

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 -

青木 誠**, 小 曳 昇**, 山 川 榮 一**
齊 藤 茂***, 重 見 仁***, 佐 藤 衛***, 神 田 宏***

Study on High Performance / Low Noise Airfoil of Helicopter Blade *

- Two-dimensional Transonic Wind Tunnel Tests -

Makoto AOKI **, Noboru KOBIKI **, Eiichi YAMAKAWA **
Shigeru SAITO *** , Masashi SHIGEMI *** , Mamoru SATO *** and Hiroshi KANDA ***

ABSTRACT

High performance / low noise airfoils of a helicopter rotor have been proposed based on a new concept. Those new airfoils were designed for the blade tip section (8% thickness ratio) and for the blade root section (10% thickness ratio). In this study, the aerodynamic performance was set to be higher than C_{lmax} , M_{dd} and L/D of existing airfoils. To verify the aerodynamic performance of the new airfoils, wind tunnel tests were conducted in the two-dimensional transonic wind tunnel at NAL.

Keywords : helicopter blade, high performance, low noise, active flap

概 要

高性能 / 低騒音ヘリコプタ・ブレード用翼型が新しい概念を用いて提案された。ブレードの翼端付近では8%翼厚, ブレードの翼根付近では10%翼厚をもつ新しい翼型が設計された。この研究においては, 現存する翼型に対して, 高 C_{lmax} 且つ高 M_{dd} を持つ翼型が空気力学的特性に対する設計思想として考えられた。航技研にある2次元風洞を用いてそれら新翼型の空気性能を検証するための風洞試験が行われた。

記 号

| | | | |
|------------|-----------------------|------------|-------------------------------------|
| C | : 翼弦長 | C_{lmax} | : 最大揚力係数 |
| C_c | : 軸力係数 | C_m | : 1 / 4 翼弦位置廻りのピッチングモーメント |
| C_{dk} | : 検査断面 k における抗力係数 | C_{mo} | : 無揚力時における 1 / 4 翼弦位置廻りのピッチングモーメント |
| $C_d'k(j)$ | : 抗力係数を求めるための微分値 | C_n | : 垂直力係数 |
| C_{dp} | : 摩擦なし抵抗係数 | C_p | : 翼面上圧力分布 |
| C_d | : 抵抗係数 | $C_p(i)$ | : i 番目の静圧孔の C_p 値 (圧力係数) |
| C_h | : フラップ付き翼のヒンジ・モーメント係数 | D | : 抗力 ($C_{dw} \times Q \times S$) |
| C_l | : 揚力係数 | $H_k(j)$ | : 検査断面 k におけるピトー位置での伴流 |

* 平成 10 年 2 月 4 日受付 (received 4 February 1998)

** (株) コミュータヘリコプタ先進技術研究所

*** 航空宇宙技術研究所

- L : 揚力 ($C_l \times Q \times S$)
 L / D : 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 : プリナム室静圧
 P_o : よどみ点圧力
 $P(j)$: ピトー位置での伴流の静圧の総圧
 Q : 動圧
 Re : レイノルズ数
 S : 模型翼面積
 T_o : 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
 c : 補正迎角
 f : フラップヒンジ角
 上付 ~ : 平均値

1. はじめに

近年、ヘリコプタによる旅客輸送の需要が増すにつれ、ヘリコプタの機外騒音が問題になっている。特に、市街地での運行を目的とする通勤・ヘリコプタにおいては、住宅密集地にヘリポートが設置されるなどの理由により、機外騒音の低減化は急務となっている。

ヘリコプタの機外騒音は、ロータ・ブレードより発生する空力騒音とエンジンやギアなどから発生する機械騒音に大別できるが、機外騒音への寄与度が高いのは前者の空力騒音である。この空力騒音の低減方法には、ブレードの翼端形状や翼型の改良、あるいはロータ回転数の低減など様々なものが挙げられるが、本研究では中でも翼型に着目する。

従来のヘリコプタ・ブレード用翼型は、空力性能の向上を目指して設計されたものが殆どであり^{(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。そこで本研究では、空力的にも高性能であり、かつ低騒音性を有する翼型の設計を試みた。設計は高性能化と低騒音化の両立を実現させるべく、2章にて説明する設計フローに基づいて行った。

翼型の研究開発においては、設計段階で空力特性の評価を精度良く行い、諸々の空力特性が設計要求を満足しているかどうかを確認する必要がある。そこで、本研究では空力特性の評価を精度良く行うため、航技研高レイノルズ数次元遷音速風洞において、新規に開発中である2体の翼型(厚み8%及び10%)を対象とした風洞試験を実施した。

以下では、翼型の設計フローに準じて高性能/低騒音

翼型の開発経緯を解説した後に、本風洞試験による空力特性の評価結果を示す。また、騒音特性の評価に関しては解析により行ったので、その結果についても示す。さらに、本文の補遺として、翼型の後縁部(75%翼弦位置)にフラップを設けた場合の試験結果についても付記する。

2. 高性能/低騒音翼型の設計

本研究では、翼型設計時に高性能化のみならず低騒音化についても検討するため、図1に示すような設計フローを提案し、これに基づいて高性能/低騒音翼型の設計を行っている。

(a) 翼型に対する空力、騒音特性の設計要求

ヘリコプタ・ブレードの作動環境を図2に示す。一般に、ヘリコプタ・ブレード用翼型においては、図に示すように、最大揚力係数(C_{lmax})、揚/抗比(L/D)、無

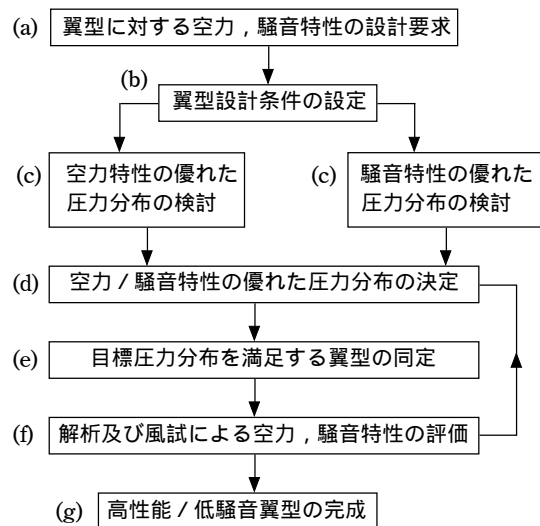


図1 高性能/低騒音翼型の設計フロー

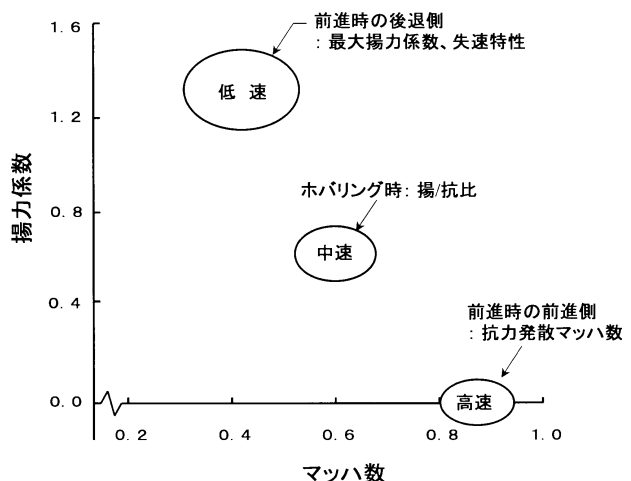


図2 ヘリコプタ・ブレードの作動環境⁽⁴⁾

揚力時の抗力発散マッハ数 (M_{dd}), 更に無揚力時のピッチングモーメント係数 (C_{mo}) などの空力特性が流れ場の条件毎の要求パラメータとなる。これらのパラメータは, 想定されるヘリコプタの諸元や性能に基づいて値が要求される。本研究における騒音特性は, ロータ全体の空力特性および騒音特性をトレードスタディした結果に基づき, 対称翼である NACA-00XX より少なくとも 1 dB 程度低騒音であることを設計要求として定めた。

(b) 翼型設計条件の設定

翼型設計時に着目する流れ場の条件を設定する。ここで, 水平飛行時におけるロータ空力の一例を図 3 に示す。図 3 (a) より, 前進側と後退側のブレードでは流入速度が大きく異なり, 結果としてロータ面上の迎角分布は図 3 (b) の様になる。すなわち図 3 (a), (b) より, ブレード端部の翼型に着目した場合, 前進側では無揚力時の圧縮性の影響, 後退側では高迎角時の失速特性が特に重要であることがわかる。従って, 翼型設計の際には, 主に図 2 に示す低速域と高速域に着目することになり, 高 C_{lmax} であると同時に高 M_{dd} を満足する空力特性が要求される。一方, ブレード中央部の翼型に対しては, 前進側の圧縮性の影響が小さくなるので, 図 2 に示す低速域と中速域に着目することになり, 高 C_{lmax} であると同時に高 L/D を満足する空力特性が要求される。

(c) 空力及び騒音特性の優れた圧力分布の検討

本項目では, 低, 中, 高速域において, 空力特性と騒音特性の各々の特性が優れている圧力分布について検討する。

低速域に要求される圧力分布の検討

文献 (6) によれば, フラットな圧力分布を有する翼型が回転騒音の低減には有効である。著者らは実在する翼型を用いた解析により, フラットな圧力分布を有する翼型の回転騒音が, 対称翼に比べて 3 dB 程度低くなることを確認している (7)。そこで, 圧縮性の影響が小さい低

速域では, サクション・ピークを抑制したフラットな圧力分布が騒音サイドからの要求となる。

一方, 空力特性においては, C_{lmax} の向上が要求されるが, これを実現する圧力分布としては前縁からの剥離を遅延させるべく, サクション・ピークの小さな圧力分布が求められる (8)。すなわち, 低速域においては空力サイドと騒音サイドの要求する圧力分布が同様のものとなり, 結局, 高 C_{lmax} 化が低騒音化につながることになる。

中速域に要求される圧力分布の検討

本研究では, 空力特性 L/D が騒音特性に及ぼす影響は小さいと考えている。よって, 中速域では空力特性のみに重点を置き, 層流翼型の設計指針を参考にする。すなわち, 境界層の乱流遷移を遅らせて抵抗を下げるため, ルーフ・トップな圧力分布 (9) を目標とする。

高速域に要求される圧力分布の検討

高速域では, ブレード端部に生じる衝撃波に起因した高速衝撃騒音が発生する。この騒音はブレード表面上の衝撃波強度や衝撃波の発生する位置, あるいは発生領域などの様々なパラメータの影響を受ける。著者らの行った解析によれば, 翼端マッハ数が 0.9 の場合には M_{dd} の高い翼型ほど, 高速衝撃騒音が低くなる結果を得た (10)。

一方, 空力特性においては, 前進側ブレードに生じる抵抗発散による抗力の急増を避けるために, M_{dd} は高いことが望ましい。すなわち, 高速域においても, 空力サイドと騒音サイドから要求される圧力分布は同様のものとなり, 高マッハ数域でなるべく衝撃波強度の弱くなる圧力分布が要求される。本研究では, 遷音速翼型に有効とされる Peaky 型圧力分布 (11) を目標とする。

(d) 空力 / 騒音特性の優れた圧力分布の決定

上記 (c) 項での検討結果を基に, 低, 中, 高速域における具体的な圧力分布を決定する。

(e) 目標圧力分布を満足する翼型の同定

逆解析コード (例えば, 市販の CFD 解析コード

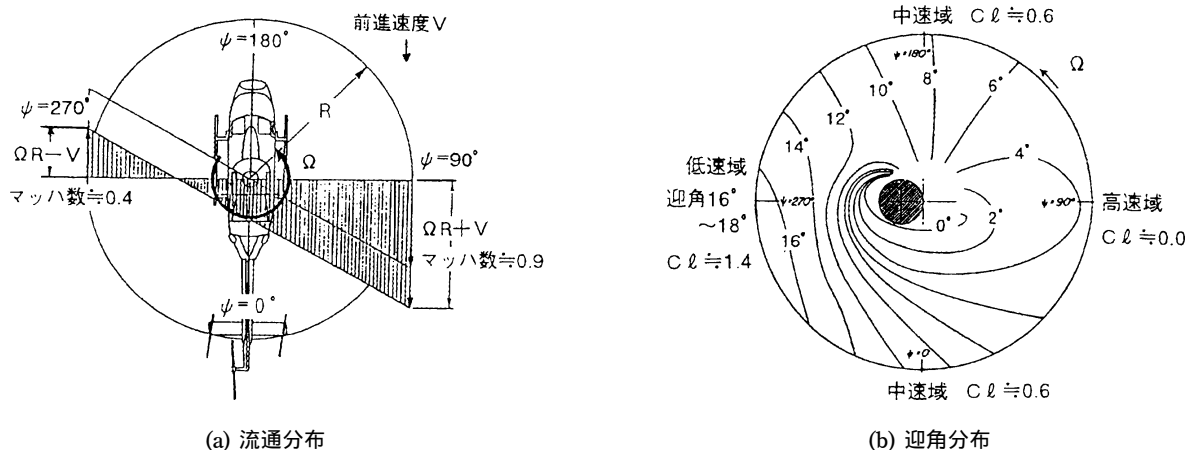


図 3 ロータ空力の一例 (前進飛行時) (6)

“MSES”)などを用いて、上記(d)項を満足する翼型を同定する。

(f) 解析及び風試による空力、騒音特性の評価

CFD解析コード及びヘリコプタ騒音解析コード、更に風洞試験により、上記(e)項で得られた翼型に対する空力特性及び騒音特性を評価する。ここで、(a)項を満足していない場合は(d)項に戻り、(a)項を満足するまで(d)～(f)項の作業を繰り返す。

(g) 高性能/低騒音翼型の完成

上記の一連の作業をパスした後、高性能/低騒音翼型の完成となる。

3. 高性能/低騒音翼型の空力特性の評価

2章(e)項までの設計手順を経て新規に設計した翼型

2体を、図4に示す。両翼型の厚み比は8%と10%であり、各々AK-080A、AK-100Dと称す。AK-080Aはブレード端部用の翼型で、主に低速特性と高速特性の向上を目指して設計された。一方、AK-100Dはブレード中央部用の翼型で、主に低速特性と中速特性の向上を目指して設計された。以下では、これら2体の翼型に対して実施した風洞試験について述べる。

3.1 風洞試験の概要

風洞は、航技研高レイノルズ数二次元遷音速風洞を用いた(図5参照)。試験レイノルズ数は、実機の巡航条件を想定して $Re = 3 \times 10^6 \sim 7 \times 10^6$ とし、試験マッハ数は0.30～0.95とした。試験の主な目的はマッハ数によって異なり、これを下記に示す。

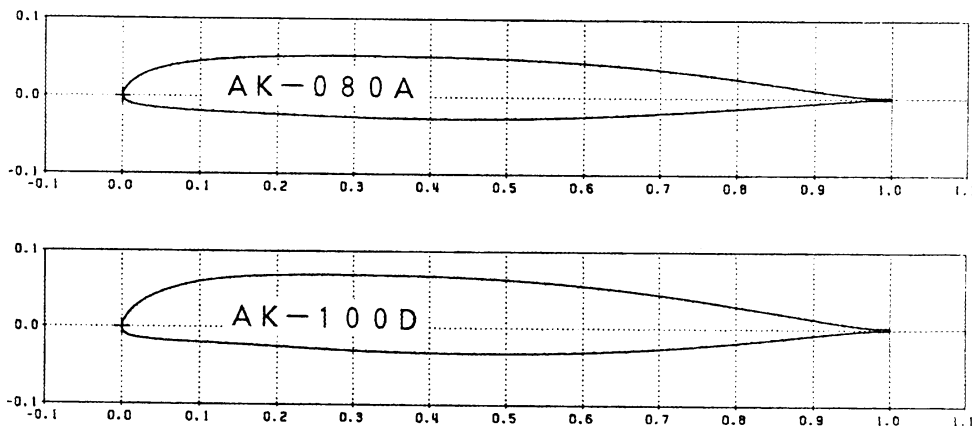


図4 新規設計翼型

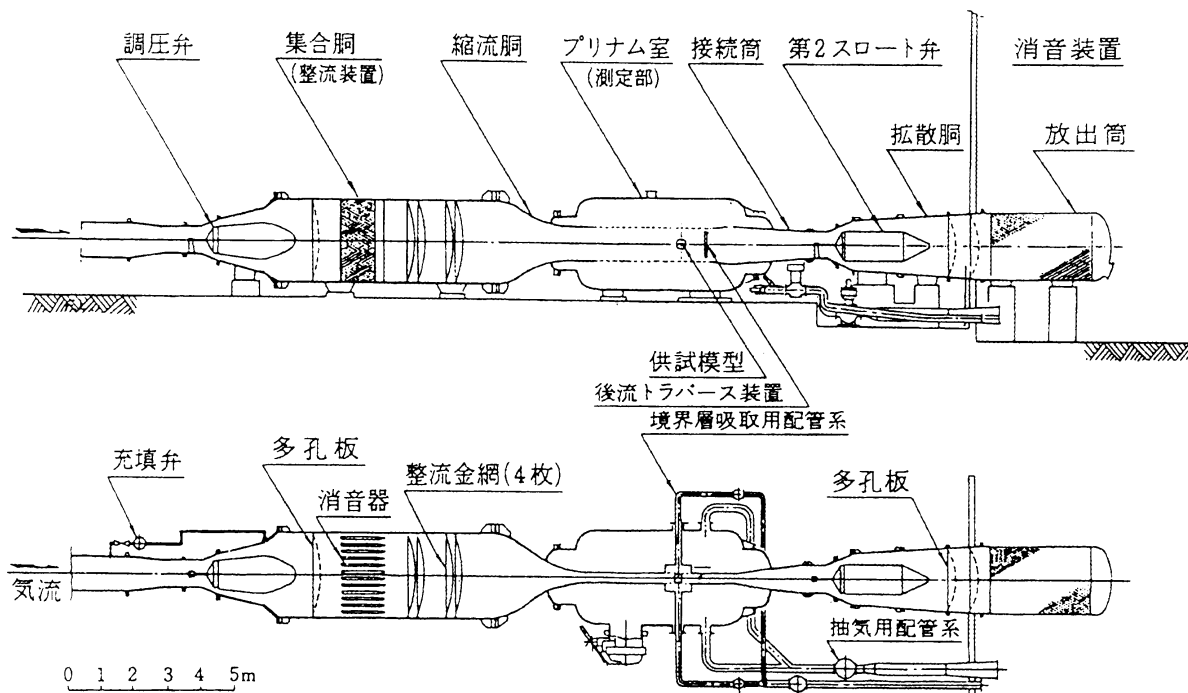


図5 二次元遷音速風洞概略図

表 1 - 1 ブレード翼型風試ケース表 (1 / 2)

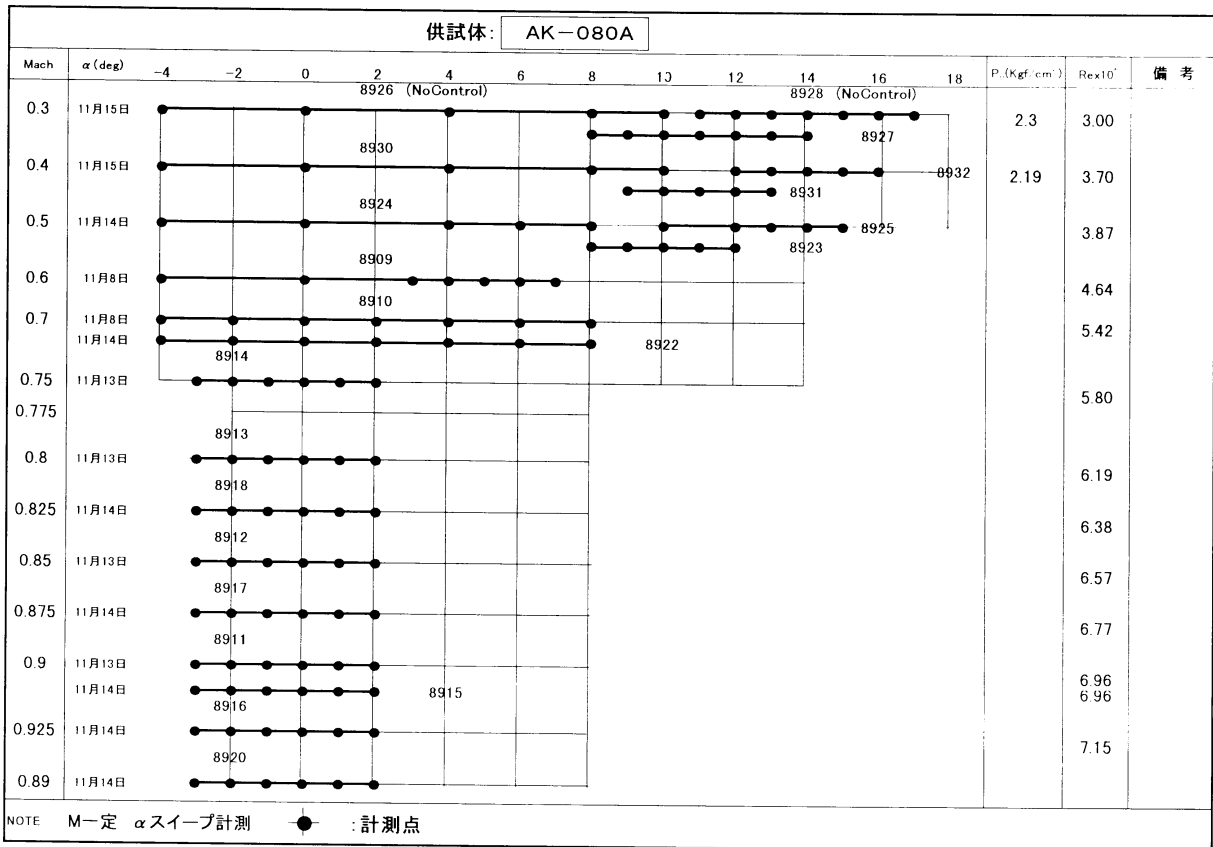


表 1 - 2 ブレード翼型風試ケース表 (2 / 2)

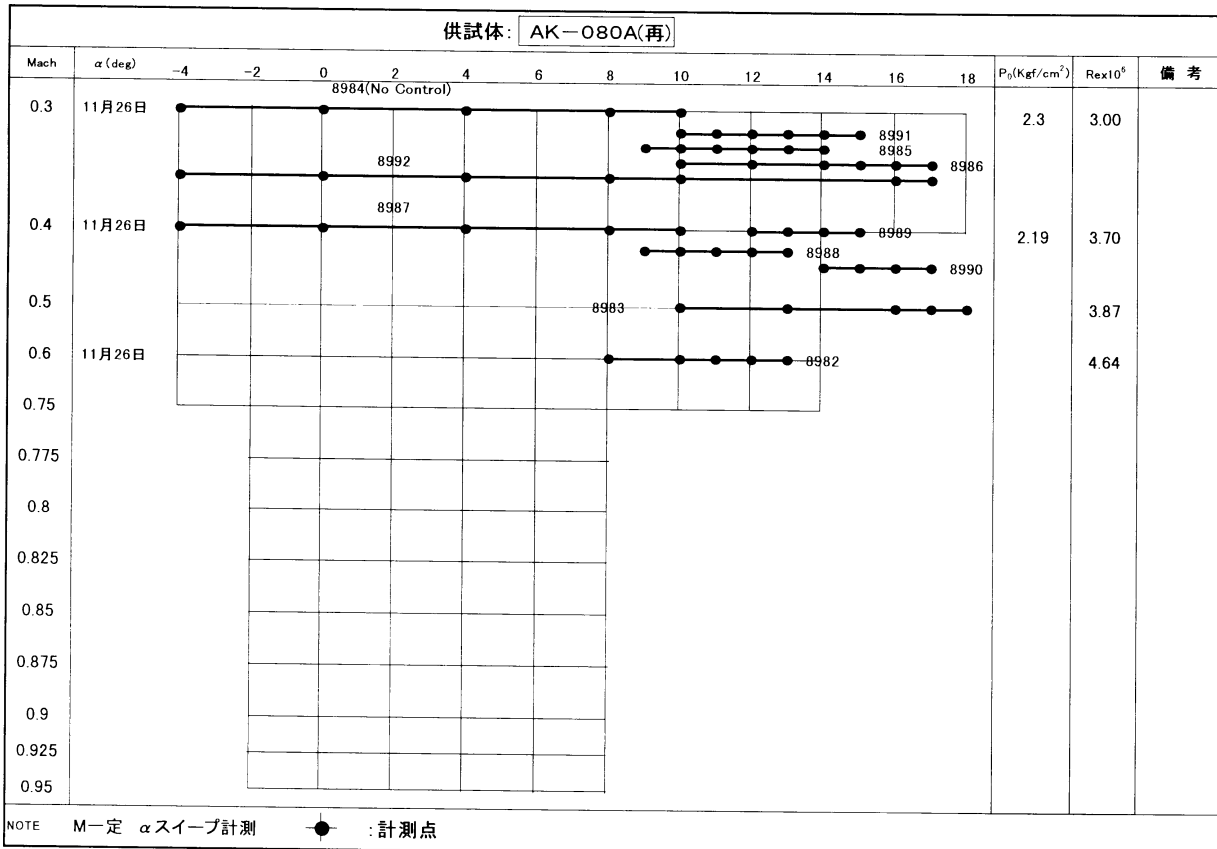
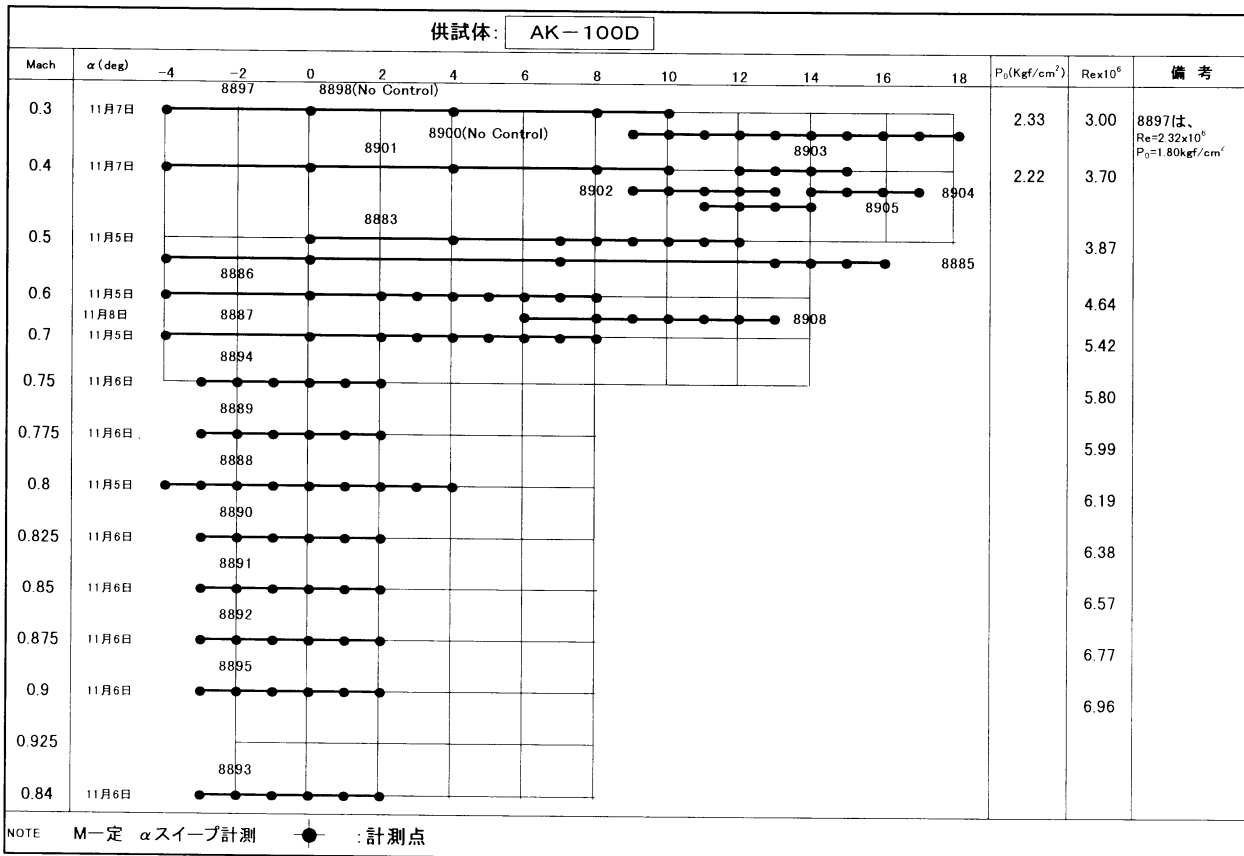


表 2 ブレード翼型風試ケース表



低速域 (マッハ数 = 0.3 ~ 0.5):

C_{lmax} などの失速特性の把握.

中速域 (マッハ数 = 0.6):

揚抗比 L / D (@ $C_l = 0.6$) の把握.

高速域 (マッハ数 = 0.7 ~ 0.95):

抵抗発散マッハ数 M_{dd} (@ $C_l = 0$) の把握.

したがって, AK-080A, AK-100D に対する試験ケースは, 各々表 1, 表 2 の様になる. 試験中, 側壁境界層の吸い込みは行っていない. C_l, C_d などの空力係数は, 翼型模型(3.2節参照)表面の静圧分布および後流分布を測定し, これにより算出した(3.4節参照).

3.2 供試体の概要

AK-080A と AK-100D の 2 体の供試体は, 共にコード長: 200mm, スパン長: 300mm であり, 静圧孔数は上面 37 点, 下面 30 点の計 67 点である. 模型の構造は上下面 2 分割構造とし, 強度検討を踏まえた上で材質はスチール鋼とクロムモリブデン鋼の合金である SCM435 とした. 静圧孔の配置は最前縁部を除き, 翼中央の断面に一列に配列させた. 表 3 に AK-080A および AK-100D 翼型模型の主要諸元を示す. また, AK-080A 翼型の場合の模型形状を図 6 に, 静圧孔の位置を図 7 に示す.

表 3 風試模型主要諸元

| 項目 | 8% 翼厚風試模型 | 10% 翼厚風試模型 |
|-------|-----------------|-----------------|
| 翼型 | AK-080A | AK-100D |
| 翼弦長 | 200m (最大厚 16mm) | 200m (最大厚 20mm) |
| スパン長 | 300mm | 同左 |
| 静圧孔数 | 上面 37 点 | 計 67 点 |
| | 上面 30 点 | |
| 静圧孔径 | 外径 0.5mm | 同左 |
| 静圧孔位置 | 図 7 参照 | |
| 構造 | 上下 2 分割ボルト固定構造 | 同左 |
| 材質 | SCM435 | 同左 |
| 応力モニタ | なし | 同左 |

3.3 試験装置の概要

図 5 に示す風洞は調圧弁, 集合胴, 縮流胴, プリナム室, 測定部, 第 2 スロート弁, 拡散胴, 放出胴, および消音装置によって構成されており, 主要な諸元を表 4 に示す. 本風洞は高亜音速から遷音速領域における高レイノルズ数の試験を行う目的で作られた二次元翼型試験用風洞であり, 風洞の性能および特性については既に公表されているので, 詳細な説明は参考文献にゆずる(12) - (16). したがって, ここでは標準的な動作例についてのみを示す.

本風洞は吹き出し式であるため, 調圧弁前方に高圧貯

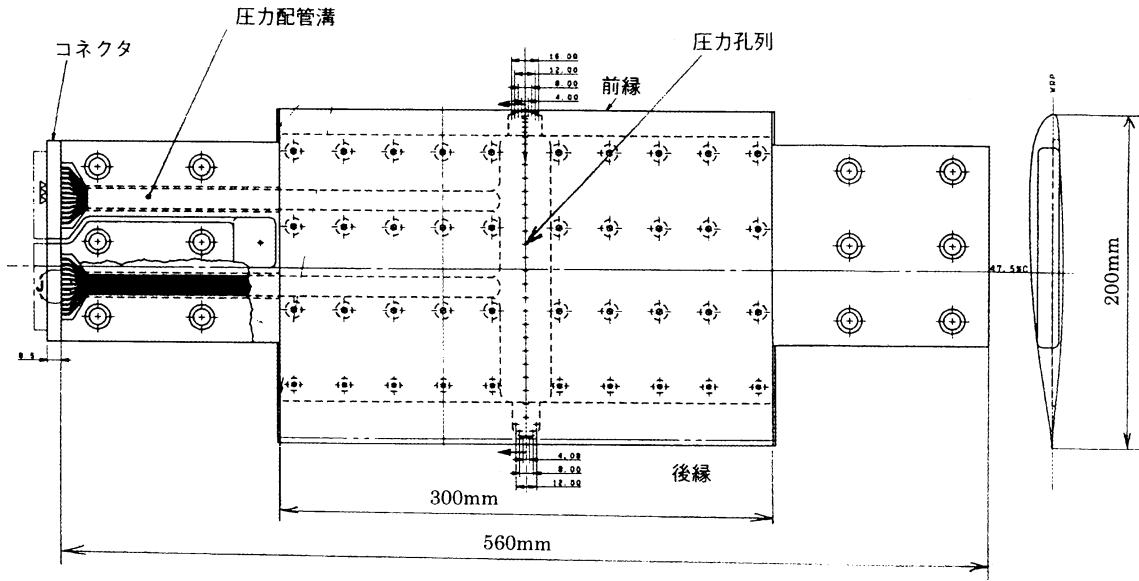
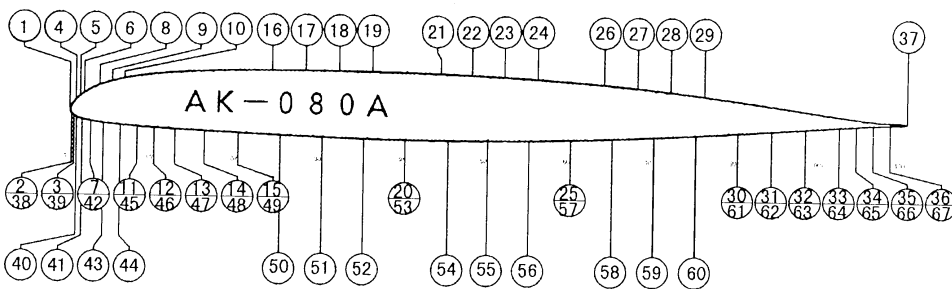


図6 翼型模型形状の概要 (AK-080A)



| 上面 | | 下面 | |
|-----|---------|-----|---------|
| No. | X/C (%) | No. | X/C (%) |
| 1 | 0.00 | 38 | 0.25 |
| 2 | 0.25 | 39 | 0.50 |
| 3 | 0.50 | 40 | 0.80 |
| 4 | 0.75 | 41 | 1.50 |
| 5 | 1.25 | 42 | 2.50 |
| 6 | 1.75 | 43 | 4.00 |
| 7 | 2.50 | 44 | 6.00 |
| 8 | 3.50 | 45 | 8.00 |
| 9 | 5.00 | 46 | 10.0 |
| 10 | 6.50 | 47 | 12.5 |
| 11 | 8.00 | 48 | 16.0 |
| 12 | 10.0 | 49 | 20.0 |
| 13 | 12.5 | 50 | 25.0 |
| 14 | 16.0 | 51 | 30.0 |
| 15 | 20.0 | 52 | 35.0 |
| 16 | 24.0 | 53 | 40.0 |
| 17 | 28.0 | 54 | 45.0 |
| 18 | 32.0 | 55 | 50.0 |
| 19 | 36.0 | 56 | 55.0 |
| 20 | 40.0 | 57 | 60.0 |
| 21 | 44.0 | 58 | 65.0 |
| 22 | 48.0 | 59 | 70.0 |
| 23 | 52.0 | 60 | 75.0 |
| 24 | 56.0 | 61 | 80.0 |
| 25 | 60.0 | 62 | 84.0 |
| 26 | 64.0 | 63 | 88.0 |
| 27 | 68.0 | 64 | 92.0 |
| 28 | 72.0 | 65 | 94.0 |
| 29 | 76.0 | 66 | 96.0 |
| 30 | 80.0 | 67 | 98.0 |
| 31 | 84.0 | | |
| 32 | 88.0 | | |
| 33 | 92.0 | | |
| 34 | 94.0 | | |
| 35 | 96.0 | | |
| 36 | 98.0 | | |
| 37 | 100.0 | | |

図7 模型表面における圧力孔の翼弦位置

表 4 航技研二次元風洞主要諸元

| | |
|----------|--|
| 風洞形式 | 間欠吹き出し式 |
| 測定部断面積 | 0.3m(幅) × 1.0m(高) |
| 淀み点圧力 | 196kPa ~ 1176kPa |
| マッハ数範囲 | 0.2 ~ 1.2 |
| 最大レイノルズ数 | 40×10^6 ($M = 0.8, P_0 = 1176\text{kPa}$, 基準長 = 0.25m) |
| 通風時間 | 9 ~ 100sec |

空槽を持ち、通風前に充填弁により調圧弁から第2スロート弁の間を通風時の淀み点圧に近い圧力で充填しておく(プリチャージ起動方式)。風洞起動は第2スロート弁、調圧弁をこの順に開くことで行い、通風中の淀み点圧は調圧弁の開度を制御して一定に保持する。風速は、亜音速領域($M < 0.8$)では第2スロート弁の開度を、遷音速領域($M \sim 0.8$)ではプリナム室の圧力を調整する抽気弁の開度をそれぞれ制御して行われる。風洞起動後、気流が一定になり模型迎角を指定角度にした後、計測を開始する。制限通風時間の範囲内で指定された迎角の数だけこの操作を繰り返す。通風終了は調圧弁と第2スロート弁とを連動させて閉じ、これら2つの弁の間に次の試験時の淀み点圧に近い圧力を残して風洞を停止する(一時停止方式)。

3.4 試験データの処理方法

本風洞試験では、模型表面上に開けられた静圧孔の圧力分布と模型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る。

これらの測定原理を図8に示す。入力データとしては、圧力走査器からのポート位置記号(BCD 2桁)と圧力変換器の出力信号が各4ch., 伴流トラバース装置からのピトー管位置記号(BCD 4桁)および圧力変換器出力信号4ch.である。その他、風洞気流の基準データとして淀み点圧力(P_0)、プリナム室との差圧($P_0 - P$)、淀み点温度(T_0)、模型迎角()や弁開度などの信号でデジタル5ch., アナログ14ch.を同時に収録している。また、サンプリング・レートについては、圧力走査器はポート送り周期120msで各ポートあたり5msで10点取り込んだ。伴流分布データは、トラバース速度が伴流分布範囲が狭い場合は約50mm/s, 広い場合は100~150mm/sとして、どちらも10msでサンプリングしているので、データ間隔としては約0.5~1.5mmとなっている。基準データは、最終的には各模型迎角毎に平均化を行うが、気流制御状態の監視のため50msでサンプリングしているこれらの条件により、1迎角あたり5~6秒程度で計測が可能となっている。

データ処理の手順については、収録されたデータは先ず、BCDデータやA/D変換器からの生データを物理量データに変換する。続いて基準データは各迎角毎に、圧力走査器からの圧力データは各ポート毎に平均化を行い、伴流分布データは11点毎に移動平均する。これら平均化されたデータを用いて、マッハ数、 C_p などの各種圧力係数を算出する。次に、圧力走査器の圧力分布データを模型前縁~上面~後縁~下面~前縁の順に時計回りに並べ替えを行う。この後、次式により積分を行い各空力係数を算出する。

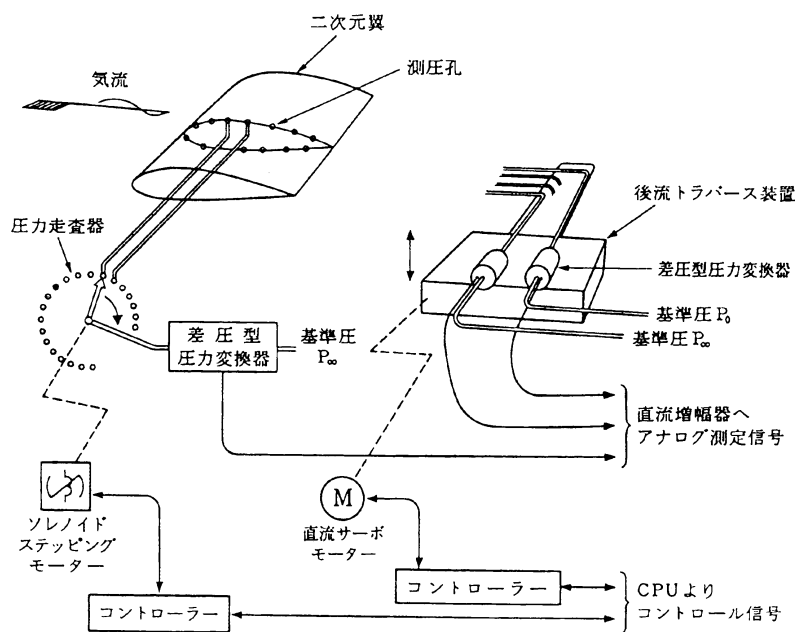


図 8 測定原理図

表5 試験結果一覧

| 項目 | 図番 | |
|---|---------|---------|
| | AK-080A | AK-100D |
| C_l - c^* 特性 ($M = 0.3 \sim 0.7$) | 付図1 | 付図2 |
| C_d - c 特性 ($M = 0.3 \sim 0.7$) | 付図3 | 付図4 |
| C_m - c 特性 ($M = 0.3 \sim 0.7$) | 付図5 | 付図6 |
| C_l - C_d 特性 ($M = 0.3 \sim 0.6$) | 付図7 | 付図8 |
| C_l - c 特性 ($M = 0.75 \sim 0.95$) | 付図9 | 付図10 |
| C_d - c 特性 ($M = 0.75 \sim 0.95$) | 付図11 | 付図12 |
| C_m - c 特性 ($M = 0.75 \sim 0.95$) | 付図13 | 付図14 |
| C_d - M 特性 ($M = 0.75 \sim 0.95$) | 付図15 | 付図16 |

c^* ; 補正迎角(17)

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

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

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

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

$$C_l = C_n \cdot \cos \delta - C_c \cdot \sin \delta$$

$$C_{dp} = C_n \cdot \sin \delta + C_c \cdot \cos \delta$$

$$C_m = 0.25 \times C_n + C_{mo}$$

なお, $i = 1$ は前縁, $i = n$ は下面側前縁の次のポート,

$$X(n+1) = X(1), Z(n+1) = Z(1), C_p(n+1) = C_p(1)$$

とする。続いて, 伴流分布データより抵抗係数を求めるための計算を次式により行う。

$$C_d'k(j) = 2 \left(\frac{P_\omega(j)}{\tilde{P}_L} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \cdot \left(\frac{Hk(j)}{\tilde{P}_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}}$$

$$\times \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{P_\omega(j)}{Hk(j)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{\tilde{P}_L}{\tilde{P}_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \times \left\{ 1 - \frac{\left(\frac{P_\omega(j)}{Hk(j)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{\tilde{P}_L}{\tilde{P}_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right\}}$$

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

また, 今回の試験では, 一回の通風で集録する模型迎角の範囲が大きいのでトラバース範囲を広めに設定していた。このため, 全トラバース区間データの内, 伴流の含まれる区間のみを積分対象としている。つまり, $C_d'k(j)$ の値が伴流分布のピークを中心に初めて0になる位置までを積分区間としている。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。

3.5 試験結果および考察

表5に巻末付図の試験結果一覧を示す。また, AK-080AおよびAK-100D翼型の風洞試験結果に基づく空力特性の一覧を表6に示す。

表6 試験結果に基づく空力諸特性

| 空力特性 | AK-080A | AK-100D |
|---------------------------------------|---------|---------|
| M_{dd} @ $C_l = 0.0$ | 0.87 | 0.83 |
| C_{lmax} @ $M = 0.3$ | 1.26 | 1.61 |
| 0.4 | 1.22 | 1.47 |
| 0.5 | 1.11 | 1.21 |
| L/D @ $M = 0.6$, $C_l = 0.6$ | 75 | 75 |
| C_{mo} | 0.013 | 0.013 |

(1) 失速特性 ($M = 0.3 \sim 0.5$): 付図1 ~ 2 参照。

$M = 0.3, 0.4$ における失速特性は, AK-080Aの場合, マッハ数によらず失速付近の揚力係数の変化は緩慢で, 後縁失速型の様である。AK-100Dの場合は, $M = 0.3$ においては前縁失速型の様であるが, $M = 0.4$ においては後縁失速型の様であり, 失速のメカニズムは $M = 0.3$ と $M = 0.4$ では異なることが考えられる。AK-100Dの場合を例にとり, 高迎角時における圧力分布を $M = 0.3$ と $M = 0.4$ と比較すると(図9参照), 前縁負圧ピーク部の圧力分布が若干異なり, $M = 0.4$ では失速直前の迎角において弱い衝撃波が生じているのが分かる。また, 図9における翼型周りの流れ場を, シュリーレン法により可視化した結果を図10に示す。このような圧力分布や流れ場の比較結果からも, $M = 0.3$ と $M = 0.4$ における失速メカニズムの相違は推測できる。なお, これらの現象は図9に示すようにCFD解析でもみられ, 定性的な傾向が解析でも把握できることがわかる。 $M = 0.5$ において失速特性がどちらの翼型に対しても後縁失速型の様相を呈するのは, 衝撃波による剥離が生じているためと考えられる。

(2) 最大揚力係数: C_{lmax} ($M = 0.3 \sim 0.5$):

付図1 ~ 2 参照。

一般に, C_{lmax} はマッハ数の増加とともに低くなる

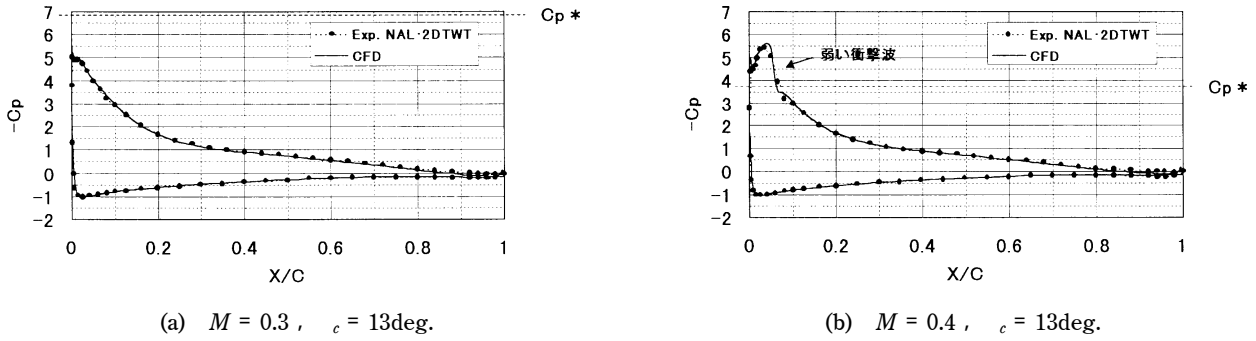


図9 失速付近の圧力分布の比較 (AK-100D)

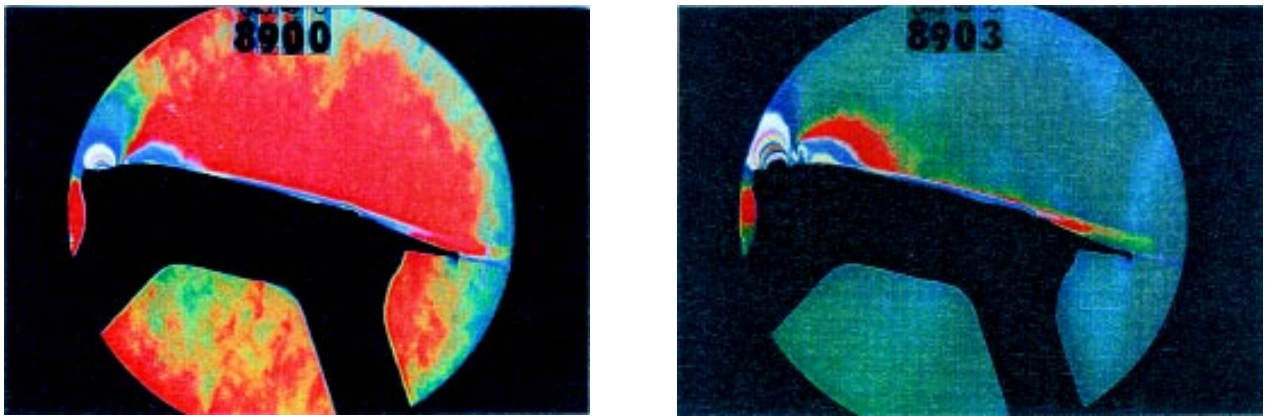


図10 シュリーレン法による可視化 (AK-100D)

が^⑧, AK-080A の場合は $M = 0.3$ での C_{lmax} が元々低い
ため, マッハ数の増加に対する C_{lmax} の低減量は少ない。
一方, AK-100D は $M = 0.3$ における C_{lmax} がかなり高い
ため, マッハ数の増加につれて C_{lmax} は低くなっているの
がわかる。しかしながら, 両翼型の C_{lmax} は厚み比が 12
% である代表的な対称翼型 NACA-0012 に比べて十分高
い値を有している (図 12 参照)。

(3) 揚抗比: L / D ($M = 0.6, C_l = 0.6$):

付図 7 ~ 8 参照 .

$M = 0.6$ では低迎角においても圧縮性の影響が存在す
るので, $C_l = 0.8$ 程度でも衝撃波の発生に起因する失速
が始まっている。このため, $C_l = 0.6$ における抗力を低
く抑えるには, 空気の粘性のみならず圧縮性についても
考慮する必要があり, L / D の向上は容易ではない。そ
れにも関わらず, 本研究で開発した 2 体の翼型の L / D
は, NACA-0012 や NACA-23012 ($L / D = 50^{(18)}$) など
に比べて高い値を有している。

(4) 抵抗発散マッハ数: M_{dd} ($M = 0.7 \sim 0.95, C_l = 0.0$):

付図 15 ~ 16 参照 .

本研究で開発した 2 体の翼型は M_{dd} を向上させるた
め, 高マッハ数域での圧力分布が Peak型圧力分布にな
るように設計している。例として, 特に M_{dd} の向上に配

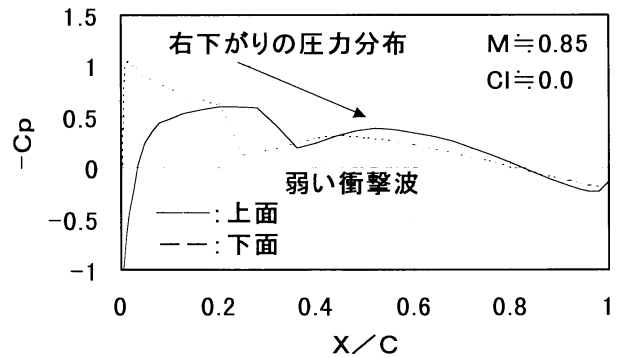


図 11 翼面圧力分布 (AK-080A, $M = 0.85$)

慮した AK-080A のマッハ数 0.85 であるときの圧力分
布を図 11 に示す。高速域の特性である M_{dd} を低速域の特
性である C_{lmax} と併せて評価すると図 12 の様になり, 本
研究で設計された 2 体の翼型は既存の翼型に比べてかな
り高性能であることがわかる。

(5) ピッチングモーメント係数: C_{mo} ($C_l = 0.0$):

付図 5 ~ 6 参照 .

$C_{lmax}, L / D$, さらに M_{dd} の向上のため, 両翼型の
形状特性としては, 反りが比較的大きい。このため, 翼
型設計時においてモーメント低減の考慮はしているもの

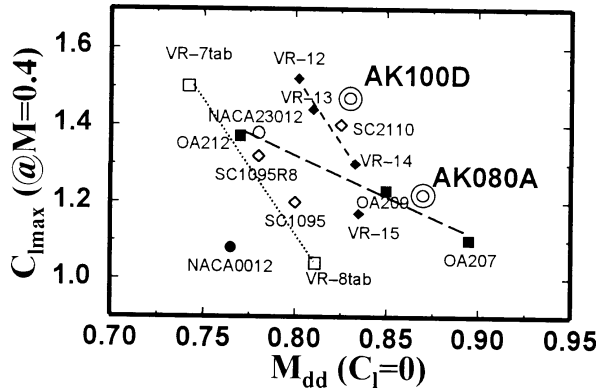


図12 AK-080A, AK-100Dと既存翼型の空力特性の比較

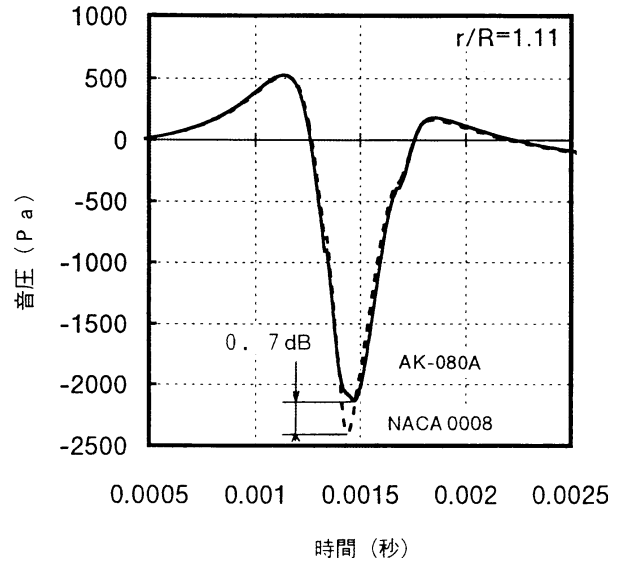


図14 High-Speed Impulsive Noise の比較

の、結果的には若干大きな値となった。

4. 高性能 / 低騒音翼型の騒音特性の評価

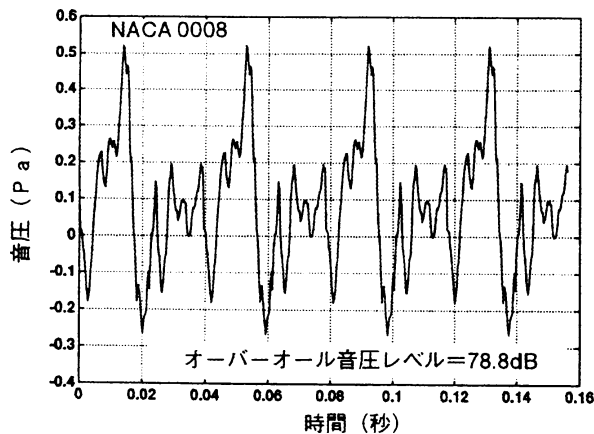
騒音特性の評価は、2章で述べたように対称翼NACA-00XXを基準とし、全て解析により行った。回転騒音については、今井の方法⁽¹⁹⁾とFW-H (Ffowes Williams & Hawkins) 式解析コードを組み合わせた計算方法⁽⁹⁾を用いて、水平飛行(前進速度80ノット、高度150m)を想定した解析を行った。なお、今井の方法は守屋の方法に類似する理論であり、守屋の方法に比べてより精度の高い空力荷重を計算することが可能である。解析の結果、AK-080A, AK-100Dの回転騒音は共に、同じ厚み比であるNACA 00XXに比べて2dB程度低くなる(図13参照: AK-080Aのみ示す)。これは、AK-080A, AK-100Dの圧力分布がNACA0008およびNACA0010に比べてフラットであることに起因していると考えられる。さらに、高速衝撃騒音については、3次元EulerコードとKirchhoff式解析コードを組み合わせた計算方法⁽¹⁰⁾を用いて、ホバリング/無揚力(翼端マッハ数0.9)を想定

した解析を行った。翼端部に用いるAK-080Aを解析の対象とした場合、高速衝撃騒音はNACA0008に比べて0.7dB低くなる(図14参照)。これは、AK-080Aの M_{dd} がNACA0008に比べて高いことに起因していると考えられる。以上のように、本研究で設計された翼型は2体とも低騒音性を有することが解析により確認できた。

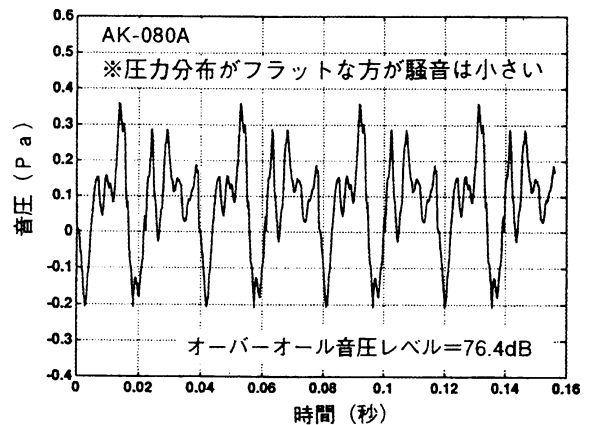
5. おわりに

本研究では、ヘリコプタに適用可能な高性能かつ低騒音である翼型の開発を行ってきた。翼型の設計は本研究で提案する設計フローに基づいて行い、AK-080A(厚み比8%:翼端部用翼型)、AK-100D(厚み比10%:翼中央部用翼型)と称する翼型を新規に設計した。

航技研高レイノルズ数二次元遷音速風洞において、風洞試験より空力特性の評価を行った結果、 C_{mo} は若干大きな値であったが、その他の主要な空力特性である



(a) NACA008



(b) AK-080A

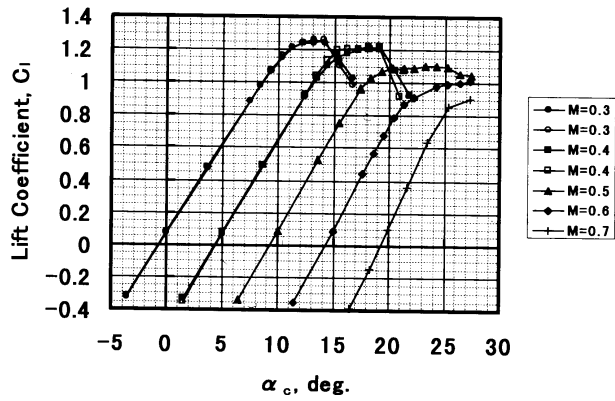
図13 低騒音翼型と既存翼型の回転騒音特性の比較

C_{lmax} , M_{dd} , L/D は既存の翼型に比べてかなり優れていることが確認できた。また、騒音特性については解析により評価した結果、同じ厚み比である対象翼 NACA 00-XX より低騒音であることが確認できた。今後は、今回の風洞試験で得られた評価結果を参考に、更なる高性能な翼型の開発を行ってゆく予定である。

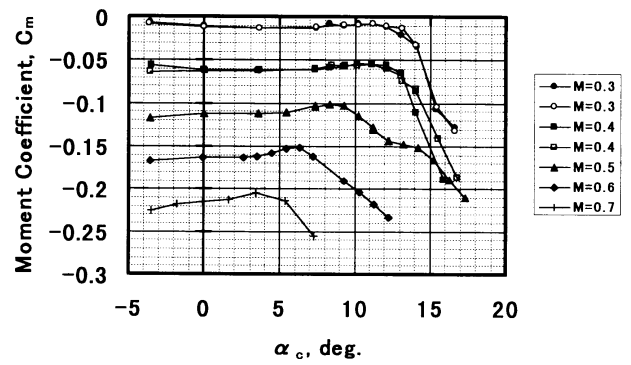
最後に、本風洞試験はATIC/NAL共同研究の一環として行われたものであることを記すとともに、試験に協力頂いた加藤等氏(カワサキ岐阜エンジニアリング(株))および関係者各位に感謝の意を表します。

6. 参考文献

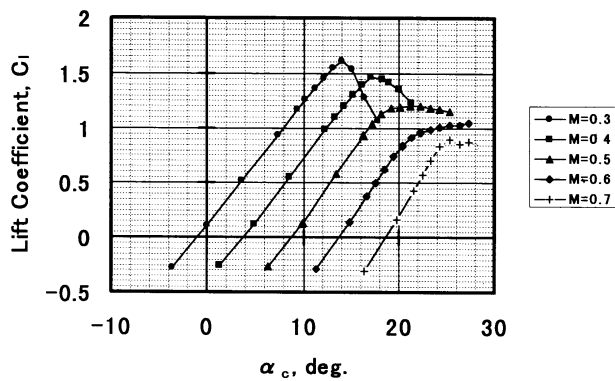
- (1) J. J. Thibert, et al., Advanced Research on Helicopter Blade Airfoils, 6th European Rotorcraft Forum, 1980.
- (2) K. H. Horstman, et al., Improvement of Two Blade Sections for Helicopter Rotors, 10th European Rotorcraft Forum, 1984.
- (3) B. Silva de Mattos, et al., New Numerically Designed Advanced Helicopter-Type Airfoils, AIAA paper 96-2374, 1996.
- (4) L. Dadone, Rotor Airfoil Optimization : An Understanding of the Physical Limits, 34th Annual National Forum of the American Helicopter Society, 1978.
- (5) A. Gessow and G. C. Myers, Jr., Aerodynamics of The Helicopter, Fredirick Ungar, 1967.
- (6) Nakamura, Y., Blade Section Design to Reduce Rotor Rotational Noise, 5th European Rotorcraft Forum, Paper Nr.63, 1979.
- (7) 青木誠 他, 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.
- (8) R. W. Prouty, Helicopter Aerodynamics, Rotor & Wing International, 1985.
- (9) 比良二郎, 高速飛行の理論, 廣川書店, 1977.
- (10) 青木誠 他, ヘリコプタの高速衝撃騒音を低減するブレード形状の設計に関する考察, 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-30, 1996.
- (11) 西山哲男, 翼型学, 日刊工業新聞社, 1992.
- (12) 空気力学第2部, 航技研二次元遷音速風洞の構造と特性, 航空宇宙技術研究所報告 TR-647, 1980.
- (13) 榊原盛三 他, 航技研二次元風洞の気流特性について(), 航空宇宙技術研究所報告 TR-693, 1982.
- (14) 榊原盛三 他, 航技研二次元風洞の気流特性について(), 航空宇宙技術研究所報告 TR-836, 1984.
- (15) 小国保男 他, 航技研二元風洞の気流特性について(), 航空宇宙技術研究所報告 TR-842, 1984.
- (16) 三輪 等 他, 航技研二次元風洞の気流特性について(), 航空宇宙技術研究所報告 TR-862, 1986.
- (17) 沢田秀夫 他, 航技研二次元風洞の壁干渉評価, 航空宇宙技術研究所報告 TR-829, 1984.
- (18) L. Dadone, U. S. Army Helicopter Design DATCOM Vol. 1-Airfoils, May-1976.
- (19) 今井 功, 任意翼型の理論, 日本航空学会誌, 第9巻-88号, 1942.



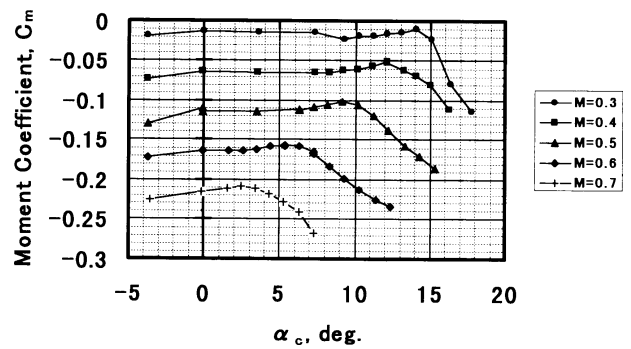
付図1 Mach数に対する $C_l - \alpha_c$ 特性 (AK-080A)



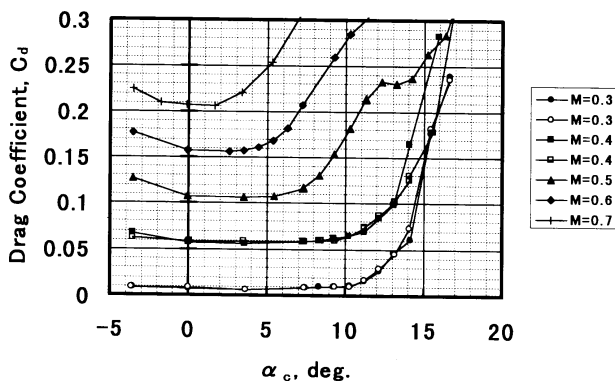
付図5 Mach数に対する $C_m - \alpha_c$ 特性 (AK-080A)



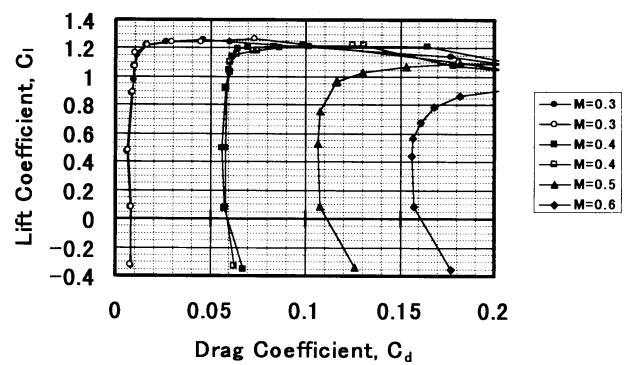
付図2 Mach数に対する $C_l - \alpha_c$ 特性 (AK-100D)



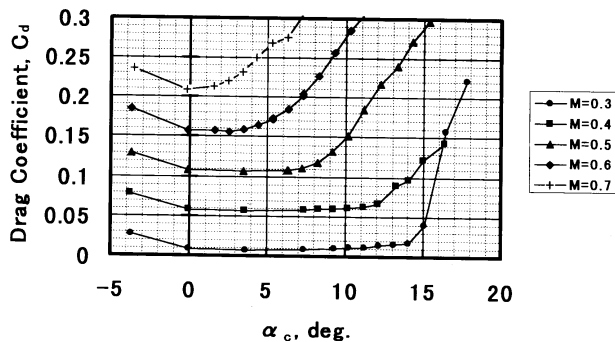
付図6 Mach数に対する $C_m - \alpha_c$ 特性 (AK-100D)



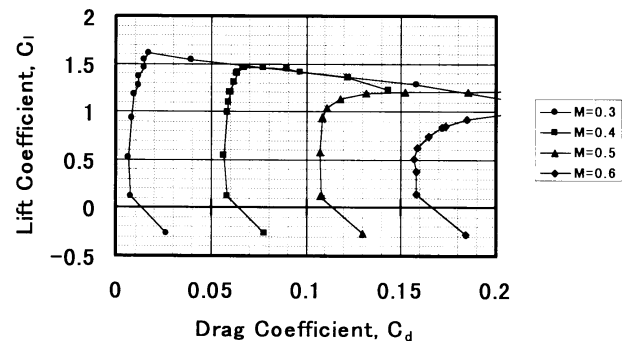
付図3 Mach数に対する $C_d - \alpha_c$ 特性 (AK-080A)



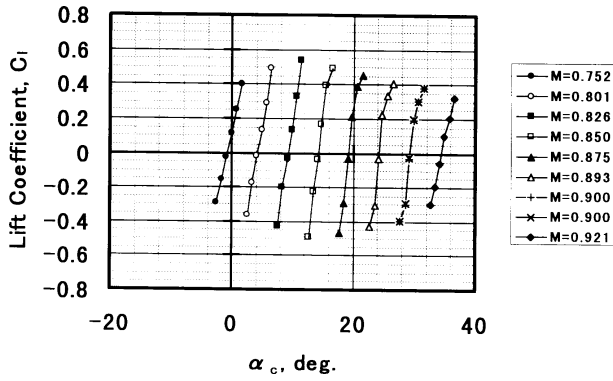
付図7 Mach数に対する $C_l - C_d$ 特性 (AK-080A)



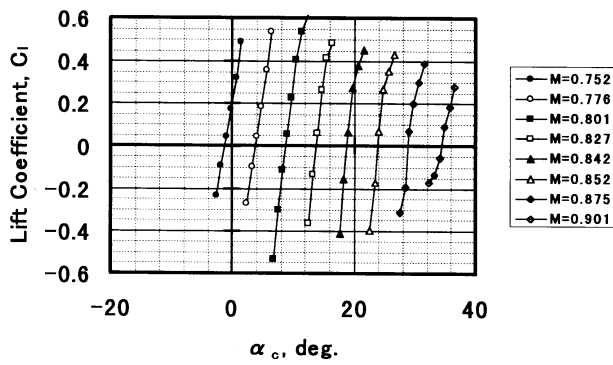
付図4 Mach数に対する $C_d - \alpha_c$ 特性 (AK-100D)



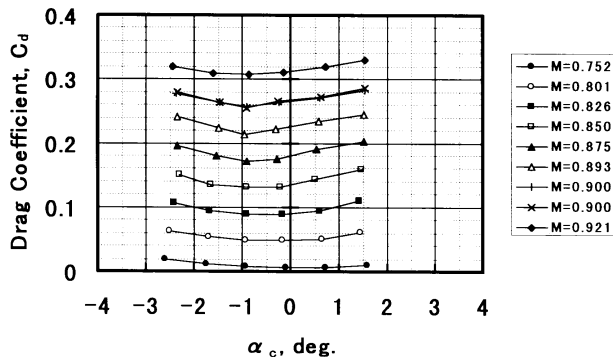
付図8 Mach数に対する $C_l - C_d$ 特性 (AK-100D)



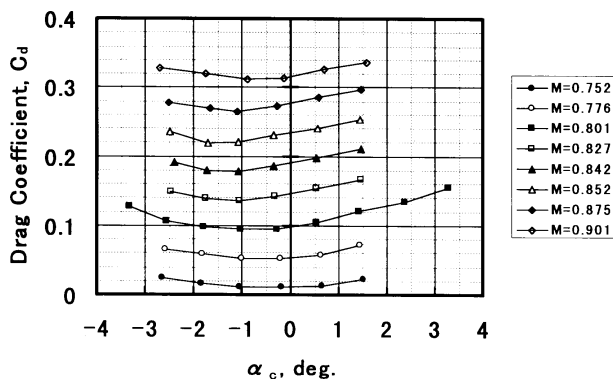
付図9 Mach数に対する C_l - α_c 特性 (AK-080A)



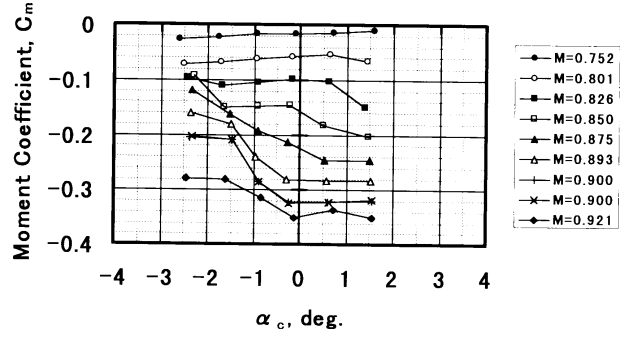
付図10 Mach数に対する C_l - α_c 特性 (AK-100D)



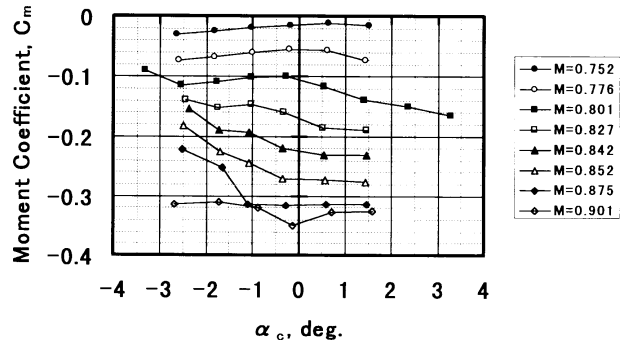
付図11 Mach数に対する C_d - α_c 特性 (AK-080A)



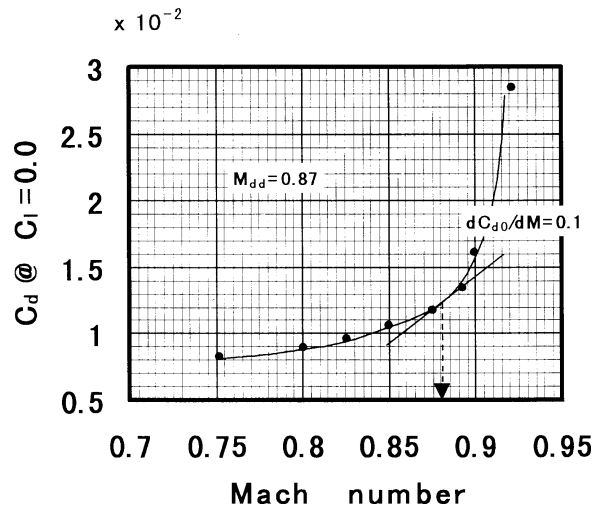
付図12 Mach数に対する C_d - α_c 特性 (AK-100D)



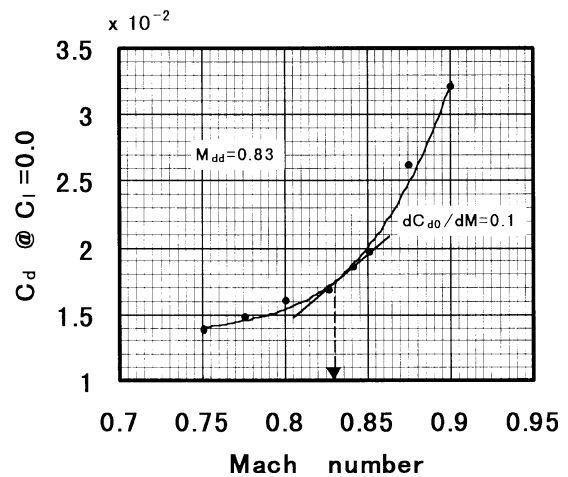
付図13 Mach数に対する C_m - α_c 特性 (AK-080A)



付図14 Mach数に対する C_m - α_c 特性 (AK-100D)



付図15 M_{dd} の決定 (AK-080A)



付図16 M_{dd} の決定 (AK-100D)

補 遺

フラップ付き AK-080A翼型 風洞試験結果

以下に、AK-080A翼型(厚み比8%:翼端型部用翼型)の後縁部にフラップを設けた場合の試験結果について示す。

1. 目的

ヘリコプタ・ブレード翼端部にアクティブ・フラップの装備を想定し、フラップ付きAK-080A翼型の静的空力特性を風洞試験によって定量評価する。

2. 試験概要

(1) 供試体

補図1にフラップ付きAK-080A翼型供試体の断面形状および圧力孔座標を示す。主要な諸元は以下の通り。

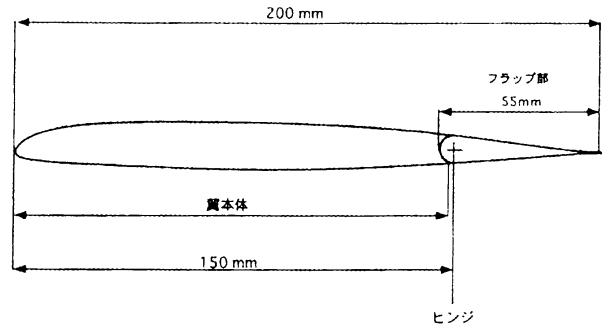
| 翼 型 | AK-080A |
|----------------|--------------------------------------|
| 翼弦長(翼本体+フラップ部) | 200mm |
| スパン | 300mm |
| フラップ部翼弦長 | 55mm |
| フラップ部スパン | 300mm |
| フラップ・ヒンジ位置 | 翼本体前縁 150mm |
| 圧力孔 | 翼 本 体 58 点 , フラップ部 33 点 計 91 点 |
| フラップ蛇角 | - 30 ~ + 30deg , 10deg 毎に設定可能 |

供試体表面に多数の圧力孔を設置することで、翼本体の揚力、モーメントのみでなくフラップのヒンジ・モーメントも圧力積分から求める形式とした。

(2) 試験条件

アクティブ・フラップは、BVI騒音の発生する飛行条件でのみ作動させること及びその取り付け位置をブレード半径の80~100%と仮定し、アクティブ・フラップの作動領域を網羅した空力特性評価を行うため、試験条件を以下のように設置した。

| | | | |
|---------|--------------------------|--------------------|--------------------|
| 翼本体迎角 | - 4 ~ + 18deg | | |
| フラップ蛇角 | - 30 ~ + 30deg , 10deg 毎 | | |
| マ ッ ハ 数 | 0.4 | 0.55 | 0.7 |
| レイノルズ数 | 3.09×10^6 | 4.25×10^6 | 5.42×10^6 |



圧力孔座標

| 翼本体 | | | | | | フラップ部 | | | | | |
|-----|------|-------|-----|------|-------|-------|-------|-------|-----|------|------|
| 上面 | | | 下面 | | | 上面 | | | 下面 | | |
| No. | (%) | (mm) | No. | (%) | (mm) | No. | (%) | (mm) | No. | (%) | (mm) |
| 1 | 0.0 | 0.0 | 33 | 0.25 | 0.5 | 59 | 3.1 | 1.7 | 76 | 3.1 | 1.7 |
| 2 | 0.25 | 0.5 | 34 | 0.5 | 1.0 | 60 | 4.4 | 2.4 | 77 | 4.4 | 2.4 |
| 3 | 0.5 | 1.0 | 35 | 1.0 | 2.0 | 61 | 5.7 | 3.1 | 78 | 5.7 | 3.1 |
| 4 | 0.75 | 1.5 | 36 | 1.5 | 3.0 | 62 | 7.1 | 3.9 | 79 | 7.1 | 3.9 |
| 5 | 1.25 | 2.5 | 37 | 2.5 | 5.0 | 63 | 8.8 | 4.8 | 80 | 8.8 | 4.8 |
| 6 | 1.75 | 3.5 | 38 | 4.0 | 8.0 | 64 | 10.2 | 5.6 | 81 | 10.2 | 5.6 |
| 7 | 2.5 | 5.0 | 39 | 6.0 | 12.0 | 65 | 11.7 | 6.4 | 82 | 11.7 | 6.4 |
| 8 | 3.5 | 7.0 | 40 | 8.0 | 16.0 | 66 | 13.3 | 7.3 | 83 | 13.3 | 7.3 |
| 9 | 5.0 | 10.0 | 41 | 10.0 | 20.0 | 67 | 15.3 | 8.4 | 84 | 15.3 | 8.4 |
| 10 | 6.5 | 13.0 | 42 | 12.5 | 25.0 | 68 | 20.0 | 10.9 | 85 | 20.0 | 10.9 |
| 11 | 8.0 | 16.0 | 43 | 16.0 | 32.0 | 69 | 30.0 | 16.4 | 86 | 30.0 | 16.4 |
| 12 | 10.0 | 20.0 | 44 | 20.0 | 40.0 | 70 | 40.0 | 21.9 | 87 | 40.0 | 21.9 |
| 13 | 12.5 | 25.0 | 45 | 25.0 | 50.0 | 71 | 50.0 | 27.4 | 88 | 50.0 | 27.4 |
| 14 | 16.0 | 32.0 | 46 | 30.0 | 60.0 | 72 | 65.0 | 35.6 | 89 | 65.0 | 35.6 |
| 15 | 20.0 | 40.0 | 47 | 35.0 | 70.0 | 73 | 80.0 | 43.8 | 90 | 80.0 | 43.8 |
| 16 | 24.0 | 48.0 | 48 | 40.0 | 80.0 | 74 | 90.0 | 49.3 | 91 | 90.0 | 49.3 |
| 17 | 28.0 | 56.0 | 49 | 45.0 | 90.0 | 75 | 100.0 | 54.73 | | | |
| 18 | 32.0 | 64.0 | 50 | 50.0 | 100.0 | | | | | | |
| 19 | 36.0 | 72.0 | 51 | 55.0 | 110.0 | | | | | | |
| 20 | 40.0 | 80.0 | 52 | 60.0 | 120.0 | | | | | | |
| 21 | 44.0 | 88.0 | 53 | 62.5 | 125.0 | | | | | | |
| 22 | 48.0 | 96.0 | 54 | 65.0 | 130.0 | | | | | | |
| 23 | 52.0 | 104.0 | 55 | 67.5 | 135.0 | | | | | | |
| 24 | 56.0 | 112.0 | 56 | 70.5 | 142.0 | | | | | | |
| 25 | 60.0 | 120.0 | 57 | 72.5 | 145.0 | | | | | | |
| 26 | 62.0 | 124.0 | 58 | 73.0 | 146.0 | | | | | | |
| 27 | 64.0 | 128.0 | | | | | | | | | |
| 28 | 66.0 | 132.0 | | | | | | | | | |
| 29 | 68.0 | 136.0 | | | | | | | | | |
| 30 | 70.0 | 140.0 | | | | | | | | | |
| 31 | 72.5 | 145.0 | | | | | | | | | |
| 32 | 73.0 | 146.0 | | | | | | | | | |

(翼本体+フラップ部)長を100%とし、翼本体前縁からの位置を示す。

フラップ部長を100%とし、フラップ部前縁からの位置を示す。

補図1 供試体と圧力孔座標

(3) 計測項目

供試体表面圧力：圧力分布及びこれを積分して揚力、モーメント、ヒンジ・モーメントを求める。

後流計測：後流圧力分布及びこれを積分して抗力を求める。

カラー・シュリーレン(スチル及びビデオ・カメラ)：供試体まわりの流れ場の定性的把握を行う。

3. 試験結果

試験結果の一覧を以下に示す。

| 項目 | 図番 |
|--------------|-------|
| $C_l - c$ 特性 | 補図 2 |
| $C_d - c$ 特性 | 補図 3 |
| $C_m - c$ 特性 | 補図 4 |
| $C_h - c$ 特性 | 補図 5 |
| $C_l - c$ 特性 | 補図 6 |
| $C_d - c$ 特性 | 補図 7 |
| $C_m - c$ 特性 | 補図 8 |
| $C_h - c$ 特性 | 補図 9 |
| $C_l - c$ 特性 | 補図 10 |
| $C_d - c$ 特性 | 補図 11 |
| $C_m - c$ 特性 | 補図 12 |
| $C_h - c$ 特性 | 補図 13 |

(1) 揚力特性

フラップ蛇角の C_l への影響 (C_l / δ_f) は、各マッハ数ともにフラップ蛇角の絶対値が 10deg 以上では小さくなる。高迎角時には、前縁部で形成されたバブルがフラップのキャンバ効果による有効迎角増加で剥離しやすくなること、また、キャンバ効果による流水増加によって衝撃波の生成が促進されることから、一般に低音速で得られるような広いフラップ蛇角範囲 (40 ~ 50deg) でのフラップ蛇角の増加に対する C_l の増加は得られなかった。

アクティブ・フラップに適用する場合、翼端渦強度の能動的変化、すなわちブレード揚力の変化を効率よく行うことが必要であるが、フラップ蛇角の絶対値が 10deg 以上では効率の低下が予想される。

(2) 抗力特性

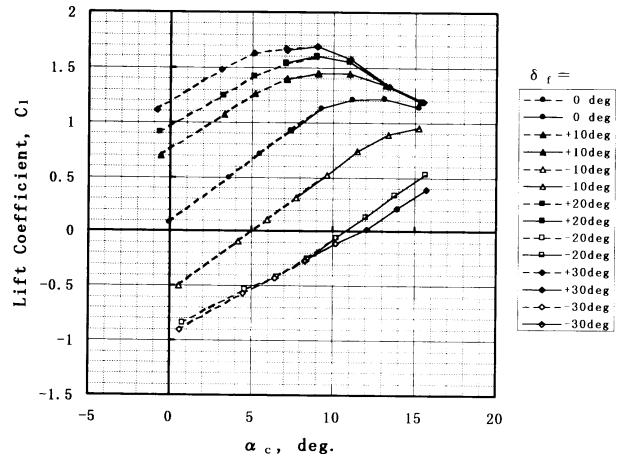
上記の剥離特性から、フラップ蛇角の増加とともに C_d も急増する。

(3) モーメント特性

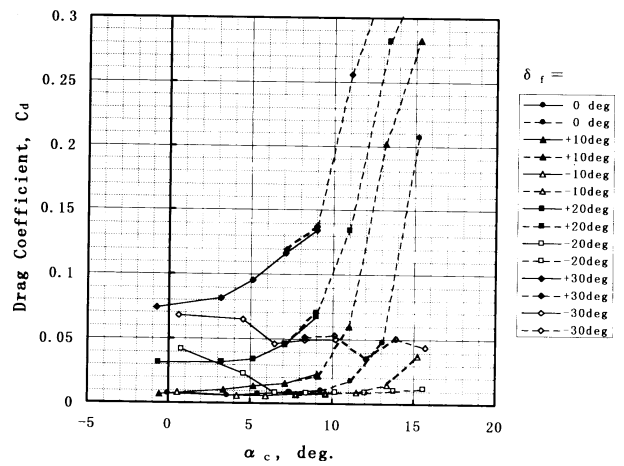
揚力特性と同様の傾向が得られた。

(4) ヒンジ・モーメント特性

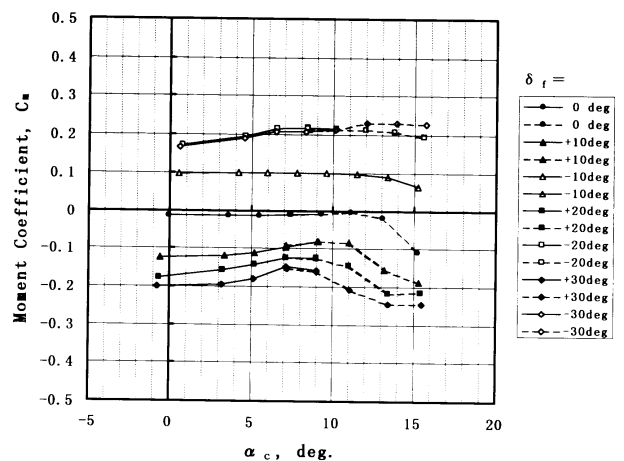
フラップ蛇角の C_h への影響 (C_h / δ_f) は、各マッハ数でほぼ線形である。 C_l や C_d の傾向と併せて考えると、フラップ蛇角が 10deg 以上ではアクティブ・フラップとしての効果がさほど向上しないが、メイン・ロータ・パワーの増大を招く C_d 増、またアクティブ・フラップ駆動用アクチュエータの要求出力の増大を招く C_h 増は確実に付随する事が本風洞試験結果から示された。



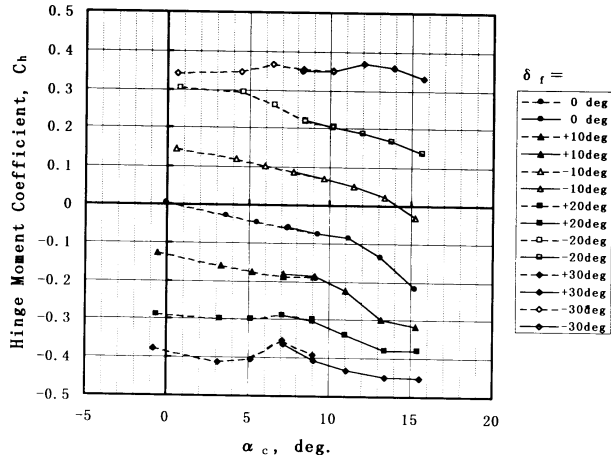
補図 2 $C_l - c$ 特性 @ $M = 0.4$



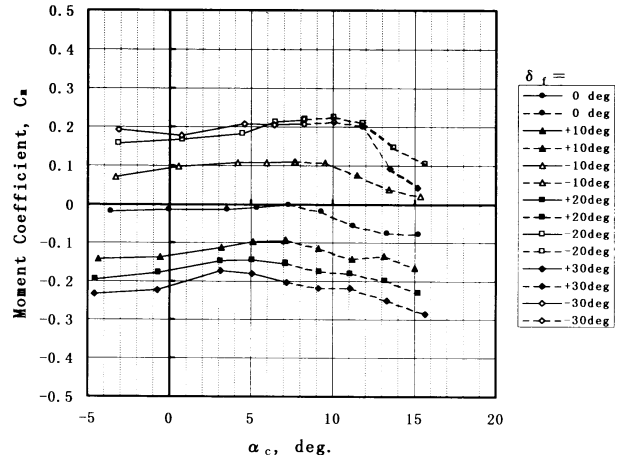
補図 3 $C_d - c$ 特性 @ $M = 0.4$



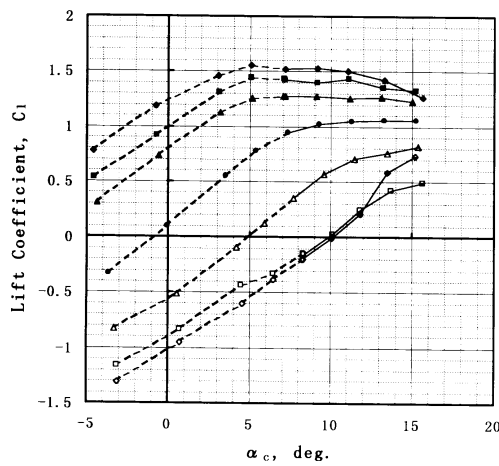
補図 4 $C_m - c$ 特性 @ $M = 0.4$



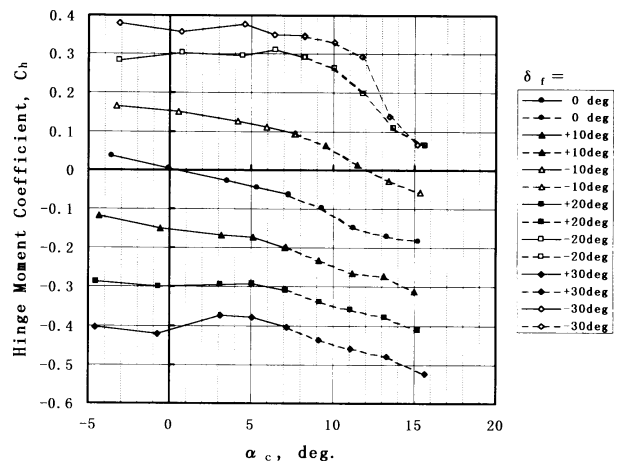
補図5 $C_h - \alpha_c$ 特性 @ $M = 0.4$



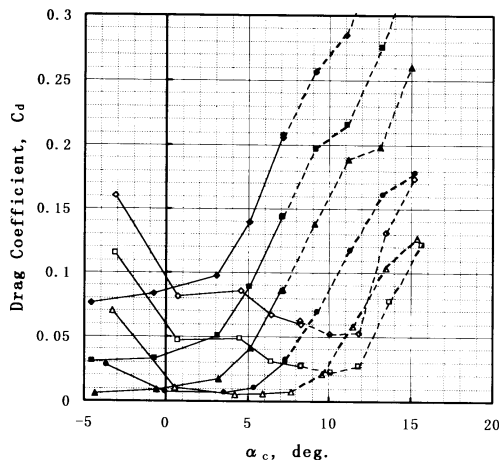
補図8 $C_m - \alpha_c$ 特性 @ $M = 0.55$



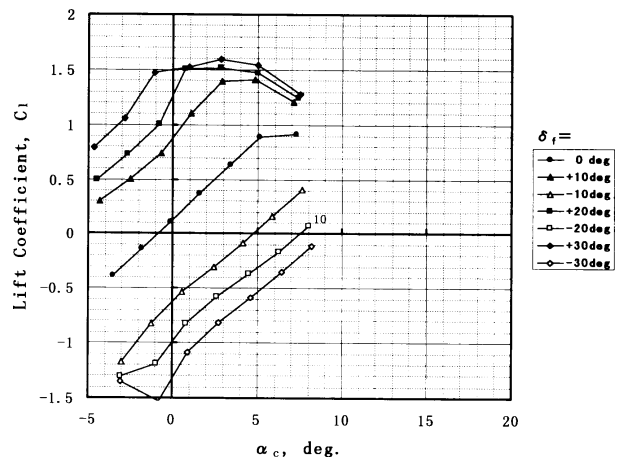
補図6 $C_l - \alpha_c$ 特性 @ $M = 0.55$



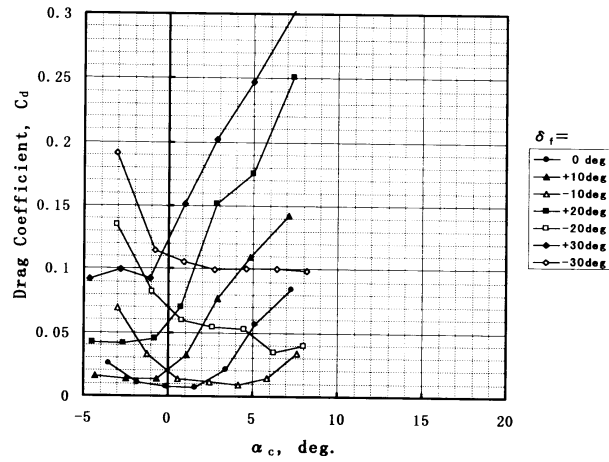
補図9 $C_h - \alpha_c$ 特性 @ $M = 0.55$



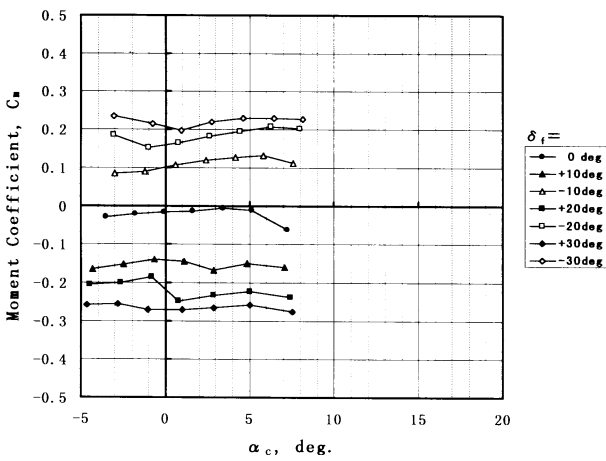
補図7 $C_d - \alpha_c$ 特性 @ $M = 0.55$



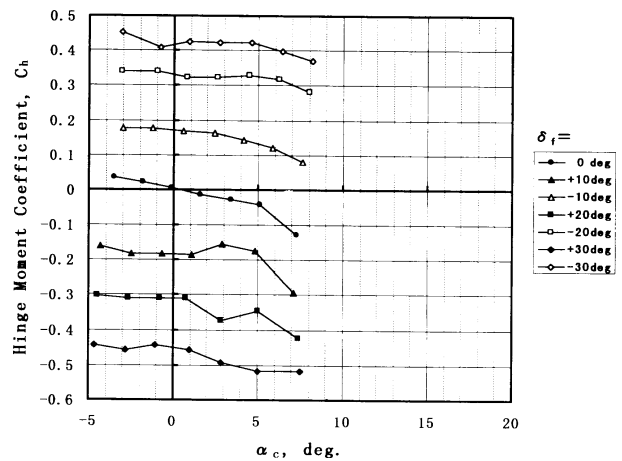
補図10 $C_l - \alpha_c$ 特性 @ $M = 0.7$



補図 11 $C_d - \alpha_c$ 特性 @ $M = 0.7$



補図 12 $C_m - \alpha_c$ 特性 @ $M = 0.7$



補図 13 $C_h - \alpha_c$ 特性 @ $M = 0.7$