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
平川 香林[*1] HIRAKAWA Karin
成勢 弘城[*2] NARUSE Hiroki
石井 達哉[*3] ISHII Tatsuya
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)]。

原稿受付 2019年10月10日
査読完了 2020年12月３日
＊1 ㈱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



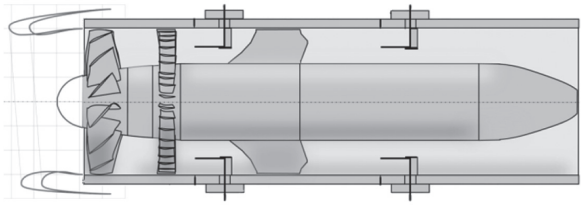
Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.107.161, 2024/04/20.

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。

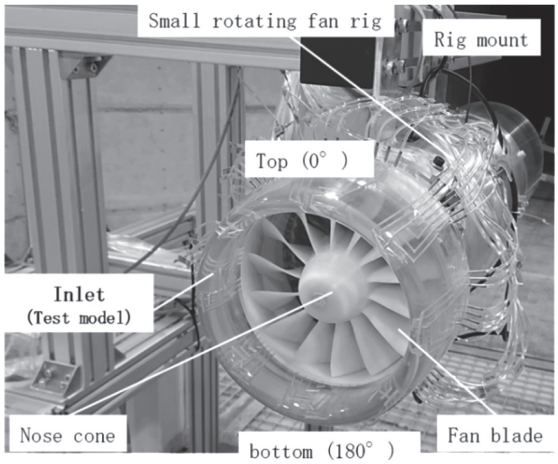
## ２．小型ファン回転試験装置

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



Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.107.161, 2024/04/20.

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。$L_{inlet}/D_{fan}$ 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，$L_{inlet}/D_{fan}$=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 |
| $\alpha_{droop}$ | 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
$\alpha_{droop}$：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。

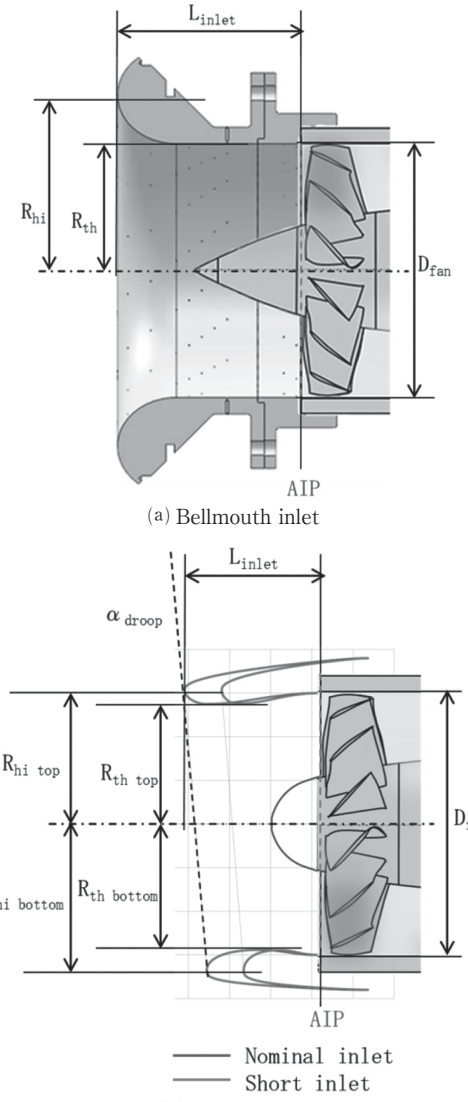



Fig. 2 Comparison of inlet geometry

### 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

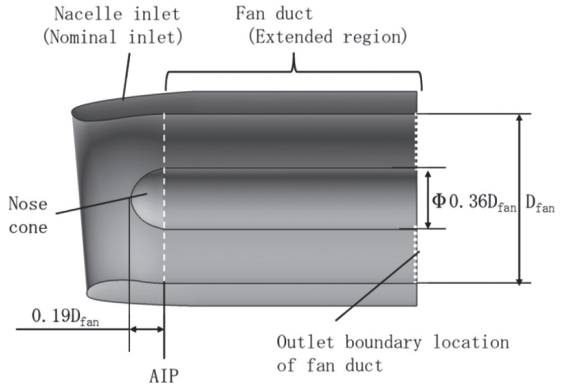


Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.107.161, 2024/04/20.

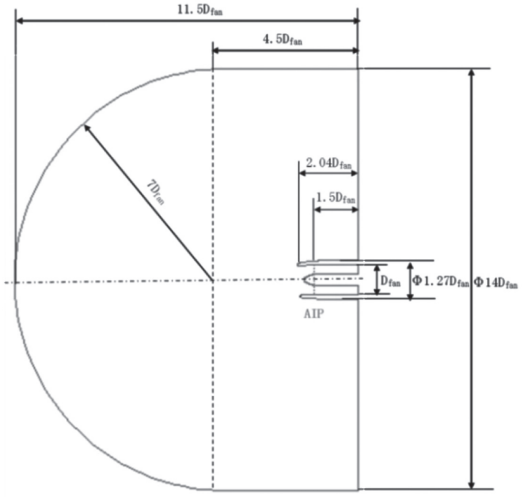
れ場を模擬した。ファンダクト出口境界での静圧は，スロート位置での計測静圧データと整合するように一様な静圧分布を与えてレベルを調整し，AIP位置で大きなズレが生じないかを確認した。境界条件をTable 2に示す。

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 exit | Adjusted static pressure to fit to experiment Cp level. |




(a) CFD model（Nominal Inlet）




(b) Computational region

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-ε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。

Table 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。

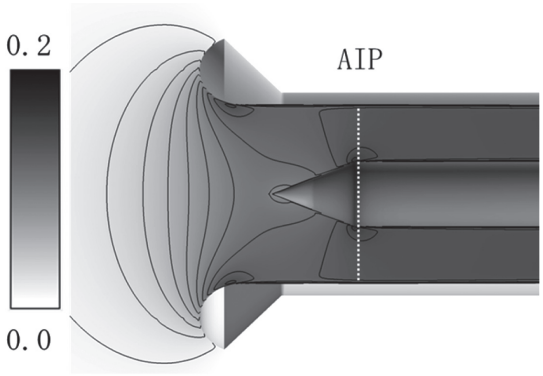



Fig. 4 Mach number contours of Bellmouth inlet

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（$Ps_{th}$）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。

$$Cp = \frac{Ps - P0}{P0 - Ps_{th}} \quad (1)$$

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



Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.107.161, 2024/04/20.

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。

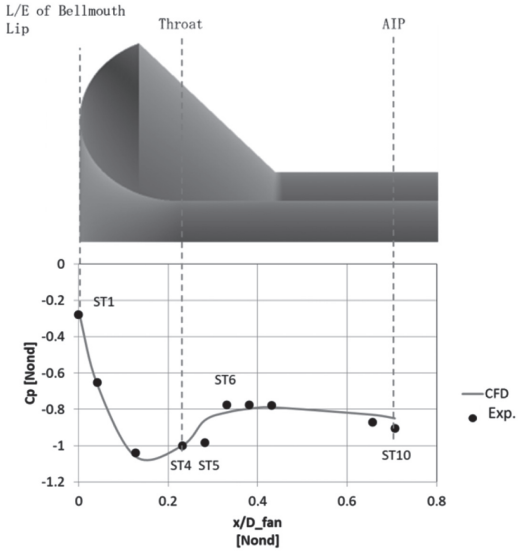



Fig. 5　Cp distribution on Bellmouth internal surface

### 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。

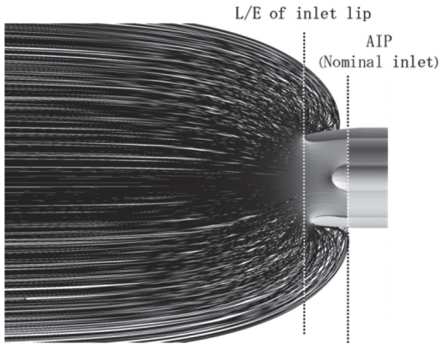
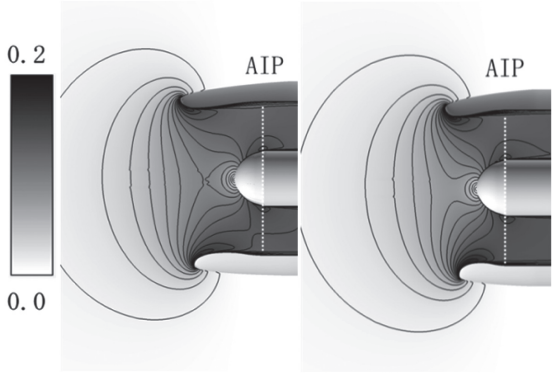



Fig. 6　Stream lines of nacelle inlet（Nominal inlet）



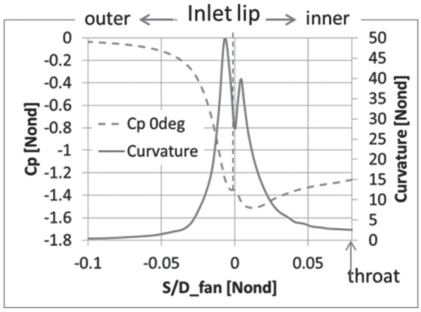

(a) Nominal Inlet　(b) Short Inlet

Fig. 7　Mach number contours of nacelle inlet

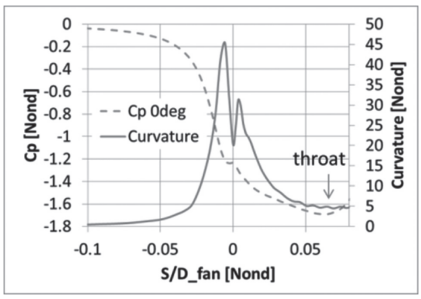
Fig. 8にトップ位置（周方向0°位置）でのノミナルインレットとショートインレットの曲率とCpの分布を示す。図中，Sはリップ先端を起点とした壁面距離を表す。ノミナルインレットは，リップ外側から曲率が増加してリップ先端で最大となり，その後にスロート位置に向けて小さくなる。リップ先端での曲率の変化は大きいので，リップ先端での流れの回り込みにより流れが加速してCpが最小となる。一方，ショートインレットはリップ先端での曲率はノミナルインレットよりも小さくなっており，外側からリップまでの曲率の変化が若干緩やかになっている。更に，リップ先端からスロートまでの範囲でノミナルインレットよりも緩やかに曲率が減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



Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.107.161, 2024/04/20.




(a) Nominal Inlet



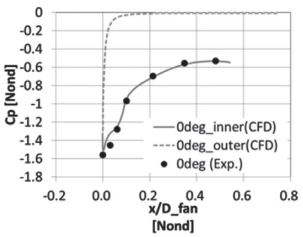

(b) Short Inlet

Fig. 8 Curvature and Cp around nacelle inlet lip

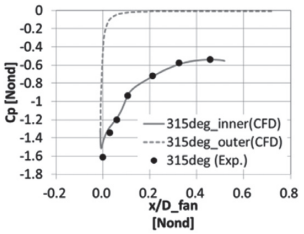
### 5.3 壁面静圧分布比較

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。

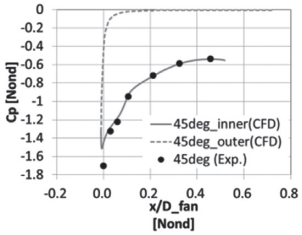
Fig. 10にショートインレットのCp分布を試験データと比較した結果を示す。ここで，試験データはほぼ左右対称であることから，0° ～ 180° の範囲のみを示す。ショートインレットでも，ノミナルインレットと同様にリップ先端付近（ST1 ～ ST3）での局所的な静圧低下領域が試験データから観測される。Fig. 9で説明した通り，Cpの最小値のレベルは，最小位置がスロート側に移動することでリップからスロートまでの距離が長くなる影響により，ノミナルインレットに比べて若干低くなっている。更に，静圧が最小値となる箇所からAIP位



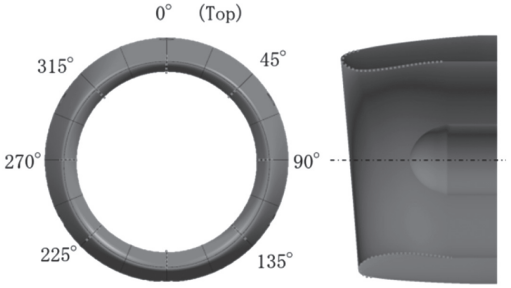

0° location（top）

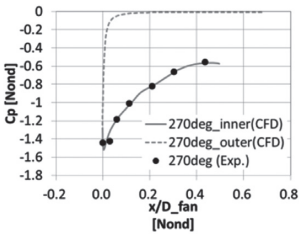



315° location

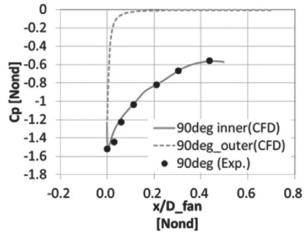



45° location

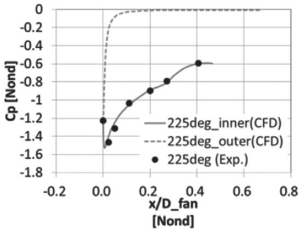


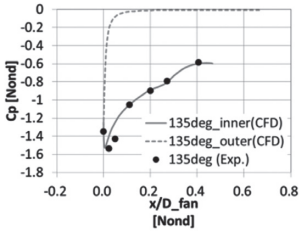

270° location



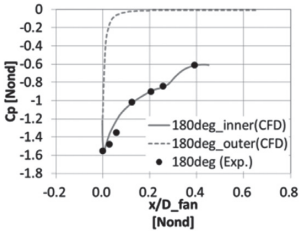

90° location




225° location




135° location




180° location（bottom）

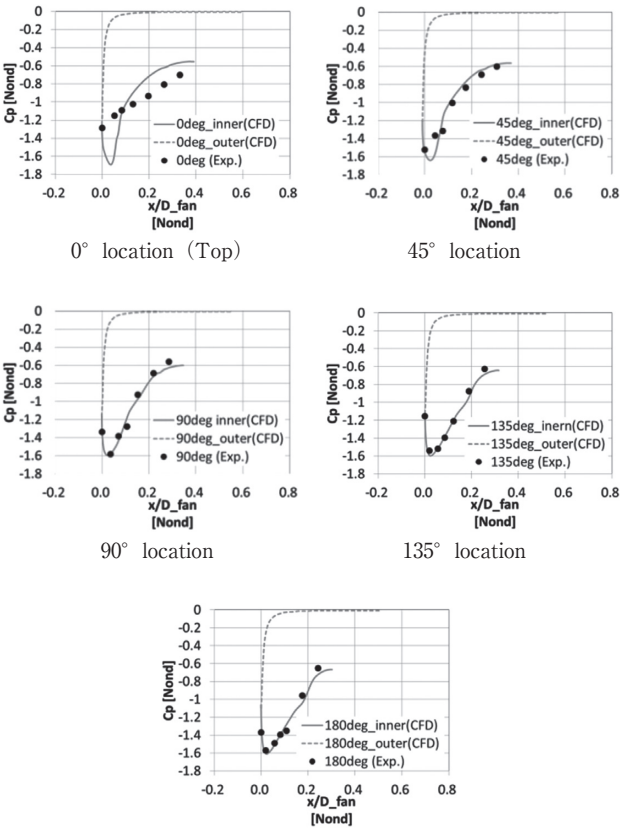
Fig. 9 Cp distributions of nominal inlet



Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.107.161, 2024/04/20.

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。



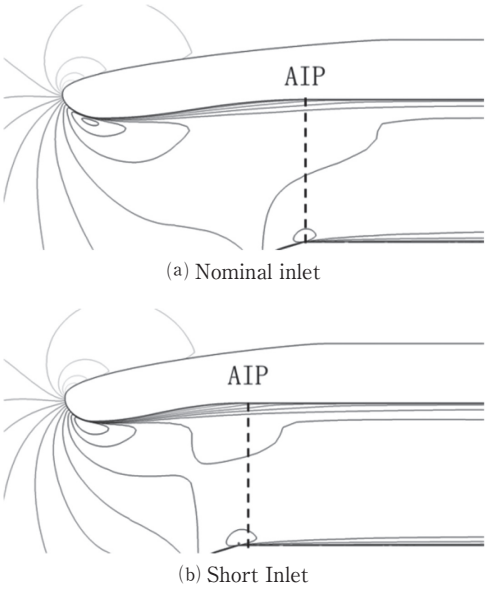

0°location（Top）　45°location

90°location　135°location

180°location（bottom）

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。




(a) Nominal inlet

(b) Short Inlet

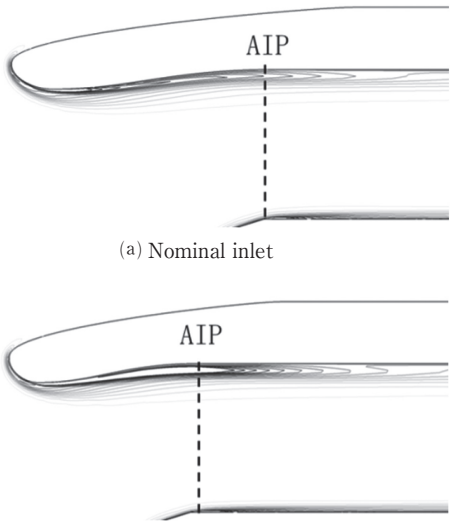
Fig. 11 Axial velocity contours at top

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。



Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.107.161, 2024/04/20.




(a) Nominal inlet

(b) Short inlet

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。

$$Pr = \frac{Pt_{AIP}}{P0} \quad (2)$$

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。

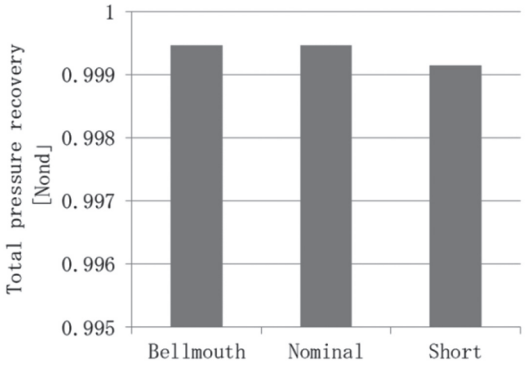



Fig. 13 Comparison of total pressure recovery

## 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$L_{inlet}/D_{fan}=0.5$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 $L_{inlet}/D_{fan}=0.35$）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

(1) 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).



Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.107.161, 2024/04/20.