

ISSN 0452-2982  
UDC 629.7.018.3  
533.6.082

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-695

後退・前進翼型結合翼機の低速風洞試験

藤枝 郭俊・伊藤 婦美子・岩崎 昭人  
藤田 敏美・滝澤 直人

1996年7月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 後退・前進翼型結合翼機の低速風洞試験\*

藤枝 郭 俊<sup>\*1</sup> 伊藤 婦美子<sup>\*1</sup> 岩崎 昭 人<sup>\*1</sup>

藤田 敏 美<sup>\*1</sup> 滝澤 直 人<sup>\*2</sup>

## Low-speed Wind Tunnel Tests on the Joined-Wing Aircraft Models

Hirotooshi FUJIEDA<sup>\*1</sup>, Fumiko ITOH<sup>\*1</sup>, Akihito IWASAKI<sup>\*1</sup>

Toshimi FUJITA<sup>\*1</sup>, Naoto TAKIZAWA<sup>\*2</sup>

### ABSTRACT

This report describes the aerodynamic characteristics of the joined-wing aircraft obtained by low-speed wind tunnel tests. The joined-wing aircraft consists of a swept-back ( $40^\circ$  sweep angle at 25% chord line) main wing without a dihedral angle ( $0^\circ$ ) and a swept-forward horizontal tail wing ( $-25^\circ$  sweep angle at 25% chord line) with a dihedral angle of  $-22^\circ$ .

The tests were conducted on four types of joined-wing aircraft models. For three configurations, the ratios of horizontal tail to main wing span were employed 40%, 60% and 100%, respectively and the leading edge at the tip of horizontal tail was joined to the trailing edge of the main wing. In the other model, the tip of the horizontal tail with the 100% ratio and the main wing tip were overlapped.

In addition, in order to delay the tip separation of the wing, the leading edge of the main wing of four models were improved simply by using a circular bar and the effects were examined.

The results indicated that the dihedral effect becomes unstable as the horizontal tail span increases and that the configuration in which the leading edge of the horizontal tail tip were joined to the wing with no overlap had better aerodynamic characteristics than the configuration with overlap. The spanwise joint location of horizontal tail significantly influenced the aerodynamic characteristics of the joined-wing aircraft.

By improving the leading edge of the wing, the separation of wing tip delayed the attack angle by about  $5^\circ$  and the maximum lift coefficient and lift-to-drag ratio increased.

**Keywords :** Joined-wing aircraft, Low-speed wind tunnel tests

### 概 要

上反角の無い、後退角付き主翼に前進角と下反角を有する水平尾翼を結合した結合翼機の空力特性を調べるために低速風洞試験を実施した。更に後退角付き主翼の翼端剥離を遅らせるために、主翼前縁下面を丸棒を利用した簡易な整形を行い、その効果を確認する試験をした。

\* 平成8年3月7日受付 (received 7 March 1996)

\*1 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)

\*2 元航空宇宙技術研究所 (Formerly member of NAL)

水平尾翼翼幅が大きくなると上反角効果が不安定になるが、主翼が後退角のみで上反角が無い場合、上反角の有る場合に比較し上反角効果はより不安定側に大きい。そして、主翼と水平尾翼の結合方法及び水平尾翼翼幅が機体空力特性に大きな影響を与えることなどがわかった。

また、主翼前縁下面を丸棒を利用した簡易な整形により翼端剥離が約5°遅くなり、最大揚力が増大し、揚抗比及び機体全体の空力特性の改善が確認された。

## 1. ま え が き

結合翼機 (Joined Wing) の機体形状として、現在良く知られているのは主翼に後退角と上反角があり、水平尾翼に前進角と下反角を有する両翼を結合したもので、この機体形状のものは J. Wolkovitch により “Joined Wing Aircraft” として特許申請がなされている<sup>1)</sup>。しかし、一般的に広い意味で言われる結合翼としては、主翼の翼端または主翼の翼幅方向の適当な位置に水平尾翼翼端を直接または他の翼面などを介して繋いだものとされている<sup>2)</sup>。この様な中に入る機体として Boxplane Wing and Aircraft<sup>3)</sup>、Staggered Channel Wing-type Aircraft<sup>4)</sup>、他<sup>5-7)</sup>のいろいろな機体形状のものが考案され、特許申請がなされ、それぞれ特徴が述べられている。これらの中、J. Wolkovitch により提唱された形状のものが結合翼機として研究も多くなされている<sup>8-13)</sup>。これらの結合翼機は主翼と水平尾翼を結合することにより、1) 強度、剛性が増加し、荷重分散によって重量軽減が図れる、2) トリム時の最大揚力を大きくとれる、3) 機体断面積分布を滑らかにし易く、造波抵抗を小さくできる、4) 誘導抵抗を低減できる、その他幾つかの有利な特長を有すると言われているが<sup>9)</sup>、その詳細な空力データは明らかでない。そこで、空力特性を把握し、基礎的な空力データを得るために、幾つかの結合翼機模型による低速風洞試験を実施した。これらの中、主翼に後退角と上反角をつけ、水平尾翼に前進角と下反角をもたせ、これらの両翼を結合した結合翼機(翼正面形状が菱形をしているので、菱形結合翼機と呼ぶ)に関しては、既に筆者等のメンバーにより風洞試験により得られた結果を基に、その基本的な空力特性、直接揚力・抗力制御力など、その空力的な特徴について報告されている<sup>14-17)</sup>。この報告書は、それらの菱形結合翼機の予備試験として実施した上反角の無い後退角付き主翼と下反角を有する前進角付き水平尾翼とを結合した結合翼機の基本的な低速空力特性を記すものである。また、結合翼機では後退角を有する主翼の翼端失速が比較的低い迎角で生じること、その影響を水平尾翼が受けやすいことなど、主翼の空力特性により機体全体の空力特性が損なわれることが考えられる。そこで、その改善策の一つとして、丸棒を利用し簡易な主翼前縁下面の整形を行い試験を実施したので、その効果についても併せて報告する。

試験は主翼に上反角が無く、機体正面形状が三角形をした4形態の模型について行っており、それらの模型の各諸

元は主翼に上反角が無い点を除けば菱形結合翼機と同じである。本報告書は主翼上反角の無い場合の結合翼機の基本的な空力特性の特徴を示すとともに、既に報告されている菱形結合翼機との参考資料となるものである。

## 2. 記号および略号

$ac$	: 空力中心
$b_w$	: 主翼翼幅
$C_L$	: 揚力係数 (基準面積 $S_w$ )
$C'_L$	: 揚力係数 (基準面積 $S_w + S_{hh}$ )
$C_D$	: 抗力係数 (基準面積 $S_w$ )
$C'_D$	: 抗力係数 (基準面積 $S_w + S_{hh}$ )
$C_m$	: 縦揺れモーメント係数
$C_y$	: 横力係数 (基準面積 $S_w$ )
$C_l$	: 横揺れモーメント係数
$C_n$	: 偏揺れモーメント係数
$c_w$	: 主翼 MAC
$C_{L\alpha}$	: 揚力傾斜 ( $=\partial C_L/\partial\alpha$ )
$C'_{L\alpha}$	: 揚力傾斜 ( $=\partial C'_L/\partial\alpha$ )
$C_{m\alpha}$	: 縦揺れモーメント傾斜 ( $=\partial C_m/\partial\alpha$ )
$C_{y\beta}$	: 横力傾斜 ( $=\partial C_y/\partial\beta$ )
$C_{l\beta}$	: 横揺れモーメント傾斜 ( $=\partial C_l/\partial\beta$ )
$C_{n\beta}$	: 偏揺れモーメント傾斜 ( $=\partial C_n/\partial\beta$ )
$L/D$	: 揚抗比 ( $C_L/C_D$ )
MAC	: 平均空力翼弦長
$S_{hh}$	: 水平尾翼の水平面への投影面積
$S_{hv}$	: 水平尾翼の垂直面への投影面積
$S_v$	: 垂直尾翼面積
$S_w$	: 主翼面積
$V_H$	: 水平官翼容積比 { $(x_h - x_w) \times S_{hh} / (c_w \times S_w)$ }
$V_v$	: 垂直尾翼容積比 { $(x_h - x_w) \times S_{hv} + (x_v - x_w) \times S_v / (b_w \times S_w)$ }
$x$	: 模型の前後方向の座標 (主翼 MAC の前縁位置基準, 後方正)
$x_{ac}$	: 全機空力中心位置
$x_h$	: 水平尾翼 MAC 25% 位置
$x_v$	: 垂直尾翼 MAC 25% 位置
$x_w$	: 主翼 MAC 25% 位置
$\alpha$	: 迎角 (頭上げ正)
$\beta$	: 横滑り角 (右面風正)

### 3. 模 型

#### 3.1 結合翼機基本模型（主翼前縁下面整形無し）

結合翼機の特長である構造的、空力的利点を利用する上で先ず考えられる重要な要素は、主翼に対する水平尾翼の取付位置とその結合方法である。即ち、取付位置は水平尾翼翼幅に依存し、それは空力荷重の分散に影響する。この水平尾翼は一般的な航空機に比べ大きな下反角と前進角を有し、その面積も大きいため、翼端渦の効果なども含め主翼等との空力干渉なども大きくなる。従って、水平尾翼翼幅で取付位置と面積などが変わることにより、機体の空力特性も変化することが予想される。そこで、これらの相違

による空力特性への影響を把握するために、水平尾翼翼幅の異なるものを3形態と主翼と水平尾翼の結合方法の異なるもの1形態の合わせて4形態の模型を製作した。4形態の結合翼機模型とその主要諸元を図1に示す。4形態とも主翼と胴体は共通であり、主翼には既存の木製翼型<sup>18)</sup>を利用した。その主翼の主な諸元は翼幅1.3m、翼面積0.392m<sup>2</sup>、25%翼弦線の後退角40°、アスペクト比4.31、ねじり下げと上反角は0°で、翼型はEC系10%対称翼型<sup>22,23)</sup>である。胴体は直径0.114mの塩化ビニールパイプを利用し、頭部に楕円形の整形材を取付け、尾部は斜めに切断して蓋を付けたもので、その全長は1.6mである。

水平尾翼と垂直尾翼には4形態ともに翼弦長0.15m、

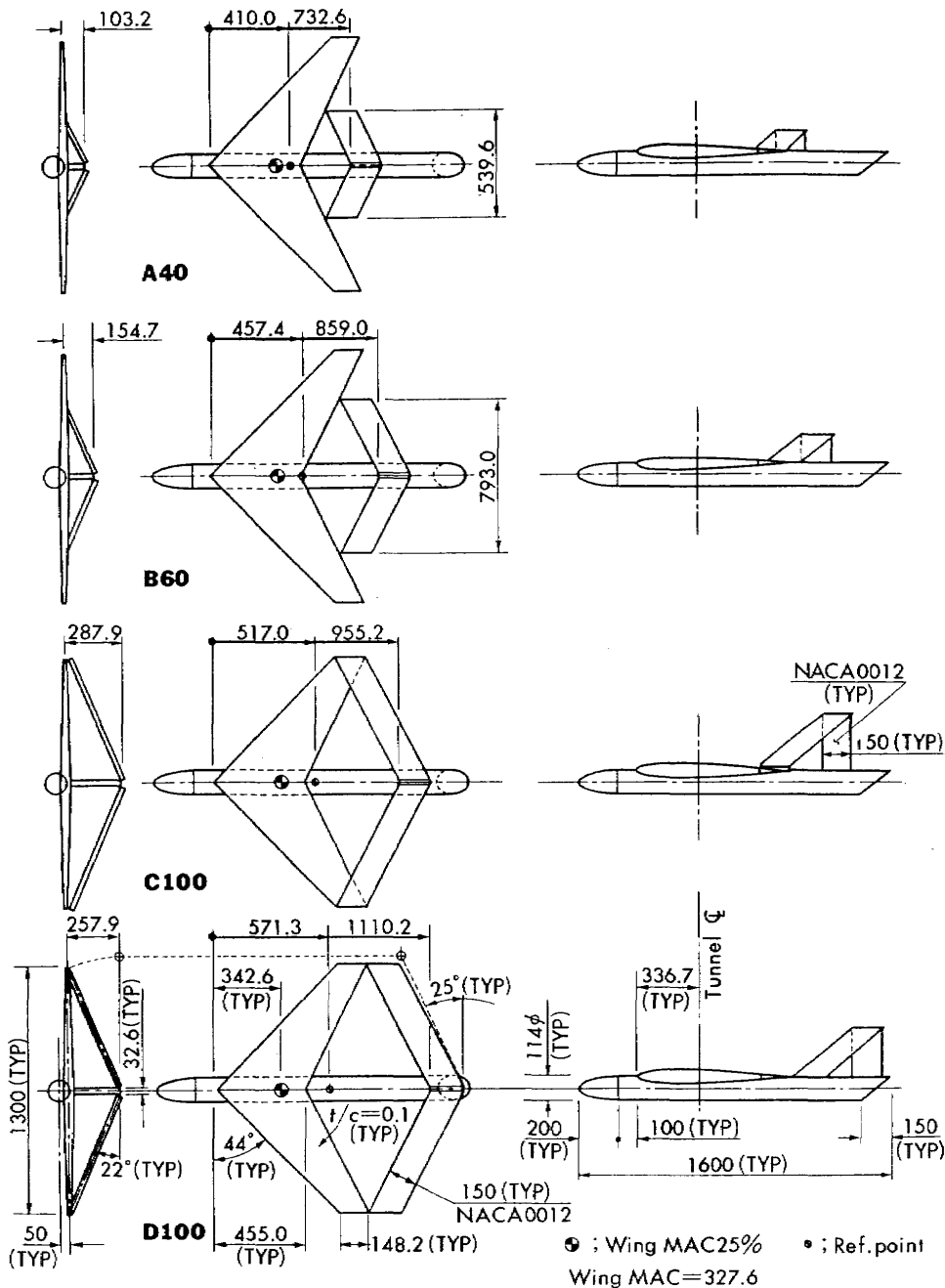


図1 結合翼機模型 (dimension : mm)

NACA0012翼型の一様断面のものを、各形態の使用部分に応じて裁断し用いた。それらはいずれも木製である。

水平尾翼の前進角 $25^\circ$ 、下反角 $22^\circ$ は各形態とも同じとし、水平尾翼翼幅を主翼翼幅の40%、60%、100%とし、それぞれの模型名称をA40、B60、C100とD100と称する。主翼と水平尾翼の結合方法は両翼が重ならない形態を基本結合形態とし、A40、B60、D100は水平尾翼翼端の前縁が主翼後縁に一致するように取付ける基本結合形態を採用し、C100は構造的に有利と推される主翼と水平尾翼の翼端が重なり箱型を形成する結合形態を採用し、C100とD100の空力特性の比較を行うこととした。水平尾翼と主翼との取付には、いずれも金属製の金具を用いている。

垂直尾翼は高さと同体への取付けの前後位置を上記結合に合わせて変えた。この結果、4形態の垂直尾翼の翼弦長は同一であるが、高さは4形態ともそれぞれ異なり、A40、B60、D100、C100の順で高くなっている。

### 3.2 主翼前縁下面整形法

主翼前縁下面の整形は、その翼端から $3/4$ 翼幅までを3等分し、翼端側から $1/4$ 幅づつに、半径が5、4及び3mmの円形断面の棒（以下、前縁材と称す）をそれぞれ前縁下面に取り付けることによって行った（図2参照）。

## 4. 試 験

試験は全ての航技研究風洞と称する風洞<sup>19)</sup>（固定壁カートを用い低速風洞として利用、測定部断面 $2 \times 2$ m）で、6分力測定試験と気流可視化試験を行った。

### 4.1 6分力測定試験

6分力測定を行った試験の内容は、前縁下面の整形の無い場合も有る場合も基本的には同じである。実施した力測定試験の試験ケースを表1に示す。

試験は4形態の全機形態の場合の他に、主翼のみの特性と水平尾翼の特性を調べるための試験を実施した。水平尾翼については、主翼などとの干渉による影響を把握するために水平尾翼単独での試験以外に全機形態から水平尾翼のみを除いた形態での試験を行った。

模型はいずれの場合も3本の支柱でピラミッド型6分力天秤に取付けた。図3に風洞内での模型写真を示す。測定した模型迎角 $\alpha$ は主翼前縁下面の整形の無い場合は $0^\circ \sim 15^\circ$ 間を $5^\circ$ おきと $17.5^\circ$ を、整形を行った場合は適宜測定迎角範囲を拡大した。又横滑り角 $\beta$ は各場合とも $0^\circ \sim 15^\circ$ 間を $5^\circ$ おきに6分力を測定した。試験風速は $30\text{m/s}$ （主翼MAC基準のレイノルズ数は約 $6.2 \times 10^5$ ）とした。

測定した6分力データは、特記の外は一様流動圧、主翼翼面積、主翼MAC、主翼翼幅で無次元化し、胴体中心線上の主翼MAC 25%位置を基準点とした安定軸系で整理を行った。その他の面積やモーメント基準点などを基準としてデータ整理を行った場合には、その旨記した。

### 4.2 可視化試験

模型表面の流れと後流の状況を把握するために、4形態の全機形態についての可視化試験を行った。この試験では主翼と水平尾翼の上面及び胴体と垂直尾翼の左側面に長さ30mmの刺繍糸を30mm間隔に貼付し、風速 $20\text{m/s}$ 、 $\alpha$ 、

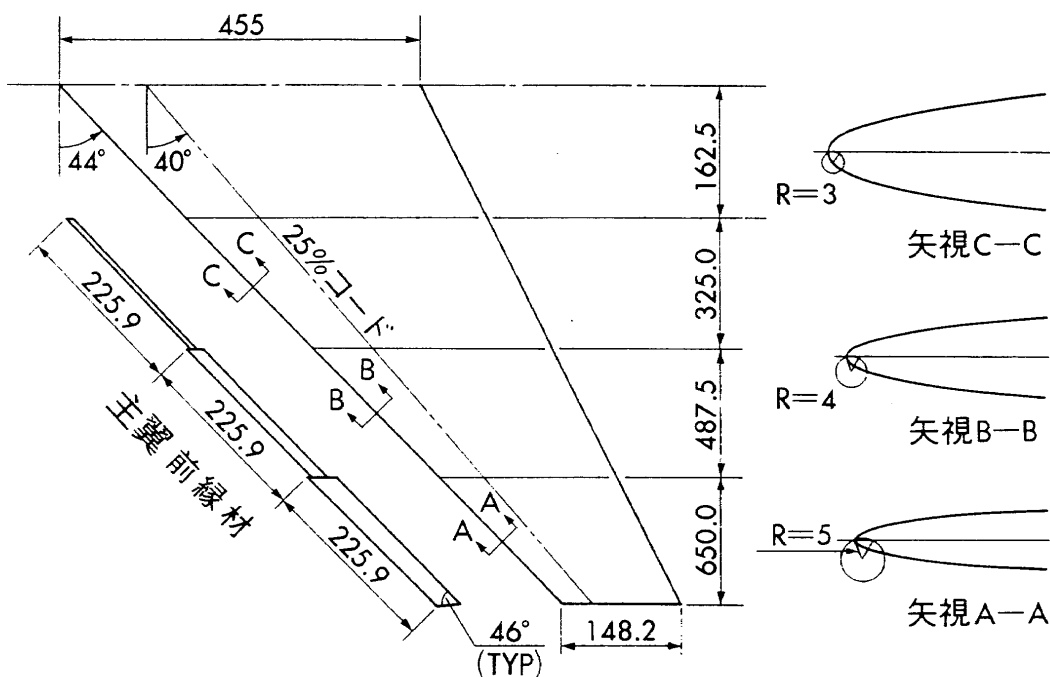


図2 主翼前縁下面の整形方法 (dimension : mm)

表1 試験ケース

模型形態	主翼前縁 下面整形	測定角度範囲 $\alpha$ , $\beta$
全機 W + B + V + H	無 有	$\alpha = 0^\circ \sim 17.5^\circ$ $\beta = 0^\circ \sim 15.0^\circ$
水平尾翼のみ無し W + B + V	無	$\alpha = 0^\circ \sim 17.5^\circ$ $\beta = 0^\circ$
尾無し W + B	無	$\alpha = 0^\circ \sim 17.5^\circ$ $\beta = 0^\circ \sim 15.0^\circ$
主翼のみ W	無 有	$\alpha = 0^\circ \sim 25.0^\circ$ $\beta = 0^\circ$
水平尾翼のみ H	無	$\alpha = 0^\circ \sim 20.0^\circ$ $\beta = 0^\circ$

注：模型形態欄のWは主翼、Bは胴体、Vは垂直尾翼、Hは水平尾翼を表し、各試験での模型構成を示す。 $\alpha$ ：迎角、 $\beta$ ：横滑り角

$\beta$ は6分力測定と同じ変角範囲で実施した。また、同時に模型後方約0.19mの主流に直交する面内の約0.225m左に、長さ50mmの刺繍糸を50mm間隔の格子点に細い小環でとめた気流格子(1.05×1.05m)を配置し、後流の様子をビデオカメラにより観測した。この他、水平尾翼単体試験の翼上面の流れをオイルフローにより観察した。

### 5. 結果と検討

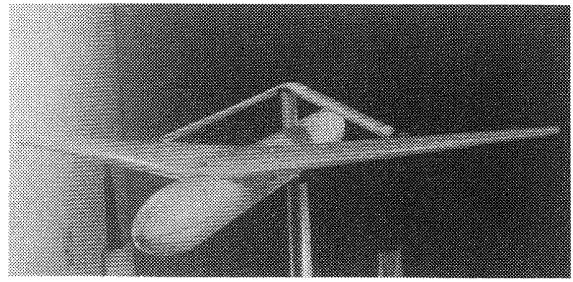
以下、実験結果について述べるが、 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ は $\alpha=0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ の測定値を、 $C_{y\beta}$ 、 $C_{l\beta}$ 、 $C_{n\beta}$ は $\beta=0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ の測定値をそれぞれ直線近似して求めた値である。

#### 5.1 縦の空力特性（主翼面積基準）

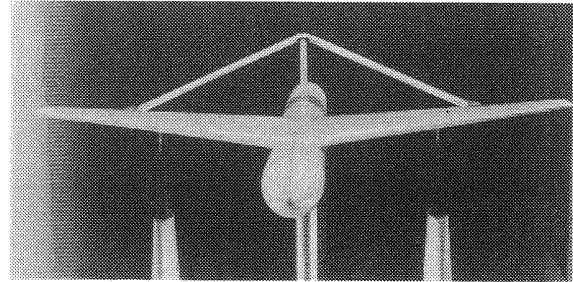
縦の空力特性として図4(a), (b), (c)のそれぞれに、 $\beta=0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ の場合での4形態の全機形状と主翼と胴体のみときの（以下、尾無し形態と呼ぶ、図中ではNo tailと略記）の $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$ と $\alpha$ の関係及び、それらの結果から求めた $L/D$ 、 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ を示す。

まず、最初に縦の基本空力特性として、 $\beta=0^\circ$ の場合について図4(a)を基に述べる。

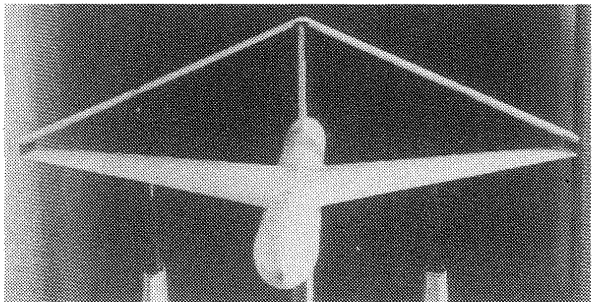
$C_L$ は各形態とも $\alpha=10^\circ$ までは直線的に増加するが、 $\alpha=10^\circ$ を越えると増加率が鈍化し、特にC100と尾無し形態は増加率の減少が大きい。水平尾翼面積が同一のC100とD100形態の比較では、D100よりC100の方が $C_L$ が小さく、 $\alpha>10^\circ$ での $C_L$ の増加率の減少が大きい。これは主翼と水平尾翼の翼端を重ねたことによる両形態の主翼と水平尾翼



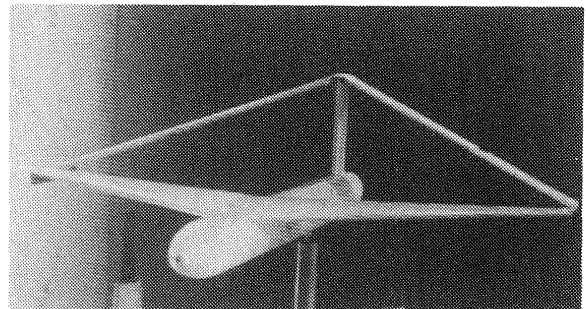
A40



B60



C100



D100

図3 風洞内での模型写真

との干渉の影響の相違を示しているものと考えられる。この点に関連し、可視化試験結果の項で再度述べる。

$C_D$ はいずれの形態も $\alpha$ とともに増加し、各形態における $C_D$ の比較では、翼幅が大きく、 $C_L$ が大きいほど $C_D$ も大きい値を示す。この $C_D$ の増加率の様子は、 $C_L$ の増大率の減少が大きくなるC100形態の $\alpha=10^\circ$ 以上でも、他の形態と同様で大きな相異は見られない。

$C_m$ は尾無し形態（図中ではNo tailと表示）では $\alpha$ に対し概ね一定で、空力中心がほぼ主翼MACに在ることを示すが、 $\alpha>10^\circ$ で頭上げ( $C_m > 0$ )側にやや増大する傾向

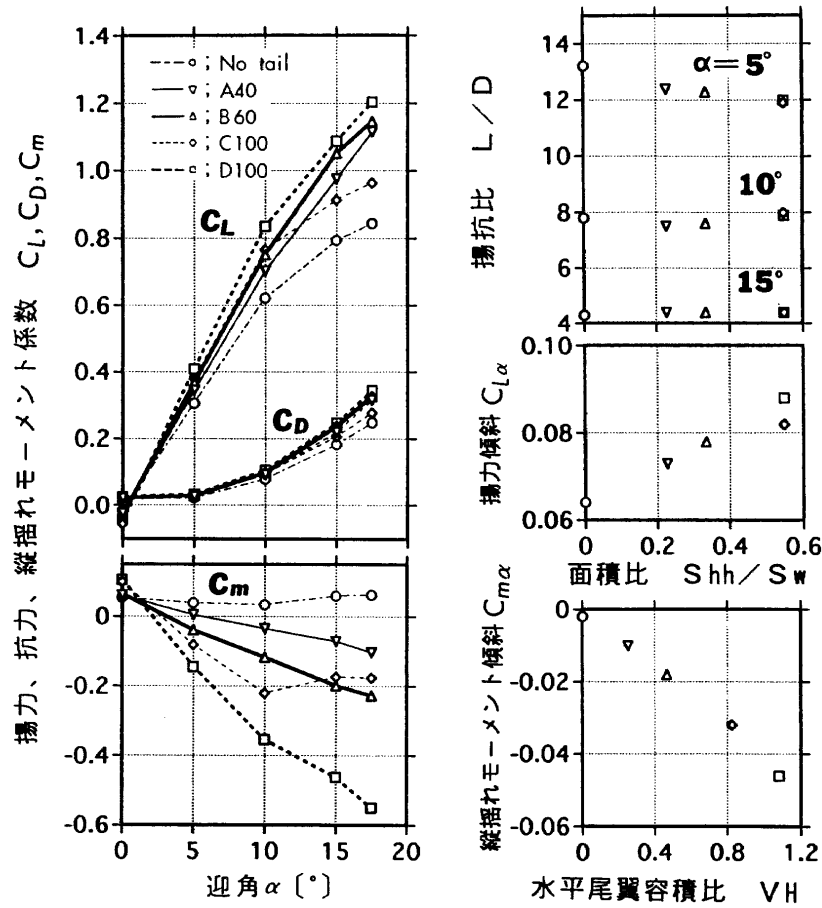


図4 (a) 縦の全機空力特性 ( $\beta=0^\circ$ )

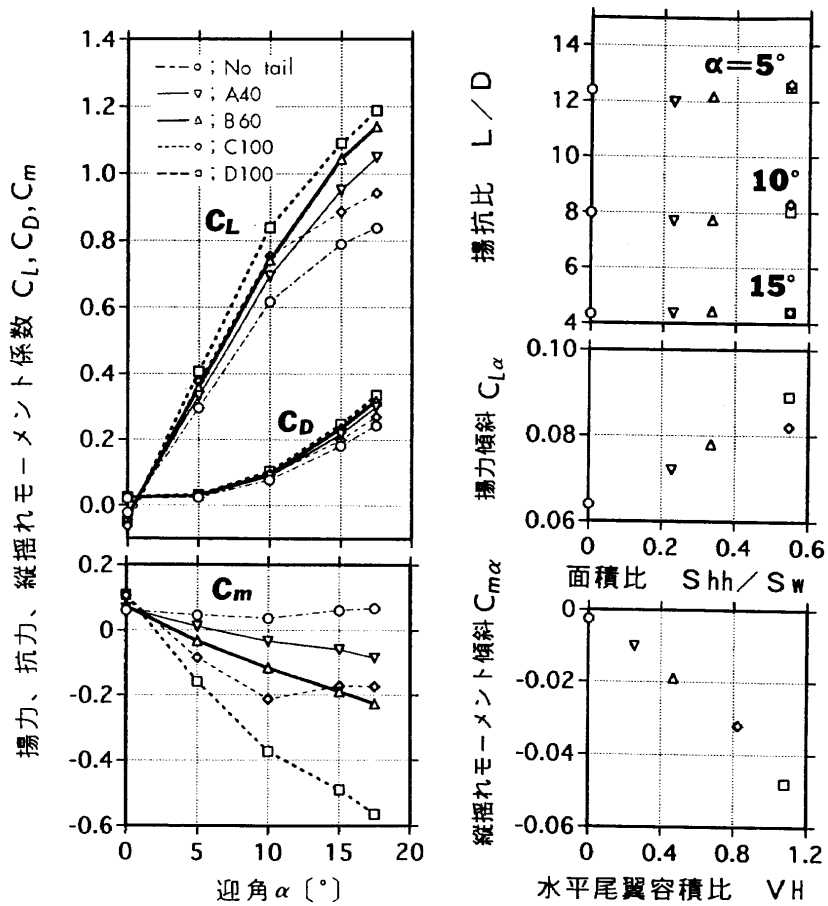


図4 (b) 縦の全機空力特性 ( $\beta=5^\circ$ )

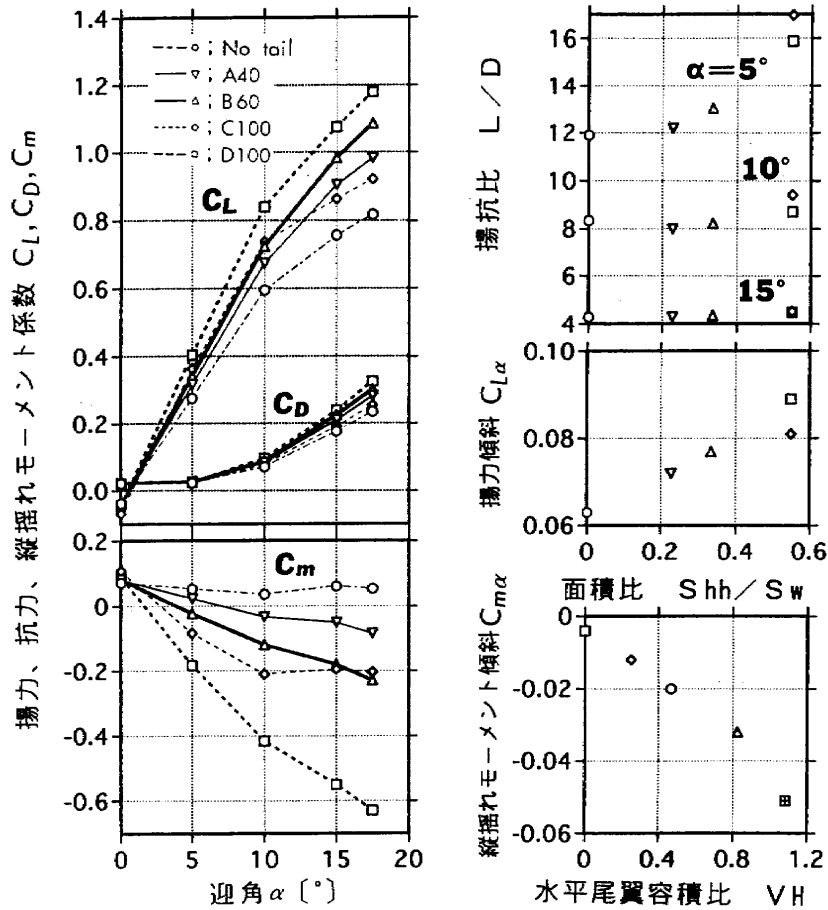


図 4 (c) 縦の全機空力特性 ( $\beta=10^\circ$ )

が見られ、後退翼の特徴である主翼翼端失速の影響が表れている。全機形態では  $\alpha$  にほぼ比例し頭下げ ( $C_m < 0$ ) 側に増大し、水平尾翼の効果が表れている。水平尾翼面積が同じ C100 と D100 形態では、D100 形態の方が頭下げモーメントが大きい。これは  $C_L$  の大きさもあるが、水平尾翼位置がモーメント基準点である主翼 MAC25% 位置に対して、より後方にあることが大きいと考える。また、C100 形態では同じ翼幅の D100 形態と異なり、 $\alpha$  が  $10^\circ$  を越えると頭下げが減少しており、水平尾翼側の大幅な揚力減少 (5.4 で述べる) が推察される。

揚抗比  $L/D$  は、尾無し形態を含め各形態とも  $\alpha=5^\circ$  から  $10^\circ$ 、 $15^\circ$  と  $\alpha$  が大きくなるほど小さくなる。また、面積比  $S_{hh}/S_w$  (水平尾翼面積/主翼面積) に対しては、 $\alpha=5^\circ$  では尾無し形態 ( $S_{hh}/S_w=0$ ) が最も大きく、 $S_{hh}/S_w$  が大きくなるほど、即ち水平尾翼翼幅が大きいほど  $L/D$  が小さくなる。しかし、 $\alpha=10^\circ$ 、 $15^\circ$  になると、尾無し形態や  $\alpha > 10^\circ$  で  $C_L$  の増大率の減少が大きくなる C100 形態を含め各形態とも殆ど差はなくなる。

揚力傾斜  $C_{L\alpha}$  は、尾無し形態が一番小さく、水平尾翼翼幅が大きいほど大きい。これは揚力係数  $C_L$  の基準面積を主翼面積にしているため、水平尾翼翼面積が大きいほど水平尾翼の  $C_L$  が増大するためである。C100 形態を除き  $C_{L\alpha}$

は  $S_{hh}/S_w$  にほぼ比例して大きくなっており、大まかには水平尾翼翼面積に応じた揚力が発生していると推察される。また、D100 と同じ面積比の C100 形態では、 $C_{L\alpha}$  が D100 形態より小さく、翼端の重なることにより、 $\alpha$  に対する  $C_L$  の増加が悪くなることがわかる。

縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha}$  は水平尾翼翼容積比  $V_H$  により整理することが可能で、 $V_H$  に比例し、負側に直線的に増大することがわかる。

$\beta=5^\circ$  と  $10^\circ$  の場合の縦の空力特性を図 4 (b), (c) に示す。

$\beta=5^\circ$  と  $10^\circ$  における  $\alpha$  に対する  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  の変化を  $\beta=0^\circ$  の場合と比較してみると、 $\alpha > 15^\circ$  で各形態とも  $C_L$  がやや低下する以外はほぼ同様の傾向を示す。

しかし  $L/D$  をみると、各形態で  $\beta$  による相違が表れ、特に  $\alpha=5^\circ$  でその相違が大きい。尾無し形態では  $\beta$  が大きくなると  $L/D$  が少し低下する。結合翼機の全機形態では、 $\beta$  が  $5^\circ$ 、 $10^\circ$  と大きくなっても  $L/D$  は低下せず、むしろ  $S_{hh}/S_w$ 、即ち水平尾翼翼幅が大きい B60、C100、D100 形態では  $L/D$  が増加傾向を示し、水平尾翼翼幅の大きい程その傾向が明確に表れている。この結果から考えると、結合翼機では水平尾翼翼幅は  $\beta$  に対する揚抗比特性に影響を与えることが予想される。

$\beta=5^\circ$ 、 $10^\circ$  の場合の  $S_{hh}/S_w$  に対する  $C_{L\alpha}$  と  $V_H$  に対す



る  $C_{ma}$  の関係を  $\beta=0^\circ$  の場合と比較して見ると、 $\beta$  によるそれらの特性の変化は小さい。

5.2 縦の特性（主翼+水平尾翼の面積基準）

5.1 では航空機的全機形態における空力特性の一般的な整理方法である主翼面積基準で整理した。しかし、結合翼機では水平尾翼面積がかなり大きなものとなり、機体全体の空力特性に大きな影響を与え、特に機体全体の縦の空力特性の評価をする場合には水平尾翼も含めて考慮する必要がある。そこで、機体全体に対する水平尾翼面積の影響を調べるために、主翼面積と各形態の水平尾翼の水平面への投影面積との和で揚力と抗力のデータ整理を行い、それぞ

れ  $C_L$ 、 $C_D$  とし、それらと  $\alpha$  との関係および揚力傾斜  $C_{L\alpha}$  を求めた。図 5(a), (b), (c) にそれぞれ  $\beta=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$  の場合の結果を示す。同図中の尾無し形態（No tail と表記）の各値は全て主翼面積基準の場合（図 4 中の値）と同じである。

先ず、 $\beta=0^\circ$ （図 5(a)）の場合について見てみる。

$C_L$  を同じ  $\alpha$  における 4 形態で比較すると、水平尾翼翼幅の小さい方が大きく、 $\alpha$  が大きくなるほどその差は明確になる。これは水平尾翼が大きいほど主翼吹き下ろしの影響が大きく、 $\alpha > 10^\circ$  では主翼翼端剥離が生じ、その剥離流の影響も水平尾翼翼幅が大きい程大きいことによることを表している（5.4 及び 5.5 で詳述）。水平尾翼翼幅が同

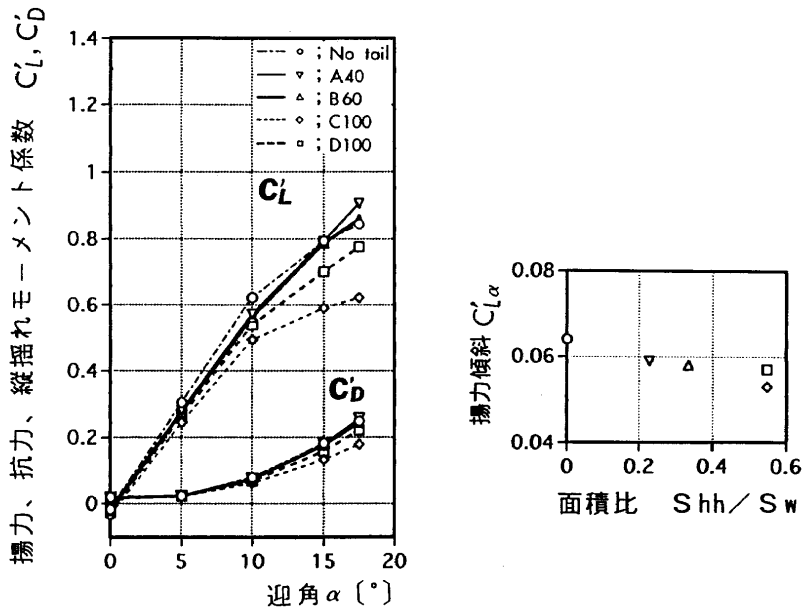


図 5(a) 縦の全機空力特性 ( $\beta=0^\circ$ ) 基準面積（主翼+水平尾翼）

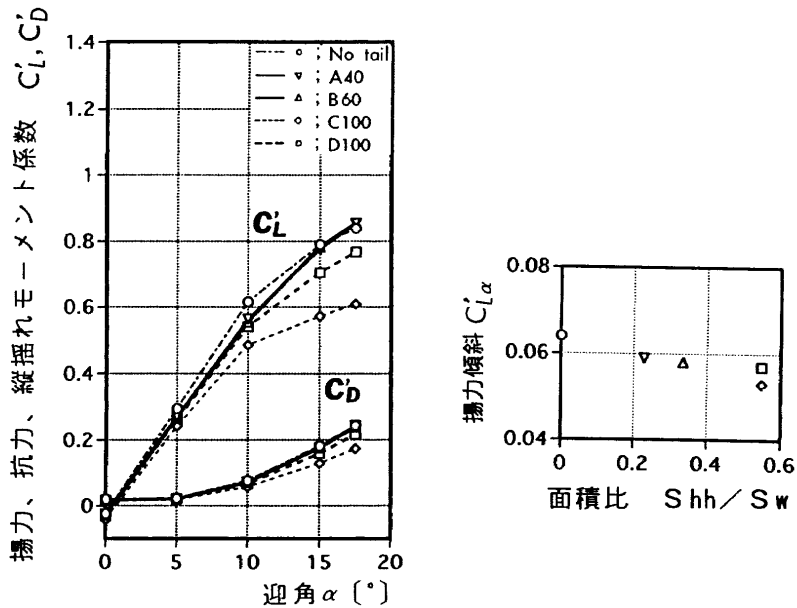


図 5(b) 縦の全機空力特性 ( $\beta=5^\circ$ ) 基準面積（主翼+水平尾翼）

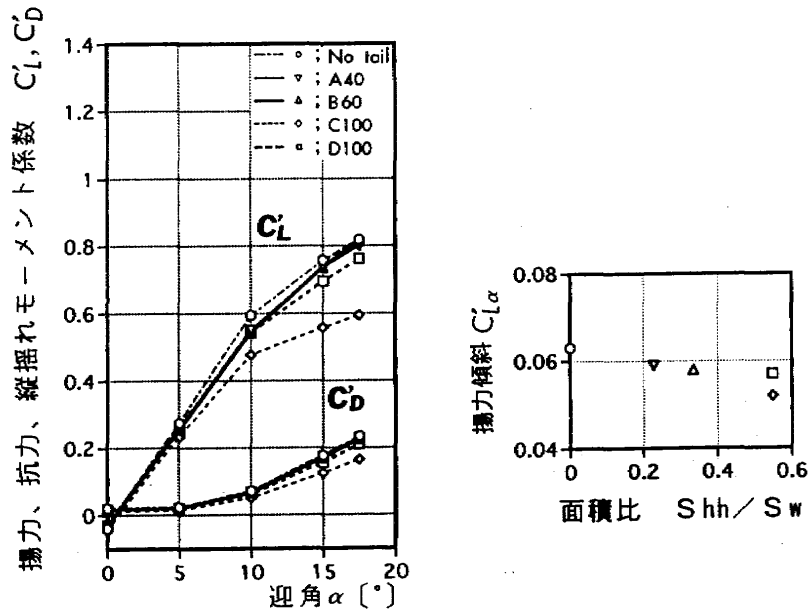


図 5(c) 縦の全機空力特性 ( $\beta=10^\circ$ ) 基準面積 (主翼+水平尾翼)

じ C100 と D100 形態の比較では、主翼と水平尾翼の翼端が重なっている C100 形態の  $C_L$  が小さく、 $\alpha > 15^\circ$  では更に C100 の  $C_L$  の増加率の低下が大きくなる。

$C_D$  は  $\alpha > 10^\circ$  になると各形態間の差が明確に表れ、特に翼幅の大きい C100 と D100 形態では  $C_L$  と同様に他の形態より差が大きい。各形態の  $C_D$  は翼幅の大きい形態ほど小さく、C100 と D100 形態の比較では  $C_L$  と同じく前者の  $C_D$  がより小さい。

$C_{L\alpha}$  は  $C_L \sim \alpha$  特性で述べた結果を反映し、 $S_{hh}/S_w$  の増大にはほぼ比例して小さくなる。水平尾翼翼幅の増大による面積とそのアスペクト比が大きくなる点を考慮すれば水平尾翼のみの  $C_{L\alpha}$  は大きくなり、機体全体での  $C_{L\alpha}$  も増大することも予想された。しかし、この結果では翼幅が大きいほど  $C_{L\alpha}$  が低下している。このことは翼幅の増大に応じた  $C_L$  の増大が得られず、むしろ主翼と水平尾翼の干渉による揚力減少が推察できる。

$\beta = 5^\circ, 10^\circ$  の場合を図 5(b), (c) に示す。

$\beta = 5^\circ, 10^\circ$  の場合は、A40, B60, C100 及び D100 の 4 形態とも主翼面積基準の結果と同様に  $C_L$  が  $\beta = 0^\circ$  の場合に比べ  $\alpha > 15^\circ$  で減少している。また、 $C_D$  の  $\alpha$  に対する変化、 $C_{L\alpha}$  の  $S_{hh}/S_w$  に対する変化の傾向、各形態間の差もほぼ主翼面積基準の結果と同じである。

### 5.3 横・方向の空力特性 (主翼面積基準)

図 6(a), (b), (c) にそれぞれ  $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$  の場合における  $-C_y, C_l, C_n$  と  $\beta$  との関係、各形態の  $-C_{y\beta}, C_{l\beta}, C_{n\beta}$  を示す。

実験模型は左右対称であるので  $-C_y, C_l, C_n$  は  $\beta = 0^\circ$  ではいずれも 0 となるはずであるが、結果は必ずしも 0 でない。この主たる原因は製作された模型の製作精度や組立な

ごによる非対称性が大きい。ここでは、データに特に修正を行わずそのまま表示している。

まず、 $\alpha = 0^\circ$  の場合における横・方向の空力特性 (図 6(a)) について述べる。

$-C_y$  は、どの形態でも  $\beta$  に対してほぼ直線的に増大している。この  $C_y$  は、尾無し形態の場合では胴体に働くものが主で、全機形態では胴体の他に垂直尾翼と水平尾翼に働くものが加わる。故に  $C_y$  の大きさは側面積の大きくなる順に、即ち A40, B60, D100, C100 形態の順で大きくなっている。C100 形態の  $-C_y$  が D100 形態より大きいのは、図 1 に示すように C100 形態では主翼と水平尾翼の両端が重なる結合方法を採用しているため水平尾翼翼端が主翼翼端より 3cm (両翼端の中心線間の距離) 高い位置にあり、垂直尾翼翼高が高く、側面積がそれだけ大きくなっているためである。

$C_l$  の発生は左右の翼の揚力差と  $C_y$  の大きさ、それらの力の着点とモーメント基準点との位置に関係する。 $\beta$  に対する  $C_l$  の変化を各形態について比較してみる。尾無し形態では、 $\beta$  に比例し  $C_l$  が負 (右翼上げ) 側に増加する。これは胴体に働く  $C_y$  が、その着点位置がモーメント基準点 (胴体中心上、主翼 MAC 25%) 近くにあり  $C_l$  の発生にそれほど寄与せず、 $C_l$  の発生には主翼の後退角による左右の翼の揚力によるものが支配的であるためと考える。全機形態では、主翼の他に水平尾翼の左右に生ずる揚力差や水平尾翼と垂直尾翼に働く  $C_y$  により  $C_l$  が生ずる。水平尾翼は前進角と下反角を有しているため、これらはいずれも  $\beta$  に対して左右の揚力変化により正の  $C_l$  を発生する。一方、水平尾翼と垂直尾翼に働く  $C_y$  は力の作用点がモーメント基準点の上方となるので  $\beta$  の変化に対して負の  $C_l$  を発生する方向に作用する。故に、全機形態の  $C_l$  はこれら  $C_l$  の

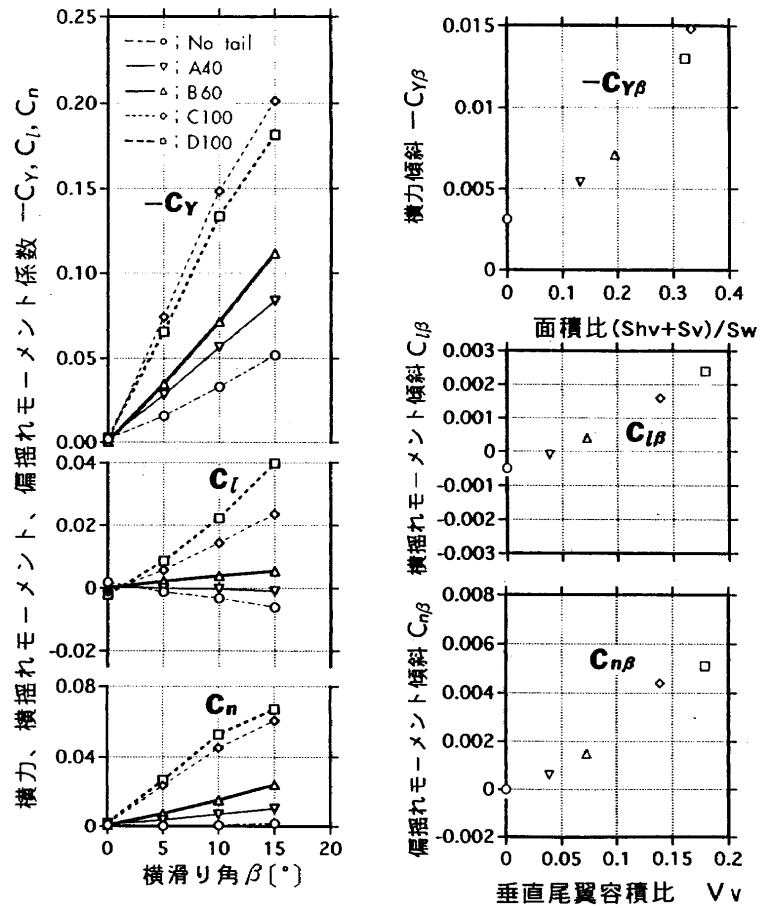


図 6 (a) 横・方向の全機空力特性 ( $\alpha=0^\circ$ )

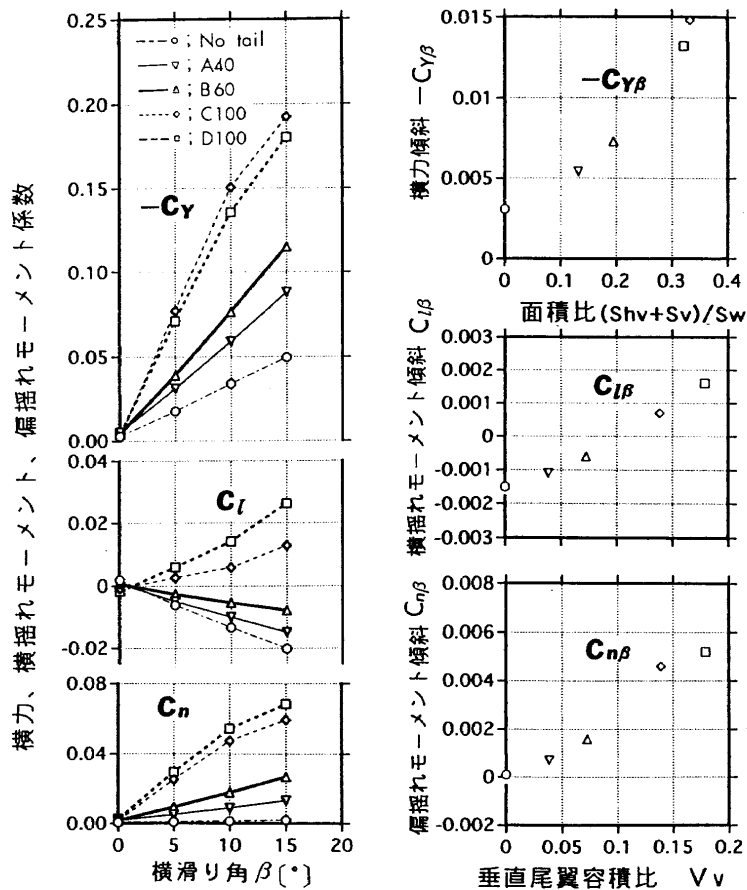


図 6 (b) 横・方向の全機空力特性 ( $\alpha=5^\circ$ )

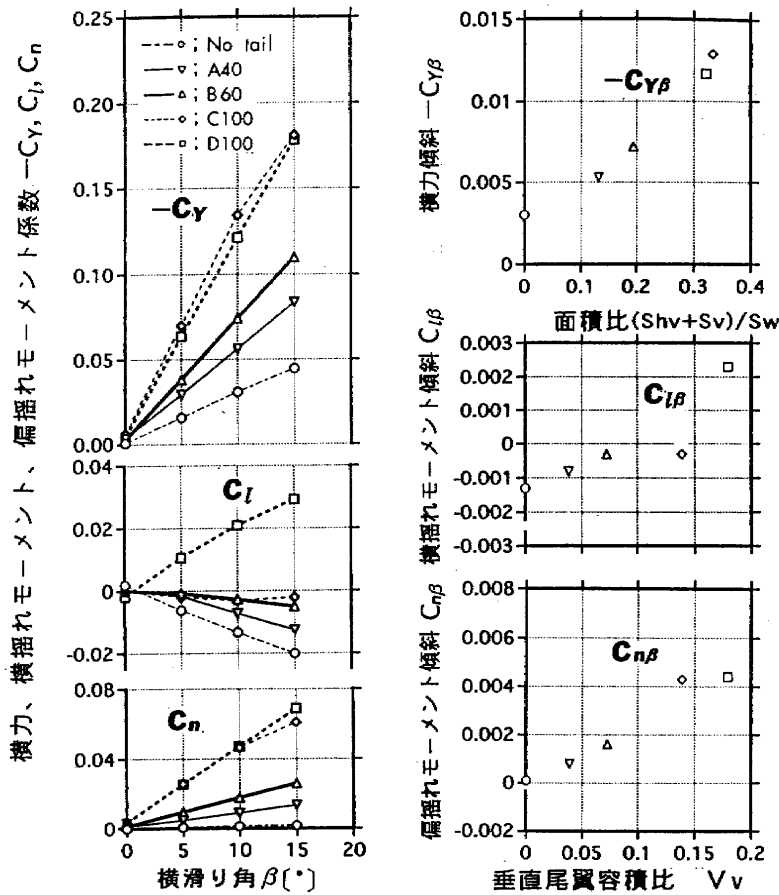


図 6 (c) 横・方向の全機空力特性 ( $\alpha=10^\circ$ )

総和となる。A40は $\beta$ の変化に対し $C_l$ がほぼ0と一定値を示し、B60、D100、C100形態では $C_l$ は $\beta$ に対し正(右翼下げ)側に増大しており、水平尾翼翼幅が大きい(面積も大きい)ほど $\beta$ に対し $C_l$ は正側に増大している。また、水平尾翼翼幅が同じC100とD100形態の比較でも、 $C_y$ の大きさではC100の方が負の $C_l$ 発生側に大きいにもかかわらず、全体的な $C_l$ の大きさではD100方が正側に大きい。これらのことから、下反角と前進角をもつ水平尾翼、その左右の翼の揚力差によって生じる $C_l$ が全機形態の $C_l$ の中で最も大きく寄与していると考えられる。

$C_n$ は $C_y$ と左右の $C_D$ の大きさとそれらの着力点とモーメント基準点との前後位置とその距離に関する。しかし、左右の $C_D$ によるものは非常に小さいと推定されるので $C_y$ によるものが支配的となる。尾無し形態では $C_y$ が0でないが $C_n$ はほぼ0である。このことは着力点がほぼモーメント基準点である主翼MAC25%近傍にあることを示している。全機形態では尾翼がモーメント基準点より後方にあるので、尾翼の $-C_y$ (負)により $C_n$ (正)を発生する。よって、尾翼面積の大きい形態ほど $-C_y$ が大きく、着力点もより後方に位置するので $C_n$ も大きい。C100とD100形態の比較では、 $-C_y$ はC100が大きい $C_n$ ではD100が大きい。これはD100の尾翼位置がC100より後方に位置し、両者の $C_y$ の差よりもモーメント基準点と着力点間の距離

の差が $C_n$ に大きく影響していることを示している。

図6(a)右に上記3分力から求めた空力微係数 $C_{y\beta}$ 、 $C_{l\beta}$ 、 $C_{n\beta}$ と各形態との関係を示す。ここでは $C_{y\beta}$ を各形態で比較する場合のパラメータとして、各形態の尾翼の側面積の大きさが $C_y$ に最も影響を与える要素であることから垂直尾翼面積 $S_v$ と水平尾翼の垂直面への投影面積 $S_{hv}$ との総和面積を用い、その総和面積と主翼面積との比 $(S_v + S_{hv})/S_w$ により整理した。 $C_{l\beta}$ と $C_{n\beta}$ には尾翼面積とその位置(前者は上下、後者は前後位置)が関係する。 $C_{n\beta}$ については一般的に整理される垂直尾翼容積比 $V_v$ で整理した。 $C_{l\beta}$ についても全機形態での相違を表す一つのパラメータとして $V_v$ を用いて整理した。

$-C_{y\beta}$ は尾翼の側面積の増加に応じて大きくなっているが、その増大傾向を $C_{y\beta}$ の増大率、即ち各形態の側面積 $((S_v + S_{hv})/S_w)$ に対する $C_{y\beta}$ の増大量( $\Delta C_{y\beta} = \text{各形態の } C_{y\beta} - \text{尾無し形態の } C_{y\beta}$ )の比(増大量/側面積)で見ると、主翼と水平尾翼の結合方法の違いに関係なく、側面積が大きいほど増大率が大きい。

$C_{l\beta}$ は $V_v=0$ の尾無し形態では約 $-0.0005$ と上反角効果は安定であるが、全機形態では $V_v$ の増加とともに $C_{l\beta}$ が正側に増大し、上反角効果が不安定となる。尾無し形態の $C_{l\beta} < 0$ は主翼後退角による上反角効果によるものである。全機形態での $V_v$ の増大は水平尾翼翼幅(翼面積)の増大

にもほぼ比例しており、翼幅が最も短いA40形態で $C_{l\beta}$ は0に近い値を示し、それより水平尾翼翼幅の大きい形態ほど $C_{l\beta}$ がより不安定側に増大している。即ち、水平尾翼の下反角と前進角により、尾翼の左右に生じる揚力の差による $C_l$ の影響が大きいことが推察できる。また、同じ水平尾翼翼幅のC100とD100形態を比べると、 $V_v$ の大きいD100の $C_{l\beta}$ がより正側に大きいのが、これは垂直尾翼による $C_y$ の大きさより左右の翼の $C_L$ の差による $C_l$ がD100形態でより大きくなるためと考えられる。

$C_{n\beta}$ は $V_v$ とともに増加し、特に主翼と水平尾翼が同じ結合形態のA40、B60及びD100は $V_v$ にほぼ正比例しており、 $C_{n\beta}$ が $V_v$ により整理できることがわかる。

次に $\alpha=5^\circ, 10^\circ$ となった場合の横特性について、図6(b), (c)を基に述べる。

$\alpha=5^\circ$ では $-C_y, C_n$ の値、それらの値に基づいて求めた $C_{y\beta}, C_{n\beta}$ は全形態とも $\alpha=0^\circ$ の場合とほぼ同じである。しかし、 $C_l$ は $\beta$ の変化に対して全形態ともその値がそれぞれ全体的に負の方向にシフトする(即ち、正の値は小さく、負の値は負側に大きくなる)。その結果、尾無し形態の他にA40、B60形態も $C_{l\beta}$ が負となり、上反角効果が安定側に变化する。

$\alpha=10^\circ$ になると、水平尾翼翼幅の長いC100とD100形

態は $\alpha=0^\circ$ に比較し $\beta$ に対する $-C_y$ が減少する。この影響によりD100形態には $C_n$ の減少が明確に表れるが、C100形態では減少が殆どない。これは $C_y$ の減少がD100に比較し小さく、水平、垂直尾翼位置が全体的にD100より機首側に位置する、即ちモーメント基準点に近いためと考える。翼幅の短いA40、B60は $\alpha=0^\circ$ とほぼ同じである。その結果、 $C_{y\beta}$ については、D100、C100形態が $\alpha=0^\circ$ の場合より小さく、A40、B60形態は $\alpha=0^\circ$ の場合にほぼ等しい。そして、 $C_{n\beta}$ はD100形態で $\alpha=10^\circ$ の場合に比べ小さくなるが、他の形態は $\alpha=0^\circ$ の場合とほぼ同じ値を示す。

$C_l$ はC100形態以外 $\alpha=5^\circ$ の場合とほぼ同じ傾向を示す。C100形態の $C_l, C_{l\beta}$ 特性が他の形態と相違し、特に $C_{l\beta}$ が小さくなる主因は明確ではないが、前述の機体全体の縦の特性(図4)から、左右の翼の剥離領域が翼端からかなり内側まで及び、 $C_L$ による $C_l$ の大きな減少が生じるためと推察する。即ち、C100形態では $\alpha=10^\circ$ 以後、 $\alpha$ に対する $C_L$ の増加率の減少が他の形態に比べ大きく、 $C_{m\alpha} > 0$ に変わることなどから、翼端剥離が内翼側まで進んでいると考えられるからである。

#### 5.4 水平尾翼の縦の空力特性

結合翼機では一般的な航空機の場合と異なり、主翼と水

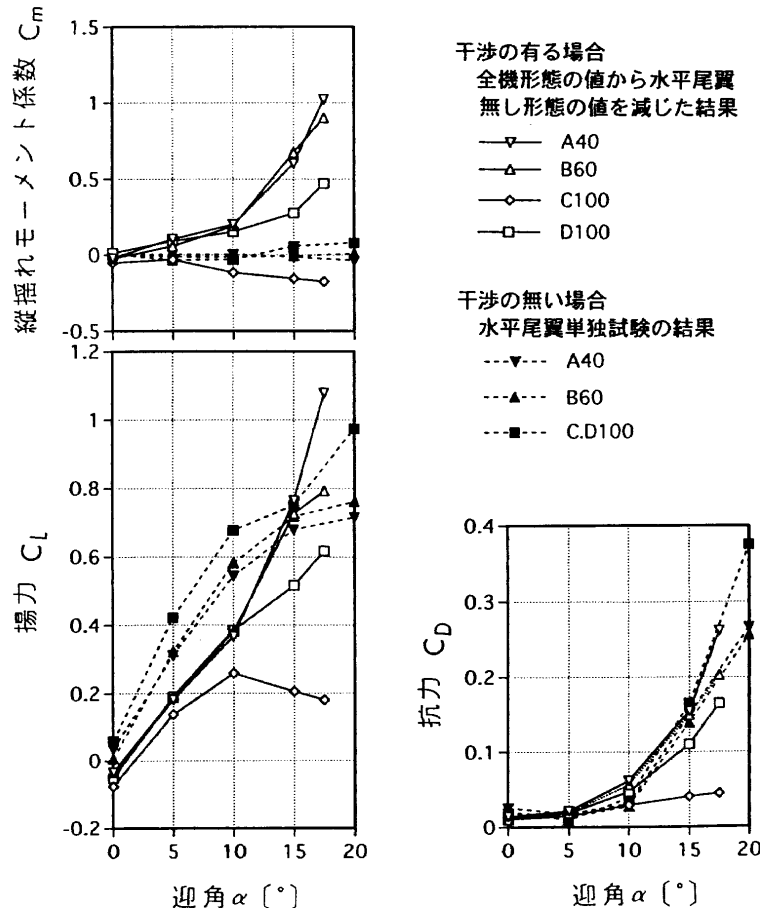


図7 水平尾翼の縦の空力特性 ( $\beta=0^\circ$ ) (水平尾翼基準)

平尾翼相互の干渉、特に主翼の水平尾翼への影響が大きいと考えられる。そこで、ここでは水平尾翼のみの、特に縦の空力特性について、干渉の無い場合と有る場合を検討する。干渉の無い場合の空力特性は水平尾翼単独試験結果により、干渉の有る場合の空力特性は全機形態から水平尾翼だけが無い形態での値を減じた結果により、また干渉の概要については両者を比較検討することにより知ることができる。図7に主翼と水平尾翼の干渉が無い場合、即ち水平尾翼単独試験の結果（黒塗り印）と干渉の有る場合（白抜き印）の各形態の水平尾翼の空力係数の値  $C_L$ 、 $C_D$  及び  $C_m$  を迎角  $\alpha$  に対して示す。各値は4形態それぞれの水平尾翼面積  $S_h$ 、平均空力翼弦  $C_h$ 、水平尾翼の MAC 25% 位置および安定軸基準で整理している。なお、C100とD100形態の全機形状は主翼と水平尾翼の結合状態が異なっているのみで、水平尾翼は全く同じものを使用している。故にC100とD100形態の水平尾翼単独試験結果は同じものである。

まず、 $C_L \sim \alpha$  特性について検討する。水平尾翼単独試験の結果は水平尾翼の特性を表していることは云うまでもない。一方、全機形態では主翼の吹き下ろしにより水平尾翼の有効迎角が減少し、主翼側では水平尾翼の吹き上げにより有効迎角が増すと考えられる<sup>21)</sup>。そこで、全機形態での揚力  $C_L$  (全機) と水平尾翼だけが無い形態の揚力  $C_L$  (水尾無) との関係を大まかに見てみると、

$$C_L(\text{全機}) = (C_L(\text{水尾無}) + \Delta C_{LW}) + (C_L(\text{水尾単}) - \Delta C_{LH})$$

但し、

$C_L(\text{全機})$  : 全機形態の揚力

$C_L(\text{水尾無})$  : 水平尾翼だけが無い形態の揚力

$\Delta C_{LW}$  : 水平尾翼の吹き上げによる主翼側揚力の増大分(正)

$C_L(\text{水尾単})$  : 水平尾翼単独試験での揚力(図7の黒塗り印:干渉の無い場合)

$\Delta C_{LH}$  : 主翼の吹き下ろしによる水平尾翼側揚力の減少分(正)

となる。

ここで、全機形態の揚力から水平尾翼のみが無い場合の揚力を減じた揚力は、 $C_L(\text{全機}) - C_L(\text{水尾無}) = C_L(\text{水尾単}) + (\Delta C_{LW} - \Delta C_{LH})$  となり、これは水平尾翼の揚力分に相当し、この値には翼相互の干渉成分 ( $\Delta C_{LW} - \Delta C_{LH}$ ) を含んでいることがわかる(図7の白抜き印:干渉の有る場合)。以上の点を考慮し、干渉の無い場合と有る場合の特性をみると、次のことがわかる。

全機形態での水平尾翼、即ち干渉の有る時の水平尾翼の場合、まず、 $\alpha = 0^\circ$  での  $C_L$  値が各形態ともやや  $C_L < 0$  となっていることがわかる。この結果には模型の組立や取付などによる迎角設定の誤差なども含まれるが、これは  $\alpha = 0^\circ$  でも主翼後縁角が負の迎角に相当する角度を有しているため全機形態での水平尾翼はその吹き下ろしの影響を受

けるためと推される。また、主翼翼端剥離の生ずる迎角 ( $\alpha = 10^\circ$ ) 付近までは水平尾翼単独試験結果に比べ同じ  $\alpha$  での  $C_L$  が小さく、主翼の吹き下ろしによる水平尾翼の揚力減少 ( $\Delta C_{LH}$ ) が水平尾翼の吹き上げによる主翼揚力の増大 ( $\Delta C_{LW}$ ) より大きいことが推察される。更に  $\alpha > 10^\circ$  の  $\alpha$  に対する  $C_L$  の変化を見ると、翼単独の特性としては水平尾翼単独試験結果に示されるように全形態とも  $\alpha$  が約  $10^\circ$  付近で翼根から剥離が始まるので(流れの可視化試験結果参照)、 $\alpha$  に対する  $C_L$  の増加率がやや減少する。しかし、全機形態での水平尾翼の場合は主翼と水平尾翼の結合方法によって特性が大きく異なり、更に水平尾翼翼幅によっても違いが表れている。両翼端の重なる C100 形態は水平尾翼翼幅が同じ D100 形態に比べ同一  $\alpha$  における  $C_L$  が小さく、主翼翼端剥離後 ( $\alpha > 10^\circ$ )  $C_L$  が減少し水平尾翼は失速状態となる。一方、両翼端の重ならない 3 形態は  $\alpha > 10^\circ$  で  $C_L$  は減少しない。主翼と同じ水平尾翼翼幅の D100 では主翼翼端剥離が生ずる迎角 ( $\alpha = 10^\circ$ ) 前後で  $\alpha$  に対する  $C_L$  の増加率が殆ど変わらず、A40 と B60 では主翼翼端剥離後  $\alpha$  に対する  $C_L$  の増大率が剥離前より急増し、この傾向は水平尾翼翼幅が短い A40 ほどより大きい迎角まで続いている。即ち、主翼翼端剥離後では主翼と水平尾翼が相互に与える影響 ( $\Delta C_{LH}$  と  $\Delta C_{LW}$ ) が、 $\alpha < 10^\circ$  と大きく異なることを示すもので、その干渉の度合い ( $\Delta C_{LH}$  と  $\Delta C_{LW}$  の大きさと両者の比率など) は主翼と水平尾翼の位置関係やその結合方法で異なる。即ち、主翼と水平尾翼の両翼端が重なる(本模型では主翼翼端と水平尾翼翼端間の高さは主翼 MAC の約 9.1%) 結合形態は、主翼と水平尾翼の干渉が極めて強く、両翼とも空力特性がより損なわれると推される。両翼端の重ならない結合形態では、主翼翼端剥離後では主翼後流全体の吹き下ろしが非常に小さくなり、 $\Delta C_{LH}$  が減少し、 $C_L$  の増加率が増すと考えられる。また、翼幅の短い水平尾翼では  $C_L$  が水平尾翼単独試験結果の値より大きくなっている場合も見られる。この点については、水平尾翼単独では既に揚力の増大率が減少し始める  $\alpha$  で、全機形態は翼相互の干渉による揚力の増減成分 ( $\Delta C_{LH}$  と  $\Delta C_{LW}$ ) の増減割合で水平尾翼単独より大きくなると考えられる。しかし、この詳細については今後、検討を要する。

$C_D$  について水平尾翼単独での場合と全機形態での場合を比較すると、部分的な剥離が生ずるまでは同一  $C_L$  に対する  $C_D$  が水平尾翼単独の場合の方が小さい。この理由として、結合翼機では  $C_L$  特性で述べたように主翼と水平尾翼の干渉があり、何らかの抵抗増があることが考えられる。また、前進翼は後退翼より誘導抵抗を減少させることができるとも言われており<sup>15)</sup>、全機形態では干渉のため誘導抵抗減少効果が表れ難いが、水平尾翼単独試験の結果にはこの効果が表れているとも考えられる。翼端が重なる C100 形態における  $\alpha > 10^\circ$  の場合、 $C_D$  は揚力が減少する  $\alpha <$

10°での変化と同様に単調な増加傾向を示す。一般的に失速により揚力が減少する場合、失速前の迎角から抵抗が急増するが、C100形態の $C_D$ の変化はそれとは異なっている。この原因は本試験では明らかではなく、今後の課題である。翼端の重なる結合方法は、他の形態に比較し揚力減少が低い迎角で始まり、故に最大揚力も小さくなる。このことは大きな揚力を得る点において有利でない。

$C_m$ 特性は翼単独の場合、全機形態の場合、また全機形態でも結合方法によってそれぞれ異なる特徴を示している。翼単独の場合、前進翼の特徴である剝離が翼根から始まり（後述の可視化試験結果参照）、その領域が拡大すると $C_m$ が頭上げ( $C_m > 0$ )となる。この傾向は翼幅の大きいC100(D100も同じ)形態に表れている。一方、結合翼機形態では、翼端結合の違いにより $C_m$ の変化も大きく異なる。翼端が重なるC100形態では、翼端剝離とともに頭下げ側に増大しているが、翼端の重ならないA40, B60およびD100形態では $\alpha$ の増大、即ち $C_L$ の増大とともに $C_m$ は頭上げ( $C_m > 0$ )側に増大し、主翼の翼端剝離が生ずる $\alpha$ 以後も $C_m$ は更に大きく増大している。このように翼端剝離前後の $C_m$ 特性が水平尾翼単独特性と大きく異なるのは、前述の主翼と水平尾翼の相互の干渉で生ずる $\Delta C_{LW}$ と $\Delta C_{LH}$ に基づく $C_m$ が含まれているためと推察する。しかし、詳細は明らかでない。今回の結果は結合翼機における主翼と水平尾翼の相互干渉が大きく、複雑であることを示唆するもので、その詳細は今後の検討課題である。

### 5.5 主翼前縁下面の整形効果

本方法による主翼前縁下面の整形は、主翼前縁半径の増大とキャンバーを持たせ、それは空力的にねじり下げを付けたことにも相当する。また、前縁半径が変わる位置での段差は、ドッグ・ツースを付けたとも言える。これらの各

効果を分離し、評価することは難しい。以下では主翼前縁下面整形の無い場合と有る場合を比較して示し、その結果を基にその理由について考察する。以下の記述および図の表示では、整形を行っていない場合を前縁材無し、整形を行った場合を前縁材有りと呼ぶ。

#### (1) 主翼のみの縦の空力特性

主翼前縁下面整形（前縁材）の有無による主翼単独の場合の $C_L$ 、 $C_D$ 及び $C_m$ 特性を図8に示す。縦軸は $C_L$ 、全て共通である。

同図左の $\alpha$ に対する $C_L$ 特性では、前縁材が有る場合は $\alpha=15^\circ$ まで $C_L$ が $\alpha$ にほぼ正比例して増大するが、前縁材が無い場合は $\alpha > 10^\circ$ で $C_L$ の増加率が減少する。前縁材の有無に拘わらず $C_L$ の減少する $\alpha$ （失速迎角）にはあまり差は見られないが翼端剝離が約 $5^\circ$ 遅れており、その結果最大揚力も約0.15増加している。翼端剝離の遅れは、前縁材を付けたことによる振り下げによる有効迎角が小さくなったことによるものと考えられる。

同図中のポーラ曲線を見ると、 $C_L$ が約0.35( $\alpha=5^\circ$ )を越え、翼端剝離前までは同一 $C_L$ における $C_D$ の値が前縁材の有る場合の方が前縁材の無い場合より小さく、剝離の有無の効果が表れている。

同図右の $C_m$ の $C_L$ の変化についてみると、前縁材の有無にかかわらず、 $\alpha$ の小さい範囲では $C_L$ の増大とともに $C_m$ は頭下げ( $C_m < 0$ )側に増加し、前縁材の無い場合は $C_L \approx 0.62$ 、前縁材の有る場合は $C_L \approx 0.9$ をそれぞれ越えると急激に頭上げ( $C_m > 0$ )側に増大する。更に、前縁材の無い場合は $C_L \approx 0.88$ 、前縁材の有る場合は $C_L \approx 1.0$ を越えると再び頭下げ側に増大している。この全体的な $C_m$ の変化の傾向、即ち翼端剝離が明確に生じた迎角を過ぎると急激に頭上げ側に増大し、失速迎角を越えると再び頭下げ側に変化する傾向は両者良く似ており、後退翼の特徴を表してい

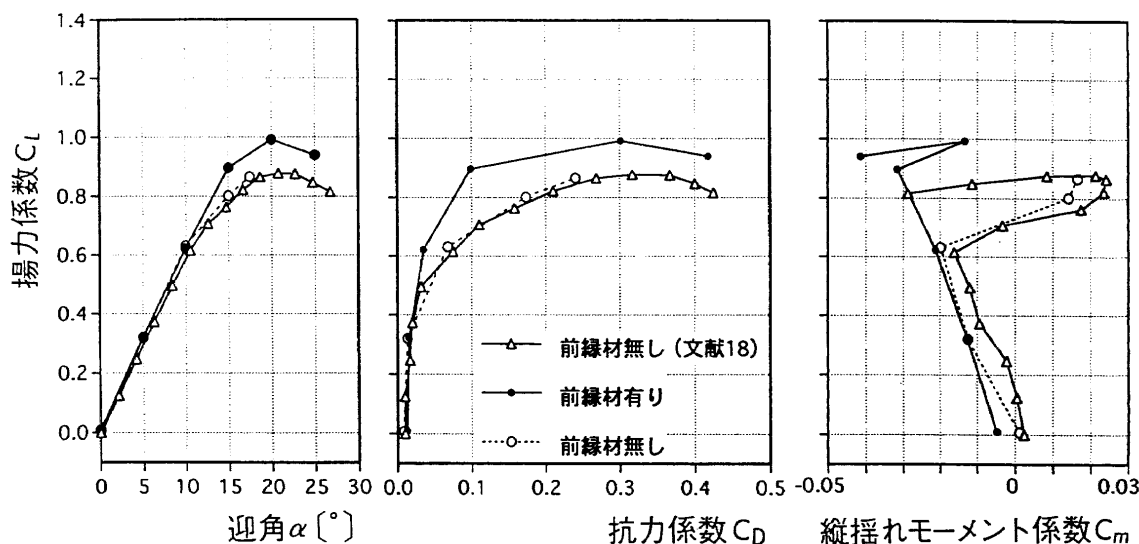


図8 主翼前縁下面整形効果 主翼の縦の空力特性（主翼基準）

る。また、後退翼の特徴として翼端剥離は翼断面の前縁半径比  $r_0/c$  (前縁半径/翼弦長) と 25% 翼弦線の後退角  $A$  との組み合わせにより剥離の形式が変わることが知られている<sup>20)</sup>。 $r_0/c$  が大きく、 $A$  が小さいときは翼端部の後縁から剥離が始まる後縁剥離型に、 $r_0/c$  が小さく、 $A$  が大きいときは前縁に渦を伴う剥離の生ずる前縁剥離型となり、それぞれ次のような特徴がある。後縁剥離型では翼端部の剥離、即ち翼端失速が起こるまでは  $C_m$  の変化は少なく、翼端失速が生じると大きな頭上げモーメントを生じる。前縁剥離型では比較的小さい迎角から、翼上面の前縁に沿って渦が発生し、渦の直径は翼端に向かって大きくなり、迎角が大きくなると、渦は翼端より内側で翼を離れて部分翼幅渦 (part-span vortex) を形成する。故に前縁渦が出来ると、前縁部の負圧は小さくなり下流の負圧が大きくなるので、圧力中心が後退し頭下げモーメントを生ずる。迎角が大きくなり翼端失速を生ずると、後縁剥離型と同様にやはり頭上げモーメント側に大きく変化する<sup>4)</sup>。本主翼模型の諸元から、前縁材の無い場合の  $r_0/c \approx 0.63\%$ 、 $A=40^\circ$ 、前縁材の有る場合の翼端側では  $r_0/c \approx 3.4\%$ 、 $A=40^\circ$  となる。文献20には反りのない場合の翼についての試験の解析結果が示されている。これらの値をその結果に当てはめてみると、前者の場合は前縁剥離と後縁剥離の中間に位置し、後者の場合は後縁剥離型に属する。前縁材の無い場合についての  $C_m$  の変化を同図中の6分力測定迎角を約  $2^\circ$  毎に細かくして行った結果 ( $\Delta$ 印)<sup>18)</sup> でみると、迎角が  $4^\circ$  相当までは  $C_m$  の変化が殆どなく (ここまでは、まだ明確な翼端剥離は生じていない。この様子については、後述の流れの可視化試験結果を参照のこと)、それ以上の迎角で頭下げモーメント側に変化し翼端剥離の生ずる迎角で急激な頭上げモーメント側に変化しており、前縁剥離型の特徴に一致している。一方、前縁材の有る場合は空力的なねじり下げがあること、設定迎角が  $5^\circ$  おきなのでより小さい迎角での値がないことなど、これらの値のみでは剥離形式を断定し難い。しかし、翼端剥離の開始の  $5^\circ$  遅れにもかかわらず、 $C_m$  が頭上げに変化し、再び頭下げ側に変化する失速迎角までの迎角の間隔が小さく、結果として失速迎角が前縁材の無い場合とほとんど差が無い。即ち、翼端剥離を生じてから失速までが速い点を考慮すると、前縁材の付加により前縁半径が増大し、後縁剥離型になったものと考えられる。この理由は前縁剥離型では、前縁渦によりその下流の翼面上に勢力の強い主流を誘導するために翼全体としての失速が抑制され<sup>20)</sup>、後縁剥離型では前縁渦がないため翼全体としての失速に抑制がなく、その結果失速が前者より速くなると推察されるからである。

## (2) 全機形態の縦の空力特性 (主翼面積基準)

前縁材の無い場合と有る場合の4つの全機形態について、 $\beta=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$  における縦の空力特性を図9(a), (b), (c)に

示す。各図は縦軸に  $C_L$  を共通にとり、横軸に  $\alpha$ 、 $C_D$  および  $C_m$  をとって表している。

まず、横滑り角  $\beta=0^\circ$  の場合 (図9(a)) の前縁材の有無について比較する。

$C_L \sim \alpha$  特性 (同図左) に見られるように、前縁材無しの場合に比べ前縁材有りの場合は  $\alpha > 10^\circ$  で  $C_L$  が大きく、両者の差は水平尾翼翼幅の大きい C100、D100 形態で大きい。特に、C100 形態では  $\alpha > 10^\circ$  で前縁材による主翼翼端剥離の遅れの効果が顕著に表れており、また前縁材有りの場合の  $\alpha=17.5^\circ$  で既に  $C_L$  が減少し始めている。主翼後流の影響は水平尾翼翼幅の大きいほど大きいことを示している。

同図のポーラー曲線を見ると、迎角  $5^\circ$  相当の  $C_L$  以上では全ての形態で同一  $C_L$  に対する  $C_D$  が、前縁材の無い場合より有る場合の方が小さい。また、C100 形態の前縁材の有る場合は  $\alpha > 15^\circ$  で  $C_L$  が減少し、 $C_D$  が急増しており、全機形態では既に失速状態である。この結果は主翼のところで述べたように、後退翼で前縁材を付けたことで前縁半径が大きくなり失速が速められるということを裏付けている。

同図右の  $C_m$  特性では、全形態とも前縁材の有る場合の方が無い場合より頭下げ側にやや大きい。主翼と水平尾翼の結合が他の形態と異なる C100 形態では、他の形態より低い迎角で  $C_m$  が頭上げ側に変化している。このことは後述するように、水平尾翼が他の形態より速く失速し、その揚力が減少するため、主翼後流の水平尾翼への影響が他の形態より大きいことを示している。

$\beta=5^\circ, 10^\circ$  の場合の縦の特性における前縁材有無による相違は図9(b), (c)に見ることができる。

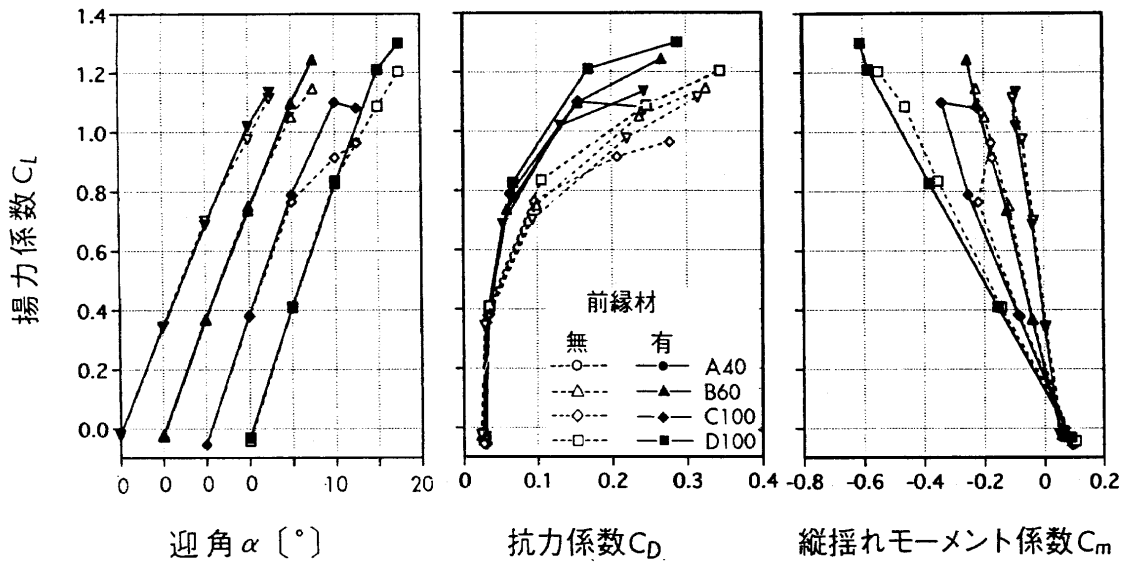
前縁材の有無による特性の差の傾向は、C100 形態の失速が  $\beta=0^\circ$  の場合に比べ、やや遅い様子が見られる以外、殆ど同じである。

## 5.6 可視化試験

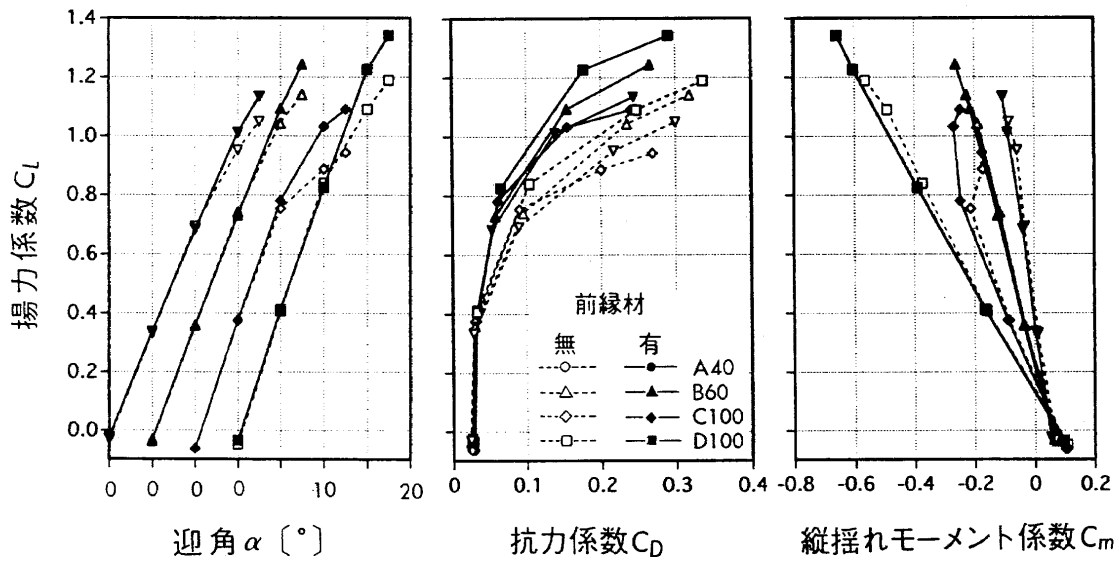
### (1) 4 形態 (前縁整形材無しの場合) の流れの比較

図10に前縁整形材の無い場合の4形態の  $\alpha=10^\circ, 15^\circ$  における主翼と水平尾翼表面および胴体側面の流れの気流系による観察結果を示す。 $\alpha=10^\circ$  で主翼中央部は後退角特有の内翼から翼端に向かう不安定な流れを示し、剥離は主翼翼端から始まる。水平尾翼翼端が主翼と重ならない A40、B60、D100 の3形態では、主翼翼端剥離の影響を受け、 $\alpha=10^\circ$  で既に水平尾翼もその後方に位置する個所から剥離が始まっている。一方、両翼端が重なる C100 形態の水平尾翼は  $\alpha=10^\circ$  で剥離しておらず、 $\alpha=15^\circ$  で翼端から剥離が始まっており、翼端結合の相違が見られる。しかし、C100 形態は翼端の重ならない他の3形態より水平尾翼の翼端剥離が見られないにもかかわらず、 $C_L \sim \alpha$  特性の結果 (図4) では  $\alpha=10^\circ$  で既に他の形態より  $\alpha$  に対する  $C_L$  の

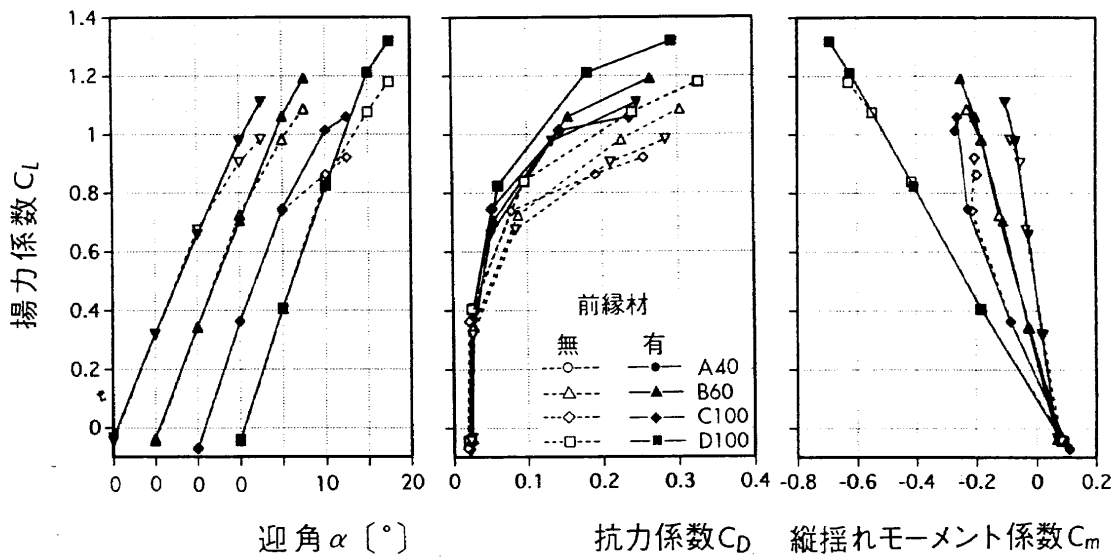




(a)  $\beta=0^\circ$ の場合



(b)  $\beta=5^\circ$ の場合



(c)  $\beta=10^\circ$ の場合

図9 主翼前縁下面整形効果 縦の全機空力特性(主翼基準)

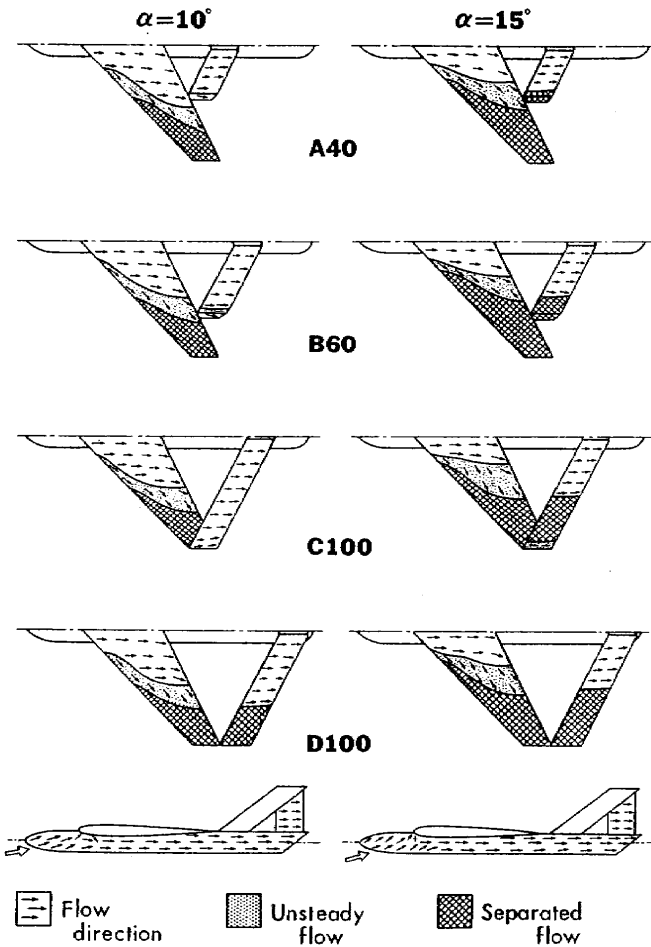


図10 機体表面の流れの気流系観察結果  
(主翼前縁下面整形無しの場合)

増加率の減少が大きく、また  $\alpha < 10^\circ$  でも同じ翼幅の D100 より  $C_L$  が小さい。 $C_m$  についても他の形態が  $\alpha$  とともに頭下げ側 ( $C_m < 0$ ) に増大しているのに対し、C100は少し頭上げ方向に変化している。これらの結果と併せてみると、水平尾翼の翼表面では流れは剥離していないが、主翼の吹き下ろしの影響が他の形態に比べ大きく、水平尾翼に対する気流の有効迎角の減少が著しいためと推察される。胴体側面の流れには、いずれの形態も大きな相違は見られない。

(2) 主翼前縁下面の整形をした場合の翼表面の流れ

$\alpha = 10^\circ, 15^\circ$  における主翼前縁下面整形後の4形態の翼表面の流れの気流系観察結果を図11に示す。主翼前縁整形材の無い場合は既に  $\alpha = 10^\circ$  で主翼翼端から  $1/4 \sim 1/3$  翼幅部分まで剥離を生じ、D100形態にはその影響が水平尾翼にも表れていた(図10参照)。しかし、図11の結果では全形態とも  $\alpha = 10^\circ$  では主翼翼端剥離が見られず、 $\alpha = 15^\circ$  で明確な翼端剥離を確認でき、このことはD100の水平尾翼の流れからも明らかである。即ち、前縁整形を行うことにより主翼翼端剥離が約  $5^\circ$  遅くなることわかる。

(3) 水平尾翼単独試験での水平尾翼面の流れ

図12は水平尾翼の翼上面の流れについて、B60形態の水

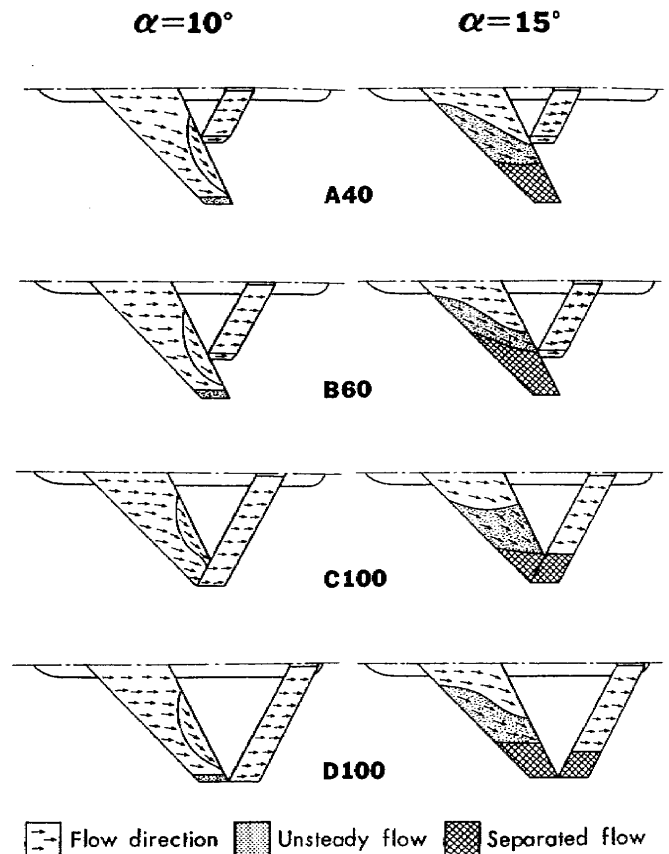


図11 翼表面の流れの気流系観察結果  
(主翼前縁下面整形有りの場合)

平尾翼単独試験での翼表面の流れをオイルフローにより可視化したものである。水平尾翼単独の場合の流れは、前進翼の特徴である翼根から剥離が始まっていることが確認できる。

6. ま と め

主翼に上反角が無く、機体正面形状が三角形をした4形態の結合翼機に関する低速風洞試験を実施し、その六分力測定と気流系による機体表面の流れの可視化(一部オイルフローによる可視化も採用した)を行い、基本的な空力特性を把握した。更に、翼端剥離を遅らせるために、丸棒を利用した簡易的な手法による主翼前縁下面の整形を行い、その効果を確認する試験を実施した。その結果、以下のことがわかった。

1) 主翼と水平尾翼が重なる結合方法は、重ならない場合に比較し  $C_L$  が小さく、失速迎角も小さく、最大  $C_L$  も小さい。

2) 本結合翼機の  $C_{l\beta}$  は、 $\alpha = 0^\circ$  ではほぼ4形態とも  $C_{l\beta} \approx 0$  で上反角効果が不安定であり、 $\alpha = 5^\circ$  になるとA40, B60形態が  $C_{l\beta} < 0$  となり安定側になるが、水平尾翼翼幅が大きいC100, D100形態では  $C_{l\beta} > 0$  である。即ち、結合翼機では水平尾翼翼幅が大きいと上反角効果がより不安

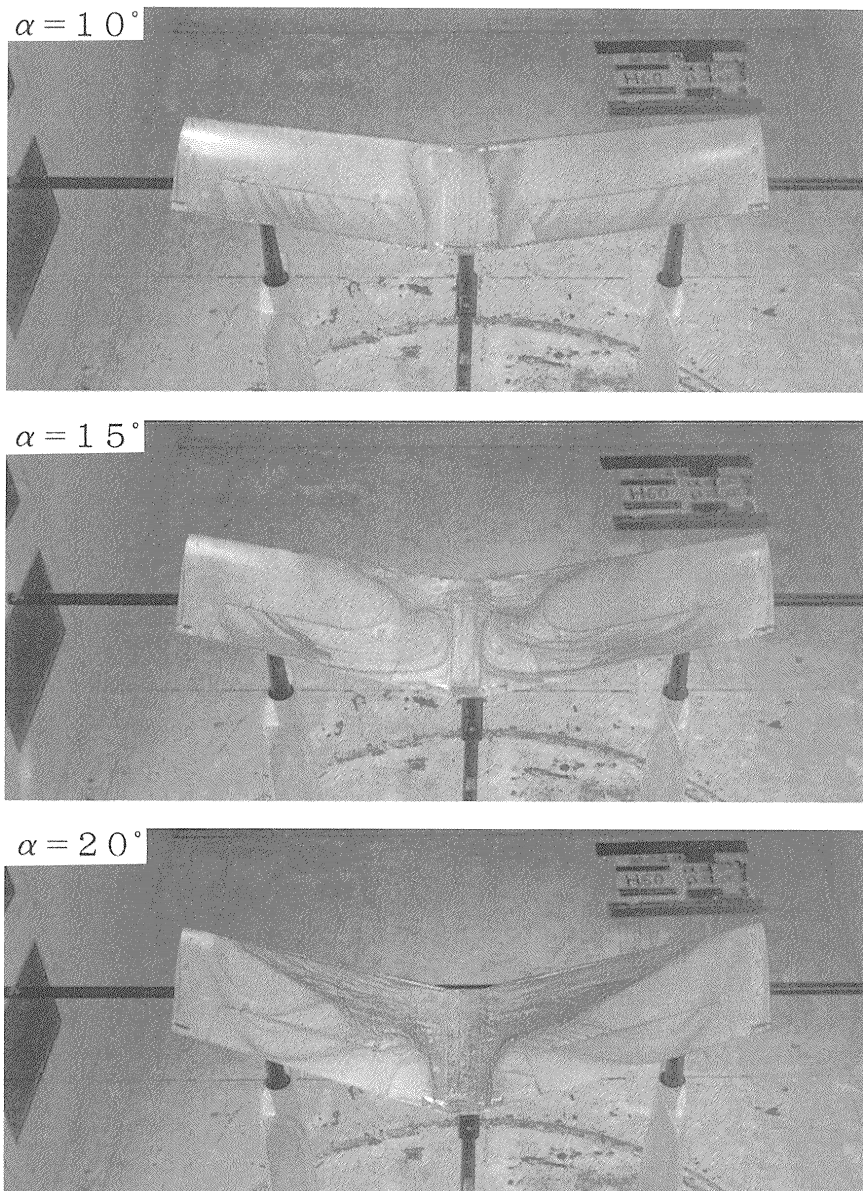


図12 水平尾翼表面の流れのオイルフローによる観察結果

定となる。

3) 水平尾翼の空力特性に関し、水平尾翼単独試験結果と結合翼機形態での水平尾翼の結果を比較し、かつ翼表面の流れの観察結果により、主翼と水平尾翼の相互干渉が大きく、特に水平尾翼は主翼後流の影響を大きく受けることを確認した。また、主翼翼端剥離後の水平尾翼の特性から水平尾翼が主翼側に与える影響のあることも示唆された。

4) 主翼と水平尾翼が重なる形態の場合、気流糸による観察結果では  $\alpha=10^\circ$  で水平尾翼に主翼翼端剥離による影響が見られない（水平尾翼翼端部に剥離が生じない）が、 $C_L$ 、 $C_m \sim \alpha$  の値から推定すると失速に似た変化を示した。この結果、気流糸などによる定性的な流れの観察のみでは、主翼後流の影響、主翼と水平尾翼相互の干渉など、その詳細を明確には把握できないこともわかった。この点については今後の課題である。

5) 主翼前縁下面の整形により、翼端剥離の開始が約  $5^\circ$  遅れ、揚抗比が改善され、最大揚力が大きくなる。しかし、失速迎角には殆ど変化は見られなかった。

#### 参 考 文 献

- 1) J. Wolkovitch : Joined Wing Aircraft, U. S. Patent 4, 365, 773, Dec. 1982
- 2) 日本航空宇宙学会, 航空宇宙工学便覧第2版, pp.714
- 3) L. R. Miranda : Boxplane Wing and Aircraft, U. S. Patent 3, 834, 654, Sept. 1974
- 4) A. Ratony : Staggered Channel Wing-Type Aircraft, U. S. Patent 3, 981, 460, Sept. 1976
- 5) A. Geraci : Short Coupled Airplane with Variable Wing Lift, U. S. Patent 3, 985, 317, Oct. 1976
- 6) H. A. Wenzel : Multi-winged Lifting Body Air-

- craft, U. S. Patent 4, 146, 199, Mar. 1979
- 7) P. C. Whitener : Tandem Wing Airplane, U. S. Patent 4, 390, 150, Jun. 1983
  - 8) J. Wolkovitch : Joined Wing : An Overview, J. Aircraft, Vol.23, No.3, March 1986, pp.161
  - 9) J. Wolkovitch : Joined Wing Research Airplane Feasibility Study, AIAA paper 84-2471
  - 10) M. F. Samuels : Structural Weight Comparison of A Joined Wing and A Conventional Wing, AIAA paper 81-0366
  - 11) I. M. Kroo et al, : Aerodynamic and Structural Studies of Joined Wing Aircraft, AIAA paper 87-2931
  - 12) J. A. Cyle : Transonic Design and Wind Tunnel Testing of a Joined Wing Concept, AIAA paper 84-2433
  - 13) S. C. Smith et al, : The Design of a Joined-wing Flight Demonstrator Aircraft, AIAA paper 87-2930
  - 14) 岩崎昭人, 他 : 菱型結合翼機 4 形態の低速風洞実験, NAL TR-1167, 1992年 7 月
  - 15) 藤田敏美, 他 : 菱型結合翼機の直接揚力・横力制御力  
低速風洞試験, NAL TR-1142, 1992年 3 月
  - 16) 岩崎昭人, 他 : 菱型結合翼機(上翼付き)の低速風洞実験, NAL TR-1169, 1992年 7 月
  - 17) 藤田敏美, 他 : 菱型結合翼機の上翼舵面による直接横力制御力低速風洞試験, NAL TM-645, 1992年 3 月
  - 18) 滝澤直人, 他 : 40°後退翼の前・後縁切り込みに関する低速風洞実験, NAL TM-302
  - 19) 広末健一, 他 : 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験, NAL TR-335
  - 20) 山名正夫, 他 : 飛行機設計論, pp.247-257
  - 21) (社)日本航空宇宙工業会, 革新航空機技術開発センター : 革新航空機技術開発に関する研究調査, 成果報告書 No.0103, 新形態航空機の空力形状の研究 pp.71-81
  - 22) Joseph Black : Pressure Distribution and Boundary Layer Investigation on 44 degree Swept-back tapered Wing, A. R. C. Technical Report C. P. No. 137 (1953)
  - 23) Joseph Black : Flow Studies of the Leading Edge Stall on a Swept-back Wing at High Incidence, Journal of The Royal Aerodynamic Society Vol.60 pp.51-60 (1956 January)

---

## 航空宇宙技術研究所資料695号

平成8年7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

---