

航空機エンジンのショートインテーク内のディストーション計測

Distortion Measurement in Short Intake Under Crosswind Conditions

細野 俊輔*¹
HOSONO Shunsuke

石井 達哉*²
ISHII Tatsuya

生沼 秀司*²
OINUMA Hideshi

大木 純一*²
OKI Junichi

楠田 真也*³
KUSUDA Shinya

大庭 芳則*³
OOBA Yoshinori

石川 仁*⁴
ISHIKAWA Hitoshi

ABSTRACT

The turbofan engine incorporates a design with a short intake due to the high bypass for improved fuel economy. Short intake has low rectification ability, which increases inlet distortion. It is important to understand inlet distortion, which interferes with the fan and causes stalling and increased fan noise. When a crosswind occurs as a disturbance, the flow in the intake is forced to a high incidence, causing flow separation over inlet windward. We have conducted fan rig tests in crosswind to measure static pressure of intake surface and total pressure of the fan face. Intake models were compared using different lip to-fan distances. The results of the experiments clarified in detail the location and intensity of distortion. It was observed that the shorter intake formed a stronger distortion. Hysteresis of flow separation occurred when Reynolds number increased and decreased, and it was confirmed that each intake revealed different characteristics.

キーワード：ターボファンエンジン，ナセルインテーク，ディストーション，横風，はく離流れ

Key words : Turbofan engine, Nacelle intake, Distortion, Crosswind, Flow separation

1. 緒言

世界のCO₂排出量の約3%は航空輸送によるものであり、航空業界においては環境負荷を低減するような航空機の研究開発が進められている⁽¹⁾。民間用航空機のターボファンエンジンにおいては、バイパス流量を増加させる高バイパス比化により燃費の向上及び騒音の抑制が図られ、今後もバイパス比が増加すると予想される。最新鋭のエンジンはバイパス比10以上のものが登場し⁽²⁾、将来的にバイパス比15以上の超高バイパス比エンジンが実用されると予想されている⁽³⁾。エンジンの高バイパス比化ではナセル直径拡大のため、ナセルの空力抵抗及び重量が増大する。このような理由から、ナセルの設計ではインテークを短くすることで高バイパス比化のデメリットを軽減するショートインテークが採用される傾向にある。一方で、ショートインテークは整流距離が短く、流路断面積の変化率が大きいためインレットディストーションを増大させる。インレットディストーションは、ファンの失速セルの増大⁽⁴⁾、ファンの強制振動⁽⁵⁾、流入角歪みによるファン効率の低下⁽⁶⁾などファン性能を悪化

させる。インレットディストーションの発生要因は、横風発生時、離着陸時の高インシデンス、地上運転時のグラウンドボルテックス、機体表面から吸引される渦など多岐に渡る。特に横風によるインレットディストーションの発生は地上運転時、離着陸時及び巡行時において想定する必要がある現象である。横風によりインテーク内の流れが傾くことで強制的に高インシデンス状態となり境界層はく離を引き起こす。Fig. 1に示すようなはく離による渦は、インテーク内の横風上流側に大きなディストーションを発生させる。そのため、横風発生時のインテーク内のディストーションの把握は、ナセル設計及びファンの作動条件を予測する上で重要である。

これまでも横風発生時を想定したインレットディストーションに関する研究は多くなされている。Nicholsらは、横風条件下のインテーク内壁面に発生するはく離泡についてオイルフローによる可視化と受動デバイスによるはく離制御方法を提案した⁽⁷⁾。Colinらは、横風条件下でのインテーク内の亜音速はく離と超音速はく離について実験的に明確化し、CFD (Computational Fluid Dynamics) による予測を行った⁽⁸⁾。成勢らは、実験的研究により横風によるディストーションとファンとの干渉騒音の関係性について示した⁽⁹⁾。しかし、これまでインテーク長さのディストーション発生の影響に関する研究事例は少ない。また、インテーク内に発生するはく離流れにおいては、横風流速や流入角度、吸気流量の増減

原稿受付 2024年12月11日

査読完了 2025年2月7日

* 1 東京理科大学 工学研究科 機械工学専攻

* 2 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

* 3 (株)IHI

* 4 東京理科大学工学部 機械工学科

時で流れ構造に相違が生じるヒステリシス現象が発生することが示されている⁽¹⁰⁾。インテーク内で発生するはく離のヒステリシス現象は、発生原理が不明であり、数値解析では限定的な再現しかできないため、インレットディストーションの正確な予測において課題となっている⁽¹¹⁾。また、はく離流れのヒステリシスについては原因が解明されておらず、航空エンジンのインテーク内の流れに限定すると先行研究例も少ない。

本報では、横風発生時のインレットディストーションに着目し、横風流速とレイノルズ数を変化させた時のディストーション発生位置と大きさ、はく離のヒステリシス性、またそれぞれについてインテーク長さの相違が与える影響を明確化することを目的として実験を行った。

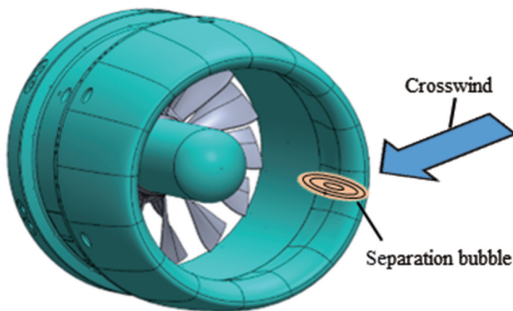


Fig. 1 Schematic view of intake flow separation caused by crosswind

2. 実験装置及び実験方法

2.1 実験装置

Fig. 2に試験装置の写真を示す。またFig. 3に小型ファン回転試験装置及びナセルインテーク装置の断面図を示す。小型ファン回転試験装置は、ナセルインテーク装置に接続し、吸引装置として使用した。小型ファン回転試験装置の動翼、静翼はDGEN380エンジン⁽¹²⁾のサブスケールモデルとなっている。ファンの直径 $D = 150$ mmであり、動翼14枚、静翼40枚で構成される。ファンはモータ駆動である。

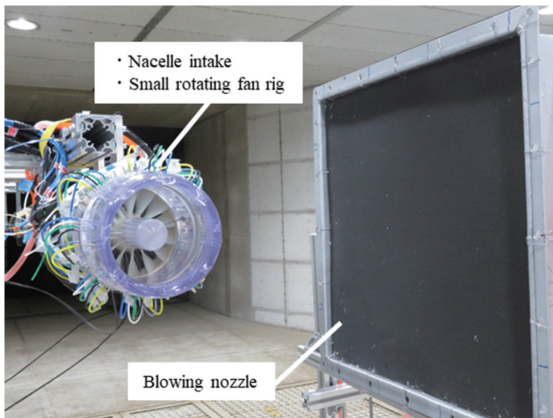


Fig. 2 Experiment apparatus

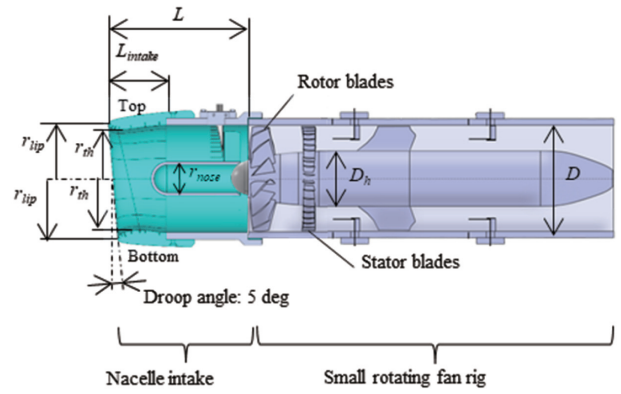
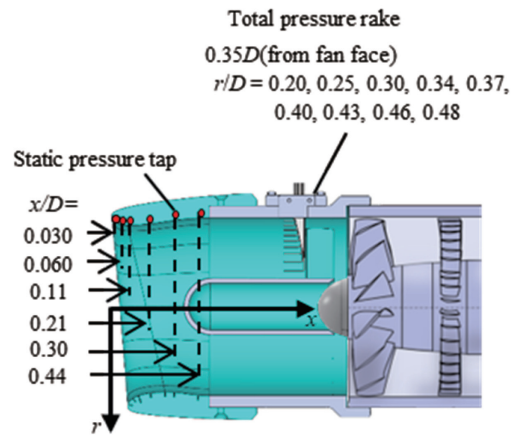
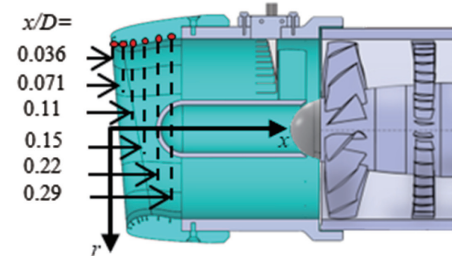


Fig. 3 Nacelle intake and fan test rig



(a) Nominal intake



(b) Short intake

Fig. 4 Pressure measurement point

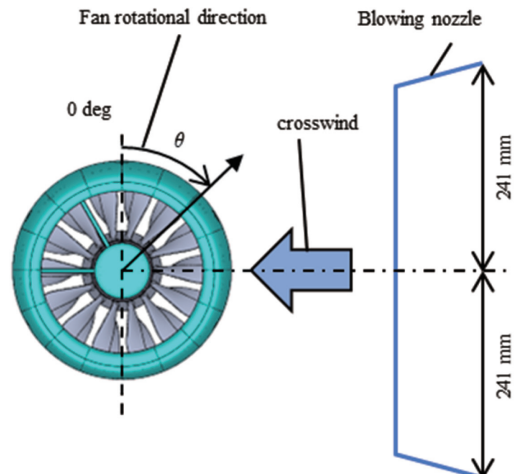


Fig. 5 Schematic view of crosswind measurement test

ナセルインテーク装置は、インテークと全圧測定用ダクトで構成される。インテークの形状はAIAA CFD Prediction Workshop¹³にて公開された形状を参考にインテーク長さを変えて作成した。Fig. 2においてリップ先端からディフューザ部までの距離を L_{intake} としたときに、 $L_{intake}/D = 0.50$ となる基準供試体（ノミナルインテーク）と $L_{intake}/D = 0.35$ となるショートインテークの2つの供試体を用いた。インテークは、巡行時の機体姿勢に合わせて気流が吸入できるように、ドループ角が5 deg設けられ、Bottom側のリップが厚くなるように設計が施される⁶。Fig. 2よりインテークのリップ先端 ($x/D = 0$) 半径 r_{lip} 、スロート部 ($x/D = 0.11$) 半径 r_{th} としたときに、Top側 ($\theta = 0$ deg) は $r_{lip}/r_{th} = 1.11$ 、Bottom側 ($\theta = 180$ deg) は $r_{lip}/r_{th} = 1.16$ の非軸対称型であり、ドループ角は5 degと両供試体で同一と設定した。インテークのリップ、スロート部及びファン直径が同一であり、軸方向長さが異なるため、ショートインテークの方がリップ部の曲率が大きく、スロートからディフューザにかけて流路断面積の変化率が大きい形状である。リップ先端からファン面までの距離は、ノミナルインテークが $L/D = 1.26$ 、ショートインテークが $L/D = 1.11$ となる。ダクトの中心には直径 $D_{nose} = 48$ mmのノーズ部が設けられ、 $\theta = 270$ 及び 330 deg位置の翼形状のストラットにより片持ち支持をしている。インテークの形状によるディストーションのみ特性の評価をするため、ノーズ部はファンまで同一ハブ径で接続している。全圧測定用ダクトはファン前方の円周方向 $\theta = 0 \sim 240$ degに15 deg間隔で楕円全圧管の挿入可能な孔が設けられている。Fig. 4に両供試体の静圧及び全圧の測定位置を示す。両供試体のインテーク内壁面には円周方向に45 deg間隔に8点、軸方向に6点の合計48点の静圧孔が設けられている。全圧の測定位置は全圧測定用ダクト内に挿入した楕円全圧管の孔である。楕円全圧管は、ディフューザ後方の吸気流れの全圧が測定可能な孔が半径方向に9点設けられている。試験毎に楕円全圧管を入れ替えることで、各周方向での圧力測定を行った。静圧孔及び楕円全圧管に加わった圧力は、ウレタンチューブを通して多点圧力スキャナにより試験開始時から試験終了時までスキャニングレート100 Hzで時系列データの収録を行った。Fig. 5に試験形態の概要図を示す。本実験では、JAXA所有の多目的低騒音風洞¹⁴を使用した。試験装置は風洞内中央に固定して、ファン排気流れの方向は風洞出口方向に配置した。横風用軸流送風機によりファンの吸気軸方向と垂直となる方向に送風することで横風を発生させた。横風は、送風機出口にノズルを装着し、ノズル内の整流金網とハニカムを通過することで一様流となっている。横風流速は、インテーク中心位置 ($x/D = 0, r/D = 0$) で $U_c = 1.6, 2.0$ m/sとした。

2.2 実験方法および実験条件

本実験では、横風の送風を行った状態で小型ファン回

転試験装置の運転を行い、圧力を測定した。吸気質量流量及びレイノルズ数は両供試体で同一となるように、ファンの回転数を調整した。吸気質量流量 \dot{m} から式(1)で得られた管内の平均流速 U を求めて、式(2)に示したレイノルズ数 Re の算出を行った。ここで、 ρ は管内の空気密度、 μ は粘性係数、 A は流路断面積、 D はファン直径である。

$$U = \frac{\dot{m}}{\rho A} \quad (1)$$

$$Re = \frac{\rho U D}{\mu} \quad (2)$$

ノミナルインテークが $\dot{m} = 0.35, 0.46$ 及び 0.75 kg/sのそれぞれに対して、 $Re = 1.7 \times 10^5, 2.2 \times 10^5$ 及び 3.6×10^5 である。ショートインテークでは、ヒステリシスが発生する条件を詳細に調べるために、 $\dot{m} = 0.35, 0.46, 0.54, 0.66$ 及び 0.75 kg/sのそれぞれに対して、 $Re = 1.7 \times 10^5, 2.2 \times 10^5, 2.6 \times 10^5, 3.2 \times 10^5$ 及び 3.6×10^5 とした。インテーク内の流れのヒステリシス性の確認のために、レイノルズ数の増加過程と減少過程でそれぞれ圧力測定した。以降レイノルズ数増加過程をup、減少過程をdownと略記する。圧力測定時間における圧力の時系列データは集合平均することで圧力値を算出した。また、各圧力測定位置で複数回測定を行うことで、再現性を確認した。

3. 実験結果及び考察

3.1 インテーク内壁面静圧

得られた各計測位置の静圧値は、スロート部静圧で無次元化した静圧係数 C_p ¹⁵により評価をした。ここで、 P_∞ は環境大気圧、 p_s はインテーク壁面静圧値、 $\overline{p_{sth}}$ はスロート部 ($x/D = 0.11$) の周方向平均静圧値である。 C_p の算出を式(3)に示す。

$$C_p = \frac{P_\infty - p_s}{P_\infty - \overline{p_{sth}}} \quad (3)$$

C_p の周方向分布について、Fig. 6 ($Re = 2.2 \times 10^5$ (up), $U_c = 0, 2.0$ m/s) に示す。横風が無い条件 (Fig. 6 (a), (c)) では、インテーク内の壁面近傍の流れは、インテークの入口後方のナセル外壁からリップ部に回り込んだ際に加速することで静圧が下がり、リップ部 ($x/D = 0.030$) からディフューザ ($x/D = 0.44$) にかけて静圧回復が発生する¹⁶。ノミナルインテークの横風が無い条件 (Fig. 6 (a)) では、インテークのドループ角により、ディフューザのTop側 ($\theta = 0$ deg) は流路が拡大、Bottom側 ($\theta = 180$ deg) は縮小するような形状のため、Top側の方が減速することで静圧回復しやすいことが確認できる。一方、ショートインテーク (Fig. 6 (c)) では、インテークのリップ部 ($x/D = 0.036$) から周方向の上下で静圧分布が大きく偏在している。ショートインテークのリップ部の曲率はノミナルインテークよりも大きく、

特に周方向でTop側は大きく設定されているため、リップ部を回り込む流れが $x/D = 0.036$ より上流側で急減速することで静圧が高くなる。

横風がある条件 (Fig. 6 (b),(d)) では、両供試体において横風上流側 ($\theta = 90, 135$ deg) と横風下流側 ($\theta = 270$ deg) で偏在している。横風上流側では、吸気方向 (x 方向) のリップからスロート部 ($x/D = 0.030, 0.036 \sim 0.11$) にかけて、一定値をとることが確認できる。これは、インテーク内壁面周辺で吸気流れがはく離することで死水域が形成されているためである。スロート部 ($x/D = 0.11$) 後流側は、ノミナルインテーク (Fig. 7 (b)) ではわずかに静圧回復していることから再付着に近づいている部分に相当し¹⁷⁾、ショートインテーク (Fig. 6 (d)) では静圧が一定値を取り続ける。ショートインテークにおいては、ディフューザの流路形状の変化率が大きいため、はく離の再付着を遅らせている。

続いて、Fig. 7に各レイノルズ数条件及び横風条件における、横風上流側 $\theta = 90$ degでの吸気軸方向 (x 方向) の静圧分布を示す。ショートインテークの横風が無い条件 (Fig. 7 (c)) では、レイノルズ数の増加に伴いスロート部 ($x/D = 0.11$) 以降の静圧回復が大きくなっていることが確認できる。大庭らの研究では、ショートインテークでは、スロート部以降の流れで乱流運動エネルギーが増大することがわかっている¹⁶⁾。そのため、スロート部以降でレイノルズ数増大に伴い乱流境界層が発達することで、壁面部分の静圧回復を促進させたと考えられる。

横風がある条件 (Fig. 7 (b),(d)) では、ノミナルインテークがレイノルズ数 $Re = 1.7 \times 10^5$ (up)、ショートインテークが $Re = 1.7 \times 10^5$ (up)、 2.2×10^5 (up) において C_p が x 方向に不変となり、ショートインテークの方がより高いレイノルズ数でははく離が発生しやすいことがわかる。これは、ショートインテークの方がリップ部の曲率が大きく、横風上流側の気流が、リップ部の壁面に沿わずはく離を誘起しやすいためと考えられる。また、レイノルズ数増減時に着目すると、Fig. 7 (b)よりノミナルインテークの $Re = 1.7 \times 10^5$ において、はく離発生の有無について相違な圧力分布が確認できる。

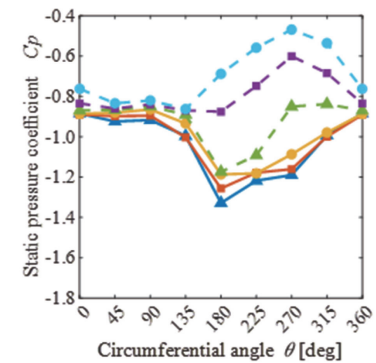
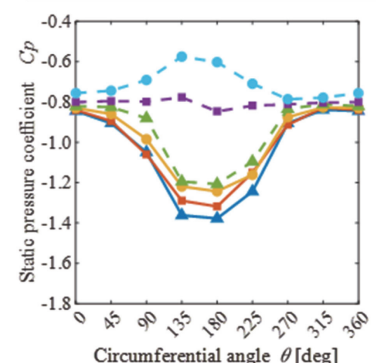
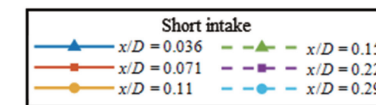
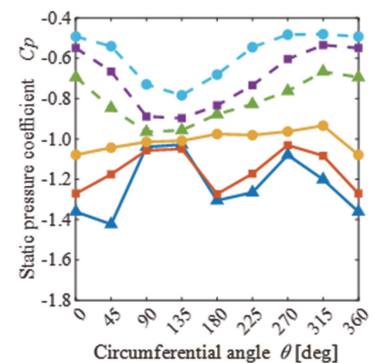
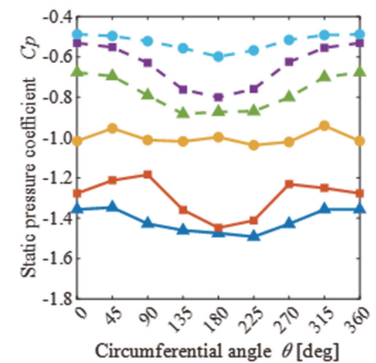
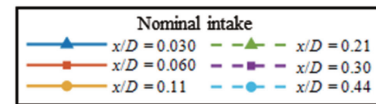


Fig. 6 Distributions of static pressure coefficient C_p

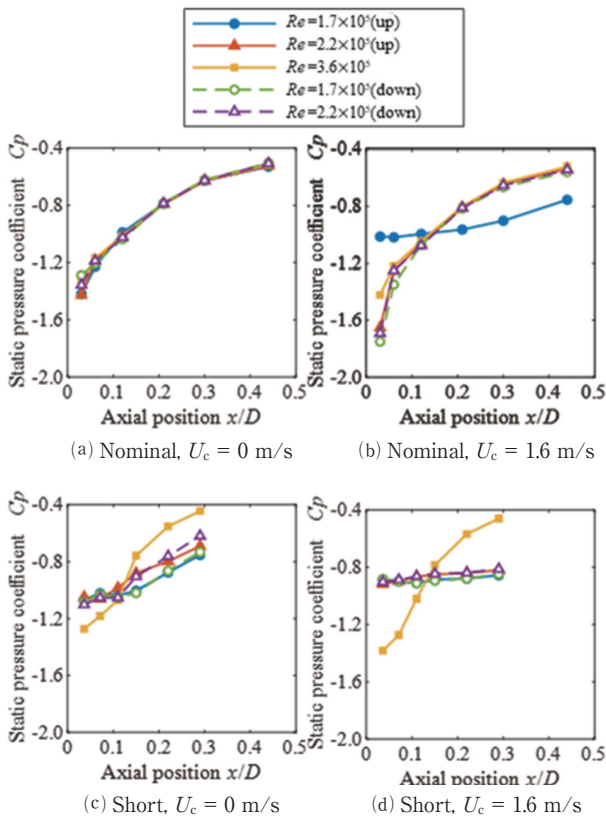


Fig. 7 Axial distribution of static pressure (at $\theta = 90\text{deg}$)

3.2 ファン前方全圧

得られた全圧値は、無次元全圧 σ を用いて評価を行った¹⁸⁾。ここで、 P_∞ は環境大気圧、 P_t は全圧測定値である。無次元全圧の算出は式(4)に示す。

$$\sigma = \frac{P_t}{P_\infty} \tag{4}$$

横風が無い条件の σ の断面分布をFig. 8に示す。ノミナルインテーク (Fig. 8 (a),(b)) では、周方向に均一な全圧分布を取り、レイノルズ数増大に伴い壁面におけるせん断力が強くなることで、壁面付近に全圧損失が確認できる。ショートインテーク (Fig. 8 (c),(d)) では、Top側 ($\theta = 0\text{ deg}$) でディストーションが発生している。3.1節で述べたように、曲率が大きいTop側のインテークリップでは、気流がリップ部で急減速することで境界層を発達させ、ディストーションを増大させる。

横風がある条件についてFig. 9に示す。両供試体において横風上流側 ($\theta = 90, 135\text{ deg}$) にディストーションが発生している。これは、3.1節で示したインテークリップにおいて発生したはく離により発生したディストーションが、ファン前方の全圧計測点まで残留していると言える。また、両供試体でレイノルズ数増大につれて σ が減少している。これは、インテークの吸気流量が増大すると、乱れが大きい流れ場が形成されることで¹⁹⁾、圧力損失が大きくなるためである。また、全圧損失の最大値はショートインテークの方が大きい。ショー

トインテークはディフューザの流路形状の変化率が大きいいため、ディストーションが改善されづらいことが示された。Fig. 9 (a),(d)よりディストーションの発生位置は、レイノルズ数が低い条件 ($Re = 1.7 \times 10^5$ (up)) ではインテークのBottom側 ($\theta = 135\text{ deg}$ 近傍) を中心に発生している。吸気流れに対して横風の影響が大きい場合は、Fig. 10のように横風上流側のインテーク入口後方のナセル外壁を回り込み吸気される。リップ先端の位置は、ドループ角によりTop側が前方 (x 軸負方向) に、Bottom側が後方 (x 軸正方向) となっている。そのため、インテークのBottom側では、入口後方からリップまで近く、横風上流側のナセル外壁の気流が吸入しやすく、はく離を発生させる。レイノルズ数が増加するとディストーションの発生位置は、ノミナルインテーク (Fig. 9 (b)) ではBottom側 ($\theta = 135\text{ deg}$ 近傍) 中心であるが、ショートインテーク (Fig. 9 (e),(f)) ではTop側 ($\theta = 90\text{ deg}$ 近傍) である。吸気流れに対して横風の影響が小さくなると、Fig. 11のようにインテーク前方側の気流が吸引される。そのため、横風上流側に近い気流は、Top側とBottom側で均一にインテークリップに吸入すると予想される。気流はリップを通過する際にリップ曲率が大きいTop側ではく離が発生し、ディストーションの位置が変化した原因と考えられる。

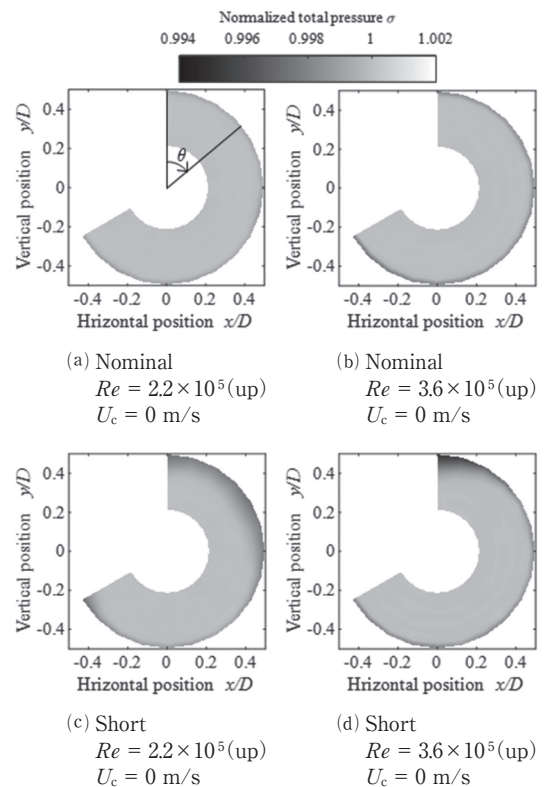


Fig. 8 Distribution of normalized total pressure σ (without crosswind)

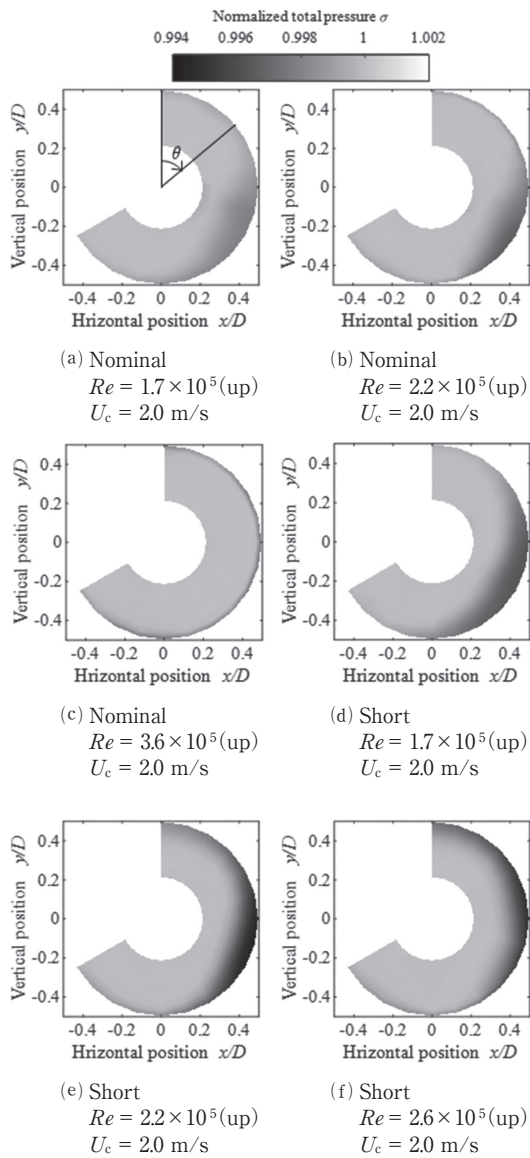


Fig. 9 Distribution of normalized total pressure σ (with crosswind)

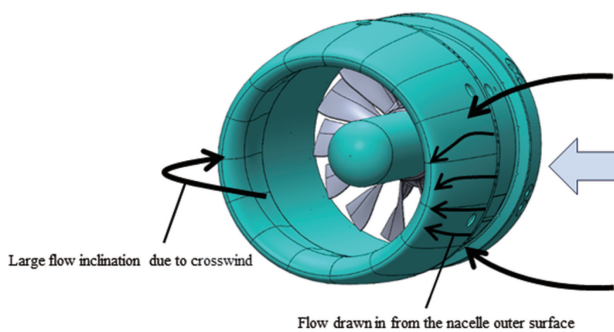


Fig. 10 Schematic view of the flow structure

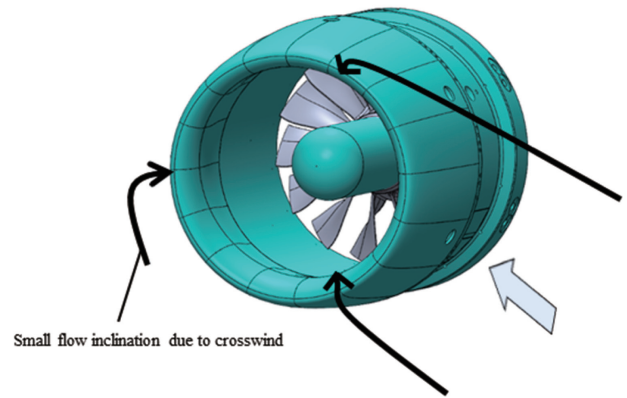


Fig. 11 Schematic view of the flow structure

3.3 ヒステリシス現象

各レイノルズ数 Re および横風流速 U_c におけるディストーションを評価するために、ディストーション指数 DC_{60} を用いる²⁰。 DC_{60} は、ファン前方の断面全体の全圧について、最もディストーションが大きくなる60 deg範囲に区切って評価する係数である。ここで、 \bar{P}_t は測定点における全圧の集合平均値、 $\overline{P_{t,60,min}}$ は周方向60 deg範囲で区切った際の平均全圧値の中の最小値、 \bar{q}_t は全ての全圧計測点において算出した動圧の平均値である。 DC_{60} の算出を式(5)に示す。

$$DC_{60} = \frac{\bar{P}_t - \overline{P_{t,60,min}}}{\bar{q}_t} \tag{5}$$

横風流速 $U_c = 1.6$ m/s及び2.0 m/sでのレイノルズ数増加過程及び減少過程におけるディストーション指数をFig. 12に示す。レイノルズ数増加過程 (up) では、ショートインテークの方がはく離を誘起させやすく、ディストーションを増大させるため、 DC_{60} が高い。また、両供試体においてレイノルズ数が高くなるにつれて、吸気流れに対しての横風の影響が大きくなり、圧力分布の不均一性を増加させ、 DC_{60} が高くなる。一方で、レイノルズ数減少過程 (down) では、ノミナルインテークでは増加過程 (up) と比較して DC_{60} が低くなる条件があり、ヒステリシス性が確認できる。ショートインテークにおいてヒステリシスが発生した条件は、 $Re = 2.6 \times 10^5$ 、 $U_c = 1.6$ m/sのみであり、両供試体でヒステリシスが発生する条件に相違が生じる。

ここでヒステリシスが確認された条件について、ノミナルインテークは $Re = 2.2 \times 10^5$ 、 $U_c = 2.0$ m/s、ショートインテークは $Re = 2.6 \times 10^5$ 、 $U_c = 1.6$ m/sにおける、無次元全圧 σ の断面分布図をそれぞれFig. 13および14に示す。Fig. 13よりノミナルインテークでは、レイノルズ数増加過程 (up) において横風上流側のはく離によりディストーションが発生し、減少過程 (down) では付着流れとなり均一な全圧分布となり、異なる流れ構造となる。レイノルズ数の増加過程では、 $Re = 1.7 \times 10^5$ より低いレイノルズ数において吸気流れに対して横

風の影響が大きいため、インテーク内でははく離を発生させやすい。そのため、凸曲面を回り込む流れのはく離が付着状態へ移行せず、直前の状態を維持するような流れとなった²⁾。減少過程ではレイノルズ数が高い条件で流れが付着状態であったため、はく離が発生しづらく、ヒステリシスを発生させた要因と考えられる。一方で、Fig. 14よりショートインテークでは、減少過程 (down) においてもディストーションが発生している。ショートインテークにおいてはリップ曲率が大きいため、減少過程においてもはく離を励起させ、ヒステリシスが発生しづらく、ノミナルインテークと異なるヒステリシス性を示した。

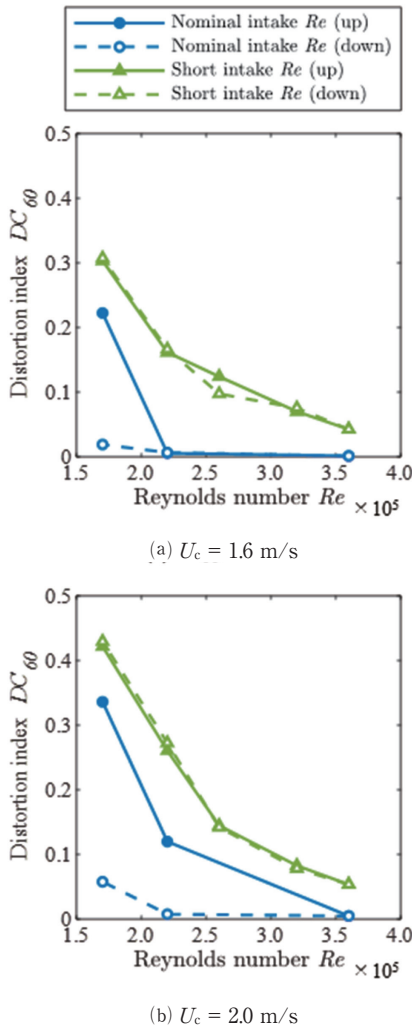


Fig. 12 Variation of DC_{60} versus Reynold number Re

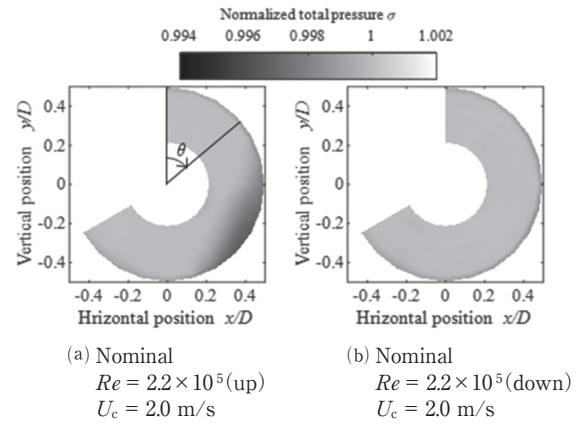


Fig. 13 Distribution of normalized total pressure σ for example of hysteresis (Nominal intake)

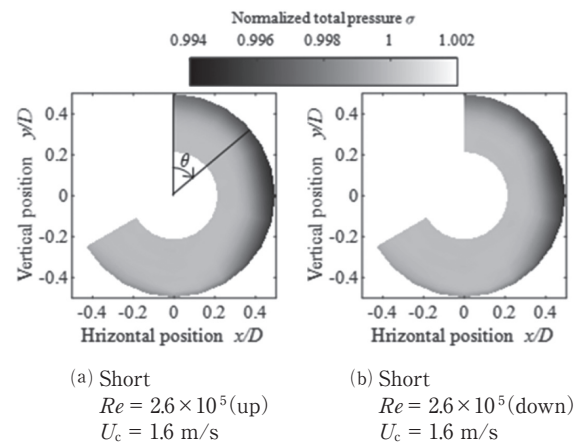


Fig. 14 Distribution of normalized total pressure σ for example of hysteresis (Short intake)

4. 結言

本研究では、ナセルインテーク装置と小型ファン回転試験装置を用いた実験により以下の知見を得た。

- (1) ショートインテークは、横風が無い条件で、曲率が大きいTop側においてディストーションを発生する。また、横風がある条件では、横風上流側にはく離を誘起しやすく、ディフューザの整流性能が低いいためディストーションを増大させる。
- (2) 横風に対してレイノルズ数が低い条件では、ドループ角の存在によりインテーク内のBottom側 ($\theta = 135$ deg) を中心にディストーションが発生する。レイノルズ数を増加させると、両供試体でディストーション発生位置に相違が見られた。ノミナルインテークでは、レイノルズ数及び横風流速によらずBottom側を中心にディストーションが発生する。一方で、ショートインテークでは、レイノルズ数増加に伴い、ディストーションの中心位置がTop側となる。
- (3) 横風により発生したインテーク内のはく離流れについて、レイノルズ数増加過程と減少過程で異なる流れ構造を示し、ヒステリシス性が確認された。また、

供試体ごとに異なる性質を示し、ノミナルインテークの方がヒステリシスを発生させやすい。

参考文献

- (1) 大崎博之, 寺尾悠, 航空機のゼロエミッション化, 国際交通安全誌, Vol. 47, No. 2 (2022), pp. 116-125.
- (2) Daggett, D., Brown, S. and Kawai, R., Ultra-Efficient Engine Diameter Study, NASA Glenn Research Center, Cleveland OH, Paper No. CR-2003-212309 (2003).
- (3) Silva, V. T., Lundbladh, A., Petit, O. and Xisto, C., Multipoint Aerodynamic Design of Ultrashort Nacelles for Ultrahigh-bypass-ratio Engines, Journal of Propulsion and Power, Vol. 38, No. 4 (2022), pp. 541-558.
- (4) Lee, K. B., Wilson, M. and Vahdati, M., Effects of Inlet Disturbances on Fan Stability, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 141, No. 5 (2019), p. 051014.
- (5) Guillard, V., Study of the Fan Forced Response Due to Crosswind, Master's thesis, KTH (2014).
- (6) Peters, A., Spakovszky, Z. S., Lord, W. K. and Rose, B., Ultrashort Nacelles for Low Fan Pressure Ratio Propulsors, Journal of Turbomachinery, Vol. 137, No. 2 (2014), Paper 021001.
- (7) Nichols, D. A., Vukasinovic, B., Glezer, A. and Rafferty, B., Aerodynamic Control of an Inlet Flow in Crosswind Using Peripheral Bleed Actuation, Journal of Propulsion and Power (2023), pp. 1-12.
- (8) Colin, Y., Aupoix, B., Boussuge, J. F. and Chanez, P., Numerical Simulation of the Distortion Generated by Crosswind Inlet Flows, Proceedings of the International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE) (2007), Paper No. ISABE-2007-1210.
- (9) 成勢弘城, 石井達哉, 生沼秀司, 楠田真也, 大庭芳則, 平川香林, 石川仁, 航空機用エンジンのインテーク空力性能に横風による入り口乱れがおよぼす影響, 日本機械学会論文誌, Vol. 88, No. 910 (2022).
- (10) Hall, C. A. and Hynes, T.P., Measurements of Intake Separation Hysteresis in a Model Fan and Nacelle Rig, Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 4 (2006), pp. 872- 879.
- (11) Harjes, L., Bode, C., Grubert, J., Frantzheld, P., Koch, P. and Friedrichs, J., Investigation of Jet Engine Intake Distortions Caused by Crosswind Conditions, Journal of the Global Power and Propulsion Society Vol. 4 (2020), pp. 48-62.
- (12) Nagai, K., Oinuma, H. and Ishii, T., Acoustic Liner Test of DGEN 380 Turbofan Engine, In: INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings, Vol. 259, Institute of Noise Control Engineering (2019), pp. 6078-6088.
- (13) Tinoco, E. N., Brodersen, O. P., Keye, S., Laflin, K. R., Feltrop, E., Vassberg, J. C., Mari, M., Rider, B., Wahls, R. A., Morrison, J. H., Hue, D., Roy, C. J., Mavriplis, D. J. and Murayama, M., Summary Data from the 6th AIAA CFD Drag Prediction Workshop: CRM Cases, Journal of Aircraft, Vol. 55, No. 4 (2018), pp. 1352-1379.
- (14) 生沼秀司, 武田克己, 長井健一郎, 石井達哉, 空力研究用多目的低騒音風洞の特性, 日本機械学会流体工学部講演会講演論文集 (2001), p. 123.
- (15) Hall, C. A. and Hynes, T.P., Measurements of Intake Separation Hysteresis in a Model Fan and Nacelle Rig, Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 4 (2006), pp. 872- 879.
- (16) 大庭芳則, 楠田真也, 平川香林, 成勢弘城, 石井達哉, 生沼秀司, 航空機用エンジンナセルインレットの流れ場数値解析, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 49, No. 1 (2021), pp. 52-59.
- (17) 李家賢一, 翼型上に生ずる層流剥離泡, 日本流体力学会誌「ながれ」22 (2003), pp. 15-22
- (18) Yeung, A., Vadlamani, N. R., Hynes, T. and Sarvankar, S., Quasi 3D Nacelle Design to Simulate Crosswind Flows: Merits and Challenges, International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power, Vol. 4 (.3) (2019).
- (19) Nichols, D.A., Vukasinovic, B. and Glezer, A., Characterization and Control of Nacelle Inlet Flow in Crosswind, Proceedings of the American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Aviation 2019 Forum (2019), Paper No. AIAA 2019-3685.
- (20) Babcock, D. A., Tobaldini Neto, L., Davis, Z., Karman-Shoemake, K., Woeber, C., Bajimaya, R. and MacManus, D., Summary of the 5th Propulsion Aerodynamics Workshop: Inlet Cross-Flow Results, AIAA SciTech 2022 Forum (2022), p. 0814.
- (21) 渡辺京司, 臨界レイノルズ数領域における球の抵抗 (ヒステリシスについて), 日本機械学会論文誌B編, Vol. 47, No. 421 (1981), pp. 1698-1704.