

模型飛行機用小型ターボジェットエンジンの特性評価：研究結果報告

著者	金子 広樹，富田 耕平，伊藤 兼一，四宮 徹， 由利 泰史，棚次 亘弘
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	2005
ページ	89-96
発行年	2006-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008651

模型飛行機用小型ターボジェットエンジンの特性評価 – 研究結果報告

金子 広樹(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

富田 耕平(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

伊藤 兼一(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

○四宮 徹(機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)

由利 泰史(機械システム工学科 高速流体力学研究室)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. 研究概要・目的

現在, 航空宇宙機システム研究センター (APReC) では, 国内 4 大学 (室蘭工業大学, 東京大学, 九州大学, 大阪府立大学) による連携の下, 小型超音速無人飛行機の研究開発プロジェクトを進めている. プロジェクトの研究開発の一つとして, 小型超音速無人飛行機に搭載するジェットエンジンの開発が挙げられる. ジェットエンジンは機体の核となる部分であり, エンジンの性能が実験機体性能に与える影響は非常に大きい. そのため, エンジン開発過程において, その特性・性能を正確に評価し, それに基づいてプロジェクトの要求性能を満たすよう改善していくことが重要となる. 特に圧縮機は圧力比, 流量を支配しエンジンの性能に大きな影響を与える.

また, 性能や安全面での十分な信頼性の確保という点において, 運転中の振動問題に対する対応策が求められる. そのため本研究では, 今後のジェットエンジン開発における計測手法と振動解析技術の基盤の構築を目的として, 既存の模型用小型ターボジェットエンジンを用いて, 圧縮機の圧力ー流量特性の取得と基本的な振動特性の解析を行った.

2. 使用装置

本研究では, 小型ターボジェットエンジンを地上試験用セルに設置し, 実験を行った. 使用装置は主に図 1 に示すような供試体エンジンと地上試験用セル, さらに各種計測装置からなる. 以下に使用装置についてまとめる.

- Sophia Precision 社製

J850 Turbojet Engine

J850 Turbojet Engine Test Sell

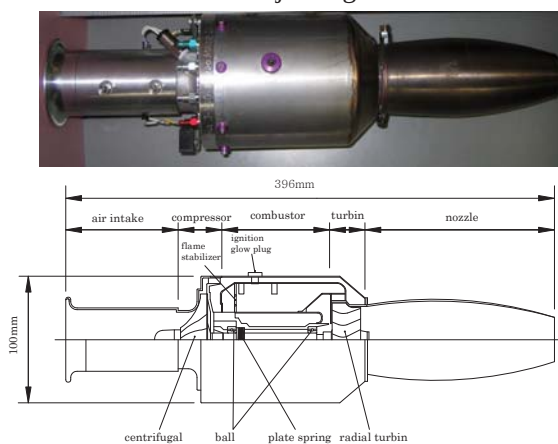


図 1 供試体エンジンと地上試験用セル

- Turbo Jet Engine 運転備品
 - 燃料ポンプ
 - タービンオイルポンプ
 - 始動圧縮空気用ベビコン
 - 始動圧縮空気用電磁弁
 - 燃料停止/緊急停止用電磁弁
 - 緊急停止装置
 - 点火プラグ電源
- National Instruments 社製
 - 計測制御ソフトウェア LabVIEW7. 1 開発システム
 - データ集積ボード（ハードウェア）NI-6025E(PCI)
 - データ集積ボード（ハードウェア）NI-6225M(PCI)
 - BNC-2090 シールド BNC アダプタシャーシ ×2
- 計測用 PC ×2
- 回転数計測
 - KEYEN
- 推力計測
 - 共和電業社製 小型圧縮型ロードセル LMA-A-200N
- 温度計測
 - K 型熱電対 ×2
 - R 型熱電対 ×2
- 圧力計測
 - Setra 社製 モデル 264
 - KEYENCE 社製 AP-30A シリーズ
 - Sayamatrading 社製 ST/SS シリーズ
 - Sayamatrading 社製 ST/SS シリーズ
- 燃料流量計測
 - Sayamatrading 社製 薬液用精密流量センサ IR-OPFLOW
- 振動加速度計測
 - 小野測器製造株式会社
 - DS-2000
 - NP-2110（センサー） ×2
 - CH-1200（チャージアンプ） ×2
- 軸変位計測
 - 新川センサテクノロジー株式会社
 - VS-020L-2（センサー）測定レンジ：0～2000 μ m
 - VZ-1A（中継コネクタ）
 - VW-100D-4（延長ケーブル）

VC-020C-102 (変換器) 測定レンジ : 0~2000 μ m

1009AAA

1009BBB

VM-5K-531501-111-111-111-0/5G0 (デュアル振動モニター)

1901CAG

センサ~VK/変換器までのループ試験成績表

センサ~VM までのループ試験成績表

VC, VE, VN, VI 静特性試験

VL-VK+VM 模擬入力での静特性試験

- ・ 圧力較正器

KELLER 社製 デジタル圧力計(-1~30bar)

- ・ デジタル表示器

鶴賀電機株式会社製

回転数表示器 495TX

TEAC 社製

推力表示器 TD-500

鶴賀電機株式会社製

温度表示器 モデル 451B ×5

KEYENS 社製

圧力表示器 AP-30A

3. 実験方法と測定項目

本実験では、模型用小型ターボジェットエンジンを供試体とし、実際に運転を行った状態で圧力-流量特性の取得と振動特性の解析を行った。また、圧力-流量特性の取得の際、空気流量を絞ることにより、非設計点での運転を余儀なくされ、電子制御ユニット (ECU) でのエンジンの自動運転および制御が困難となったため、ジェットエンジンの手動運転系の構築を行った。

測定項目としては、圧力-流量特性については、圧縮機入口・出口、タービン入口・出口の静圧と温度、回転数、燃料流量の 10 項目とした。振動測定については、ジェットエンジンケーシング外壁の半径・軸方向の振動加速度、回転軸先端の変位量、回転数の 4 項目とした。

圧力-流量特性の測定項目と軸変位については、各センサーからの出力を LabVIEW に取り込み、リアルタイムで計測・データの保存を行った。また、ケーシング外壁の振動加速度については、加速度ピックアップセンサーからの出力電荷を、チャージアンプを介して電圧に変換し増幅させて DS-2000 に取り込み、データの保存を行った。

4. 研究結果

4.1.圧力－流量特性

4.1.1.エンジンの運転範囲と流量調節範囲

図 2 に示すように、流量調節用オリフィスの中心径を小さくしていくに従って、運転回転数の上限が低くなっていった。これは、流量調節用オリフィスの中心径を小さくすることにより、吸い込み空気流量が減少し、エンジン内部の圧力が上昇したため、燃料をエンジン内に供給する抵抗が増大し、燃料ポンプの電力を供給している安定化電源の使用限界電流量に達したためであると推測できる。流量調節用オリフィスが無しの時に約 32000[rpm]，中心径が 32mm の時に約 40000[rpm]で、吸い込み空気流量が一定になった。これは回転数の減少により軸動力および圧力比をかせぐことができなくなったためと推測できる。

以上より、本研究の運転システムでは、すべての流量調節用オリフィスでエンジンが運転可能な範囲は、上限 70000[rpm]，下限 40000[rpm]ということがわかった。これにより、データの取得範囲を 40000～70000[rpm]に設定した。

また、流量調節については、図 3 に示すように 70000[rpm]において約 25%，40000[rpm]において約 50%の吸い込み空気流量を絞ることができた。

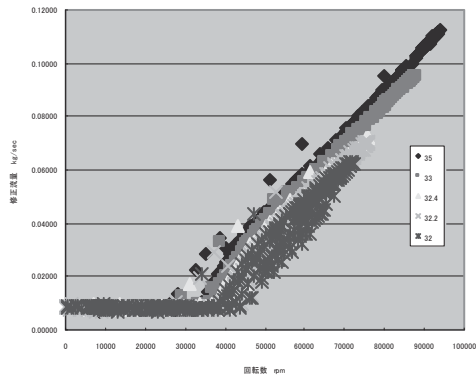


図 2 使用オリフィスごとの回転数と吸い込み空気流量

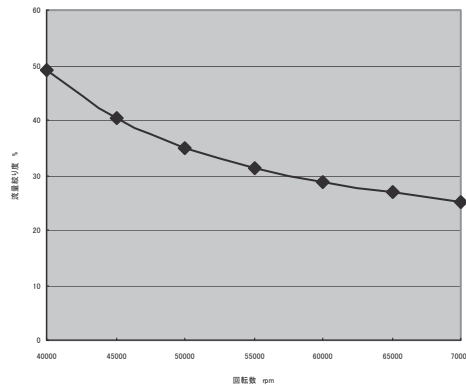


図 3 吸い込み空気流量の絞り度

4.1.2.圧力－流量特性

図 4 に、本研究で得られた圧縮機の圧力－流量特性を示す．なお、回転数を無次元化した修正回転数が、40000、45000、50000、55000、60000、65000、70000[rpm]の時の値である．

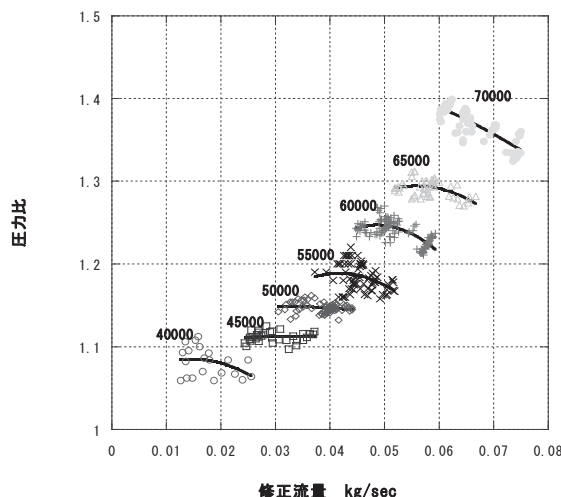


図 4 圧力－流量特性

4.2.振動特性

振動特性の取得は、まずメーカーからのエンジン出荷時の状態でデータの取得を行った．さらに、度重なる運転によりエンジン内部に不具合が生じたために、分解し内部の点検を行った後に、再度組立てを行い運転した場合でのデータも取得した．

4.2.1.正常時の振動特性

図 5 に 80000[rpm]、100000[rpm]、120000[rpm]時のケーシング外壁の振動加速度の測定結果を示す．これより、80000[rpm]では 1330[Hz]、100000[rpm]では 1670[Hz]、120000[rpm]では 2000[Hz]の周波数の振動が顕著に発生していることがわかる．これは、供試体エンジンの回転周波数に一致しており、運転中に回転周波数に同期した振動が発生しているということがわかった．

また、図 6 に示すように、半径方向と軸方向で回転数の増加に伴う振動の増加量に差があることがわかった．これは、回転体の偏心により回転数の 2 乗に比例して半径方向に働く遠心力の影響が現れたものと考えられる．

次に、図7に回転数とそれに伴う軸変位の時間変化を示す．これらの図よりまず、エンジンの始動から数秒後に、軸変位は約33～34[μ m]まで増加し、その後、回転数がECUの制御プログラムにより90000[rpm]まで上昇する間に、55000[rpm]付近で一旦約20[μ m]まで減少するという傾向が見られた．さらに、停止時に回転数が90000[rpm]まで上昇し下降する際の約25000[rpm]時において、再び軸変位は約20[μ m]まで減少するという傾向が見られた．また、回転数による軸変位の変化について、アイドリング状態では、回転数をほぼ一定に保っている間も軸変位は約21～35[μ m]と、大きな幅で変化しているが、80000[rpm]、100000[rpm]、120000[rpm]、を保って運転した場合については、回転数が一定に保たれている間は軸変位もほぼ一定に保たれることがわかった．

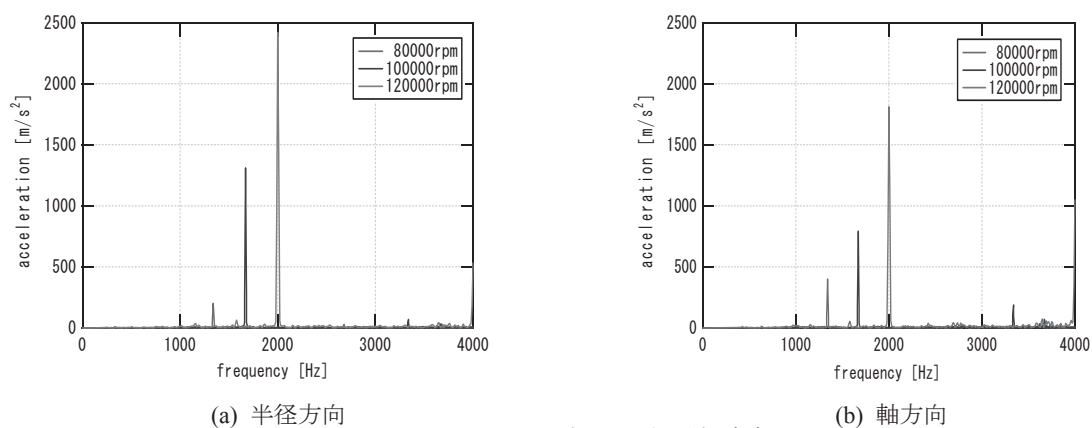


図5 ケーシング外壁の振動加速度

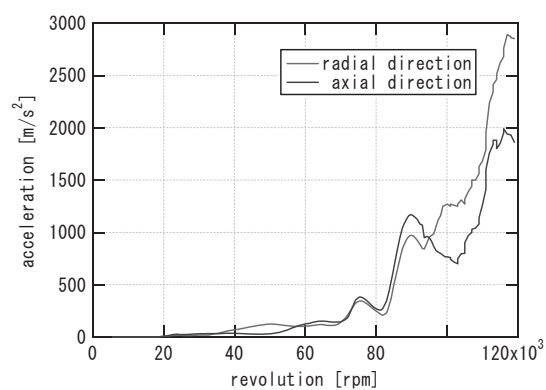


図6 回転数毎の振動加速度

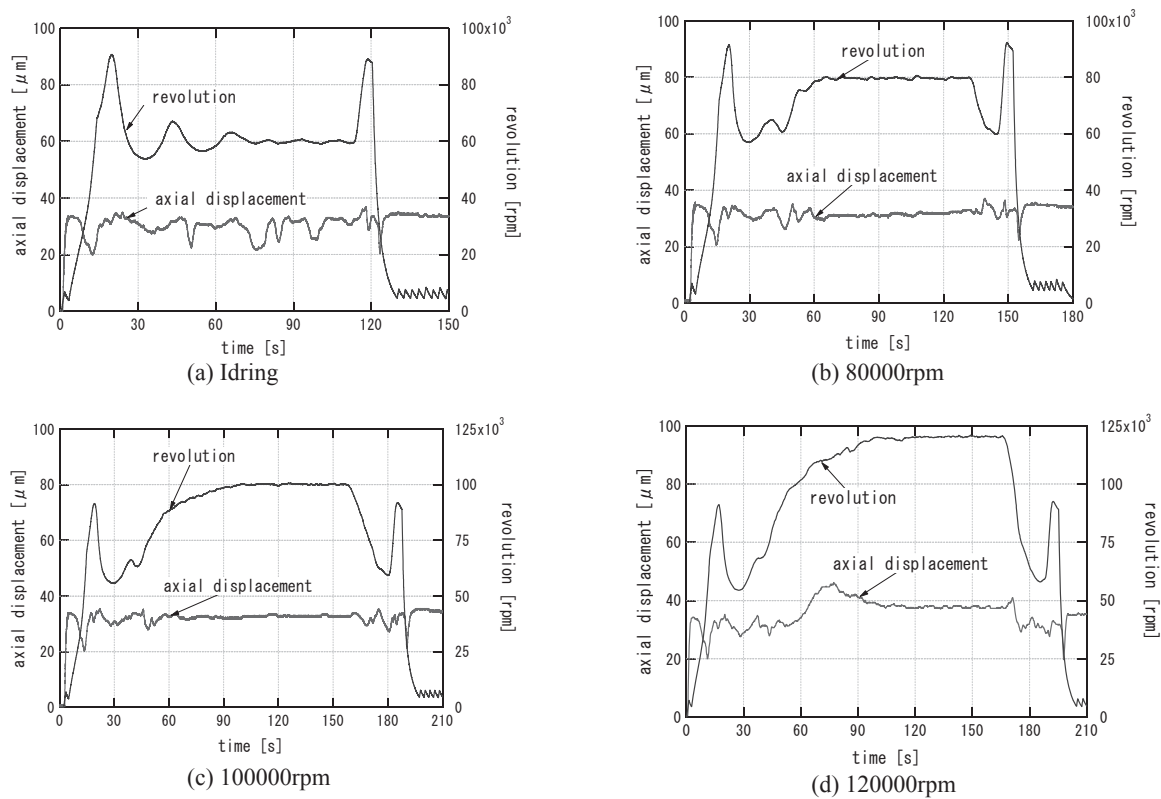


図7 回転数と軸変位

4.2.2.分解・組み立て後の振動特性

図 8 に分解・組み立て後の 60000[rpm]でのケーシング外壁の振動加速度の測定結果を示す。正常時である図 6 と比べてみると、顕著に発生する振動周波数には変化が無いが、その加速度が大幅に増加しており、2 次、3 次といった高次振動も大きく観測された。また、図 9 に示すように 88000[rpm]付近で 1/2 次、3/2 次、5/2 次といった分数調波振動が観測された。

次に、図 10 に分解・組み立て後の軸変位の測定結果を示す。正常時の軸変位は、始動時と停止時に約 20[μ m]付近だったのに対し、分解・組み立て後は約 65[μ m]まで増加した。また、運転全体での軸変位の振れ幅が 3 倍以上に増加していることがわかった。

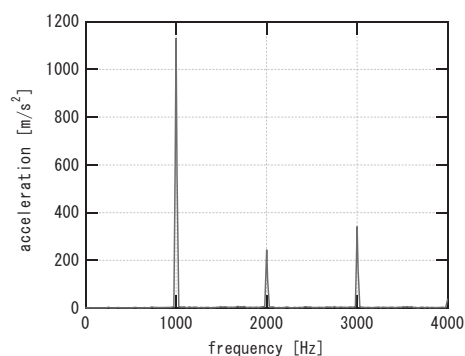


図 8 分解・組み立て後の振動加速度
(60000rpm)

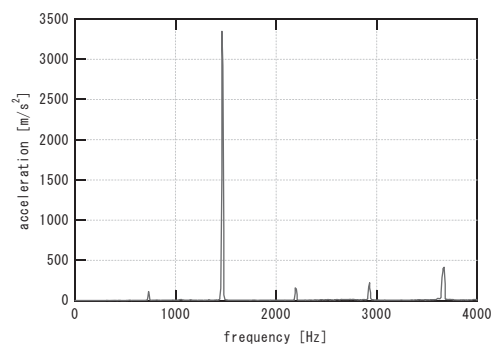


図 9 分解・組み立て後の振動加速度
(88000rpm)

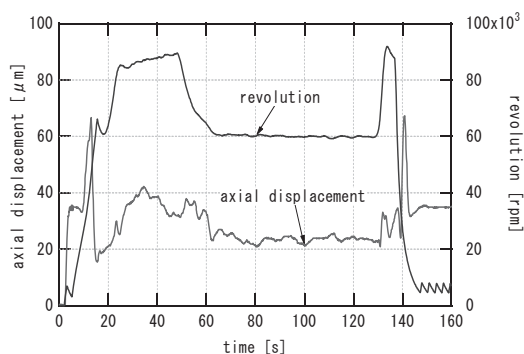


図 10 分解・組み立て後の軸変位
(60000rpm)

5. まとめ

本研究では、小型超音速無人飛行機に搭載するターボジェットエンジンの研究開発の際、性能評価、信頼性の確保等に必要となる小型ターボジェットエンジンの特性評価の一つとして、圧縮機の圧力 - 流量特性の取得、運転中の振動特性の解析を行った。その結果、圧力 - 流量特性の一部を取得することができた。また、基本的な振動特性、エンジン内部の異常時の振動変化を観測することができ、今後のジェットエンジン開発における計測手法および振動解析手法の基盤を構築することができた。

謝辞

供試体エンジンおよびエンジン試験用セルの構築と改良にあたりまして、ソフィアプレシジョン株式会社様、有限会社馬場機械製作所の馬場義則様と同製作所の従業員の皆様より、多大なるご協力とご尽力を賜りました。

ご支援、ご協力を頂きました全ての皆様に、深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] 宮地敏雄, ジェットエンジンの軸系の振動問題と対策, 日本航空宇宙学会誌, 33-379, (1985), pp439-447
- [2] 稲垣瑞穂, 高速回転体の非線形振動解析, 豊田中央研究所R&D レビューVol. 30 No. 1, (1995)
- [3] 山本敏男, 石田幸男, 「回転機械の力学」, コロナ社, (2001), pp320-329
- [4] 同上, p10
- [5] 豊田利夫, 「回転機械診断の進め方」, JIPM ソリューション, (1991), pp169-172
- [6] NASA Aerospace Technology Enterprise Web Site, [www. aero-space. nasa. gov](http://www.aero-space.nasa.gov).
- [7] J.L.ケルブロック著, 梶 昭次郎訳, “ジェットエンジン概論”, 東京大学出版会 (1993), pp. 179-180.