Effect of Elliptical Nozzles on Jet Engine Performance and Noise Characteristics

航空宇宙工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1235107 中島 達貴

1. 序論

2019年までに航空需要量は年々増加しており,それに伴って航空機の騒音が社会問題となっている.国際民間航空機関 が定めた騒音規制値は今後も強化されることが予想されて おり,航空機の騒音低減が求められている.

航空機の騒音源の1つであるジェット騒音は, エンジンか ら高速で排出される排気ジェットと周辺の静止流体との間 の速度差による強いせん断が生じることによって発生する. ジェット騒音の低減対策として,近年の航空機エンジンはシ ェブロンノズル(1)(2)と呼ばれるノズルが採用されている.こ のノズルはノズル出口を鋸のようなギザギザな形状にする ことによって縦渦を励起させ、周囲空気の混合を促進する. この混合によってジェットの下流ではせん断が弱まり, 遠方 場では低周波数のピーク騒音が低減する.図1に James ら(1) が行ったシェブロンノズルの騒音試験の結果を示す.シェブ ロンノズルのパラメーターのうち、シェブロンがどれだけジ ェット側に傾斜しているかを表すシェブロンペネトレーシ ョンとギザギザの数であるシェブロン数, 試験時の計測デー タから逆算したノズルの有効出口面積が騒音に大きな影響 を与えることが知られている.しかし、シェブロンノズルは 騒音低減に効果がある一方で,騒音と共に推力も低下させて しまう問題を抱えている.

そこで本研究では新しいノズル形状として楕円ノズルを 低騒音ノズルの候補として調査する.楕円ノズルは円形ノズ ルと異なり断面形状が非対称となることから周囲空気との 混合効果が生じジェット騒音が低減すると期待される.また 楕円ノズルの外形は円形ノズルと類似しており、シェブロン ノズルで生じたギザギザの谷部における出口面積の増加に よる推力低下を招かないと期待される.実際に超音速向けの ジェット騒音低減方法として考案された楕円ノズル⁽³⁾につ いては、排気ジェットの混合が促進され、短辺側では 5dB(OA.SPL)以上長辺側よりも騒音が低下したという報告が ある.

本研究はジェットエンジンの推力低下の防止および騒音 低減の方法として楕円ノズルの可能性を評価することを目 的とした.



Fig. 1 Far-field acoustics for chevron nozzles and pictures of chevron nozzles used in study by James⁽¹⁾.

2. 試験装置および評価方法

2.1 模型用ジェットエンジン

本研究では実験対象の模型用ジェットエンジンとして JetCat 社の P160SX を使用した.図2に本研究で使用した模型用ジェットエンジンの写真を,表1ではエンジンのスペッ クを示す.図2にあるエンジンは左側が吸気,右側が排気と なっており,空気は左から右へと流れる.エンジンの左側(流入側)にある球状の装置は,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(ICD: Inflow Control Device)である.エンジンは地面から約1.8mの高さに 取り付けられている.エンジン本体の流入側にはインテーク パイプを,排気側にはテイルパイプを接続し,それぞれのパ イプには熱電対や圧力孔が用意されエンジン性能パラメー ターを計測可能としている.

エンジンの燃料には、ジェット燃料である Jet A-1 を使用 した. また燃料にはタービンオイルとして Shell 製の航空タ ービンエンジン用合成潤滑油である AeroShell Turbine Engine Oil 500 を体積比 20:1 で混合して使用した.

ECU (Engine Control Unit)の供給電源には東京ハイパワー 社の直流安定化電源装置である HP-460 を使用した. 試験時 にはこの電源装置の電圧を 8.8V に設定して試験を行った.



Fig. 2 Test equipment.

TT 11	1	E .	· · · ·
I apre	L	Engine	specifications.
	-		

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

2.2 計測機器

エンジン回転数の測定には、回転の検出としてキーエンス 社のファイバセンサを使用し、回転速度計としてアトセンス 社の TSM-200-WA を使用した.ファイバセンサはアンプユ ニット FS-M1H,ファイバユニット FU-5FZ を使用した.

燃料流量の測定には Tecflow 製の流量センサ IR-OPFLOW 100-10/B を使用した. 流量センサはアトセンス社の流量表示 器 TFW-200-WA と接続して瞬時燃料流量と積算燃料消費量 を表示させた.

推力の測定には共和電業製のビーム型ロードセル LUB-30KB を使用した.ロードセルはエンジン本体の下部に取り 付けられており,架台の上部は板バネで接続された揺動架台 となっていて,水平方向のひずみ計測をすることで推力を測 定した.またロードセルは共和電業製の小型汎用表示器 WGI-400A-00 に接続して推力の表示を行った.

温度測定には, 試験環境(気温)測定用として日本サーモ製 K型熱電対(CLASS1) Ø 1.0 を使用した. インテーク静温計測 用としては同社製 K型熱電対(CLASS1) Ø 1.0 を 2 本設置して 使用した. テイルパイプ全温計測用としては同社製 K型熱電 対(CLASS1) Ø 1.6 を 2 本設置して使用した.

大気圧測定用の圧力センサには All Sensors Corporation 製 の大気圧計 BARO-A-4V を使用した. インテークパイプの全 圧測定(2 点)には Honeywell 製の SSCSNBN005PGAA5 を使用 し,静圧測定(2 点)には同じく Honeywell 製の ASCX05DN を 使用した. テイルパイプの全圧(2 点)および静圧測定(1 点)に は Honeywell 製の SSCSNBN015PGAA5 を使用した.

また試験時の湿度測定には、グラフテック製の湿度センサ B-530を使用した.

以上のような計測機器はグラフテック製のデータロガー Midi-Logger GL820 を使用して収録した.データロガーでは ECU供給電源電圧と燃料ポンプ電圧を合わせた計 20 項目の 数値をサンプリング周波数 5Hz で記録した.

騒音の計測にはアコー社のプリアンプー体型コンデンサ マイクロホン TYPE4156N (TYPE2)を使用した.本研究で用 いた模型用ジェットエンジンは実機サイズのエンジンと比 較して小型である.そのため本研究の結果を実機サイズでの 応用に用いる場合は高周波音の測定も必要となる.仕様に示 すようにこのマイクロホンの周波数の最大測定範囲は 80kHz であり,高周波音の測定を可能にしている.

Table 2 Microphone specifications.	
------------------------------------	--

Туре	TYPE4156N (TYPE2)		
Diameter	1/4 inch		
Frequency range	20 Hz ~ 80 kHz		
Sensitivity	-53dB±3dB re 1V/Pa		
Power supply voltage	15~28 V		
Size	ϕ 7 × 50 mm		
Mass	6 g		

騒音の収録装置としてズーム社のフィールドレコーダー ZOOM F6 を使用した. レコーダーの設定には、トリム設定 を+20dB, 記録は 24bit, ゲイン 0dB, ファイルフォーマット はモノ/ステレオ,サンプルレート 192kHz, 記録形式は wav 形式とした.

騒音の評価には音声エディタソフト spwave にてファイル の種類を Text with Time に変更して、24bit で量子化された整 数値nを取得した.整数値nは絶対値に変換し、この整数値を 用いて騒音の大きさを以下で示す音圧値 L_p' として評価した.

$$L'_p = 20 \log_{10} \frac{|n|}{n_0} \tag{1}$$

ここで基準値のnoは最小値である1とした.

また本研究では以下の式で示される騒音の時間平均の考 えである等価騒音レベルを参考に音圧値の時間平均を求め た.

$$L_{Aeq,T} = 10\log_{10}\left\{\frac{1}{N}\left(10^{\frac{L_p/1}{10}} + 10^{\frac{L_p/2}{10}} + \dots + 10^{\frac{L_p/N}{10}}\right)\right\}$$
(2)

3. エンジン試験

3.1 供試ノズル

本研究では図3に示すような3種のノズルを用意した.ノ ズルは円形のベースノズルを基準として楕円が円と比べて どれだけつぶれているかを表す扁平率の異なる 2 種の楕円 ノズル(EL2, EL3)を用いた.楕円ノズルは水平方向に長くな るようした向き(horizontally long,以下 HL)と鉛直方向に長く なるようにした向き(vertically long,以下 VL)の 2 つの向きで 実験を行った.ノズルの詳細な寸法を表 3 に示す.2種の楕 円ノズルはベースノズルと同じ出口面積を有するよう設計 した.また楕円ノズルは短半径断面のみスプライン曲線を有 するような断面形状となるよう設計した.



Fig. 3 Pictures of base nozzle and elliptical nozzles.

Table 3	Parameters	of nozzles.
---------	------------	-------------

Nozzle name	base	EL2	EL3
Nozzle length [mm]	46.0	46.0	46.0
Nozzle inlet diameter [mm]	67.0	67.0	67.0
Nozzle outlet diameter [mm]	49.0		
Outlet semi-major axis [mm]	(24.5)	27.5	30.0
Outlet semi-minor axis [mm]	(24.5)	21.8	20.0
Nozzle outlet area [mm ²]	1885	1885	1885
Flattening	0.000	0.207	0.333

3.2 試験方法

本研究では音の反射の影響が小さい場所として本学香美 キャンパスグラウンドで試験を実施した.計測はエンジン回 転数が最高回転数に対して 50,60,70,80,90[%]を目標に行い, 各回転数に達してから 45 秒後に 20 秒間の計測(騒音は 5 秒 間)を行った. 1 つの計測パターンにつき各回転数で 3 回の 計測を行い,その平均値を求めて結果を処理した.

騒音計測のマイクロホンについては、高さ1.77mに設置したエンジンのジェット軸からの角度のが30,45,60[deg]の3点にて計測を行った.マイクロホンはノズル出口中央部から直線距離が10mとなる位置に設置し、地面からの反射音を計測しないよう可能な限り地面に近づけた.また、マイクロホンは風の影響を抑えるためリオン社の1/4インチマイクロホン防風スクリーンWS-05を使用した.



Fig. 4 Sound level meter locations.

3.3 試験結果および考察

本研究では EL2 HL, EL2 VL, EL3 HL での運転において, 90% での回転数が十分に上昇せず回転数のばらつきが大き くなった.

3.3.1 エンジン性能特性

図 5 に推力,図 6 に TSFC,図 7 に吸込み流量,図 8 にテ イルパイプの全圧の測定結果を示す.TSFC とは燃料流量を 推力で除した単位時間,単位推力当たりの燃料消費率である.

推力, TSFC の計測値の差はエラーバーの範囲内に納まっ ており,エンジン性能が同一曲線状で示されていると確認で きた.また推力, TSFC には楕円ノズルの向きや扁平率の影 響がないことを確認した.矢崎⁽²⁾の研究では,シェブロンノ ズルはシェブロンの切込みによってノズル出口面積が増加 したことにより推力低下が確認された.本研究は楕円ノズル の出口面積がベースノズルと等しいため,推力や TSFC の変 化がなかったと考えられる.

図 7 より吸込み流量は各回転数でベースノズルが最も高 くなった.吸込み流量は高い方から順にベースノズル,EL2, EL3 となり,扁平率が高くなるほど吸込み流量が減少する傾 向にあった.ここで図8に注目すると,排気側のテイルパイ プ全圧は扁平率が高くなるほど増加した.よって楕円ノズル は排気側の圧力が増加したことにより吸入側との圧力差が 大きくなり,吸込み流量が減少したと考えられる.本研究で 使用した楕円ノズルは短半径側断面が曲線となっているた め,扁平率の高い楕円ノズルほど出口の傾斜角が大きくなり, エキゾースト側の全圧が増加したと考えられる.



Fig. 5 Comparison of corrected thrusts.



Fig. 6 Comparison of corrected TSFC.



Fig. 7 Comparison of corrected air mass flow rate.



Fig. 8 Comparison of tail pipe total pressure.

3.3.2 騒音特性

騒音測定は spwave によって波形を確認し,風が吹いた時の計測値は除いて評価し,誤差範囲については風が穏やかであったベースノズルを参考にした.ベースノズルの誤差範囲は平均で 0.2dB,最大で 0.4dB であった.本研究は1パターンで3度の計測を行ったが,風が吹いて音圧値が乱れた場合についてはその計測値を除いた2点の音圧値で平均を求め,誤差範囲は1.0dBと仮定してグラフを作成した.ただし,EL3 HL の 90%は回転数が安定しなかったため誤差範囲の調整はしていない.図 9~11 に騒音の測定結果を示す.

図9に示すように楕円ノズルは30deg 方向の高回転数時に おいてベースノズルよりも騒音が低減した.高回転数時はジ ェット速度が大きくなるため,楕円ノズルの混合作用が効果 的に働き騒音が低減したと考えられる.また30deg 方向での 騒音低減効果については,楕円ノズルの扁平率が高くなるほ ど騒音低減効果が大きい傾向を示した.これは扁平率が高く なるほど混合効果が大きくなるからだと考えられる.



Fig. 9 Comparison of OASPLs ($\theta = 30 \text{deg}$).



Fig. 10 Comparison of OASPLs ($\theta = 45 \text{deg}$).



Fig. 11 Comparison of OASPLs ($\theta = 60 \text{deg}$).

図 10 と図 11 より,楕円ノズルはジェット軸から 45deg, 60deg 方向の騒音を最大で 3dB 程度増加させる性質があると 確認した.楕円ノズルが 30deg 方向では騒音が低減し,60deg 方向では騒音が増加した点について考察すると,これは楕円 ノズルによる混合作用によるものだと考えられる.図1に示 した James ら⁽¹⁾のシェブロンノズルの研究においても,ジェ ット軸から 30deg (Polar angle 150deg)で騒音のピークが減少 し,60deg (Polar angle 120deg)で騒音が増加したと確認されて いる.楕円ノズルはシェブロンノズルと同様に排気ジェット が周囲空気と混合されることによって騒音を低減させるが, その混合作用によってエンジン後方へ流れるジェットが周 囲に広がり,その結果上記のような騒音分布になったと考え られる.

図 12 に最も楕円ノズルの騒音低減効果のあったジェット 軸から 30deg,回転数N[%]が 90%での騒音の周波数分布を示 す.ただし,90%での計測では回転数が十分に上がらなかっ た試験パターンもあるため,おおよそ同じ回転数で運転でき たベースノズルと EL3 VL の騒音の周波数分布をのみを示す. グラフの横軸はストローハル数であり,全てのノズルの代表 長さにはベースノズルの直径を用いた.



Fig. 12 SPL spectra ($\theta = 30 \text{deg}, N = 90\%$).

図 12 から楕円ノズルはベースノズルと比較して,低周波 領域で騒音が低減し,高周波領域で騒音が増加した結果とな った.この周波数分布の特性はシェブロンノズルと同様な特 性であり,周囲空気との混合によって小さな渦が発生しそれ が高周波音源になっていると考えられる.また St≒5 周辺に 見られる周波数のピークは,以下の式で示される翼通過周波 数騒音(BPF 騒音)だと考えられる.ここで*i*は次数(=1,2,…), *Z*_rは翼列枚数,*N*は回転数[rpm]である.

$$f_{BPF} = \frac{i \cdot Z_r \cdot N}{60} \tag{3}$$

4. 結論

本研究は推力低下を防ぎ騒音を低減させる方法として楕 円ノズルを提案し、模型用ジェットエンジンを用いた実験を 行うことで、楕円ノズルがジェットエンジン性能及び騒音特 性に与える影響を明らかにした.得られた知見は以下の通り である.

(1) 楕円ノズルは円形ノズルと比較して, 推力や燃料消費率 への大きな影響は見られなかった.

(2) 出口面積が等しい楕円ノズルは,扁平率の違いや向きの 違いによって推力や燃料消費率へ影響を及ぼすことはなか った. (3) 楕円ノズルは高回転数における円形ノズルの運転と比較 して、ジェット軸から 30deg 方向の騒音値が低減する傾向が 見られた.

(4) 楕円ノズルは円形ノズルと比較して、ジェット軸から45,60[deg]方向の騒音値が増加する傾向が見られた.

以上の知見より,楕円ノズルは推力低下を防ぎ高回転数時の30deg方向の騒音を低減させる特性があることを確認した. これによって,楕円ノズルがエンジン性能においては円形ノ ズルと似た性質をもち,騒音特性についてはシェブロンノズ ルと似た性質をもつことを確認した.よって,楕円ノズルは エンジン性能低下を防ぎピーク方向のジェット騒音を低減 させるノズル形状として有効であると考えられる.

本研究では高回転数時の回転数が安定しなかった.今後は 高回転数の計測をやり直し,楕円ノズルの向きや扁平率の違 いによる騒音評価を改めて行う必要がある.これらの評価を 行うことで楕円ノズルの課題を明らかにし問題解決するこ とによって楕円ノズルの有用性が高まると期待される.

文献

- James Bridges, Clifford A. Brown, "Parametric Testing of Chevrons on Single Flow Hot Jets", Tenth Aeroacoustics Conference cosponsored by the American Institute of Aeronautics and Astronautics and the Confederation of European Aerospace Societies, 2004.
- (2) 矢崎由美子,土屋利明,"ジェットエンジン性能とジェット騒音にシェブロンノズルが与える影響",第48回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集,2020.
- (3) 小林紘, "航空機のジェット騒音低減研究の現状",日本航空宇宙学会誌,49巻571号,pp.183-191,2001.