

# 境界層吸い込み影響評価に向けたエンジンのファン流れ場解析

## Fan Flow-Field Analysis of an Engine for Assessing Boundary Layer Ingestion Influence

航空宇宙コース

航空エンジン超音速流研究室 大越 翼

### 1. 緒言

航空機需要が増加していく一方で、2015年に採択されたパリ協定<sup>(1)</sup>に代表されるように環境問題への対応が国際的に重要な課題となっている。このため、航空機分野においても、低燃費かつ低騒音な航空機の開発が強く求められている。

そこで、NASAは、次世代航空機コンセプトの研究開発を目標としたN+3 Programに代表されるような取り組みが世界的に進められている。

その取り組みのひとつにエンジンと胴体を一体化させることにより機体で発達する境界層を吸い込み、機体抵抗の低減および推進効率向上が可能となるBLI (Boundary Layer Ingestion : BLI) エンジンが注目されている。

BLIエンジンは胴体上部にエンジンを配置することでエンジンから発生する騒音が機体により遮蔽・散乱し、地上への騒音が低減することが期待されている。

しかし、BLIエンジンを採用した場合、従来の航空機エンジンでは吸い込まれなかった境界層や、機体から発生する乱れた流れであるインレットディストーションを吸い込むことになるため、流入が非一様になり圧力損失が増大するため騒音増加につながるものが先行研究で報告されている。

本研究では、数値流体力学(Computational Fluid Dynamics : CFD)による数値計算を用いてファン流れ解析を行い、境界層吸い込みに伴うBLI流入面の有無による音響に影響する流れ場のおよび圧力変動変化を調査することを目的とした。

### 2. 数値計算手法

#### 2.1 数値計算法

数値計算には、JAXAが開発中の非構造格子用流体解析ソルバであるFaSTAR-Move-AEを使用した。FaSTAR-Move-AEは、圧縮性流体解析ソルバであるFaSTARをベースとして航空機エンジン等のターボ機械を主な解析対象としており、軸流ファンなどの回転体を扱えるように拡張したものである。

支配方程式は定常計算ではRANS、非定常計算ではURANSを使用しており空間離散化手法セル中心法を採用している。非粘性流束は衝撃波に対して堅牢なAUMS系の全速度スキームであるSLAU2乱流モデルにはSA-noft2Rを、時間積分法はLU-SGSを用いた。

またBLI形状を計算する際は、図1に示すナセル外計算格子とナセル内計算格子を用いており、その接続面に対して内挿型のスライディングメッシュを用いた。

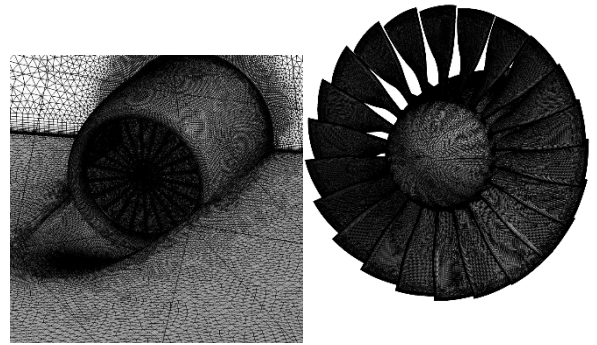


Fig. 1 BLI model and nonBLI model

#### 2.2 計算対象・境界条件

計算対象は図1に示すナセル外計算格子とナセル内計算格子両方を用いて計算するBLI modelとナセル内計算格子のみを用いたnonBLI modelであり、計算格子の要素数はそれぞれ27,621,421要素、122,229,492要素となって最少格子幅はナセル内格子の計算で $y^+ = 2$ 相当だった $2.22 \mu\text{m}$ であった。計算に使用した動翼はRotor 67<sup>1</sup>であり、翼枚数は22枚、回転数は16043 rpmとなる。ナセル外計算格子は平板とナセルで構成されている図2に示すBLI形状となっている。Rotor 67のリップ径を代表長さ $L_D = 534.3 \text{ mm}$ を基準に平板の形状を決定し、CFDでインレットディストーションの影響が十分確認できるように境界層吸い込み範囲を150度とした際のナセルの埋め込みリップ幅 $L_w = 516.1 \text{ mm}$ を基準にスロープの形状を定義した。また、実寸サイズにスケールリングをおこなうと、平板の前縁部からナセルリップまでの長さおよびナセルの流入面から流出面の長さはJAXAの幅広航空機であるHELNA相当とする寸法となっている<sup>2</sup>。

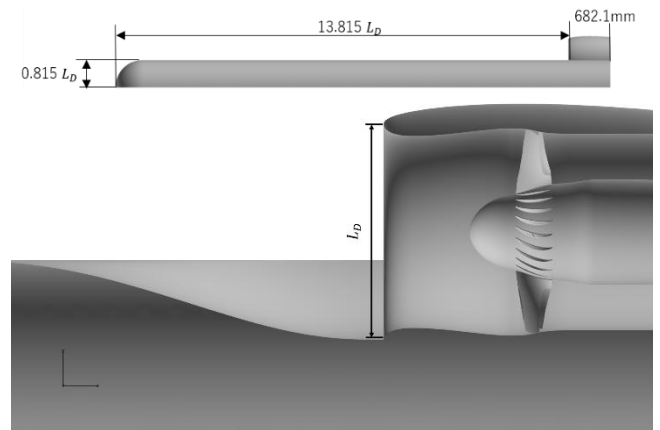


Fig. 2 Boundary Layer Ingestion Configuration

境界条件は航空機の離陸条件を想定し、主流条件はマッハ 0.25, 静圧 101,325 Pa, 静温 288.15 K を基準に BLI model, nonBLI model それぞれの流入境界条件のパラメータを求めた. BLI model の流入境界条件は一樣流条件を用いており, 流出境界条件についてナセル外は外挿, ナセル内は圧力半径平衡条件を用いた. nonBLI model の流入境界条件は全圧全温固定条件を用いており, 流出境界条件は圧力半径平衡条件を用いた.

### 3. BLI による吸い込みの様子

一樣流速度で正規化した速度比分布を図 3 に示し, 平板上で境界層が発達していく様子が確認でき, 境界層がナセルに近づくと同翼により吸い込まれている様子が確認できる. またナセル付近についてみるとスロープにより速度が減速し, 境界層の領域が再発達している様子が確認できる. これにより BLI 形状により効率的に境界層がナセル内部に吸い込まれている様子がわかる.

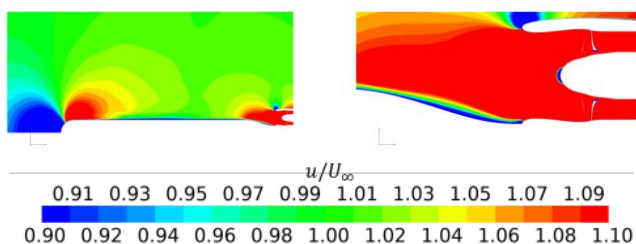


Fig. 3 Distribution of the Boundary Layer Over the Airframe

ナセル周りの流れ場については図 4 に示す渦構造を表す第二不変量の  $Q$  値等値面を用い, これに流入方向速度の速度分布を重ねて可視化した. BLI 形状では, 境界層を効率的に吸い込むためスロープを設けているが, その結果, スロープに起因する縦渦が発生して

ナセル内に流入しており, CFD によりインレットディストーションが再現できた.

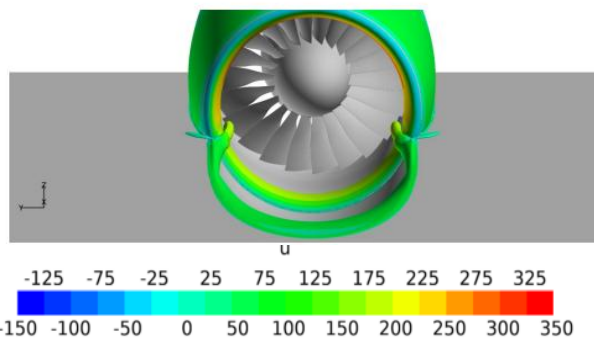


Fig. 4 Iso-surfaces of the Q-criterion.

### 4. 結言

本章では, BLI の影響を考慮した Rotor 67 ファン流れ解析をおこなった. BLI を模擬するため, 航空機機体上部を想定した平板とナセルから構成される BLI 形状を定義し, 平板で発達した境界層をナセル内部に吸い込ませるために平板とナセルの接合部にスロープ形状を定義した.

#### 謝辞

本研究を行うにあたり, 宇宙航空研究開発機構の山本一臣様, 池田友明様, 村山光宏様および菱友システムズの古屋龍太郎様には多大なご指導, ご支援をしていただきました. 受託指導生として受け入れていただいたことならびに, 皆様からの丁寧なご指導に深く感謝申し上げます.

#### 文献

- (1) Anthony J Strazisar et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor. Tech. rep. 1989.
- (2) 郭東潤, 玉山雅人. エコウィング技術の研究開発事業の概要. In: 日本航空宇宙学会誌 69.7 (2021), pp. 221–225.