┃技術論文 ┣━

航空機用エンジンナセルインレットの流れ場数値解析

CFD Simulation of Inlet of Aircraft Engine Nacelle

大庭 芳則^{*1} OOBA Yoshinori **楠田 真也**^{*1} KUSUDA Shinya

成勢 弘城^{*2} NARUSE Hiroki 石井 達哉*3 ISHII Tatsuya 平川 香林^{*1} HIRAKAWA Karin

生沼 秀司^{*3}

OINUMA Hideshi

ABSTRACT

For demands of lower specific fuel consumption and environmental impact of aircraft transports, turbofan engine development continues towards ever increasing bypass ratio engines. In designing higher bypass ratio engines, the larger fan diameter and nacelle size result in increasing of nacelle drag and weight. Short inlet and Slim-line nacelle are needed technologies to minimize the impact of larger fan diameter on nacelle aerodynamic performances and weight in the future civil aircrafts. However, Short inlet may reduce internal diffusion capability and increase risk of fan inlet distortion due to occurrence of boundary layer separation on inlet surfaces. The flow phenomena that occur in nacelle inlet are investigated using a small rotating fan test rig in JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) and the pressure data on the inlet surface were acquired on different conditions. Computational Fluid Dynamics (CFD) simulation validated by the data predicted the effects of short inlet on boundary layer development on internal surfaces.

キーワード: ターボファンエンジン,ナセル,ショートインレット,ファン回転試験,ディストーション **Key words**: Turbo fan engine, Nacelle, Short Inlet, Fan Rotating Rig Test, Inlet Distortion

1. 緒言

近年、民間航空機用エンジンの性能向上方法として高 バイパス比化による推進効率の向上に加えて、エンジン を囲うナセルについても外部抵抗の低減やインレット の軽量化により、推進システム全体として性能向上を 図る設計が取り入れられている。具体的には、ナセル 外部形状をより薄くするスリムラインナセル (Slim-line nacelle) 化はナセル前面のラム抵抗や造波抵抗を低減 することや、ショートインレット (Short inlet) により インレットリップからファン動翼までの距離を短縮化す ることはファンに流入する境界層厚さを極力小さくして 壁面摩擦抵抗を低減することに寄与する(1)。構造的な観 点でも短縮化によりインレット部を軽量化してエンジ ン燃料消費(Fuel Burn)を軽減することに繋がる。一 方、ショートインレットを適用する場合のデメリットと しては、インレット全長が短くなることで、インレット スロート面とファン前面とで作られるディフューザ部の 軸方向距離に対する減速率が大きくなることで壁面境界

原稿受付 2019年10月10日 查読完了 2020年12月3日

- *1 (株)IHI
- 〒196-8686 昭島市拝島町3975-18
- *2 東京理科大学 工学研究科 機械工学専攻
- 〒125-8585 葛飾区新宿6-3-1
 *3 宇宙航空研究開発機構(JAXA)
 〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

層厚さが増加することや境界層剥離が発生してかえって インレットの総圧回復率を悪化させるリスクがある。ま た、境界層剥離によって発生した渦がインレットディス トーションを増大させて、偏った流れ場をファン動翼が 吸い込むことで、ファンおよびエンジン作動の健全性が 損なわれる恐れがある。このことから、ナセルインレッ トの空力性能向上やファン動翼への影響を詳細に捕らえ るために国内外の研究機関で研究が行われている。Hall らは地面を模擬した小型ファン回転試験装置を用いて横 風条件下においてリップ近傍で発生する境界層剥離流 れを捉えることとその剥離―再付着のヒステリシス性に ついて実験的な研究を行った⁽²⁾。成勢と石井らは基礎的 な試験検証として地面付きの小型ファン回転試験によ り、地上とインレットの距離が変化した場合のインレッ ト壁面静圧の変化を実験により評価した⁽³⁾。インレット の流れ場は流入する外部空気の角度・流速や地上面の渦 発生が強く影響を与えることから数値流体解析 (CFD: Computational Fluid Dynamics) による高精度予測に はまだ課題がある。Murphyらは基礎的なインレット ダクトに地上面を設けた試験データを用いてCFD解析 のインレットディストーション予測の検証を行った⁽⁴⁾。 Yadlinらは実際に機体や主翼にエンジン搭載された状態 を模擬したCFD解析により地上および機体側面から発 生する渦構造がインレットにより吸込まれる現象を予測 したが、解析の検証は行われていない(5)。

本研究では、成勢・石井らが実施したJAXA小型ファン回転試験で取得した計測データを用いてCFD解析の 予測精度を検証した上で、航空機エンジン用ナセルイン レットの2形態に適用して取得した試験データとCFD 解析を比較しつつ、発生する流れ場現象の把握を行った。

2. 小型ファン回転試験装置

Fig. 1 (a)に本研究で用いたJAXA小型ファン回転試験 装置の断面図を示す。ファン動翼と静翼を直管ダクト内 に有しており、モータ駆動により9,000rpmまでを無段 階でファン回転数制御できる装置で、ファン動翼の上流 はインレットを換装できる。インレットは全周の内壁 面に設けた複数の静圧孔とインレット後方の静圧計測 チューブとを繋ぐように計測ラインを壁面内部に設けて おり、3Dプリンタで樹脂を用いて製造した。試験装置 はトップ側(周方向0°位置)から固定架台により空中 に吊られており、インレット入口と地面や試験室壁面と の距離を離すことで壁面の影響を極力低く抑える様に配 置した。

試験装置はJAXA無響風洞中央部に搭載されており, 外部空気流は無い状態でファン動翼を回転させてイン レットを通過する流れ場を形成した。ファンを通過した 空気は静翼後方の直管ダクトを通じて排気ジェットとし て十分広い無響風洞後方に噴射され,インレット周囲に は影響の無いようにした。試験条件の設定は,無響風洞 外の計測室から予め指定したファン動翼の回転数になる ように制御する方法を用いた。



(a) Cross section of fan rig



(b) Setting of experiment rig

Fig. 1 JAXA small rotating fan rig

3. インレット形状

本研究では、インレット形態による流れ場への影響を 把握する為にベルマウスインレットと、実機形状に近い インレット(ナセルインレット)をファン回転試験に供 試し内壁面の静圧データを取得した。ベルマウスイン レット計測データを用いてCFD解析結果の予測精度検 証と基本的なインレット流れ場の把握を行った上で、ナ セルインレットの標準的形態(ノミナルインレット)と インレット長を短縮した形態(ショートインレット)の 2 形態を製作し、試験データの取得とCFD解析による 流れ場の比較を行った。

3.1 試験条件

今回の試験計測では4,000rpm, 6,000rpm, 9,000rpm を設定し,全ての回転数においてベルマウス及びナセ ルインレットの試験データを取得した。本報告では 9,000rpmの条件での試験結果の分析とCFD解析との比 較を示す。無響風洞内圧力はインレットから十分離れた 場所で計測した。実機エンジン相当のファンチップ周速 を基準とした場合,ファン回転試験装置に搭載したファ ン動翼の定格の回転数は約29,000rpmとなることを動翼 単体のCFD解析で推定しており,9,000rpm条件はファ ン作動上のアイドル条件に相当する。将来的に定格条件 に近いや地表面影響のデータ取得に向けて,本報告では、 ナセルインレット流れ場の把握の確認段階として,低流 量条件でのインレットCFD解析と試験計測方法につい て説明する。

3.2 ベルマウスインレット

Table 1にインレットの概略寸法を, Fig. 2に外部形状 を示す。ベルマウスはファン動翼及び下流側モータ軸を 中心に軸対称形状となっている。インレット長はファン 動翼前方のAIP(Aerodynamic Interface Plane)とベ ルマウスリップ先端までの距離とした。静圧計測位置 は最上流位置をST1として順番に番号を設定して, 周方 向等間隔16位置で軸方向に10点(ST1 ~ ST10)の合計 160点の静圧データを取得した。ここで, AIPはインレッ トとファン動翼との間に設定される断面であり, イン レット形状および外部空気環境(地面効果, 横風条件) が作る流れ場がファン動翼にどのように流入するかを切 り分けている。本研究のCFD解析ではファン動翼直前 の軸方向断面をAIPとした。

3.3 ナセルインレット

実機エンジンが航空機に搭載される場合,主翼や機体 胴体に対する相対位置や飛行状態を考慮してナセルイン レット形状が設定される。主翼の静圧場や機体胴体の境 界層厚さによりナセルインレット近傍の流れ角度が変化 することや,ナセルインレット前面投影面積によって作 られるラム抵抗を極力抑える必要があることから,ベル マウスインレットに対してナセルインレットのリップ形 状は薄く先端の曲率が大きくなっている。小型ファン回 転試験装置のファンケーシング径に合わせて,インレッ

ト入口リップ径 (ハイライト径),スロート径を設定し て、Table 1に示されているナセル形状を用いてスケー ルしたインレット形状を設計した。Linlet/Dfan は代表的 なナセル形状を参照して0.5とした。ショートインレッ トは、ノミナルインレットとスロート半径位置とAIPの 直径を同じにして、Linlet/Dfan=0.35となる形状を設計し た。主翼の下に搭載される航空機エンジンの場合、巡航 条件を飛行中に主翼上下面の静圧差が主翼前縁の上流の 流れ角度を変化させる効果(UPWASH)と機体姿勢に 迎角がある為、搭載されたエンジン軸に対して流入角の 付いた状態で外部空気が流入する。このため、インレッ ト面に対して極力真っ直ぐに外部空気を取り込めるよう に考慮して、一般的にナセルインレットにはインレッ ト面を3°~5°傾ける様にトップ側よりもボトム側の リップ先端が後方にシフトする角度(ドループ角度)が 適用される。本研究では、ドループ角度は5°に設定し た。壁面計測は周方向等間隔の8位置で軸方向に7点 (ST1~ST8)の合計56点の静圧データを取得した。静 圧計測位置は最上流位置をST1として順番に番号を設定 した。

Table 1 Schematic geometry of inlets

Parameters	Bellmouth	Nacelle inlet	
		Nominal	Short
L _{inlet} /D _{fan}	0.87	0.5	0.35
$(R_{hi}/R_{th})_{top}$	1.36	1.11	1.11
(R _{hi} / R _{th}) _{bottom}	1.36	1.16	1.16
α droop	0°	5°	5°

L_{inlet}: インレット長(ナセルリップ先端~AIP) D_{fan}: ファンケーシング径 (150mm) R_{hi}: インレットリップハイライト半径 R_{th}: インレットスロート半径 α droop: ドループ角度 ハイライト: インレットリップの最上流位置

4. 解析モデルおよび数値解析手法

4.1 解析モデル

ナセルインレットのCFD解析モデルをFig.3(a)に示す。 インレットとノーズコーンを組み合わせた形状として, ファン動翼を模擬しない静止部壁面のみの解析モデルと した。これは、今回実施したインレット内部の流速は比 較的低く、ファン動翼は亜音速で作動することと、ファ ン動翼を有する試験結果と静止部解析結果と比較するこ とで、ファン動翼がインレットに与える影響の範囲を把 握することを目的とした。インレット後方は、インレッ ト内の静圧分布が一様となるところまでファンダクトを 下流側に延長することで、出口境界がインレット流れ場 に与える影響を極力小さくした。また、インレットが外 部空気を吸込む様子は、地面の有無や横風流速/角度な ど外部領域の流れ場によって大きく左右されることが知 られている。静止空気中にインレットがある場合、イン レットの前方の流管が縮流しながらインレットに取り込 まれ、リップの後方および側方からの空気もインレット

に吸い込む。外部領域の境界位置をインレットリップか ら半径7×D_{fan}とし、後方に2×D_{fan}の長さ分の外部領 域の後端面を設定した。前方は境界形状が流れ方向に影 響しないように軸方向2.5×D_{fan}前方に7×D_{fan}の半球形 状となる範囲を計算領域とした(Fig. 3(b)参照)。

また、ベルマウスおよびナセルインレット形状はトッ プ位置を中心として左右対称の形状を有しており、流れ 場構造も左右対称となることから計算リソース削減の為、 トップとボトムを結ぶ中心断面に対称境界条件を設定し て180°セクタの計算領域とした。全体的な計算格子セ ルは六面体セルで構成し、壁面に沿って4層の境界層レ イヤーを設定して126万セルの計算格子点数を用いた。





4.2 境界条件

本CFD解析では、JAXAファン回転試験とは異なり、 ファン動翼を模擬しないダクトのみを計算対象としてい ることから、インレット後方のファンダクト出口面の静 圧を低く設定して、インレットが外部空気を吸い込む流

- 54 -

れ場を模擬した。ファンダクト出口境界での静圧は、ス ロート位置での計測静圧データと整合するように一様な 静圧分布を与えてレベルを調整し、AIP位置で大きなズ レが生じないかを確認した。境界条件をTable 2に示す。

Table 2 Boundary conditions

Inlet	Non-slip adiabatic wall	
Nose cone	Non-slip adiabatic wall	
Fan duct	Non-slip adiabatic wall	
Far field	Standard atmosphere, Static pressure	
Fan duct exitAdjusted static pressure to fit to experiment Cp level.		





Fig. 3 Computational model

4.3 CFD解析手法

外部空気が静止している場合、インレットリップ上流 の幅広い遠方場の領域から吸込むため、インレットリッ プを後方からも回り込む流れ場が形成される。リップの 形状に沿って吸込まれる際に局所的にはマッハ数0.3を 超える場合があることから、圧縮性流体の解析が必要 となる。本研究では汎用ソフトANSYS Fluentを用いて、 定常圧縮性流体RANSによるCFD解析を行った。リップ 先端近傍での圧縮性による現象が発生するケースも想 定して離散化手法にAUSMによる計算の安定化をした⁽⁶⁾。 Table 3に解析の詳細を示す。乱流モデルにはRealizable $k-\epsilon$ 乱流モデルを用いて,壁面最小格子幅により壁関 数と粘性低層の解像を切り替える拡張型壁関数を用いた。

Fable 3	Numerical	Scheme

CFD code	ANSYS Fluent	
Fluid	Compressible air flow	
Scheme	Steady, Density-base, implicit	
Discretization	AUSM 2nd-order	
Laminar viscosity	Sutherland law	
Turbulence Viscosity	Realizable k- ε turbulence model + Extended wall function	

5. CFD解析結果

5.1 ベルマウスインレット形態

Fig. 4にベルマウスインレットのCFD解析結果をファ ン中心断面でのマッハ数コンター図で示す。外部空気は インレットリップを回り込み,加速されながらリップ形 状に沿って流れ込む様子が予測されている。加速された 流れはノーズコーンにより流路面積が狭まるため更に加 速されてファンダクト出口に到達する。局所的に見ると, インレットリップと直管部が接続されるスロート位置近 傍で局所的な加速—減速があり,インレット外周の境界 層がダクト内で成長する様子が観察できる。



Fig. 4 Mach number contours of Bellmouth inlet

CFD解析結果の予測精度を確認する為に,JAXAで実施した小型ファン回転リグの壁面静圧計測データとの比較を行った。計測試験では,インレットリップ先端からファン動翼入口までの軸方向位置で壁面全周位置に静圧 孔を設けており,得られた各計測位置の静圧をスロート 部静圧(Psth)と大気圧全圧(P0)で無次元化を行い静 圧係数(Cp)を求めた。Cpの算出を式(1)に示す。

$$Cp = \frac{Ps - P0}{P0 - Ps_{th}} \tag{1}$$

Fig. 5に示す静圧分布から分かる様に、インレット リップからの急加速により減圧された流れ場はスロート

近傍で最も静圧が低くなり、スロート部直後で急減速し た後に再度ノーズコーンにより流速が徐々に加速するこ とでダクト内の静圧が下がる様子が試験データで確認で きた。試験データとCFD解析結果との良好な一致が得 られており、インレット内の静圧分布を予測可能である ことが示された。ファン回転リグ試験とファン無しの CFD解析結果の両者で静圧分布が良好に一致すること から、本試験形態のチップ周速が亜音速となるファン作 動条件においては、ファン動翼が上流側の流れ場に与え る影響は少なく、ダクト単体CFD解析でインレットの 流れ場を予測できていると言える。ここで、試験データ ではスロート位置(ST4)と直後の計測点(ST5)では 静圧レベルはほぼ同じであるが,ST6では静圧が上昇し 後でAIPに向ってゆっくりと静圧が低下している。この ST4とST5で静圧がほぼ一定でST6で急上昇する現象は、 スロート部を境に加速流から減速流に変わるポイントで あるため層流剥離が発生して、剥離の直後で境界層が乱 流遷移して再付着により剥離泡を形成することで圧力回 復する場合に特徴的に見られる⁽⁷⁾。CFD解析ではリップ 前縁から乱流境界層が発達するとした解析手法を適用し ていることから、試験データのST4とST5で見られる剥 離泡を再現できず静圧分布に違いを生じていると考えら れる。



Fig. 5 Cp distribution on Bellmouth internal surface

5.2 ナセルインレット形態

Fig. 6にフライト形態でノミナルインレットが上流空 気を吸込む様子について流跡線で示し, Fig. 7にイン レット中心断面のマッハ数コンター図を示す。地上静止 条件ではインレットリップ径よりも広い上流領域の流れ がナセルインレットに吸込まれる様子が分かる。吸込ま れる領域の外周にある流線は一度インテーク入口より後 方に回り込んでからインレットの外部形状に沿って上流 側に逆流した後,再度軸方向に流れを変えるので, イン テークリップ先端では局所的に流れ方向と流速が大きく 変化する現象が発生する。ベルマウスインレットと異な る点としては、インレットリップの曲率が大きくなって いるので、リップ先端からスロート部までの局所的範囲 で急加速の程度が大きくなっており、マッハ数0.2以上 の領域が発生している。



Fig. 6 Stream lines of nacelle inlet (Nominal inlet)



Fig. 8にトップ位置(周方向0°位置)でのノミナル インレットとショートインレットの曲率とCpの分布を 示す。図中,Sはリップ先端を起点とした壁面距離を表 す。ノミナルインレットは、リップ外側から曲率が増加 してリップ先端で最大となり、その後にスロート位置に 向けて小さくなる。リップ先端での曲率の変化は大きい ので、リップ先端での流れの回り込みにより流れが加速 してCpが最小となる。一方、ショートインレットはリッ プ先端での曲率はノミナルインレットよりも小さくなっ ており、外側からリップまでの曲率の変化が若干緩やか になっている。更に、リップ先端からスロートまでの範 囲でノミナルインレットよりも緩やかに曲率が減少する 為に、Cpが最小となる箇所がスロート位置に移動する。 この様に、長い距離で流れが加速されるため、Cpの最 小値はノミナルインレットよりも小さくなることが判る。

0

-0.2

-04



(b) Short Inlet Fig. 8 Curvature and Cp around nacelle inlet lip

5.3 壁面静圧分布比較

インレット内部の流れ場を検証する為に,Fig. 9 にノ ミナルインレットの全周位置での内壁面のCp分布デー タとCFD解析結果の比較を示す。図中、各周方向位置 でのリップ先端 (ST1)を基準としてファンケース直径 で無次元化した軸方向距離(X/D_{fan})で表した。Fig. 7 のマッハ数コンター図で見られるように、リップ先端 での急加速によって上流側で静圧が局所的に低くなり, ファン動翼入口に向かって静圧が緩やかに上昇する特性 が得られた。周方向45°位置と315°位置のリップ先端 のST1位置で試験結果に比べてCFD解析結果の局所的な ピークは小さく予測されていることの違いはあるが、そ の他の周方向位置では局所的なピークも含めて試験結果 で得られたCp分布を良好に予測する結果であり、全体 的には高精度の予測が出来ている。図中スロート位置 (ST4) からAIP (ST7) ではCFD結果と試験データと は一致しており、CFD解析の様にインレット内壁面で 大きな境界層剥離や逆流は試験において発生していない と言える。

Fig. 10にショートインレットのCp分布を試験データ と比較した結果を示す。ここで、試験データはほぼ左 右対称であることから、0°~180°の範囲のみを示す。 ショートインレットでも、ノミナルインレットと同様に リップ先端付近 (ST1~ST3) での局所的な静圧低下 領域が試験データから観測される。Fig. 9で説明した通 り、Cpの最小値のレベルは、最小位置がスロート側に 移動することでリップからスロートまでの距離が長くな る影響により、ノミナルインレットに比べて若干低く なっている。更に、静圧が最小値となる箇所からAIP位



Fig. 9 Cp distributions of nominal inlet

置の静圧レベルまで急上昇する分布を持つなど,最小値 を含む静圧が低くなる軸方向範囲は幅広くなっているこ とが分かる。

周方向で見た場合,ボトム側(周方向90°から270°の 範囲)ではほぼ同じCp分布を持つが,トップ側(45°か ら315°の範囲)では静圧の最小値となる軸方向位置が リップ先端側ST1に移動している。ショートインレット のCp分布をCFD解析結果と比較すると,ボトム側では 試験データの分布を良好に予測することが確認できた。 一方,トップ側のCFD解析結果はボトム側に比べて静 圧が低くなる軸方向範囲が狭くなるものの,全周位置で リップ先端から少し下流位置のST2付近に静圧の局所的 ピークを持つ傾向は変わらない。特に,試験データの 0°位置で見られる軸方向に単調増加する傾向とは異な ることと,AIP位置での静圧レベルにも違いがあること が判った。



Fig. 10 Cp distributions of short inlet

CFD解析と試験データの違いの要因を詳細に把握す る為に, Fig. 11に0°位置リップ近傍の軸方向流速分布 の比較を示す。ノミナルインレットはリップ先端からス ロートの間までは境界層厚さが非常に薄く,スロート以 降のディフューザ部で厚くなっている。ショートイン レットも速度レベルが増加するがノミナルインレットと 同様の流れ場であり,壁面境界層剥離などの様子は見ら れない。



Fig. 11 Axial velocity contours at top

Fig. 12に同位置での乱流運動エネルギー(k)分布の 比較を示す。ノミナルインレットはリップ先端でkが急 激に増加するが、リップ先端からスロート位置間で流 れの回りこみによりkの分布がリップ壁面から広がりな がら移動する。スロート部で壁面近傍の流速が加速か ら減速に変化する箇所でもkが上昇するので、リップ 先端で発生するkの分布に覆われた状態でkの生成が生 じる。その下流位置ではリップ先端で生成されたkとス ロートで生成されたkとが層状になってAIPまでの間で 幅を広げながら壁面近傍に分布する。ショートインレッ トでも、リップ先端でのk生成と下流側で拡散する様子 と、スロート位置下流でのkの増加が見られ、ノミナル インレットと同様に広がったkに囲まれる形でスロート 部のkが分布する現象が観察された。但し、ショートイ ンレットではスロート下流でのkの分布はノミナルイン レットに比べて幅広くかつ強度も大きくなっている。こ の様にCFD解析ではkの生成が強くなるので、スロー ト位置下流側で乱流境界層が発達して、境界層が剥離し にくい流れ場が形成されていると考えられる。

一方,試験結果では直接の乱れ度の計測は行っていな いが,リップ先端での乱れの発生やkの生成はCFD解 析よりも小さくなっている可能性がある。静圧分布を観 測した範囲では,インレット内部に境界層剥離が発生し て剥離泡を形成する場合は,剥離領域内の静圧がほぼ一 定となることが判っている。ショートインレットの0° 付近で計測された静圧分布にはそのような静圧一定と なる分布は見られないことから,インレット内部の境界 層には大規模な剥離領域は発生していないと考えられる。 以上から,CFD予測と計測との違いは,リップ先端での 曲率が小さくなることとスロートまでの曲率が若干大き くなることで,スロート付近で急加減速することに伴い, 乱流境界層の発達の予測精度に起因すると考察できる。



Fig. 12 Turbulence kinetic energy contours at top

5.4 総圧回復率の評価

インレットの空力性能を評価する為に,総圧回復率を 用いて比較した。総圧回復率はAIP位置での全圧(Pt_{AIP}) と大気圧全圧(P0)を用いて以下に示す式とした。

$$P_{T} = \frac{Pt_{AIP}}{P0} \tag{2}$$

Fig. 13にベルマウスとナセルインレット2形態の本 試験条件のCFD解析で得られた総圧回復率の比較を示 す。ベルマウスはリップ形状が大きくインレット内での 流れの変化が小さいこととスロートからAIPまでは直管 であるので境界層の発達が小さく総圧回復率は小さく 抑えられている。一方、ノミナルインレットはリップ を回り込む流れの急加減速がスロート下流のディフュー ザ部により境界層厚さが大きくなることからインレット 内部に剥離領域は見られないが軸方向に長いベルマウス と同程度の空力性能となる。更に、ショートインレット の場合は、リップ周りの急加減速が更に大きくなること と、ディフューザ部が短縮化されたことで境界層発達の 程度も大きい。ファン作動としては低回転数条件である が、インレット空力性能としてはノミナルインレットよ りも若干低下する予測結果が得られた。



Fig. 13 Comparison of total pressure recovery

6. 結論

本研究は、JAXAで実施した小型ファン回転試験装置 にインレット3形態(ベルマウス、ノミナルインレット、 ショートインレット)の内側流路表面の静圧データを取 得し、将来の航空機エンジンに適用される可能性のある ショートインレットに発生する流れ場現象をCFD解析 により詳細予測を行い、以下の結果を得た。

- (1)ベルマウスインレットの計測データの比較により、本 CFD解析手法がインレットの流れ場を良好に予測す ることを確認した。チップ周速が亜音速となる本ファ ン条件の範囲ではファン動翼が上流側のインレット流 れ場に与える影響は小さく、インレット単体の解析領 域を用いてファンリップの流れ場の予測は可能。但し、 より高回転条件でのファン動翼を導入したCFD解析 は今後の課題である。
- (2)インレット長がLinlet/Dfan = 0.5のノミナルインレット 形態ではCFD解析により流路内壁の静圧分布を良好 に予測する。一方、短縮形態(ショートインレット Linlet/Dfan = 0.35)では、ボトム側の流れは良好に予測 するが、曲率の大きいトップ側では試験結果とCFD 解析との間に違いが発生する。
- (3)ショートインレットに見られた試験結果とCFD結果 の違いは、ノミナルインレットに比べてリップ先端で 曲率が小さくなることと、リップからスロートまでで 曲率が若干大きくなるため、境界層が加速する箇所が スロート側に移動する。短い距離で急加減速する境界 層に対するCFD解析の予測精度が要因と考えられる。

謝辞

本研究の実施にあたり、JAXA航空技術部門 横川様 の多大なるご協力を頂いた。ここに謝意を表します。

参考文献

- Andreas Peters, Zoltan S. Spakovszky, Wesley K. Lord, Becky Rose, "Ultra-Short Nacelles for Low Fan Pressure Ratio Propulsors", GT2014-26369, (2014).
- (2) C.A. Hall and T.P. Htnes, "Measurements of Intake Separation Hysteresis in a Model Fan and Nacelle Rig", Journal of Propulsion nad Power, Vol. 22, No. 4, (2006).
- (3) 成勢弘城,石井達哉,横川譲,石川仁,「高バイパス比エンジンのインレットディストーションに関する実験的研究」,関東学生会第58回学生員卒業研究発表講演会, 2019年3月18日
- (4) J. Murphy, "Intake Ground Vortex Aerodynamics", Cranfield University, PhD Thesis, (2008)
- (5) Y. Yadlin and A. Shmilovich, "Simulation of Vortex Flows for Airplanes in Ground Operations", AIAA 2006-56, (2006).
- (6) M. S. Liou and C.J. Steffen, Jr., "A New Flux Splitting Scheme", J. of Computational Physics 107, 23-39, (1993).
- (7) G. M. Cole and T. J. Mueller, "Experimental Measurements of the Laminar Separation Bubble on an EPPLER387 Airfoil at Low Reynolds Numbers", UNDAS-1419-FR, (1990).

- 59 -