

## GG-ATRエンジンターボ翼素の断熱効率に関する研究

著者	石原 眞優, 湊 亮二郎, 中田 大将, 東野 和幸, 鈴木 竜司, 内海 政春
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2017
ページ	17-23
発行年	2018-09
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009866">http://hdl.handle.net/10258/00009866</a>

# GG-ATR エンジンターボ翼素の断熱効率に関する研究

- 石原 眞優 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)
- 湊 亮二郎 (航空宇宙システム工学ユニット 助教)
- 中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 助教)
- 東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 特任教授)
- 鈴木 竜司 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)
- 内海 政春 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

## 1. はじめに

近年、観測衛星の打上や宇宙利用ビジネスが推進されており、宇宙空間の利用・開発が活性化している[1][2]。この背景を踏まえて、室蘭工業大学航空宇宙機システムセンターでは、従来の宇宙輸送機が抱える製造運用コストや環境適合性といった課題に対する新たな技術として、再使用型宇宙往還機(RLV)の研究開発を行ってきた。推進エンジンとして採用されたガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェットエンジン(Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet, GG-ATR)はこれまでにGN<sub>2</sub>ガス駆動による冷走試験を実施してきた。2017年度はGHeガス駆動による定格回転数(58000[rpm])でのデータ取得を目指した冷走試験を実施し、CFDの結果も用いて圧縮機やタービンの作動特性および空力性能の把握と評価を試みたので、ここに報告する。

## 2. 冷走試験について

冷走試験はこれまでに計69回行った。GN<sub>2</sub>を用いた際の最大回転数は約43000[rpm]、GHeを用いた際の最大回転数は56000[rpm]であった。図1に試験装置の概要図を示す。REG1はドームレギュレータである。冷走試験時に燃焼器は装着しておらず、タービン出口は大気開放となっており、圧縮機出口は実験条件に応じてオリフィスにより流路を絞っている。また、図2に試験装置の計測系概要図を示す。計測システムとしてNATIONAL INSTRUMENTSのLabVIEWを使用して計測および収録を行っている。

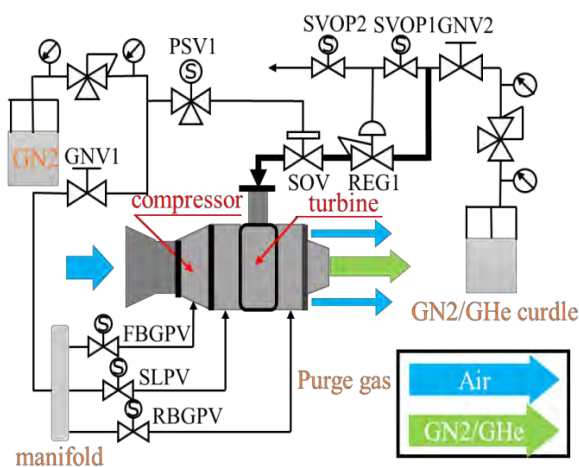


図1 冷走試験概要図

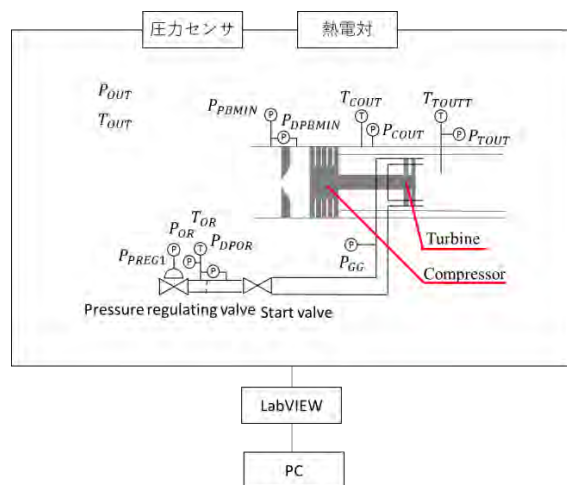


図2 計測系概要図

### 3. 圧縮機について

試験回数 69 回のうち、56 回はベルマウス内にある防塵用金網を装着したことにより、チョークが発生して空気流量を目標量まで捕獲できなかった。57 回目以降の結果を図 3 に示す。実線で示してあるものが CFD 解析結果、三角形で示してあるものが各回転数での試験結果である。白抜き赤丸で囲まれている点が設計点である。CFD 結果と試験結果の P-Q マップは、ほぼ一致していることが分かる。試験結果よりオリフィスエリア比 45[%]で設計点 3.47[kg/s]での圧力比を推算すると、1.97[-]となる。設計点 2.28[-]にするには、冷走試験の際に圧縮機出口オリフィスエリア比を 45[%]未満にする必要があると考えられる。しかし、今までの冷走試験では 40000[rpm]付近でもオリフィスエリア比を 45[%]未満で行っていないため、サージ領域に入るかは未確認である。また、図 4 に試験結果と CFD 結果より求めた圧縮機断熱効率を示す。実線で示してあるものが CFD 結果であり、三角形のプロットが冷走試験結果である。冷走試験結果より、最高効率は 78.1[%]であることが分かる。設計点は 78.1[%]なので、目標に達する性能が得られたことが分かる。次に、試験結果と CFD 解析結果を比較すると、総じて CFD < Exp. という傾向が見られる。通常は CFD で考慮されない様々な損失のために EXP. < CFD となるため、両者の効率差について検討を行う必要があることが分かった。

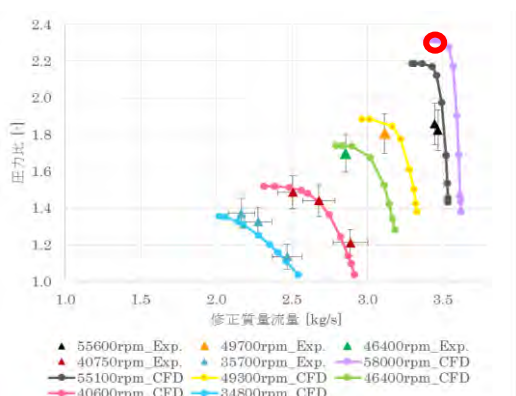


図 3 圧縮機 P-Q マップ

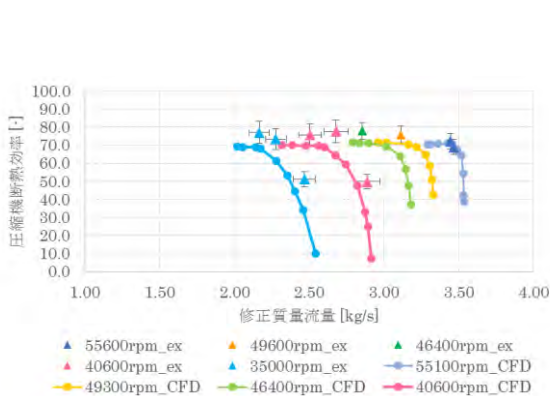


図 4 圧縮機断熱効率

さらに、CFD によるコンター図を、図 5(34800[rpm])および図 6(40600[rpm])に示す。各回転速度での修正流量はそれぞれ 2.058, 2.387[kg/s]であり、揚程特性における右下がり勾配の領域よりも小流量側の条件である。回転速度 70 %でのチップ周速は 319.8[m/s]であるが、インペラ入口部でのスパン 70 [%]の位置には、マッハ数 1 を超えて弱いながらも衝撃波の発生がみられる。図 6 より、損失発生が顕著となる領域として翼前縁部と翼端部が挙げられる。前者は図 5 に対応した衝撃波によるものであり、後者は翼端漏れ流れによるものである。今回解析を行った条件は、S-A 乱流モデルであり、剥離を過大評価するというデメリットがある。そのため、効率を求める際、損失を大きく評価してしまい、実際よりも低い値が出たのではないかと考えられる。今後乱流モデルの評価を実施する必要がある。

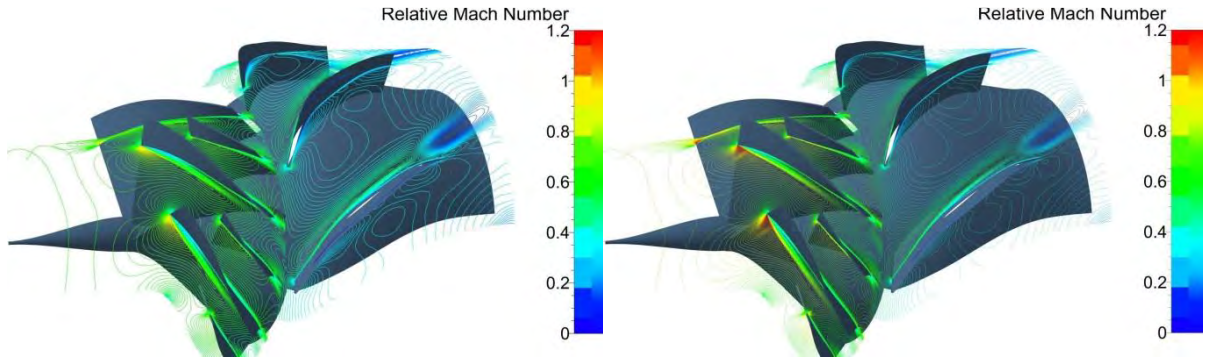


図5 マッハ数分布 N=60%(左), 70%(右)

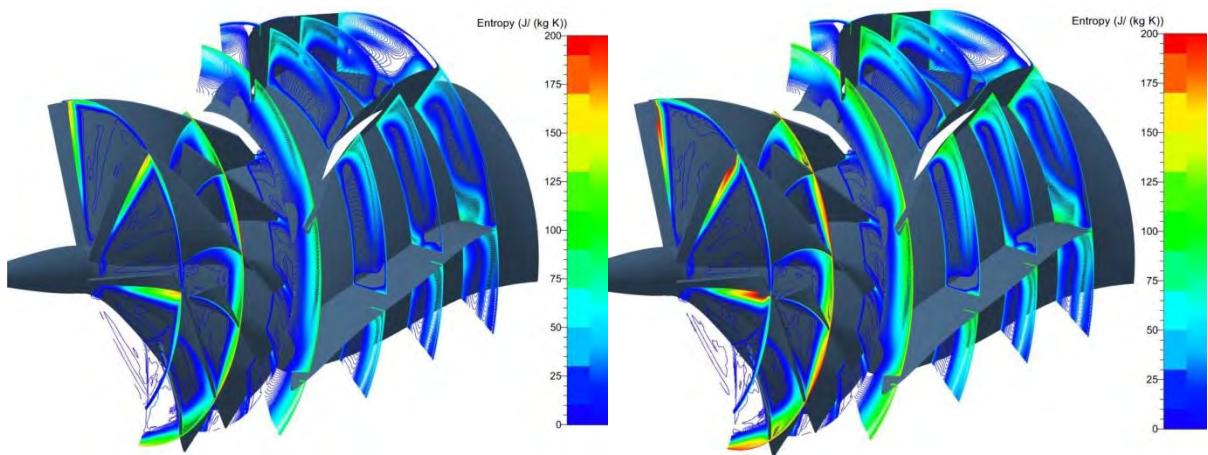


図6 エントロピー分布 N=60%(左), 70%(右)

#### 4. タービンについて

##### 4-1. 試験結果について

タービン断熱効率の結果を図7と図8に示す. 図7から最高効率が60[%]程度であり, 設計点の65[%]に達していないことが分かるが, 図8に示すGHeを用いた高回転数試験では65[%]に達していることが分かる. しかし, 55100[rpm]付近で36[%]と70[%]の差があり, タービン断熱効率のばらつく結果となった. そこで, タービン断熱効率のばらつきについて考察した.

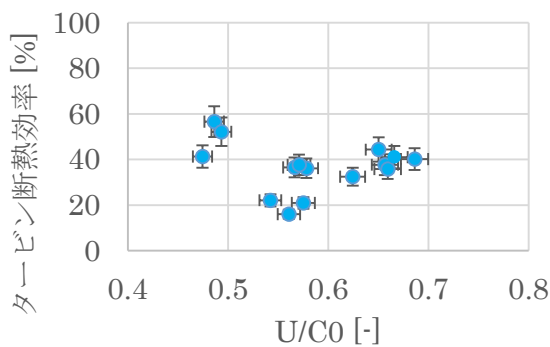


図7 GN<sub>2</sub>試験時のタービン断熱効率

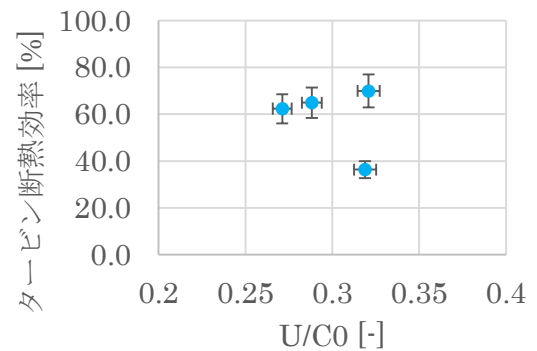


図8 GHe試験時のタービン断熱効率

#### 4-2. 全体効率による評価

ターボ系翼素の評価指標として、式(1)で表せる試験結果の全体効率を図9に示す。図9の50[%]付近にある試験3回は TCHe68(55400[rpm]), TCHe69(46400[rpm], 49700[rpm])である。図8のタービン断熱効率が65[%]に達しているものと同じであり、圧縮機の影響ではないと推察される。

$$\eta_{total} = \eta_{comp} \times \eta_{turbo} \quad (1)$$

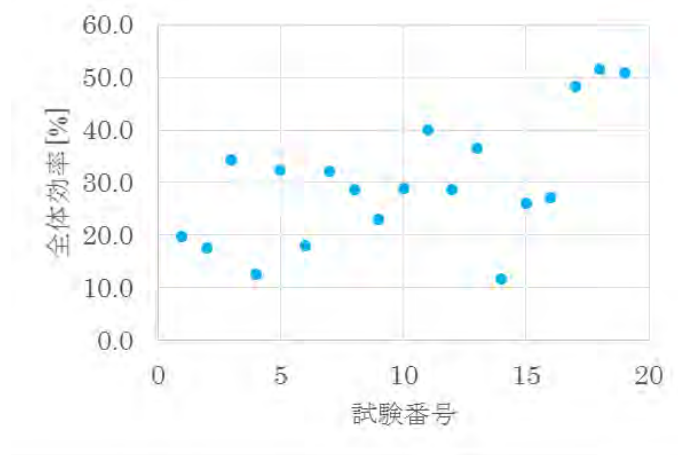


図9 全体効率

TCHe68 および TCHe69 とこれらの試験以前の試験には、タービン出口温度の熱電対差込長さの違いがある。そこで、差込長さによるタービン効率への影響を検討した。図10に熱電対差込長さ変更前後のタービン出口温度の関係を示す。熱電対の差込長さの変更前を1(横軸), 変更後を3(横軸)とした。TCHe67 以前の差込長さは約5[mm]と考えられ、TCHe68 と TCHe69 では約40[mm]とした。熱電対の差込長さ変更前は平均で約226[K], 変更後は平均で約175[K]となっており、その差は約50[K]である。そこで、差込長さの違いによるタービン断熱効率への影響を調べるため、CFD 解析により温度分布を調べた。

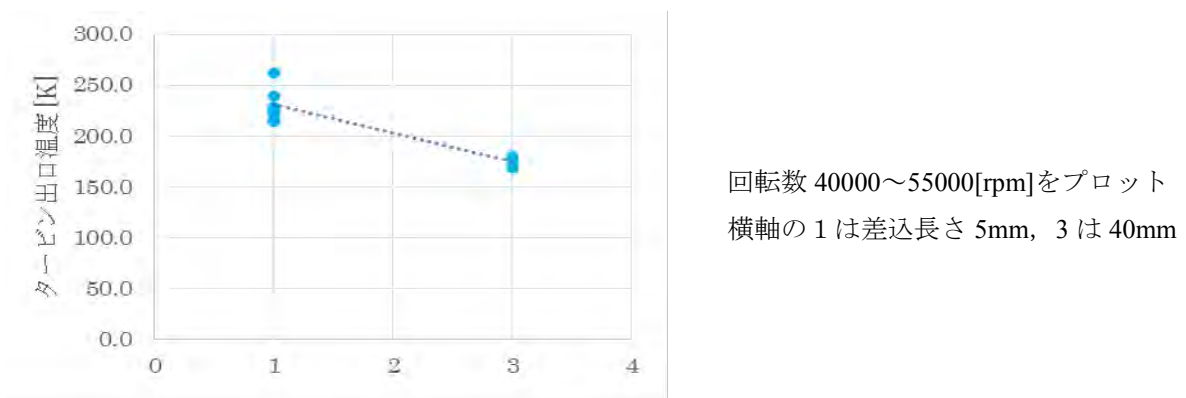


図10 差込長さ変更前後のタービン出口温度の関係

### 4-3. CFD 解析結果

CFD 解析結果の温度分布を図 11 と図 12 に示す. 各図の赤矢印は熱電対の差込長さ方向を表す. 図 11 の①はタービン出口であり, ②と③は, ①からさらにエンジン下流での解析位置を表す. 図 12 より, タービン出口からエンジン下流になるほど, 温度が高くなる傾向があることが分かる. また, 差込長さ 0.005[m]での各位置①~③について比較すると, ①と③で約 16[K]の温度差があることがわかった. 冷走試験における図 10 の 50[K]温度差に関して, 図 12 の CFD 結果から温度と計測場所との関係は以下と推定される.

- ・約 226[K]は壁面から半径方向に 1.25[mm] (差込長さ 5 mm に相当)
- ・約 175[K]はタービン出口にて, 壁面から半径方向に 6.25[mm] (差込長さ 40 mm に相当)

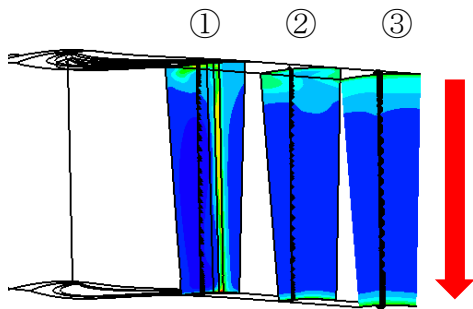


図 11 タービン出口軸方向の解析位置

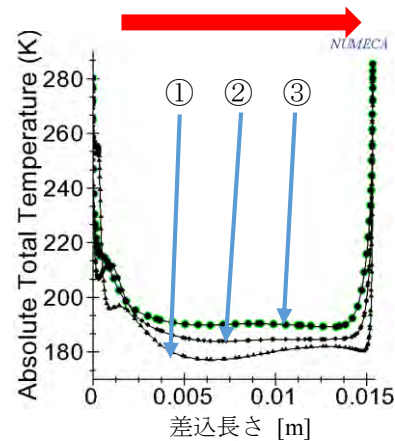


図 12 タービン出口温度と差込長さの関係

よって, 熱電対は変更前と後で図 13 に示すような計測位置になっていたと考えられる.

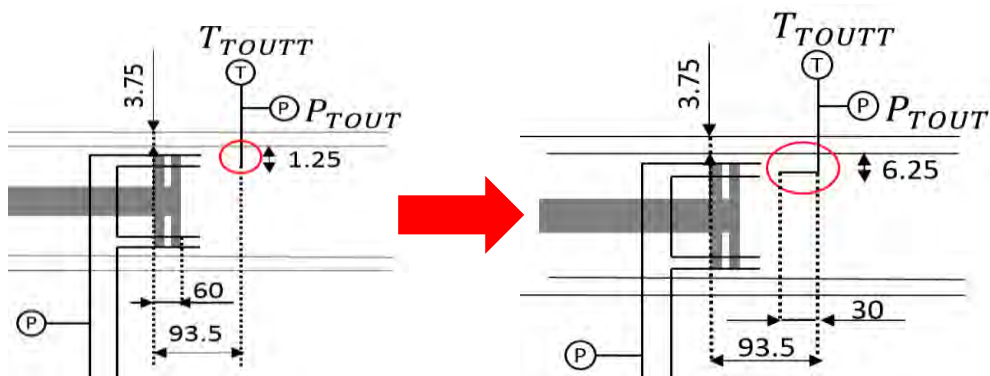


図 13 熱電対の差込位置(左:変更前, 右:変更後)

### 4-4. 解析結果と試験結果の比較

試験結果と CFD 解析結果の比較を図 14 と図 15 に示す. 図 14 から, 差込長さが 5 mm では実験での計測温度が高く, CFD 結果よりも効率が低く算出されることが分かる. 図 15 から, 同一回転数であっても差込長さによって効率が大きく異なることがわかる. また, 同一の差込長さの TCHe68, TCHe69 では, CFD と Exp. の結果がほぼ一致していることがわかる. よって, 差込長さが浅かった試験ではタービン断熱効率が過少評価されており, TCHe68 以降のデータによるタービン断熱効率の方が真値に近いと考えられる.

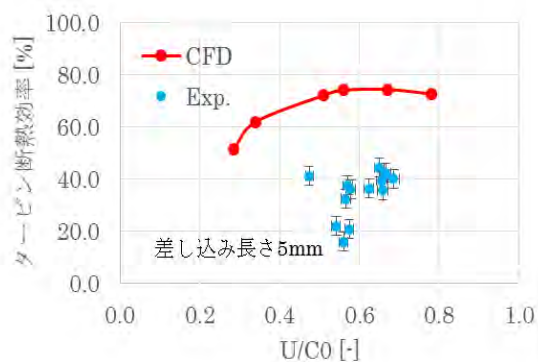


図 14 CFD 解析と冷走試験結果(GN<sub>2</sub>)

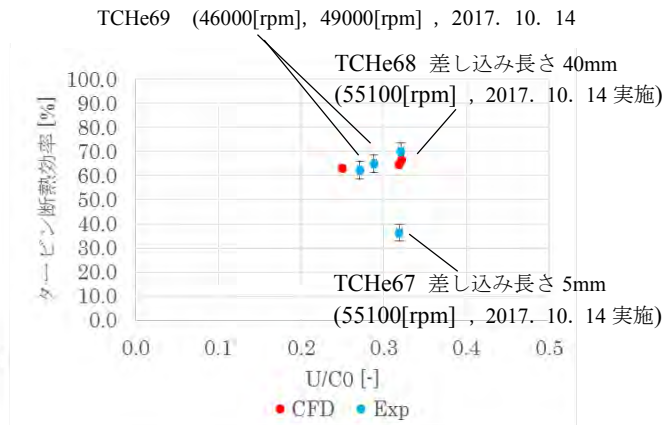


図 15 CFD 解析と冷走試験結果(GHe)

#### 4-5. TCHe68 以前のタービン断熱効率の推定

CFD 解析結果より、熱電対の差込長ささとタービン出口温度の関係を図 16 に示す。また、4[mm]、5[mm]も CFD 解析の結果から参照してプロットした。図 17 に、回転数と温度差(差込長さ 1.25[mm]と 6.25[mm]の差)の関係を示す。図 17 の赤い点線前後の回転数で駆動ガスが異なる。各試験によって、回転数や流量などの試験条件が異なっているため、温度差にばらつきがあるが、ガス種に分けてみれば高回転になるほど温度差は大きくなっている。

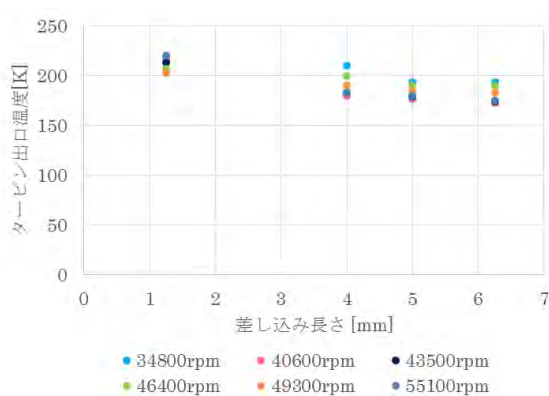


図 16 差込長ささと温度の関係

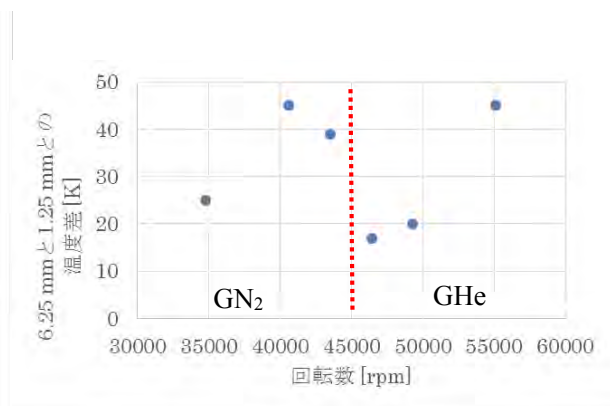


図 17 回転数と差込長さの差

6.25[mm]と 1.25[mm]との温度差を補正して推定したタービン断熱効率の結果を図 18 に示す。図 18 からわかるとおり、温度補正することにより平均で約 30[%]上昇した。30000[rpm]の効率が他の回転数に比べてやや高く出ているが、おおむねタービン断熱効率は 65[%]付近を示しており、ほぼ設計点に近い結果となった。図 19 に温度補正を考慮した全体効率を示す。

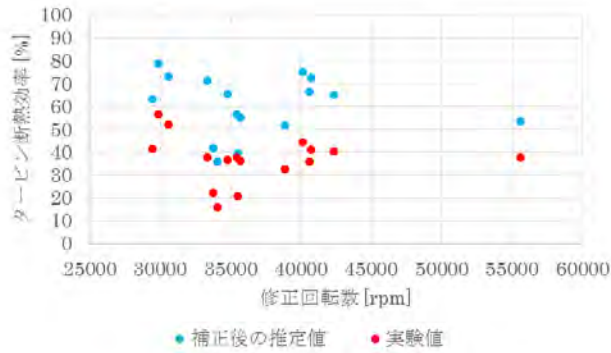


図 18 試験結果の温度補正による断熱効率

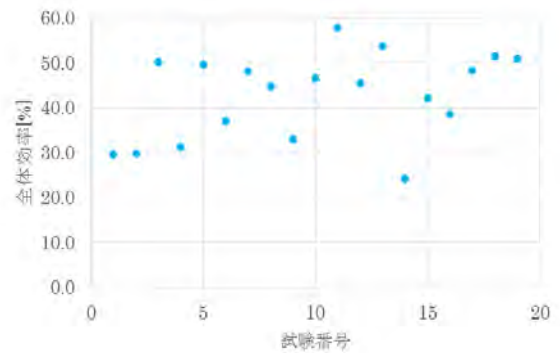


図 19 温度補正した全体効率

図 19 より全体効率が 50[%]付近に近づく傾向になったが、ばらつきがある。図 20 に縦軸に全体効率を、横軸に回転数の図を示す。図 20 から特に 35000[rpm]~40000[rpm]の間の全体効率が大きくばらついている結果となった。その要因の特定は今後の課題である。

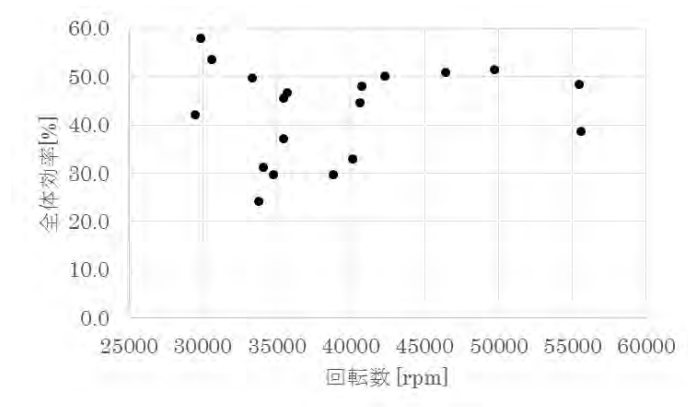


図 20 全体効率と回転数の関係

### 参考文献

- [1] 年次報告書 2016, 国立大学法人室蘭工業大学航空宇宙機システムセンター, (2016), pp. 5-9
- [2] JAXA 宇宙情報センター スペースプレーン, [http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/space\\_plane.html](http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/space_plane.html)