

卒業論文要旨

UPACS を用いた圧縮機翼列の流れ解析

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1180055 河野 芳樹

1. 緒言

近年、NOx などの排気ガス規制に向けた取り組みにより、環境に配慮したジェットエンジンが求められている。CO₂を低減するために、ジェットエンジンの燃料消費率を下げる必要があるが、その手段の一つとして、圧縮機における圧力比の上昇が挙げられる。

しかし、圧縮機は動翼の翼端とケーシングの間の隙間（チップクリアランス）において翼端漏れ流れが発生する。高圧力比化に伴って翼端漏れ流れによるエネルギーロスが増加するため、翼端付近において剥離が発生する可能性がある。剥離は失速やサージングにつながるため、ジェットエンジンの効率低下を招くだけでなく、翼の破壊など安全性に影響を及ぼす可能性がある。

この問題を改善するために、本研究室では直線翼列風洞における実験と数値流体解析(CFD)によって翼列周りの流れを調査し、最終的には高圧力比かつ剥離を回避できる翼端形状を考案することを目的としている。

そこで本研究では翼端漏れ流れが翼列性能に与える影響を調査するために、CFD コード UPACS⁽¹⁾を用いて翼列周りの流れ解析を行った。

2. 解析

2.1 UPACS

UPACS(Unified Platform for Aerospace Computational Simulation)は JAXA が開発した三次元圧縮性非定常ソルバーである。マルチブロック構造格子による解析に対応しており、セル中心型有限体積法に基づいて離散化が行われる。

2.2 解析対象

本研究室において直線翼列風洞による実験で使用している NACA65-810 を解析対象とする。翼弦長は 80mm とし、スパンは解析条件によって変更する。

2.3 解析条件

解析条件を表 1 に示す。共通した条件として、入口に流入速度 40m/s、流入角 30° の流入条件、出口に流出条件を与え、翼面の境界条件は滑りなし壁とした。解析格子の上面と下面は鉛直方向の周期境界条件とし、翼弦長と翼間距離の比であるソリディティは 1.0 とした。支配方程式は RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes)、乱流モデルは Spalart-Allmaras を使用した。

2.4 二次元モデル

最初は計算条件を把握し、翼型の性能を評価するために二次元解析を行った。UPACS は三次元ソルバーであるため、スパンは 10mm とし、解析格子の壁面は粘性の影響が無くなる滑り壁とすることで、二次元と同様の解析を行った。



Fig. 1 NACA65-810

Table 1 Analysis condition

Inflow velocity [m/s]	40
Inflow angle [degree]	30
Attack angle [degree]	9.7
Reynolds number [-]	2.13×10^5
Solidity [-]	1.0
Governing equation	RANS
Turbulence model	Spalart-Allmaras

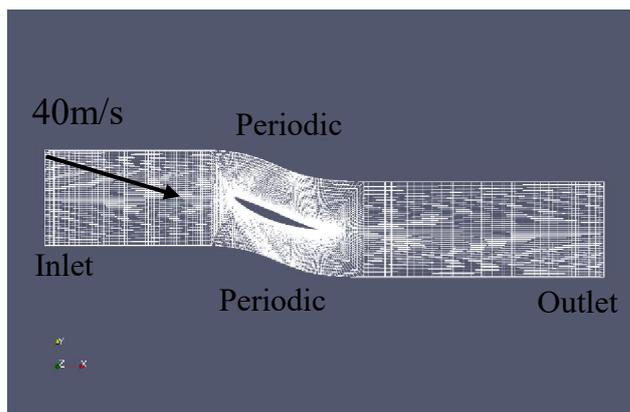


Fig.2 Common condition

2.5 三次元モデル(Case1,Case2)

三次元解析は翼スパンを実験と同じ180mmとした。境界条件として、解析格子の側面を滑りなし壁とした。滑りなし壁では粘性が影響する。また、チップクリアランスは無いものとする。

2.6 チップクリアランスモデル(Case3,Case4)

翼端漏れ流れを解析するために、三次元解析の格子にチップクリアランスを追加したモデルを図6に示す。チップクリアランスのスパンは3.6mmとし、格子は30層とした。

2.7 壁面移動条件

上記の三次元モデルとチップクリアランスモデルの条件に加えて、動翼を相対的に再現するための壁面移動条件を追加した解析をそれぞれ行った。格子数は等しく、壁面移動速度は鉛直方向に20m/sとした。

2.5~2.7における各解析ケースを表2に示す。

2.8 解析格子

各モデルの解析格子と境界条件を図3~図5、格子数を表3に示す。

Table 2 3D analysis Case

Case	Tip clearance [mm]	Moving wall velocity[m/s]
1	None	0
2		20
3	3.6	0
4		20

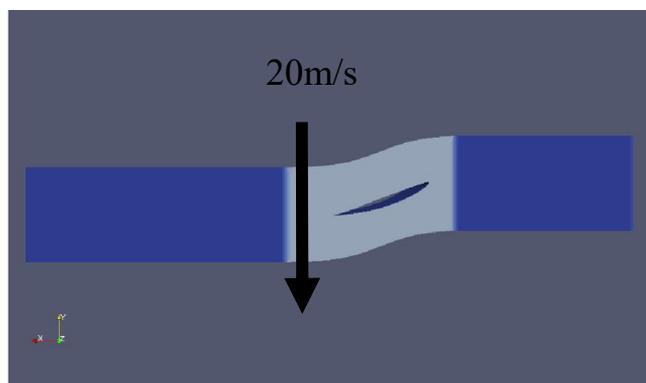


Fig. 3 Moving wall velocity

Table 3 Mesh sizes

Analysis condition	2D	3D with Tip clearance	
		none	3.6mm
Number of Cells	13,000	1,792,000	2,686,000

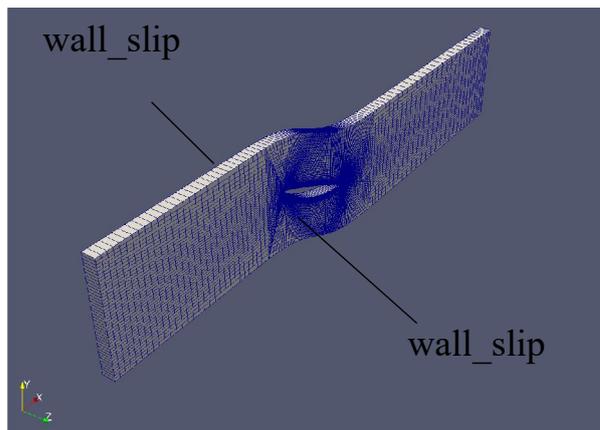


Fig. 4 Mesh for 2D analysis

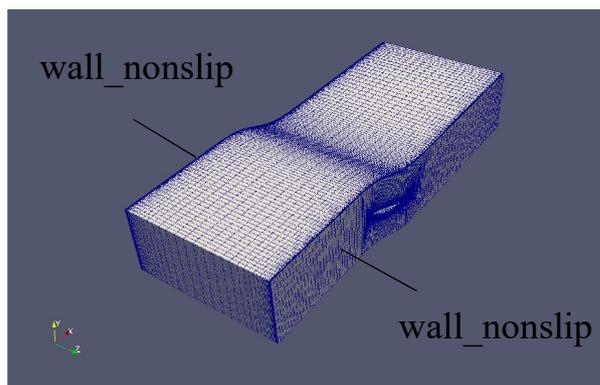


Fig. 5 Mesh for 3D analysis

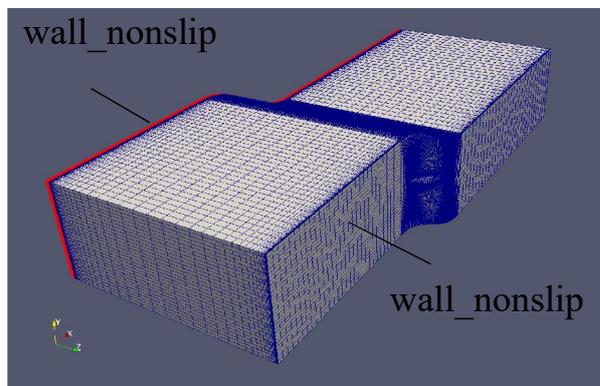


Fig. 6 Mesh for 3D with Tip clearance analysis

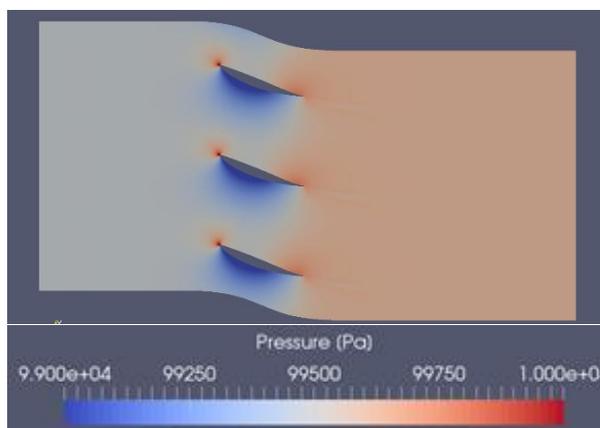


Fig. 7 Pressure distribution of 2D analysis

4. 解析結果

4.1 二次元解析

図7に二次元解析によって求めた圧力分布を示す。翼の後縁付近から出口にかけて圧力の上昇が確認できた。また、翼面の静圧から圧力係数 C_p を算出した。 C_p を NACA の Joseph⁽²⁾らの実験結果と比較したものを図8に示す。解析結果は実験結果と概ね一致していることが確認できた。 C_p は式(1)で計算した。

$$C_p = \frac{P_{tin} - P_l}{\frac{1}{2}\rho v^2} \quad (1)$$

C_p : 圧力係数
 P_{tin} : 入口全圧
 P_l : 翼面静圧
 ρ : 空気密度
 v : 流入速度

4.2 圧力損失

二次元解析と三次元解析の結果からそれぞれ算出した圧力損失係数を図に示す。圧力損失係数 P_{loss} は式(2)で計算した。

$$P_{loss} = \frac{P_{tin} - P_{tout}}{\frac{1}{2}\rho v^2} \quad (2)$$

P_{loss} : 圧力損失係数
 P_{tout} : 出口全圧

5. 結言

二次元解析から条件を追加していくにつれて圧力損失係数は増加していったため、三次元解析において壁面による損失を確認できた。

しかし、移動壁面条件を与えた場合、壁面と空気の間でせん断力が増加して損失に寄与すると考えられるが、今回の解析では顕著な損失の増加は確認できなかった。そのため、壁面付近の格子数の増加など、条件を変更した解析を行い、現時点での解析結果と比較する必要がある。

チップクリアランスを追加した時に翼端付近で漏れ渦が確認でき、圧力損失の増加に大きく影響したと考えられる。ただし、チップクリアランスの大きさが損失に及ぼす影響を調査するためには、チップクリアランスのスパン変更を変更した解析を複数パターン行う必要がある。

文献

- (1) 高木亮治, 山本一臣, 牧田, 光正, 榎本俊治, 山根敬, 向井純一, 山崎裕之, ”CFD 共通基盤プログラム UPACS の現状と今後の課題” (2001)
- (2) L. Joseph Herring, James C. Emery, John R. Erwin, ”SYSTEMATIC TWO DIMENSIONAL CASCADE TESTS OF NACA 65-SERIES COMPRESSOR BLADES AT LOW SPEEDS” NACA RML51G31 (1951)

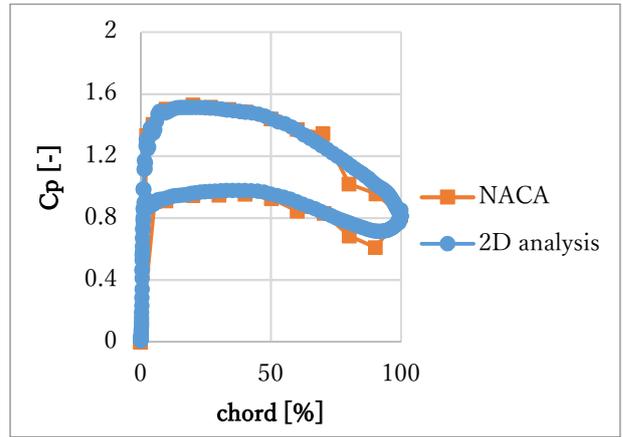


Fig. 8 Comparison of C_p

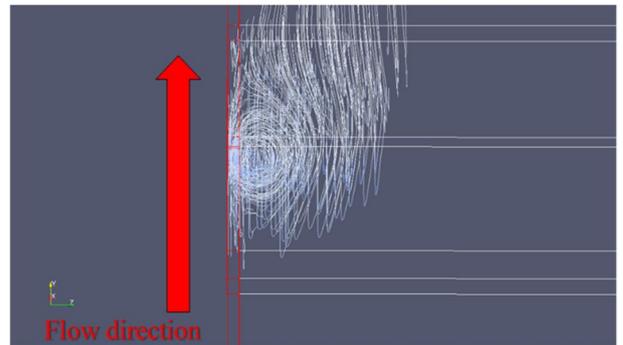


Fig. 9 Leakage vortex

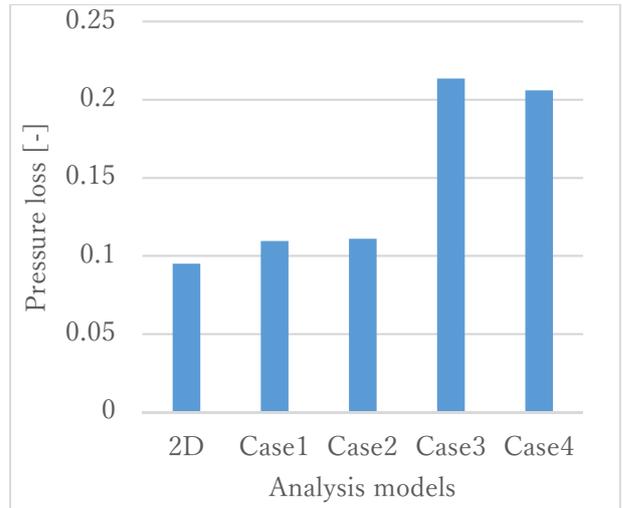


Fig. 10 Comparison of Pressure loss