

aFJR プロジェクトにおける数値シミュレーション

西澤敏雄、榎本俊治、賀澤順一、北條正弘、石井達哉（宇宙航空研究開発機構）

Numerical Simulations in aFJR Project

by

Toshio Nishizawa, Shunji Enomoto, Junichi Kazawa, Masahiro Hojo, Tatsuya Ishii

ABSTRACT

JAXA promotes the advanced Fan Jet Research (aFJR) project. This project focuses on weight reduction technology and aerodynamic efficiency improvement technology, either of which reduce engine fuel consumption or CO2 emission. To achieve lighter-than-ever fan/LPT blades disks and acoustic liners, numerical simulations on detailed phenomena of impact damages are used in the structural design of these components. CFD simulations are also applied to examine the transition phenomenon of the boundary layer on fan blade surface and to expand its laminar region so that the aerodynamic efficiency is to be improved.

1. はじめに

航空機についても CO2 排出基準の国際的取り決めが進められる中、航空エンジンの低燃費化はますます重要な課題となっている。低燃費化は熱効率や推進効率の向上、エンジンを含む機材の軽量化や揚抗比向上（抵抗削減）、運航方式の改善等によって進められている。環境適合性能がエンジン開発の国際競争力を左右する時代であり、先進的な研究開発成果を実用化へ繋げる活動がますます重要視されている。

宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空技術部門では、将来の超高バイパス比エンジン開発に向け、環境適合技術の競争力向上を目指し、高効率軽量ファン・タービン技術実証（aFJR プロジェクト）を平成 25 年度から開始している。ファンおよび低圧タービンの空力効率向上と軽量化の技術に関する研究開発を、IHI、東京大学、筑波大学、金沢工業大学との共同研究で実施中である。次世代の小型民間航空機用エンジ

ンの燃料消費量を現行機エンジンに対して 16%まで削減可能なレベルを目標とし、ファン空力性能向上ならびにファンブレード、メタルディスク、吸音ライナ、低圧タービンの軽量化について、要素技術開発とその実証試験を行っている¹⁻²⁾。

aFJR プロジェクトでは、大規模な数値シミュレーションによる要素性能の予測を行い、実証試験の要素設計に利用している。解析範囲の拡張や分解能の向上など、解析規模を拡大するとともに、翼面境界層の遷移過程、衝撃力による翼などの部品の変形・損傷の過程、流れ場中の音響性能などの評価について、従来の設計で用いられる解析手法より一歩踏み込んだ詳細な現象までを解析し、その結果を利用することにより設計の高度化を進めているところである³⁾。本報では、aFJR プロジェクトの数値シミュレーション技術について概要を報告する。



図 1 aFJR プロジェクト概要

2. 高効率ファンに関する数値シミュレーション

2.1 概要

超高バイパス比エンジンのファン口径増大の要求に対し、ファン動翼を低速回転させ先端マッハ数を抑えけるとともに、翼面境界層の層流域拡大をはかることにより更なる空力効率向上を実現する技術開発を行っている。層流化技術は航空機の機体や主翼やエンジンナセル等で実現されつつあるが、回転するファン動翼では未だ達成されていない。回転する翼の境界層の状態を実験で計測することは難しく、数値シミュレーションによる予測・評価が期待される分野である。aFJRプロジェクトでは、JAXA で開発した共通基盤 CFD プログラム UPACS に境界層遷移のモデルを組み込み、層流領域拡大を取り込んだ翼設計の性能評価を行っている。

2.2 NACA0012 を用いた検証計算

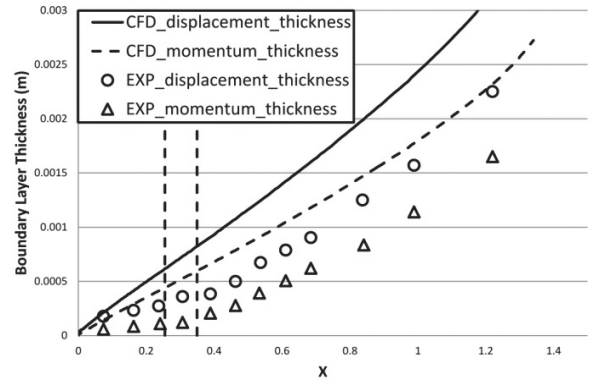
遷移モデルとして Menter らの γ - $Re\theta_t$ モデル⁴⁾ を組み込み、検証を行った。検証対象は NACA0012 翼であり、Becker らが行った試験結果⁵⁾ と比較した。図 2 は、境界層運動量厚さおよび排除厚さの翼弦方向分布である。遷移モデルを使用しない場合は試験結果とのずれが大きいが、遷移モデルを用いることにより試験結果と良く一致する。迎角は 0° で剥離がないことから、T-S 波 (Tollmien-Schlichting 波) の発達により遷移したものと考えられるが、組み込んだ遷移モデルが正しく機能していることがわかる。

2.3 横流れ遷移に関する検証計算

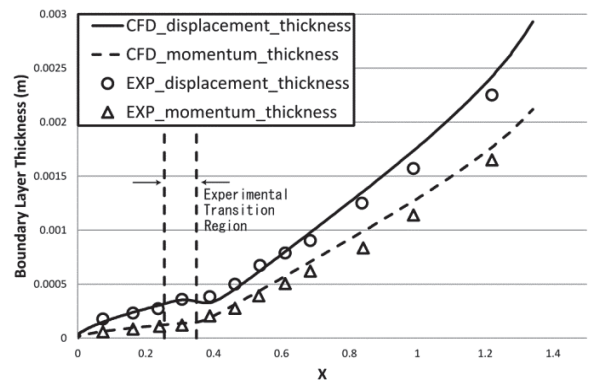
横流れ遷移は、境界層外の主流方向と壁面の圧力勾配が平行でない場合に生じる遷移である。後退翼などで見られる現象であるが、ファン動翼もスイープ形状を用いることが多く、また遠心力によってハブ側境界層の流体がチップ側へ運ばれるなど複雑な流れ場となるため、層流域拡大を設計に取り込むには横流れ遷移を正しく評価する必要がある。

ここでは、Medida らが γ - $Re\theta_t$ モデルを改良して横流れ遷移を捉えられるようにした方法⁶⁾ をベースに、独自に横流れ遷移判定方法を組み込み、検証計算を実施した⁷⁾。検証対象は超音速旅客機 (SST) の機首形状を用いた試験⁸⁾ を採用した。試験結果は IR カメラによって撮影された壁面温度であり、遷移に伴う熱伝達率の急変により壁面温度が急落する位置を遷移位置として特定できる。計算結果は壁面摩擦係数 C_f であり、 C_f が急増する位置を遷移位置とした。両者の遷移位置が概ね一致していることがわかる。

これまでの検証から T-S 波による遷移は精度良く予測できるものの、横流れ遷移については形状によって予測精度に差が生じることも分かってきている。aFJR プロジェクトでは単翼の風洞試験による検証計算を経て、遷移モデルをファン動翼の性能評価と設計に活用しているところである (図 4)。



(a) 遷移モデルなし (SST model)



(b) 遷移モデル (γ - $Re\theta_t$ model) あり

図 2 NACA0012 翼面境界層厚さの検証計算

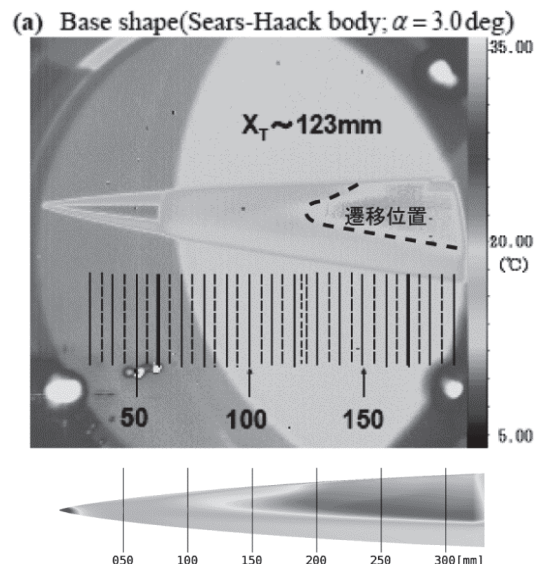


図 3 SST 機首形状に関する遷移位置の検証計算
(上: 風洞試験、下: CFD)



図4 ファン空力性能実証試験モデル

3. 軽量ファンに関する数値シミュレーション

3.1 概要

超高バイパス比エンジンのファン口径増大の要求に対し、重量増大による悪影響を抑え、燃費低減を実現するには、ファン動翼やケースなどの大型部品に軽量の複合材を適用することが期待されている。aFJR プロジェクトでは、GE90 に適用されている CFRP ブレードよりもさらに軽量のブレードの開発を目指し中空構造の CFRP ブレードの実現を目指すとともに、樹脂製の吸音ライナや高寿命化加工による軽量化したメタルディスクなど、ファン総重量の軽量化設計に数値シミュレーションを活用しているところである。

3.2 軽量ファンブレード解析

ファンブレード等の CFRP 化については、エンジンが鳥を吸い込む事象（バードストライク）に対し、CFRP 部材の強度評価・予測技術を確認する必要がある。CFRP 部材は炭素繊維と樹脂から成る一方向強化材が積層された構造であるが、その層間剥離が構造部材全体のマクロな力学応答に大きな影響を与える一方、層間剥離を有限要素モデル化するためには莫大な自由度数を必要とする。aFJR プロジェクトでは、バードストライクによる高速衝撃について、強度や損傷評価

を目的とした CFRP 材の多重積層構造を考慮した超大規模有限要素シミュレーション技術の実現を目指している。本報では、損傷モデル導入の前段階として、SPH-有限要素法による衝撃解析を京コンピュータにより行った結果を報告する。

図5はCFRPファンブレードでの衝撃解析モデルである⁹⁾。鳥を模したゼラチンをSPH要素でモデル化し、ファンブレードをソリッド有限要素法によりモデル化し、高速衝突過程におけるファンブレードの動的変形を陽解法によって解析している。ファンブレードモデルの有限要素総数は約370万要素であり、今回は簡単のため等方性線形弾性体とした。計算には汎用有限要素ソフトウェアLS-DYNAを用い、並列計算(8,192コア)を京コンピュータで実行した。実現象時間10msに対して計算には約57.5時間を要した。図6にファンブレードの衝撃解析の結果を示す。円筒形のゼラチンがファンブレードに衝突後、飛散する。衝突においてファンブレードが示す動的挙動を部品スケールで再現することができた。

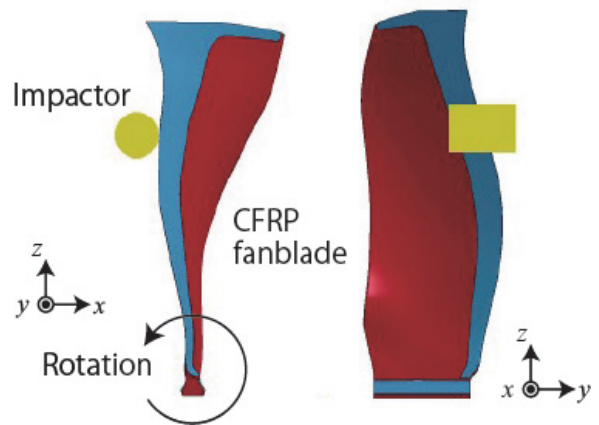


図5 CFRPファンブレードの高速衝撃解析モデル

CFRP 平板の衝撃解析について、領域分割方式が計算時間に与える影響を検討した。この解析では SPH と平板の有限要素

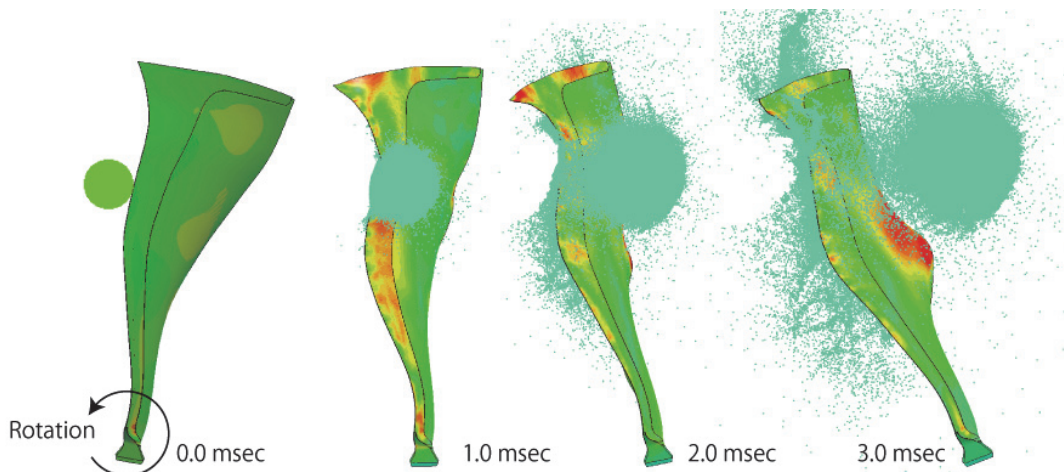


図6 SPH-有限要素モデルによるファンブレードの高速衝撃解析結果

との接触計算が大部分を占めるため、効率の良い領域分割様式を選択することが計算効率の改善に有効である。検討した領域分割様式とそれらを用いた場合の計算時間をそれぞれ図7および表1に示す。分割様式の差異により計算時間に最大4倍弱の差異が生じることがわかった。今後は、層間剥離を考慮するため、積層の各層間に損傷要素を導入した解析を実行する計画である。

4. 軽量タービンに関する数値シミュレーション

4.1 概要

低圧タービンについては、高バイパス比に伴う段数増加に対応する軽量化や入口温度上昇に対する高温化が求められている。我が国が開発したセラミクス基複合材 CMC

(Ceramics Matrix Composite) は、従来の Ni 超合金よりも優れた耐熱性を有し、軽量であるため、aFJR プロジェクトでは CMC 材の低圧タービン翼への適用を目指して過回転防止設計やフラッタ予測技術の研究開発を行っている¹⁰⁾。

4.2 過回転防止設計技術

航空機エンジンの耐空性審査要領では、低圧軸破断が発生しても過回転することなくタービンの回転を安全に停止させること（過回転防止設計）が要求されている。aFJR プロジェクトでは、回転する動翼と静翼を干渉させて CMC 動翼を破壊し、空力トルクを抑制することで過回転防止機構を持たせる設計を進めている。CMC 動翼の破壊現象をシミュレーションによって予測可能とし、設計に反映することが必要である。CMC 材の衝撃試験結果を利用してシミュレーションに必要な基本的な材料モデリング法を検討し、破壊モードや衝撃吸収エネルギーは試験結果とよく一致することを確認した。図8は、動静翼干渉を模擬する目的で、CMC 平板の破壊シミュレーションを行った結果である。鋼球を高速衝撃させた時の速度および衝突位置により、CMC 平板の先端部分のみ抜けるように破壊される様子が捉えられている。

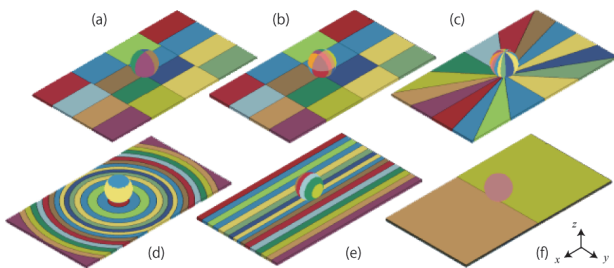


図7 CFRP 平板に関する SPH-有限要素モデルの領域分割方式の検討結果

表1 計算時間に対する領域分割の影響

| Pattern | Computational time (s) |
|---------|------------------------|
| (a) | 4,851 |
| (b) | 2,368 |
| (c) | 3,178 |
| (d) | 8,033 |
| (e) | 3,798 |
| (f) | 6,357 |

5. まとめ

JAXA の aFJR プロジェクトでファンや低圧タービンの設計活用に取り組んでいる数値シミュレーションの技術と解析結果を紹介した。今後、それぞれの性能改良設計と実証試験を進める予定である。

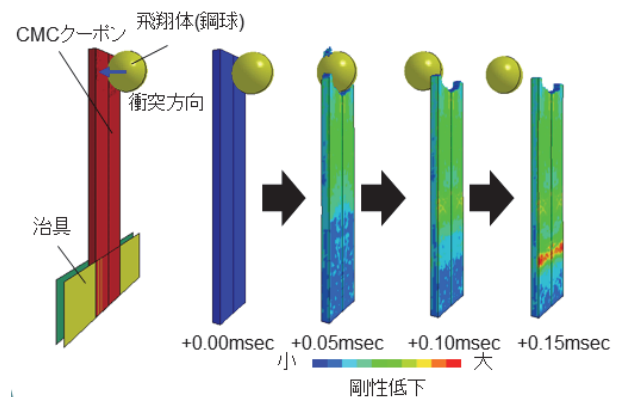


図8 CMC 平板の破壊シミュレーション

参考文献

- 1) 西澤敏雄, JAXA における低燃費エンジン技術の研究開発、日本ガスタービン学会誌、vol. 43, No. 3 (2015)。
- 2) 西澤敏雄, 北條正弘, JAXA におけるエンジン軽量化技術の研究、第 51 回飛行機シンポジウム講演集、(2013)。
- 3) 牧田光正、他、JAXA における航空エンジン用シミュレーション技術の活用、日本ガスタービン学会誌、vol. 43, No. 5 (2015)。
- 4) R. B. Langtry, and F. R. Menter, “Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes”, AIAA Journal, Vol. 47, No. 12 (2009)。
- 5) J. V. Becker, “BOUNDARY-LAYER TRANSITION ON THE N. A. C. A. 0012 AND 23012 AIRFOILS IN THE 8-FOOT HIGH-SPEED WIND TUNNEL”, NACA SR-137 (1940)。
- 6) S. Medida and J. D. Baeder, “A New Crossflow

Transition Onset Criterion for RANS Turbulence Models” ,
AIAA 2013-3081 (2013).

7) 賀澤順一、榎本俊治、徳川直子、横流れ遷移現象を含む
流れ場の数値解析、日本機械学会 2015 年次大会 (2015).

8) 徳川直子、石川敬掲、上田良稲、正弦波変形による軸対
称物体の超音速自然層流効果、航空宇宙技術、Vol.
13 (2014).

9) ビダハル・スジット、椎原良典、吉川暢宏、黒木博史、
北條正弘、衝撃負荷を受けるジェットエンジンファンブレードの動的挙動評価シミュレーション、日本機械学会 2015 年
度年次大会 (2015).

10) 北條正弘、他、aFJR プロジェクトにおける構造シミュ
レーション、第 52 回飛行機シンポジウム講演集 (2014).