様子を示す。図上部と左部にあるのは温度計測のための熱電対である。

今回行った燃焼試験の結果、同じ当量比であっても燃焼の仕方や外筒後流の火炎の様子が異なっていた現象が見られた。当量比を徐々に増やしていく場合の火炎では、燃焼器内で燃焼できていると推測できるが、当量比を 1.0 または 0.9 程度から徐々に減らしていく場合の火炎では、空気孔より下流での燃焼となっていると推測される。このことから、燃焼火炎は当量比の変化の履歴に影響される可能性が高く、空気流量が多いと保炎ができないことが分かった。さらに、火炎が燃焼器内に収まっていた際の燃焼器内圧力損失が最も高くなっていたことから、圧力損失が多少高い方が安定した燃焼が行える可能性があると考えた。

5. ライナの設計・製作

5.1. ライナの設計点

燃焼試験の結果を踏まえ、更なる燃焼器の改良を行うこととした。今回の設計の目標は、燃焼器内圧力損失の上昇、燃料の滞留時間の増加、ライナ内の燃料濃度の考慮、の 3 点とした。また、今回の改良では、運転条件が大きく異なってしまった場合でも対応ができるよう、2 種類のライナを設計した。本研究では、それぞれライナ 1、ライナ 2 と呼ぶ。図 5 にサイクル計算により算出した自立運転可能となる点での圧力損失と回転数の関係を示す。例えば、当量比 $\phi=0.4$ 、40000rpm の時、圧力損失 2% までは理論上は自立運転可能である。更に図中には、今回のライナの設計点をプロットしている。

ライナ 1 については、一般的なジェットエンジンの燃焼器内圧力損失は 5% 程度である⁶⁾ ため、今回はこれを基準に考え、圧力損失 5% を目標とした。また、現在の計測環境、材料、燃焼温度を考慮すると、 $\phi=0.6$ が限界であると考え、設計点を回転数 55000rpm、 $\phi=0.6$ とした。

ライナ 2 については、回転数を重視して設計点を決めた。これまでのガスタービン試作機の運転試験では、回転数は最高で約 30000rpm となっている。そのため、目標値は現実的な値として 40000rpm とした。圧力損失に関しては、本試作機にとって適切な値は未知であるため、それを探るためにも今回はライナ 1 より小さい 2% とした。また、当量比にも余

裕を持たせ、 $\phi=0.4$ とした。

5.2. ライナ開口面積の概算

圧力損失を設計点に満足させるため、まずはライナの開口面積を概算した。圧力損失と有効開口面積の関係は文献(4)に基づくと次のように表される。

$$A = \frac{m_h}{P_2} \sqrt{\frac{RT_2}{2 \frac{\lambda}{100}}} \quad (2)$$

ここで、A：有効開口面積 [m²]、m_h：孔を通る流量 [kg/s]、P₂：燃焼器入口全圧 [Pa]、T₂：燃焼器入口温度 [K]、 λ ：圧力損失 [%] である。圧縮機の数値から算出した流量、圧力、温度を式(2)に用いると、圧力損失とライナ有効開口面積の関係は図 6 のようになる。設計点付近の値を見ると、55000rpm、 $\lambda=5\%$ の条件を満たすには、ライナ開口面積はおおよそ 320mm² が適切であると考えられる。また、40000rpm、 $\lambda=2\%$ の条件を満たすには、開口面積はおおよそ 380mm² が適切であると考えられる。

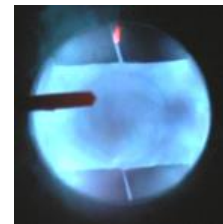


Fig. 4 Combustion test

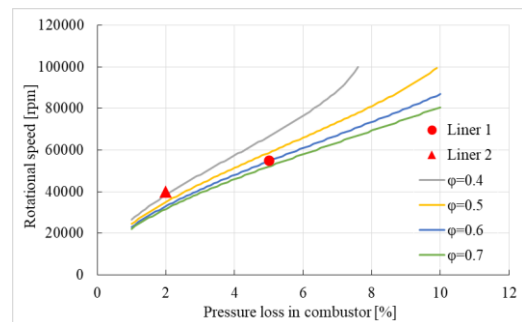


Fig. 5 Design point of liner

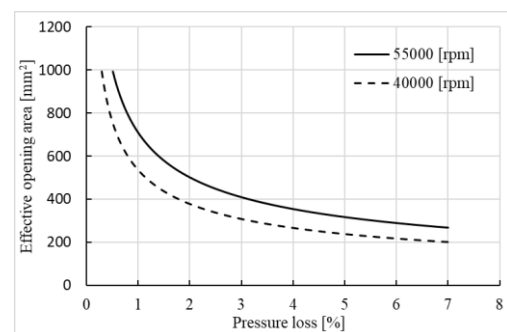


Fig. 6 Effective opening area and pressure loss

5.3. ライナ 1 の設計

次に、SolidWorks Flow Simulation を用い、燃焼は考慮せず空気と燃料の流れのみを考慮したコールドフロー解析を行った。メッシュ数は約 140 万メッシュ、乱流モデルは k-ε モデルを用いた。また、本研究では空気とプロパンの混合気体での解析を行った。これにより局所的に当量比が変化する様子を評価することが可能である。境界条件の物理量は、圧縮機の数値から求めた。様々なスワロー孔径、空気孔径の組み合わせで解析を行った結果、滞留時間と圧力損失の点

から、孔の大きさは、スワラー孔 $\phi 3\text{mm}$ 、空気孔 $\phi 7.5\text{mm}$ が最適であると考えた。次に、空気孔の位置 3 パターンを比較し検討した。空気孔の位置が先行研究で設計されたライナ (base) と同じものをライナ 1-A、空気孔同士を 1mm ずつ近づけたものをライナ 1-B、空気孔同士をできるだけ遠ざけたものをライナ 1-C とした。図 7 にそれぞれのライナを下流側から見たものを示す。これら 3 種類のライナの圧力損失、ライナ内当量比、燃料の滞留時間を比較した。表 2 に各ライナの仕様と燃焼器内圧力損失を示す。圧力損失は、設計点に近い順から、ライナ 1-B、1-C、1-A となった。次に、燃料の滞留時間の比較を示す。滞留時間は、図 8 に示すようにライナ内の上流側の壁を 0mm 、ライナ出口を 81mm として流れ方向座標をとり、燃料管から出た燃料粒子がライナ出口に達するまでの時間を比較した。各ライナの滞留時間の比較を図 9 に示す。3 種類のライナを比較すると、1-C が最も滞留時間が長い傾向にあり、ライナ内部での燃料の循環も活発なことが分かった。さらに、スワラー孔、点火プラグ位置、空気孔手前の 3 つの断面 (図 12) における当量比の平均値を比較すると図 13 のようになり、全体的に base より当量比は低くなった。一般的には、ライナ上流から空気孔までの当量比は $1.2 \sim 1.6$ とされている⁶⁾。スワラー孔は燃料ノズルに近いところにあり、必然的に当量比が増加してしまうため、この影響を考慮し点火プラグから空気孔手前までの当量比のみで比較すると、1-A、1-C が平均的には $\phi=1.5$ 前後となった。以上より、ライナ 1 に関しては「1-C」を製作することとした。

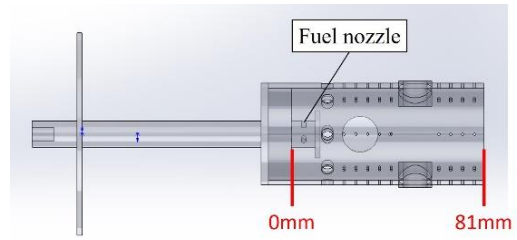


Fig. 8 Position of coordinates

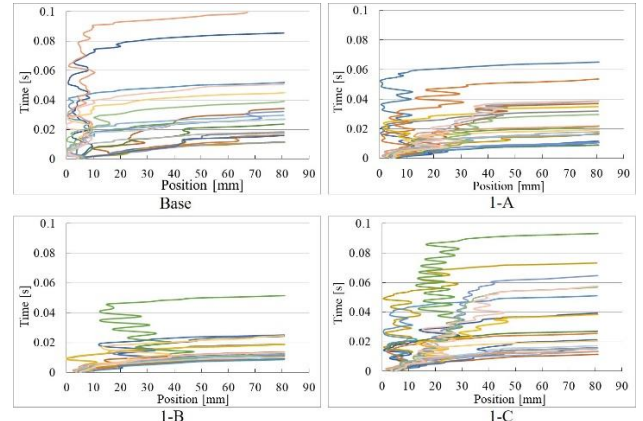


Fig. 9 Comparison of residence time about liner 1

5.4. ライナ 2 の設計

ライナ 2 に関してもライナ 1 の設計と同じ手法で設計を行った。圧力損失と滞留時間の観点から、スワラー孔 3.7mm 、空気孔 8mm に決定した。ライナ 1 の設計時と同じように空気孔の位置を 3 パターン決め、それぞれ比較した。各ライナを図 10 に示す。空気孔の位置がライナ (base) と同じものをライナ 2-A、空気孔同士を 1mm ずつ近づけたものをライナ 2-B、空気孔同士を遠ざけたものをライナ 2-C とした。表 3 に各ライナの仕様と燃焼器内圧力損失を示す。圧力損失は、設計点に近い順から、ライナ 2-A、2-B、2-C となった。次に、各ライナの滞留時間の比較を図 11 に示す。ライナ 2-A が最も滞留時間が長い傾向にあり、燃料の循環も活発であることが分かった。また、ライナ 1 と同様に当量比の平均値を比較すると、図 14 のようになり、プラグから空気孔手前までの当量比に大きな差はなかった。以上より、ライナ 2-A を製作することとした。

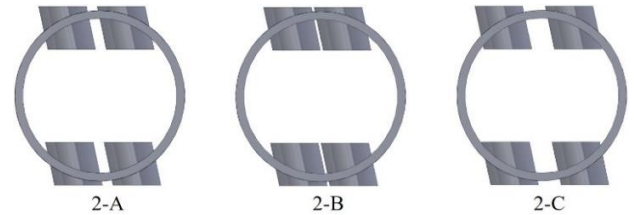


Fig. 10 Liner model (2-A,B,C)

Table 3 Liner specification and pressure loss (2)

Case	Swirler holes [mm]	Combustion air holes [mm]	Opening area [mm^2]	Pressure loss [%]
base	4.8	10	535.1	1.06
2-A	3.7	8	363.3	1.94
2-B	3.7	8	363.3	1.92
2-C	3.7	8	363.3	1.85

5.5. ライナの製作

以上で 2 種類のライナの設計が完了した。製作したライナ 1 およびライナ 2 を図 15 に示す。

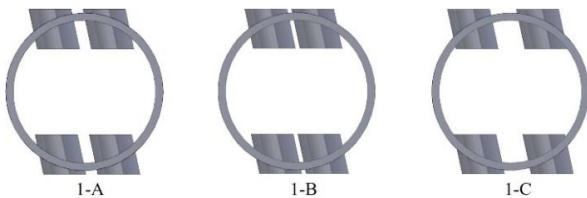


Fig. 7 Liner model (1-A,B,C)

Table 2 Liner specification and pressure loss (1)

Case	Swirler holes [mm]	Combustion air holes [mm]	Opening area [mm^2]	Pressure loss [%]
base	4.8	10	535.1	1.26
1-A	3	7.5	309.5	4.37
1-B	3	7.5	309.5	4.55
1-C	3	7.5	309.5	4.49

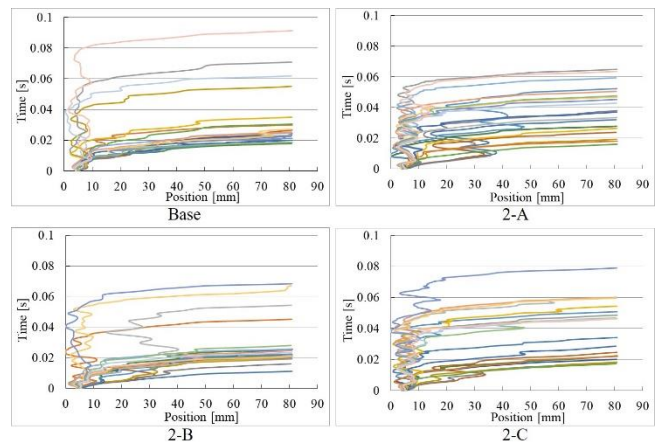


Fig. 11 Comparison of residence time about liner 2

6. 新ライナを用いた燃焼試験

新たに製作した2つのライナを用いて、燃焼試験を行った。本実験では圧縮機入口からブロワで空気を送り込み、着火・保炎の確認を行った。ライナ1においては、空気流量0.0053[kg/s]の時は保炎が確認できたが、着火時の当量比が約1.3と非常に過濃であり、さらに、空気流量を増加させると、燃料流量計の測定限界($\phi=0.62$)まで燃料を増やしても着火しなかった。この原因としては、圧損の増加により空気のライナ流入速度が増加したことで、点火プラグとライナの隙間からも高速な空気が流入し、点火プラグのスパークと混合気との着火を妨げていたことが考えられる。また、ライナ2においては、設計点の流量よりも多い0.02[kg/s]の空気流量であってもライナ内での保炎を確認できた。

7. 新ライナを用いた運転試験

次に、運転試験を行った。今回は、始動時の圧力と空気流量を増加させるためにブロワを用いて始動を行った。また、新たな計測点として、タービン入口温度を追加した。ライナ1に関しては、着火が困難であったため、ここではライナ2についてのみ記述する。試験結果を図16に示す。経過時間240sec付近で着火し、温度、回転数、空気流量、圧力が上昇した。回転数は先行研究での運転試験の時より約8000rpm高い約38000rpmとなり、始動時の圧力も先行研究での運転試験の時よりもマノメータ計測で約5000Pa高い5400Paを記録した。さらに、始動後は最高で約8400Paまで上昇した。空気流量については4節、燃焼試験と同様の方法で算出している。空気流量と燃料流量から算出した着火時の当量比はおおよそ0.3であった。着火後は、自立運転への移行を試みるため、ブロワを少しずつ圧縮機入口から遠ざけたが、それに伴い回転数、空気流量、圧力が減少し、自立運転には至らなかった。原因としては、燃焼器内圧力損失の過大または過小が考えられる。損失過大の場合、燃焼に伴う圧力損失の増大によって、損失分のタービン仕事が減少し、比出力が負になってしまったと推測される。逆に、損失過小の場合、燃焼によって膨張したガスが上流側に逆流してしまい、タービン流入速度が下がることで、タービン仕事が減少したと推測される。正確な圧力損失は燃焼解析を行う、または運転試験時に燃焼器出口全圧を測定することで求めることができるが、現在の環境では難しい。

しかしながら、回転数をさらに増加させることができれば、タービン仕事の増加につながるため、上記の2つの問題を解決でき、自立運転が可能となると考える。

8. 結言

小型ガスタービン試作機の自立運転および基礎データの取得のため、燃焼器の改良・設計、燃焼試験、運転試験を行った。以下に結論をまとめる。

- (1) 混合気体でのコールドフロー解析により、滞留時間および圧力損失の定性的増加、ライナ内当量比の最適化を狙ったライナ設計が可能となった。
- (2) 燃焼試験にてライナの着火・保炎の確認を行い、ライナ2において従来のライナより多い空気流量での保炎、圧力損失の増加が確認できた。
- (3) ライナ2を用い、ブロワによる吸気補助有りでの運転試験を行い、従来より大幅に回転数・圧縮機出口全圧を増加させることができ、ブロワの有効性を確認できた。
- (4) 運転試験において、ブロワを少しずつ圧縮機入口から遠ざけ、自立運転への移行を試みたが成功しなかった。原因としては、圧力損失が本試作機に対して大きすぎる、または小さすぎることでタービン仕事が不足していることが考えられる。

- (5) 吸気の補助を得ながらも、温度、流量、圧力などの多くの基礎データの取得が可能となった。

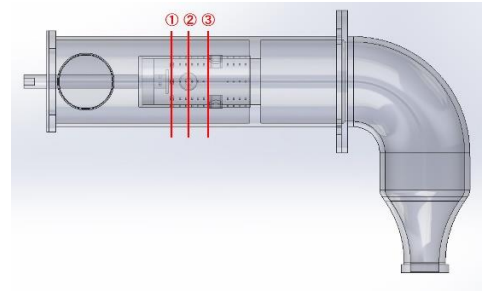


Fig. 12 Position No.

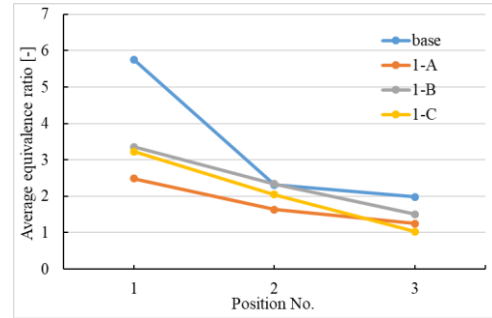


Fig. 13 Comparison of average equivalence ratio in liner 1

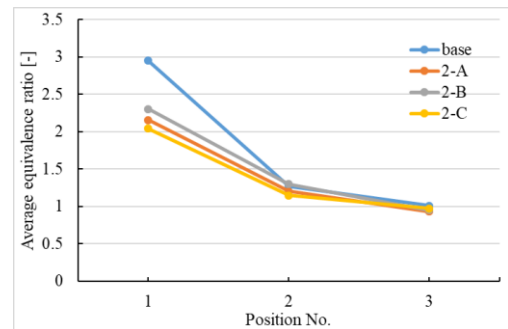


Fig. 14 Comparison of average equivalence ratio in liner 2

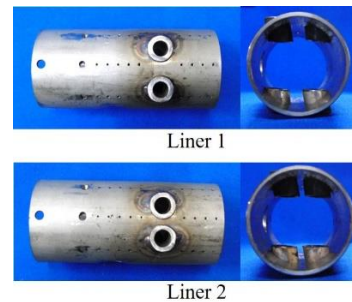


Fig. 15 Produced liner

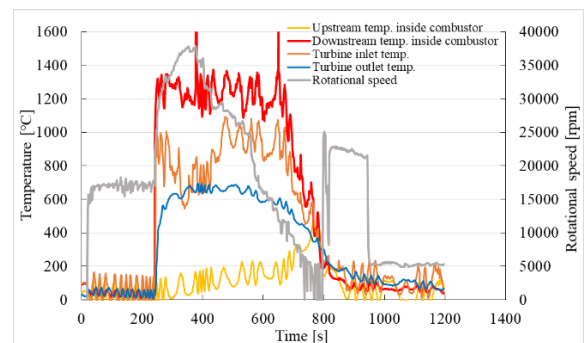


Fig. 16 Autonomous operation test (Liner 2)

文献

- (1) 宮城喜一, 河端恭平, 水野佑樹, 野崎理, 筒井康賢, 小型ガスタービン試験装置の試作について, 第45回日本ガスタービン学会定期講演会 講演論文集 (2017), pp. 171-176.
- (2) 宮城喜一, 小型ガスタービン試作機用燃焼器の設計に関する研究, 高知工科大学 修士学位論文 (2017).
- (3) 水野佑樹, 宮城喜一, 岩間輝佳, 野崎理, 筒井康賢, 小型ガスタービン試作機の改良, 第46回日本ガスタービン学会定期講演会 講演論文集 (2018), C-16.
- (4) Lefebvre, A. H., and Ballal, D. R., GAS TURBINE COMBUSTION, 3rd Edition, Taylor & Francis, Boca Raton, FL (2010), pp. 120-122.
- (5) Lefebvre, A. H., and Ballal, D. R., GAS TURBINE COMBUSTION, 3rd Edition, Taylor & Francis, Boca Raton, FL (2010), pp. 418-419.
- (6) 松岡増二, ジェット・エンジン(構造), 航空機工学講座(7), 日本航空技術協会 (2003), p. 108.
- (7) 牧田光正, 中村直紀, 野崎理, 林光一, 重合格子を用いたコールドフロー数値解析の航空燃焼器設計への適用, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 44, No. 2 (2016) pp. 59-66.