

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-833

## 球形状エンジン吸入整流装置の研究開発

小林 紘 ・ 島崎 忠雄 ・ 森田 光男  
中山 普 ・ 吉田 晃 ・ 佐々木 誠  
関根 静雄 ・ 進藤 重美 ・ 高木 廣治

1984年9月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. 序 論 .....	2
2. エンジン吸入整流装置 (ICD) について .....	3
3. ICDに関する基礎研究 .....	4
3.1 整流材の基礎試験と小型 ICD .....	4
3.2 小型 ICDの音響特性試験 .....	7
3.2.1 実験装置と方法 .....	7
3.2.2 音響特性試験結果と考察 .....	8
3.3 飛行時のファン直前での乱れの強さと小型 ICDの整流特性 .....	9
3.3.1 飛行時のファン直前での乱れの測定 .....	9
3.3.2 小型 ICD整流特性の実験装置と方法 .....	10
3.3.3 ICD整流特性の結果と考察 .....	10
4. 実機用球状多面体エンジン吸入整流装置の特性 .....	12
4.1 実機用球状多面体エンジン吸入整流装置 .....	12
4.2 音響特性試験 .....	13
4.2.1 試験方法 .....	13
4.2.2 音響特性試験の結果と考察 .....	13
4.3 整流特性試験 .....	13
4.3.1 試験方法 .....	14
4.3.2 試験結果と考察 .....	14
5. 結 論 .....	15
参考文献 .....	16

# 球形状エンジン吸入整流装置の研究開発\*

小林 紘\* 島崎 忠雄\*\* 森田 光男\*\*  
中山 普\*\* 吉田 晃\*\* 佐々木 誠\*\*  
関根 静雄\*\* 進藤 重美\*\* 高木 廣治\*\*\*

## Research and Development for Semi-spherical Inflow Control Device

by

Hiroshi KOBAYASHI, Tadao TORISAKI  
Mitsuo MORITA, Susumu NAKAYAMA  
Akira YOSHIDA, Makoto SASAKI  
Sizuo SEKINE, Shigemi SHINDO  
and Hiroharu TAKAGI

### ABSTRACT

Difference of aero-engine fan noise levels between static and flight engine testing is due to inflow distortion and atmospheric turbulence during static engine testing.

Therefore, a semi-spherical inflow control device (ICD) was developed in order to simulate flight fan noise in static tests by the reduction of inflow distortion and turbulence. Based on fundamental data acquired for design and construction of an ICD, a 4 m dia. semi-spherical ICD for actual turbo-fan engine was designed and built. Tests confirmed that it was a good flight fan noise simulator.

In this report, the process of research and development of the ICD and several important results at each step are described.

### 概 要

エンジンの地上試験時のファン騒音レベルは、地上試験時において、エンジンに流入する inflow distortion や turbulence のために、飛行時のエンジン騒音レベルと異なったものとなる。

そのため、この inflow distortion を取り除き、研究の容易な地上試験で、飛行時のエンジ

---

\* 航空機公害グループ  
\*\* 原動機部  
\*\*\* ジェットエンジン組合

ン騒音特性を明らかにする装置として、球形状エンジン吸入整流装置の研究開発を行った。そして、整流装置設計・製作のための多くの資料を得るとともに、実機ターボファンエンジン用の直径 4 m の球形状吸入整流装置を試作し、飛行時騒音模擬装置としての機能の確証を得た。

この報告では、研究開発の経過と各々の時点での主な結果について述べてある。

### 主な記号

dB ; デジベル, 基準値は  $2 \times 10^{-5} \text{ N/m}^2$  を使用している。

$F_\theta$  ; 乱れの円周方向成分の低減率であり, 整流体の下流の乱れの強さ / 整流体の上流の乱れの強さの比で定義されている。

$F_x$  ; 乱れの軸方向 (主流方向) 成分の低減率  
HC-1/4<sup>n</sup>-12 ; ハニカムの略字 HC-ハニカムコア寸法 -  $T/L$  の値を示している。

$L$  ; ハニカムのセルサイズ

$L_x$  ; 乱れの主流方向のスケール

$$L_x = U \cdot \tau_l, \tau_l = \frac{1}{C_x(\theta)} \int_0^\infty C_x(\tau) d\tau$$

$\tau_l$  は自己相関関数である。

NO-HC ; ICD 等でハニカムが使用されていない状態を示す。

$T$  ; ハニカムの厚さ

$U$  ; 主流速度

$V_s$  ; 一様流の速度, これは飛行速度に対応している。

$u', v'$  ; 主流方向並びにそれに直角方向の乱れ成分

$u'(f)$  ; 乱れのスペクトラム

$P$  ; 穴あき板の穴のピッチ寸法

### 添字

$a, x$  ; 主流 (軸) 方向

$\theta$  ; 円周方向

## 1. 序 論

ターボファンエンジンのファン騒音は、音源自身の低騒音源化や音の伝播過程での吸音等の低騒音化技術の進歩によって大きく低減されてきている。しかし、ファン騒音は着陸時においては、なお航空機騒音の主要な音源であるため、より一層の低騒音化の研究が地上試験及び飛行試験の両方によって進め

られている。<sup>(2)(12)</sup> RB211, JT9D, CF6 等のターボファンエンジンの飛行試験騒音データと同エンジンの地上試験時のデータの比較から、ファンが亜音速から遷音速領域で作動する時、特に、1 次ファン翼通過周波数音 (blade passing frequency 以下, B.P.F と記す。) の騒音レベルが、飛行時と地上試験時で大きく異なること (飛行効果) が見つけられた。<sup>(1), (2)</sup>そして、この原因について多くの研究が行われ、飛行時と地上時の騒音レベル差は、地上試験時にエンジンに流入する inflow distortion や turbulence とファンロータとの干渉による、新たな騒音発生に基因することが明らかにされた。<sup>(3)~(8)</sup>

ところで、(i) 地上試験時にファンローターへ流入する inflow distortion や turbulence の発生原因は多い。その各々による干渉騒音がエンジン騒音に及ぼす周波数領域やレベルは明確でないため、エンジン騒音データを補正して飛行時データを得ることは不可能である。(ii) 上述の干渉騒音を取り除き、それによってマスキングされているファン騒音源を明らかにすることと、現在までの低騒音化技術 (例えば、動・静翼枚数の適切な選定や動・静翼列間距離を十分にとること等) の有効性を確認する必要があること。(iii) (ii) の研究を経て、飛行時に最適な吸音ライニングを設計する必要があること。(iv) エンジンの飛行時の騒音レベルを測定しやすい地上騒音試験データによって正確に予測出来るようにすること。等の理由のため、実験が容易で、比較的費用の少ない地上試験で、上述の飛行効果を含めたエンジン騒音試験の出来る方法や装置の研究開発が必要とされた。

そこで、飛行時と相違する騒音レベルの発生原因となっている、inflow distortion や turbulence を取り除き、ファンロータ前面での流れの状態を飛行時と同じくすることによって飛行効果を得る方法を取り上げ、その装置としてのエンジン吸入整流装置 (inflow control device 以下, ICD と記す。)

の研究開発を、飛行時のエンジン騒音低減化研究の第1ステップとして進めた<sup>(3),(4),(9),(10)</sup>

このICDに求められる主な働きとしては、エンジン騒音発生面から見ると、エンジンに流入する inflow distortion や turbulence を整流することと、エンジン騒音計測面から見ると、エンジン吸入ダクト開口端から放射された音がICDを通過して外に放射される時に、音のレベルや指向性に影響を与えないことの2つが上げられる。この要求は、整流を強化すれば、整流材の寸法も大きくなり、量も増加するため、音の通過に対して悪影響を与える。

そのため、エンジンに流入する inflow turbulence の強さとスケールの測定、飛行時と同レベルにするに必要な低減量の測定、その低減に必要な整流材の量と組合せ方法の検討、試作したICDの整流特性、並びに、整流材の寸法と量が音の通過損失に与える影響及び、試作したICDの音響特性等を総合的に研究することが必要となった。

そこで、①整流材としての穴あき板、ハニカム、金網の各々単体としての整流効果と音の通過損失の基礎的研究、②小型ファンを用いてエンジンに流入する乱れの強さ及び、飛行状態におけるファンローター前面での乱れのレベル測定等を経て、整流材の組合せのもとで、合計14種類の多面体形状と半球体形状の小型ICDを試作した。そして、ICDの整流特性と音響特性の一連の試験を行い、目的とする低周波乱れ成分の低減を含めてICDによってファン前面での乱れのレベルを飛行時と同程度に出来ること、並びに、その時の音の損失レベルは1dB以内であること等の飛行騒音模擬装置としての見通しを得た<sup>(9)</sup>、<sup>(10)</sup>次いで、これらの資料を基に、直径4mの実機用エンジン吸入整流装置を試作し、屋外での音響特性、整流特性試験によって、本装置がエンジンの飛行騒音模擬装置として使用出来ることを明らかにした<sup>(3)</sup>そして、この装置を用い、飛行効果を含めた実機エンジンの地上騒音試験を実施し、多くの実験資料を得た<sup>(4)</sup>この報告では、球形状エンジン吸入整流装置の研究開発経過と、その各々の時点での主要結果について述べる。

## 2. エンジン吸入整流装置について

飛行時と地上時のファン騒音レベルの相違の原因は、主に地上試験時に存在する、大気の乱れ、横風、ground vortex、エンジン架台からの流れの乱れ、エンジンインテーク境界層や流入時のリップ付近の乱れ等の inflow distortion や turbulence とファンローターとの干渉によって騒音が発生することが明らかにされてきている<sup>(1),(2)</sup> 図1に示すように、地上試験時においては、多くの流入乱れが存在することに加えて、地上時と飛行時とは、エンジンインテーク近傍の流線が異なり、地上では大きな縮流が生ずる。そのため、大気の乱れは流れ方向に引き伸ばされて、ソーセージのようなスケールの大きな乱れとなるため、ファンローターとの接触時間が長く、B.P.F音が発生し易くなる。

ところで、上述の如く、飛行効果の原因は一応明らかになってきているが、その各々の騒音レベルへの影響量は明確でない。また、影響される騒音スペクトルに関して、特に1次B.P.F音が5dBから15dB低減することが計測されているが、他の高次のB.P.F音、buzz saw noise, broad band noise 等についての変化量は明らかにされていないし、低減するといわれている1次B.P.F音に関しても、その量はエンジンの種類、及び試験条件によって異なっている。

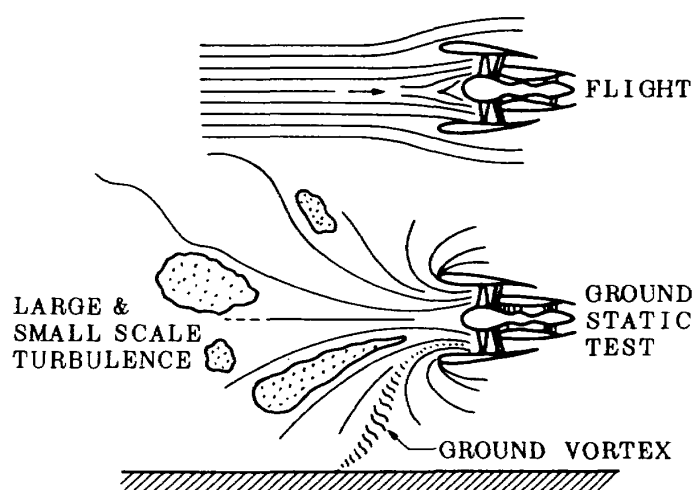


図1 飛行時と地上試験時のエンジンインテーク近傍の流れ

地上試験で飛行効果を模擬する方法としては、大きく分けて、飛行時における相対速度をエンジンに、またはエンジンのまわりの空気を与えることによって飛行効果を模擬する方法①と、飛行時と地上試験時の騒音レベルの相違の原因となっている inflow distortion や turbulence を取り除き、ファンローター前面での流れの状態を飛行時と同じくすることによって、飛行効果を得る方法②の2つがある。①の方法に関しては無響風洞に小型エンジンを入れての実験等が行われている。<sup>(2)</sup>

しかし、②の方法のICDをエンジン吸込み口に取付ける方法が、①の方法に比して、設備として安価であり、小型エンジンや実機エンジンへの適応が可能であること、並びに実験が容易であること等の理由から、②の方法を選んだ。

ICDの形状に関しては、①整流効果が大きく、加えて、ICDによって新たな流れの乱れを発生させない点から、流入速度の低い、エンジンインテーク入口の外周で整流することが必要であること、並びにICDを通過する流線が出来る限り整流面に直角となること、②音の通過損失を小さくするために、エンジン開口端からの放射音が出る限り、ICDの表面に直角に入射するようにすること、の2つの観点から図16(a)に示すような球形状が考えられる。一方、ICDのパラメーターとしては、エンジン直径とICDの大きさ(直径)の比、ICDを通過する流速、ICDを構成する整流材、例えば、ハニカムの厚さとセルサイズの比( $T/L$ )、金網の寸法、穴あき板の寸法とそれらの組合せ寸法等がある。そして、その選定基準としては、ICDの①整流効果、②圧力損失、③音の通過損失、④放射音の指向性への影響等を考慮しなければならない。

ところで、欧米で試作されたICDの形状は、前述した観点から、多面体あるいは半球体であって、ICDの寸法(直径)とエンジン直径の比は1.8から4.0、ICDを通過する流速は5m/sから18m/s、ハニカムコアのセルサイズ $1/8''$ から $3/4''$ 、ハニカムの厚さとセルサイズの比( $T/L$ )は2から12と広い範囲にわたり、また、整流材としては金網のみ、あるいは、ハニカムと穴あき板との組合せ等が用いられている。<sup>(2)</sup>

### 3. ICDに関する基礎研究

#### 3.1 整流材の基礎試験と小型ICD

パラメータを選定して、最適なICDを設計するためには、音と整流の両面からの研究が必要であるため、ハニカム、穴あき板、金網、各々単独あるいは組合せでの音響特性試験、整流特性試験を行い、その特性を調べた。ところで、金網、ハニカム、穴あき板等は風洞やダクト内の流れの整流に古くから使用され、特に金網に関しては多くの実験的、理論的研究があり、多くの事が明らかとなっている。<sup>(13)</sup>しかし、ハニカム、穴あき板に関する乱れの低減に関しては、あまり多くなく、また、これらと金網等を組合せた場合の乱れの低減率及び、その低減スペクトルに関する資料は少ない。<sup>(14)</sup>そのため、組合せの場合を中心として、干渉騒音の発生原因である低周波乱れ成分の低減に関する資料を得ることを主体として基礎研究を進めた。また、整流材の音の通過損失に関しては、単体の場合の幾らかの資料が得られている。<sup>(15)</sup>しかし、これらは残響音場での音の通過損失であって、必ずしも、残響音場でない今回の使用条件と異なることと、指向性への影響及びスペクトル成分の変化等が明らかでないため、音響特性試験も行った。実験結果の一例を図2と3に示す。また、試験に用いられた整流材を表1に示す。

金網による音の通過損失は、細目で平均して0.2dB(0Hzから12.5Hzまでの周波数範囲で)、荒目で0.3~0.4dB程度、穴あき板は小径で0.4dB、大径で0.6dB程度であり、穴あき板+ハニカムの組合せでは0.8dB程度の音の通過損失が見られた。ハニカムに関しては(図2参照)、①セルサイズ $1/4''$ で $T/L$ を変えた一連の実験から、 $T/L=12$ 程度以上になると8kHz以上の周波数領域での音の通過損失が増大し、その量は1.0dB程度となること。② $T/L=4.0$ と固定した場合には、セルサイズ $3/16''$ から $3/8''$ 間にあれば、10kHzまでの周波数範囲内の音の通過損失量には殆んど差がなく、その量は0.5dB以内である、等の結果が得られた。

一方、整流に関しては、①流入する乱れの低減量計測から、ハニカム(HC)+金網(WS)の組合せが圧力損失が少なくて高い乱れ低減率が得られる点で

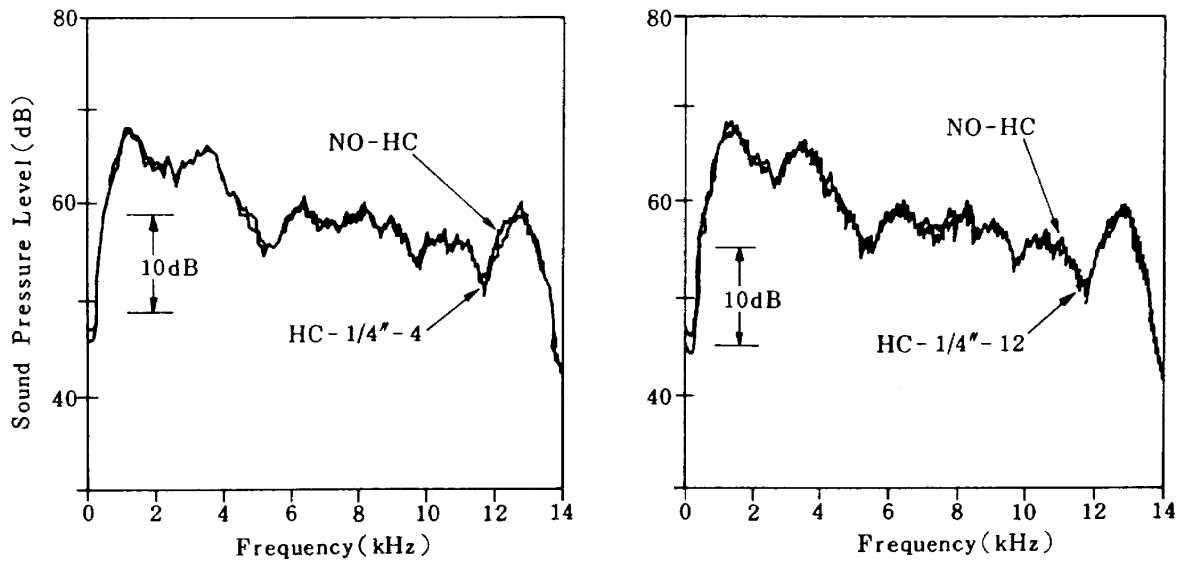


図2 ハニカム材の音の通過損失

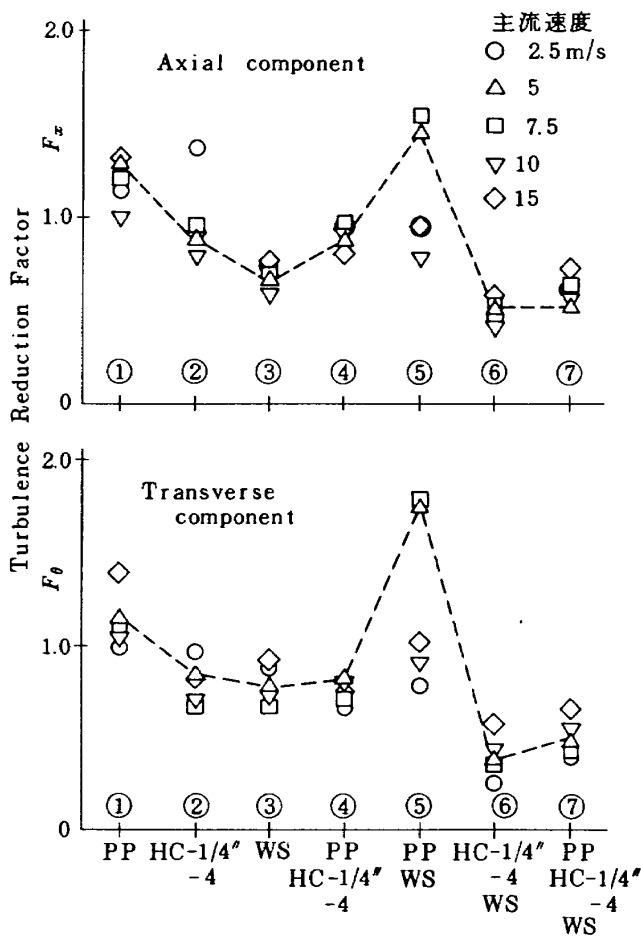


図3 整流材の組合せによる乱れの低減効果

最も有効であること。しかしながら、ICDとして屋外で使用する場合には、inflow distortionの定常成分の整流を強化することが必要であるため、②これに穴あき板 (PP) を加えて、穴あき板+ハニカム+金網としても、前の場合と殆んど同程度の乱れ低減率が流速 5m/s ~ 7m/s 間で得られること (図3参照)。③整流効果の大きな流速範囲は、2.5m/s から 7.5m/s の範囲であること、並びに、④金網をハニカムの直ぐ下流に置くことにより目的とする低周波成分の乱れの低減が、ハニカム単独の場合よりも 4 dB も大きくなること等が明らかとなった。

上述の実験資料を参考にして、セルサイズ、ハニカムの厚さの組合せでの10種類のハニカム、2種類の穴あき板、2種類の金網の整流材 (表1) を使用して、3形式14種類の小型ICD (表2) を試作した。試作した整流体のICD直径/ファン直径は製作または使用上の検討から3.0が選ばれている。これらは図4に示す如く、flexハニカムを用いた半球体ICD-Bと、多面体構造の半球体ICD-AとICD-Cである。五角形と六角形の多面体構造の擬似球体は、一点に集まるフレームの数を少なくすることによって、フレーム後流を弱くすること、並びに、実機用ICDの場合の組立ての容易さを考慮して選ばれた。

これらは厚み 3 mm ~ 4 mm のアルミ板と金網②で作られた角形あるいは扇形のフレーム内にハニカムを挿入して (図4参照)、ハニカムと金網②によ

表1 試験に使用された整流材のリスト

Honeycomb	Honeycomb core cell size	$T/L$ (Honeycomb depth/Core cell size)	
	① 3/16"	2, 4, 8	
	② 1/4"	2, 4, 8, 12	
	③ 3/8"	2, 4, 8	
Perforate Plate	① $\phi 3.0 \times P 4.0$ mm	$t = 1.0$ mm	Open area ratio 50.6%
	② $\phi 8.0 \times P 10.0$ mm	$t = 1.0$ mm	57.6%
Wire Mesh	Mesh/Inch	Wire Dia	
	① 4 ② 20	$\phi 1.1$ mm $\phi 0.35$ mm	

表2 試験された小型ICDのリスト

ICD-A (Semi-Spherical ICD)	Honeycomb		Wire Mesh	
	Core Cell Size	$T/L$ (Honeycomb Depth Core Cell Size)	Mesh/inch	Wire Dia
	3/16"	2, 4, 8	① 4	$\phi 1.1$ mm
	1/4"	2, 4, 8, 12	② 20	$\phi 0.35$ mm
	3/8"	2, 4, 8		
ICD-B (Half-Spherical ICD)	Flex-Core 1/4" (Equivalent Cell Size) $T/L = 2, 4, 8$ (Core Depth/Core Cell Size)			
ICD-C (Semi-Spherical ICD)	Perforate Plate ② HC-1/4"-4 Wire Mesh ②			



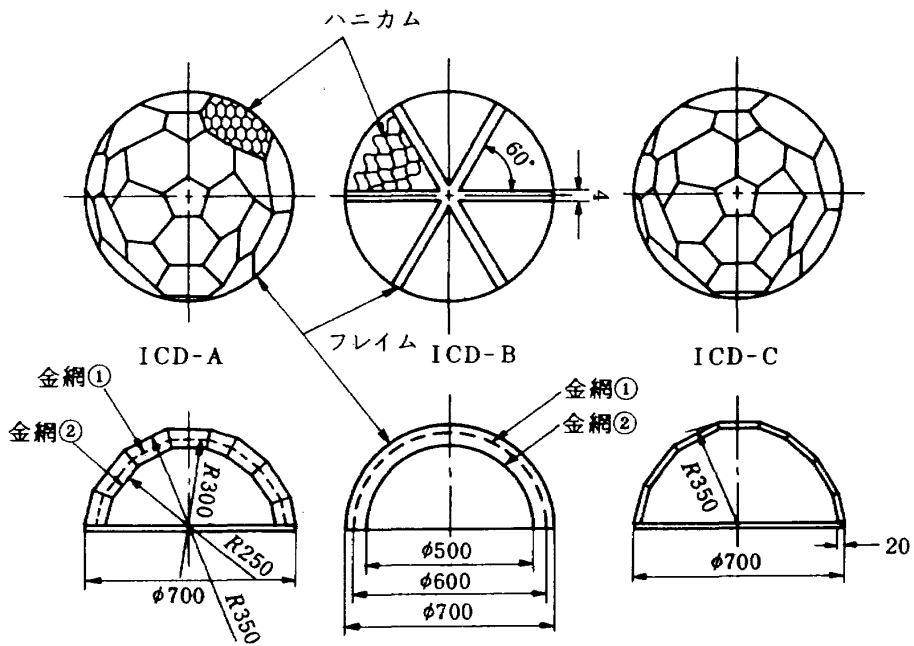


図4 3形式のICD

て、それぞれ、流れに直角方向、流れ方向の乱れ低減を行い続いて、50mm下流に位置する細かい金網(表1のWire mesh①)によって、残存する流れ方向の乱れ及びハニカムから放出される乱れを減衰させるように意図して設計・製作された。ICD-Aはフレームの中にセルサイズ3/16"から3/8"まで、ハニカムの厚さ/セルサイズ( $T/L$ )の2から12の範囲のハニカムを挿入して、多種類のハニカム整流の試験が出来るようになっている。ICD-Bは1/4"相当のflexハニカムで、 $T/L$ は2, 4, 8の3種類のハニカムが用いられ、金網の配列はICD-Aと同

じになっている。ICD-Cは、ICD-Aの試験後に製作されたものであり、ハニカムの厚さとフレーム深さを等しくし、ハニカム上流部に穴あき板(表1中の穴あき板①)、ハニカムの直ぐ下流に金網(表1中の金網②)が配列されている。

### 3.2 小型ICDの音響特性試験

#### 3.2.1 実験装置と方法

製作された小型ICDを小型ファンのベルマウスに取付けた状態を図5に示す。小型ファンは外径 $\phi 206$ 、内径 $\phi 138$ で翼スパン34mmあり、10馬力のモータで最高12,000rpmで回転するようになっている。しか

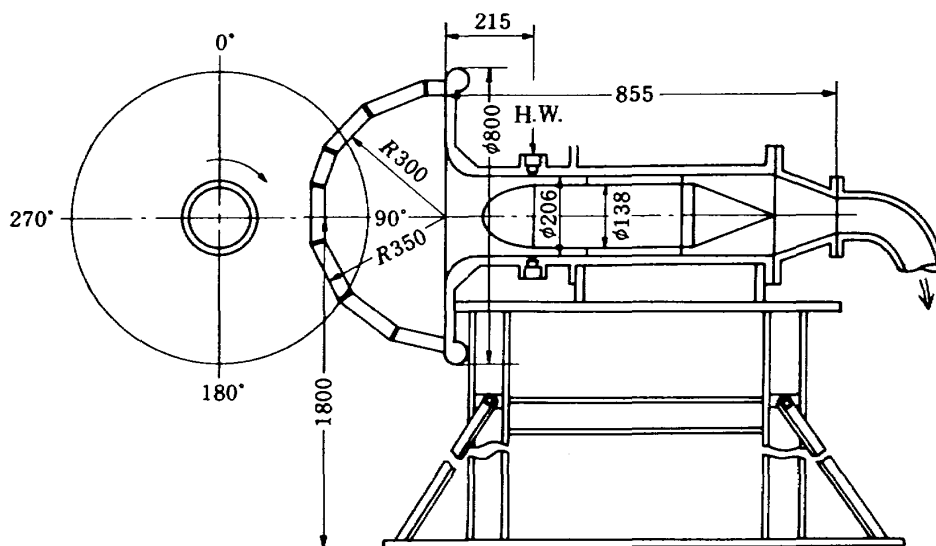


図5 小型ICDを装備した小型ファン

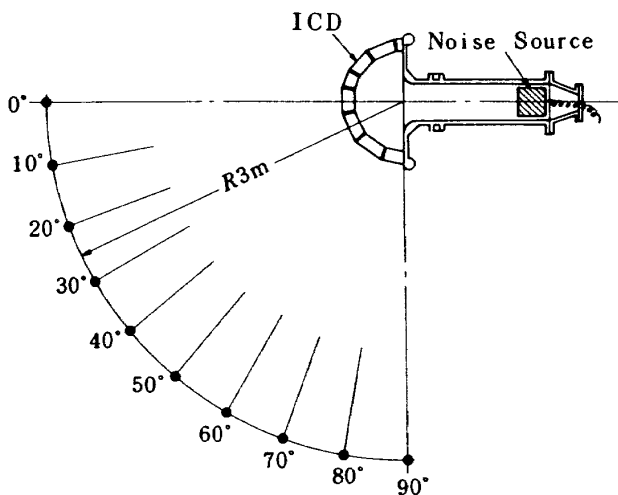


図6 ICDの音響特性試験

し、このファンロータからの発生騒音は、ICDの有る場合と無い場合に inflow distortion 等の影響より音圧レベルが変化する可能性が強いため、安定な音源としてスピーカーをファンダクト内に挿入し、それから純音あるいは白色騒音を出して、ICDの音響特性を調べた。音の測定は図6に示す如く、装置を無響室内に設定し、ファン軸と同一高さで、ファン開口端から半径3mの円周上に、 $10^\circ$ 毎に $0^\circ$ から $90^\circ$ までの間に配列された10本の $1/2''$ マイクロホンで行われた。そして、マイク出力はデータレコーダに録音した後、あるいはオンラインで周波数分析された。

### 3.2.2 音響特性試験結果と考察

まず、ICD-Aを用いて、セルサイズ及び $T/L$ の変化に対するICDの音響特性の変化を調べた。 $T/L = 4$ と固定し、セルサイズの変化によるICDの放射特性への影響を調べた結果を図7の(A)に示す。図は各測定位置での全音圧レベルをプロットしたものである。セルサイズ $3/16''$ から $3/8''$ の範囲内では、セルサイズ変化によるICDの音の通過損失及び指向性への影響は見られず、その量的変化は、全放射方向にわたって $0.5\text{ dB}$ 以内であった。このことは、音の面から見れば、 $T/L$ が決まれば、ハニカムセルサイズとして $3/16''$ から $3/8''$ の間での自由な選択を意味する。図7の(B)は、セルサイズ $1/4''$ と一定のもとに $T/L$ を2から12へと変化させて、ICDの音響特性に及ぼす $T/L$ の影響を調べたものである。ICD

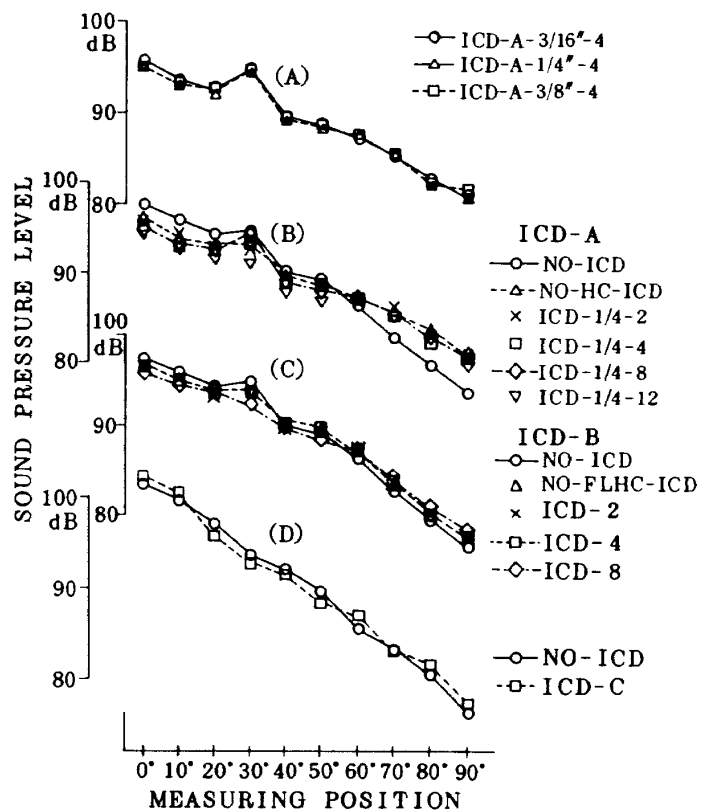


図7 ICDの音響特性

をベルマウスに取付けない場合をNO-ICDと、また、ICDにハニカムを組込まず、フレームと金網のみのICDの場合をNO-HC-ICDとして図中に示してある。NO-ICDとNO-HC-ICDを比較すると、 $0^\circ$ から $90^\circ$ の全領域にわたって大きな相違が見られる。この原因としては、フレームの流れ方向の幅が $100\text{ mm}$ と深いため、 $0^\circ$ 付近でのこのフレームによる反射音が再びベルマウスで反射されて、 $60^\circ$ から $90^\circ$ の間のICDを通過して放射されることによって、その方向の音圧を高くしているものと考えられる。そこで、 $T/L = 2$ のICD- $1/4''-2$ を基準として、ハニカムの $T/L$ の効果を見ると、 $T/L = 8$ までは全方向にわたって $0.5\text{ dB}$ 以内で音圧レベルの相違があるが、 $T/L = 12$ となると $20^\circ$ から $50^\circ$ 付近で2から $3\text{ dB}$ 程度の減音が見られる。

また、続いて行った、ICD-Bの $T/L$ の影響の試験から図7の(C)に示すように、 $T/L = 8$ でも音の通過損失が $1.0\text{ dB}$ 近くとなるとの結果が得られた。これは、スペクトル解析によって、特に $10\text{ kHz}$ 以上の高周波成分の音の通過損失量が増加することによるものと明らかにされた。この結果は、ハニカムの

基礎音響試験結果の $T/L=12$ 程度になると8kHz以上で高周波成分の通過損失量が増加することと対応している。これより、実機エンジン騒音測定時の測定場での風、温度、湿度等の影響による測定精度の範囲内と考えられる、1.0 dB以内にするためには、 $T/L=8$ 以下とする必要があるとの資料が得られた。

また、ICDのフレイムの音に与える影響を見ると、フレイムの数の少ないICD-Bの場合(図7の(C))には、ICD-Aの場合(図7の(B))と比べて、NO-ICDとNO-FLHC-ICDの2つの場合の各測定点での音圧レベルの相違並びに指向性の変化は殆んどない。NO-FLHC-ICDの場合には、フレイム以外に金網が取付けられているので、音の通過に対して金網の影響が少ないことをも表わしている。この結果を踏まえて、ICD-Aのフレイムの厚さを1mmと薄くし、加えてフレイムの深さをハニカム厚さと同じくして、フレイムの音及び流れへの影響を小さくするとともに、整流強化の面から穴あき板をハニカム上流面に加えたICD-Cを新たに試作した。図7の(C)に、一例として、ICD-Cの1/3オクターブバンドの4kHz中心周波数の測定結果を示す。ICD無しの場合(NO-ICD)と比較すると、高い周波数領域においても、音の通過損失は1.0dB以内であり、指向性への影響も殆んどないことが明らかである。

このように、小型多面体及び半球体ICDを用い、種々のハニカムセルサイズ、セルサイズ/ハニカムの厚さ、及び、ICD構造の音の通過損失、指向性への影響を調べた一連の音響特性試験から、ICDの音の通過損失を1.0dB以下にするためには、フレイムを小さくし、ハニカムの $T/L=8$ 以下にすること、セルサイズは $3/16"$ から $3/8"$ の間で選択出来ること並びに、整流強化の観点から穴あき板で表面を覆った場合でも1dB以内の音の通過損失に出来ることが明らかとなった<sup>(9)</sup>。

### 3.3 飛行時のファン直前での乱れの強さと小型ICDの整流特性

屋外でのエンジン騒音試験時におけるinflow distortionとしては、時間的に安定な定常成分よりは、むしろ、ground vortexや大気の乱れ、エンジン架台を通過する乱れ等の、時間とともに変動

するinflow turbulence成分が多いと思われるので、ICDの整流に関して、特に、乱れ成分の整流に着目して研究した。

#### 3.3.1 飛行時のファン直前での乱れの強さの測定

ICDの整流によって、流入する乱れのレベルを飛行時のファン直前でのレベルと同等にする必要がある。この資料を得るため、図5の実験装置のベルマウスを飛行用インテークに変え、図8に示す如く、装置全体を風洞内に入れて、飛行時の様に、小型ファンに相対流れを与えると同時に、小型ファンの排気ダクトを240kWのプロワーと連結して吸引している。そして、X型ホットワイヤーにてファン直前位置での乱れを計測した。インテークに対する相対速度 $V_s$ (すなわち、飛行速度)を変えることによって、飛行速度のファン直前での乱れの強さへの影響も調べた。この実験から得られた、乱れの主流方向の成分及びそれに直角方向(円周方向)の成分の飛行速度に対する変化を図9に示す。これより、静止時( $V_s=0$  m/s)の3~4%の乱れの強さは、飛行速度が増加するにつれて、主流方向並びに円周方向成分とも1/3程度に低減され、約1%のレベルになるとの結果が得られた。また、この飛行効果を得るには、インテークに対して、15m/s程度の相対流れを与える必要があることも明らかとなった。これらの結果は、他の研究結果<sup>(2)</sup>と類似しており、ICDによって流入する乱れのレベルを1%のレベルに低減させることが必要となった。

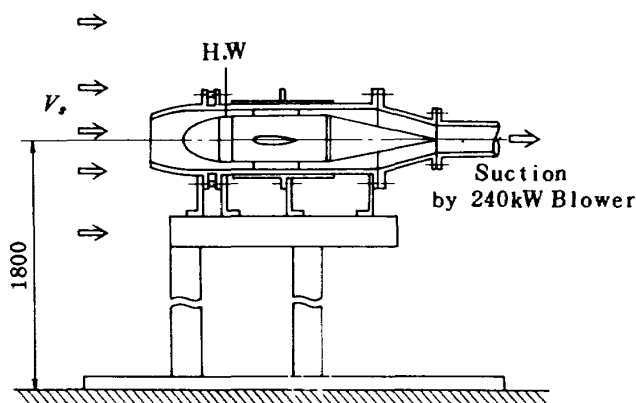


図8 飛行用インテーク装備の小型ファン

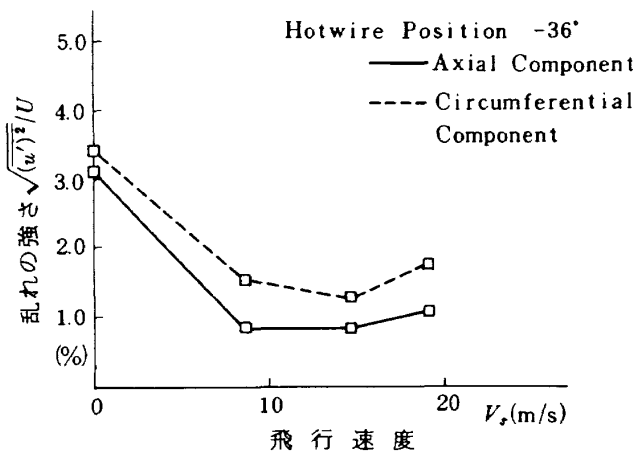


図9 飛行状態時のファンロータ直前での流入乱れの強さ

### 3.3.2 小型ICD整流特性の実験装置と方法

ベルマウスに3形体のICD(図4)を取付け、ファンロータを取り除いた装置の排気ダクトから240kWのプロワーで吸引し、ファン直前での流速を60m/s一定として実験を行った。この時のICDを通過する空気平均流速は3m/sである。本実験は、3.3.1の実験に連続して行う必要上、実験装置(図5)の軸心の高さは地上より1.8mとなっているので、inflow turbulenceとしては大気の流れと装置架台を通過してベルマウスに入る流れの乱れが主であって、ground vortexは含まれない。

ファン干渉騒音の発生原因であるinflow turbulenceとしては、スケールの大きなもの、すなわち、低周波数成分が主体となるため、ICDによる乱れの強さ低減に加えて、乱れのスペクトル、乱れのスケールの測定も行った。また、ファンロータ直前に位置するトラバースリングに熱線風速計のサポートを固定し、ファンロータの先端より15mm内側にX型

プローブ(Model 250-T5)を取付け、円周方向のトラバースを行い、ファン直前での円周上の乱れの強さ分布、ICDによる整流効果の一様性を調べた。通常の熱線風速計から得られる乱れ成分 $u'$ は、ハイパスフィルターを通過しているため、本計測の目的とする10Hz以下の成分が取り除かれる。そこで、図10に示す様に、フィルターを通さない $\bar{U} + u'$ 出力の定常成分 $\bar{U}$ をまず、DC suppressorで取り除き、 $u'$ のみとしてS/N比を上げてデータレコーダに録音し、それをFFTにて解析した。

### 3.3.3 ICD整流特性の結果と考察

図11は、結果の一例として、ICD-Cの場合のピトー管の円周方向トラバースによって得られた、inflow distortionの定常成分の整流効果を示したものである。ICDにより円周方向に一樣な流れが得られていることが明らかであり、約2%のdistortion円周方向分布が0.7%と約1/3に低減された。図12はICD-Bを用い、ハニカムセルサイズを1/4"と一定にして、整流効果に対する $T/L$ の影響を示したものである。図12の(A)は主流方向の乱れを、図12の(B)は円周方向の乱れの強さのファンローター直前位置の円周上での変化を示している。全体を見ると、ICDによって乱れの強さは両成分とも、約1%のレベルまで低減され、この低減効果は円周上にわたってはほぼ一樣である。各成分の効果を見ると、ICDによる低減効果は、円周方向の乱れ成分の方に強く現われ、 $T/L=2\sim 8$ 間でのハニカムによる低減率は同レベルであり、 $T/L$ の影響は殆んど見られず、円周方向にはほぼ一樣な低減が得られている。しかし、主流方向の乱れ成分の低減には $T/L$ の影響が現われており、 $T/L=4$ の場合の方が $T/L=8$ の

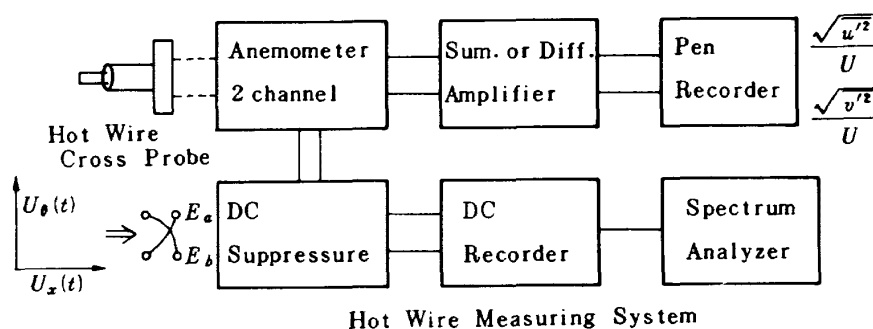


図10 熱線風速計による測定システム

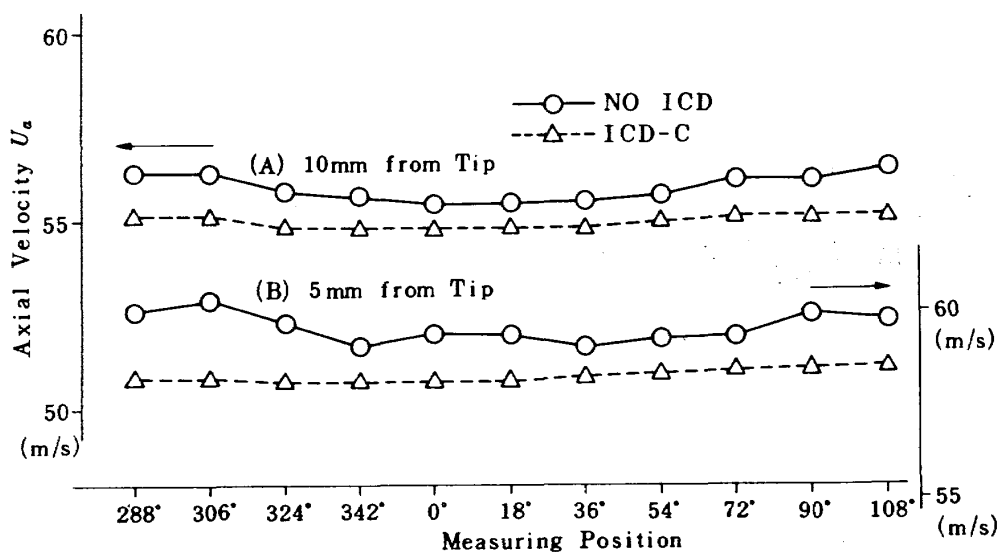


図 11 ICDによる Inflow Distortion の整流効果

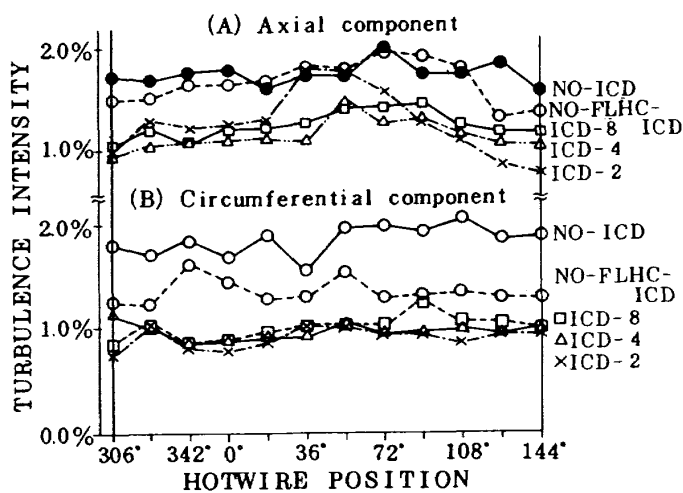


図 12 ICD-Bによる乱れの低減

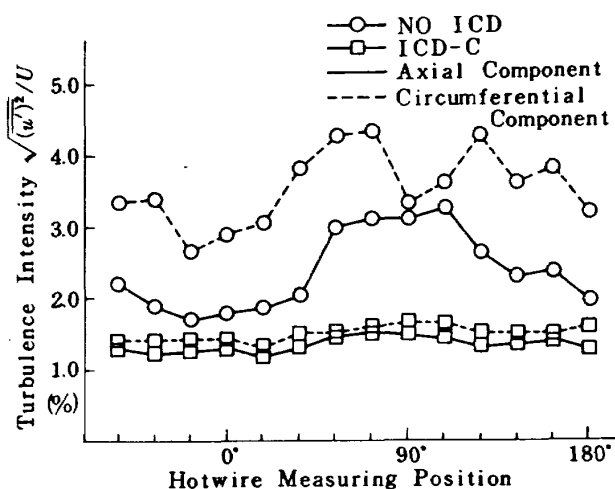


図 13 ICD-Cの整流効果

場合よりも円周上全般にわたって大きな低減効果が得られている。

これは、ハニカム厚さの増加による主流方向の乱れの低減よりも、ハニカムコア自体からの新たな乱れの発生が増加が大きいことに原因しているものと考えられる。また、フレームと金網のみの整流効果を図中のNO-ICDとNO-FLHC-ICDの比較から調べると、金網とフレームによって、主流方向の乱れの低減はあまり得られておらず、むしろ、流れに直角方向成分にその低減が見られる。

これらの結果からセルサイズを $1/4"$ 、 $T/L=4$ として、定常成分及び非定常成分の整流の強化をはかるため、穴あき板を表面に追加したICD-Cを製作した。図13は、ICD-Cの場合の乱れの整流効果を

示したものである。穴あき板(表1の穴あき板①) + ハニカムセルサイズ $1/4"$  ( $T/L=4$ ) + 金網(表1の金網②)の構造とすることによって、主流方向及び円周方向の乱れの強さは、それぞれ、最大 $1/3$ と $1/4$ に低減され、円周上に一樣な、乱れ強さ $1\%$ 程度のレベルとなっている。この場合においても、主軸方向の乱れの低減率は、流れに直角方向の低減率より幾分小さい。この時の主流方向の乱れ成分のスペクトルを図14に示す。

ファンに流入する乱れは低周波数成分が他に比して大きく、ICDによって、ファンの翼通過周波数成分音の発生に寄与する、特に $5\text{ Hz}$ 以下の乱れ成分が、最大 $10\text{ dB}$ も低減されている。また、乱れのスケールは、乱れがファンローターを通過する際に、

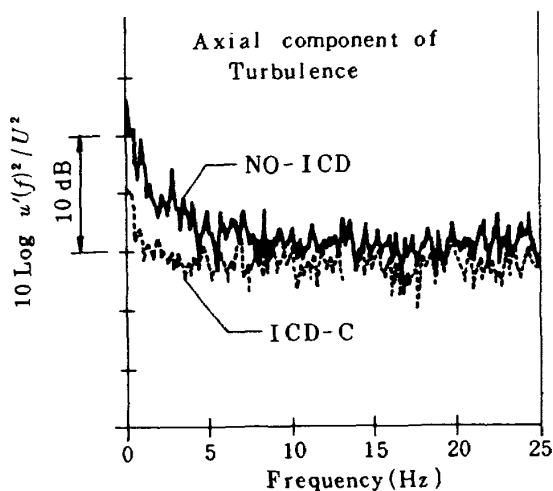


図14 流入する乱れのスペクトルの ICDによる変化

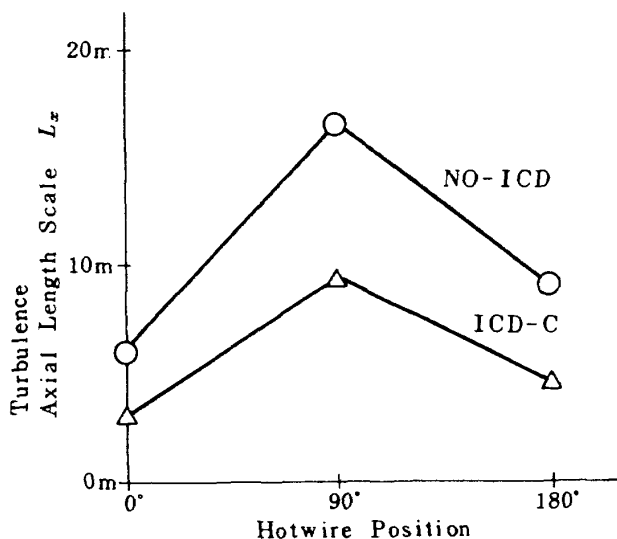


図15 ICDによる流入乱れスケールの変化

ファンローターと接触する時間の長さに比例するため、翼通過周波数成分音の発生の一要因である。このスケールの測定結果を図15に示す。この乱れの軸方向のスケールは5 mから15m程度であり、これがICDによって約1/2に低減されている。inflow turbulence とファンローターとの干渉によって生ずる、ファン翼通過周波数成分音のレベルは、inflow turbulence の強さと、スケールに影響され、音圧レベルは乱れの強さに比例するから<sup>(5),(6),(7)</sup>、乱れの強さの1/3低減は音圧レベルで9 dB低減、一方、スケールの1/2低減は約1 dBの低減をもたらす。そのため、ICD-Cの整流効果によって、約10 dB程度の干渉騒音レベルの低減が得られると予測される。

本実験で得られたICDによるinflow turbulenceの低減率等は、他の研究結果とほぼ同程度であった。<sup>(2)</sup> この実験結果と、前述した飛行時のファン直前での乱れのレベルの比較から、本実験で試作したICDにより、ファン直前での乱れのレベルを飛行時と同レベルにすることが出来ることが明らかとなり、音響特性試験結果と合せて、ICDによってエンジンのファン騒音の飛行時レベルが地上試験で得られる見通しを得た。

#### 4. 実機用球状多面体エンジン 吸入整流装置の特性

##### 4.1 実機用球状多面体エンジン吸入整流装置

前章で述べた小型ICD、特にICD-Cの結果をもとに、実機用球状多面体エンジン吸入整流装置を試作した(図16(a)参照)。この整流装置は整流効果の観点から流速2 m/sから7.5m/sの範囲で整流すること、エンジン騒音測定の観点からエンジン吸入ダクト開口端からの放射音が多面体の面に出来る限り直角に入射して通過することによって、音の通過損失、並びに指向性への影響を極力小さくすることを考慮して、エンジンナセル入口を取り囲む、直径4 mの球形状をなしている。

エンジンのファン直径の3.5倍の直径を有する多面体は、約110枚の5角形と6角形の要素の組合せから成り、各要素は、穴あき板、ハニカム、金網、フレームで構成されている(図16(b)参照)。表面の穴あき板は、屋外試験時の強い横風等によるinflow distortionの定常成分の整流を強加するために使用されており、一方、金網は、これをハニカム下流に置くことによって有効な整流が得られるとの基礎研究の結果をもとに使用された。

これらの整流材の配列は、表面から約51%開孔率の穴あき板、コアセルサイズ1/4"で厚さ40mmのハニカム( $T/L=6.5$ )、20メッシュの金網の3層からなっている。この整流装置をエンジンに取付けた様子と多面体を構成する要素とその主要寸法を図16(a)と(b)に示す。球の表面の2.2m直径の穴から挿入されたエンジンナセルの先端は、吸入空気の流線が多面体に直角に入ることを考慮して、球体の中心から約1/4エンジンナセル入口直径に相当する0.32m後

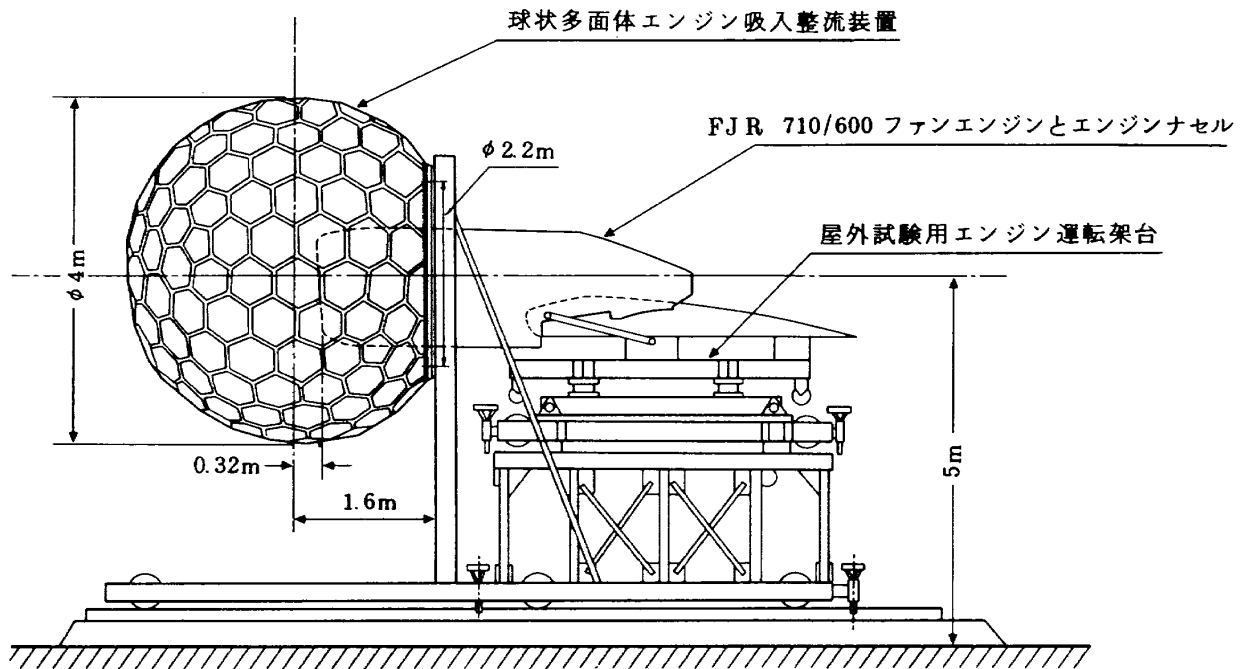
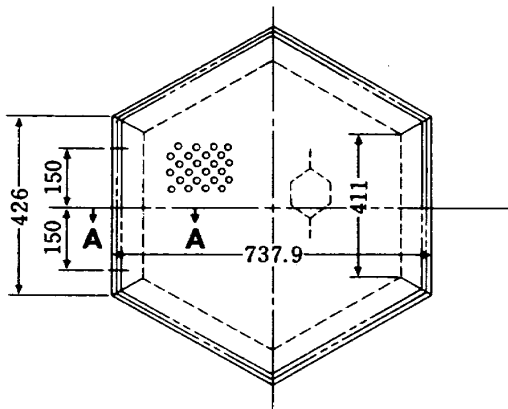
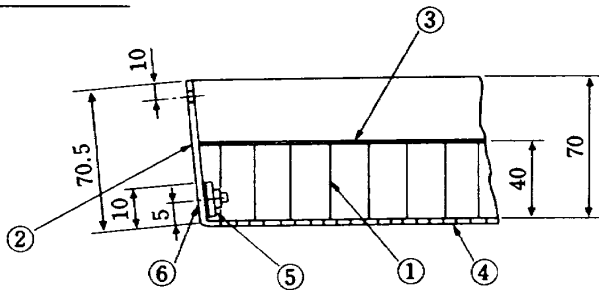


図 16(a) 実機用球状多面体エンジン吸入整流装置



断面 A-A



1	ハニカムコア	1/4"-5052-003
2	枠材	A5052P-H34 2.0t
3	パンチングプレート	A5052P-H34 1.0t P4-D4
4	金網	SUS430 φ0.35 20メッシュ
5	プレート	A5052P-H34 1.0t
6	ブラインドリベット	

図 16(b) 多面体を構成する要素とその主要寸法

方に位置している。また、この多面体は、車輪の付いた架台に取付けられて移動可能となっているほか、これにエンジンスラスト及び振動が直接伝わらないように、エンジンナセルと帆布で連結されている。

## 4.2 音響特性試験

### 4.2.1 試験方法

エンジン吸入整流装置の音響特性は、ハルトマンジェネレーターまたは、ジェット騒音発生装置を音源として使用し、多面体の中心に音源を置き、球中心と同一高さで半径45mの同一円周上に配列された17本のマイクロファンを用いて計測された。整流装置の有る場合と無い場合の2つの状態の測定音圧レベルの差から音の通過損失特性、あるいは放射指向特性を調べた。

### 4.2.2 音響特性試験の結果と考察

実験結果の一例を図17に示す。図中には、整流装置の有りの場合と無しの場合の測定音圧レベルが示されており、音の通過損失量は各測定位置での整流装置有り（図中の○印）と整流装置無し（図中の△印）の差の量が示している。音の通過損失量は0°から110°の範囲にわたって1dB以内であり、加えて、音の放射指向性にも殆んど影響が見られない。他の1/3オクターブ周波数領域でも同様な傾向を示した。

## 4.3 整流特性試験

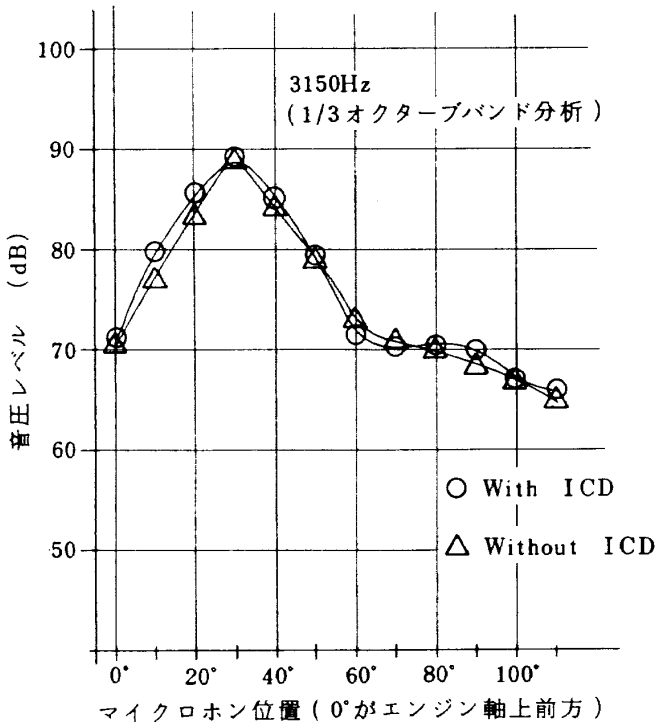


図 17 ICDの音響特性

4.3.1 試験方法

整流装置による流れの整流効果は、実機エンジンでの実験の関係上、2本のX型ホットワイヤーをエンジンのファン直前に固定し、吸入ダクト壁面より35mm位置で、整流装置をインテークに取付けた場合、取付けない場合の2つの場合について測定され

た。ホットワイヤプローブの熱線は、ファン直前での流速が100m/sを越えることと、屋外試験のためエンジンにはこりが吸込まれ、プローブ線が破損し易いこと、並びに、本試験で測定目的である乱れの周波数範囲は1kHz以下であること等の理由から、線径10μmの白金線を使用した。

4.3.2 試験結果と考察

実験結果の一例として、横軸にファン回転速度をとり、飛行機の着陸状態に近いファン回転速度64%から78%間で、エンジン吸入整流装置による主流方向とこれに直角方向成分の乱れの低減効果を図18に示す。これより実機用整流装置の乱れ低減目標である、1%の乱れのレベルがファン動翼直前で得られていることが確認された。

乱れの低減率は、主流方向で1/3、主流に直角方向で1/2から1/3である。また、この時のファン直前での流れの乱れのスペクトルを図19と図20に示す。図19は主流方向の乱れのICDの無い場合と有る場合のスペクトルであり、一方、図20は主流の直角方向の成分を表わしている。これらの測定から、ファン流入する乱れは、25Hz以下の低周波成分が100Hz成分に比べて両方向の乱れ成分とも10~20dBも大きいとの結果が得られた。そして、この乱れレベルはICDによって、10dBの低減、特に主流に直角方向成分については25dBもの大きな低減がなされた。

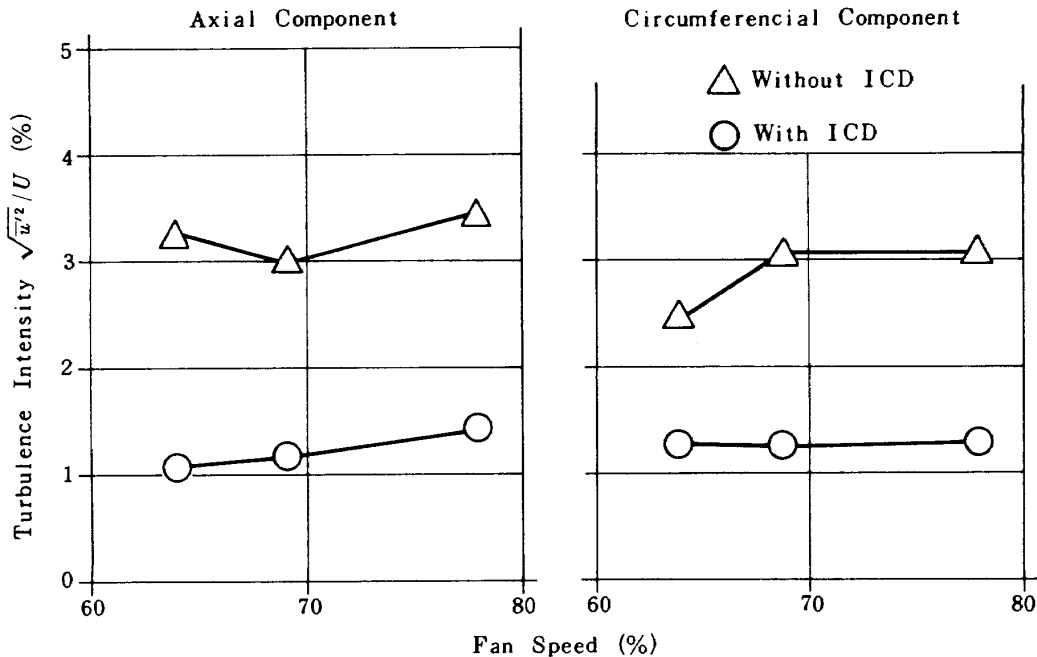


図 18 ICDの整流特性



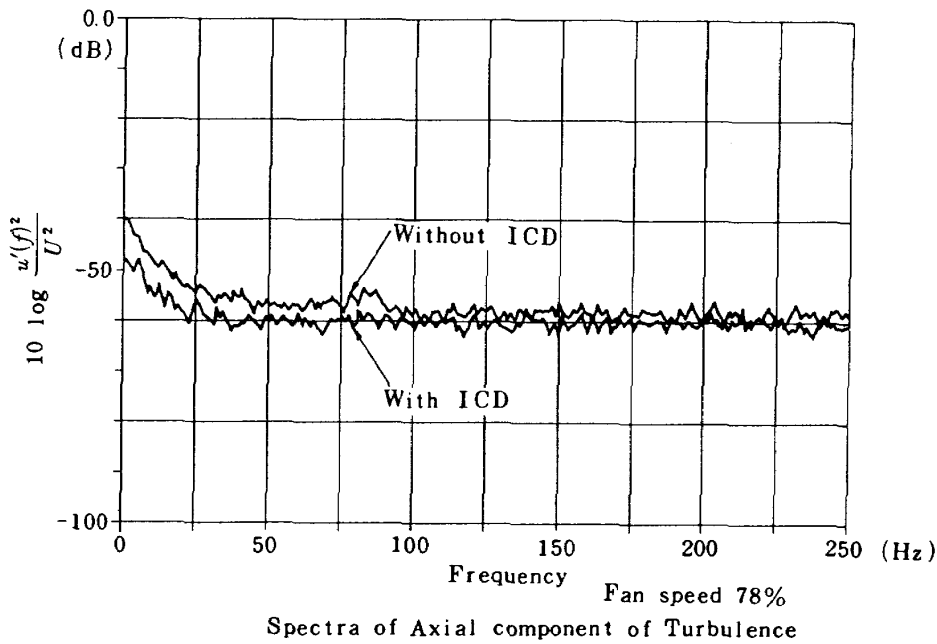


図 19 ファン前面での流れの乱れのスペクトラムに及ぼす ICD の整流効果

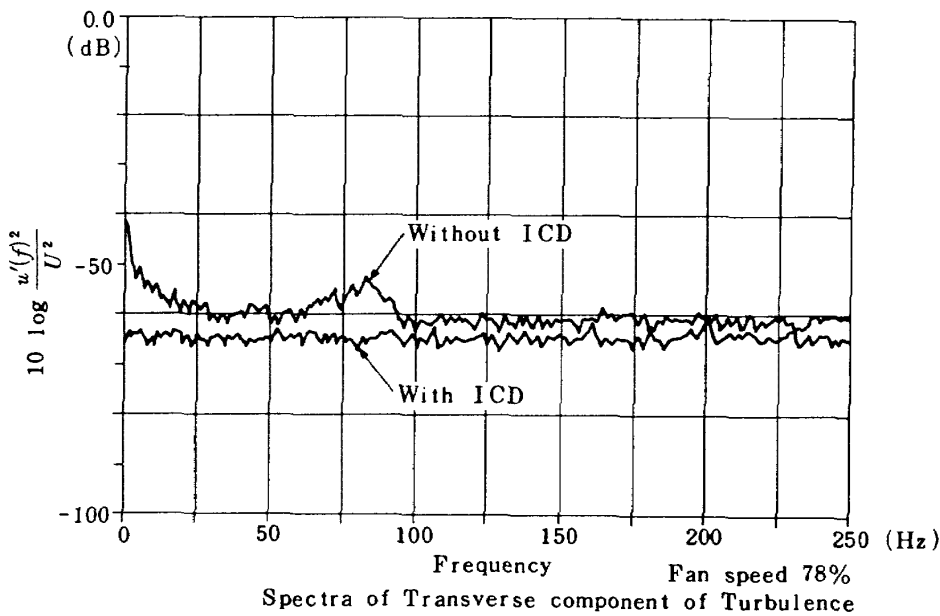


図 20 ファン前面での流れの乱れのスペクトラムに及ぼす ICD の整流効果

整流装置による inflow distortion の定常成分の整流効果については、実機エンジンを用いた試験で、測定用ピトー管等の取付けの困難さのため、測定が行われなかった。しかしながら、整流装置をエンジンに付けない場合には、エンジンのファン回転数を一定回転数に設定しても、流入する不均一流れに基因して、±1%程度のファン回転速度変動があるのに対して、整流体を付けた状態ではファン回転速度変動が±0.1%程度に低減した。

この事実から、整流装置により、inflow turbu-

lence のみではなく、定常な inflow distortion の成分も大きく整流されているものと推測される。

## 5. 結 論

飛行時と地上試験時のエンジンのファン騒音の相違の原因である、inflow distortion や turbulence を取り除き、エンジンの飛行時騒音を地上で得ることの出来る装置である球形状のエンジン吸入整流装置の研究開発を行った。

この研究は、整流と音響の両面から進める必要が

あるため、①整流装置に用いられる整流材の整流効果と音の通過損失に関する基礎研究、②小型ファンを使用して、エンジンに流入する inflow turbulence の強さ、スペクトル、乱れのスケールの測定並びに、飛行時のファン前面での流れの乱れレベルの測定、③10種類の多面体形状と半球体形状の小型ICDを用いた音響特性と整流特性試験を経て、ICDに関する資料を集積した。

そして、④実機エンジン用吸入整流装置を試作して一連の実験を行い、本装置がエンジン飛行時騒音シュミレーターの機能を満たし、容易に飛行効果を含めたエンジン騒音試験が出来ることを明らかにした。

これら一連の研究から得られた実験結果の基本的な主なものを上げると、

(i) 整流に関して、穴あき板、ハニカム、金網の順で組合せた整流材は、定常な inflow distortion の強い場合の整流を含めて、流入乱れの低減に有効であり、干渉騒音の主要因である 10 Hz 以下の低周波成分の特に大きな低減をなす。そして乱れの強さの主流方向成分並びにそれに直角方向成分を 1/2 ~ 1/3 に低減し、その低減レベルを飛行時と同レベルの約 1% までにする。

(ii) 音に関して、整流体を球形状にするための、フレームを出来る限り、少なく薄くすること、(i) の場合の整流構造の音の通過損失は 1 dB 以内であり、放射音の指向性に殆んど影響しないこと。

(iii) 整流材としてのハニカムコア寸法は、整流と音の両面の検討からセルサイズ 1/4" 程度が良く、ハニカム厚さとの比は 8 以下とすること。

(iv) 整流時の流速は、2 m/s ~ 7.5 m/s の範囲内で行うことが有効であるため、整流体は、その形状を球形として入口ダクト外周に装備すること。等である。

本研究は、通産省工業技術院の大型プロジェクト「ジェットエンジンの研究開発」の一部として行われたものであり、御協力いただいた多くの方々に感謝の意を表します。

## 参 考 文 献

1) G.E. Eeiler & J.F. Groeneweg, "Summary

of Forward Velocity Effects on Fan Noise, "AIAA Papper 77-1319, ( Oct. 1977 ),

2) Aeropropulsion, NASA CP-2092 (1979)

3) 小林, 鳥崎, 森田, "飛行騒音を模擬するエンジン吸入整流装置の特性", 日本機械学会講演論文集 No.820-14, (1982)

4) 小林, 鳥崎, 森田, 高木, "ファンエンジンの飛行騒音の研究", 日本機械学会講演論文集 No.830-4, (1983)

5) G.F., Pickelt, "Effects of Non-Uniform Inflow on Fan Noise", Journal of Acoustical Society of America, Vol.55, Suppl., Session B5, (1974)

6) H.Kobayashi and J.F. Groeneweg, "Effects of Inflow Distortion Profiles on Fan Ton Noise", AIAA Journal Vol. 18. No.8, (1980)

7) H.Kobayashi, "Three-Dimensional Effects on pure Tone Fan Noise clue to Distortion", NASA-TM-78885(1978) & AIAA Papper. 78-1120(1978)

8) D.B., Hanson, "Spectrum of Rotor Noise Caused by Atmosfaheric Turbulence", Journal of the Acouetical Soceity of America, Vol.56, (1974) P110

9) 小林, 進藤, "ファン騒音に及ぼす飛行効果の研究(第1報, 吸入整流ハニカムの音響特性)", 第9回ガスタービン定期講演会講演論文集 (1981), p.105

10) 小林, "ファン騒音に及ぼす飛行効果の研究(第2報, ICDの整流効果)", 第22回航空原動機に関する講演会, (1982) p.76.

11) Y.Atvars and D.F.Rogers, "The Dvelopment of Inflow Control Devices for Improved Simulation of Flight Noise Levels cluring Static Testing of a HBPR Turbofan", AIAA Paper 80-1024.(1980).

12) 小林, "航空機の低騒音化対策と吸音材料", 日本機械学会第563回の「音と振動の制御技術

- と材料」の講習会，(1983-7)
- 13) J.Scheiman and J.D.Brooks, "A Comparison of experimental and theoretical turbulence reclusion from screens, honeycomb and Honeycomb-screen combinations", AIAA Paper 80-433(1980)
- 14) R.I.Loehrke and H.M.Nagib, "Control of Free Stream Turbulence by Means of Honeycombs, A Balance between Suppression and Generation", J.Fluid Eng. Trans. ASME . Vol.98.No.3 (1976)
- 15) 日本音響材料協会編, "騒音対策ハンドブック," 技報堂(昭41).

---

## 航空宇宙技術研究所報告833号

昭和59年9月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---

Printed in Japan