

NASA Rotor 67 回転駆動時のナセル内部流の非構造格子 CFD 解析

Internal aerodynamic performance evaluation for the NASA Rotor 67 under a rotating condition by an unstructured hybrid mesh method

- 石川 晴基, 電通大, 〒182-8585 東京都調布市調布ヶ丘 1-5-1, E-mail: h-ishikawa@uec.ac.jp
- 千葉 一永, 電通大, 〒182-8585 東京都調布市調布ヶ丘 1-5-1
- 大庭 芳則, IHI, 〒196-8686 東京都昭島市拝島町 3975-18
- Haruki Ishikawa, The University of Electro-Communications, 1-5-1 Chofugaoka, Chofu, Tokyo 182-8585, Japan
- Kazuhisa Chiba, The University of Electro-Communications, 1-5-1 Chofugaoka, Chofu, Tokyo 182-8585, Japan
- Yoshinori Ooba, IHI Corporation, 3975-18, Haijima-cho, Akishima-shi, Tokyo 196-8686, Japan

The goal of this study is to evaluate the performance around a wholly configured aircraft equipped with operating engines. We performed full annulus Navier-Stokes calculations for NASA Rotor 67 rotating at 16043 rpm on an unstructured hybrid mesh to evaluate typical performances of the rotor such as the adiabatic efficiency and an averaged total pressure ratio of the fan; the study compared our numerical performances with the NASA's experimental those. As a result, corrected mass flow under the choke condition and the flow rate near peak efficiency corresponded with substantially small error. Moreover, shock waves emerged in the passage; their shapes revealed partially different around the tip of each blade.

1. 緒言

次世代民間用航空機の開発において、燃費削減を主目的としてショートインレット、スリムナセルを搭載した高バイパス比エンジンの導入が積極的に検討されている⁽¹⁾。一方で高バイパス比エンジンはナセル吸入部の径が増大する傾向にあり、インレットディストーション、すなわち静圧、全圧や流入角度などのナセル吸入面内分布が、半径方向や周方向、あるいは複合的に不均一となる現象が発生し、翼全圧比や断熱効率を変動させる可能性が高まる。全機統合かつナセル内部動翼回転駆動の形態での包括的な数値計算によって、発生しうるインレットディストーションの形態を調べ、それらの各々に対して動翼性能の変動を定量的に予測する事は、今後の航空機エンジン開発において重要となる。

本発表では以上に先立ち、動翼のみを搭載したエンジンの動翼回転駆動時の内部流れを、非構造格子により単独で取り扱う。非構造格子は要素配置の自由度が高く形状再現性に優れており、曲率変化への柔軟な対応が可能のため、パイロンや動翼の 3 次元翼形状など、機体全体の随所にみられる複雑形状への親和性が高い。動翼及び流路壁の初期計算対象として、形状データや内部流の実験結果が公開されている NASA Rotor 67⁽²⁾を採用し、非構造格子による均一流入の際の動翼回転を伴う内部流を FaSTAR によって計算した。代表的な動翼性能である翼前後の全圧比や翼断熱効率の大気条件修正流量ごとの値を NASA による流れ場実験⁽²⁾との比較した。

2. 計算格子および計算手法

NASA による Rotor 67 実験レポート⁽²⁾の表 I に記載の翼形状データと表 II に記載の翼根・翼端側の各流路壁の形状を元に、NASA Rotor 67 動翼 22 枚を流路内の所定の位置に全周配置した STL ファイルを作成し、格子生成ソフトウェア MEGG3D⁽³⁾を用いてプリズムと四面体からなる非構造格子を生成した。計算格子を図 1(a) に示す(翼端側の流路壁は描画していない)。表面形状は図 1 の X 軸に関して回転対称であり、座標系の原点は Rotor 実験レポートの表 I に準拠し、各翼前縁を含む断面と X 軸の交点に位置する。X 軸方向の計算領域は NASA 実験⁽²⁾の表 II の範囲の全てで、本来静翼が置

かれる位置とその後方も含む。図 1(a)の左端と右端はそれぞれ流入面、流出面である。NASA Rotor 67 には設計上、翼端と流路壁間の隙間(tip gap)および翼根と流路面の接続フィレット(hub fillet)が存在する⁽²⁾が、空間格子頂点数の削減のためにこれらを導入していない[図 1(b, c)]。各動翼の表面解像度は、翼端面(tip gap が無いため流路壁との交線)で前縁と後縁は翼上面、翼下面の各四分円に 15 点程度、その他の翼弦上で 80 点程度であり、翼根部(hub fillet 無し)は前縁と後縁は翼上面、翼下面の各四分円に 30 点程度、その他の翼弦上で 80 点程度である。スパン方向の表面解像度は前縁で 2300 点程度、後縁で 1700 点程度である。表面格子の要素は三角形であり、表面格子の前縁と後縁の一部に解像度が相対的に低い(翼上面、翼下面を合わせた半円上の解像度が 10 点程度)箇所が存在する。翼面および流路面上にプリズム層は 10 層存在し、ストレッチングファクタは 1.425 である。計算における Re 数は 1.0×10^6 程度

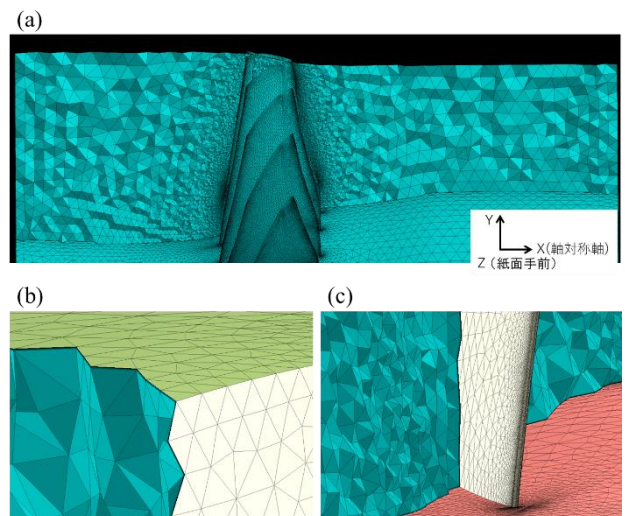


Fig. 1 Computational mesh for flow around NASA Rotor 67 blades and walls of the nacelle. (a) Overview of the mesh. (b) Meshes around the tip of a blade and outer wall. (c) Meshes around the hub of a blade and inner wall.

であり、これを元にプリズム層の第 1 層の高さを境界層厚さの約 2% とした(Re 数は基準長さに Rotor 67 動翼 1 枚の代表翼弦長を用い、他の基準値は NASA 実験⁽²⁾の表 III(b)の流量等から算出。Re 数は計算条件で変わるが概ね同一値)。流入直後の計算解像度を確保するため、流入面にも 10 層の格子を配置している(プリズム層が存在しないのは流出面のみである)。以上の通り格子を生成した結果、空間格子全体の総頂点数は約 4023 万となった。

流体解析には FaSTAR^{(17),(18)}を利用した。FaSTAR における回転運動の計算は、回転系の Navier-Stokes 方程式を固定座標系の速度成分で書き表した式、すなわち非粘性流速に格子移動速度を用いて変更を施し、コリオリ力に対応する項をソース項として追加した式⁽¹⁹⁾を解くことで実施される⁽²⁰⁾。格子の回転は図 1(a)の格子座標系の X 軸を中心に行われ、回転速度 16043 rpm が各翼を紙面手前側に倒す方向に作用する。FaSTAR は重合格子計算に対応していないため、翼端側流路壁も含めた格子全体に定常回転が加わる。非粘性流速の計算には HLEW スキームを、時間積分には LU-SGS 法をそれぞれ用いた。Navier-Stokes 方程式の空間精度は 2 次である。乱流モデルは

- ・ 1 方程式モデルであり計算負荷が小さいこと
- ・ 構造格子による結果であるが、先行研究⁽²¹⁾が Rotor 67(tip gap と hub fillet あり)を SA モデル、 $k-\epsilon$ モデル、SST モデルでそれぞれ周期計算したところ、SA モデルの翼断熱効率と翼全圧比の再現性が最も高かったこと

から、本研究では SA モデルを採用した。

計算における境界条件は以下のとおりである。

- ・ 翼面(22 枚)、翼根側、翼端側の流路壁は滑り有(対称)壁。
- ・ 流入条件は静圧、静温、流速固定。
- ・ 流出条件は静圧固定。

上述の通り FaSTAR の回転効果の計算は絶対系の速度によって行われるため、滑り無し断熱壁とすると当該面上で回転に対応する速度が出力されないと考え、翼面と流路壁面の境界条件を滑り有り(対称)壁としている。計算中は CFL 数を 1.5 で固定した。以上の条件下で、16043 rpm の回転運動を格子に与え、内部流の定常解析を行った。

3. 数値計算結果

本節で用いた記号や添え字の定義を箇条書きで示す。

- ・ P 全圧, T 全温度, ρ 密度
- ・ u, v, w X 方向, Y 方向, Z 方向の絶対速度。
- ・ γ 比熱比。
- ・ \bar{P}_k, \bar{T}_k 動翼回転軸に垂直な面における全圧あるいは全温度の平均。添え字 1 は翼上流の、添え字 2 は翼下流の、添え記号 in は流入面近傍の一断面上の平均値を表す。平均は各断面について下式の通り計算される。

$$\bar{P}_k = \left(\frac{\int P^{(\gamma-1)/\gamma} \rho u \, dA}{\int \rho u \, dA} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}, \bar{T}_k = \frac{\int T \rho u \, dA}{\int \rho u \, dA}.$$

- ・ η 翼断熱効率。次式で定義される。
- $$\eta = \frac{(\bar{P}_2/\bar{P}_1)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{(\bar{T}_2/\bar{T}_1) - 1}.$$
- ・ \dot{m} 質量流量, \dot{m}_{corr} 大気条件修正流量。 \dot{m}_{corr} は次式で定義する。本文中で単に修正流量と書くことがある。

$$\dot{m}_{\text{corr}} = \dot{m} \cdot \sqrt{\frac{\bar{T}_{\text{in}}}{288.15 \text{ [K]}}} \cdot \frac{101325 \text{ [Pa]}}{\bar{P}_{\text{in}}}.$$

平均の計算には Intelligent Light 社の可視化ソフトウェア Field View 18.0 の積分機能を用いた。

- ・ $u_{\text{rel}}, v_{\text{rel}}, w_{\text{rel}}$ 回転座標系で観察した X 方向, Y 方向, Z 方

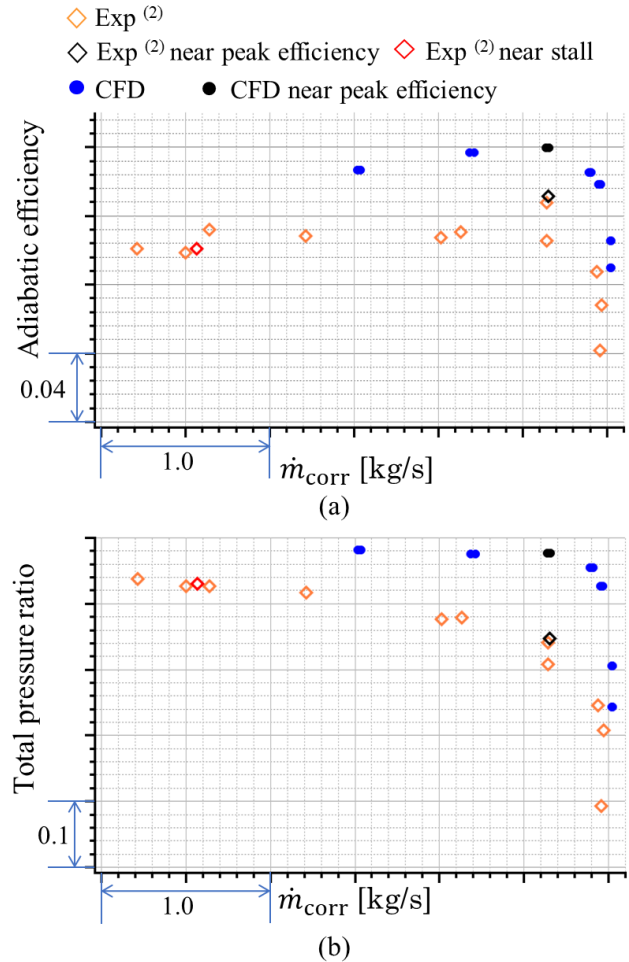


Fig. 2 Adiabatic efficiency (a) and total pressure ratio (b) of NASA Rotor 67 are displayed as functions of corrected mass flow. Computational results (closed circles) are compared with the NASA's experimental results⁽²⁾ (open squares). Each square was plotted by reading off values of adiabatic efficiency, rotor total pressure ratio and mass flow rate for each NASA's experimental conditions shown in Fig. 12 of reference⁽²⁾. Black open square on each plot represents near peak adiabatic efficiency point in the NASA's experiment⁽²⁾. Black open circle represents the point of maximum efficiency among 7 simulated conditions.

向の相対速度。絶対速度との変換式 $\vec{v} = \vec{v}_{\text{rel}} + \vec{\omega} \times \vec{r}$ により

$$\begin{aligned} u_{\text{rel}} &= u, \\ v_{\text{rel}} &= v + z \cdot (16043 \text{ [rpm]}), \\ w_{\text{rel}} &= w - y \cdot (16043 \text{ [rpm]}). \end{aligned}$$

と計算される。ただし $\vec{v}_{\text{rel}} = (u_{\text{rel}}, v_{\text{rel}}, w_{\text{rel}})$, $\vec{v} = (u, v, w)$, $\vec{r} = (x, y, z)$ 。 $\vec{\omega}$ は回転角速度ベクトルで、2 節の定義より $\vec{\omega} = (16043 \text{ [rpm]}) \cdot (1, 0, 0)$ である。相対マッハ数は \vec{v}_{rel} の大きさを局所音速で除することで算出される。

図 2 に、翼断熱効率 η と翼全圧比 (\bar{P}_2/\bar{P}_1) の計算結果と NASA 実験⁽²⁾との比較を示す。本研究では異なる流入流出条件で 7 件の計算を行った。図 2 の横軸が修正流量 \dot{m}_{corr} であり、縦軸が翼断熱効率および翼全圧比である。数値計算(丸印)では各ケースで流入と流出の修正流量の値に相対誤差 0.1%未満の差が生じたため、これを表示点の幅で表現している。併記の NASA 実験結果⁽²⁾は、当該文献の図 12 から数値を読み取り、同図の説明文中のチョーク流量値を乗じて横軸を有次元化したものである。

先ずチョーク流量の算出のため、定常計算の残余の収束を確認

しながら修正流量が増大する方向に流入面と流出面の設定値を変更し、修正流量の収束と計算値の急激な減少を待った。図 2 の右側 4 点で翼断熱効率と全圧比が急低下し、最右 2 点の修正流量値がほとんど変化しないことを確認したため、各図性能最下点の \dot{m}_{corr} 値を計算における翼列チョーク修正流量とした。NASA 実験のチョーク修正流量も同様に図 2 各図の性能最下点の \dot{m}_{corr} 値であり、具体値は文献⁽²⁾図 12 に記載されている。横軸位置で計算と NASA 実験⁽²⁾のチョーク点は極めて近く、NASA 実験⁽²⁾のチョーク修正流量値を基準に算出した計算チョーク修正流量の相対誤差は約 0.2% である。

図 2(a)は翼断熱効率の計算値を NASA 実験⁽²⁾と比較している。図 2(a)において、計算結果をチョーク側から辿ると程無く効率最大点を迎え、以後なだらかな減少に転じているが、これは NASA 実験⁽²⁾プロットの定性的な挙動に一致する。計算点 7 点中で最大効率を与えた修正流量と NASA 実験⁽²⁾の効率最大流量は、計算の流入と流出の修正流量の差の範囲内で一致している。一方で各計算点の断熱効率値は NASA 実験⁽²⁾と比べて最大 7% 程度大きい。

図 2(b)に翼全圧比の計算結果の比較を示す。計算結果はチョーク付近では NASA 実験⁽²⁾と同様に修正流量の増加に伴い急激な減少を示すが、計算点 7 点中の最大効率点を含む修正流量が小さい 3 計算点について、修正流量の増加に伴う全圧比値の減少は 0.02 未満に留まる。一方 NASA 実験⁽²⁾では最大効率点までに修正流量の増加に伴って全圧比が 0.1 程度減少しており、明らかに NASA 実験⁽²⁾と計算は整合していない。この要因として tip gap の有無以外に、翼面近傍のプリズム数が 10 点であり解像度が低いこと、翼面の境界条件が滑り有り(対称)壁であること、計算を高全圧比側から低全圧比側へ進めたためにヒステリシス(履歴現象)が発生していることが考えられる。ヒステリシスの可能性を調査するため、チョーク側からストール側へ進行する計算を現在計画中である。

相対マッハ数分布を NASA 実験⁽²⁾と比較する。図 3 に、断熱効率が最大の状態(図 2 の各図の黒色シンボル)における相対マッハ数分布を翼端付近で比較した図を示す。図 3(a)は前縁スパン 90% 位置を通る円筒面上の相対マッハ数分布である。図 3(b)は図 3(a)の翼間流路の線上の相対マッハ数を示し、横軸は上流側を基準にした線上の位置である。図 3(c)は NASA 実験⁽²⁾による翼端から 10%位置の等スパン面上の相対マッハ数分布である。翼上面の近傍に着目すると、図 3(a)の計算結果では前縁より 85%程度の後方位置から衝撃波が形成されている。図 3(c)の NASA 実験⁽²⁾でも翼上面の後方から衝撃波が形成されているが、図 3(a)の衝撃波よりもわずかに上流側である(NASA 実験⁽²⁾の図 18、翼上面から 10%位置の相対マッハ数分布より、相対マッハ数 1.35 が約 67%位置、相対マッハ数 1.2 は前縁より約 75%位置であることが読み取れる)。図 3(c)では翼上面で衝撃波端の手前の一部で相対マッハ数が回復しているが、これは図 3(a)の計算結果でも再現されている。

一方で翼間流路の中央部から翼下面については、相対マッハ数分布が異なる。図 3(a)の計算結果では細く明確な衝撃波が形成されているが、図 3(c)の NASA 実験では有る程度の幅を持った衝撃波が形成されている(NASA 実験⁽²⁾の図 19, pp. 59-63 各左図の 100% ピッチ付近の値を参照すると、翼下面近傍では前縁より約 3.6%から約 40%の範囲で相対マッハ数が 1 より大である)。また計算では相対マッハ数が衝撃波直後から 0.84 程度となっている[図 3(b)]のに対し、NASA 実験⁽²⁾では翼間流路の最後方まで相対マッハ数 1 以上を維持している。これは回転定常計算の境界条件が「滑り有り(対称)壁」であることの影響であり、翼面近くで流れが非粘性的であるために衝撃波の集積が翼面付近で起こり、流路間でもこれに付随して薄く強い衝撃波が形成されている。また図 3(a)において前縁と後縁で相対マッハ数が低下しているが、前縁、後縁に微小な剥離が生じているためと考えられる。可視下面上では翼上面の

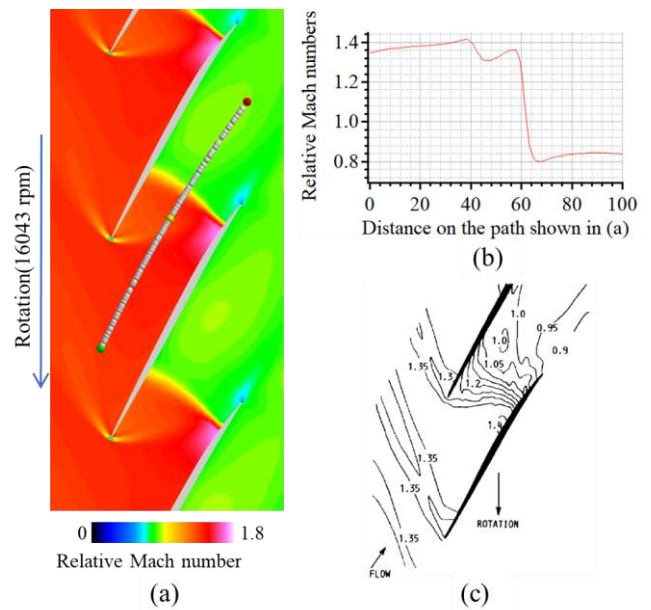


Fig. 3 Calculated relative Mach numbers at near peak efficiency [(a) and (b)] are compared with the measurements presented in NASA Technical paper 2879⁽²⁾ [(c)]. (a) Color map of relative Mach numbers on the cylindrical plane that passes 90% span of leading edge from hub. (b) Distribution of relative Mach number on the path that is shown in the panel (a). (c) Contour plot of relative Mach numbers at 10% span from shroud at flow near peak efficiency. The panel (c) is cited from left subsection of the panel 17 (a) of the reference⁽²⁾.

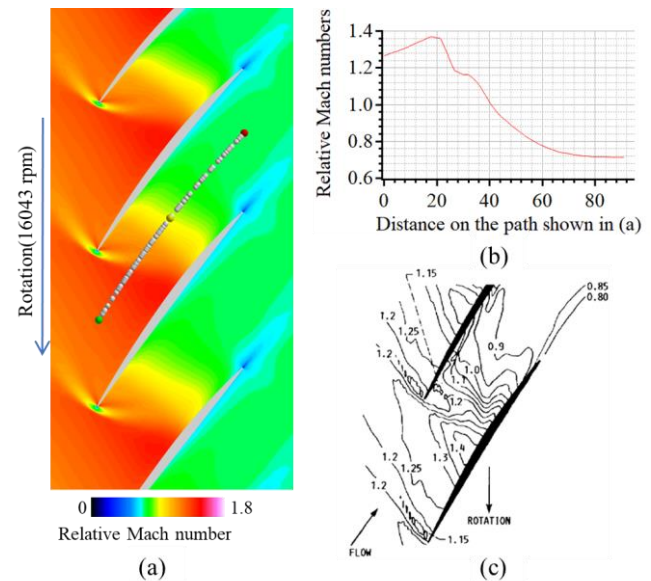


Fig. 4 Calculated relative Mach numbers at near peak efficiency [(a) and (b)] are compared with the measurements presented in NASA Technical paper 2879⁽²⁾ [(c)]. (a) Color map of relative Mach numbers on the cylindrical plane that passes 70% span of leading edge from hub. (b) Distribution of relative Mach number on the path that is shown in the panel (a). (c) Contour plot of relative Mach numbers at 30% span from shroud at flow near peak efficiency. The panel (c) is cited from left subsection of the panel 17 (b) of the reference⁽²⁾.

前縁円弧部を覆う半円状の剥離域と、翼下面の後縁円弧部の中央部から翼上面との接続点にかけて剥離域が存在する。

図 4 に、断熱効率が最大の状態における相対マッハ数分布を動翼スパン 70%位置付近で比較した図を示す。図 3 と同様に、図 4(a)は数値計算における前縁スパン 70%位置を通る円筒面上の相

対マッハ数分布を、図 4(b)は図 4(a)の翼間流路上の線上の相対マッハ数をそれぞれ示しており、図 4(c)は NASA 実験²⁾における翼端から 30%位置の等スパン面の相対マッハ数分布である。図 4(a)の計算結果では翼上面の後方と翼下面の間に、翼に垂直な相対マッハ数減少領域が幅を持って形成されている。図 4(c)の計算結果においても、翼上面、翼下面に垂直な等相対マッハ数線が見られる。図 4(b)から図 4(a)プロット線上の相対マッハ数を確認すると、線上約 20%の位置から相対マッハ数が増加から減少に転じ、流路内約 45%位置で相対マッハ数が 1 に達しているが、NASA 実験²⁾でも文献²⁾の図 22 の 50%ピッチの図から、翼存在位置の約 23%で相対マッハ数最大値 1.4 程度を取り、翼存在位置の約 45%で相対マッハ数 1 に達している。以上より、翼根側から 70%スパン位置付近では計算結果と実験が整合している。また図 4(a)においては、前縁にのみ微小な剥離域が生じており、可視化面上では翼上面の前縁円弧部を覆う半楕円様の逆流域と、後縁円弧の翼下面部分に、翼上面との結合部から下面円弧の中央にかけて剥離域が存在する。

4. 結言と課題

本論文では、非構造格子による機体、主翼、エンジンの統合計算をエンジン内部動翼が回転駆動した状態で実施することを目指し、動翼回転時のエンジン内部流単独で計算を行った。非構造格子によるエンジン動翼回転を伴う内部流計算は例が無く、計算による動翼性能の再現性確認を同時に行うため、性能が公開されている既存の NASA Rotor 67 を計算対象とし、プリズム付き非構造格子の作成と 3 次元圧縮性流体ソルバ FaSTAR を用いた定常回転計算を実施した。

計算によって、代表的な動翼性能である翼断熱効率と翼の全圧比を NASA 実験と同一の回転速度である 16043 rpm で得、翼断熱効率が最大となる点の修正流量やチョーク流量は Rotor 67 の NASA 実験²⁾を非常に小さい誤差で再現した。一方、翼断熱効率と全圧比が実験との相対誤差が数パーセント高めに、全圧比が修正流量に対し殆ど変動しない部分がある、衝撃波像と位置が翼端で異なる等、NASA 実験²⁾と異なる挙動もあった。本論文の計算条件が NASA 実験²⁾と異なる点として、翼の tip gap が存在しないこと、壁面条件が滑り有り(対称)壁であることが挙げられる。本計算では、tip gap が存在しないため、翼端付近の逆流域がほとんど存在しない。例えば図 3、図 4 で可視化した計算点内の翼断熱効率最大の状況では、翼上面の後縁ごく近くに細く分布するのみである。また滑り有り(対称)壁であることで壁面境界層が存在しなくなり、全圧比が増大する傾向にある。一方、低流量側で全圧比がほぼ一定であることは、翼面条件に加え、計算の進行方向に因るヒステリシスや、プリズム層数の不足による低解像度などが原因と考えられる。

計算結果の格子密度依存性の調査も課題である。文献²⁾は、構造格子による結果であるが、CFD で乱流モデルの比較のほか SA モデルでの格子依存性の調査も行っており、チョーク時の修正流量に格子密度依存性は見られず、翼断熱効率と全圧比は増大する側に収束するとしている。非構造格子でも計算結果の格子密度依存を調査し、チョーク流量や性能値の収束挙動が同様の傾向になるかの確認や衝撃波像の変化、翼前縁、後縁の微小な剥離域の有無(格子の部分的な粗さが一因と考えられる)の調査が必要である。

本研究では、非構造格子による Rotor 67 回転駆動状態における内部流計算を行い、前述の通り幾つかの課題が明らかになった。今後の計算ではスライディングメッシュ法の乱流断熱壁計算や重合格子計算を行い、実験との一致度の向上を図るとともに、機体との統合を進めている。

謝辞

Whole images were created using FieldView18.0 as provided by Intelligent Light via its University Partners Program.

参考文献

- (1) Wesley Lord, "Propulsion Technology Direction", 3rd UTIAS International Workshop on Aviation and Climate Change (2012), http://goldfinger.utias.utoronto.ca/IWACC3/IWACC3/Program_files/Lord_IWACC_2012.pdf (2019 年 9 月 19 日閲覧)
- (2) Strazisar, A. J., Wood, J. R., Hathaway, M. D and Suder, K. L., "Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor", NASA Technical paper 2879 (1989).
- (3) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," AIAA Journal, Vol. 40, No. 3, March 2002, pp. 490-496, DOI: 10.2514/2.1672.
- (4) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 39, Issue 1, May 2002, pp. 75-96, DOI: 10.1002/flid.281.
- (5) Ito, Y., Shih, A. M. and Soni, B. K., "Reliable Isotropic Tetrahedral Mesh Generation Based on an Advancing Front Method," Proceedings of the 13th International Meshing Roundtable, Williamsburg, VA, September 2004, pp. 95-105.
- (6) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Improvements in the Reliability and Quality of Unstructured Hybrid Mesh Generation," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 45, Issue 1, May 2004, pp. 79-108, DOI: 10.1002/flid.669.
- (7) Ito, Y., Shum, P. C., Shih, A. M., Soni, B. K. and Nakahashi, K., "Robust Generation of High-Quality Unstructured Meshes on Realistic Biomedical Geometry," International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol. 65, Issue 6, February 2006, pp. 943-973, DOI: 10.1002/nme.1482.
- (8) Ito, Y., Shih, A. M., Soni, B. K. and Nakahashi, K., "Multiple Marching Direction Approach to Generate High Quality Hybrid Meshes," AIAA Journal, Vol. 45, No. 1, January 2007, pp. 162-167, DOI: 10.2514/1.23260.
- (9) Ito, Y., Murayama, M., Yamamoto, K., Shih, A. M. and Soni, B. K., "Efficient Computational Fluid Dynamics Evaluation of Small Device Locations with Automatic Local Remeshing," AIAA Journal, Vol. 47, No. 5, May 2009, pp. 1270-1276, DOI: 10.2514/1.40875.
- (10) Ito, Y., Shih, A. M. and Soni, B. K., "Octree-Based Reasonable-Quality Hexahedral Mesh Generation Using a New Set of Refinement Templates," International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol. 77, Issue 13, March 2009, pp. 1809-1833, DOI: 10.1002/nme.2470.
- (11) Ito, Y., Shih, A. M. and Soni, B. K., "Efficient Hexahedral Mesh Generation for Complex Geometries Using an Improved Set of Refinement Templates," Proceedings of the 18th International Meshing Roundtable, Salt Lake City, UT, October 2009, pp. 103-115, DOI: 10.1007/978-3-642-04319-2_7.
- (12) Ito, Y., Murayama, M., Yamamoto, K., Shih, A. M. and Soni, B. K., "Efficient Hybrid Surface and Volume Mesh Generation for Viscous Flow Simulations," AIAA Paper 2011-3539, 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Honolulu, HI, June 2011.
- (13) Ito, Y., Shih, A. M. and Soni, B. K., "Three Dimensional Automatic Local Remeshing for Two or More Hybrid Meshes," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 66, Issue. 12, August 2011, pp. 1495-1505, DOI: 10.1002/flid.2324.

- (14) Ito, Y., Shih, A. M. and Soni, B. K., "Hybrid Mesh Generation with Embedded Surfaces Using a Multiple Marching Direction Approach," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 67, Issue 1, September 2011, pp. 1-7, DOI: 10.1002/flid.1962.
- (15) Ito, Y., "Challenges in Unstructured Mesh Generation for Practical and Efficient Computational Fluid Dynamics Simulations," Computers & Fluids, DOI: 10.1016/j.compfluid.2012.09.031, in print.
- (16) Ito, Y., Murayama, M., Yamamoto, K., Shih, A. M. and Soni, B. K., "Efficient Hybrid Surface/Volume Mesh Generation Using Suppressed Marching Direction Method," AIAA Journal, Vol. 51, No. 6, June 2013, pp. 1450-1461, DOI: 10.2514/1.J052125.
- (17) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Ishiko, K., Hishida, M., Sakashita, M. and Lahur, P., "Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR'", AIAA-2012-1075.
- (18) 橋本 敦, 村上 桂一, 青山 剛史, 菱田 学, 坂下 雅秀, ラフォーレ パウルス "高速な非構造格子流体ソルバ FaSTAR の開発." 日本航空宇宙学会論文集 63.3 (2015): 96-105.
- (19) Chen, J. P., et al. "Comparison of computations using navier-stokes equations in rotating and fixed coordinates for flow through turbomachinery." 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1997.
- (20) 宇宙航空研究開発機構, "FaSTAR 理論マニュアル"(2012).
- (21) Spotts, N. and Gao, X., "A Comparative Study of Turbulence Models for RANS Simulations of Rotor 67.", AIAA-2016-0608.