

卒業論文要旨

直線翼列風洞における圧縮機翼列空力特性の計測

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1180006 伊志嶺 朝史

1. 緒言

ジェットエンジンは今日の社会において航空機の動力源として広く普及している。ジェットエンジンは 1940 年代の実用化以降、出力と安全性の向上および燃料消費率の改善が積極的に行われている。燃料消費率の改善は航続距離の延長以外にも中・近距離路線であれば搭載燃料を少なくでき、その分のペイロードを貨物輸送に充てることで航空会社の利益向上にもつながる。そのため市場では、今後もより低燃料消費率のジェットエンジンが求められる事が予想される。これまでの燃料消費率の改善は、ターボファンエンジンの高バイパス化や材料技術の向上によるタービンの高温高圧化、各要素効率の向上等によってなされてきた。各要素効率の中でもコアエンジンの軸流圧縮機は、流体が下流に向かって圧力が上昇していく逆圧力勾配が大きく、流れが不安定になり失速を起しやすいため。失速特性を改善する技術としては、動翼端とケーシングとの間隙部の流れをケーシングに加工した溝等により制御するケーシングトリートメントがあるが、失速特性を改善する一方で圧縮機効率を低下⁽¹⁾させてしまい決定的な解決には至っていない。そこで、本研究でも翼端とケーシング間の流れに着目し、圧縮機効率を維持したまま失速特性を改善する研究に着手している。

昨年度の先行研究⁽²⁾⁽³⁾において、NACA の Herring⁽⁴⁾らによる圧縮機翼列実験資料を参考に直線翼列風洞の製作が行われた。しかし、時間が足りず翼の静圧計測による翼列の空力特性の確認はなされていない。そこで、本研究にて静圧計測孔付き試験翼の製作・実験を行い、文献⁽⁴⁾との比較により直線翼列風洞において翼列として機能しているか評価する。

2. 実験装置

2.1 直線翼列風洞

本研究にて用いた直線翼列風洞を図 1 に示す。直線翼列とは実際の軸流圧縮機のように環状に動翼が取り付けられているものを展開して直線的に並べたものであり、直線翼列風洞は軸流圧縮機内部の詳細流れを計測できるようにしたものである。試験翼は弦長 80mm 翼幅 180mm の NACA65-810 翼型を用いている。

2.2 静圧計測孔付き試験翼

NACA65-810 試験翼を元に翼面静圧を計測可能な試験翼を設計した。外径 1.0mm 内径 0.6mm の真鍮管を 19 本通し、両面を同時に計測できるようにしている。また、静圧孔は干渉を避けるため 25 度斜めに配置した。図 2 に静圧計測翼の内部構造を示す。

製作においては粗削りを本学精密加工室の 3 軸加工機 MDX-5000R にて、研究室にある卓上 3 軸加工機 SR420 にて静圧計測孔の穴あけ加工と翼表面の仕上げ加工を行った。図 3 は静圧計測孔付き試験翼の完成図である。各管路にシリコンチューブを介して微差圧計に接続し静圧を計測する。



Fig 1 Linear cascade wind tunnel

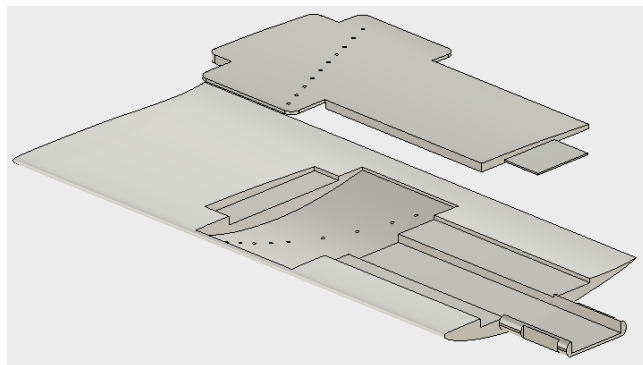


Fig 2 vane design for static pressure measurement



Fig 3 static pressure measurement vane

3. 翼面静圧計測

静圧計測孔付き翼を各条件下における直線翼列風洞での翼列性能計測を行った。孔付き翼は翼列風洞計測部の中央部に取り付け、主流速度は 40m/s 近傍、 $Re=2.5 \times 10^5$ 付近とした。計測した流入角と食い違い角による迎角の組み合わせを表 1 に示す。

取得した静圧値を元に式(1)により圧力係数 C_p を、式(2)~(4)により揚力係数 C_L を導出した。全圧を P 、計測した静圧を p_i 、主流動圧を q とし、 p_h は翼背面と腹面の静圧差、 p_r は翼の前後方向の静圧差を示す。 β を流入角、 α を迎角とし図

4(a)から(g)に各条件下において導出した C_p 線図を示す。

Table 1 Experimental conditions

Inflow angle [deg]	case	Stagger angle [deg]	Angle of attack [deg]
30	1	26.3	3.7
	2	22.3	7.7
	3	19.9	10.1
45	4	43.3	1.7
	5	26.3	18.7
	6	22.3	22.7
60	7	43.3	16.7

$$C_p = \frac{P - p_t}{q} \quad (1)$$

$$C_n = \frac{1}{q} \int \Delta p_n dx/c \quad (2)$$

$$C_c = \frac{1}{q} \int \Delta p_f dy/c \quad (3)$$

$$C_L = C_n \cos \alpha - C_c \sin \alpha \quad (4)$$

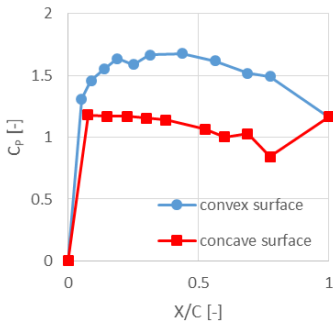


Fig 4(a) C_p diagram (case 1)

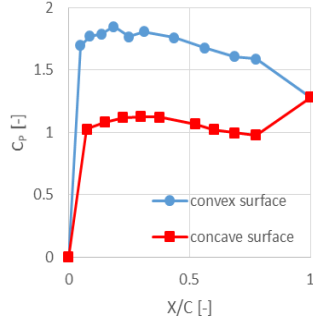


Fig 4(b) C_p diagram (case 2)

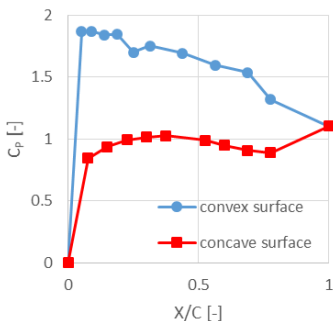


Fig 4(c) C_p diagram (case 3)

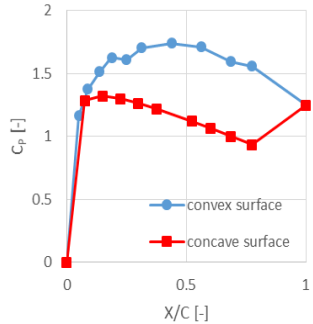


Fig 4(d) C_p diagram (case 4)

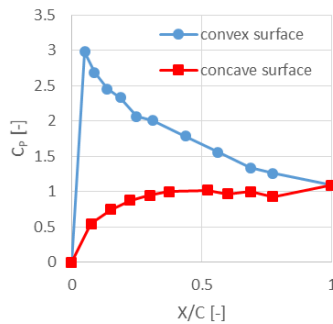


Fig 4(e) C_p diagram (case 5)

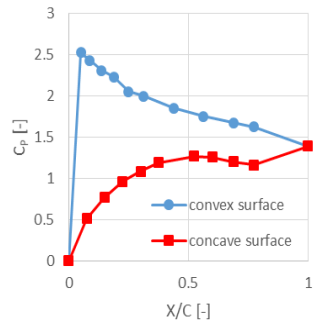


Fig 4(f) C_p diagram (case 6)

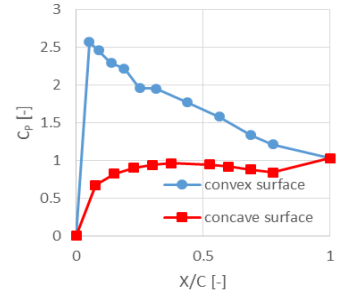


Fig 4(g) C_p diagram (case 7)

4. 考察

得られた C_p 線図を参考文献⁽⁴⁾と比較する。実験条件が一致したのは case1、case5、case6、case7 の4通りであった。図5(a)から(d)に C_p 値の比較を、図6に C_L 値の比較を示す。本研究での実験値は C_p 値、 C_L 値が全体的に高い傾向がみられた。その原因として、本研究の直線翼列風洞は計測部での抽気機構を有しておらず、またアスペクト比は 2.25 であり完全な二次元翼列とするには不十分であると考えられる。そのため、圧力上昇が高い高付加時において C_p 値の差が顕著に表れている。しかし、各条件下における圧力係数の傾向は似通っており、直線翼列風洞において翼列として機能していると考えられる。

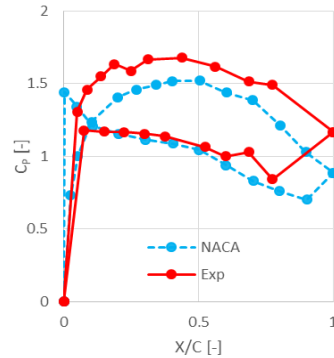


Fig 5(a) Comparison of C_p diagram (case 1)

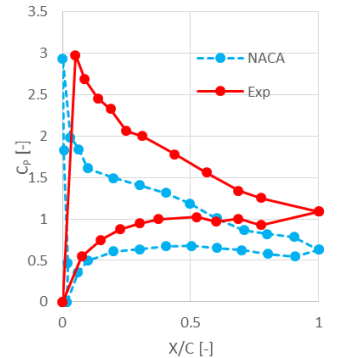


Fig 5(b) Comparison of C_p diagram (case 5)

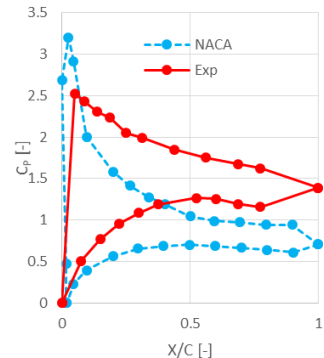


Fig 5(c) Comparison of C_p diagram (case 6)

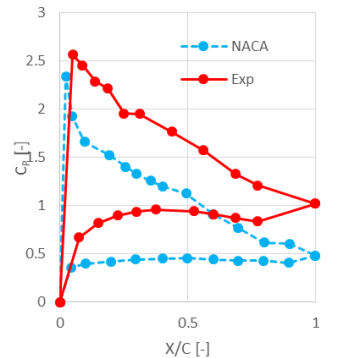


Fig 5(d) Comparison of C_p diagram (case 7)

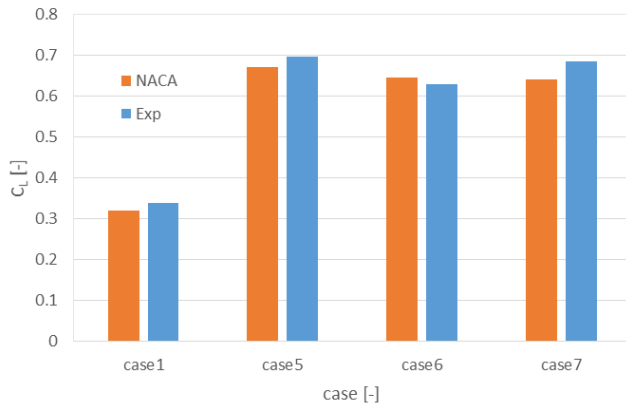


Fig 6 Comparison of C_L values between NACA and Exp

5. 結言

静圧計測による各実験条件下での圧力係数変化の傾向より、翼列として機能していることが確認できた。しかし、 C_p 値は高い傾向がみられたため再現性の高い実験のためには、抽気機構の搭載が必要であると考えられる。その後に軸流圧縮機のケーシングと動翼間の流れを再現する装置を取り付けることで、本研究室での翼列研究の本題である翼端漏れ流れの改善へ繋げていく予定である。

文献

- (1)H.Takata, Y.Tsukuda, Stall Margin Improvement by Casing Treatment—Its Mechanism and Effectiveness, Journal of Engineering for Power, Vol 99(1997) pp121-133.
- (2)安藤宏晃,翼列空力実験環境の構築,修士論文,2017.
- (3)塩崎圭将,翼列風洞における流れ計測の研究,学部論文,2017.
- (4)Herring,L.J. , Emery, J.C. and Erwin, J.R. , Systematic Two-Dimensional Cascade Tests of NACA65-Series Compressor Blades at Low Speeds. NACA RML51G31 (1951).