

高性能 / 低騒音ヘリコプタ・ブレード用翼型の研究(その 2)*

- 第二次遷音速二次元風洞試験 -

辻内 智 郁^{*1} 土橋 昭 彦^{*1} 稲垣 健次郎^{*1}
齊藤 茂^{*2} 佐藤 衛^{*3} 神田 宏^{*3}
戸田 亘 洋^{*3}

Study on High Performance/Low Noise Airfoil of Helicopter Blade (2nd Report)*

- Second Two-Dimensional Transonic Wind Tunnel Tests -

Tomoka TSUJUCHI^{*1}, Akihiko TSUCHIHASHI^{*1}, Kenjiro INAGAKI^{*1}
Shigeru SAITO^{*2}, Mamoru SATO^{*3}, Hiroshi KANDA^{*3}
Nobuhiro TODA^{*3}

ABSTRACT

This report shows the results of the second two-dimensional transonic wind tunnel testing for new ATIC airfoils. This test was the result of cooperative work between ATIC and NAL and was conducted at NAL 0.8m × 0.45m High Re. Number Transonic Wind Tunnel in 1999. The new airfoils, AK080E, AK100G, AK120G and AK120H, were designed at the second stage of ATIC airfoil research. AK100G/ AK120G were obtained by modifying AK100D, which was designed at the first stage, in order to achieve high $C_{l_{max}}$ about Mach number 0.6. AK080E was made to accomplish high $C_{l_{max}}$ and low C_{m0} by adding the contour change to AK080A, which was designed at the same stage as AK100D. And AK120H was redesigned in order to decrease the C_{m0} of AK120G. In this wind tunnel testing, the effects of the improvements of these new airfoils were confirmed.

During this test campaign, AK100D was also tested again in order to evaluate the influence of the wind tunnel modification, because NAL 0.8m × 0.45m High Re. Number Transonic Wind Tunnel was modified between the first test and this test campaign. AK100D shows the almost same results before and after the modification, and the modification of the wind tunnel seems to have no bad effect on the airfoil aerodynamic characteristics. To confirm the influence of the wind tunnel modification clearly, a more detailed investigation for the characteristic of the wind tunnel may be needed.

Keywords: Helicopter, Blade, Noise, Wind Tunnel

概 要

1999年にNAL 0.8 × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞において、ATIC と NAL の共同研究として実施した、ATIC 翼型の第二次遷音速二次元風洞試験の結果について報告する。本風洞試験では、ATIC の第二次設計ステージで新規に設計した AK080E、AK100G、AK120G および AK120H 翼型と、第一次設計ステージで設計した AK100D 翼型の空力データを取得した。

上記翼型のうち、AK100G/ AK120G 翼型は、AK100D の前縁を変更することによって、M = 0.6 近辺で

* 平成 13 年 9 月 3 日受付 (Received 3 September 2001)

*1 (株) コミュニティヘリコプタ先進技術研究所

*2 航空宇宙技術研究所 流体科学研究センター

*3 航空宇宙技術研究所 風洞技術開発センター

の $C_{l_{max}}$ の向上を目的として設計したものである。また、AK080E 翼型は、AK080A 翼型のコンターに修正を加えることによって、 $C_{l_{max}}$ の向上と C_{m0} の低減を目的として設計された。AK120H 翼型は、AK120G 翼型の C_{m0} を低減することを目的として、AK120G 翼型の後縁を修正して再設計したものである。これらの新しい翼型が、設計時の要求通りの性能を示すことが、本風洞試験において確認された。

また、NAL 0.8 × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞は、1995 ~ 1997 年にかけて改修が実施されており、改修前に行われた第一次遷音速二次元風洞試験でも供試体として採用された AK100D 翼型を用いて、風洞改修の影響を評価した。AK100D 翼型は、改修前後でほぼ同等の空力特性を示しており、風洞の改修が翼型の空力特性に悪影響を与えていないものと考えられるが、風洞改修の影響を確認するためには、更に詳細な検討が必要である。

記 号

C	: 翼弦長
C_C	: 軸力係数
C_{dk}	: 検査断面 k における抵抗係数
$C_{dk}(j)$: 抵抗係数を求めるための微分値
C_{dp}	: 圧力抵抗係数
C_d	: 抵抗係数
C_l	: 揚力係数
$C_{l_{max}}$: 最大揚力係数
C_m	: 1/4 翼弦位置回りのピッチングモーメント
C_{m0}	: 無揚力時における 1/4 翼弦位置回りのピッチングモーメント
$C_{mL.E.}$: 翼前縁回りのピッチングモーメント
C_n	: 垂直力係数
C_p	: 翼面上圧力分布
$C_p(i)$: i 番目の静圧孔の C_p 値(圧力係数)
D	: 抗力($C_d \times Q \times S$)
$Hk(j)$: 検査断面 k におけるピトー位置での伴流の総圧
L	: 揚力($C_l \times Q \times S$)
L/D	: 揚抗比
L/D_{max}	: 最大揚抗比
M	: 一様流マッハ数
M_{dd}	: 抵抗発散マッハ数($C_l = 0.0$)
P_L	: プレナム室静圧
P	: 一様流静圧($=P_L$)
P_0	: よどみ点圧力
$Pw(j)$: ピトー位置での伴流の静圧
Q	: 動圧
Re	: レイノルズ数
S	: 供試体翼面積
T_0	: 淀み点温度
$X(i)$: i 番目の静圧孔の X 座標(翼弦方向)
$Z(i)$: i 番目の静圧孔の Z 座標(厚み方向)
$Z(j)$: ピトー管位置
α	: 迎角

α_c : 補正迎角

上付 ~ : 平均値

1. はじめに

(株)コンピュータヘリコプタ先進技術研究所(以下、ATIC)では、ヘリコプタの機外騒音問題に対して、ロータが発生する騒音に的を絞って、低騒音化を実現するロータの概念設計/要素研究/解析手法の開発を進めてきた。翼型については、要素研究の一環として高性能/低騒音を目指した研究を進めた。

従来のヘリコプタ用翼型は、特に空力性能の向上を目指して設計されたものがほとんどであり^{(1)~(3)}、空力騒音の低減化に着目して設計された例は少ない。ATIC で翼型と騒音の関係进行调查した結果⁽⁴⁾、回転騒音を低減するにはフラットな圧力分布を実現すること、高速衝撃騒音低減に対しては M_{dd} を向上させるために薄翼化を実現することが効果的であるなどの知見が得られた。これらの知見を基に、まず、厚み比 8% の AK080A/B/E/F 翼型および厚み比 10% の AK100C/D 翼型を開発し^{(5)~(8)}、AK080A/AK100D 翼型については、NAL 0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞(旧名称: NAL 二次元遷音速風洞)で第一次風洞試験を実施し、空力特性データを取得した⁽⁸⁾。

AK080A/AK100D 翼型を適用した低騒音ブレード AT1(図 1.1 参照)について、1998 年に DNW(ドイツ・オランダ風洞)でモデル・ロータ風洞試験を実施したところ、騒音面では、当初の期待通り騒音低減が達成されたが、特に高推力時のロータ性能において必要パワー増加が大きく、期待された性能向上を得ることができなかった^{(9)~(11)}。そこで、第二次翼型設計として、高推力時の性能向上を目指して、これらの翼型の改良設計を実施し、新たに AK080E、AK100G、AK120G および AK120H 翼型を開発し、その特性を今回の第二次風洞試験で確認した。なお、本風洞試験は ATIC/NAL の共同研究の一環として行われた。

以下では、ATIC で行った翼型設計の概略および新たに設計した翼型の第二次風洞試験結果について述べる。

2. ATIC における翼型設計の概略

本章では、これまで ATIC が行ってきた翼型設計の概略を述べる。

2.1 第一次翼型設計および評価

第一次翼型設計としては、高性能化の観点から C_{lmax} 向上のためのドループ付加、騒音低減化の観点から回転騒音に対しフラットな圧力分布、高速衝撃騒音に対し M_{dd} 向上のための薄翼化を設計目標とした。その結果、高い性能を有する AK080A/AK100D 翼型の開発に成功した^{(5)~(6)}。

これらの翼型を評価するために、1996 年 11 月に NAL 0.8m x 0.45m 高 Re 数遷音速風洞 (旧名称 : NAL 二次元遷音速風洞) において第一次風洞試験を実施した⁽⁸⁾。また、AK080A/AK100D 翼型を適用した AT1 ブレード (図 1.1 参照) に関し、1998 年 1 ~ 3 月にオランダにある DNW (ドイツ・オランダ風洞) で DNW 第一次風洞試験を行い、ロータとしての評価を実施した^{(9)~(11)}。この結果、AT1 ブレードは、ホバリング性能が期待されたよりも悪く、また、高推力時にはロータ・トルクが他のロータに比べて早く増大するという欠点が明らかとなった。

これより、第一次設計翼型に関して、以下の問題点および改良すべき点が判明した。

AK080A 翼型

- 低速域での C_{lmax} が低く、 M_{dd} が必要以上に高い
- 低速域での C_{lmax} 向上 (M_{dd} 目標を低めに設定)
- ピッチング・モーメントが大きい

C_{m0} 低減

AK100D 翼型

- 中速域での C_{lmax} が低い
- 中速域での C_{lmax} 向上
- ピッチング・モーメントが大きい

C_{m0} 低減

これらの点を踏まえた上で第二次翼型設計を実施した。

2.2 第二次翼型設計

第二次設計に先立って、まずロータの作動領域の再検討を行い、改めてロータブレードの各スパン位置で使用する翼型に要求される性能を検討し直した。

(1) AK080E 翼型の設計

AK080A 翼型は低速域での C_{lmax} が低く、一方で M_{dd} が必要以上に高いことが判明した。そこで、 M_{dd} の目標値を

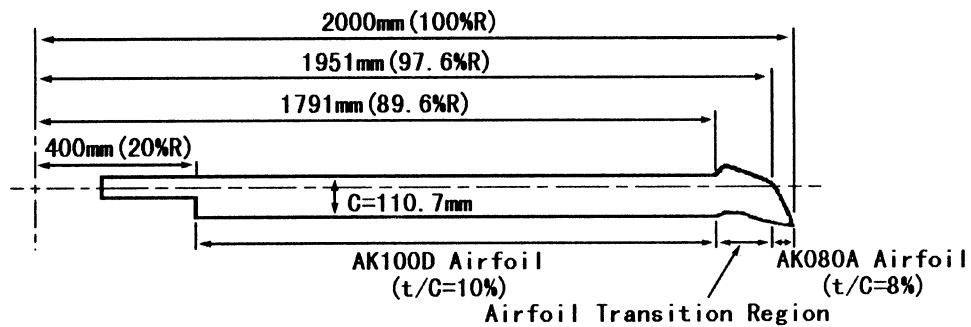


図 1.1 AT1 ブレード (DNW 第一次風洞試験供試体)

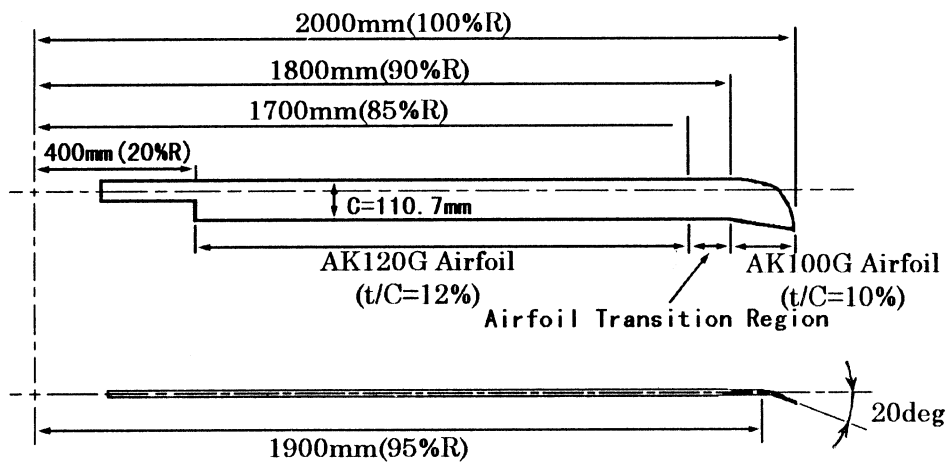


図 1.2 AT2 ブレード (DNW 第二次風洞試験供試体)

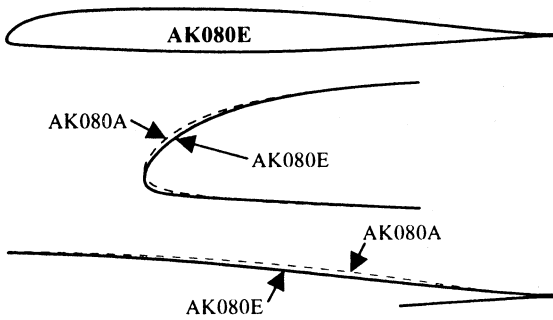


図 2.1 AK080E 翼型

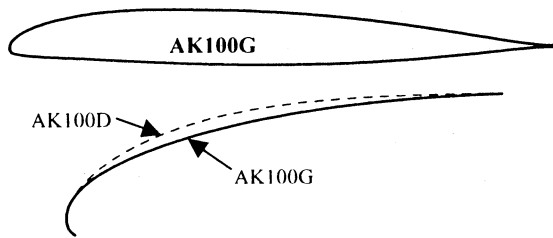


図 2.2 AK100G 翼型

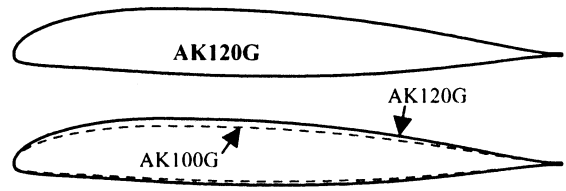


図 2.3 AK120G 翼型

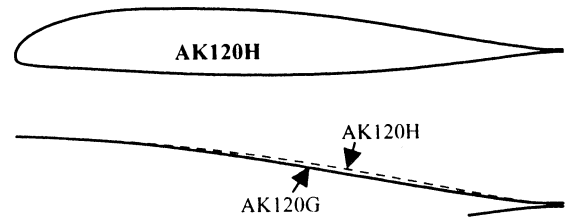


図 2.4 AK120H 翼型

低めに設定し直し、 C_{lmax} 向上のために前縁部にドループを付加した。また、ピッチング・モーメント低減のために後縁部のそりを小さくした。これらの改良により図 2.1 に示す AK080E 翼型を得た⁽⁶⁾。

(2) AK100G/ AK120G 翼型の設計

ロータ面の揚力分布において、ホバリング時の翼端部や前進飛行時のロータ前後部など、揚力を稼ぐ場所では中速域の条件になっている。AK100D 翼型は中速域での C_{lmax} が他の速度域に比べて低く、ロータとしての作動領域を考えた場合、ロータの失速余裕が少ない、すなわち、高推力時の性能向上が得られないことが判明した^{(9)~(11)}。そこで、中速域での C_{lmax} 向上のために、前縁サクシオンピークを抑制するような前縁上面コンターの修正を施した。これにより図 2.2 に示す AK100G 翼型を得た。更に AK100G 翼型を翼厚方向に 1.2 倍することで図 2.3 に示す厚み比 12% の AK120G 翼型を得た⁽¹²⁾。また、AK100G/ AK120G 翼型を適用した AT2 ブレード(図 1.2 参照)を開発し⁽¹³⁾、DNW 第二次風洞試験において評価を実施した^{(14)~(16)}。

また、AK100G/ AK120G 翼型はピッチング・モーメントが大きいことから、CFD による検討を実施した結果、ピッチング・モーメント低減のためには、後縁にタブを付加することで性能を大きく低下させることなくピッチング・モーメントを低減できる見通しを得た⁽⁷⁾。

(3) AK120H 翼型の設計

AK120G 翼型のピッチング・モーメントを低減させるために、後縁タブによる方法の他に翼型コンターを修正することを試みた。AK120G 翼型の後縁部のそりを小さくする

ことにより図 2.4 に示す AK120H 翼型を得た。

3. 風洞試験の概要

本章では、新規設計翼型に対して NAL で実施した第二次風洞試験の概要について述べる。

3.1 試験場所(風洞)

風洞試験は、NAL 0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞を用いて実施した(図 3 参照)。この風洞は 1995 年度から 1997 年度にかけて改修が行われている⁽¹⁷⁾。風洞改修の主な項目は表 1 に示す通りである。

なお、第一次風洞試験は風洞改修前に実施されているため、風洞改修前後で試験データの差異が無いことを確認し、かつ改修後の風洞検定の資料とするため(NAL 依頼事項)、風洞改修前に試験を実施した AK100D 翼型について第二次風洞試験でも試験を実施した。

3.2 試験内容

(1) 試験目的

- 第二次設計翼型および基準翼型の空力データ取得
- 風洞改修の影響を検討するためのデータ取得

(2) 試験実施時期

1999 年 10 ~ 12 月

(3) 供試体概要

供試体は AK080E(8%), AK100D(10%), AK100G(10%), AK120G(12%), AK120H(12%), NACA23012mod(12%) の計 6 体である。AK100D 翼型は、風洞改修の影響を把握するために採用した。NACA23012mod 翼型は、現用ヘリコプタの代表翼型として、新規設計翼型の比較データを取

表1 NAL高レイノルズ数二次元遷音速風洞の主な改修項目

改修項目	改修前	改修後
マッハ数範囲	M=0.2~1.17	M=0.2~1.4
最大レイノルズ数	40×10 ⁶ (基準長250mm)	32×10 ⁶ (基準長200mm)
プリナム室	2800mm×4200mm (直径×長さ)	2800mm×2450mm (直径×長さ)
測定部	300mm×1000mm×3500mm (スパン×高さ×長さ)	450mm×800mm×2450mm (スパン×高さ×長さ)
供試体	300mm×200mm (スパン×コード)	450mm×200mm (スパン×コード)

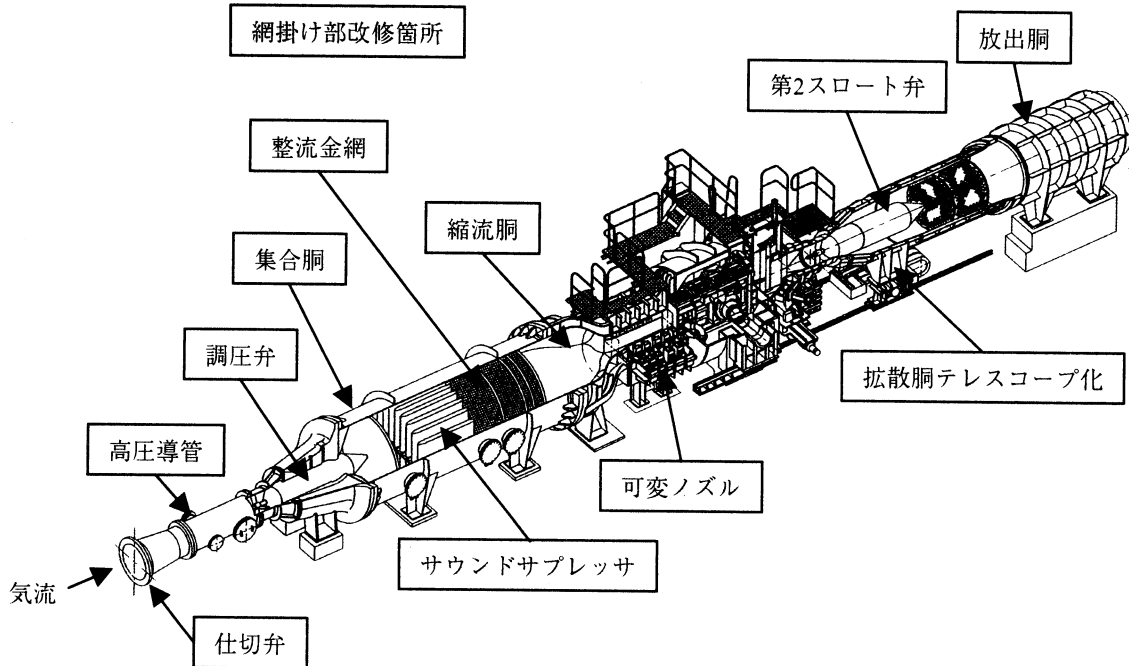


図3 NAL高レイノルズ数二次元遷音速風洞(全体図)

得するために採用した(DNW 風洞試験の基準ブレードにも採用)。いずれもコード長:200mm、スパン長:450mmである。圧力孔は上面37点、下面30点の計67点である。供試体の主要諸元を表2に、圧力孔位置を図4にそれぞれ示す。

(4) 試験ケース

気流条件は想定実機の運用範囲より決定し、試験レイノルズ数は $2.3 \times 10^6 \sim 7.2 \times 10^6$ 、マッハ数は 0.3 ~ 0.925 とした。各供試体の試験ケースを表3に示す。

風洞試験は、マッハ数を固定して、迎角スイープによりデータを取得した。一度の通風で所定の迎角範囲を計測しきれない場合は、迎角範囲を重複させながら複数回に分けて計測を行った。

第一次風洞試験において、通風はレイノルズ数制御で行っていたが、今回の第二次風洞試験では、マッハ数と C_{lmax} の関係を把握することが目的となっており、迎角の増加につれてマッハ数が低下することを避けるために、

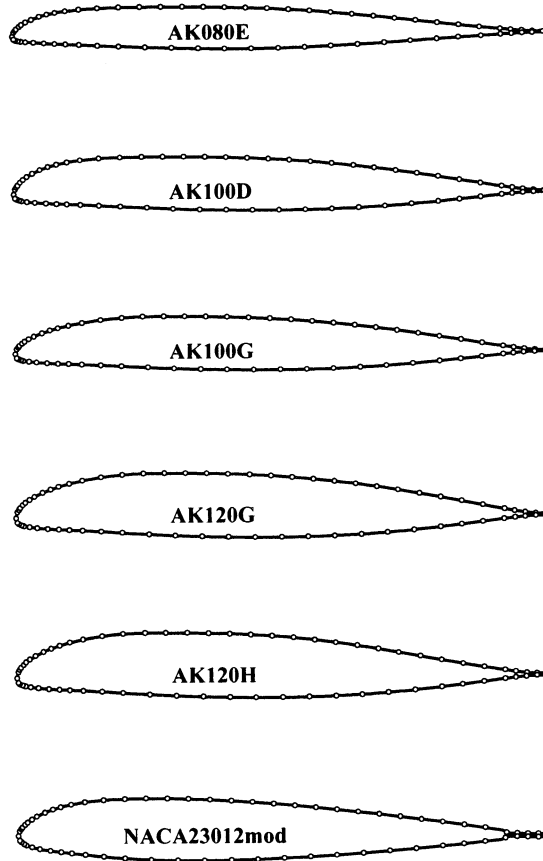
表2 供試体主要諸元

翼弦長	200mm	
スパン長	450mm	
静圧孔数	上面37点	計67点
	下面30点	
静圧孔外径	0.5mm	
静圧孔位置	図4参照	
構造	上下2分割ボルト固定構造	
材質	SCM435	
応力モニタ	なし	

マッハ数一定の通風制御で計測を実施した。

(5) 計測項目

供試体表面に開けた圧力孔による翼型表面の圧力分布、ピトー管による伴流分布を計測するとともに、シュリーレン法による流れの可視化を、ビデオとスチール写真により記録した。



前縁付近の圧力孔が密になっているところは
スパン方向にずらして製作している

上面		下面	
No.	X/C(%)	No.	X/C(%)
1	0.00	-	-
2	0.25	38	0.25
3	0.50	39	0.50
4	0.75	40	1.00
5	1.25	41	1.50
6	1.75	-	-
7	2.50	42	2.50
8	3.50	-	-
-	-	43	4.00
9	5.00	-	-
-	-	44	6.00
10	6.50	-	-
11	8.00	45	8.00
12	10.00	46	10.00
13	12.50	47	12.50
14	16.00	48	16.00
15	20.00	49	20.00
16	24.00	-	-
-	-	50	25.00
17	28.00	-	-
-	-	51	30.00
18	32.00	-	-
-	-	52	35.00
19	36.00	-	-
20	40.00	53	40.00
21	44.00	-	-
-	-	54	45.00
22	48.00	-	-
-	-	55	50.00
23	52.00	-	-
-	-	56	55.00
24	56.00	-	-
25	60.00	57	60.00
26	64.00	-	-
-	-	58	65.00
27	68.00	-	-
-	-	59	70.00
28	72.00	-	-
-	-	60	75.00
29	76.00	-	-
30	80.00	61	80.00
31	84.00	62	84.00
32	88.00	63	88.00
33	92.00	64	92.00
34	94.00	65	94.00
35	96.00	66	96.00
36	98.00	67	98.00
37	100.00	-	-

図4 圧力孔位置

3.3 データ処理方法

第一次風洞試験の時と同様のデータ処理を行った。供試体表面上に開けられた圧力孔の圧力分布と供試体下流に設けられたピトー管トラバース装置による伴流分布から C_l , C_d , C_m などの空力係数を得た。圧力孔で計測された圧力を用い、前縁～上面～後縁～下面～前縁の時計回りに次式によって積分を行い、各空力係数を算出した。

$$C_n = \frac{-1}{2C} \sum_{i=1}^n [C_p(i+1) + C_p(i)] \times [X(i+1) - X(i)]$$

$$C_c = \frac{-1}{2C} \sum_{i=1}^n [C_p(i+1) + C_p(i)] \times [Z(i+1) - Z(i)]$$

$$C_{mL.E.} = \frac{-1}{2C^2} \sum_{i=1}^n [C_p(i+1) \times X(i+1) + C_p(i) \times X(i)] \times [X(i+1) - X(i)] \\ + \frac{-1}{2C^2} \sum_{i=1}^n [C_p(i+1) \times Z(i+1) + C_p(i) \times Z(i)] \times [X(i+1) - X(i)]$$

$$C_l = C_n \times \cos \alpha - C_c \times \sin \alpha$$

$$C_{dp} = C_n \times \sin \alpha + C_c \times \cos \alpha$$

$$C_m = 0.25 \times C_n + C_{mL.E.}$$

ここで、 i は圧力孔の添え字で、前縁～上面～後縁～下

表 3.1 試験ケース表 (AK080E 翼型)

AK080E		α (degree)																	P_0 (Kgf/cm ²)	$Re \times 10^6$	備考			
M	Run#	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12				13	14	15
0.300	9741	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9742																							
	9743																							
	9754																							
	9755																							
0.400	9727	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9728																							
	9729																							
	9753																							
0.500	9734	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9735																							
	9736																							
0.600	9737	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9738																							
0.700	9730	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9731																							
0.750	9732	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9750																							
0.775	9745	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9746																							
0.800	9733	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
0.825	9739	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
0.840	9751	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
0.850	9740	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9752																							
0.860	9749	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
0.875	9744	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
0.900	9747	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
0.925	9748	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●

表 3.2 試験ケース表 (AK100D 翼型)

AK100D		α (degree)																	P_0 (Kgf/cm ²)	$Re \times 10^6$	備考			
M	Run#	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12				13	14	15
0.300	9669	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9670																							
	9671																							
	9677																							
0.400	9653	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9652																							
	9654																							
	9678																							
	9682																							
0.500	9661																							
	9662																							
	9663	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
0.600	9664	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9665																							
0.700	9667	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9668																							
0.750	9674	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
0.775	9675	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9676																							
0.800	9655	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9656																							
	9657																							
0.825	9658	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9680																							
0.840	9679	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
0.850	9659	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	9681																							
0.875	9673	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
0.900	9672	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●

表 3.3 試験ケース表 (AK100G 翼型)

AK100G		α (degree)																	P_0 (Kgf/cm ²)	$Re \times 10^6$	備考				
M	Run#	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12				13	14	15	16
0.300	9634	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9635																								
	9636																								
	9651			●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	
	9643																								
	9644	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●														
	9649	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●														
0.400	9620	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9618																								
	9621																								
	9619																								
	9641			●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	
0.500	9626	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9627																								
	9628																								
	9642			●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	
0.600	9629	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9630																								
0.700	9631	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9632																								
	9640																								
	9645																								
0.750	9637	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.775	9638	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9639																								
0.800	9622	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.810	9647	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.825	9623	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.840	9646	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.850	9624	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.875	9625	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.900	9633	●	●	●	●	●	●	●	●	●															

表 3.4 試験ケース表 (AK120G 翼型)

AK120G		α (degree)																	P_0 (Kgf/cm ²)	$Re \times 10^6$	備考				
M	Run#	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12				13	14	15	16
0.300	9694	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9695																								
	9696																								
	9703					●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	
0.400	9685	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9683																								
	9684																								
	9707			●	●	●	●	●	●	●	●														
0.500	9689	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9690																								
	9691																								
	9706																								
0.600	9692	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9693																								
0.700	9686	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9687																								
0.750	9688	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.775	9698	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
	9699																								
0.785	9708	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.800	9700	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.825	9701	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.850	9702	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.875	9704	●	●	●	●	●	●	●	●	●															
0.900	9705	●	●	●	●	●	●	●	●	●															

表 3.5 試験ケース表 (AK120H 翼型)

AK120H		α (degree)																	P_0 (Kgf/cm ²)	$Re \times 10^6$	備考								
M	Run#	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12				13	14	15	16	17	18		
0.300	9711	●	●	●	●	●																			1.788	2.320			
	9712																												
	9721	●				●																							
0.400	9709	●	●	●	●	●																			1.842	3.094			
	9710																												
0.500	9715	●	●	●	●	●																			1.914	3.867			
	9719																												
0.600	9718	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.003	4.641			
	9717																												
0.700	9713	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.111	5.414			
	9714																												
	9716	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●					
0.750	9720	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.172	5.801			
0.775	9725	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.205	5.994			
0.800	9723	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.238	6.188			
0.825	9726	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.274	6.381			
0.850	9724	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.310	6.574			

表 3.6 試験ケース表 (NACA23012mod 翼型)

NACA23012mod		α (degree)																	P_0 (Kgf/cm ²)	$Re \times 10^6$	備考								
M	Run#	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12				13	14	15	16	17	18		
0.300	9615	●		●	●	●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	1.788	2.320			
	9616																												
	9617																												
0.400	9613	●	●	●	●	●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	1.842	3.094			
	9614																												
0.500	9598	●	●	●	●	●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	1.914	3.867			
	9599	●	●	●	●	●		●		●		●		●		●		●		●		●		●					
	9601	●	●	●	●	●		●		●		●		●		●		●		●		●		●					
	9600	●	●	●	●	●		●		●		●		●		●		●		●		●		●					
0.600	9602	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.003	4.641			
	9603																												
0.700	9611	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.111	5.414			
	9612																												
0.750	9604	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.172	5.801			
	9605																												
0.775	9606	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.205	5.994			
0.800	9607	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.238	6.188			
0.825	9608	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.274	6.381			
0.850	9609	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.310	6.574			
0.875	9610	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	2.348	6.768			

面～前縁の時計回りに数える(注：図4に示す圧力孔番号とは異なる)。i=1を前縁、i=nを最後の圧力孔として、 $X(n+1)=X(1)$, $Z(n+1)=Z(1)$, $C_p(n+1)=C_p(1)$ の関係がある。

抵抗係数は次式により伴流分布データを用いて計算した。今回の試験では、検査断面 $k=1$ の $C_d k$ 値を抵抗係数 C_d として代表させている。

$$C_d k(j) = 2 \left(\frac{P_w(j)}{\tilde{P}_\infty} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \times \left(\frac{Hk(j)}{\tilde{P}_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\times \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{P_w(j)}{Hk(j)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{\tilde{P}_\infty}{\tilde{P}_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \times \left\{ 1 - \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{P_w(j)}{Hk(j)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{\tilde{P}_\infty}{\tilde{P}_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \right\}$$

$$C_d k = \frac{-1}{2C} \sum_{j=1}^m [C_d' k(j+1) + C_d' k(j)] \times [Z(j+1) - Z(j)]$$

今回の試験も、前回と同様に一回の通風で計測する迎角の範囲が大きいため、トラバース範囲を広めに設定した。 $C_d' k(j)$ の値が0.005以上になる区間の、ピーク位置から両側各々1.5倍の区間を積分の対象としている。ただし、 C_d を算出する積分範囲はデータが存在する区間内である。この方法により、伴流を含まない区間での積分誤差を抑えることができる。

4. 試験結果および考察

この章では、試験結果および考察を述べる。

4.1 第二次風洞試験データの再現性について

第二次風洞試験で取得した三分力データをマッハ数毎に

プロットし、データのばらつきとして図 5 に示す。同様にレイノルズ数とマッハ数についても図 6 に示す。図 5 および図 6 では、全データの中からマッハ数 $M=0.3, 0.6$ および 0.85 の結果を代表して示している。

マッハ数 $M=0.5 \sim 0.775$ の範囲においては、図 5.2 に代表されるように、データの再現性は良好であった。また、この範囲においては迎角スイープ時のマッハ数制御も良好である。レイノルズ数については、温度変化に起因すると考えられる若干の変化が見られるが、試験データに大きく影響を及ぼす程の変化では無いと考える。

マッハ数 $M=0.3 \sim 0.4$ ではデータのばらつきが大きい。特にマッハ数 $M=0.3$ においては、図 5.1 に示すようにデータのばらつきが顕著である。この原因については、よどみ点圧力 P_0 が低いことによる気流の不安定等が考えられるが、風洞検定結果を含めた今後の検討が必要である。なお、 $C_l-\alpha$ 線形領域においても、ばらつきが大きいので、データの取り扱いには注意が必要である。

マッハ数 $M=0.8$ 以上では、図 5.3 に代表されるように失速後におけるデータに若干のばらつきが認められる。失速領域であり、後流の不安定性、衝撃波の微妙な違い等に起因するものと考えられるが、低迎角での再現性は良好であり、実用上は問題無い。

4.2 第一次 / 第二次風洞試験の比較(AK100D 翼型)

風洞改修の影響を調べるため、風洞改修前の第一次風洞試験でデータを取得している AK100D 翼型を用いて、改修後の風洞で空力データを取得した(供試体は改修後の風洞に合わせて新規に製作した)。図 7 に、三分力に関する第一次風洞試験と第二次風洞試験の比較を、全データの中から代表して、マッハ数 $M=0.4, 0.6$ および 0.9 について示す。また、圧力分布の比較を、同様にマッハ数 $M=0.4, 0.6$ および 0.9 について図 8 に示す。

図 7.2 に代表されるように、マッハ数 $M=0.85$ 以下での失速前の $C_l-\alpha$ 線形領域では、三分力とも第一次風洞試験と第二次風洞試験の結果は、良く一致している。また、マッハ数 $M=0.5 \sim 0.7$ では、最大揚力係数 C_{lmax} の一致も良好である。

マッハ数 $M=0.3 \sim 0.4$ の低マッハ数においては、 C_{lmax} に差が見られる。これは、第一次風洞試験と第二次風洞試験でレイノルズ数が異なっているため、レイノルズ数が高い第一次風洞試験の C_{lmax} が高くなったものと考えられる。このことは、第二次風洞試験において、マッハ数 $M=0.4$ のレイノルズ数を第一次風洞試験と合わせた試験を追加した結果、図 7.1 に示すように C_{lmax} が第一次風洞試験の値に良く一致したことにより確認できる。

マッハ数 $M=0.7$ 以上の高迎角、及びマッハ数 $M=0.85$ 以上では、図 7.3 および図 8.3 に代表されるように、第一

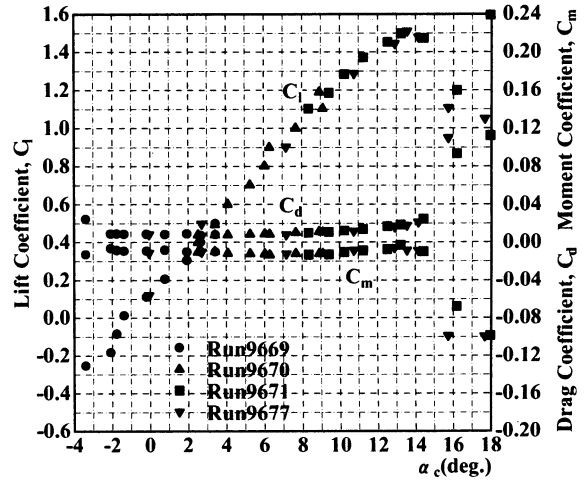


図 5.1 三分力データのばらつき (M=0.300, AK100D 翼型)

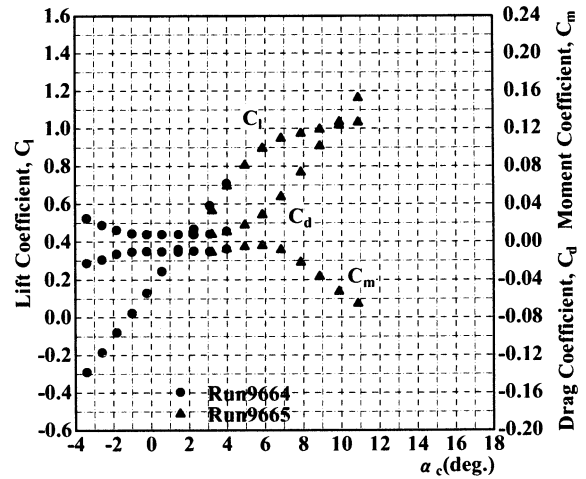


図 5.2 三分力データのばらつき (M=0.600, AK100D 翼型)

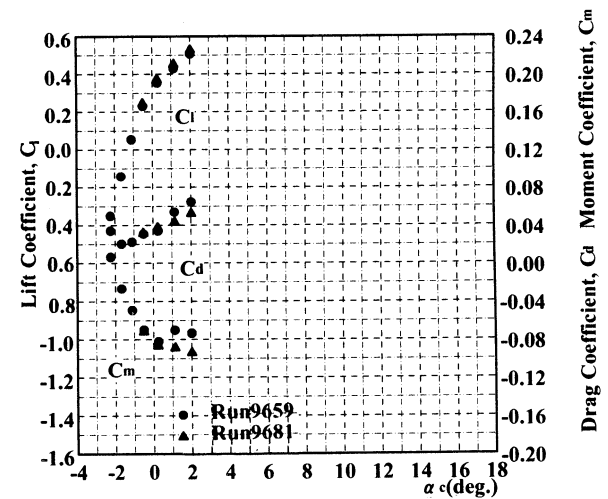


図 5.3 三分力データのばらつき (M=0.850, AK100D 翼型)

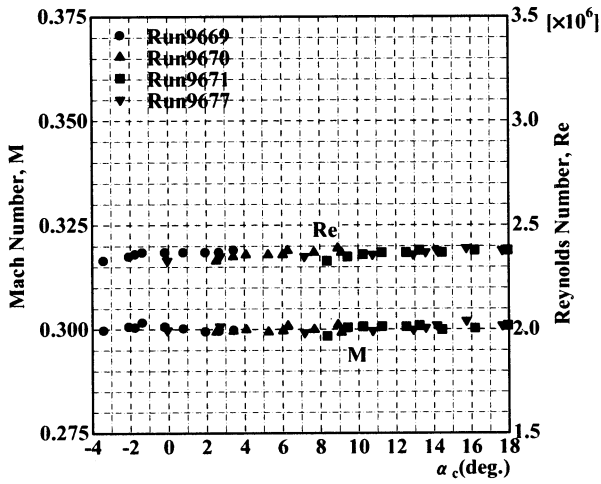


図 6.1 マッハ数/レイノルズ数のばらつき (M=0.300, AK100D 翼型)

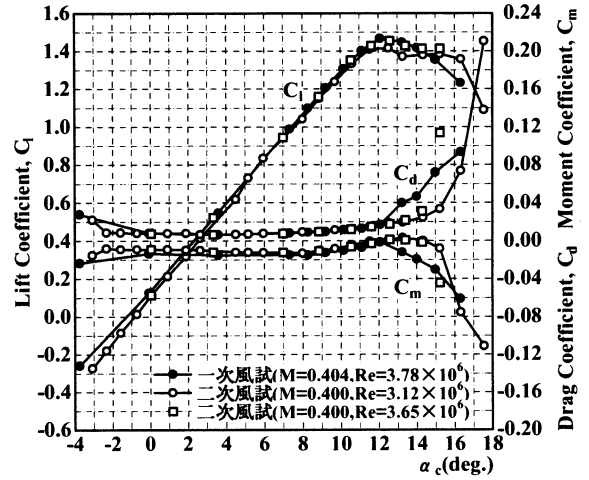


図 7.1 三分カデータの比較 (M=0.400, AK100D 翼型)

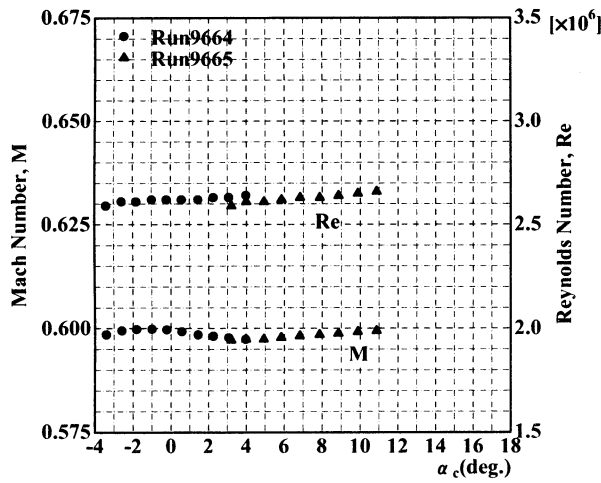


図 6.2 マッハ数/レイノルズ数のばらつき (M=0.600, AK100D 翼型)

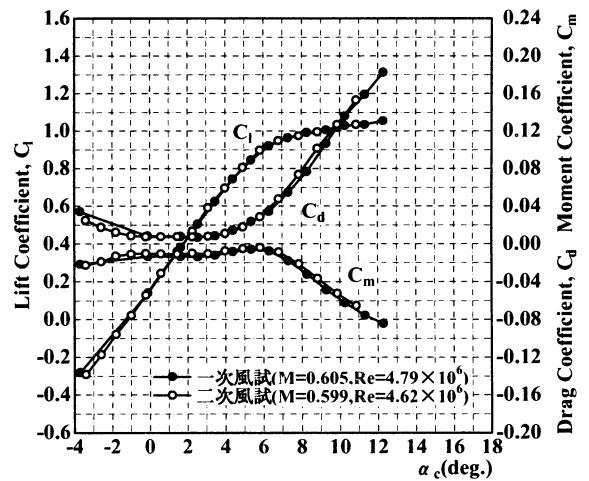


図 7.2 三分カデータの比較 (M=0.600, AK100D 翼型)

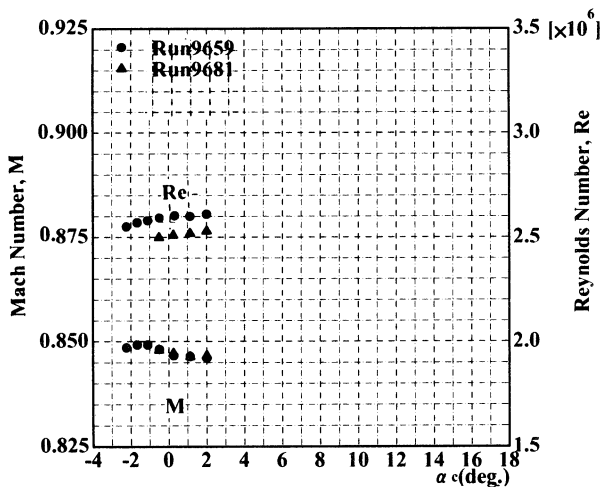


図 6.3 マッハ数/レイノルズ数のばらつき (M=0.850, AK100D 翼型)

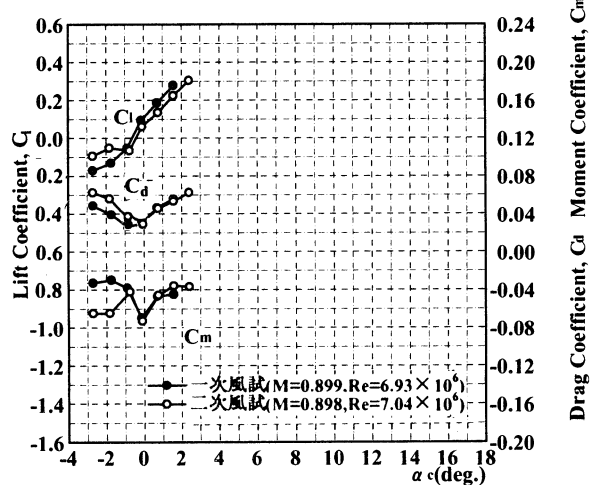


図 7.3 三分カデータの比較 (M=0.900, AK100D 翼型)

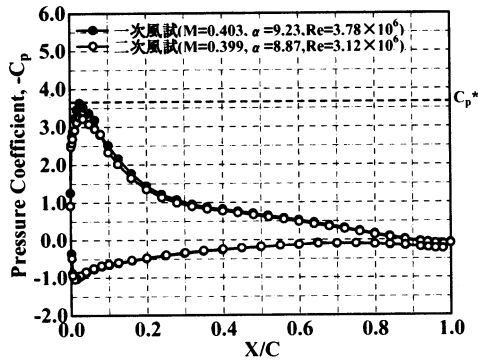


図 8.1 圧力分布の比較
(M=0.400, AK100D 翼型)

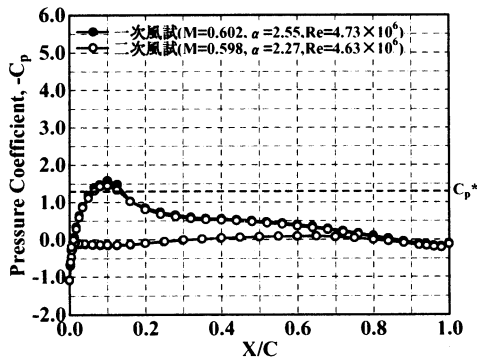


図 8.2 圧力分布の比較
(M=0.600, AK100D 翼型)

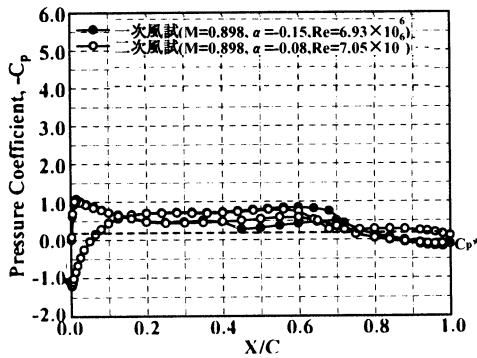


図 8.3 圧力分布の比較
(M=0.900, AK100D 翼型)

次風洞試験と第二次風洞試験で若干の差異が認められる。これらの領域は、衝撃波が発生する領域であり、

- 翼型コンターの微妙な差異
(仕様は同じであり、製造誤差による)
- 供試体の表面粗さ(粗度)の微妙な差異
(仕様は同じであり、製造誤差による)
- 圧力孔の影響の差異
(仕様は同じであり、製造誤差による)
- 風洞壁の影響の差異(測定部高さ 1000mm 800mm)

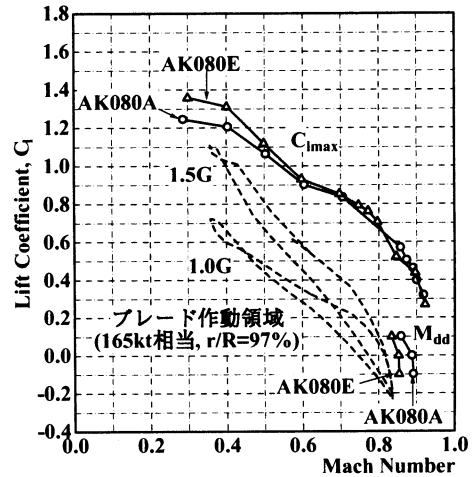


図 9 AK080E 翼型の C_{lmax} , M_{dd}

- 供試体スパンの差異 (供試体スパン 300mm 450mm)
 - 気流の安定性
- 等の影響により、衝撃波の発生状況(発生位置や強さ等)が微妙に違うこと等に起因していると考えられ、風洞検定結果を含めた今後の検討が必要である。

これら差異が認められるケースは、失速あるいは M_{dd} を超えた領域であり、ヘリコプタの通常運用範囲内の条件では、第一次風洞試験と第二次風洞試験でのデータの一致は良好であり、試験で得られた空力データを用いてヘリコプタの性能検討を行う上で実用上問題とならない。

なお、ATIC では、常用速度/迎角範囲におけるデータの改修前後の再現性が良好なこと、データ点数が多いこと、また、今後の取得データは全て改修後のものとなること等から、風洞改修後のデータを正規のデータとして使用していくこととした。

4.3 第二次設計翼型の空力性能

(1)AK080E 翼型

図 9 に C_{lmax} と M_{dd} を AK080A 翼型と比較した結果を示す。この図にはブレード作動領域を併記している。この図から AK080E 翼型は、AK080A 翼型に比べて低速域での C_{lmax} が大きく向上しており、ブレード作動領域に対して、低速域での失速余裕が大きくなっていることがわかる。一方、高速域での M_{dd} に関しては、AK080A 翼型に比べて低下するものの、ブレード作動領域に対して十分余裕があり問題のないことがわかる。

図 10 に、無揚力時のピッチング・モーメント係数 C_{m0} を示す。AK080E 翼型は AK080A 翼型のピッチング・モーメントを大きく低減させ、設計目標である $C_{m0} = 0.01$ を十分満足していることが確認できる。

(2)AK100G/AK120G 翼型

図 11 に C_{lmax} と M_{dd} を AK080A/AK100D および

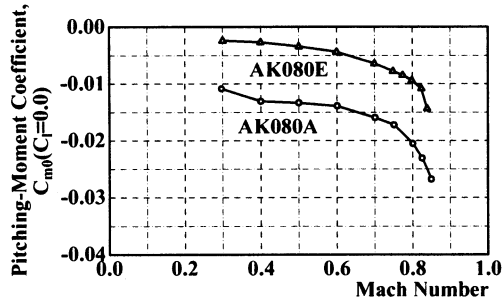


図 10 AK080E 翼型の C_{m0}

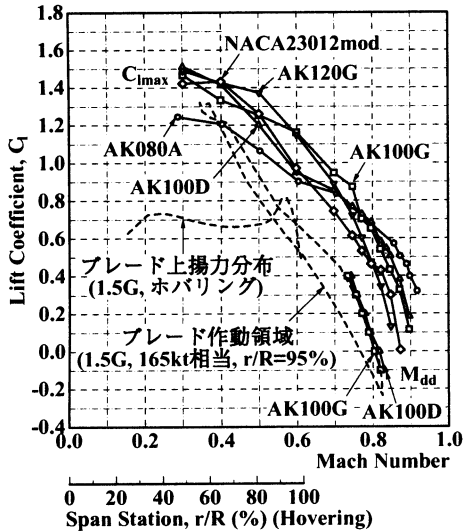


図 11 AK100G/AK120G 翼型の C_{lmax} , M_{dd}

NACA23012mod 翼型と比較した結果を示す。また、ホバリング時のブレード上揚力分布と高速前進飛行時のブレードの作動領域についても併記している。AK100G/AK120G 翼型の設計においては、中速域での C_{lmax} 向上が最大の目的であるが、本図からマッハ数 $M=0.6$ を中心とした中速域での C_{lmax} が大きく向上していることが確認できる。この速度域における C_{lmax} 向上により、特にホバリング時の失速余裕が大幅に拡大され、ヘリコプタとしての運用を考えた場合、ホバリング性能および旋回性能の向上が期待できる。また、AT2 ブレード(図 1.2 参照)では翼端部に AK100G 翼型を適用することで、AK080A 翼型を適用した AT1 ブレード(図 1.1 参照)に比べて、前進飛行時の後退側での失速余裕も大幅に改善されるため、前進飛行性能の向上が期待できる。一方、 M_{dd} に関しては、AK100G 翼型は AK100D 翼型に比べて若干低下するが、ブレード作動領域が M_{dd} を大きく超えることはなく、AT2 ブレードの翼端形状が圧縮性緩和効果を有することから、問題とはならないと考えられる。

図 12 には最大揚抗比 L/D_{max} の比較を示す。AK100G/AK120G 翼型は揚抗比 L/D が大幅に向上していることが確認できる。 C_{lmax} の向上がヘリコプタの性能限界向上に

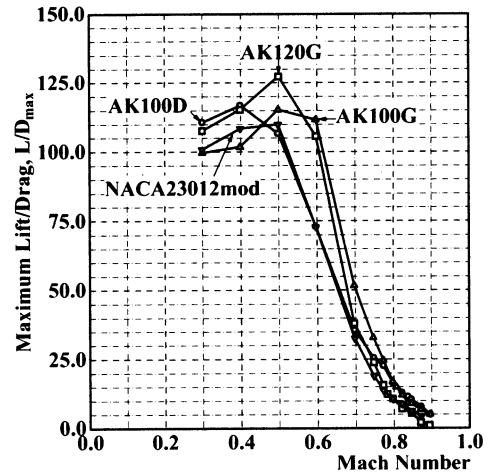


図 12 AK100G/AK120G 翼型の L/D_{max}

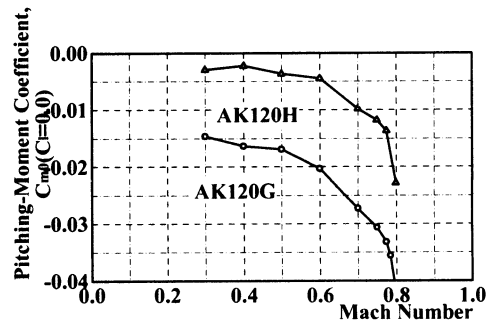


図 13 AK120H 翼型の C_{m0}

寄与することに対して、 L/D の向上は必要馬力を低減させ飛行性能の向上を意味するものである。

ヘリコプタのブレードは、低速域から高速域までの幅広い速度領域で作動するため、全ての速度域において高い C_{lmax} と高い L/D が要求される。AT2 ブレードに適用した AK100G/AK120G 翼型は、AT1 ブレードに適用した AK080A/AK100D 翼型や基準ブレードに適用した NACA23012mod 翼型に比べて、ほとんどの速度域において高い C_{lmax} と高い L/D を有している。これにより、飛行領域の拡大と必要馬力の低減を可能とし、ヘリコプタの飛行性能を向上させることが期待できる。なお、DNW 第二次風洞試験において、AT2 ブレードの性能が AT1 ブレードや基準ブレードより大きく向上していることを確認した^{(14)~(16)}。

(3) AK120H 翼型

図 13 に C_{m0} を AK120G 翼型と比較した結果を示す。AK120H 翼型は AK120G 翼型と比べて大幅にピッチング・モーメントを低減させることができ、マッハ数 $M=0.7$ 以下の領域では $C_{m0} = 0.01$ を満足することができた。

図 14 には C_{lmax} と M_{dd} を AK120G, NACA23012mod 翼型と比較した結果を示す。AK120H 翼型はマッハ数 $M=0.6 \sim 0.7$ の中速域において C_{lmax} が低下し、 M_{dd} につ

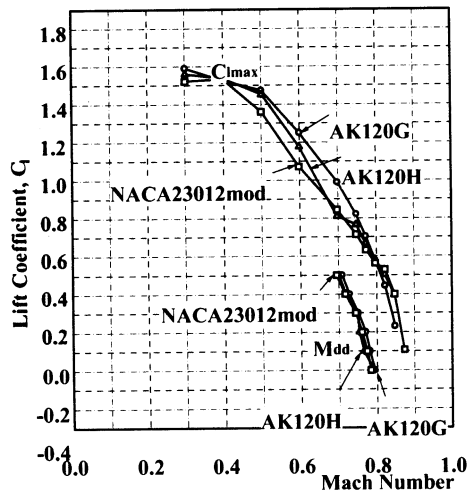


図 14 AK120H 翼型の C_{lmax} , M_{dd}

いても若干低下する。しかしながら、低速域での C_{lmax} は低下しないことから、ブレード翼根部から中央部に適用する翼型としては問題ないと考えられる。また、基準ブレードに適用した NACA23012mod 翼型と比べて全体的に高い C_{lmax} を有している点では優れた翼型であると言える。

5. おわりに

ATIC では、これまでの研究において、高性能と低騒音を両立させる翼型の研究を実施してきた。その結果、高性能/低騒音ヘリコプタに適用可能な優れた翼型群の開発に成功することができた。本研究で開発された翼型が、将来開発されるヘリコプタに適用されることを期待したい。

参考文献

- (1) J.J. Thibert, J. Gallot, "Advanced Research on Helicopter Blade Airfoil", 6th European Rotorcraft Forum, 1980.
- (2) K.H. Horstman, H. Koester and G. Polz, "Improvement of Two Blade Sections for Helicopter Rotors", 10th European Rotorcraft Forum, 1984.
- (3) B. Silva de Mattos, S. Wagner, "New Numerically Designed Advanced Helicopter-Type Airfoils", AIAA paper 96-2374, 1996.
- (4) 青木 誠, 西村 宏貴, 山川 榮一, 「翼型がヘリコプタの回転騒音に及ぼす影響」, 第 33 回飛行機シンポジウム講演集, 1995.
- (5) 青木 誠, 西村 宏貴, 山川 榮一, 「高性能/低騒音ヘリコプタ・ブレード用翼型の研究 (第 1 報)」, 第 34 回飛行機シンポジウム講演集, 1996.
- (6) 青木 誠, 西村 宏貴, 山川 榮一, 「高性能/低騒音ヘリコプタ・ブレード用翼型の研究 (第 2 報)」, 第 35 回飛行機シンポジウム講演集, 1997.
- (7) 土橋 昭彦, 西村 宏貴, 山川 榮一, 青木 誠, 「高性能/低騒音ヘリコプタ・ブレード用翼型の研究 (第 3 報)」, 第 36 回飛行機シンポジウム講演集, 1998.
- (8) 青木 誠, 小曳 昇, 山川 榮一, 齊藤 茂, 重見 仁, 佐藤 衛, 神田 宏, 「高性能/低騒音ヘリコプタ・ブレード用翼型の研究 — 遷音速二次元風洞試験 —」, NAL TM-730, 1998.
- (9) A. Murashige, N. Kobiki, A. Tsuchihashi, H. Nakamura, K. Inagaki and E. Yamakawa, "ATIC Aeroacoustic Model Rotor Test at DNW", 24th European Rotorcraft Forum, 1998.
- (10) 村重 敦, 小曳 昇, 土橋 昭彦, 稲垣 健次郎, 中村 英明, 山川 榮一, 「低騒音モデルロータ DNW 風洞試験結果」, 第 36 回飛行機シンポジウム講演集, 1998.
- (11) 村重 敦, 小曳 昇, 土橋 昭彦, 近藤 夏樹, 長谷川 泰通, 西村 宏貴, 辻内 智郁, 稲垣 健次郎, 山川 榮一, 「DNW モデルロータ風洞試験結果 第 2 報 — 解析との比較 —」, 第 37 回飛行機シンポジウム講演集, 1999.
- (12) 土橋 昭彦, 稲垣 健次郎, 山川 榮一, 「高性能/低騒音ヘリコプタ・ブレード用翼型の研究 (第 4 報)」, 第 37 回飛行機シンポジウム講演集, 1999.
- (13) 辻内 智郁, 村重 敦, 山川 榮一, 「高性能ロータ翼端形状の設計 (第 2 報)」, 第 37 回飛行機シンポジウム講演集, 1999.
- (14) A. Murashige, N. Kobiki, A. Tsuchihashi, K. Inagaki, T. Tsujiuchi, Y. Hasegawa, H. Nakamura, Y. Yamamoto and E. Yamakawa, "Second ATIC Aeroacoustic Model Rotor Test at DNW", 26th European Rotorcraft Forum, 2000.
- (15) 村重 敦, 小曳 昇, 土橋 昭彦, 稲垣 健次郎, 辻内 智郁, 山川 榮一, 「DNW 第 2 次モデルロータ風洞試験結果および解析との比較」, 第 38 回飛行機シンポジウム講演集, 2000.
- (16) A. Murashige, N. Kobiki, A. Tsuchihashi, T. Tsujiuchi, K. Inagaki and E. Yamakawa, "Final Report of ATIC Model Rotor Test at DNW", 57th American Helicopter Society, 2001.
- (17) NAL 二次元風洞研究室, 「航技研二次元風洞の改修」, NAL TM-744, 1999.