

420 J-850 マイクロガスタービンの性能評価

Characterization of J-850 Micro-Gas Turbine

若森悠平・帝京大学大学院 橋本敬三・帝京大学理工学部

Yuhei Wakamori, Graduate School of Teikyo University, Keizo Hashimoto, School of Science and Engineering Teikyo University

Key Words : *Micro Gas Turbine, Thermodynamics, enthalpy- entropy diagram, ideal thermal efficiency, specific thrust, specific fuel consumption*

J-850 マイクロガスタービンは 2002 年、帝京大学理工学部導入され、9 年間学生実験用設備として利用してきた。ガスタービンの各部からリアルタイムで圧力、温度等を測定し、これをもとに J-850 の性能評価を行った。ガスタービンの熱効率、比推力、燃料消費率を評価した結果、大型のジェットエンジンと比較して、性能面で劣るものの、定量的な性能評価を行うことができた。熱力学を理解するためには、よい教材である。

1. 緒言

帝京大学航空宇宙工学科が材料科学工学科からの改組によって設置されたのは、2001 年であった。航空宇宙工学実験 1, 2 は必修科目として、3 年次生の全員が小人数グループの班に別れて実験実習を行ってきた。航空宇宙工学実験の 1 実験テーマとして、「ジェットエンジンの性能実験」を開講し、10 年近く熱力学の原理を習得する目的で、実施してきた。

2. J-850 マイクロガスタービンの仕様

本実験で使用するジェットエンジンの仕様を表 1 に示す。エンジンは、(株)ソフィアプレジジョン製のマイクロガスタービンである。

表 1 Sophia J-850 ターボジェットエンジンの仕様

| | |
|---------------|-------------------|
| 全重量 | 1.4kg |
| 寸法 | 106×330mm |
| 推力 | 8.0 kgf (max) |
| 最高回転数 | 130000 rpm |
| アイドリング回転数 | 60000~70000 rpm |
| 最高排気温度 | 800 °C |
| フルスロットル排気ガス温度 | 750 °C |
| ロースロットル排気ガス温度 | 550 °C |
| 最大燃料消費量 | 270 cc/min |
| 燃料供給方式 | DC6V ギヤポンプ |
| スロットルコントロール | ECU による回転制御 |
| 潤滑方式 | ECU によるオイルポンプ強制潤滑 |

| | |
|--------|----------------------|
| 点火 | ECU によるグロー点火方式 |
| 燃料タンク | 10 □ |
| オイルタンク | 180~250 cc |
| 始動 | 圧縮空気 |
| 燃料 | 白灯油 70%+ホワイトガソリン 30% |

図 1 にジェットエンジンカットモデルの写真を示す。1 段のコンプレッサー（圧縮機）は遠心圧縮機のタイプであり、ジェットエンジンで最も重要な部品であるタービンはラジアルタービンである。タービンの回転力をコンプレッサーの回転につたえるローターは精密軸受けによってエンジンに固定され、最高 13 万回転の回転に耐えるように、冷却オイルが強制的に循環する構造になっており、軸受けでの焼き付きを防いでいる。着火用プラグはグロー点火方式を採用し、未着火の状態が起こらないようになっている。

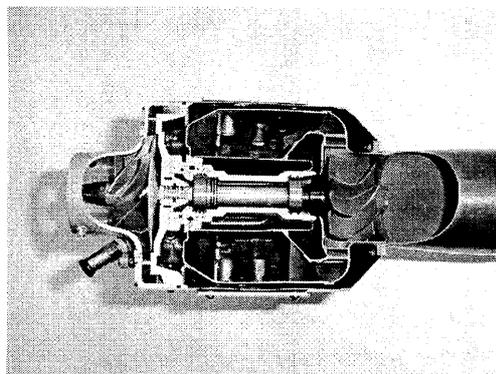


Fig.1 Inside view of J-850 Jet engine

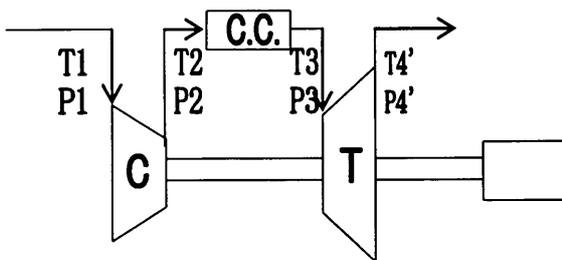


Fig.2 Schematic drawing of Jet engine

圧力センサーと温度センサーが、圧縮機入口 (P_1, T_1)、圧縮機出口 (P_2, T_2)、タービン入口 (P_3, T_3)、タービン出口 (P_4, T_4) に取り付けられ、それぞれリアルタイムの計測ができる。さらに、エンジン推力、ジェットエンジンローター回転数、燃料流量その他のパラメーターが表示される。

3. 熱力学的考察

得られた実験データから、空気線図を描き、熱力学的な考察を行った。測定値の中でタービン入口温度は、壁面の影響が無視できないので、解析するデータとしては使用しない。①タービンの仕事と圧縮機の仕事は等しい、②ノズルは断熱変化するという仮定において、理論熱効率 η_{th} 、燃空比、比推力、燃料消費率等を計算した。

$$\eta_{th} = \frac{W}{q_1} = \frac{c_p \{ (T_3 - T_4) - (T_2 - T_1) \}}{c_p (T_3 - T_2)}$$

ただし、①の仮定から $T_3 = T_4 + (T_2 - T_1)$ 、②の仮

定からノズル出口の温度 T_4 は $T_4 = T_3 \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ で計

算した。 γ は比熱比 1.4 を用いた。図 3 に 1.12×10^5 RPM と 1.26×10^5 RPM における $h-s$ 線図を示す。

$h-s$ 線図から、回転数の増加とともに、圧縮比があがり、タービン入口温度が 100K 上昇していることが分かる。計算によって得られた理論熱効率 η_{th}

は 1.12×10^5 RPM のとき 7.1%、 1.26×10^5 RPM のとき 9.4% とかなり低い結果であった。

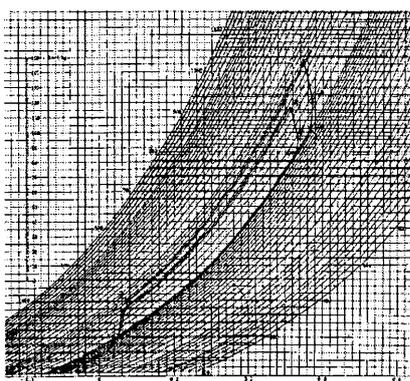


Fig.3 $h-s$ diagram of J-850 at 1.12×10^5 and 1.26×10^5 RPM

図 4 に回転数と理論熱効率の関係を示す。理論熱効率は回転数の増加とともに夏効率が上昇する。これは回転数とともに圧縮比があがり、最高温度 (タービン入口温度) が上昇することによって、有効仕事が増加したためである。このエンジンの理論熱効率を上げるためには、次の 2 点の改良が必要である。

- ① 遠心圧縮機の前段に軸流圧縮機をつけ、圧縮比を上げる。
- ② 最高温度を上げる。そのためには、タービン材料の選定、コーティングが必要となる。

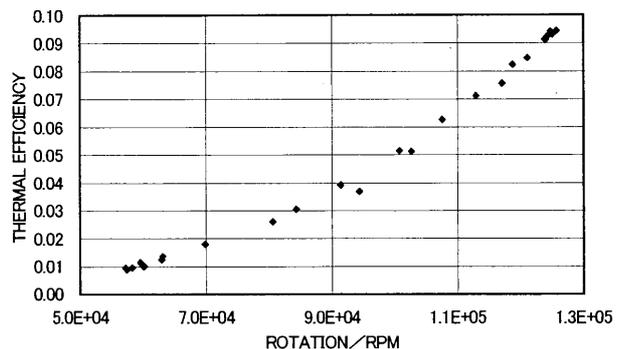


Fig.4 Effects of rotation cycle on ideal thermal efficiency

4. 結言

帝京大学工学部に導入した J-850 マイクロガスタービンは教育用エンジンとして、学生の実験実習でほぼ 10 年近く稼動した。各種のパラメーターが計測でき、エンジンの基礎である熱力学的な考察を学ぶことができ、学生の教育に役立っている。

5. 参考文献

1. 帝京大学工学部航空宇宙工学科 航空宇宙工学実験 1・2 解説書平成 23 年度版