

NAL TR-935

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.662
534.08

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-935

離着陸時における革新プロペラの空力並びに音響特性

西 脇 英 夫 ・ 武 田 克 巳

1987年6月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

離着陸時における革新プロペラの空力並びに音響特性*

西脇 英夫** 武田 克巳**

Aerodynamic and Acoustic Characteristics of an Advanced Propeller under Take-off and Landing Conditions

Hideo NISHIWAKI and Katsumi TAKEDA

ABSTRACT

Three configurations of six-bladed, 400-mm-diam, scale-model advanced propellers such as backward-, forward-, and back-forward alternately installed swept blades were tested in anechoic environments with an incoming main flow velocity up to 68 m/s. Under no incoming-flow conditions, the blade separated flow was also discussed from an academic point of view. The data for the advance ratio of 0.43–1.15 were obtained in the aeroacoustic aspects. The alternately swept blades arrangement showed the best performance in spanwise load distribution among the three configurations. The forward-swept blades did not exhibit any aeroacoustic advantage. The alternately swept configuration as a tandem rotation has the potential for decreasing the sound levels at the blade passage frequencies by the dispersion of sound with no sacrifice of aerodynamic performance and no additional mechanical complexity.

1. はじめに

次世代航空機の有力候補として、革新ターボプロップと呼ばれる多翼高負荷プロペラ形態が考えられている。^{(1)~(2)} このプロペラの音響特性についてはすでにいくつかの報告書がある。^{(3)~(6)}

ここでは6枚の羽根から成る革新プロペラの、後退翼、前進翼及び前進後退翼の混合タイプの三形態の縮尺模型につき、風洞吹出口から68m/sの低速流が吹き出す無響室内で行った空力及び音響特性の実

験的研究結果を報告する。

併せて風洞からの流れが存在しない場合の翼面剝離騒音についても学問的興味から考察する。

前進率0.43及び1.15に対して音響特性データを得た。試験した3種の形態のうちでは前進一後退の混合翼タイプが翼のスパン方向の仕事量が最も大きく、また前進翼は空力特性、騒音特性とも劣った。タンデム翼の回転とみなすことが出来る混合翼タイプは、何ら空力性能を犠牲にすることなく、また回転機構を複雑にすることなく、翼間通過周波数を分散させ、ピーク音圧レベルを下げる働きをすることが解った。

*昭和62年1月14日 受付

**航空機公害研究グループ

2. 記 号

BPF	: 翼通過周波数
BW	: 後退翼
CM	: 混合傾斜翼
C_P	: パワー係数 ($C_P = P/\rho(N/60)^3 D^5$)
C_T	: 推力係数 ($C_T = T/\rho(N/60)^2 D^4$)
D	: プロペラ直径
FW	: 前進翼
J	: 前進率 ($J = U_0/ND \times 60$)
N	: 回転数 (RPM)
SPL	: 音圧レベル
T	: 推力
U	: 周速度
U_0	: 主流風速
V	: 気流速度
α	: 迎え角
α'	: 相対流出角
$\Delta\alpha'$: 転向角
β	: ピッチ角
η	: 推進効率 ($\eta = C_T/C_P \times J$)
θ	: 標準状態に対する温度の比
ρ	: 密度
ϕ	: 前進角
r	: 半径位置
u	: 半径方向速度
v	: 軸方向速度

添 字

C	: 修正値
T	: 推力 (スラスト)
P	: 出力 (パワー)
θ	: 円周方向
O	: 相対値

3. 空力設計

後退角を有する特殊なプロペラの空力設計法は、この研究の開始時には確立されていなかったもので、ターボ機械の設計法を導入した。すなわち、ターボ機械の内部流れの分野における流れの計算に際しては、必要な有効仕事を得るために動翼前後の流れを

軸対称流れとして、動翼仕事や圧力損失などの半径方向分布の急激な変化をさける流線を求めるのが望ましい。ここでは動翼翼列をはさんだ流線を Splinefit や最小二乗曲線で表現する流線法^{(7),(8)}によった。

圧縮機やタービンの設計においてはその流路はケーシングで囲まれており、その壁面を境界端の流線とみなすことが出来る。しかしプロペラの場合、プロペラ先端まわりの流れは回転翼を通過する際、内側に曲げられるため、流れの方程式を解くに際して事情が異なってくる。流線法の技法の主たる特徴は、流線を配分しそれらの各々に対して連続の方程式を満足させるまで繰り返し演算させることにある。

運動方程式として流れのモーメントの半径方向平衡を図1の円筒極座標系で解いた。ここで翼間も含めて全領域中での流れは、全て軸対称と仮定し軸流速の軸方向微分項は無視した。翼間流れの計算に際しては、円周方向速度は軸方向距離につれて放物線状に滑らかに上昇するものと仮定して、翼間流れの繰り返し計算を通じて、全エンタルピー上昇を考慮した。翼の前方および後方では全エンタルピーは流線に沿って一定とした。一方、エントロピー上昇の分布、すなわち流れ損失の特性は、筆者らが、かつて得たフロント・ファン^{(9),(10)}のデータ^{(9),(10)}を基にして見積もった。図1の翼先端に最も近い流線 m_0 は、流れの解が収束するまで繰り返したのち定めたものである。

この解に基づいて翼素を定めた。すなわち、速度三角形を基として、プロペラ外径、翼弦長、そり角、

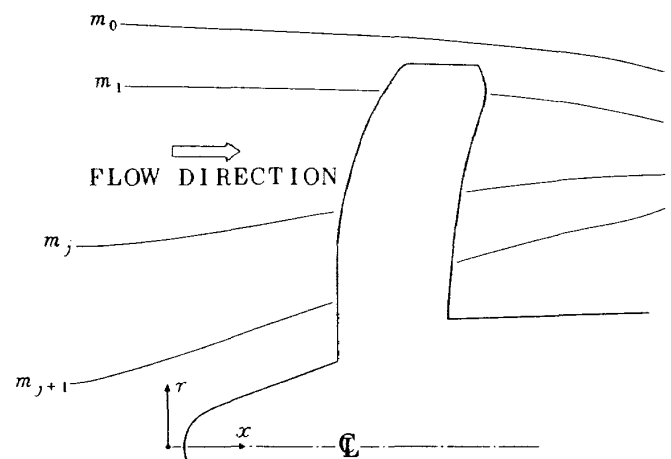


図1 計算した流線

ピッチ角, 翼厚み, ソリディティなどの空力性能及び構造, 強度とも関係する項目を定めた。

この際,

巡航マッハ数 0.8
 周速度 250m/s (高度 10,000m)
 巡航時翼負荷 (軸出力 / (プロペラ径)²)
 301 kW/m²

という遷音速飛行時でのプロペラ設計仕様を満足するようにした。

プロペラの翼型を決めるに当ってはフロント・ファン及び軸流圧縮機の試験結果^{(3),(4)}で試みたと同様, 三次元性を加味した二次元翼列データを用いることとした。翼配備の諸元は表1に示したが, ここでソリディティの小さい翼端部での翼型設計は, ソリディティ 0.4 以下で信用に足る翼列データが見当らなかったため, 翼端より内径側の形状から外挿して行った。結局, 翼型としては翼根部にはNACA-65系翼型を, 平均半径から先端にかけては二重円弧翼型を, また翼端にはNACA-16系翼型をそれぞれ採用した。

上記のごとき設計仕様であったが, 今回の実験では試験装置の関係から, 風洞の風速が抑えられ, 離着陸時での試験を行うに留まった。

4. 試験装置及び計測方法

試験は直径 400mm のプロペラ試験装置を 3.0 × 5.5 × 8.5m の無響室内で最大風速 68m/s の 650mm 直径の風洞ダクト出口に置いて行った。(図2)

駆動源としては出力 75 kW で最高 12,000 rpm までプロペラを高速回転し得る高周波電動機を供試プロペラ試験装置に直結したが, この電動機をもってしても, 離着陸時での軸馬力が不足気味であったため, 元来 8 枚のプロペラ枚数で空力設計した翼枚数を 6 枚に減らして試験を行うこととなった。

試験は最初, 翼端で 27° の後退角を持つプロペラ (以後, 後退角または *BW* という) について行ない, 次に 27° の前進角を有するプロペラ翼 (前進角または *FW* という) について試験した。これらの翼はすべて炭素繊維強化プラスチック (CFRP) 製である。試験の第 3 段階として前進翼と後退翼とを 1 枚おきに交互に配置した形態 (混合傾斜翼または *CM* とい

表 1 翼 配 備

RADIUS × 10 ⁻³ m	AERODYNAMIC PARAMETERS				GEOMETRICAL BLADE PARAMETERS			
	HEL. MACH NUMBER	TURNING ANGLE	RELATIVE FLOW ANGLE	CHORD / 0.5D	CAMBER(a) ANGLE	PITCH ANGLE	SOLIDITY	THICKNESS / CHORD
50	0.83	4.8°	14.7°	0.385	2.9°	10.1°	1.96	0.195
116	0.94	6.1	31.2	0.385	6.9	26.1	0.85	0.065
156	1.03	6.4	39.2	0.370	8.3	33.6	0.60	0.054
192	1.12	4.9	45.2	0.300	5.3	39.7	0.40	0.050
200	1.16	2.3	46.7	0.290	(b)	(b)	0.37	0.050

(a) camber angle の 25° は揚力係数 1.0 に相当する。

(b) 翼端でのそり角及びピッチ角は, ソリディティ 0.4 以下での翼列データがなかった為, $\gamma = 0.187$ と 0.192m での値から外挿して定めた。

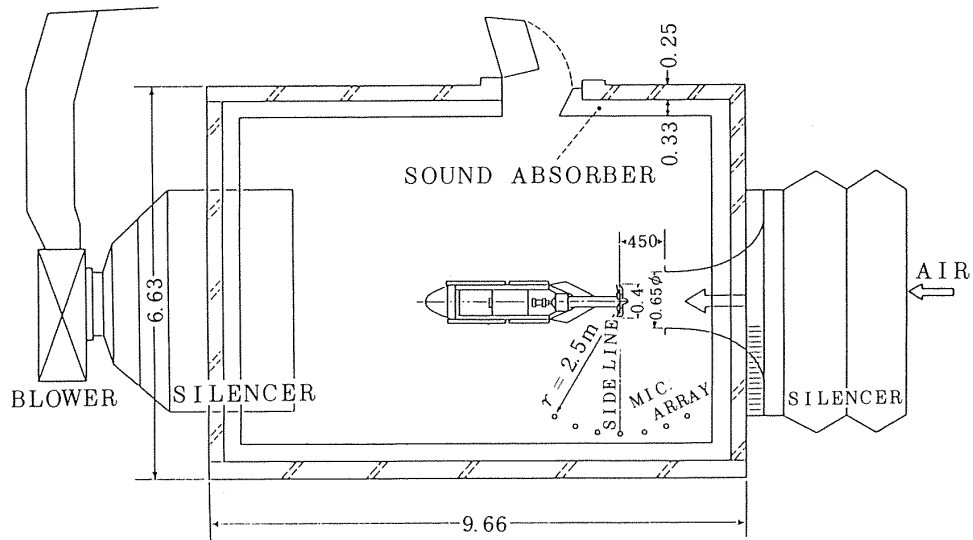


図 2 無響室及びプロペラ試験装置の配置

う)を試験した。

これら三種のプロペラ形態の写真を図 3(a)(b)(c)に示した。プロペラ推力及び軸馬力は駆動軸にとりつけたストレンゲージから測定した。この際、ストレンゲージに生ずる横方向応力を互いに相殺させる

ようにブリッジを組み、また駆動軸中心部を空洞にしてその中に小型プレアンプを設け、ゲージ出力は、駆動電動機の軸を介して後部のフロン冷却型高速スリップリングから外部増幅器へと導いた。

試験に先立って、駆動軸にかかる静的な推力及び

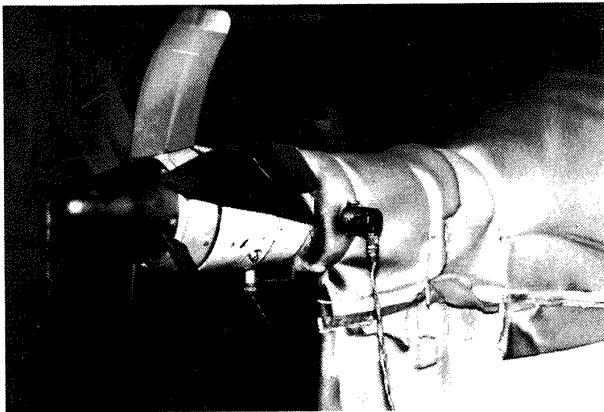


図 3(a) 後退翼 (BW)

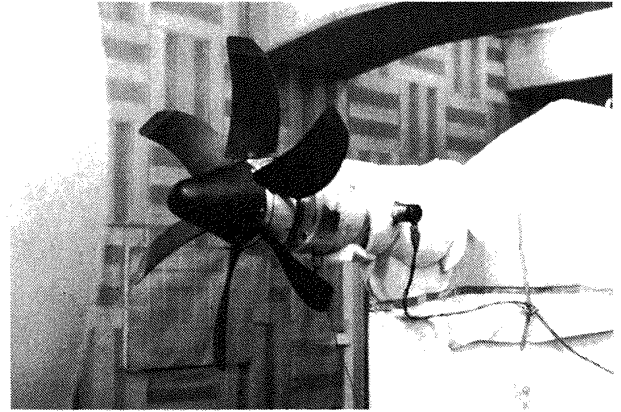


図 3(b) 前進翼 (FW)

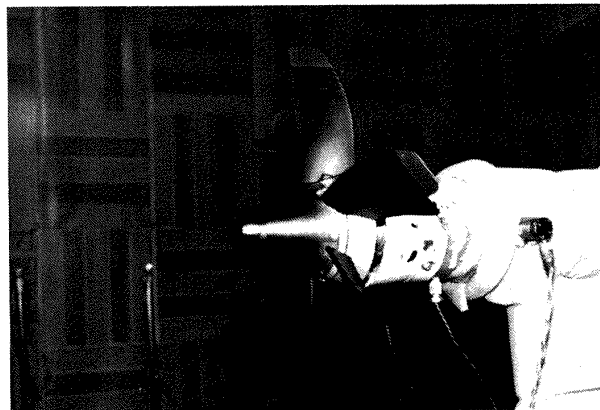


図 3(c) 混合傾斜翼 (CM)

軸馬力を較正しておき、動的応力の補償にはプロペラ翼なしの場合における駆動軸の各回転数における実測値を用いた。各応力データや回転数の検出には増幅器を通してマイクロプロセッサを用いた。

流れの計測には主として3孔ヨーメータを用いたほか、時に出力4Wのアルゴンイオン・レーザードップラー流速計(LDV)を前方散乱モードとして使用した。

音響計測は流れの計測とは別個に行ったが、これは、プロペラ回転軸と同一高さ面上の、プロペラ中心から半径2.5mの円周上に、中心角 10° ごとに配置した $1/2$ "コンデンサー型マイクロホン8個によった。音響計測に際しては反射音の影響を避けるため試験装置の表面をウレタン・フォームで覆った。各マイクロホンからの音響データは一旦マルチ・チャンネルレコーダに約80秒間録音ののち、20Hz幅の狭帯域に周波数分析した。本試験に先立って風洞からの流出空気中にスピーカーの点音源を設けて、音圧放射の予備試験を行ったが、その結果、風洞からプロペラへの流出空気流の速度が30m/s以上になると噴流による空気のせん断層が増大するため、音波が屈折し音圧の増幅や歪みが避けられないことが判明したので、今回の音響試験はすべて風速30m/sの状態のみで行った。

5. 実験結果と考察

5.1 音圧波形スペクトルの拡がりについて

風洞からの主流がある場合と、ない場合とで、後退翼の周波数特性がどのように変化するかを翼のピ

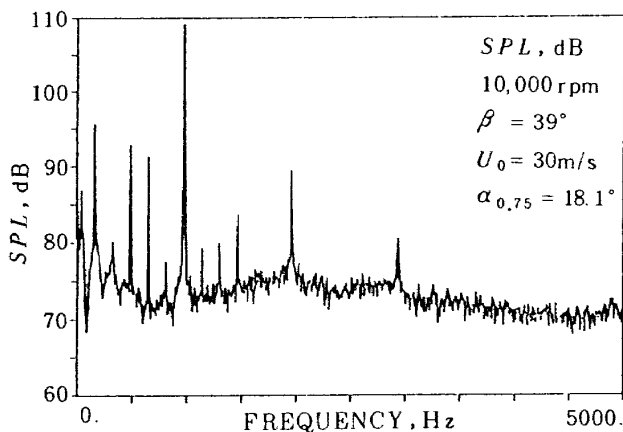


図4 主流がある場合の騒音スペクトル

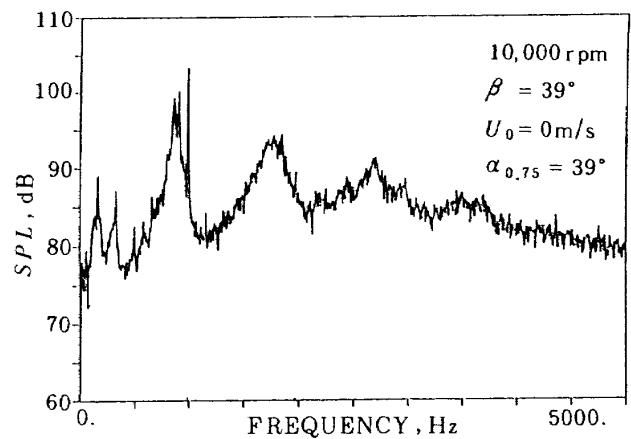
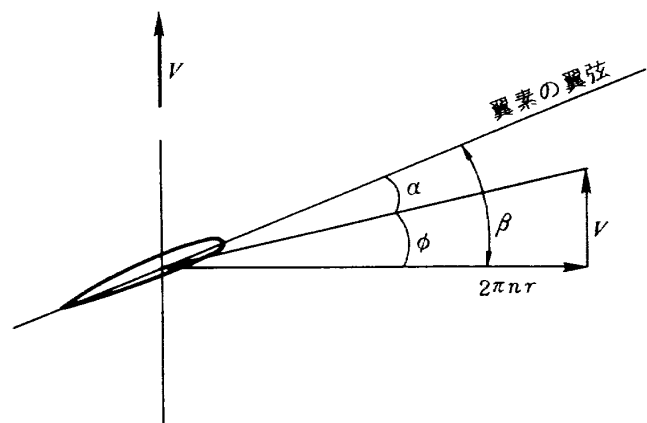


図5 主流がない場合の騒音スペクトル

ッチ角度 39° の場合で比較したのが図4、5である。実験条件時における迎え角を表2に示した。(主流がある場合、 $V \approx U_0$ であったが、主流がない場合にはプロペラへ流入する風速、風向は変動して計測不能のため迎え角は不明である。この際 $V \approx 0$ とみなせば主流がない場合の迎え角は翼のピッチ角と等しくなる。)プロペラ騒音の典型的な特徴である翼通過周波数(以後BPFという)とその高調波が認められるが、主流の存在しない場合(図5)では全周

表2 実験条件における迎え角($\alpha_{0.75}$)

($\alpha_{0.75}$: 75%半径位置における迎え角)



U_0 (m/s)	β°				
	N (rpm)	30	33	36	39
30	8,000	4.5	7.5	10.5	13.5
	10,000	9.1	12.1	15.1	18.1
68	8,000	-17.3	-14.3	-11.3	-8.3
	10,000	-10.9	-7.9	-4.9	-1.9

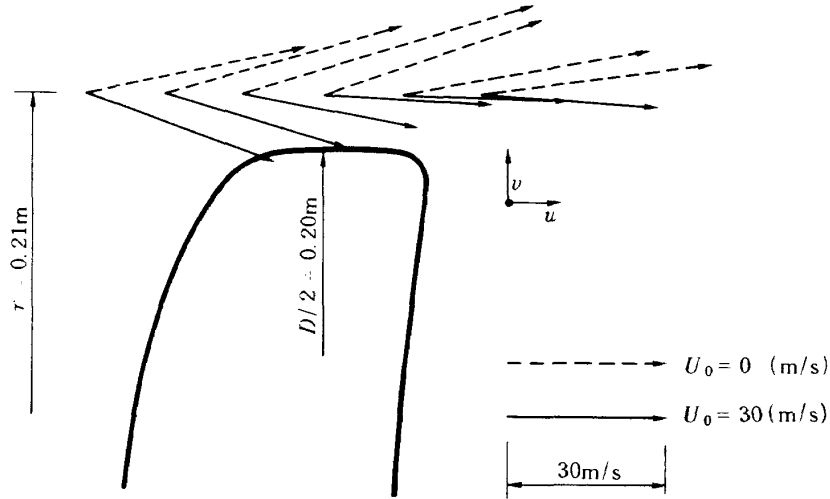


図6 LDVによる風速ベクトル ($\beta = 39^\circ, N = 10,000 \text{ rpm}$)

波数帯域にわたって音圧レベル (SPL) は著しく増加し、各次の BPF を中心として周波数帯域が広く拡がる。この現象は翼ピッチ角の低い 30° の場合にはみられなかったことから、流れの翼面剝離に起因するものと考えられる。後退翼 (BW) の場合、LDV を用いて詳細に計測した結果を図6に示したが、翼先端から 10mm 外側での空気流の半径方向成分は符号が逆になっており、翼のピッチ角が大で主流が存在しない場合、プロペラ先端の局所的流れは外径方向へ最大約 15m/s の平均流速を持つことがわかった。翼の後縁から前縁へかけて再循環する不安定な流れが存在するものと推測される。かかる外径への拡がりを更に裏付けるものとして、翼端の翼弦中央から 20mm 外側における流れを、直径 5mm の小型圧力変換器をとりつけたピトー管を用いて詳細に調べた。この圧力変換器付きのピトー管のとりつけ面を回転中心方向に向けてセットし、得られた信号のうち 2 次 BPF 以上の高周波数帯は、フィルターでカットした。後退翼が主流の中で旋回している時には図7にみるごとく翼通過に伴って規則的な動圧変動が観察されるが他方、主流が存在しない場合、翼のピッチ角が大きい時、翼端で流れが剝離するために図8にみられるように翼の 1 枚ずつから 1 回転毎に非定常かつ非周期的な圧力波形が生ずる。このような圧力変動の不規則性が、回転速度とは無関係な音圧波形を形成するのであろう、そしてこのことが図5にみられた BPF まわりに音圧スペクトル幅を拡げることと結びついたと考えられる。

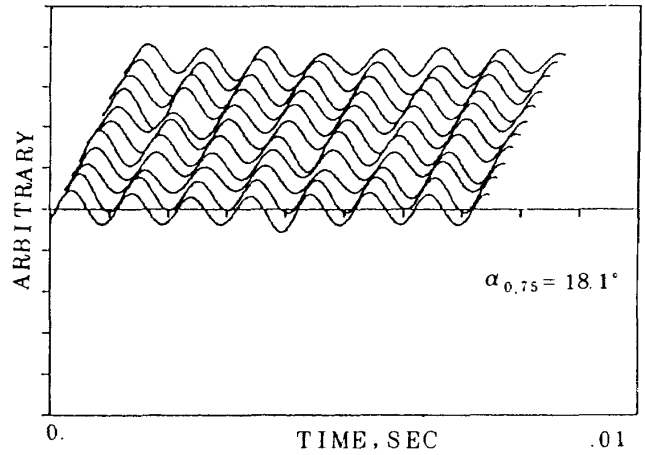


図7 主流がある場合の圧力変動

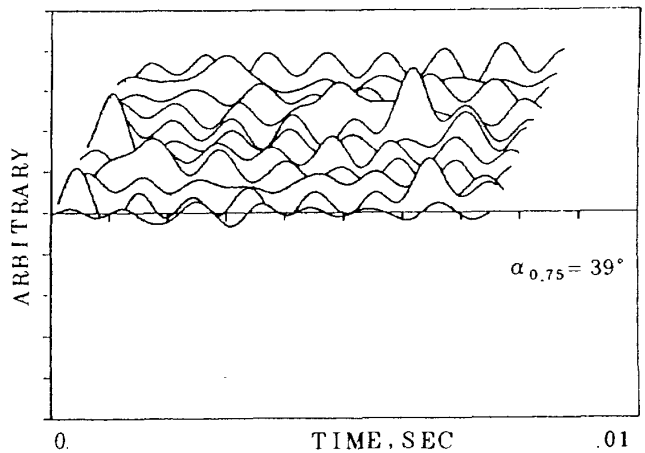


図8 主流がない場合の圧力変動

5.2 3種のプロペラ形態の比較について

5.2.1 空力的特性

回転翼に対する相対流入Mach数は空力性能を考える上で基本的なパラメータであり、特に翼の Helical Mach数は騒音発生を大きく左右する。それ故、翼の騒音及び空力性能の両面のふるまいを詳細に評価するには、空力、音響の比較に共通な基準として、修正回転数 N_C を考える必要がある。すなわち N_C 一定という基準での比較こそが意味を持つと言えよう。ここで $N_C = N/\sqrt{\theta}$ (但し θ = 標準状態に対する温度比) で定義される。このように置き換えると例えば推力係数 C_T は $T/\rho(N/60)^2 D^4$ と書かれるところが ρ と N を基準化して $C_T = T/\rho_0(N_C/60)^2 D^4$ となる。図9, 10は $N_C = 8,000, 10,000$ rpmにそれぞれ保った際における、各ピッチ角に対する C_T, C_P 及び η の変化を示したものであるが、混合傾斜翼で $N_C = 8,000$ rpm, $\beta = 36^\circ$ の場合、 C_T 及び η の値が後退及び前進翼型よりも大きかった。3孔ヨーメータのトラバースデータから得られた円周方向速度の半径方向分布を図11に示したが、ここで円周方向速度成分は翼素における流れの仕事量に比例するものと考えられる。3孔ヨーメータによるトラバース位置は後退翼及び混合傾斜翼の場合は翼端後縁から15mm、前進翼の場合は翼端後縁から25mm下流の断面位置であったが、図11を見て混合傾斜翼

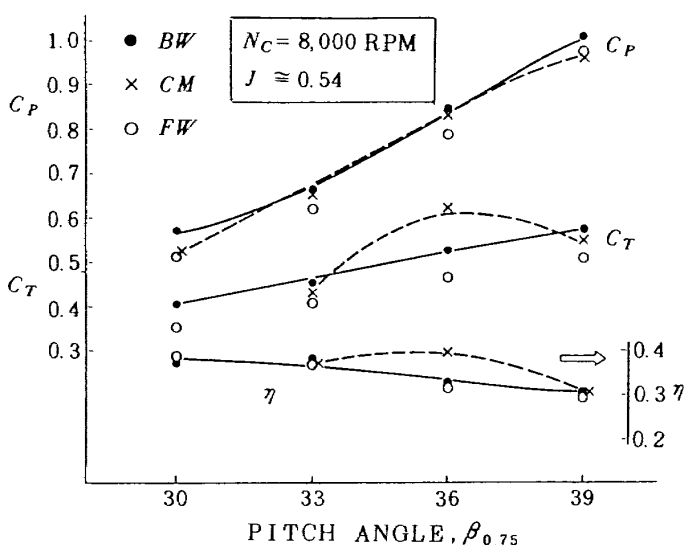


図9 ピッチ角に対するパワー係数、推力係数及び推進効率の変化 ($J = 0.54$)

の場合、翼スパン方向への仕事量の分布が、後退翼及び前進翼に比べて、より均等であることが判る。後退翼では流れの剝離が起り易く、流れが不安定な翼端付近において仕事量が最大となっているのに対し、前進翼では翼端付近で仕事量がほとんど得られず、円周方向速度成分が示す特性は意外にも三者中で最も劣っている。後退翼、及び前進翼の各翼列を通過した結果のデータとして回転翼の相対流出角 α' 及び轉向角 $\Delta\alpha'$ を図12に示した。後退翼及び前進翼の場合において翼端より内側で轉向角がゼロの領域は、前進翼の方が後退翼の場合よりもより広範囲に及んでいる。主流風速 68m/s, 前進率 1.15 で3孔ヨーメータで計測した全圧力比の半径方向分布を図13

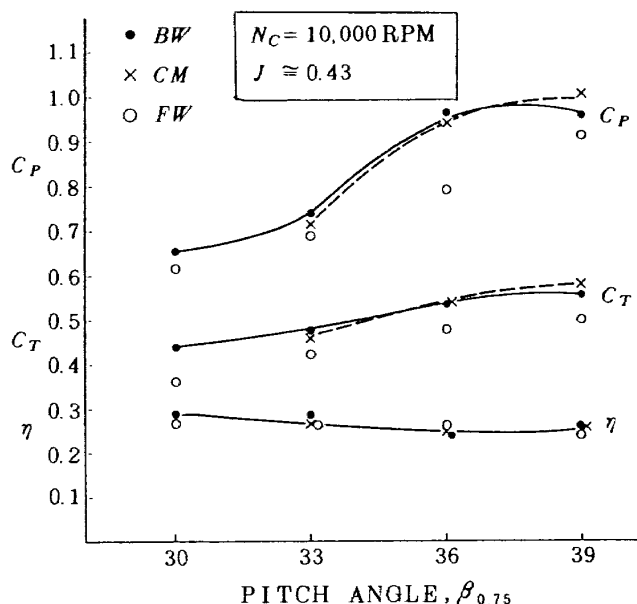


図10 ピッチ角に対するパワー係数、推力係数及び推進効率 ($J = 0.43$)

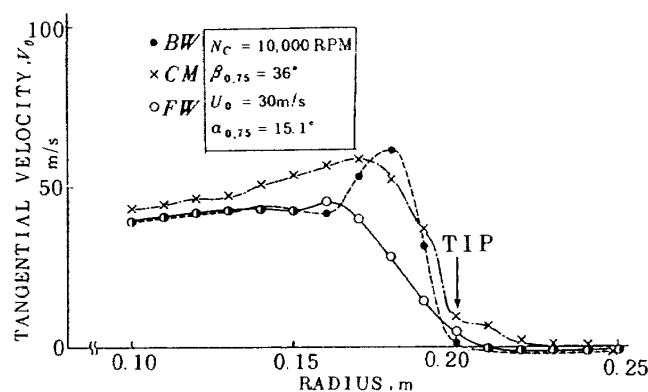


図11 接線方向速度の半径方向分布

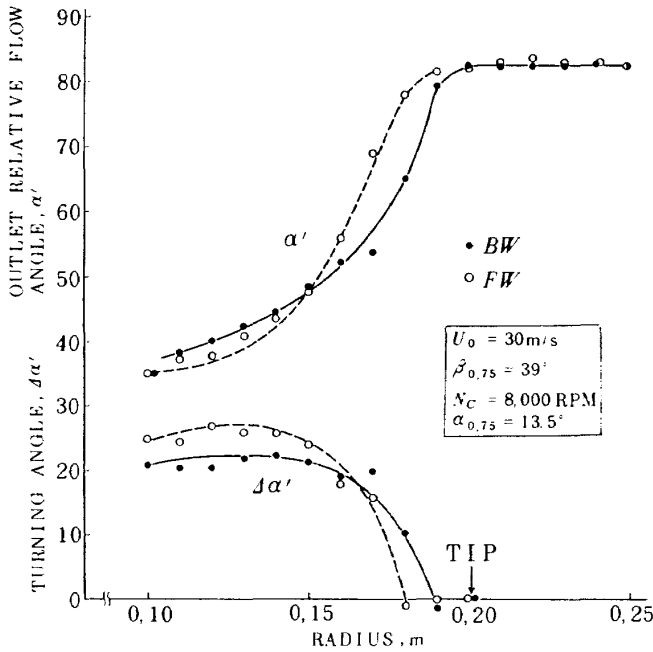


図12 相対流出角及び転向角の半径方向分布 (BW, FW)

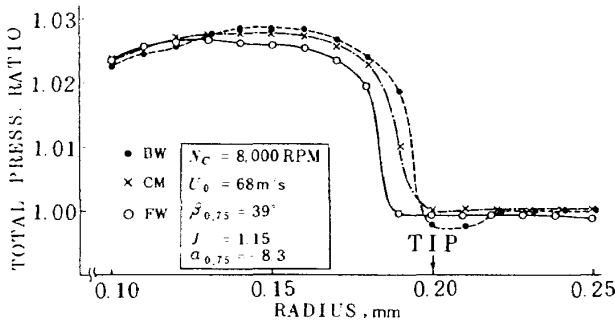


図13 プロペラ形態による全圧力比分布の比較

に示したが、ここでも前進翼 (FW) は三者中最も低い傾向を示した。ここで全圧力上昇は回転翼列通過前後の流れ損失をも含む、エンタルピー変換 $U \cdot V_\theta$ で与えられているといえる。前進率 0.43 の場合と同様 1.15 においても、混合傾斜翼と後退翼の全圧力比の半径方向分布には殆ど差はみられなかったが、前進翼の場合には、翼先端近くで明らかな性能劣下が認められた。空力特性について総括すると、比較的小さな前進率 0.4~0.5, 比較的大きな迎え角 ($20^\circ \sim 30^\circ$) という範囲では、三者の翼形態のうち混合傾斜翼 (CM) が最も秀れた性能を示した。一方、前進率を 1.15 にまで上げると迎え角は 15° 以下になるが、その際には混合傾斜翼 (CM) と後退翼 (BW) の空力性能は殆ど同じであった。CM では平均半径から翼先端へかけて、あたかも 2 列の翼列がタンデム形態

で回転しているとみなすことが出来る。このような 2 連配列が高い迎え角において、流れの剥離を食い止める役割を果たしたのではなかろうか。前進翼 (FW) の空力性能が劣ったのに対して、前進翼、後退翼を交互に配置すると仕事量にとって丁度適当な間隔となったためかどうかは、混合傾斜翼 (CM) 形態で起った流れのメカニズムを更に詳しく調べてみないことには断言できない。

5.2.2 音響特性

図14~16に三種のプロペラ形態での音響スペクトルを全音圧値と共に示したが、図15の CM の音響特性に特に注目したい。1次 BPF のほかに 2次及び 3次の BPF の音圧レベルが埋没したのに代って新たに 1/2, 3/2 BPF で音圧レベルのピーク値が現わ

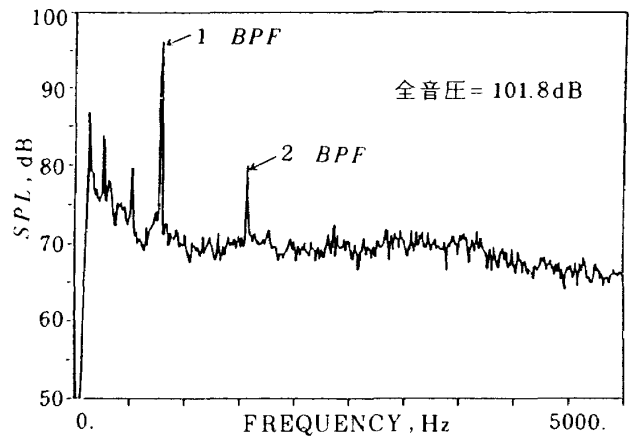


図14 後退翼の場合の騒音スペクトル ($N_C = 8,000 \text{ rpm}$, $U_0 = 30 \text{ m/s}$, $\beta_{0.75} = 39^\circ$, $\alpha_{0.75} = 10.5^\circ$, サイドライン位置)

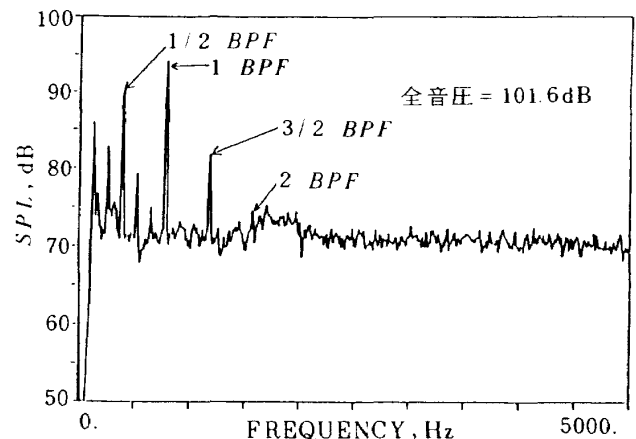


図15 混合傾斜翼の騒音スペクトル (図14と同一条件で測定)

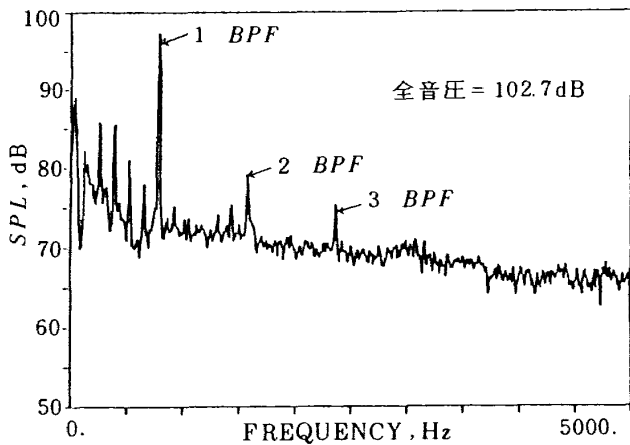


図16 前進翼の騒音スペクトル
(図14と同一条件で測定)

れた。

BW や *FW* でのピーク音圧値に比べ *CM* では、1次 *BPF* で約 2 dB 減音したが、これは翼の傾斜角が互いに反対の混合形態であるために音圧レベルが分散したためと考えられる。3種の翼形態につき音圧

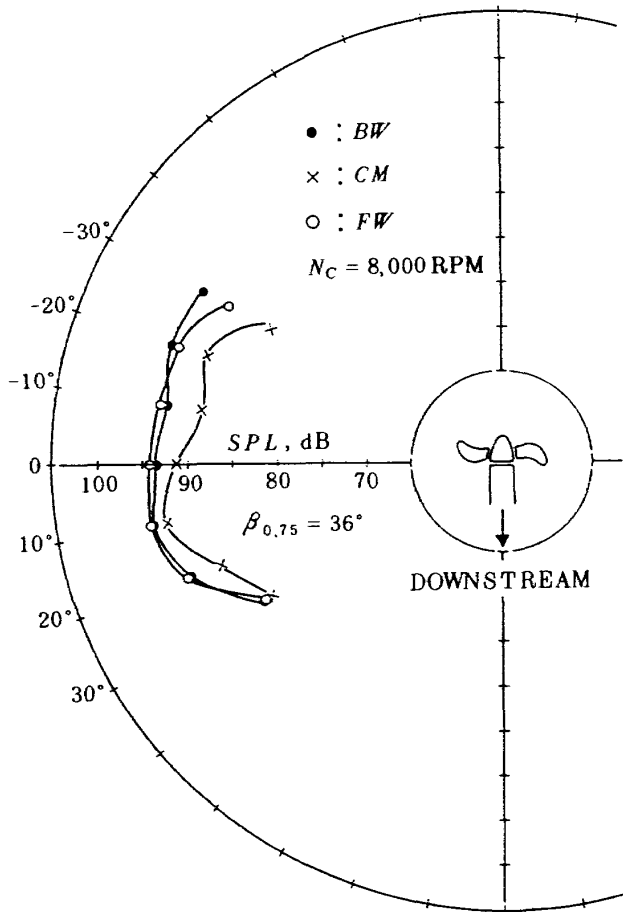


図17 3種のプロペラ形態における
1次 *BPF* 音圧の指向性分布

の1次 *BPF* の指向特性を図17に示したが、*CM* の場合 30° 上流側で *BW* に比べて約 10dB の実質減音が得られている。

連続的な翼通過時間での音圧変動を回転翼の 90° 方向位置で観測した結果を図18及び図19に示した。ここでも *CM* に特徴的な傾向が認められている。これは回転軸上の異った音源位置からの回転翼騒音が、音圧波形の位相を相殺または増幅するためと考えられる。また3枚の前方傾斜した翼の組と、他の3枚の後方傾斜した翼の組みとからの発生騒音が 1/2, 3/2 *BPF* で新たにピーク音圧レベルを作り出すためとも考えられる。*CM* で3枚の翼の第2次高調波が現われる周波数が、6枚翼の場合の第一次 *BPF* に相当する周波数値であることはいうまでもない。

各音響特性の評価及び比較に当っては、音圧レベルの各高調波が推力や抵抗値にほぼ比例することから推力係数及び出力係数のレベルを考慮して行う必

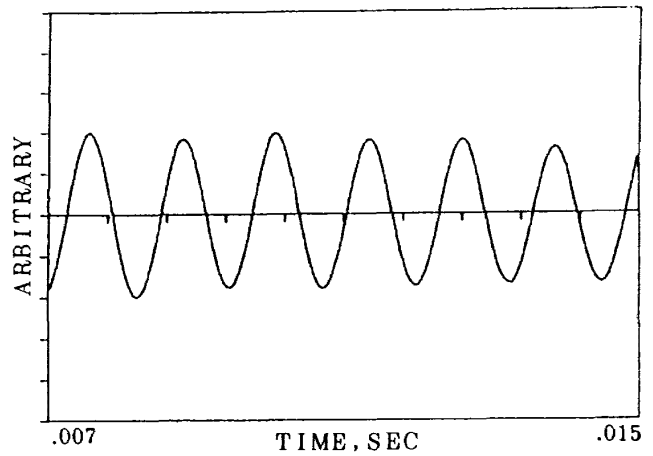


図18 音圧の時間軸変動 (後退翼)

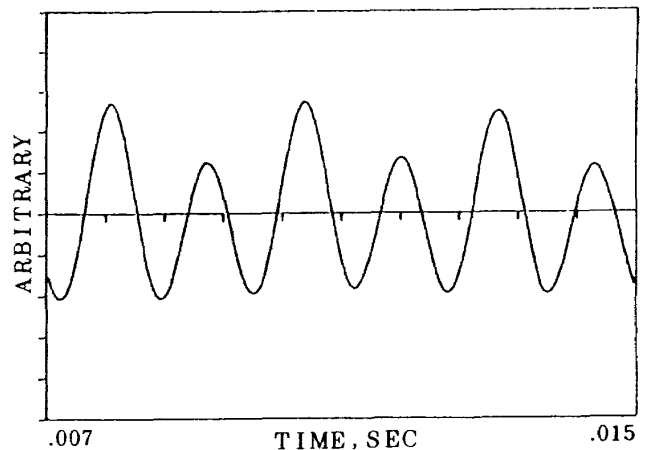


図19 音圧の時間軸変動 (混合傾斜翼)

要がある。このことがらに留意して、全試験データを注意深く再検討するとFWの性能は他の形態のそれに比べてそん色はない。迎え角が大きいと、CMは空力性能、音響特性ともに他の形態より著しく秀れている。すなわち仕事量はスパン方向に均等であり、かつ音圧は前述のごとく分散される。CMは空力性能を劣化させることなく、しかも各BPFでのピーク音圧を分散させて音圧レベルを低下させるという働きを持っているのではなかろうか。このようなCM形態の2連形態では、如何なる機械的な重量増加も構造上の複雑さをも必要としないことから、実地应用到っては騒音分散を利用するCM 2連回転方式の利点にも着目し、検討する必要がある。

CMにおいてもBPFのピーク音圧を下げる特性が遷音速領域でも得られることになるものと推測できる。

6. 結 論

炭素繊維強化プラスチック製の6枚からなる革新プロペラにつき傾斜角の3形態の試験を無響室内で主流68m/sで行った。その結果、次の結論を得た。

(1) 主流が存在しない時、迎え角が大きいとプロペラ先端の流れは先端速度成分から剝離し、そのため各BPFを中心として幅を持った周波数帯のスペクトル分布形状となる。

(2) 前進率 $J = 0.4 \sim 0.5$ では混合傾斜翼が3種のプロペラ形態のうちで、仕事量がスパン方向に比較的均等配分されており空力性能が最も良好であった。

(3) 前進率を1.15まであげると、(2)の仕事量のスパン方向への均等配分傾向はみられず、CMの空力特性がBWに勝るといふ現象は、もはや観察されず他方、FWは翼端近くでの空力性能劣化が認められた。

(4) タンデム回転としてCMを考えるとこの配列は、いささかも空力性能を劣化させることなくまた機械的構造を複雑化させることなく、各BPFでのピーク音圧を下げる可能性を有していると言えるのではなかろうか。しかも音圧の分散は、実際についてみると新しいピーク音圧レベルに入れ替わったとみるべきであろう。

ここに述べた事実を確認するためには遷音速領域

での試験が必要である、そうすれば本設計で得られた翼列データの拡張活用及び流線法の拡張利用もまた確認出来ることになる。

7. 謝 辞

本研究は環境庁の国立機関公害防止等試験研究費の配算をうけて行ったものであり、また本研究遂行に当って当所航空機公害研究グループの藤井昭一リーダーから終始御指導をいただいたほか、住友精密工業(株)の小原 瑛、川上佳史、山根重治の三氏には有力な助言を得た。記して感謝したい。

8. 参考文献

- 1) Gatzen, B.S., "Turboprop Design Now and the Future," AIAA Paper 82-452, Aug. 1982.
- 2) Ludemann, S.G., "Prop-Fan Powered Aircraft-An Overview," SAE Tech. Paper 820957, Aug. 1982.
- 3) Black, D.M., Menthe, R.W., and Wainanski, H.S., "Aerodynamic Design and Performance Testing of an Advanced 30 deg Swept, Eight Bladed Propeller at Mach Numbers from 0.2 to 0.85," NASA CR-3047, Sept. 1978.
- 4) Metzger, F.B. and Rohrbach, C., "Aeroacoustic Design of the Prop-Fan," AIAA Paper 79-610, March 1979.
- 5) Block, P.J.W. and Martin, R.M., "Results from Performance and Noise Tests of Model Scale Propellers," SAE Tech. Paper 830730, April 1983.
- 6) Dittmar, J.H., Jeracki, R.J., and Elaha, B.J., "Tone Noise of Three Supersonic Helical Tip Speed Propellers in a Wind Tunnel," NASA TM-79167, June 1979.
- 7) Novak, R.A., "Streamline Curvature Computing Procedures for Fluid Flow Problems," Transactions of ASME, Journal of Engineering for Power, Vol. 89, Oct. 1967, pp. 478-490.

- 8) 藤井昭一, 宇野 威; 流線法によるダクト流れ, 369-376.
航空宇宙技術研究所報告TR-140(1967年)
- 9) Fujii, S., Nishiwaki, H., and Gomi, M.,
"Design and Performance Comparison
of Three High-Speed Fans," Proceedings
of the 1983 Tokyo International Gas
Turbine Congress, Vol.2, Oct.1983, pp-
- 10) Fujii, S., "Acoustics and Performance of
High-Speed, Unequally Spaced Fan Rotors,
"Transactions of ASME, Journal of Engin-
eering for Power, Vol. 102, Jan,1980, pp.
19-27.

航空宇宙技術研究所報告 935号

昭和62年6月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)千182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
