FaSTAR を用いた翼端隙間のある直線翼列流れ解析

Flow Calculation of Linear Cascade with Tip Clearance using FaSTAR

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1230182 横山 貴大

1. 緒言

航空輸送量はかねてより拡大が続いており、COVID-19の流行で一時は減少したものの、2023年には元の水準に戻ると予想されている⁽¹⁾. 航空エンジンに対しては、安全性は勿論のこと、経済性や環境適合性の要求はますます厳しくなっている.

ジェットエンジンの燃料消費率を改善する方法の一つに, エンジンの圧力比を上昇させることが挙げられる.圧力比を 上げる方法としては「圧縮機の回転数を大きくし,一段あた りの仕事を増やす」ことが有効である.しかし,圧縮機の回 転数を大きくすると動翼に対する流入角が増大し,失速が発 生しやすくなり,エンジンの故障や事故に繋がる.そこで, 高回転数でも失速を起きにくくする,すなわち失速特性を改 善する必要がある.

今日の空力設計では、得られるデータの信頼性は高いが費 用や時間がかかってしまう「風洞実験」と、データの確かさ では及ばないが計算コストの低い「CFD」を相互補完的に利 用することで結果の信頼性を高めている.

翼形状を様々変化させて失速特性改善を図る場合,まずは スピード面で優れる CFD によって精度良い翼列流れ計算を 行い,その後風洞実験によってデータを補うことが有効であ る. 佐藤ら⁽²⁾は JAXA が開発中の圧縮性流体解析ソルバー 「UPACS⁽³⁾」により翼列の翼端漏れ流れに注目した研究を行 っているが, CFD の計算精度には物理モデルの近似や計算誤 差から限界があり,一つの CFD だけではどの程度まで信頼性 のある結果を得られているかが分からない.そこで本研究の 目的を「数値計算による,より高精度な翼列流れ解析の実現」 とした.

2. 研究方法

佐藤らの先行研究で用いられている UPACS と,同じく JAXA が提供する圧縮性流体解析ソルバーの「FaSTAR⁽⁴⁾」を用いて 翼列流れを計算し、失速特性を調査する.両ソルバーで結果 が異なる場合には圧力係数や流れの可視化によって詳細に 調査する.

実際のジェットエンジンは翼が環状に配置された「環状翼 列」であるが、遠心力やコリオリカの影響を除外したシンプ ルな流れとするため、先行研究では軸直径が動翼のスパン方 向長さに比べて十分に大きいと仮定した直線翼列を用いて いる.そこで本研究も直線翼列での解析とした.図1に直線 翼列へのモデル化の概要を示す.さらに、直線翼列の概略図 を図2に、翼列諸元を表1に示す.翼型はNACA65-810 翼型 を使用し、翼弦長80[mm]、翼スパン長180[mm]の矩形翼とし た.翼の取り付け角である食違い角ξを26.3[deg]で固定し、 流入角βを変化させることで翼に対する迎角αを変化させて いる.



3. 数值計算手法

3.1 計算条件

FaSTAR の計算条件は次の通りである.支配方程式は三次元 Navier-Stokes 方程式で,乱流モデルは Spalart-Allmaras モ デルを採用した.空間離散化には有限体積法のセル中心法を, 移流項の差分法には Roe スキームを,時間積分法には Matrix-Free の LU-SGS 法による陰解法を,粘性流束の計算 にはGreen-Gauss法と重み付き最小二乗法のハイブリッド手 法である GLSQ 法をそれぞれ用いた.また,空間精度の高次 精度化のため MUSCL 法を使用しているが,主流速度が低マッ ハ数のため制限関数は用いていない.UPACS の計算条件も基 本的には同じだが,粘性項離散化に二次精度中心差分を,時 間積分法には MFGS 法による陰解法を用いている.

3.2 計算格子及び境界条件

計算対象は直線翼列の一流路をモデル化したものを用いた.周期境界条件により,格子の下側から出た流れを格子の上側から流入させることで直線翼列の流れを再現している. 格子生成ソフトには流体解析用の高品質メッシュジェネレーター「Pointwise」を使用した.格子は構造格子を採用し,境界層格子は粘性底層内に格子が5点配置されるように, y⁺ = 1としたときの高さを第1層目とし,成長率を1.2として5点目まで成長させた.図3に計算格子の全体図を示す. また図4に対応した境界条件を表2に,主流条件を表3に示す.流入角が増加することで迎角も増加する.翼端と翼端側 壁面の間には3.5[mm]の翼端隙間を設けている.図3及び図 4に翼端隙間の部分を赤く示している.隙間部分の境界条件 は隣接する境界面と同じである.



0	2	0

Table 2 Boundary conditions	3.
-----------------------------	----

Boundary	Boundary condition	
Inflow	Total pressure,	
	temperature, vector given	
Outflow	Static pressure given	
Wing	No slip wall	
Wall	No slip wall	
Periodic1	Periodical	
Periodic2	Periodical	

Table 3	Flow conditions.
Inlet velocity[m/s]	40
Angle of attack[deg]	21.7 - 28.7
Inlet angle[deg]	48 - 55
Reynolds number[-]	219000
Total pressure on inflow[Pa] 101666.1 -101789.2
Static pressure on	101325
Total temperature on	288.9464

4. 計算結果

図 5 に流入角と翼全体の揚力係数の関係を示す. 揚力係数 が大きく下がり始める流入角が翼の失速する点であり, FaSTAR では 52[deg], UPACS では 51[deg]となった.



Fig.5 Lift coefficient with respect to inlet angle.

FaSTAR で失速点が一度分遅れている理由を調べるため,結 果が大きく異なる流入角 52[deg]の流れ場を詳しく見ていく. まずは翼端から 5%span 位置及び 50%span 位置での翼面圧力 係数分布を図 6 に示す. 図の横軸は翼前縁からの距離を翼弦 長で割ることで無次元化した Percent chord[-]で,0の点が 翼の前縁を,100の点が翼の後縁を表している.縦軸の圧力 係数 C_p は,主流の全圧Pからある位置における翼面圧力 p_l を 引いた値を主流の動圧qで割ることで無次元化した値である. 翼面圧力の小さい低圧の部分ほど圧力係数は高くなる.





図 6 より, FaSTAR の結果と比較すると UPACS では翼端付 近の 5% span 位置では途中までは流れが付着しておりその後 剥離していることが分かる. 一方スパン中央の 50% span 位置 ではかなり前方より剥離が始まっていることが分かる.

続いて、剥離の様子などをより詳細に確認するため、翼背 面上の流れを可視化したものを図7に示す.



Fig.7 Flow on blade suction surface (inlet angle = 52[deg]).

図7より、UPACSでは25%chord付近から大きく剥離し、流れ が乱れているのに対し、FaSTARでは60%chord付近から流れ が剥離していることが分かる.

5. 考察

FaSTAR と UPACS でこのように異なる結果が得られた理由 の一つとして考えられるのが乱流モデルのチューニングで ある. 今回の計算では FaSTAR も UPACS も Spalart-Allmaras モデルを採用しているが,両ソルバーで計算を行う際に使用 される定数値が僅かではあるが異なっていたり,ユーザー側 が変数として与える部分の指定方法が異なっているため,完 全に同じ乱流条件での計算が出来ていなかった可能性があ る.

また,粘性計算の手法として FaSTAR では GLSQ 法により勾 配計算を行っており,対する UPACS は二次精度中心差分によ り行っているため,この手法の違いも併せた複合的な粘性流 束の取り扱い方の差によって翼面での流れの剥離や乱れに 違いを与えたと考えられる.

しかし,今回の研究では流入角を1度刻みにしているため, 例えば失速点付近を 0.1 度刻みなど更に細かく計算してい くと両ソルバーの失速点の差は縮まる可能性があり,今後は もっと詳細に調べる必要がある.

6. 結言

本研究では圧縮機翼列を模した直線翼列を対象に,内部流 の数値計算を FaSTAR と UPACS の二つの CFD ソフトで行い, ソルバー間による解析結果の差異とその原因を調査,考察し た.使用ソルバーによって失速点が異なった理由としては, 計算手法や定数値,設定した変数値の違いなどで差が生じた 可能性もあり,計算条件をより細かく変化させるなど,より 詳細に調査する必要がある.

謝辞

本計算結果は宇宙航空研究開発機構 JAXA が所有する高速 流体解析ソフトウェア「FaSTAR」及び三次元圧縮性流れソル バー「UPACS」を利用することにより得られたものである. UPACS を使用するにあたり JAXA の山本一臣氏と賀澤順一氏 には貴重なご助言を頂いた.ここに感謝の意を表す.

文献

- (1) 民間航空機に関する市場予測 2022-2041, 一般社団法人 日本航空機開発協会(2022)
- (2) 翼端に加工した溝が圧縮機直線翼列の失速特性と流れ 場に及ぼす影響, 佐藤拓, 日本機械学会 中国四国支部 第 61 期総会・講演会(2023)
- (3) CFD 共通基盤プログラム UPACS の開発,山本一臣,他
 6名,第14回数値流体力学シンポジウム(2000)
- (4) FaSTAR 理論マニュアル, 宇宙航空研究開発機構 JAXA(2014)