小型ジェットエンジンの推力及び騒音評価

Thrust and Noise Evaluation of the Small Jet Engine

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1210040 荻野 晃一

1. 緒言

近年,航空機輸送量の増加に伴い,航空機の騒音規制が厳 しくなる傾向にある.航空機が発生させる騒音は,機体騒音 とエンジン騒音に大きく分類される.エンジン騒音の割合の 大部分を占めるものとしては,ファン騒音などのターボ機械 騒音と排気ジェットと周囲空気の速度差によるせん断から発 生するジェット騒音が挙げられる.本研究では主に離陸時に 支配的となるジェット騒音⁽¹⁾に着目した.

ジェット騒音を低減させる取り組みの一つとして排気ノズ ルの形状を利用した方法がある.その方法の中でも実機へ採 用されているものとしてシェブロンノズルがあり、これはノ ズル吹き出し口を周方向へ鋸状の凹凸形状にすることで縦渦 を誘起し、排気ジェットと周囲空気の混合を促進させ、低騒 音化を実現させている.しかし、問題点として推力低下が挙 げられる.

以上のことを踏まえ、本研究では推力低下を防ぎ、且つジ ェット騒音を低減させる新しいノズル形状の提案を最終目標 とし、小型ジェットエンジンを用いた実験からノズル形状の 違いによる推力及び騒音評価を行っている、今回はその成果 について報告する.



Fig. 1 Testing equipment (JetCat P160SX).

Tab.	le	l Engine	specification.	
------	----	----------	----------------	--

Mass	1.59	[kg]
Size	φ 112×320	[mm]
Maximum thrust	160	[N]
Maximum rotational speed	125,000	[rpm]
Maximum exhaust temperature	750	[°C]

試験機と実験方法

2.1 試験機

試験機には JetCat 社製の模型飛行機用小型ジェットエンジ

ン P160SX を使用した. 図1に試験機を,表1に試験機の仕様を示す. 燃料はジェットエンジン用燃料 JET A-1 とタービンオイル AeroShell Turbine Engine Oil 500 (容積比5%)の混合油を使用した.

試験機は図1の左が吸気側、右が排気側である.吸気側は ベルマウス形状になっており,さらにその上流に設置されて いる球状装置は、エンジン内への異物混入防止と流入空気の 整流を目的とした流入空気整流装置(Inflow Control Device, ICD)である.本研究においては、テイルパイプに各種のノ ズルを取り付けて実験を行う.図1に見られるチューブ類は 燃料供給用と、インテークパイプとテイルパイプの総圧及び 壁面静圧を測定するためのものである.

次に実験に使用したノズルを図2に示す.各ノズルの寸法 は表2のようである.実験においては,楕円ノズルの長軸が 地面に対して垂直な縦長の場合と平行な横長の場合を含め,5 パターンの計測を行った.



Fig. 2 Base nozzle and Elliptical nozzles.

Table 2 Nozzle dimensions.

Nozzle type	Base	EL2	EL3
Nozzle length [mm]	46.0		
Nozzle outlet diameter [mm]	49.0	\sim	
Nozzle outlet major axis [mm]	\sim	55.0	60.0
Nozzle outlet minor axis [mm]		43.6	40.0

2.2 実験方法

本研究では、反射音の影響が少ない場所として本学香美キ ャンパスグラウンドで実験を実施した.各ノズルを試験機に 取り付けて運転を行い、エンジンの修正回転数が最高回転数 に対して約 50,60,70,80,90[%]を示す点で推力をはじめ とするエンジン性能を示すパラメータを20秒間計測,騒音を 5 秒間計測した.また、誤差範囲の確認のため、ノズル毎に 計測の一連の流れを連続で3回繰り返し行い、データの取得 を行った.推力測定のサンプリング周波数は5Hzとした.推 力の測定にはKYOWA 製ビーム型ロードセル LUB-30KB,騒 音の測定にはアコー製のプリアンプー体型マイクロホン TYPE 4156N(TYPE2)を用いた. このマイクロホンの測定可能 周波数範囲は 20Hz~80kHz であり,人間の可聴域を超える高 周波の音も捉えることが可能となっている. 試験機は模型飛 行機用のジェットエンジンであるため,実機のエンジンと比 較して小型であることから,実際のジェットエンジンよりも 周波数の高い音が出る可能性を考慮して,このマイクロホン を使用した. 騒音の録音にはズーム製のフィールドレコーダ -ZOOM F6を用い,ビット数は 24bit,サンプリング周波数 は 192kHz で録音を行った. 図 3 に騒音計測位置を示す. 騒 音計測位置はジェット軸に対して,α=30,45,60[deg]の場合 の 3 箇所である.



実験結果と考察

図 4 に推力測定結果を示す.今回の実験では修正回転数 90%の測定において回転数が安定しなかったため、一部の誤 差範囲が大きい結果となっている.修正回転数 90%の結果を 除く修正推力の誤差は最大で約 1.4N であり、各測定値の差の ほとんどが誤差範囲内に含まれるため、推力は同様な値の傾 向を示し、ノズル形状による有意な差は確認されなかった.



次に騒音については計測時間 5 秒間の音圧レベルの時間平 均である等価音圧レベル *Leq*[dB]により評価を行った.修正回 転数 90%の騒音測定結果は各ノズルの修正回転数の値が不揃 いであるため,修正回転数 80%における騒音測定結果の比較 を行う.図5に修正回転数 80%で overall の騒音測定結果を示 す.また,本実験におけるジェット騒音のピーク周波数⁽²⁾が 修正回転数 90%において 2000Hz 付近であることから,使用 した音声エディタソフトのバンドパスフィルタで選択できる ジェット騒音のピーク周波数を含む最低周波数である 2880Hz 以下に注目した.図6に 2880Hz 以下の騒音測定結果 を示す.Base と楕円ノズルを比較すると,いずれの図も楕円 ノズルは α=30deg で騒音が減少したのに対し,α=45deg, 60deg において騒音が増加した.また, Base が α=30deg で最大であ るのに対し,楕円ノズルは形状,向きによらずおおよそ α=45deg で最大となっていることから,楕円ノズルによって ジェット騒音の指向性にある程度の変化が見られた.続いて 図5と図6の比較を行う.図6では図5に比べ,Baseと楕円 ノズルの騒音差がα=30deg ではより開く傾向,α=45deg,60deg ではより縮まる傾向が見られた.このことから楕円ノズルは Base に比べ,バンドパスフィルタによりカットされる騒音値 が大きいので,2880Hzより大きい周波数の騒音が増加する傾 向にあることがわかった.この結果は楕円ノズルにより排気 ジェットの周径が大きくなったことから,ノズル出口直後の 速度分布が一様な部分であるポテンシャルコアの外縁と周囲 空気の混合領域が増加し,高周波騒音成分の原因となる小規 模な渦が多く発生したためと考えられる.





 $L_{eq} \left[dB \right]$

4. 結言

本研究では小型ジェットエンジンを用いてノズル形状の違いによる推力及び騒音の計測を行った.そして,使用したすべてのノズルの推力が同様な値の傾向を示している条件下で騒音評価を行い,各ノズル形状によるジェット騒音の指向性を評価することができた.今後はより詳細な各ノズル形状によるジェット騒音の評価を行うために騒音計測点を増やし,データ取得することを検討している.

Fig. 6 Directivity of jet noise less than 2880Hz.

文献

- 大石勉, "航空機騒音の低減対策について", 日本音響 学会誌, 73 巻 11 号 (2017), pp. 725-730.
- (2) 公益社団法人日本ガスタービン学会, "ガスタービン工 学", 2013, pp. 72-76.