┃技術論文 ┣━

# 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<sup>\*1</sup> HOSONO Shunsuke 石井 達哉<sup>\*2</sup> ISHII Tatsuya **生沼 秀司**\*2 OINUMA Hideshi

**楠田 真也**\*3 KUSUDA Shinya 大庭 芳則\*3 OOBA Yoshinori OKI Junichi 石川 仁\*4

ISHIKAWA Hitoshi

大木 純一\*²

#### 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<sup>(1)</sup>。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<sup>(2)</sup>,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<sup>(6)</sup>などファン性能を悪化

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

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、離着離陸時の高インシデンス、地上運転時の グランドボルテックス、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。

これまでに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<sup>(7)</sup>。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<sup>(8)</sup>。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<sup>(9)</sup>。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 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<sup>100</sup>。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<sup>11)</sup>。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<sup>120</sup>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

Total pressure rake

0.35D(from fan face) r/D = 0.20, 0.25, 0.30, 0.34, 0.37, 0.40, 0.43, 0.46, 0.48



(a) Nominal intake



(b) Short intake

Fig. 4 Pressure measurement point



Fig. 5 Schematic view of crosswind measurement test

- 36 -

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 Workshop<sup>13</sup>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 先端からディフーザ部までの距離をLintake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<sup>(6)</sup>。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<sub>lip</sub>/r<sub>th</sub>* = 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 $D_{\text{nose}}$  = 48 mmのノーズ部が設けられ, θ=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 櫛形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櫛形全圧管 の孔である。櫛形全圧管は、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。試験毎に櫛形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。静圧孔及び櫛形全圧管に加わっ 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<sup>14</sup>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 *in* 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。

$$U = \frac{\dot{m}}{\rho A} \tag{1}$$

$$Re = \frac{\rho UD}{\mu} \tag{2}$$

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,  $Re = 1.7 \times 10^5$ , 2.2×10<sup>5</sup>及び3.6×10<sup>5</sup> 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,  $Re = 1.7 \times 10^5$ , 2.2×10<sup>5</sup>, 2.6×10<sup>5</sup>, 3.2×10<sup>5</sup>及び3.6×10<sup>5</sup>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 $C_p$ <sup>15</sup>により評価をした。ここで、  $P_{oo}$ 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。

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

 $C_p$ の周方向分布について、Fig. 6 ( $Re = 2.2 \times 10^5$  (up),  $U_c = 0, 2.0 \text{ m/s}$ ) 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<sup>160</sup>。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 ~ 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<sup>(D)</sup>,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 θ = 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<sup>66</sup>。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)、ショートインテークの方が なり高いレイノルズ数で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<sup>188</sup>。ここで,*P*<sub>∞</sub>は環境大気圧,*P*<sub>t</sub>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 $\sigma$ 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 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(θ=90,135 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<sup>(19)</sup>, 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* = 1.7×10<sup>5</sup> (up))で はインテークのBottom側 ( $\theta$  = 135 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 (*θ* = 135 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 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。





- 39 -





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<sup>20</sup>。 $DC_{60}$ 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、 $P_t$ は測定 点における全圧の集合平均値、 $P_{t,60,min}$ 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。

$$DC_{60} = \frac{\overline{P_t} \overline{P_{t,60,min}}}{\overline{q_t}}$$
(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*<sub>60</sub>が高い。また、 両供試体においてレイノルズ数が下がるにつれて、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*<sub>60</sub>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*<sub>60</sub>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× 10<sup>5</sup>,  $U_c$  = 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 $\sigma$ 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<sup>5</sup>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<sup>[21]</sup>。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。



(b)  $U_{\rm c} = 2.0 \text{ m/s}$ 

Fig. 12 Variation of DC60 versus Reynold number Re



Fig. 13 Distribution of normalized total pressure  $\sigma$  for example of hysteresis (Nominal intake)



Fig. 14 Distribution of normalized total pressure  $\sigma$  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( = 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

- 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 文集, 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), 日本機械学会論文集B編, Vol. 47, No. 421 (1981), pp. 1698-1704.

88