

ISSN 0389-4010
UDC 629.7.035

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1071

低レイノルズ数域のプロペラ風洞試験

高 沢 金 吾 ・ 外 立 政 隆 ・ 野 中 修

1990年6月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-1060	振動測定によるすべり摩擦時の固体潤滑膜の破断 予知 Detection of Solid Lubricant Film Failure During Sliding by Vibration Monitoring.	1990年 3 月	鈴木 峰男, 西村 允 佐川 寛
TR-1061	H-II ロケット 1/5 模型の振動試験 (全体試験) Vibration Testing of a 1/5 Scale Model of H-II Launch Vehicle	1990年 4 月	峯岸 正勝, 佐野 政明 小松 敬治, 森田 甫之 森野 美樹, 富岡 健治 宇治野 功
TR-1062T	Hot Gas Side Heat Transfer Characteristics of LOX/H ₂ and LOX/HC Type Propellants	April 1990	Akinaga KUMAKAWA Masaki SASAKI Kazuo SATO Hiroshi TAMURA Fumiei ONO Hiroshi SAKAMOTO Nobuyuki YATSUYANAGI
TR-1063	構造信頼性評価に対するファジィ情報の導入 -ファジィ・ベイジアン・アプローチ- Application of Fuzzy-Bayesian Analysis to Structural Reliability	1990年 5 月	伊藤 誠一, 板垣 浩
TR-1064T	Hydrogen Fueled Subsonic-Ram-Combustor Model Tests for An Air-Turbo-Ram Engine	May 1990	Takashi TAMARU Kazuo SHIMODAIRA Takashi SAITO Hideshi YAMADA Shoji HORIUCHI
TR-1065	境界要素法を用いた亜音速流中の三次元揚力物体 の非定常空力特性の計算 Calculations for Unsteady Aerodynamic Characteristics on a 3-D Lifting Body in Subsonic Flow Using Boundary Element Method	1990年 5 月	柳沢 三憲, 森田 甫之 巽 重文
TR-1066	超音速乱流混合層の実験(II) -超音速 / 亜音速二平行流 - An Experiment on Supersonic Turbulent Mixing Layers -Supersonic-Subsonic Two-Stream Layers-	1990年 5 月	村上 淳郎, 小室 智幸 工藤 賢司, 升谷 五郎 鎮西 信夫
TR-1067	円形断面スクラムジェット燃焼器による自発着火 と保炎 Autoignition and Flameholding in a Cylindrical Scramjet Combustor	1990年 5 月	工藤 賢司, 升谷 五郎 小室 智幸, 村上 淳郎 鎮西 信夫
TR-1068	矩形断面スクラムジェット燃焼器の実験 Experiment on a Rectangular Cross Section Scramjet Combustor	1990年 6 月	小室 智幸, 工藤 賢司 升谷 五郎, 鎮西 信夫 村上 淳郎, 谷香 一郎
TR-1069	CRAY X-MP システムのマルチタスキングによる 並列処理 Parallel Processing Using Multitasking on CRAY X-MP System	1990年 6 月	中村 絹代, 福田 正大

低レイノルズ数域のプロペラ風洞試験*

高 沢 金 吾** 外 立 政 隆*** 野 中 修***

Wind Tunnel Test of a Propeller Working in a Low Reynolds Number Range

Kingo TAKASAWA, Masataka HASHIDATE
and Osamu NONAKA

ABSTRACT

An optimum design propeller, whose representative Reynolds number is $1 \sim 2 \times 10^5$, has been tested in the NAL large low-speed wind tunnel. The test results, after removing the wind tunnel interference effects, were compared with predictions by a computer program based on Adkins and Liebeck's theory. Thrust predictions show very good coincidence with test results. Torque predictions show fairly good coincidence. The difference between the theoretical predictions and experimental values are thought to be attributable to the shrinkage of the drag bucket in propeller blade sections, compared with the two-dimensional airfoil data. The aerodynamics design method of propellers working in low Reynolds number range has been established. The computer program is very useful in designing propellers for man-powered airplanes and motor soarers, as well as microwave powered airplanes.

記 号

a : 軸方向の干渉係数
a' : 周方向の干渉係数
B : ブレードの数
c : 翼弦長
 C_d : ブレード断面の抗力係数
 C_l : ブレード断面の揚力係数
 C_p : パワ係数 $P/\rho n^3 D^5$
 C_T : 推力係数 $T/\rho n^2 D^4$
dD : 1本のブレードの半径 r から $r+dr$ までの部分に働く抗力
D : プロペラ直径
 dl_1 : (13a)式参照
 dl_2 : (13b)式参照
 dJ_1 : (14a)式参照
 dJ_2 : (14b)式参照

dL : 1本のブレードの半径 r から $r+dr$ までの部分に働く揚力
dP : 半径 r から $r+dr$ までの部分に働くパワ
dQ : 半径 r から $r+dr$ までの部分に働くトルク
dT : 半径 r から $r+dr$ までの部分に働く推力
f : (4a)式参照
F : Prandtl の速度減少係数 (3)式参照
 I_1 : 推力荷重積分
 I_2 : 推力荷重積分
 J_1 : パワ荷重積分
 J_2 : パワ荷重積分
J : 前進率 V/nD
n : 毎秒回転数
r : プロペラ半径
R : プロペラの翼端の半径
 R_e : レイノルズ数
 R_T : プロペラの翼根の半径
P : パワ
 P_c : パワ係数 (12b)式参照

* 平成2年5月17日受付

** 新型航空機研究グループ

*** 空力性能部

T	: 推力
T_c	: 推力係数 (12a) 式参照
v	: displacement velocity すなわち剛体と見なされる螺旋面モデルが後方に移動する速度
V	: プロペラの前進速度
w_n	: 螺旋面の移動に起因して後流中に生じる誘導速度
w_t	: w_n の周方向成分
W	: ブレードに流入する合成速度 図2参照
α	: ブレード断面の迎角 図2参照
β	: ブレード角 図2参照
Γ	: ブレード断面の束縛渦の循環
ε	: ブレード断面の抗力/揚力比
η	: プロペラ効率 $\eta = TV/P$
θ	: ブレード・ピッチ角
ν	: 動粘性係数
π	: 円周率
ρ	: 空気密度
ϕ	: ディスク面での流入角
ϕ_t	: ブレードの先端部での流入角
Ω	: 回転角速度

1. ま え が き

代表翼断面(たとえば75%半径位置)のレイノルズ数が $1 \sim 2 \times 10^5$ 程度であるようなプロペラを対象とする風洞試験を行い、軽負荷プロペラの最適設計法および性能推算法との比較検討を行った。前述のレイノルズ数は通常の航空機に用いられるプロペラのレイノルズ数に比べると2桁程度小さい値であるから低レイノルズ数域とことわることにする。

このような低レイノルズ数域で作動するプロペラはラジコン模型飛行機に用いられるものが一般的であり、ラジコン模型飛行機では機体の規模に比較すると高出力のエンジンを用いている事情から、プロペラ性能の向上に向けての努力もアマチュアの経験の集積という領域に止まっている。しかし、クレーマー杯への挑戦をめぐる人力飛行機製作の世界的ブームによって事情が一変した。人力飛行機の原動機の性能には厳しい生理的限界が

あるから、普通の飛行機で強力なエンジンを搭載するのとは異なり、プロペラの効率向上¹⁾によって飛行性能の向上を目指すことになる。航空スポーツの多様化に伴い、動力付きハング・グライダーあるいはモーター・ソアラに用いられるプロペラ²⁾にも関心が寄せられている。

実生活にいつそう結び付いた分野ではエネルギーと環境問題に対する関心の高まりにつれ、クリーン・エネルギーとしての風力の利用が注目され、航空工学を応用した高性能風車の研究が進められている。この分野でも低レイノルズ数域の回転翼の空気力学が重要な問題になっている。今日では、地上から伝送されるマイクロ波をエネルギー源として高度20kmの成層圏を長期間飛行し続けるプラットフォームを通信の中継に用いる社会的要請³⁾が高まっており、この種の無人航空機には低レイノルズ数域で作動し優れた性能を発揮するプロペラが必要とされている。

古典的なプロペラ理論は Betz, Prandtl, Goldstein, Glauert の手ではほぼ完成の域に達し、その成果は1935年に Glauert⁴⁾によりまとめられている。1977年には風車の設計・性能計算を目的として、Griffiths⁵⁾によってブレード要素に作用する力とプロペラ回転面を通過する運動量の関係に基づく理論的検討が行われている。石田ら⁶⁻⁸⁾は Griffiths の方法に基づいて風車設計と風洞試験を行い良好な結果を得ている。外立ら⁹⁾は長期にわたる野外試験によりこの種の風車の実用性を実証している。人力飛行機、その他航空スポーツに使用するプロペラへの適用を旨として Larrabee²⁾により Betz-Prandtl のエネルギー損失最小化条件に適合する直截な理論が開発されている。この理論では推力荷重またはトルク荷重を半径にそって積分し displacement velocity (螺旋面モデルが後方に移動する速度) を求めるにあたり極めて巧妙な方法が考案された。Adkins と Liebeck¹⁰⁾ は Larrabee の理論をさらに精密化してレイノルズ数の効果に注目する理論を開発しプロペラおよび風車への適用を提案している。これらの理論を精密な風洞試験により検証する試みは未だなされていないようである。

本稿では、AdkinsとLiebeckの理論を用いて

- ① 低レイノルズ数域のプロペラを設計するプログラムと設計されたプロペラの任意の作動状態での性能を計算するプログラムを開発し、
- ② 高度20kmを速度56m/sで飛行するマイクロ波動力航空機について駆動パワ9kWの条件で最適なプロペラを設計し、
- ③ 前記のプロペラに相当する作動レイノルズ数をもつ風洞試験用プロペラを設計し、
- ④ 風洞試験を行い、
- ⑤ 多様な作動条件の下で性能計算プログラムの検証を行う。

2. 形状設計法

Adkins and Liebeckの理論¹⁰⁾に従ってプロペラの形状設計と性能計算のためのプログラムを開発した。この理論はディスク荷重が小さく後流渦面の変形を無視できる場合について、プロペラを扱う古典的な基本概念⁴⁾を巧妙に組み合わせることによって構築された理論である。ここでは、プロペラ形状設計プログラムとプロペラ性能計算プログラムの解説をかねて物理的意味の明瞭な変数を用いて改めて理論を解説しておく。

理論は形状設計法と性能計算法に区分されている。前者はプロペラの作動条件および主要諸元を適宜設定し、推力または駆動パワを指定したときにプロペラ・ブレードの翼弦長分布とブレード角を求めプロペラ・ブレードの空力形状を決定するものである。設計点は航空機のミッションと運用条件から総合的判断に基づいて設定されるものである。ここでは飛行速度 V 、空気密度 ρ 、動粘性係数 ν 、ブレードの枚数 B 、プロペラの翼端の半径 R 、プロペラの翼根の半径 R_r 、毎秒回転数 n および翼素の設計有効迎角 α を指定する。プロペラ・ブレードには適当な翼型を選定し、その翼型について迎角とレイノルズ数を独立変数とする揚力係数 C_l と抗力係数 C_d のデータが与えられている場合を想定する。

性能計算の目的は設計されたプロペラ・ブレードが任意の作動状態において如何なる性能を示すかを推算するものである。従って所望の飛行速度

V 、空気密度 ρ 、動粘性係数 ν 、毎秒回転数 n を設定し、可変ピッチ機構によって設定されるピッチ角 θ に対して推力、トルク、プロペラ効率を求めることを目的とする。

本節で形状設計法について述べ、3節で性能計算法について述べる。

(1) 基本概念の整理

a. 運動量方程式

図1に示したようにプロペラが前進速度 V 、回転角速度 Ω で運動している場合を取扱う。回転軸の方向と進行方向は一致しているものとする。プロペラ・ディスク面のうち半径 r から $r+dr$ までの円環状の部分を通過する流れに生じる運動量の変化とプロペラのうち半径 r から $r+dr$ までの部分に働く推力 dT およびトルク dQ の関係を次のように書くことができる(文献4) p.267~p.268参照)。

$$dT = 2\pi r \rho V (1+a) (2aV F) dr \quad (1a)$$

$$dQ/r = 2\pi r \rho V (1+a) (2a' \Omega r F) dr \quad (1b)$$

ここで aV と $a'\Omega r$ は図2に示されているように、それぞれディスク面での誘導速度の軸方向および周方向成分である。 a と a' はそれぞれ軸方向および周方向の干渉係数と呼ばれる。 F についてはc項で述べる。

b. 後流中の螺旋面モデルと誘導速度

プロペラ・ブレードから発生する渦面が初期の限られた変形を受けた後に、あたかも剛体の螺旋面であるかのように一定速度 v で後方に移動する場合にはプロペラの効率が最大になり、エネルギー損失が最小になることがBetz(文献4) p.254)によって示されている。そこで図1に示されているように螺旋角をディスク面の流入角 ϕ に等しく選んだ剛な螺旋面を考える。この螺旋面がプロペラに相対的に速度 $V+v$ で(静止座標系から見ると速度 v で)後方に移動するモデルを考える。螺旋面の移動に起因して、螺旋面に垂直な誘導速度 w_n が後流中に生じるものとする(文献4) p.255参照)。

$$w_n = v \cos \phi$$

その周方向成分は

$$w_t = v \sin \phi \cos \phi \quad (2)$$

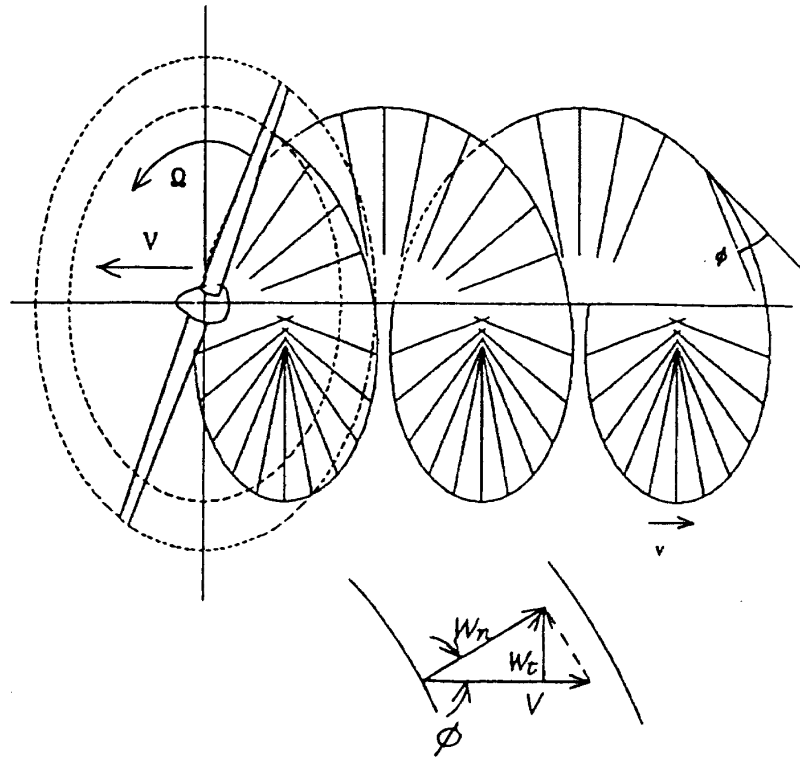


図1 プロペラと後流の渦螺旋面モデル

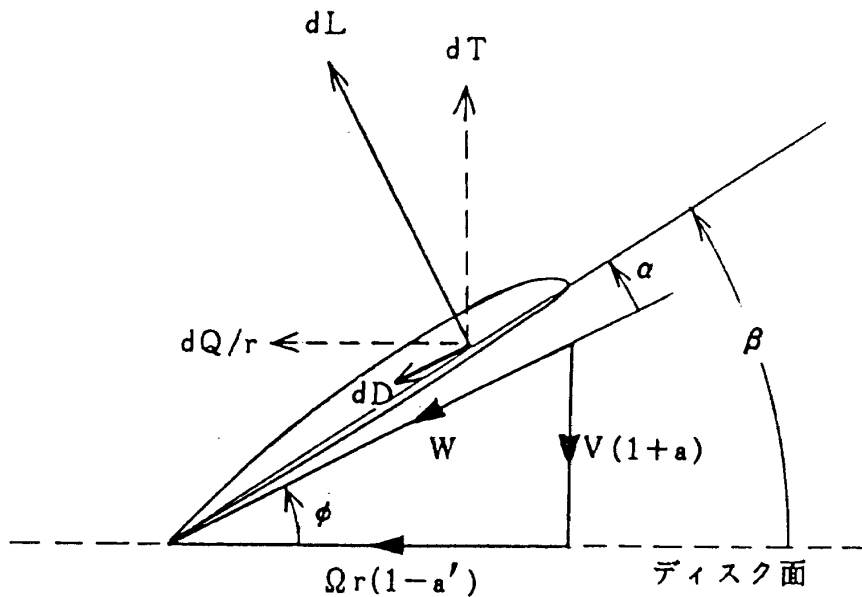


図2 ブレード翼素まわりの流れと力

螺旋角を ϕ に選んでいるのはそれなりに説明がしやすいという理由からに過ぎず、 w_n を前述のように設定するのも説明の便宜を考えてのことである。

c. Prandtl の速度減少係数

前述の螺旋面の移動に起因して後流中に生じる誘導速度 w_n は、プロペラの軸に近い部分では前述の値に近いが、螺旋面の端に近い部分では言わばこぼれるために減少すると見なければならぬ。

この減少分を見積もるために Prandtl によって速度減少係数 F が工夫された (文献4) p.261~p.263 参照)。

$$F = (2/\pi) \arctan(\sqrt{e^{2f} - 1}) \tag{3}$$

ここで

$$f = (R-r)B / (2R \sin \phi_t) \tag{4a}$$

ϕ_t はブレードの先端部での流入角である。ここでは、Adkins and Liebeck の考え方をわずかに離れ

て後述の(21)式を用いて計算する。

d. ブレードの循環と後流中の周方向速度の関係

低ディスク荷重の場合にはプロペラ後流の縮流を無視するならわしが行われている。プロペラ後流に含まれる渦度がブレードから放出される随伴渦面に起源しているのでB本のブレード上の半径rの位置の循環の総和と後流に設定した半径rの円筒のまわりの循環が等しくなる(文献4) p.255参照)。

$$B\Gamma = 2\pi r F w_t \quad (5)$$

Prandtlの速度減少係数Fは螺旋面の端すなわち半径Rの場所では0になるから、ブレード上の循環も先端で0になるようにモデル化されていることを付言しておく。

e. Kutta-Joukowskiの定理

1本のプロペラ・ブレードの半径rからr+drまでの部分に働く揚力dLと循環 Γ の関係は、ブレードに流入する合成速度をWとすると、

$$dL = \rho W \Gamma dr \quad (6)$$

f. ブレード断面の翼素に注目した揚力、抗力と推力、トルクの関係

1本のプロペラ・ブレードの半径rからr+drまでの部分に働く揚力dL、抗力dDとプロペラの半径rからr+drまでの部分に働く推力dT、トルクdQの関係は図2を参照すると

$$\begin{aligned} dT &= B(dL \cos \phi - dD \sin \phi) \\ &= B \cdot dL \cos \phi (1 - \epsilon \tan \phi) \end{aligned} \quad (7a)$$

$$\begin{aligned} dQ/r &= B(dL \sin \phi + dD \cos \phi) \\ &= B \cdot dL \sin \phi (1 + \epsilon/\tan \phi) \end{aligned} \quad (7b)$$

ここで翼素の抗力/揚力比を ϵ と書いている。

g. 誘導速度と合成速度の関係

ブレードに流入する合成速度Wは図2を参照すると次のように書ける。

$$W = V(1+a)/\sin \phi \quad (8a)$$

$$W = \Omega r(1-a')/\cos \phi \quad (8b)$$

$$W = \sqrt{V^2(1+a)^2 + \Omega^2 r^2(1-a')^2} \quad (8c)$$

(2) 空力データの設定

風洞試験データなどから得られる翼素断面の揚力係数と抗力係数を迎角とレイノルズ数の関数として設定する。すなわち形式的に

$$C_l = C_l(\alpha, R_e) \quad (9a)$$

$$C_d = C_d(\alpha, R_e) \quad (9b)$$

と書くことにする。

低レイノルズ数領域においては空力係数のレイノルズ数依存性が顕著であるから、局所レイノルズ数に適合した翼断面の空力係数を用いて計算を行うことがとくに重要になる。従って必要なレイノルズ数範囲をカバーする3~4種のレイノルズ数についての風洞試験データを準備する。これらのレイノルズ数の中間にあるレイノルズ数での空力係数を求めるには線形補間を行う。

なお、データには低レイノルズ数領域の風洞試験で避けることの難しい変動が含まれていることが普通である。計算の収束を確保する意味で原データの平滑化を行って使用する。原データの平滑化については付録Aにのべた。

(3) 循環分布、抗力/揚力比

1本のプロペラ・ブレードの半径rからr+drまでの部分に働く揚力dLを揚力係数を使って書くと

$$dL = (1/2) \rho W^2 C_l c \cdot dr \quad (10)$$

これを(6)式と比較して

$$W \cdot c = 2\Gamma/C_l$$

しかるに(2)式と(5)式から

$$\Gamma = 2\pi r F v \sin \phi \cos \phi / B$$

だから

$$W \cdot c = 4\pi r F v \sin \phi \cos \phi / (B C_l) \quad (11a)$$

翼断面の代表レイノルズ数は

$$\begin{aligned} R_e &= W \cdot c / \nu \\ &= 4\pi r F v \sin \phi \cos \phi / (\nu B C_l) \end{aligned} \quad (11b)$$

所定の迎角分布 α と(11b)式で定められるレイノルズ数の関数として揚力係数 C_l と抗力係数 C_d を空力データから求めることができ、(13a)~(14b)式に含まれる未定の抗力/揚力比 ϵ を決めることができる。

(4) 螺旋面モデルの移動速度と流入角

推力またはパワのうち一方が与えられている場合には、エネルギー損失の最小化条件を利用して巧妙に螺旋面モデルの移動速度を求めることができる。最初に推力係数とパワー係数を定義しておく。

$$T_c = 2T/\rho V^2 \pi R^2 \quad (12a)$$

$$P_c = 2P/\rho V^3 \pi R^2 \quad (12b)$$

ここで天下りの的であるが, Larrabee²⁾により導入されている次の量を用いる。

$$\begin{aligned} dl_1 &= 2B\Gamma Q_r(1-\varepsilon \tan \phi) dr / (vV\pi R^2) \\ &= 4(r/R)(Q_r/V) F \sin \phi \cos \phi \\ &\quad \times (1-\varepsilon \tan \phi) d(r/R) \end{aligned} \quad (13a)$$

$$\begin{aligned} dl_2 &= (a'V/v) dl_1 \\ &= (V/2Q_r) dl_1 \sin \phi \cos \phi \\ &\quad \times (1+\varepsilon/\tan \phi) \end{aligned} \quad (13b)$$

$$\begin{aligned} dJ_1 &= 2B\Gamma Q_r(1+\varepsilon/\tan \phi) dr / (vV\pi R^2) \\ &= 4(r/R)(Q_r/V) F \sin \phi \cos \phi \\ &\quad \times (1+\varepsilon/\tan \phi) d(r/R) \end{aligned} \quad (14a)$$

$$\begin{aligned} dJ_2 &= (aV/v) dJ_1 \\ &= (dJ_1/2) \cos^2 \phi (1-\varepsilon \tan \phi) \end{aligned} \quad (14b)$$

まず推力が与えられている場合を取り扱う。

(7a)式を(6)式と(8b)式を用いて順次変形すると

$$dT = \rho B\Gamma Q_r(1-\varepsilon \tan \phi)(1-a') dr$$

(13a)と(13b)を用いると

$$\begin{aligned} dT &= (\rho V^2 \pi R^2 / 2) \\ &\quad \times \{(v/V) dl_1 - (v/V)^2 dl_2\} \end{aligned} \quad (15)$$

エネルギー損失が最少化されたプロペラでは v/V が一定であるから, (15)式を翼根から翼端まで積分して得られる v/V に関する2次式

$$I_2 (v/V)^2 - I_1 (v/V) + T_c = 0$$

を解いて

$$\begin{aligned} v/V &= I_1 / 2I_2 \\ &\quad - \sqrt{(I_1 / 2I_2)^2 - (T_c / I_2)} \end{aligned} \quad (16)$$

他方パワが与えられている場合には(7b)式に Q_r を掛けて(6)式と(8a)式を用いて順次変形すると

$$dP = \rho VB\Gamma Q_r(1+a) \times (1+\varepsilon/\tan \phi) dr \quad (17)$$

(14a)と(14b)を用いると

$$\begin{aligned} dP &= (\rho V^3 \pi R^2 / 2) \\ &\quad \times \{(v/V) dJ_1 + (v/V)^2 dJ_2\} \end{aligned} \quad (18)$$

(18)を翼根から翼端まで積分して得られる v/V に関する2次式を解いて

$$\begin{aligned} v/V &= -J_1 / 2J_2 \\ &\quad + \sqrt{(J_1 / 2J_2)^2 + (P_c / J_2)} \end{aligned} \quad (19)$$

すなわち, 推力が与えられている場合には(16)式, パワが与えられている場合には(19)式によって螺旋面モデルの移動速度 v を計算することができる。

先に述べたように(2)式は便宜的に設定された関係である。これが他のより本質的な関係と整合するように v の値に対応して ϕ の値を決定することができれば Betz の条件に基づいてエネルギー損失が最小化されたプロペラの設計を行うことができる。(2)×(5)×(6)×(7a)×(8a)を整理すると

$$\begin{aligned} dT &= 2\pi r \rho V(1+a)vF \cos^2 \phi \\ &\quad \times (1-\varepsilon \tan \phi) dr \end{aligned}$$

これを(1a)式と比較すると

$$a = (v/2V) \cos^2 \phi (1-\varepsilon \tan \phi) \quad (20a)$$

同様の手順によって

$$a' = (v/2Q_r) \sin \phi \cos \phi (1+\varepsilon/\tan \phi) \quad (20b)$$

が得られる。しかるに図2から

$$\tan \phi = V(1+a) / \{Q_r(1-a')\} \quad (21)$$

(5) 推力またはパワとブレードの形状

パワが与えられている問題では(15)式を翼根から翼端まで積分して得られる

$$\begin{aligned} T &= (\rho V^2 \pi R^2 / 2) \\ &\quad \times \{(v/V) I_1 - (v/V)^2 I_2\} \end{aligned} \quad (22)$$

により推力が求められる。

推力が与えられている問題では(18)式を翼根から翼端まで積分して得られる

$$\begin{aligned} P &= (\rho V^3 \pi R^2 / 2) \\ &\quad \times \{(v/V) J_1 + (v/V)^2 J_2\} \end{aligned} \quad (23)$$

によりパワが求められる。

ブレードの形状は半径に沿った翼弦長 c の分布とブレード角 β の分布で規定できる。

(11a)式で得られる $W \cdot c$ を(8c)式で得られる W で割って翼弦長 c の分布を求める。

ブレード角は

$$\beta = \alpha + \phi \quad (24)$$

により求められる。

(6) 逐次近似による設計計算

所望の設計点でプロペラ・ブレードを設計するのに必要な考え方を(1)項から(5)項で全て述べた。これを実際に解くには逐次近似計算を行う。付録Bに記載した基本的なプログラム FEB100 の当該部分に即して計算の手順を述べる。[]の中の数字はプログラムのステイトメント番号を表している。なお, このプログラムでは簡潔を旨として翼根から翼端まで同一の翼型を用いているけれども

これを可変にするようにプログラムを修正するのは容易である。

空気密度 ρ 、動粘性係数 ν 、ブレードの枚数 B 、プロペラの翼端の半径 R 、プロペラの翼根の半径 R_r 、飛行速度 V 、毎秒回転数 n および翼素の設計有効迎角 α が指定され、迎角とレイノルズ数を独立変数とする揚力係数 C_l と抗力係数 C_d のデータが与えられている場合を想定する。推力 T またはパワ P に対応してエネルギー損失が最小になるようなプロペラを設計するのに必要な弦長 c とブレード角 β を計算する。

手順1 [80~100]

FX63-137 翼型の空力特性データを読み込む。なお、所望のレイノルズ数と迎角を指定した場合の揚力係数および抗力係数はこのデータからサブプログラム *SUBCL, *SUBCD を用いて1次補間により計算する。

手順2 [140~160]

プロペラの飛行高度に相応する ρ と ν を設定する。推力の設計値 T またはパワの設計値 P のいずれか一方を指定する。指定されないほうは仮に0とする。 B, R, R_r, V, n を指定する。

手順3 [170~180]

半径に沿って翼根 R_r から翼端 R までの等間隔に設置された $I+1$ 個の計算点 r を設定する。

手順4 [190~200]

各計算点で設計有効迎角 α を設定する。例示されたプログラムでは簡単化のために一定値に設定するようになっている。

手順5 [210~230]

初期値を次のように設定する。
螺旋面モデルの移動速度 $v=0$
翼端での流入角 $\tan \phi_1 = V/\Omega R$
一般の半径位置での流入角 $\tan \phi = V/\Omega r$
翼断面の抗力/揚力比 $\epsilon=0$

手順6 [240~250]

(12a) または (12b) 式を用いて推力係数 T_c またはパワ係数 P_c を計算する。

手順7 [280~300]

(3) 式を用いて速度減少関数 F を計算する。

手順8 [310~330]

(20a) 式を用いて軸方向干渉係数 a 、(20b) 式を用いて周方向干渉係数 a' をそれぞれ計算する。

手順9 [330~360]

(21) 式を用いて流入角の正接 $\tan \phi$ を計算する。(8c) 式を用いて W を計算する。

手順10 [370~490]

(13a), (13b) 式を用いて dI_1, dI_2 を計算する。(14a), (14b) 式を用いて dJ_1, dJ_2 を計算する。半径に沿って dI_1, dI_2, dJ_1, dJ_2 を積分して I_1, I_2, J_1, J_2 を求める。

手順11 [500~550]

螺旋面モデルの移動速度 v を (16) 式または (19) 式を用いて計算する。(22) 式を用いて T 、または (23) 式を用いて P を計算する。

手順12 [560~640]

(11b) 式によって R_e を求める。 α と R_e に対応する C_l, C_d を求める。 R_e が収束するまで繰り返す。

手順13 [650~720]

ϵ を求める。(11a) ÷ (8c) で c を求める。 $\tan \phi$ から ϕ を求める。(24) 式によりブレード角 β を求める。 v が収束するまで手順7~手順13を繰り返す。

3. 性能計算法

2節で述べた手順によって設計されたプロペラを任意の作動条件で運用する場合に発生する推力と駆動に必要なパワおよびプロペラ効率を求める方法について述べる。

飛行速度、飛行高度に応じた空気密度と動粘性係数があらかじめ与えられているものとする。プロペラの毎秒回転数 n とピッチ角 θ (ピッチ変更機構を用いるなどの方法によって設定され、ブレード角に一律に加減する角度) を指定して推力 T 、駆動パワ P およびプロペラ効率 η を求める問題を性能計算と呼ぶことにする。

(1) 軸方向および周方向の干渉係数

2節では Betz の条件に基づいて設計点においてエネルギー損失が最小化するようにプロペラを設計する方法について述べた。このようにして設計されたプロペラといえども、設計点以外では Betz の条件が成立せず、(20a)式と(20b)式の右辺にあらわれる v はもはや定数ではなくなるはずである。そこで、displacement velocity v を陽に扱うのは避けて、両式とは異なる方法で a と a' を計算する。軸方向の運動量方程式(1a)式と翼素に注目した揚力、抗力と推力の関係式(7a)式から dT を消去し、(10)式と(8a)式を使って変形すると

$$\begin{aligned} a/(1+a) &= (Bc/2\pi r) \\ &\times C_l \cos \phi (1 - \epsilon \tan \phi) / \{4F \sin^2 \phi\} \end{aligned} \quad (25a)$$

周方向の運動量方程式(1b)式と翼素に注目した揚力、抗力と推力の関係式(7b)式から dQ/r を消去し、(10)式、(8a)式および(8b)式を使って変形すると

$$\begin{aligned} a'/(1-a') &= (Bc/2\pi r) \\ &\times C_l \sin \phi (1 + \epsilon/\tan \phi) / \{4F \sin \phi \cos \phi\} \end{aligned} \quad (25b)$$

翼端では F が 0 に漸近するので一見 a と a' が発散するかのごとく見えるが、(11a)式を参照すると c/F が有限の値になることが分かり問題は生じない。この方法は文献4)に起源している。 a と a' が求まると(1a)、(1b)式から推力、トルク、パワーおよびプロペラ効率などを求めるのに必要な式を導くことができる。

(2) 逐次近似による性能計算

性能計算プログラムは形状設計プログラムに引き続いて書かれており、形状設計プログラムで得られたプロペラの形状に関するデータと翼断面の空力特性データを共用するようになっている。

手順1 [790~840]

空気密度 ρ 、動粘性係数 ν 、飛行速度 V 、回転数 n およびピッチ角 θ を設定する。

手順2 [850~860]

軸方向、周方向の干渉係数の初期値を $a = 0$ 、 $a' = 0$ と設定する。 $\tan \phi_t$ の初期値を設定する。

手順3 [880~940]

(21)式により $\tan \phi$ を求める。 ϕ を計算する。(8c)式により W を求める。有効迎角 α を求める。

$$\alpha = \beta + \theta - \phi$$

手順4 [950~970]

(3)式を用いて速度減少係数 F を計算する。

手順5 [970~990]

(11b)式を用いてレイノルズ数を求める。揚力係数 C_l 、抗力係数 C_d を求め、 ϵ を計算する。

手順6 [1000~1100]

(25a)式により a 、(25b)式により a' を求める。 a と a' が収束するまで手順3から手順6を4回繰り返す。

手順7 [1110~1230]

(1a)式を積分して推力を求める。(1b)式を積分してパワーを求める。効率 η を求める。

4. 高高度無人機用プロペラの空力設計

マイクロ波をエネルギー源として成層圏を飛行する無人機に使用するプロペラを設計する。マイクロ波を動力とする機体では、機体に供給される単位時間当たりのエネルギー量はある一定の上限値におおむね保たれる。ただし、機体の姿勢変動によってレクテナの変換効率が低下するとか、不規則な運動によって一時的に機体がマイクロ波ビームから逸脱するなどの理由でときに供給パワーは欠損を生じ、図3に示したようなパターンで変動するものと想像される。機体内部に多量のエネルギーを蓄えることは蓄電池重量の増大を招き不利であるから、供給されたパワーをなるべくその都度使ってしまい、エネルギー備蓄はときおり発生する供給欠損に備える程度とするように動力システムを設計するのが望ましい。従ってプロペラの駆動に使用するパワーを一定と想定してプロペラ設計を試みる。

飛行は長期間連続して無人で行われ、この間メンテナンスを行うことは蓄しく困難であるから、故障発生の確率を極小化できるように機構の簡単

エネルギー取得レベル

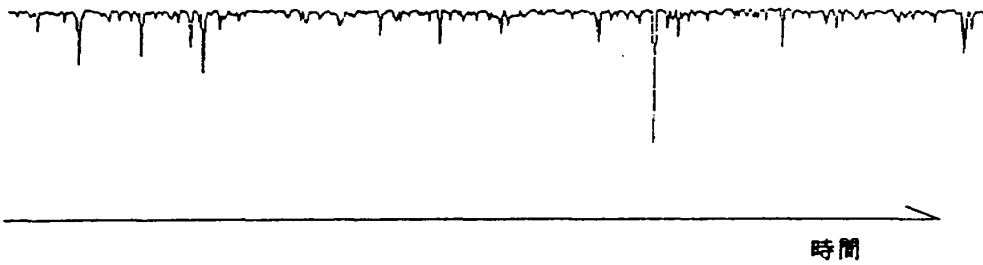


図3 マイクロ波により供給されるエネルギー

な固定ピッチプロペラを想定する。文献11)で検討した機体仕様を参考にして設計条件の一例を表1のように定める。

(1) 翼型の選定

概略の検討を行ってみるとブレードの翼弦長に着目した代表的なレイノルズ数が $1 \sim 2 \times 10^5$ になることが分かる。このような低いレイノルズ数領域においても良好な揚/抗力特性が得られる翼型を選定できるかどうかが高効率のプロペラ実現の死命を制すると考えられる。しかし、このレイノルズ数域は通常の航空機で経験されるレイノルズ数域からあまりにもかけ離れているために、信頼するに足る翼型の空力特性データが少ない。文献12)には風車に用いる翼型を選定する目的で7種の翼型について低レイノルズ数領域の風洞試験を行った結果が報告されている。大部分の翼型はレイノルズ数が $1 \sim 6 \times 10^5$ の領域で空力特性のレイノルズ数依存性が著しく、レイノルズ数の低下に伴って急激に揚/抗力特性が劣化することが分かる。その中においてNACA4415翼は比較的良好な特性を維持し、FX63-137翼は最も優れた特性を維持している。また、文献13)にはFX63-137翼がレイノルズ数 3×10^5 まで良好な揚/抗力特性を維持することが示されている。文献6)にはNACA4418翼について風洞試験を行った結果、レイノルズ数 1.2×10^5 以上では良好な揚/抗力特性が維持されることが報告されている。文献7), 8)および9)にはNACA4418翼を用いて設計された風車が良好な性能を示したことが報告されている。文献14)に示されている方法にしたがってNACA4416に相当する翼型を描いてみるとその上面の形状は

表1 高高度無人機用プロペラの設計条件

飛行高度	$H = 20 \text{ km}$
空気密度	$\rho = 8.891 \times 10^{-2} \text{ kg/m}^3$
動粘性係数	$\nu = 1.5989 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s}$
飛行速度	$V = 56 \text{ m/s}$
駆動パワー	$P = 9 \text{ kW}$

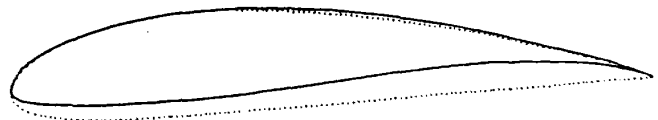


図4 翼型の比較

実線：FX63-137

点線：NACA 4416

図4に示したようにFX63-137翼とよく似ている。これらの事実からFX63-137翼を採用してプロペラを設計しても良好な結果が得られるものと期待した。

設計計算で用いられる迎角の範囲は限られたものであるけれども性能計算では相当に広い迎角範囲を必要とする。このうちでFX63-137翼型については低レイノルズ数領域の風洞試験^{12,15-19)}が比較的多く行われている。これらの試験結果相互の整合性はおおむね良好と言ってよい。中でも文献15)に報告されている試験結果は

- ① 翼型の実測寸度が添付されていることから信頼度が高いと考えられる。
- ② ちょうど眺え向きのレイノルズ数 ($R_e = 0.6, 1.0, 1.3$ および 2.6×10^5) で試験が行われている。
- ③ 性能計算に必要な広い迎角範囲 ($-20^\circ \sim 25^\circ$)

をカバーしている。

④ 測定が迎角 1° きざみで行われている。

⑤ グラフに加え数表の形で提示されている。点で非常に都合が良い。このデータを基礎としてプロペラの形状設計および性能計算を行う。ただし、データには低レイノルズ数領域の風洞試験結果で避けることの難しい変動が含まれているので、計算の収束を確保する意味で原データの平滑化を行って使用する。

付録Aの図A1a~dには揚力係数 vs 迎角曲線、図A2a~dには抗力係数 vs 迎角曲線について、原データ（実線）と平滑化後のデータ（破線）を比較してある。上述の4種のレイノルズ数の中間のレイノルズ数での空力係数を求めるには線形補間を行う。

実際のプロペラ設計では空力特性の向上とプロペラの強度、剛性、振動特性および重量の最適化を図る目的から翼根部には厚翼を採用し、翼端部に向って翼厚比を減らすのが普通である。このような総合的な設計法は今後の課題とし、ここではとりあえず理論と実験の適合を鮮明に把握することに主眼を置いて翼根から翼端まで一貫してFX63-137翼型を採用してプロペラを設計することにした。

(2) 形状設計プログラムの利用

駆動パワーを $P=9\text{kW}$ と指定しているので、設計者の選択に委ねられるパラメタはプロペラの翼端部半径 R 、翼根部半径 R_r 、ブレード枚数 B 、毎秒回転数 n 、設計迎角 α の分布である。2節で述べた形状設計プログラムを用いて最適と考えられるプロペラの設計パラメタの選択を行う。このうち翼根部半径は翼端部半径の20%以下ならばほとんど結果に影響を与えないので $R_r/R=0.2$ のケースだけを取り扱う。それにしても残りのパラメタが4種にもなるので、 B はレイノルズ数の低下を避ける配慮の下に常識的な2とした。

マイクロ波動力航空機の場合にはエネルギーの取得に大きな面積のレクテナを用いている。このため、プロペラの効率が低下するときに機体を成立させるのに必要な重量はかなり甚だしく増大¹¹⁾する。これは航続距離の長い航空機の場合に燃料

消費率が重視されるのと同じ意味合いである。したがって「効率」はプロペラ設計の非常に重要な指標である。駆動パワーを一定値 9kW に保ち、3つのパラメタ R 、 n および α を変化させるときに、形状設計プログラムを利用してプロペラ効率が増加する様子を調べる。図5は半径 R を横軸にとり、これに対応して縦軸にとったプロペラ効率が増加する様子を示したものである。回転数 n を9、10および11Hzの3種選び、それぞれの回転数において設計迎角を変化させてある。 $\alpha=0^\circ$ を実線、 $\alpha=2^\circ$ を破線、 $\alpha=4^\circ$ を点線で示してある。この図で極めて特徴的で重要なことはプロペラの半径をわずか 1.4m から 2.4m という狭い範囲で変化させると効率が極大になる点が顕著に現れるということである。その理由はパワーが指定されているときに回転数一定で半径を増すと翼弦長が減少し、翼端の速度が増加しているにも拘らずレイノルズ数が低下し、空力特性が顕著に劣化するからである。この点は通常のプロペラでよく知られているソリディティの減少に伴って効率が向上する傾向とは異なっているので、後にさらに検討を加える。

図5のうち設計迎角が同一である場合についてみると、回転数の減少に伴って効率の最大値が増加し、効率が最大になる半径も増加している。駆動パワー一定の条件下で効率を改善するためには半径の大きいプロペラをゆっくりと回すことが必要である。これはプロペラ設計で良く知られている傾向と定性的には一致している。しかし、効率を1%弱(85%→86%)改善するのに半径を10%強(1.8m → 2m)増加しなければならない。プロペラの重量を節減し、強度と剛性を確保するには半径が小さいほうがずっと好ましいからいたずらに効率だけを追及するのも賢明とはいえない。

次に回転数が一定の場合について設計迎角の変化に伴う効率の変化をみると、これは意外に僅かであり、そのあらわれ方も半径によってまちまちである。効率が最大になる半径の付近では、設計迎角を 0° から 2° に増すと僅かに効率が改善されるけれども、さらに 4° に増すと効率は低下する。図A1と図A2を比較して知られる同一レイノルズ

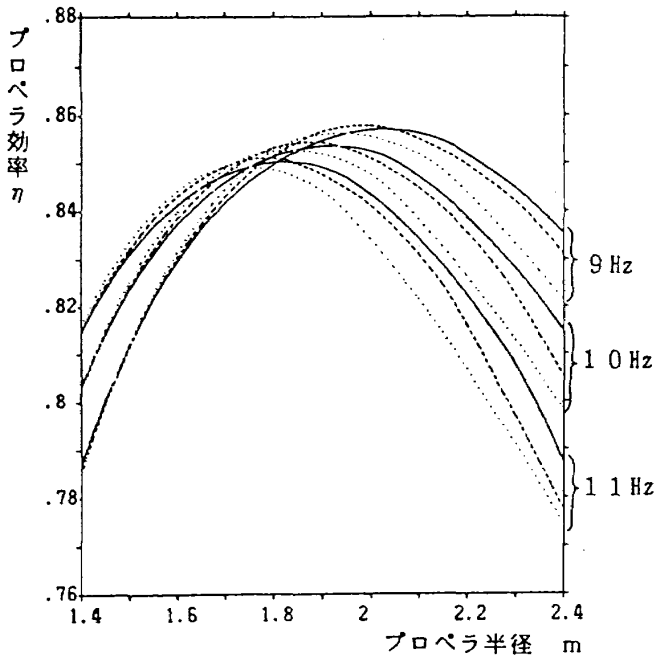


図5 設計諸元にもなうプロペラ効率の変化
 実線：有効迎角 0°
 破線：有効迎角 2°
 点線：有効迎角 4°
 高度20km, 速度56m/s, 駆動パワ 9kW
 有効迎角 0° ブレード 2枚
 回転数は 9, 10, 11Hz

数での迎角の増加に伴う揚抗比の改善(例えば $R_e = 1.3 \times 10^5$ では $\alpha = 0^\circ$ で26から $\alpha = 4^\circ$ で36, $R_e = 2.6 \times 10^5$ では $\alpha = 0^\circ$ で48から $\alpha = 4^\circ$ で71)が素直に反映されているようには見受けられない。この理由は(11b)式から知られるように設計迎角すなわち設計揚力係数 C_l の増加にもなうレイノルズ数が減少して、図A2に示されているように抗力係数が増加し翼断面の空力特性の改善が阻害されるからである。設計点外作動条件での迎角の増加に伴う性能低下と失速余裕の減少という危険を冒してまで設計迎角を高めに設定する利点はないと思われる。

設計迎角と半径の選定はプロペラが装備される機体全体の性能最適化と運用を勘案して行わなければならない設計者を悩ませる問題であるけれども、図5のような有力な計算結果を利用できることは設計点選択を最適化する上で大いに役立つ。

(3) 半径を変えた場合の効率の変化

駆動パワの値を指定した設計で、プロペラの半径を変化させると効率が極大になる点が現れる事

情についてもう少し検討を行い、結果を図6に示した。

半径の増加に伴って効率が向上する傾向は極めて簡単な軸方向運動量理論によっても予測されるものである。すなわち、文献4) p.182~p.183によれば駆動パワ P と効率 η は

$$P = (1/2) \rho \pi R^2 V (1+a) \{ (V+2Va)^2 - V^2 \} \tag{26a}$$

$$\eta = TV/P = 1/(1+a) \tag{26b}$$

(26a), (26b) を解いて得られる a を (26b) 式に代入すれば半径の変化にもなう効率の変化を求めることができる。 $\rho = 0.08891 \text{ kg/m}^3$, $V = 56 \text{ m/s}$, $P = 9 \text{ kW}$ の場合について計算した結果を図6の最上部の点線で示してある。よく知られている通り半径の増加につれてディスク荷重と干渉係数が減少し効率が向上する。

次に示されている5本の実線は抗力 / 揚力比 ϵ を勝手な値に固定して形状設計プログラムを用いて仮想的な計算を行った結果である。 $B = 2$, $\alpha = 0^\circ$, $n = 10 \text{ Hz}$, $R_r/R = 0.2$ としている。 ϵ が増加して翼断面の空力特性が劣化するにつれてプロペラ効率が低下する。高いプロペラ効率を実現するためには抗力 / 揚力比の小さい優れた翼型を採用することが重要である。 $\epsilon = 0$ の場合でも極めて簡単な軸方向運動量理論の結果よりはプロペラ効率が低くなる。この理由は旋回流の発生と, Prandtl の速度減少係数の効果が入っているためである。半径の増加にもなう効率が向上する傾向は干渉係数が減少し, 旋回流も弱まることに起因するものである。

図6の下部の点線は形状設計プログラムを用いて局所的なレイノルズ数の変化を反映し, 翼型の空力データに基づいた適切な ϵ を用いて計算を行った結果である。駆動パワを一定とするプロペラ設計では半径を増すにつれて翼弦長が減少する。低レイノルズ数領域においてはレイノルズ数の減少によって翼断面の抗力 / 揚力比が増大するために, プロペラ半径を増してディスク荷重を減少させても, それ相応の効率向上が達成されない。それどころか, 半径がある値を越えるとかえって効率が低下するという破滅的状态に陥る。よって十

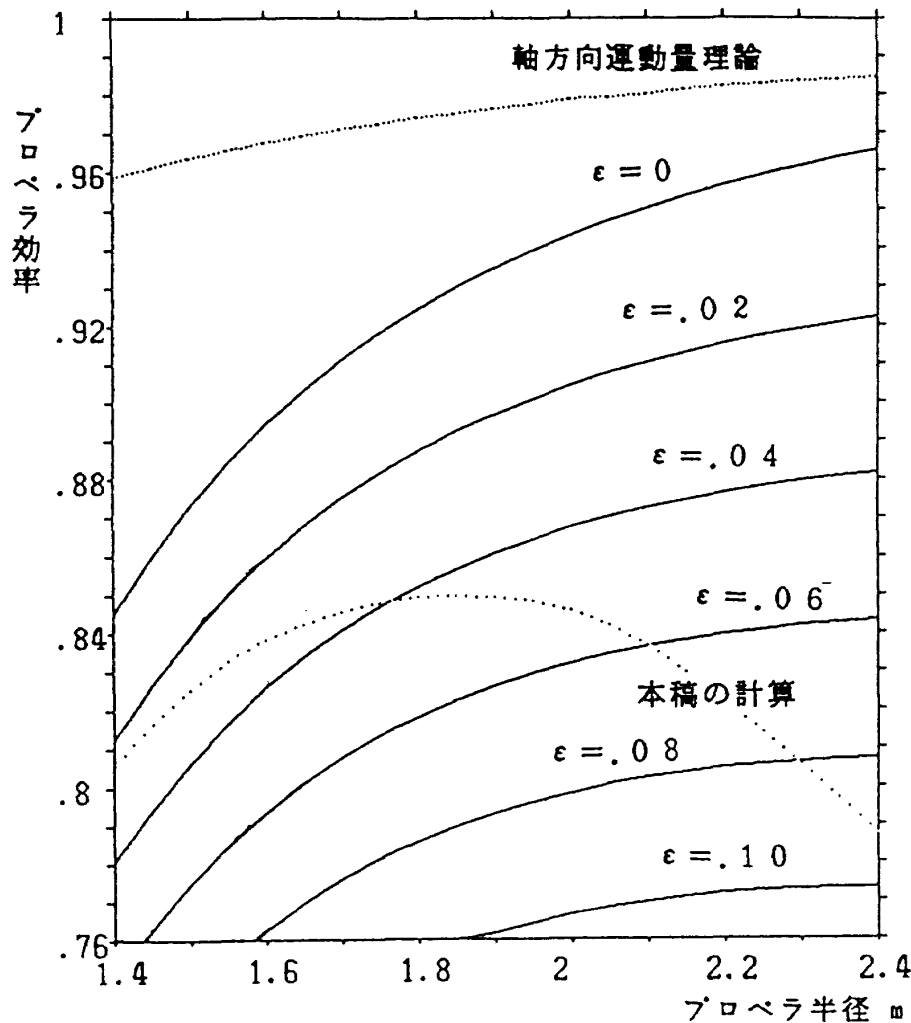


図6 半径ともなうプロペラ効率の変化
 高度20km, 速度56m/s, 駆動パワ 9kW
 有効迎角0°, 回転数10Hz, ブレード2枚

分にパラメトリック・スタディを行った上で設計仕様を固める必要がある。

(4) 実際的な配慮

効率の極大値とそれを実現する半径の値は回転数と設計迎角に応じて変わっている。設計迎角は大気の擾乱および設計点外作動に対する余裕を考慮して選定しなければならない。大きめのプロペラを緩やかに回転させることによって若干は効率を高め、より大きな推力を発生することができる。

2次元翼風洞試験により得られた翼型の空力データに基づいて、プロペラ設計を行っても、予定通りの性能が得られない危険はなお残っている。複雑なねじりと翼弦長分布をもったプロペラ・ブレードを製作するのは、一様な断面を持つ風洞試験用の翼模型を製作するよりはるかに難しい。こ

のため、プロペラ・ブレードの形状と寸法に関する精度の低下の発生が大いに懸念される。プロペラ・ブレードの形状と寸法を翼断面に関する2次元的なものとねじりおよび翼弦長分布に関する3次元的なものに区分して議論する。

プロペラ・ブレードで翼断面の形状と寸法に関する精度は2次元翼模型の場合より一般に劣ると思われる。また、2次元翼風洞試験で使用される翼の翼弦長と比較してプロペラ・ブレードの翼断面の翼弦長が小さい場合には翼断面の製作精度の確保はさらに困難になる。したがって同一のレイノルズ数で作動する場合にも、翼断面の形状と寸法に関する精度の低下に伴う空力性能の低下が重畳される危険がある。

ねじりおよび翼弦長分布に関する3次元的なも

のについては、製作後に寸法検査をすることがなかなか難しい。風洞試験用翼模型について通常行われるように定盤上においてマイクロ・メーターで測るような方法では自重による撓みの影響を除

去することが困難である。実際的には入念に製作するように条件を整え、製作者の熟練にひたすら期待することになる。作動中のプロペラでは力学および空気力学的な変形も生じるから設計時にあらかじめ配慮する必要がある。

表2 高高度無人用プロペラ・ブレードの形状

半径位置 m	翼弦長 m	ブレード角 rad
0.34	0.203	1.235
0.408	0.232	1.174
0.476	0.256	1.117
0.544	0.277	1.062
0.612	0.292	1.010
0.680	0.307	0.962
0.748	0.326	0.916
0.816	0.340	0.874
0.884	0.347	0.834
0.952	0.350	0.797
1.020	0.348	0.763
1.088	0.341	0.731
1.156	0.331	0.701
1.224	0.317	0.673
1.292	0.299	0.646
1.360	0.278	0.622
1.428	0.252	0.599
1.496	0.222	0.577
1.564	0.184	0.557
1.632	0.149	0.538
1.700	0	→0.521

(5) 設計例

表1に示した条件を満たすプロペラの設計例について述べる。プロペラの重量を節減し強度と剛性を確保することを重視して半径をかなり控え目の $R=1.7\text{m}$ 、回転数 $n=10\text{Hz}$ として、大気の擾乱および設計点外作動に対する迎角余裕を十分にとれるように設計迎角を $\alpha=0^\circ$ に設定した。この場合図5から読み取ることができる通り効率は84.5%を僅かに上回り、飛行高度20km、飛行速度56m/s、駆動パワ $P=9\text{kW}$ において推力 $T=135\text{N}$ 以上が得られると期待される。

形状設計プログラムによって求められた翼弦長とブレード角の分布を表2に示し、図7にプロペラ・ブレードの形状の概略を示した。

5. 風洞試験

(1) 風洞試験用プロペラ

4節の解析の示すところによれば、高高度無人機のプロペラでは、駆動パワー一定の条件の下で半径を狭い範囲で変えるだけで効率が顕著な極大値を示し、効率の値は設計迎角に応じて微妙に変化する。この理由は低レイノルズ数域では翼型の空力特性がレイノルズ数によって変わる程度が甚だ

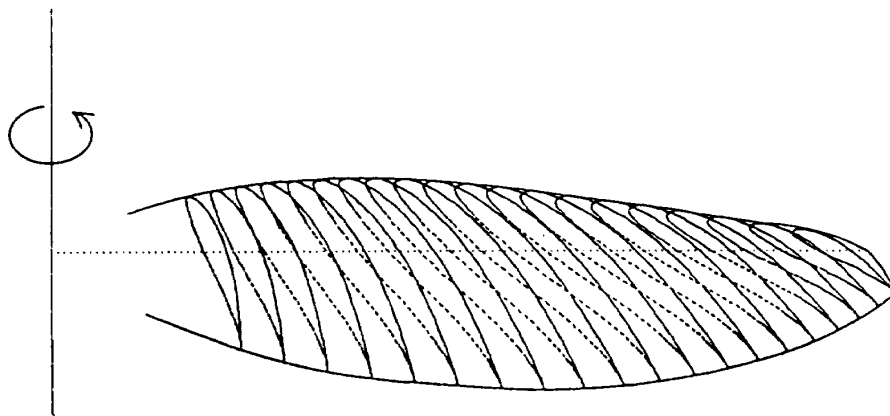


図7 高高度無人機用プロペラ・ブレードの形状
高度20km、速度56m/s、駆動パワ 9kW
有効迎角0、回転数10Hz、ブレード2枚

しいからであると推論された。この推論が正しいものとすれば、2節で述べた形状設計プログラムを活用しなければ高効率のプロペラ設計は至難のわざということになる。これに関連して、風洞試験によって形状設計プログラムを検証しておくことが重要になる。

地上付近の動粘性係数は高度20kmのその約9%に過ぎないから、高高度無人機用のプロペラと比べるとかなり小さい模型を用いても、同程度のレイノルズ数で風洞試験を行うことができる。表2および図7に示した高高度無人機用のプロペラと同じFX63-137翼型を採用し、設計点での前進率および設計迎角が等しく、半径に沿うレイノルズ数の分布がほぼ同等なプロペラを製作して風洞試験を行い、低レイノルズ数域でのプロペラ設計理論の有効性を検証する。

プロペラ駆動には航空宇宙技術研究所所有の風車試験装置⁸⁾を転用した。風車試験装置に組み込まれている推力検出器のレンジは±392N(±40kgf)、トルク検出器のレンジは±98Nm(±10kgf・m)である。電動機の最大定格出力は1.5kWであるから駆動損失に対する余裕をみて設計駆動パワーを1.2kWとした。風車試験装置の回転数許容範囲内で駆動され、推力とトルクの測定精度が試験装置の仕様にまずまず適合して計測を行えるような風洞試験用プロペラが必要である。形状設計プログラムを用い、半径Rと回転数nをパラメトリックに変えて推力およびトルクが計測に適した値になる組み合わせを探索した。得られた設計結果は図8に示されているようにソリディティが非常に小さいものになった。風洞試験用プロペラ・ブレードは2024アルミ合金材の角柱から削り出しで製作した。重量は1本あたり1.18kgでできあがった。遠心力によるねじれ変形を最小化する観点からブレード断面の図心を半径方向に辿る線が直線になるようにした。

翼根のブロックの滑らかな平行面に垂直に穿ったボルト穴に正確なはめ合いの高張力ボルトを通してブレードを風車試験装置のハブ部のフォークに結合する。ハブ部のフォークは0°~90°の範囲の任意の角度でブレードを取付られるようになっ

ている。フォークの角度はバーニアにより0.2°まで読み取ることができ、感知できるような設定のガタは無かった。図8に示したブレードではフォークの角度を35°とすることによって設計条件に相当するピッチ角0°になる。

諸元を4節(5)項で述べた高高度無人機用プロペラと比較して表3に示してある。ソリディティが小さいので設計点での効率の計算上の値はかなり向上している。前進率が実機と適合する試験風速は21.2m/sになり、航空宇宙技術研究所の大型低速風洞での試験に好都合である。

図9aおよび図9bには横軸に無次元化された半径をとって、翼弦長chord, 循環 Γ , 翼弦長基準のレイノルズ数 Re_c , 合成流速 W , 流入角 ϕ , Prandtlの速度減少係数 F , 干渉係数 a および a' の半径に沿う分布を示してある。図9aは高高度無人機用のプロペラに関するもので、図9bは風洞試験用プロペラに関するものである。両図を比較すると翼弦長基準のレイノルズ数, 流入角およびPrandtlの速度減少関数の分布は非常に良く合っていることが分かる。設計迎角 α を0°に選んでいるからブレード角 β の分布も流入角 ϕ と同等である。干渉係数は実機用プロペラの方が大きいけれども、両者ともに軽負荷プロペラの範囲にあるから風洞試験用プロペラで確認される理論計算と試験結果の対応関係は実機用プロペラの場合の対応関係を良く反映するものになると考えられる。

安全確保のために

- ① 電動機の起動トルクに伴ってブレードに作用する曲げモーメント
- ② プロペラに働く空気力に伴ってブレードに作用する曲げモーメント
- ③ 最大回転数での遠心力

に着目してブレードの強度計算を行い、いずれの項目についても十分な余裕があることを確認した。空力弾性に関連する事項については、試験中常時ブレード翼根部の振動歪みをモニタすることとした。

(2) 風洞および風車試験装置

航空宇宙技術研究所の大型低速風洞内に設置した風車試験装置を使用してプロペラの風洞試験を

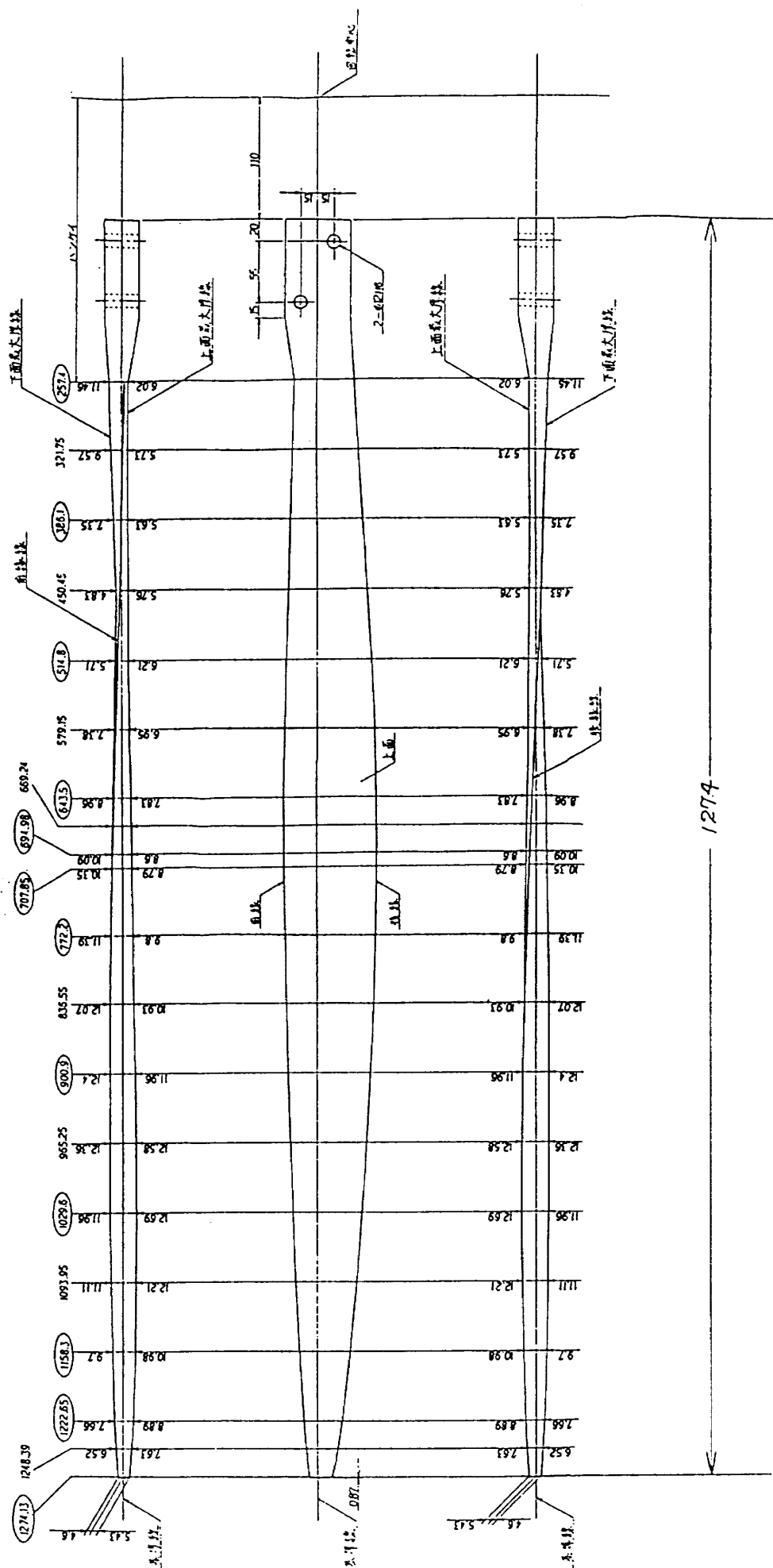


図8 風洞試験用プロペラ
 高度0km, 速度21.2m/s, 駆動パワ1.2kW
 有効迎角0°, 回転数5Hz, ブレード2枚

表3 プロペラの設計諸元の比較

	高高度無人機用 プロペラ	風洞試験用 プロペラ
ブレードの枚数	2枚	2枚
半径	1.7m	1.274m
翼根部 R_r/R	0.2	0.2
設計点の迎角	0度	0度
設計点の前進率	1.647	1.647
設計点の回転数	10Hz	5Hz
設計点の前進速度	56m/s	21.2m/s
設計点の効率(計算値)	84.6%	89.6%
翼型	共に FX63-137	

*設計計算では1.287mになるが、翼端が鋭利なナイフ形状になるので危険を避けるために1%削り落とした。

行った。プロペラ軸は風洞床面から高さ3.4mの左右対称面内に気流方向に設置した。測定部断面は高さ6.5m、幅5.5m、四隅を斜めに切った8角形で、断面積は33.75m²である。図10にはプロペラを風洞に設置した状況を示してある。文献2)のp.296~p.299に記載の方法に従って風洞試験で測定される風速を自由大気中を飛行するプロペラの速度に換算することにより風洞干渉効果の補正を行った。風洞の気流動圧、気流温度、基準風速、基準静圧は付帯する標準設備によって測定され、CRTに表示されるようになっている。

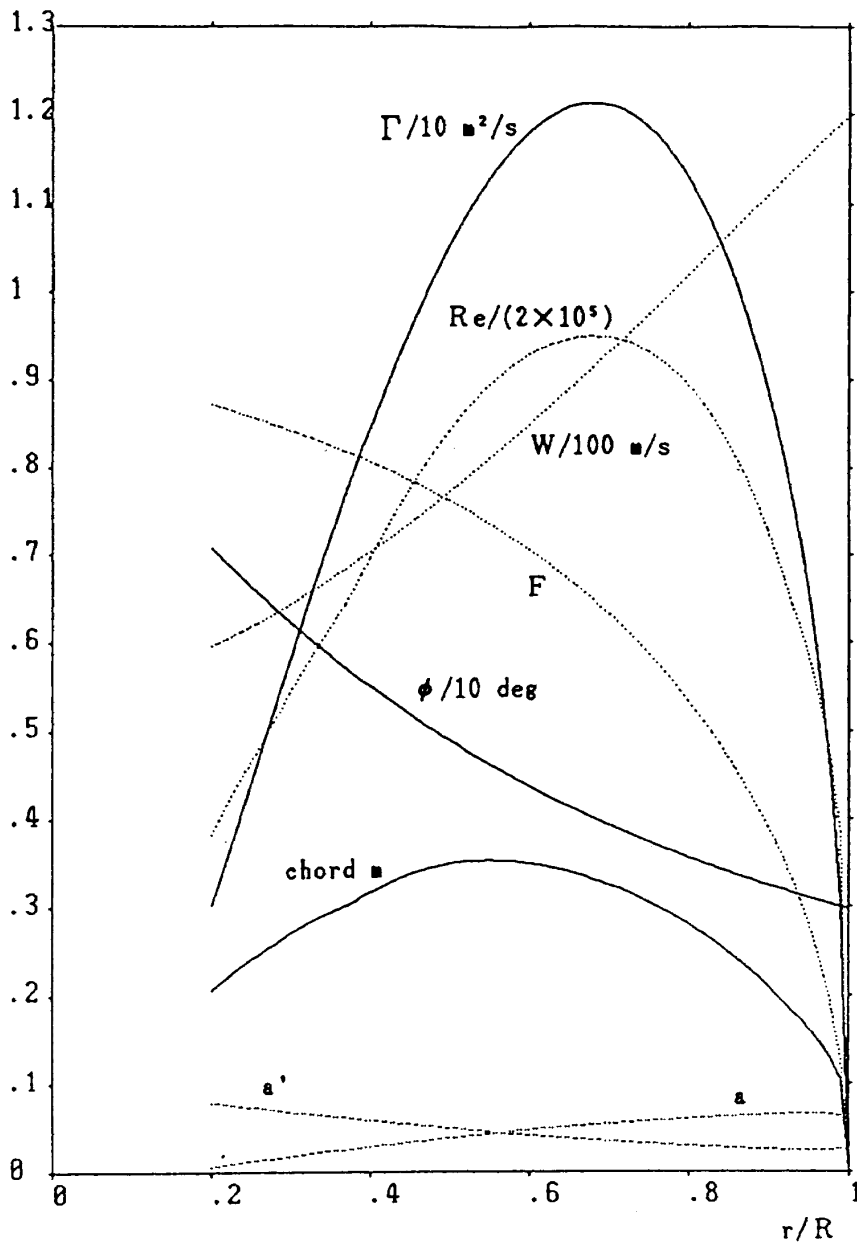


図9a 空気力学的諸量の半径にそう分布
 (高高度無人機用プロペラ設計点)
 高度20km, 速度56m/s, 駆動パワ9kW
 有効迎角0°, 回転数10Hz, ブレード2枚

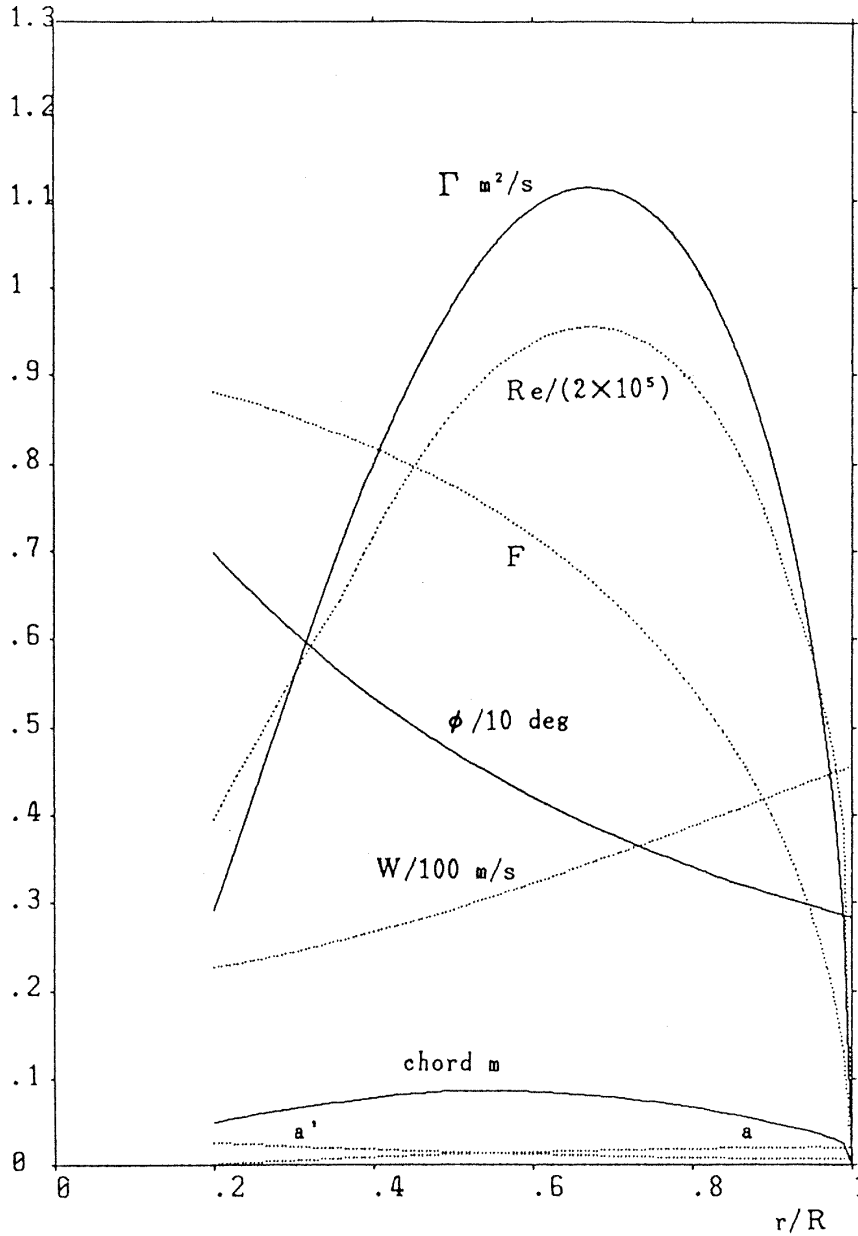


図9b 空気力学的諸量の半径にそう分布
 (風洞試験用プロペラ設計点)
 高度0km, 速度21.2m/s, 駆動パワ1.2kW
 有効迎角0°, 回転数5Hz, ブレード2枚

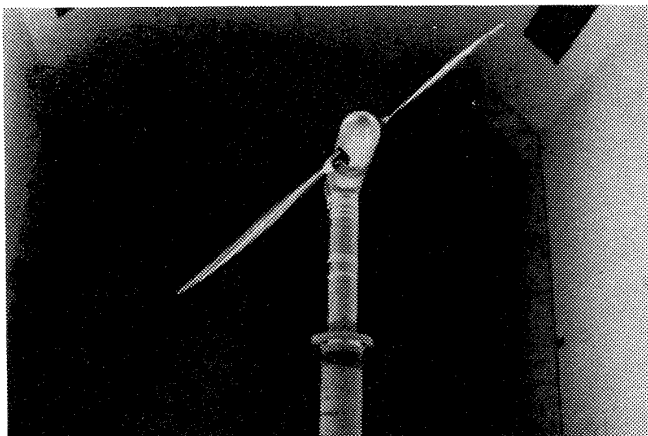


図10 大型低速風洞内に設置されたプロペラ

試験に用いた装置と計測機器の概要を図11に示す。風車試験装置の直流発電機を直流電動機としてプロペラ駆動に使用した。電動機の界磁の励磁(60V, 0.1A以下)と回転子への給電(236V, 8.1A以下)に各1台の直流電源を用いた。電動機の最大定格出力は毎秒回転数30Hzにおいて1.5kWであり, 減速比1/2.5のスパーク・ギアと減速比1/2のベベル・ギアを介してプロペラ駆動軸に連結されている。

風車試験装置に組み込まれている5分力検出器

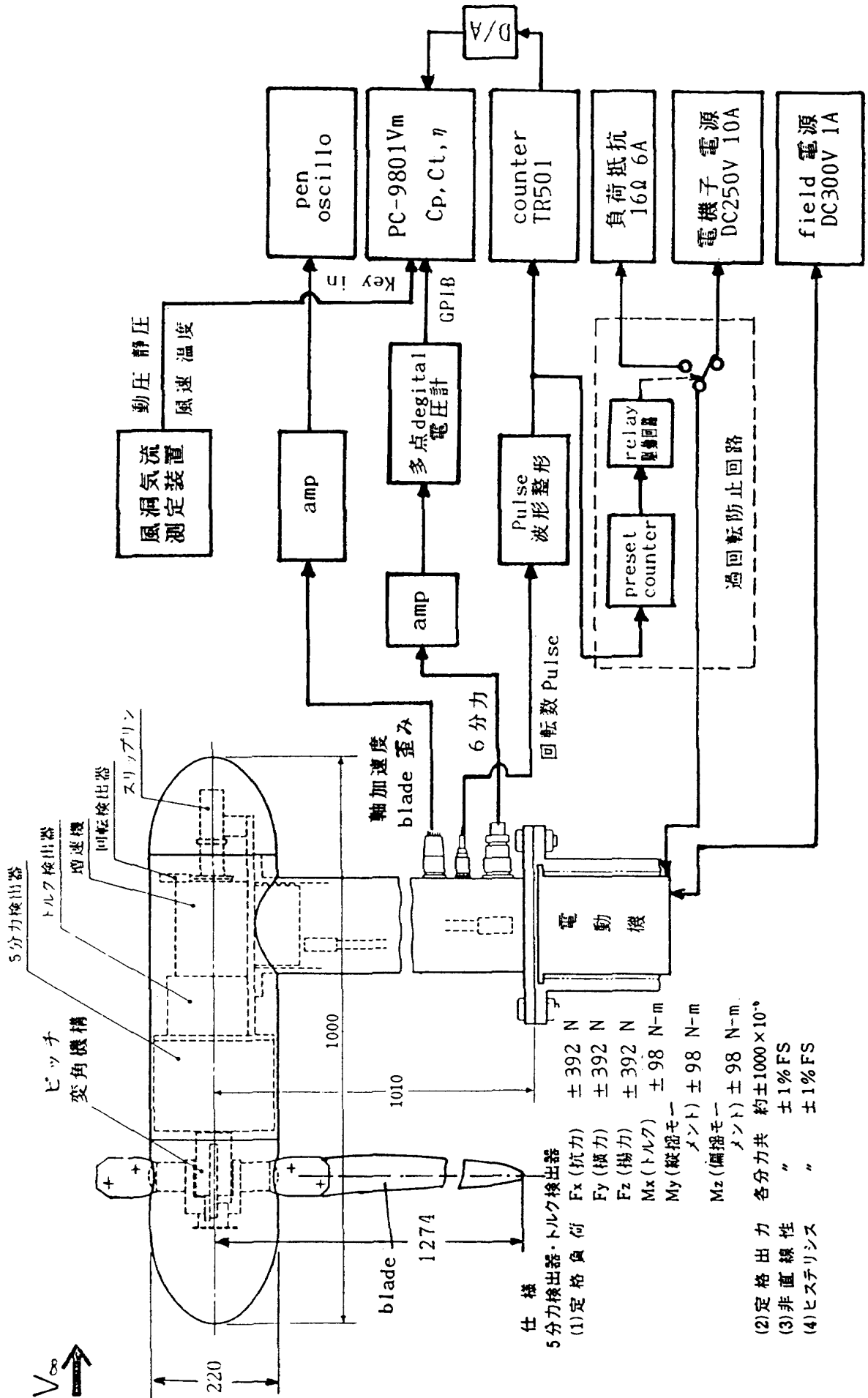


図11 風車天秤と計測装置系統図

およびトルク検出器の出力信号を増幅し、A/D変換後 GPIBにより PC9801-Vm パーソナル・コンピュータに取り込んだ。試験前後に静的荷重校正を行った。ブレードを取り付けるハブの空気抵抗に起因するパワ係数の増加は無視できることを計算により確認した。

回転数検出器の出力パルスをパルス・カウンタに表示し電動機回転子への給電用直流電源を手動で操作してプロペラの回転数を制御した。回転数検出器は1回転あたり100パルスを電磁型検出器で発生するのでパルス・カウンタの表示は毎秒の回転数の100倍になっている。パルス・カウンタの表示が正しいことは事前にストロボ・スコープを使って確認した。回転数の制御には5秒程度の遅れが見られたけれども、直流電源の最大定格以下の使用範囲では慎重な操作によって回転数を0.01Hzの精度まで設定できた。

安全確保のためにブレードの振動歪みの監視、風車試験装置の加速度の監視、電動機ケーシング温度の監視を行った。また、プロペラ回転数を自動検出して過大な給電を打ち切るとともにプロペラによって発電機が駆動されて発生する電力を負荷へ転流する切り替え回路を設けてプロペラの過回転を防止した。風洞側面の観察用ガラス窓は強力な金網状の保護カバーで覆い、試験中不用意に人間がプロペラ回転面に立ち入らないように機器

を配置した。

(3) データの取得

データの取得の手順は概略次のようなものである。試験前後の風洞停止、プロペラ停止の状態ですり力検出器およびトルク検出器の出力を測定するとともに、校正信号を印加して計測系統の作動を確認した。風洞を起動し、風速が所定の値に静定するのを待ってウインドミル状態にあるプロペラの回転数をモニタしてパルス・カウンタの表示が適正であることならびに回転部に故障のないことを確認した。その後プロペラを起動し、適当な回転数の刻みで回転数を増してデータの取得を繰り返しつつ、直流電源の給電能力の限界までプロペラの回転数を高める。6分力の計測信号は個々のチャンネルごとにA/D変換器に前置された増幅器と0.5Hzのロー・パス・フィルタを通して1秒間隔で10点をパーソナル・コンピュータに取り込みこれを平均して1点のデータとした。データのバラツキの程度を確認するために、同一の運転条件で2データをとってフロッピー・ディスクに収録した。データの取得を繰り返しつつ適当な刻みで回転数を減らして再びウインドミル状態に戻す。ここで再びプロペラの回転数をモニタしたのち風洞を停止する。

ブレードの取付角と風洞風速の組み合わせおよび計測を行ったプロペラの回転数範囲は表4の通

表4 試験実施ケース一覧

ケース名称	ピッチ角	風洞風速	回転数	所在
APR0303	0°	2 0 m/s	WM~5.04Hz	DATA1
APR0401	0°	5 m/s	WM~4.78Hz	DATA1
APR0402	0°	1 0 m/s	WM~4.77Hz	DATA1
APR0403	0°	1 5 m/s	WM~4.55Hz	DATA1
APR0404	0°	2 5 m/s	WM~5.58Hz	DATA1
APR0405	0°	0 m/s	WM~5.00Hz	DATA1
APR0601A	0°	2 5 m/s	WM~5.44Hz	DATA2
APR0601B	0°	2 3 m/s	WM~5.20Hz	DATA2
APR0601C	0°	2 1 m/s	WM~5.00Hz	DATA2&3
APR0602A	0°	1 9 m/s	WM~4.66Hz	DATA2
APR0602B	0°	1 7 m/s	WM~4.56Hz	DATA2
APR0602C	0°	1 5 m/s	WM~4.60Hz	DATA2
APR0602D	0°	1 3 m/s	WM~4.81Hz	DATA2
APR0703	3°	2 1 m/s	WM~4.73Hz	DATA3
APR0704	-2°	2 1 m/s	WM~5.46Hz	DATA3
APR1102	4°	2 1 m/s	WM~4.30Hz	DATA3
APR1103	2°	2 1 m/s	WM~4.80Hz	DATA3

りである。ケース名称 APR0302 から APR0602D まではピッチ角 0° の場合で、これに対応する風車試験装置のフォークの角度は主流の方向から測って 35° である。ピッチ角 0° の意味は表 3 に示された設計条件で作動する場合に有効迎角がブレード全体にわたって 0° になる筈ということである（設計条件と異なる作動条件では有効迎角はこれと異なる値になる。また、ブレードが設計どおりにできていないとか、設計理論に不十分な点があるとかの理由でも有効迎角は 0° から多少ズレる）。ケース名称 APR0703 から APR1103 までは前述の状態よりもブレードの取付角を幾何学的な意味で、 $4^\circ \sim -2^\circ$ 増減した場合である（ブレードの取付角を増すと誘導速度が増すから有効迎角は取付角増分ほどには増さない）。このような意味合いを込めてピッチ角という言葉を表 4 で使っている。

(4) 1次処理データ

DATA 1

ピッチ角 0° の場合について風洞風速を 0m/s から 25m/s まで 5m/s 刻みで 6 ケース設定し、各ケースでのプロペラ回転数に対応する推力とトルクを調べた。回転数の下限は電動機への入力为零になるウインドミル状態に対応して定まり、回転数の上限は電動機への入力の許容最大値に対応して定まる。

図12にはプロペラ回転数と推力の関係が示してある。ウインドミル状態では推力が負になる。風洞風速が高い（ $15 \sim 25\text{m/s}$ ）場合には僅かの回転数の幅の中でウインドミル状態から最大出力状態までの推移が起こり、推力と回転速度の関係は滑らかである。風洞風速が低い（ $0 \sim 5\text{m/s}$ ）場合にはウインドミル状態が観察されず、 $1 \sim 5\text{Hz}$ の回転数範囲で回転数の増加と共に推力が増加した。ただし、風洞風速 5m/s の ∇ 印の場合には回転数 2.5Hz の付近で回転数の増加にも拘らず推力がほとんど増加しない現象が見られた。この現象は回転数の低い状態では小さい迎角で作動していたプロペラ・ブレードが回転数の増加につれて次第に大きな迎角で作動するようになり、やがて失速領域に入ったためであると解釈される。同様の推力増加の停滞と思われる現象が風洞風速 10m/s の \triangle 印の場

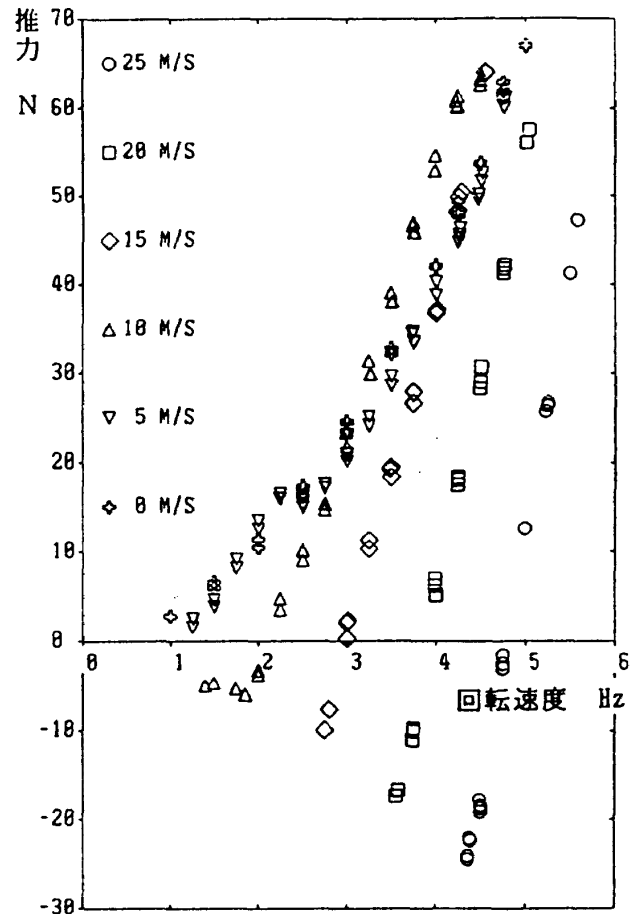


図12 推力測定結果 (DATA 1)

合にも回転数 4.5Hz 以上で起こっているのが見られた。計測された最大推力は風洞風速によって異なる。風洞風速が高い場合には最大推力は比較的小さく、風洞風速が低い場合には最大推力が大きくなる傾向が見られた。

図13にはプロペラ回転数とトルクの関係が示してある。この図でトルクが負になっている状態はウインドミル状態である。同一の風洞風速において推力が零になる回転数はトルクが零になる回転数よりも若干高めになっている。ウインドミル状態で計測された最小のトルクは電気入力为零になっている電動機を伝達歯車列を介してプロペラ側から回すのに必要なトルクである。どの風洞風速でも、回転数の増加に伴ってトルクはほぼ滑らかに $40\text{N}\cdot\text{m}$ まで増加し、推力の場合に見られたような増加の停滞は生じていないように見える。

日を変えてデータを繰り返して採り、再現性を確認した結果が図14aと図14bに示してある。風速 25m/s の \bullet 印はケース番号 APR0404、 \circ 印は

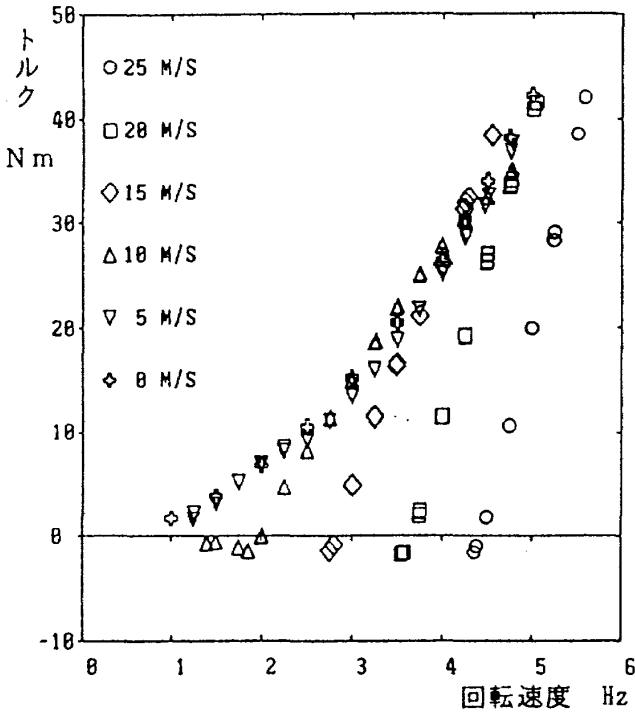


図13 トルク測定結果 (DATA 1)

ケース番号 APR0601A であり、風速15m/s の■印はケース番号 APR0403, □印はケース番号 APR0602C である。

DATA 2

ピッチ角 0° の場合について、設計点飛行速度 21.2m/s をカバーして風洞風速を 13m/s から 25m/s まで 2m/s 刻みで 7 ケース 設定し、各ケースでのプロペラ回転数に対応する推力とトルクを調べた。図15に推力とプロペラ回転数の関係、図16にトルクとプロペラ回転数の関係を示してある。この図からプロペラ駆動パワの最大値は多くの風速で 1.2kW を若干上回っていることが分かる。失速は起こっていないように見受けられる。DATA 1 で述べたのと同様の現象が見られる。

DATA 3

風洞風速 21 m/s においてピッチ角を 4° ~ -2° の間で変更した 5 ケース を設定し、各ケースでのプロペラ回転数に対応する推力とトルクを調べた。図17に推力とプロペラ回転数の関係、図18にトルクとプロペラ回転数の関係を示してある。ピッチ角を増すと、同じ回転数での推力とトルクはともに増加する。

図12から図18に示されたデータから解釈される現象は定性的には合理的・常識的なものであり、

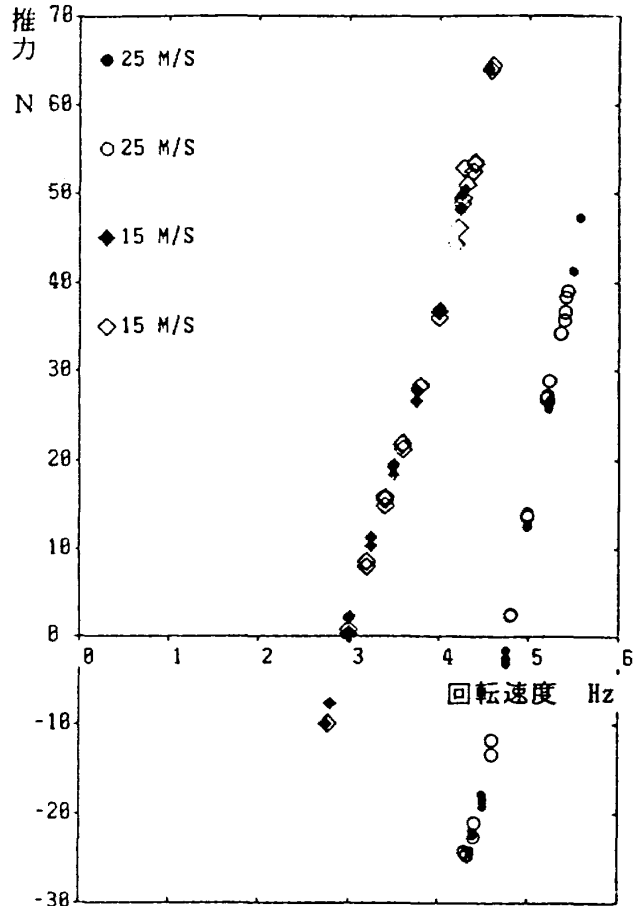


図14a 推力測定の再現性確認

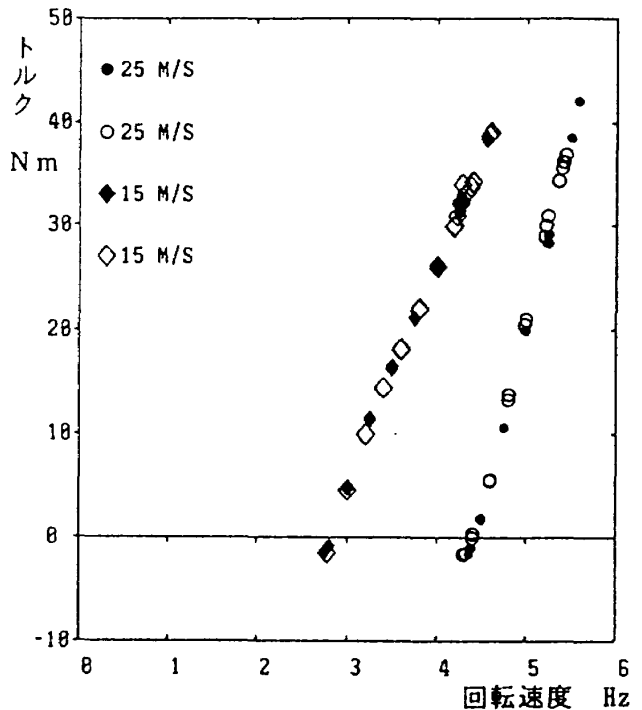


図14b トルク測定の再現性確認

計測結果はバラツキが少なく信頼できる妥当なものであると思われる。

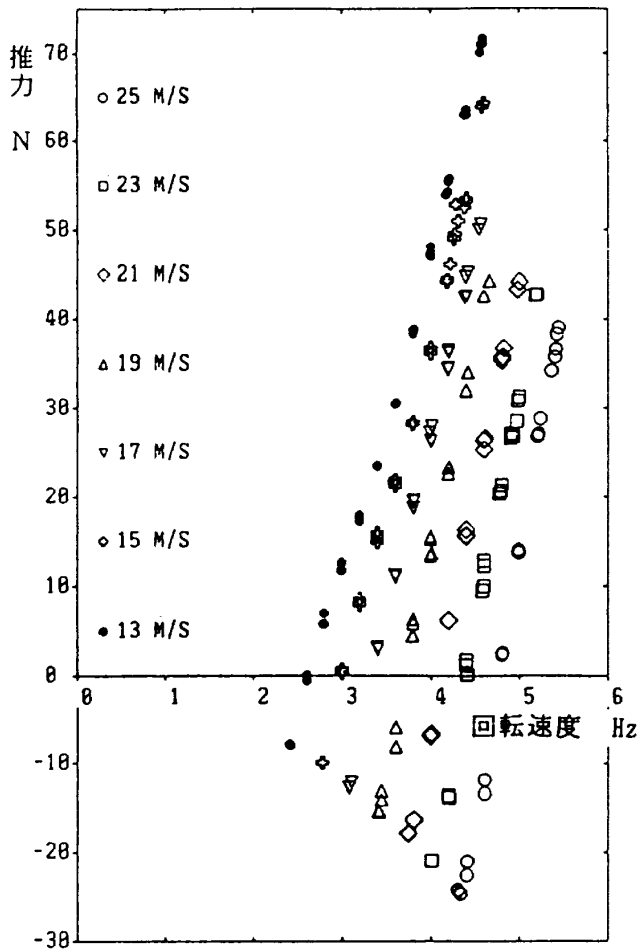


図15 推力測定結果 (DATA 2)

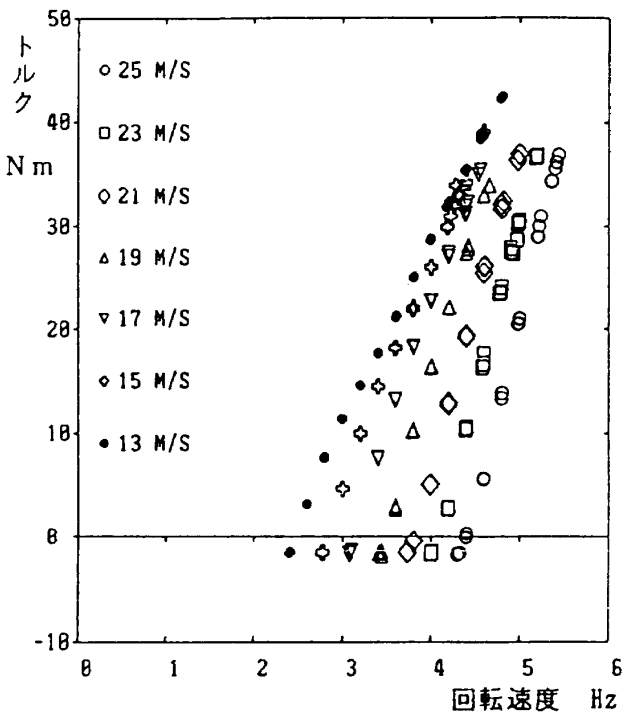


図16 トルク測定結果 (DATA 2)

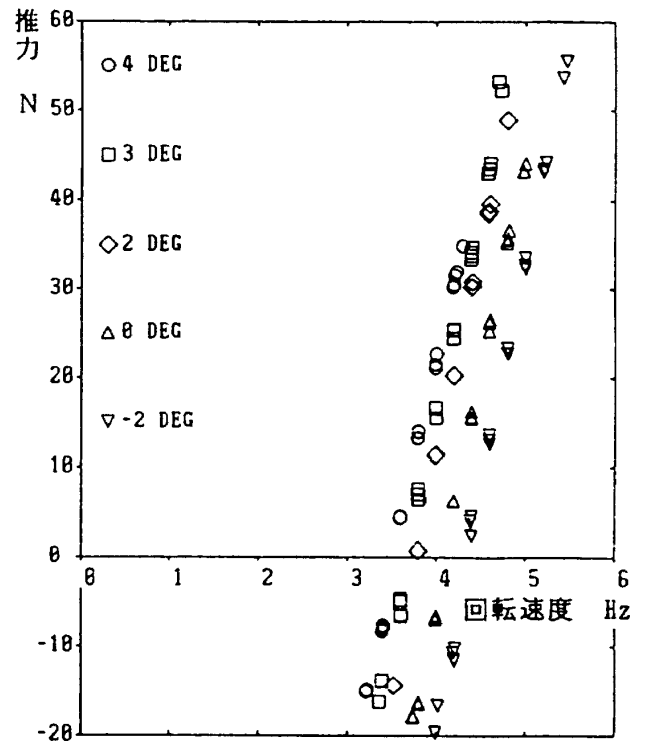


図17 推力測定結果 (DATA 3)

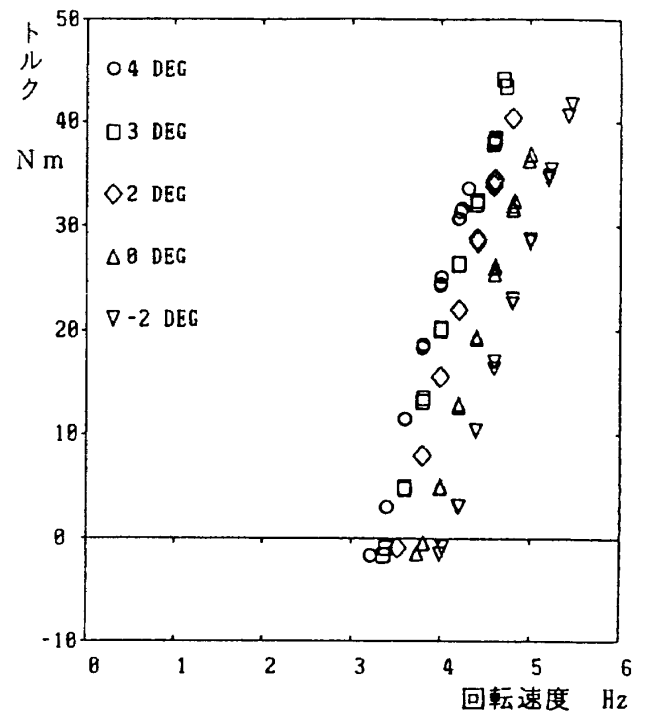


図18 トルク測定結果 (DATA 3)

6. 考 察

風洞試験結果に含まれている風洞壁干渉効果を補正して整理し、性能計算プログラムによる推算結果と比較する。文献4)のp.296~p.299に記載の方法に従って風洞試験で測定される風速を自由大気中を飛行するプロペラの速度に換算することにより風洞干渉効果の補正を行った。プロペラの円盤面積と風洞の断面積の比は約0.15と中程度であるが、風速がひどく低い場合を除くと円盤荷重を動圧で割った値が十分に小さいので風洞壁干渉効果は軽微である。

最初に風速13~25m/sで得られた7ケースのデータ (DATA2) を取り扱う。風洞風速が高い場合には動力の制約を受け回転数を十分に高めることができず、前進率の小さいところまでのデータをとるにはいたらなかったけれども、プロペラの設計点に近い風洞風速21m/s、回転数5Hzの試験は実施できた。推力係数、トルク係数およびプロペラ効率に関して(1)~(3)項の考察を進める。最後にブレードのピッチ角を変更する場合について述べる。

(1) 推力係数

図19には縦軸に推力係数 ($C_T = T/\rho n^2 D^4$)、横軸に前進率 ($J = V/nD$) をとってDATA2の風洞試験結果をプロットした。この図で最も特徴的な点は前進率が指定されたときに推力係数が一意的に定まらないということである。第2の点は推力係数と前進率の関係が、よくみなれた滑らかな曲線ではなく、奇妙に曲がりくねっていることである。これらは、低レイノルズ数領域で作動するプロペラの特徴であると考えられる。同一の前進率でも、風洞風速が高い場合にはプロペラ回転数も高くなり、レイノルズ数が増加するためにブレード断面の空力性能が向上し、より大きな推力係数が実現される。この効果を忠実に反映した性能計算プログラムによる推算結果が風洞風速13m/sの場合と25m/sの場合について実線で描き入れてある。推算結果は曲線の曲り方まで含めて実験値と優れた対応関係を示している。このことは、実験における推力測定の確かさ、プロペラ・ブレード製作精

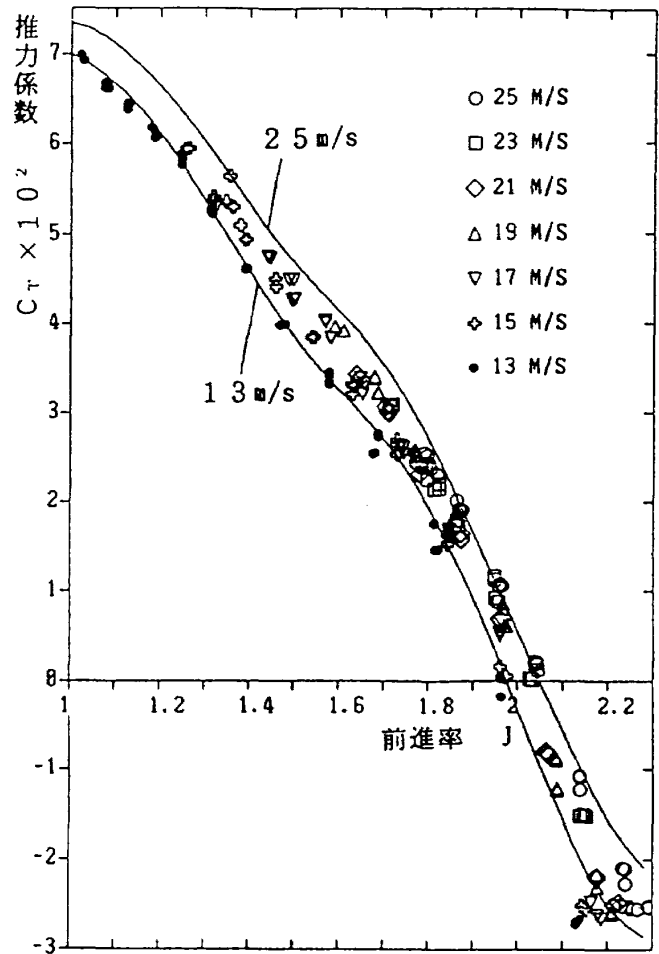


図19 推力係数 (風速を変える場合)

度の良好さ、2次元翼空力データの良好さおよびプロペラ理論の優秀さの総合された帰結である。

(2) トルク係数

図20には縦軸にトルク係数 ($C_Q = Q/\rho n^2 D^5$)、横軸に前進率 ($J = V/nD$) をとってDATA2の風洞試験結果をプロットした。この図でもトルク係数は前進率に対して一意的に定まらず、トルク係数と前進率の関係は奇妙に曲がりくねって低レイノルズ数領域で作動するプロペラの特徴を示している。風洞風速13m/sの場合と25m/sの場合について実線で示したトルク係数推算結果は実験値よりも $1 \sim 2 \times 10^{-3}$ 小さめになって、推力係数の場合ほどの良好な一致は得られなかった。推算値と実験値の差異は風速13m/sの場合よりも、風速25m/sの場合のほうが顕著で、推力係数が0に近い前進率2付近でとくに推算値と実験値の差異が大きい。この理由については(5)項で検討する。

(3) プロペラ効率

図21には縦軸に効率 ($\eta=TV/P$), 横軸に前進率 ($J=V/nD$) をとってDATA2の風洞試験結果をプロットした。図が複雑になるのを避けるために風

洞風速は13m/sから25m/sまで4m/s刻みのものを選んだ。このプロペラは前進率1.647, 飛行速度21.2m/s, パワ1.2kWにおいて効率89.6%を達成するべく設計されたものである。しかし, 風洞試験の結果得られた最大のプロペラ効率は設計値を4.9%下回り, 84.7%にとどまった。このとき風洞風速17m/s, プロペラ回転数4.39Hz, 前進率1.52であった。プロペラ効率の最大値が得られた前進率は設計点の前進率よりも0.1程度少ない。

図21では塗りつぶされたものと白抜きとの2種類のシンボルを使って同じ風洞風速のデータを表示している。塗りつぶされたシンボルはウインドミル状態から最大回転数への加速過程で得られたもので, 白抜きのシンボルは最大回転数からウインドミル状態への減速過程で得られたものである。加速過程で得られたデータの方が, 減速過程で得られたものよりもプロペラ効率が高めになってヒステリシスを生じているように見える。この加速過程と減速過程のデータの差異は風洞風速が小さい場合に一段と顕著になる傾向がある。流れの可視化などによる直接の証拠は無いけれども, 性能計算を行うと前進率が1.2以下ではブレード上で局所的に有効迎角が 8° を超える部分があること

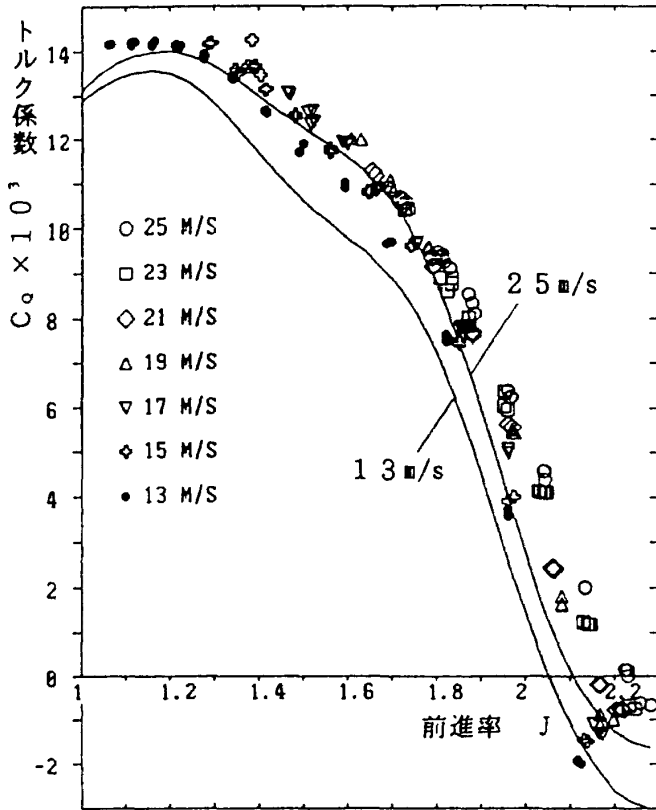


図20 トルク係数 (風速を変える場合)

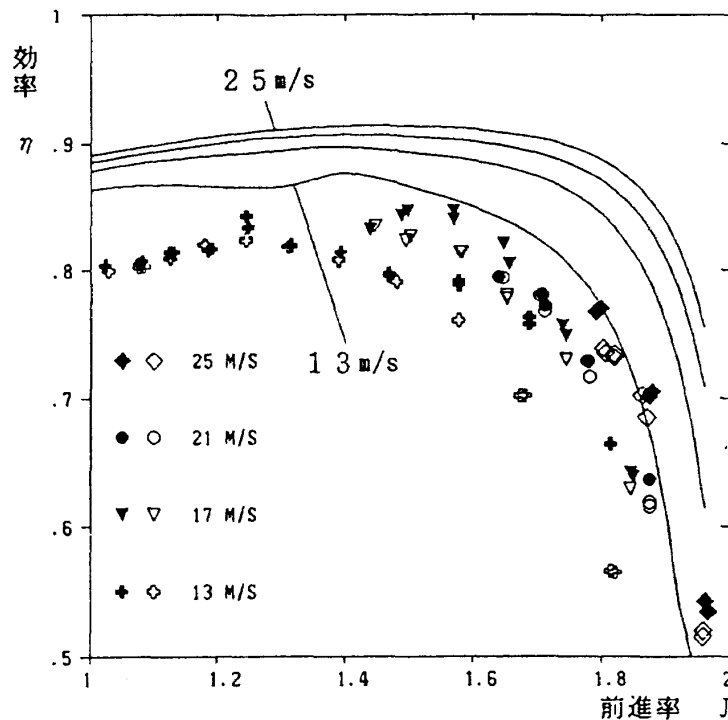


図21 プロペラ効率 (風速を変える場合)

がわかる。風洞気流の乱れ、ブレードの振動なども同時に生じるから、有効迎角はかなり大きくなることもある。加速過程では前進率が小さくなるとともにブレードの有効迎角が増して、やがて局所的に失速を起し最大回転数に達した後に減速過程をある程度戻ったところでようやく失速から回復することも考えられる。

風速13m/sから25m/sまで4m/sきざみでプロペラ効率の推算を行い、結果を4本の曲線で示した。前進率がとくに大きい場合を除くと、推算値と加速過程で得られた実験値の差異は10%前後である。しかし、全体の傾向はかなり良く似ている。

(4) ピッチ角の変更

ブレードのピッチ角を -2° から $+4^{\circ}$ の範囲で変更し、5種類のピッチ角でプロペラの回転数を変化させて試験を行った。風洞風速は21m/sとした。図22aに推力係数、図22bにトルク係数、図22cにプロペラ効率を示してある。図中の実線は -2° から $+4^{\circ}$ の間を 2° きざみで設定したピッチ角に対応して性能計算プログラムを用いて求めた推算値である。

図22aまたは図22bで任意の前進率の場所に注目すると、ピッチ角の変更にもなう推力係数またはトルク係数の変化を知ることができる。推算値は実験値と良好な適合を示している。これは性能計算プログラムによって適正な推算が可能であることおよびピッチ角が精度良く設定されていることの証しである。

図22cでは当然のことながら実験値でも推算値でもピッチ角が小さい場合には小さい前進率で、ピッチ角が大きい場合には大きな前進率で効率が高くなる傾向が見られる。推算値と実験値の適合の程度は(1)~(3)項で述べたのと同程度である。

実験で計測された最大のプロペラ効率はピッチ角 3° 前進率1.73付近で得られた。すなわち、設計点よりも 3° 高いピッチ角と0.1大きな前進率の組み合わせで最大のプロペラ効率が達成されていることになる。

(5) 推算値と実験値の適合について

a. トルク係数

推算値と実験値の間に見られるトルク係数にし

て $1 \sim 2 \times 10^{-3}$ の差違の原因について推察する。FX63-137翼断面は図A2a~dに示されているとおり、広いドラッグ・バケット領域をもつ優れた抗力特性を示している。しかし、翼弦長200mmの

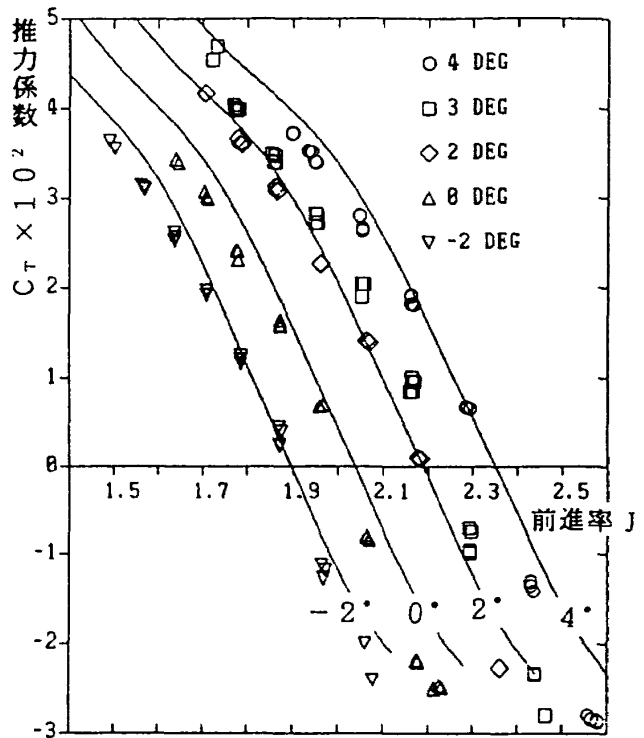


図22a 推力係数(ピッチ角を変える場合)

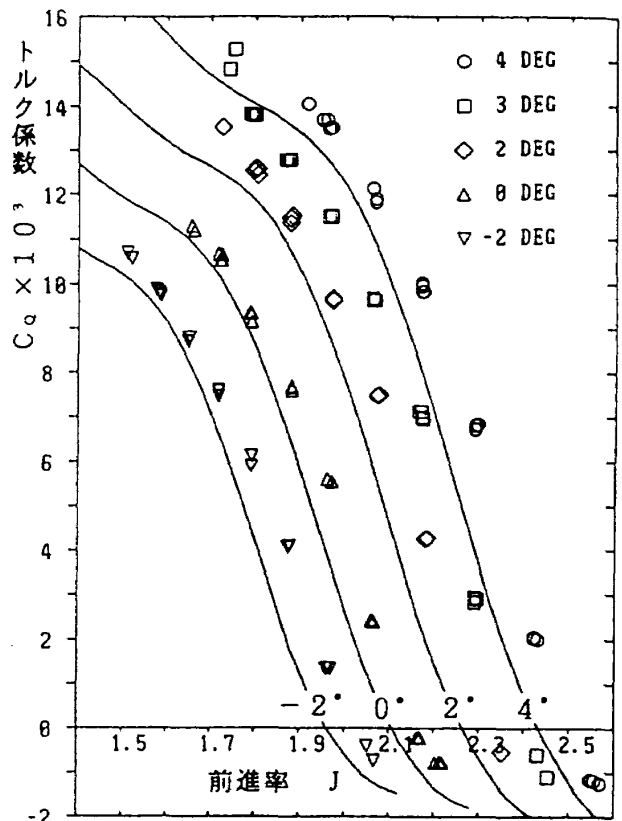


図22b トルク係数(ピッチ角を変える場合)

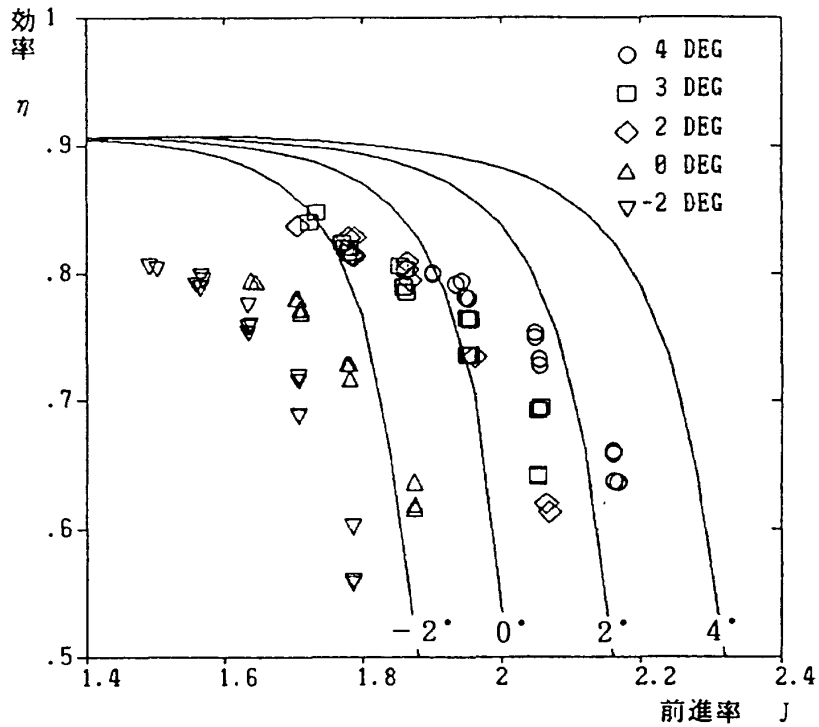


図22c プロペラ効率(ピッチ角を変える場合)

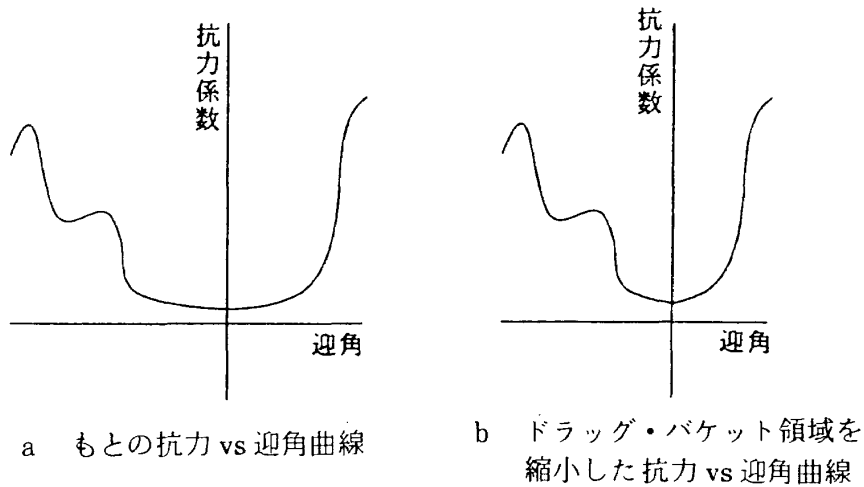


図23 抗力 vs 迎角曲線の変更

翼模型を使用して行われた2次元風洞試験の結果が、翼弦長が高々86mmの強い振じりのあるプロペラ・ブレード断面で再現されると期待するのはいささか酷であろう。

仮に翼断面の空力特性の劣化がドラッグ・バケット領域の減少という形で生じると考え、翼断面の抗力迎角曲線を図23のように迎角が負の部分については右へ3度、迎角が正の部分については左へ4度平行移動することによってドラッグ・バケット領域の減少した抗力迎角曲線をこしらえる。

この仮想的な抗力迎角曲線を図A1a~dに示さ

れている揚力迎角曲線とともに使用して、トルク係数を計算し、実験値と比較したのが図24aである。図24aでは図20の場合よりも全般に推算値が実験値に近づいている。なお、図24bを見れば明らかかなように、抗力迎角曲線の修正をおこなっても、推力係数に関して推算値と実験値との適合の程度が劣化するとはいえない。また、プロペラ効率は図24cのようになつて図21の場合よりもずっと良好な適合を示すようになる。

ここで行った推測が当を得たものであるとすれば、同じレイノルズ数で作動しながら翼弦長を風

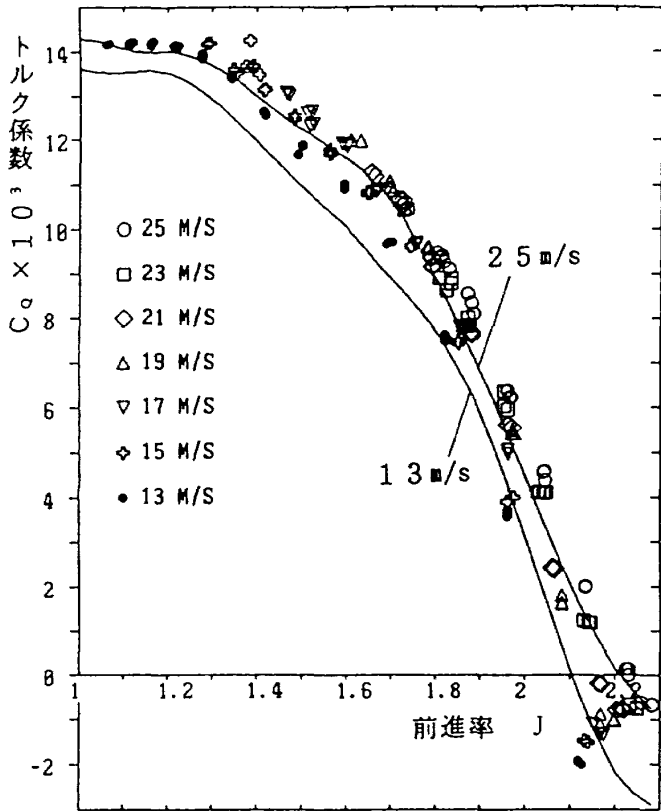


図24 a トルク係数(ドラッグ・バケット領域を縮小した場合)

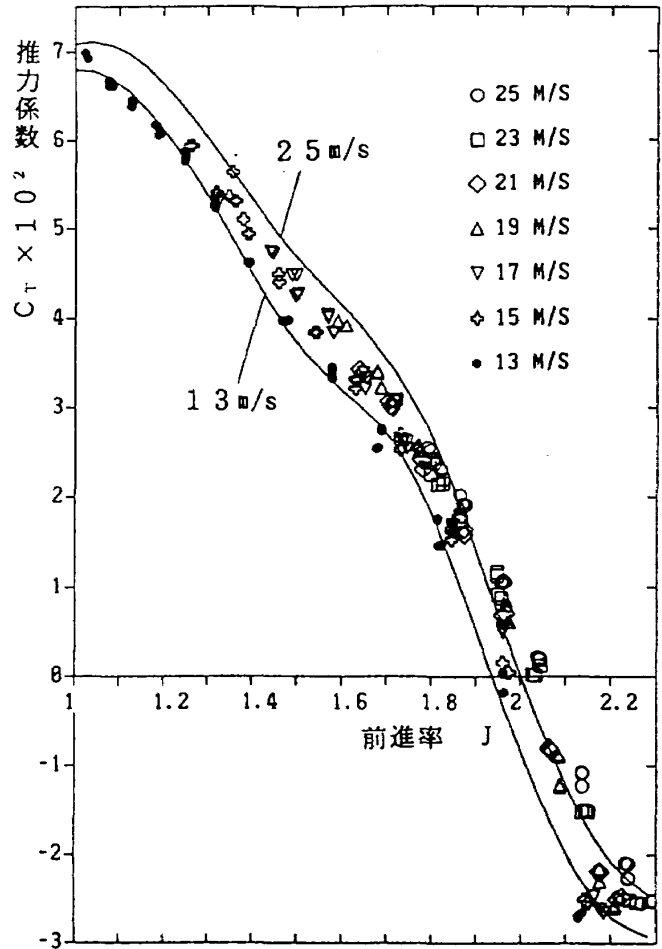


図24 b 推力係数(ドラッグ・バケット領域を縮小した場合)

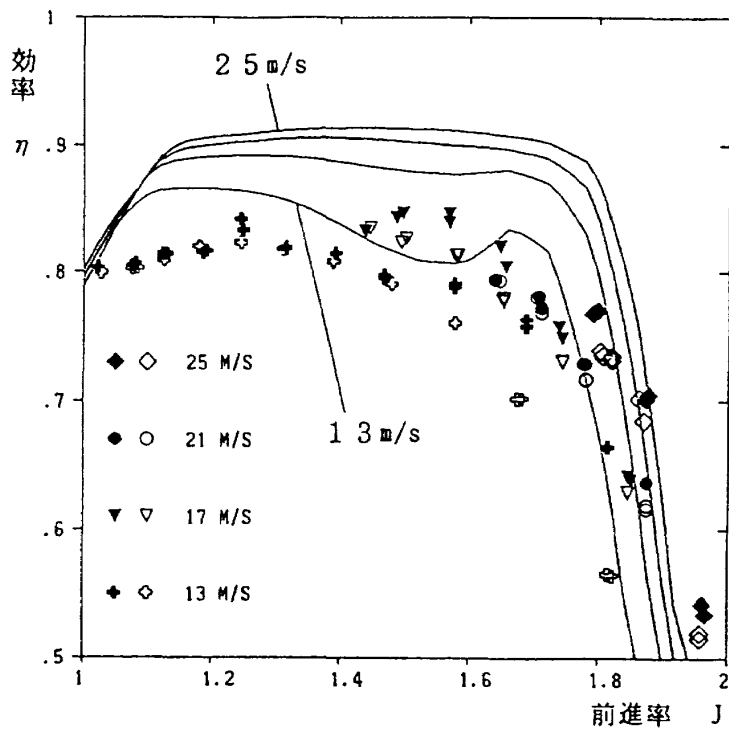


図24 c プロペラ効率(ドラッグ・バケット領域を縮小した場合)

洞試験模型よりも数倍大きく製作できる高高度無人機用プロペラでは FX63-137 翼断面を特徴づけている広いドラッグ・バケット領域を実現できる可能性が大きいので、性能推算値により近い性能が実現できるものと期待される。

b. 最大のプロペラ効率が得られる条件

最大のプロペラ効率が得られる条件は、(3)項で述べたようにピッチ角を固定した場合にはピッチ角 0° 前進率 1.52 であり、(4)項で述べたように風洞風速を固定した場合にはピッチ角 3° 前進率 1.73 であった。これは設計点のピッチ角 0° 前進率 1.647 から幾らかズレている。風洞風速設定の誤差は高々 0.2m/s 程度であり、回転数計測の誤差は 0.01Hz 程度である。作動中のブレードに生じる捩じれ変形は 0.1° 以下であることが弾性解析によって明らかになっている。(4)項で述べたようにピッチ角も精度良く設定されていると考えられるので実験で設定されているピッチ角と前進率の組み合わせは信頼するに足るものである。

他方、図 21 または図 22c に示された性能計算プログラムによる推算値ではかなり広い範囲のピッチ角と前進率の組み合わせに対して良好なプロペラ効率が維持されることが示されている。実際的な配慮として試運転段階でピッチ角を微調整できるようにあらかじめ準備しておくことによりプロペラ効率を最大になるように設定することは可能である。

7. ま と め

Adkins と Liebeck のプロペラ理論を用いて低レイノルズ数領域(代表ブレード断面で $1 \sim 2 \times 10^5$)のプロペラ形状設計プログラムと性能計算プログラムを開発した。形状設計プログラムを用いて、高高度無人機用の最適プロペラを設計した。これに相当する低レイノルズ数領域において

- ① 使用する試験装置および風洞の仕様に適合し、高高度無人機用のプロペラと同等のレイノルズ数分布をもつプロペラを設計・製作し風洞試験を行った。
- ② 設計点での効率 89.6% に対して、風洞試験では効率 84.7% が実測された。

本研究により確立されたプロペラ設計プログラムは高高度無人機のみならず、人力飛行機、モーター・ソアラなどの高性能プロペラ設計に有用である。

また、性能計算プログラムにより求められた推算値を、風洞風速とピッチ角および回転数をパラメトリックに変更して得られる多様な作動条件の下でえられた実測値と比較することにより、

- ③ 推力については極めて優れた精度の推算値
 - ④ トルクについては満足すべき精度の推算値
- が得られることが知られ、性能計算プログラムが検証された。

性能計算プログラムによる推算値と風洞実測値の相違の主な原因は、風洞試験においては翼断面の抗力 vs 迎角曲線のバケット部分が 2 次元風洞試験データよりも減少するためであろうと推察された。

8. 謝 辞

風洞試験に使用するプロペラは黒沢章みずほ製作所取締役の熟練した緻密な技術と熱意によって製作された。必要な経費については当時の岡部正典 STOL 推進本部長のご配慮を受けた。大型低速風洞および風車試験装置を使用させていただくにあたって、大型低速風洞制御研究室の石田洋治室長、萱場重男主任研究官、野口正芳研究官、大型低速風洞計測研究室の近藤洋史室長らのご指導、ご助力をたまわった。石川隆司室長と斎藤茂主任研究官には実験補助者の派遣について便宜をはかっていただいた。東京大学航空学科の佐藤淳造教授には 2 次元風洞試験データの利用について快くご了承いただいた。本実験的研究において満足すべき結果がえられたのは上記の方々のご支援のお陰であり、ここに厚くお礼申し上げる次第である。

参 考 文 献

- 1) Larrabee, E. E. : "The Screw Propeller", Scientific American, Vol.243, No.1, July, 1980
- 2) Larrabee, E. E. : "Design of Propellers for Motorsoarers", NASA CP-2085, Part I

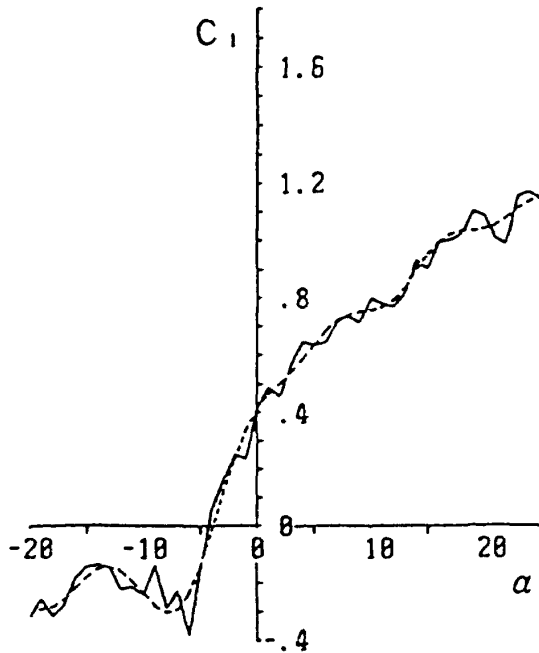
- p.285~p.303
- 3) “21世紀の電波塔”研究開始, 読売新聞, 1989年11月6日
 - 4) Glauert, H. : “Airplane Propellers”, Ed. by Durand, W., Aerodynamic Theory Div. L, Vol. IV Dover, N. Y., 1963
 - 5) Griffiths, R. T. : “The effect of aerofoil characteristics on windmill performance”, Aeronautical Journal, July, 1977
 - 6) 石田洋治, 野口正芳 : 「水平軸型風車翼の空力設計と性能計算」, 航空宇宙技術研究所資料 TM-411, 1980年4月
 - 7) 石田洋治, 戸田 洋, 星野秀雄, 野口正芳 : 「効率最適化風車翼の実験的研究」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-698, 1982年2月
 - 8) 石田洋治, 野口正芳 : 「直径14m野外試験用風車翼の3/14縮尺模型の風洞試験」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-887, 1985年10月
 - 9) 外立政隆, 半沢麻雄, 室田勝一, 野口正芳 : 「水平軸風車の回転数制御に関する研究」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-931, 1987年5月
 - 10) Adkins, C. N., and Liebeck, R. H. : “Design of Optimum Propellers”, AIAA-83-0190, Jan. 1983
 - 11) Takasawa, K. : “Feasibility Study on a Long Duration Airplane at High Altitude for Communication Relay Purpose”. Proceedings of the 26th Aircraft Symposium, Oct. 1988, Sendai
 - 12) 筒井康賢, 松宮 輝 : 「風車用翼型の研究」, 日本風力エネルギー協会・日本科学技術振興財団共催, 第10回風力エネルギー利用シンポジウム前刷集, 1988年11月
 - 13) Wortmann, F. X. : “Airfoils with High Lift Drag Ratio at Reynolds Number of About One Million”. NASA CR-2315, p. 179~204
 - 14) Jacobs, E. N., Ward, K. E., and Pinkerton, R. M. : “The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable Density Wind Tunnel”, NACA Rept. 460, Dec. 1933
 - 15) 佐藤光政, 佐藤淳造 : 「FX63-137翼型の低レイノルズ数風洞試験」, (佐藤淳造, 翼型上に出来る層流剝離泡の研究の第3章), 昭和57年度科学研究費補助金(一般研究B)研究成果報告書, 1983年3月
 - 16) Marchman, J. F. III, and Abtahi, A. A. : “Aerodynamics of an Aspect Ratio 8 Wing at Low Reynolds Numbers”. J. Aircraft Vol.22, No.7, July, 1985
 - 17) Bastedo, W. G. Jr., and Mueller, T. J. : “Spanwise Variation of Laminar Bubbles on Wings at Low Reynolds Numbers”. J. Aircraft Vol.23, No.9, Sep. 1986
 - 18) Marchman, J. F. III : “Aerodynamic Testing at Low Reynolds Numbers”. J. Aircraft Vol.24, No.2, Feb. 1987
 - 19) Ito, A. : “The effect of trailing edge extensions on the performance of the Goettingen 797 and the Wortmann FX63-137 airfoil sections at Reynolds numbers between 3×10^5 and 1×10^6 ”. Aeronautical Journal Oct. 1989

付録A 翼型風洞試験データの平滑化

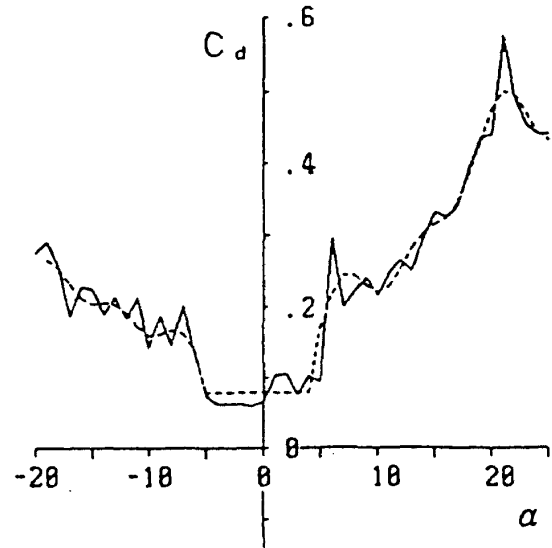
低レイノルズ数領域での風洞試験では測定動圧が小さいために、得られる空力データにある程度のノイズ成分が含まれている。図A1~図A2の実線にみられるギザギザがこれである。これをそのまま使用して2節, 3節で述べたような逐次近似計算を行うと、計算の収束に困難を来すことが予

想される。そこで、フーリエ級数を利用して予め平滑化を行う。揚力~迎角曲線およびピッチング・モーメント~迎角曲線について適用した方法を最初に述べ、その後で抗力~迎角曲線に適用した方法について述べる。

文献15)ではFX63-137翼型を用いて、4種類のレイノルズ数 (0.6×10^5 , 1.0×10^5 , 1.3×10^5 , 2.6×10^5) について、 $-0.3491\text{rad} (-20^\circ)$ から 0.4363rad

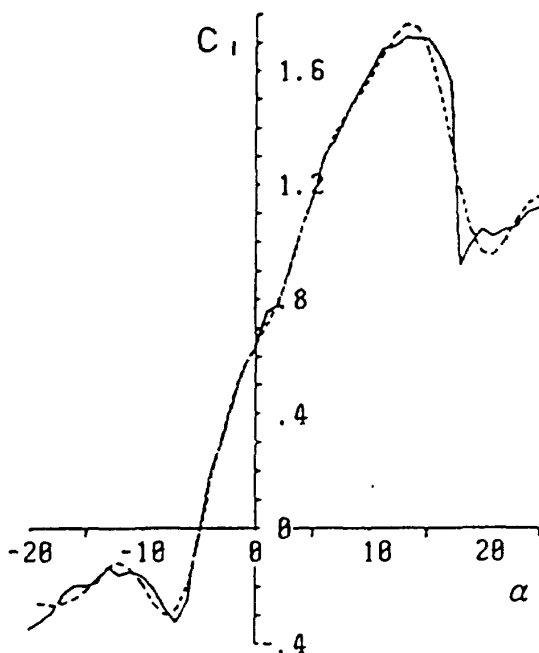


図A1.(a) 揚力係数 vs 迎角曲線

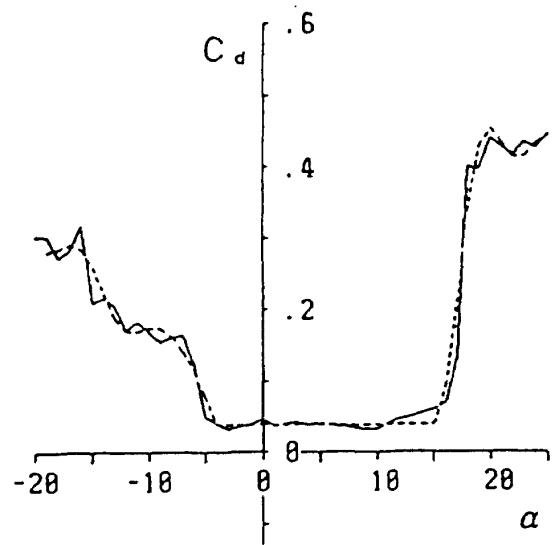


図A2.(a) 抗力係数 vs 迎角曲線

FX63-137 $Re = 0.6 \times 10^5$



図A1.(b) 揚力係数 vs 迎角曲線



図A2.(b) 抗力係数 vs 迎角曲線

FX63-137 $Re = 1.0 \times 10^5$

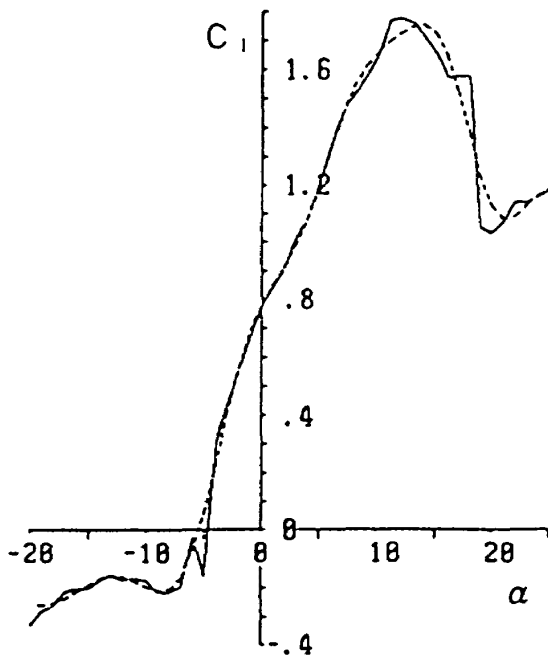
(25°)まで0.01745rad(1°)刻みの迎角に対して揚力、抗力およびピッチング・モーメントの各係数を測定した結果が示されている。このうちの-0.3491rad(-20°)を除く、合計45個の迎角に関するデータを使う。この理由はフーリエ係数を計算する際に現われる積分をシンプソンの公式によって行うため奇数個のデータを用いるからである。

1. 揚力係数 vs 迎角曲線の平滑化

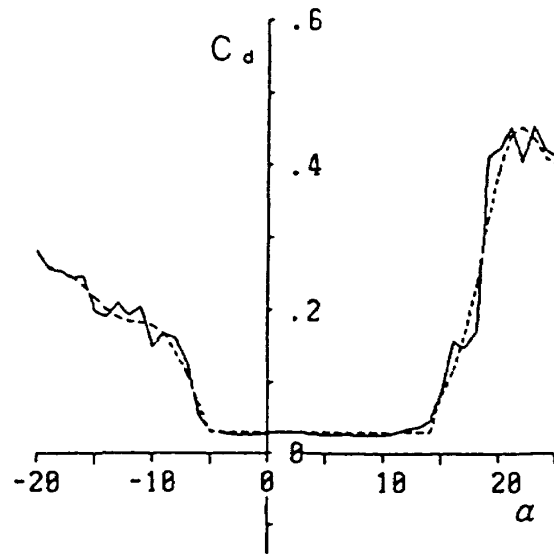
α_1 から α_F まで [ここで示す実例では $\alpha_1 = -0.3316\text{rad} (-19^\circ)$ から $\alpha_F = 0.4363\text{rad} (25^\circ)$ まで] の迎角範囲を x の 0 から π までの区間に置き換える変数変換を行う。

$$x = \pi (\alpha - \alpha_1) / (\alpha_F - \alpha_1) \quad (A1)$$

この変数変換にともなって揚力係数は次のように

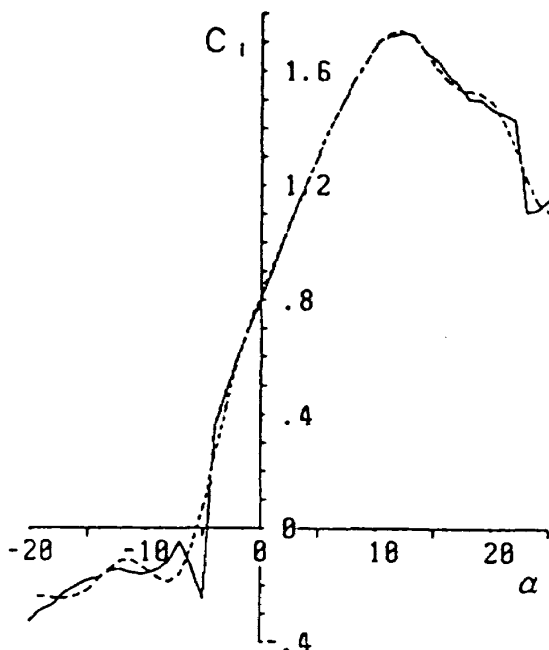


図A1.(c) 揚力係数 vs 迎角曲線

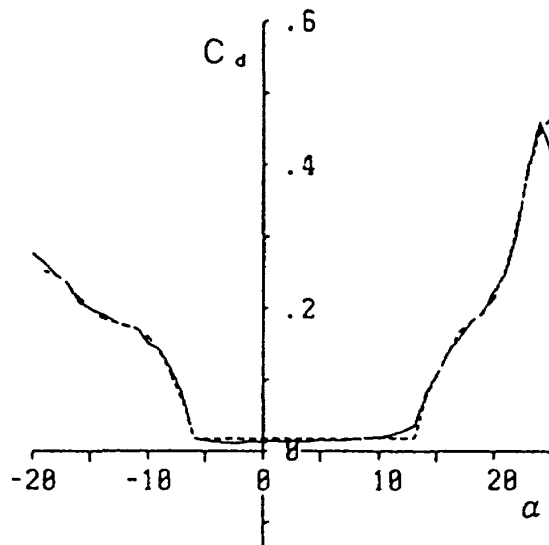


図A2.(c) 抗力係数 vs 迎角曲線

FX63-137 $Re = 1.3 \times 10^5$



図A1.(d) 揚力係数 vs 迎角曲線



図A2.(d) 抗力係数 vs 迎角曲線

FX63-137 $Re = 2.6 \times 10^5$

書ける。

$$C_1(\alpha) = F(x) \tag{A2}$$

$F(x)$ をフーリエ級数に展開すると

$$F(x) = a_0/2 + a_1 \cos x + a_2 \cos 2x + a_3 \cos 3x + \dots \tag{A3}$$

フーリエ係数の算出は次式による。

$$a_n = (2/\pi) \int_0^\pi F(x) \cos n x dx = (2/\pi) \sum \{ F(x_{2i-1}) \cos n x_{2i-1} + 4F(x_{2i}) \cos n x_{2i} + F(x_{2i+1}) \cos n x_{2i+1} \} (\Delta x/3) \tag{A4}$$

ここで \sum は整数 i についての和を表す。

図A1a~dには揚力係数 vs 迎角曲線について元の風洞試験データ(実線)と平滑化して逐次近似計算に使用するデータ(破線)を比較してある。

2. 抗力係数 vs 迎角曲線の平滑化

図A2a~dに実線で示された元の風洞試験データには層流翼の特徴を示す Drag Bucket が明瞭に現れている。フーリエ級数を利用してこのようなデータを平滑化するだけでは、Drag Bucket 部の両側の急激な抗力増加部分の影響を受けて Drag Bucket の底の平坦部分に波打ちが起こる。これを避けるために次に述べる方法を適用した。すなわち、揚力係数 vs 迎角曲線の平滑化の場合と同様の方法で平滑化したデータを作る。次に Drag Bucket の底の平坦部分については平滑化されたデータの平均値を求めて置き換える。図A2a~dには抗力係数 vs 迎角曲線について元の風洞試験データ(実線)と逐次近似計算に使用するデータ(破線)を比較してある。表A1に Drag Bucket の底の平坦部分の範囲とその部分の抗力係数の値を示した。レイノルズ数の減少にともなって最小抗力係数が著しく増加する。

3. 平滑化されたデータを使用する際の注意

得られたフーリエ係数を表A2に示した。 $-0.3316 \text{ rad} (-19^\circ)$ から $0.4363 \text{ rad} (25^\circ)$ までの迎角の範囲の元データを 0 から π までの区間のフーリエ余弦級数に展開しているので、 $-0.3316 \text{ rad} (-19^\circ)$ から $0.4363 \text{ rad} (25^\circ)$ までの迎角の範囲に対してだけ平

滑化されたデータを使用することができる。このフーリエ級数を用いて -0.3316 rad より小さい迎角または 0.4363 rad より大きい迎角の領域への補外をしてはならない。

表A1 Drag Bucket 底部の範囲と抗力 FX63-137翼型

レイノルズ数	底部の迎角範囲	最小抗力係数
60000	$-5^\circ \sim 4^\circ$	0.079
100000	$-4^\circ \sim 15^\circ$	0.039
130000	$-5^\circ \sim 14^\circ$	0.030
260000	$-6^\circ \sim 13^\circ$	0.017

表A2 (A3)式によって空力係数を求めるためのフーリエ係数 FX63-137翼型

揚力係数を求めるための係数

R.	60000	100000	130000	260000
a ₀	0.842739	1.38683	1.5154	1.62327
a ₁	-0.718493	-0.910175	-0.939645	-0.988542
a ₂	-0.034559	-0.298064	-0.317749	-0.303028
a ₃	0.051884	0.326189	0.290072	0.251989
a ₄	0.094469	-0.025569	-0.024756	0.015655
a ₅	0.016545	0.018397	0.049443	0.033457
a ₆	-0.048571	0.018168	0.009719	-0.034075
a ₇	-0.046686	-0.117288	-0.083413	-0.037855
a ₈	-0.031663	0.010801	-0.011135	-0.054756
a ₉	-0.017052	-0.055853	-0.031356	0.031403
a ₁₀	0.024314	0.052158	0.045353	-0.001987
a ₁₁	-0.003363	0.025995	-0.008900	0.034436

抗力係数を求めるための係数

R.	60000	100000	130000	260000
a ₀	0.459708	0.321389	0.289688	0.238745
a ₁	-0.122733	-0.040798	-0.042260	-0.026515
a ₂	0.120077	0.174202	0.16787	0.149476
a ₃	0.010190	-0.050712	-0.048732	-0.027822
a ₄	0.008908	0.052748	0.048586	0.043175
a ₅	-0.022272	-0.016339	-0.025881	-0.025576
a ₆	0.000095	-0.006727	-0.006982	0.003862
a ₇	0.022528	0.030063	0.012243	-0.011932
a ₈	-0.005167	-0.0138	-0.005499	0.017606
a ₉	0.008514	0.029261	0.022931	-0.004276
a ₁₀	-0.001678	-0.017155	-0.00744	0.020144
a ₁₁	0.005710	-0.003474	0.008669	-0.006891
a ₁₂	-0.017605	-0.002726	-0.010432	0.005267
a ₁₃	0.012666	-0.017171	0.001973	-0.005456
a ₁₄	0.010433	0.016091	-0.001908	0.000347
a ₁₅	0.002307	-0.013561	0.000765	0.000686

付 録 B

```

10 REM ***** MAY070 ***** 7TH MAY 1990
20 REM ***** ADKINS ト LIEBECK ノ フロペラ リン *****
30 WIDTH 1120,1440
40 CONSOLE 1,48,0
50 DIM CL(3,45),CD(3,45),R(40),AL(40),TP(40),EPS(40),FC(40),W(40)
60 DIM DI1(40),DI2(40),DJ1(40),DJ2(40),RE(40),C(40),PHI(40),BET(40)
70 DIM Y1(40),Y2(40),DTHR(40),DPWR(40)
80 REM **** FX63-137 ヨカクタ ノ クリキ データ ノ ヨミコミ ****
90 FOR I=0 TO 3 : FOR J=1 TO 45 : READ CL(I,J) : NEXT J : NEXT I
100 FOR I=0 TO 3 : FOR J=1 TO 45 : READ CD(I,J) : NEXT J : NEXT I
110 REM
120 REM
130 REM ***** コウリツ サイタイ ノ フロペラ ノ セツケイ *****
140 REM **** ショウスウ オヨビ ケイサン ショウケン ノ セツテイ ****
150 PI=3.14159 : RHO=1.225 : NU=1.4607E-05 : PO=1200 : TO=0 : IM=40
160 B=2 : RT=1.287 : RR=RT*.2 : VC=21.1976 : RPS=5 : OMG=2*PI*RPS
170 REM *** ケイサンテン ノ セツテイ ***
180 DR=(RT-RR)/IM : FOR I=0 TO IM : R(I)=RR+DR*I : NEXT I
190 REM *** セツケイ ムカエカク ファンフ ノ セツテイ ***
200 ALP=O*PI/180 : FOR I=0 TO IM : AL(I)=ALP : NEXT I
210 REM *** VS,TPT,TP(I),EPS(I) ノ ショキチ セツテイ ***
220 VS=0 : TPT=VC/(OMG*RT)
230 FOR I=0 TO IM : TP(I)=VC/(OMG*R(I)) : EPS(I)=0 : NEXT I
240 REM *** TC マタハ PC ノ ケイサン ***
250 C1=RHO*PI*(VC*RT)^2/2 : C2=C1*VC : TC=TO/C1 : PC=PO/C2
260 REM **** クリカエシ ケイサン ****
270 VSP=VS : IR=IR+1 : CPT=SQR(1/(1+TPT^2)) : SPT=TPT*CPT
280 REM *** FC(I) ノ ケイサン ***
290 FOR I=0 TO IM : FS=B*(RT-R(I))/(2*RT*SPT) : FS=(FS+ABS(FS))/2
300 FC(I)=(2/PI)*ATN(SQR(EXP(2*FS)-1))
310 REM *** A ト AP ノ ケイサン ***
320 CP=SQR(1/(1+TP(I)^2)) : SP=TP(I)*CP : A=VS*CP^2*(1-EPS(I)*TP(I))/(2*VC)
330 AP=VS*CP*SP*(1+EPS(I)/TP(I))/(2*OMG*R(I))
340 REM *** TP(I), W(I) ノ ケイサン ***
350 TP(I)=VC/(OMG*R(I))*(1+A)/(1-AP) : CP=SQR(1/(1+TP(I)^2)) : SP=TP(I)*CP
360 W(I)=SQR((VC*(1+A))^2+(OMG*R(I)*(1-AP))^2)
370 REM *** DI1(I),DI2(I),DJ1(I),DJ2(I) ノ ケイサン ***
380 C3=4*(R(I)/RT)*(OMG*R(I)/VC)*FC(I)*SP*CP/RT
390 DI1(I)=C3*(1-EPS(I)*TP(I))
400 DI2(I)=(VC/(2*OMG*R(I)))*DI1(I)*(1+EPS(I)/TP(I))*SP*CP
410 DJ1(I)=C3*(1+EPS(I)/TP(I))
420 DJ2(I)=(DJ1(I)/2)*(1-EPS(I)*TP(I))*CP^2 : NEXT I
430 REM *** シンフツソク ニ ヨル セキファン デ C11, C12, CJ1, CJ2 ヲ モトメル ***
440 C11=0 : C12=0 : CJ1=0 : CJ2=0
450 FOR I=0 TO IM-2 STEP 2
460 C11=C11+DI1(I)+4*DI1(I+1)+DI1(I+2) : C12=C12+DI2(I)+4*DI2(I+1)+DI2(I+2)
470 CJ1=CJ1+DJ1(I)+4*DJ1(I+1)+DJ1(I+2) : CJ2=CJ2+DJ2(I)+4*DJ2(I+1)+DJ2(I+2)
480 NEXT I
490 C11=C11*DR/3 : C12=C12*DR/3 : CJ1=CJ1*DR/3 : CJ2=CJ2*DR/3
500 REM *** VS, T, P ノ ケイサン ***
510 IF PO=0 THEN 520 ELSE 540
520 C4=C11/(2*C12) : VS=VC*(C4-SQR(C4^2-TC/C12))
530 P=C2*(VS/VC)*(CJ1+(VS/VC)*CJ2) : GOTO 560
540 C5=CJ1/(2*CJ2) : VS=VC*(-C5+SQR(C5^2+PC/CJ2))
550 T=C1*(VS/VC)*(C11-(VS/VC)*C12)
560 REM *** RE ト CL ノ ケイサン ***
570 REN=80000!
580 FOR I=0 TO IM : ID=0 : IF I=IM THEN 690
590 CP=SQR(1/(1+TP(I)^2)) : SP=CP*TP(I) : ALP=AL(I)
600 IS=ID-3*FIX(ID/3) : GOSUB *SUBCL

```

```

610 WC=4*PI*R(I)*FC(I)*VS*SP*CP/(B*CLN) : REN=WC/NU : RE(IS)=REN : ID=ID+1
620 IF IS<>2 THEN 600
630 IF ABS(RE(2)-RE(1))<20 THEN 650
640 REN=(RE(1)^2-RE(0)*RE(2))/(2*RE(1)-RE(0)-RE(2)) : GOTO 600
650 REM *** EPS(I), C, PHI ノ ケイサン ***
660 GOSUB *SUBCD
670 EPS(I)=CDN/CLN : C(I)=WC/W(I) : PHI(I)=ATN(TP(I)) : BET(I)=AL(I)+PHI(I)
680 GOTO 700
690 REN=0 : C(IM)=0 : WC=0 : PHI(IM)=ATN(TP(IM)) : BET(IM)=AL(IM)+PHI(IM)
700 REM PRINT R(I)/RT, "RE";REN, "C";C(I), "BET";BET(I), "GAM";WC*CLN/2
710 NEXT I : EPS(IM)=EPS(IM-1) : TPT=TP(IM)
720 IF ABS(1-VSP/VS)>1E-04 THEN 260
730 PRINT "コウリツ サイタイ ノ フロハラ ノ セツケイ"
740 PRINT "IM";IM, "RHO";RHO, "NU";NU
750 PRINT "B";B, "RT";RT, "RR";RR, "VC";VC, "RPS";RPS
760 PRINT "TO";TO, "PO";PO, "VS";VS, "T";T, "ETA";T*VC/PO
770 REM
780 REM
790 REM ***** セツケイテンカ`イ セイノウ ケイサン *****
800 PRINT " セツケイテンカ`イ セイノウ ケイサン "
810 REM **** ショウスウ オヨビ` ケイサンショウケン ノ セツテイ ****
820 RHO=1.225 : NU=1.4607E-05 : VC=21.1976 : RPS=5 : OMG=2*PI*RPS
830 THE=0*PI/180
840 PRINT "RHO";RHO, "NU";NU, "VC";VC, "PPS";RPS, "THED";THE*180/PI
850 REM *** A,AP,TPT ノ ショキチ セツテイ ***
860 A=0 : AP=0 : TPT=VC/(OMG*RT) : IR=0
870 REM **** クリカエシ ケイサン ****
880 IR=IR+1 : FOR I=0 TO IM
890 REM *** TP(I),PHI(I),W(I) ノ ケイサン ***
900 TP(I)=VC/(OMG*R(I))*(1+A)/(1-AP) : PHI(I)=ATN(TP(I))
910 CP=SQR(1/(1+TP(I)^2)) : SP=TP(I)*CP
920 W(I)=SQR((VC*(1+A))^2+(OMG*R(I)*(1-AP))^2)
930 REM *** ヌウコウ ムカエカク ノ ケイサン ***
940 ALP=BET(I)+THE-PHI(I)
950 REM *** FC(I) ノ ケイサン ***
960 CPT=SQR(1/(1+TPT^2)) : SPT=TPT*CPT : FS=B*(RT-R(I))/(2*RT*SPT)
970 FS=(FS+ABS(FS))/2 : FC(I)=(2/PI)*ATN(SQR(EXP(2*FS)-1))
980 REM *** REN,CLN オヨビ` EPS(I) ノ ケイサン ***
990 REN=W(I)*C(I)/NU : GOSUB *SUBCL : GOSUB *SUBCD : EPS(I)=CDN/CLN
1000 REM *** A ト AP ノ ケイサン ***
1010 IF I=IM THEN 1070
1020 A=B*W(I)^2*C(I)/(2*PI*R(I)*VC^2*FC(I))*CLN
1030 A=(-1+SQR(1+A*CP*(1-EPS(I)*TP(I))))/2
1040 AP=B*W(I)^2*C(I)*CLN/(8*PI*R(I)^2*VC*OMG*FC(I))
1050 AP=AP*SP*(1+EPS(I)/TP(I))/(1+A) : Y1(I)=A : Y2(I)=AP
1060 GOTO 1090
1070 Y1(IM)=2*Y1(IM-1)-Y1(IM-2) : Y2(IM)=2*Y2(IM-1)-Y2(IM-2)
1080 A=Y1(IM) : AP=Y2(IM) : TPT=TP(IM)
1090 NEXT I
1100 IF IR<4 GOTO 880
1110 REM *** スイリョク ト ハ`ワ ノ ケイサン ***
1120 THR=0 : PWR=0 : C6=4*PI*RHO*VC^2 : C7=4*PI*RHO*VC*OMG
1130 FOR I=0 TO IM
1140 DTHR(I)=(1+Y1(I))*Y1(I)*R(I)*FC(I)
1150 DPWR(I)=(1+Y1(I))*Y2(I)*R(I)^3*FC(I)*OMG
1160 NEXT I
1170 FOR I=0 TO IM-2 STEP 2
1180 THR=THR+DTHR(I)+4*DTHR(I+1)+DTHR(I+2)
1190 PWR=PWR+DPWR(I)+4*DPWR(I+1)+DPWR(I+2)
1200 NEXT I

```

```

1210 THR=C6*THR*DR/3 : PWR=C7*PWR*DR/3 : ETA=THR*VC/PWR
1220 PRINT "THR";THR, "PWR";PWR, "ETA";ETA
1230 END
1240 REM
1250 REM **** クウリキ ケイスウ ノ ホカン *SUBCL,*SUBCM,*SUBCD ****
1260 *SUBCL
1270 GOSUB *SUBCLASS
1280 CL1=(-CL(I1,J1)*(REN-RE2)+CL(I2,J1)*(REN-RE1))/(RE2-RE1)
1290 CL2=(-CL(I1,J2)*(REN-RE2)+CL(I2,J2)*(REN-RE1))/(RE2-RE1)
1300 CLN=(-CL1*(ALD+20-J2)+CL2*(ALD+20-J1))
1310 RETURN
1320 REM
1330 *SUBCD
1340 GOSUB *SUBCLASS
1350 CD1=(-CD(I1,J1)*(REN-RE2)+CD(I2,J1)*(REN-RE1))/(RE2-RE1)
1360 CD2=(-CD(I1,J2)*(REN-RE2)+CD(I2,J2)*(REN-RE1))/(RE2-RE1)
1370 CDN=(-CD1*(ALD+20-J2)+CD2*(ALD+20-J1))
1380 RETURN
1390 *SUBCLASS
1400 ALD=ALP*180/PI
1410 IF ALD<-19 THEN ALD=-19
1420 IF ALD>24 THEN ALD=24
1430 J1=INT(ALD)+20 : J2=J1+1
1440 IF REN<50000! THEN REN=50000!
1450 IF REN>350000! THEN REN=350000!
1460 IF REN<100000! THEN 1470 ELSE 1480
1470 RE1=60000! : RE2=100000! : I1=0 : I2=1 : GOTO 1510
1480 IF REN<130000! THEN 1490 ELSE 1500
1490 RE1=100000! : RE2=130000! : I1=1 : I2=2 : GOTO 1510
1500 RE1=130000! : RE2=260000! : I1=2 : I2=3
1510 RETURN
1520 REM
1530 REM ***** CLDDT *****
1540 REM **** CLDT イカノ 180コノ データハ DEC098L ノ シュツリョク ト カクニスミ ****
1550 DATA -.291806, -.282105, -.255343, -.218127, -.180096
1560 DATA -.151864, -.14236, -.156058, -.190855, -.237457
1570 DATA -.280861, -.303891, -.291982, -.237732, -.143603
1580 DATA -.021588, .110286, .233526, .334827, .409674
1590 DATA .4625, .503419, .542992, .58736, .635889
1600 DATA .682335, .718847, .740811, .750065, .754822
1610 DATA .766223, .793144, .8378, .894365, .951403
1620 DATA .997018, 1.02428, 1.03426, 1.03523, 1.0383
1630 DATA 1.05181, 1.07708, 1.10771, 1.13283, 1.14253
1640 DATA -.261825, -.262273, -.259719, -.245736, -.215025
1650 DATA -.172267, -.13312, -.117623, -.138913, -.193347
1660 DATA -.258052, -.298275, -.281724, -.193115, -.041604
1670 DATA .142832, .322492, .468207, .570855, .642814
1680 DATA .709155, .79357, .906382, 1.04053, 1.17696
1690 DATA 1.29587, 1.38734, 1.45567, 1.51517, 1.57996
1700 DATA 1.65359, 1.72409, 1.76741, 1.75785, 1.6805
1710 DATA 1.54002, 1.36141, 1.18269, 1.04222, .966034
1720 DATA .959706, 1.00758, 1.07916, 1.14004, 1.16364
1730 DATA -.264665, -.258905, -.242595, -.218702, -.192157
1740 DATA -.169333, -.156666, -.15842, -.174173, -.197064
1750 DATA -.213942, -.208041, -.163852, -.07273, .062949
1760 DATA .229077, .40344, .562792, .690829, .783832
1770 DATA .851448, .912044, .984488, 1.07992, 1.19717
1780 DATA 1.32395, 1.443, 1.54023, 1.61057, 1.65874
1790 DATA 1.69438, 1.72448, 1.74714, 1.75069, 1.719
1800 DATA 1.64092, 1.51883, 1.37172, 1.23029, 1.12577

```

```

1810 DATA 1.07717 , 1.08322 , 1.12298 , 1.16527 , 1.18293
1820 DATA -.241667, -.244029, -.246887, -.240703, -.218019
1830 DATA -.18031 , -.139571, -.112957, -.112989, -.13871
1840 DATA -.17306 , -.188532, -.158708, -.069983, .072415
1850 DATA .247029, .425861, .586045, .717746, .824904
1860 DATA .919495, 1.01325 , 1.11162 , 1.21282 , 1.31132
1870 DATA 1.40279 , 1.48658 , 1.56432 , 1.63593 , 1.69627
1880 DATA 1.73565 , 1.7446 , 1.72035 , 1.67098 , 1.61362
1890 DATA 1.56698 , 1.54162 , 1.53361 , 1.52556 , 1.49555
1900 DATA 1.42968 , 1.33173 , 1.22431 , 1.14034 , 1.10856
1910 REM **** CDDT イカノ180コノデータハDEC098Dノシュツリョクトカクニスミ ****
1920 DATA .261826, .251829, .229125, .209048, .201508
1930 DATA .203094, .201885, .190022, .171756, .159115
1940 DATA .159245, .16573 , .162755, .139094, .078987
1950 DATA .078987, .078987, .078987, .078987, .078987
1960 DATA .078987, .078987, .078987, .078987, .169568
1970 DATA .217081, .243012, .242684, .228162, .218618
1980 DATA .226708, .251108, .279874, .301038, .31208
1990 DATA .321515, .341923, .379741, .429097, .474017
2000 DATA .497712, .493086, .467694, .439848, .428006
2010 DATA .280597, .284965, .291145, .285104, .259456
2020 DATA .221249, .186764, .168665, .167237, .172419
2030 DATA .172771, .162394, .141204, .111742, .077993
2040 DATA .039054, .039054, .039054, .039054, .039054
2050 DATA .039054, .039054, .039054, .039054, .039054
2060 DATA .039054, .039054, .039054, .039054, .039054
2070 DATA .039054, .039054, .039054, .039054, .039054
2080 DATA .093069, .208604, .338074, .428432, .454756
2090 DATA .43592 , .413709, .415532, .434946, .446058
2100 DATA .258748, .255923, .247543, .234273, .218074
2110 DATA .202307, .19056 , .184515, .182195, .178119
2120 DATA .165884, .141955, .108336, .072177, .030126
2130 DATA .030126, .030126, .030126, .030126, .030126
2140 DATA .030126, .030126, .030126, .030126, .030126
2150 DATA .030126, .030126, .030126, .030126, .030126
2160 DATA .030126, .030126, .030126, .030126, .082026
2170 DATA .116167, .168765, .240248, .321313, .394174
2180 DATA .440408, .451455, .434757, .410399, .399331
2190 DATA .25141 , .246575, .233505, .215988, .198777
2200 DATA .18581 , .178577, .175228, .170944, .159816
2210 DATA .13779 , .105344, .068174, .017196, .017196
2220 DATA .017196, .017196, .017196, .017196, .017196
2230 DATA .017196, .017196, .017196, .017196, .017196
2240 DATA .017196, .017196, .017196, .017196, .017196
2250 DATA .017196, .017196, .017196, .071729, .105962
2260 DATA .140048, .165677, .18055 , .191673, .212366
2270 DATA .253956, .317074, .388355, .445301, .467091

```

```

[STP] BASIC 001
コウリク イタイノフロベラノセツキ
IM 40 RHO 1.225 NU 1.4607E-05
B 2 RT 1.287 RR .2574 VC 21.1976 RPS 5
T0 0 P0 1200 VS 1.26396 T 50.8694 ETA .898592
セツキイランカイセイノウケイサン
RHO 1.225 NU 1.4607E-05 VC 21.1976 PPS 5
THED 0
THR 50.8281 PWR 1199.04 ETA .898581

```

航空宇宙技術研究所報告1071号

平成2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丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田2-1-18
