

ISSN 0452-2982

UDC 533.6.07

533.6.013

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-707

閉塞修正方法の検討

——デルタ翼模型の低速風洞試験の実施と閉塞修正係数式の変形——

奥山政広・岩崎昭人・藤田敏美

1997年1月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概要	1
記号	1
1. はじめに	2
2. 風洞試験	2
3. 閉塞修正	3
3.1 データ修正の方法	3
3.2 古典的方法	4
3.3 単純化した方法	4
4. 修正結果と検討	5
4.1 修正方法の評価および比較	5
4.2 単純化した方法の意味する一側面	10
5. まとめ	12
文献	13

閉塞修正方法の検討*¹

—デルタ翼模型の低速風洞試験の実施と閉塞修正係数式の変形—

奥山 政広*² 岩崎 昭人*² 藤田 敏美*²

The Blockage Correction Methods for Low-Speed Wind Tunnel Testing on Delta Wings *¹

Masahiro OKUYAMA *², Akihito IWASAKI *² and Toshimi FUJITA *²

ABSTRACT

The blockage correction methods are investigated for low-speed wind tunnel testing on two geometrically similar delta wings with different reference areas. The blockage correction methods used are the classical Maskell method and the simplified tunnel correction method proposed by Shindo. The expression of blockage correction factors in the known classical method is modified to clarify the theoretical meaning of the expression of blockage correction factors in the simplified method. It was concluded, consequently, that the expression of blockage correction factors in the classical method implicates one in the simplified method, and also the total sum of the remainder terms are small due to the offsets of the plus and minus terms.

Keywords: Blockage Correction Methods, Aerodynamic Characteristics, Delta Wings, Low-Speed Wind Tunnel Testing.

概 要

相似で翼面積の異なる二つのデルタ翼模型により、低速風洞試験を実施して閉塞修正の方法を検討した。扱った閉塞修正方法は、Maskellの伴流閉塞修正を含む古典的方法と進藤により提案された単純化した方法である。単純化した閉塞修正の係数式の理論的な意味を表わすために、知られている古典的閉塞修正の係数式を変形した。その結果として、古典的閉塞修正係数式は単純化した閉塞修正係数式の中に含み、残りの余剰項は正と負の項が差し引きしあって小さな値になることを示す。

記 号			
A	: 模型翼縦横比 (b^2/S)	C	: 測定部断面積 [m^2]
A_{EFF}	: 有効縦横比	C_L	: 揚力係数 (揚力/ (qS))
b	: 模型翼幅 [m]	C_D	: 抗力係数 (抗力/ (qS))
b_v	: 模型翼端渦幅 [m]	C_{D0}	: 零揚力抗力係数
B	: 測定部幅 [m]	C_{Di}	: 誘導抗力係数
\bar{c}	: 模型空力平均翼弦長 [m]	C_{DiFA}	: 自由大気中の誘導抗力係数
c_r	: 模型翼根弦長 [m]	C_{Ds}	: 剥離抗力係数
		$C_{m, (2/3)_{cr}}$: 縦揺れモーメント係数 (縦揺れモーメント/ $(qS\bar{c})$, $(2/3)_{cr}$ 点回り)

* 1 平成8年11月27日受付 (received 27 November 1996)

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

C_x	: 空力係数 (C_L , C_D , C_m , $(2/3) c_r$)
d	: 測定部中心線から上方向の翼位置距離 [m]
dC_D/dC_L^2	: 放物線ポーラーの傾斜
F	: 剥離抗力係数の定数
k	: 誘導抗力率
q	: 影響を受けない測定部の一様流動圧 [Pa]
Re	: レイノルズ数 (\bar{c} 基準)
S	: 模型翼面積 [m^2]
S/C	: 阻塞比 (面積比, S/C)
t	: 模型翼厚 [m]
U	: 影響を受けない測定部の一様流速度 [m/s]
V	: 模型翼体積 (St) [m^3]
α	: 模型翼の迎角 [deg.]
δ	: 吹きおろし修正係数
ΔC_{Di}	: 誘導抗力係数の吹きおろし修正量
ε	: 閉塞修正係数
ε_b	: 模型閉塞修正係数
ε_w	: 伴流閉塞修正係数
$\varepsilon_{classic}$: 古典的方法による閉塞修正係数およびその式
ε_{simple}	: 単純化した方法による閉塞修正係数およびその式
添字	
c	: 修正後の量
classic	: $\varepsilon_{classic}$ を使ったデータ修正結果
simple	: ε_{simple} を使ったデータ修正結果
$k = 1$: $k = 1$ とした量
前付き	
Δ	: 修正量

1. はじめに

デルタ翼形状における低速時の空力的特徴は、大きな迎角まで揚力係数が増加することにある。しかし、揚力係数の増加に伴ない抗力係数も大きくなり、抗力係数は揚力係数と同程度の大きさに近づいてくる。デルタ翼模型の低速風洞試験の際には、模型翼面積が測定部断面積より十分に小さい場合を除き、大きな迎角で模型の伴流による閉塞効果が顕著になる。そのためデータ修正として、抗力係数の増加に伴う閉塞修正が必要とされる。閉塞効果には、模型による模型閉塞効果とその模型の伴流による伴流閉塞効果とがある。これらは、模型およびその伴流によって有効な測定部断面積が減らされ、測定部が固定壁の場合には模型周辺の気流速度を、影響を受けない気流速度よりも増加させる。

閉塞修正の方法として、ここでは従来の Maskell の伴流

閉塞修正¹⁾を含む古典的方法^{2, 3)}と、最近、進藤により提案された単純化した方法^{3, 4)}とを取り上げた。両方法はともに良好な修正結果を与えることが文献1および文献4で報告されている。文献4では、古典的閉塞修正方法と対比するかたちで単純化した方法を提案し、両方法による試験データの修正結果を比較検討している。それによると、単純化した方法の修正結果は古典的方法の修正結果と同等かそれ以上に良好であるとしている。単純化した方法が有する重要な利点は、従来の方法に比べ、吹きおろし修正に使われる係数値を使用することにより、天秤で測定した測定値のみを利用して閉塞効果の修正が行なえるため、データ修正のオンライン処理ができることである。しかし、定義された修正係数式の量的関係が明確でないので、ここでの検討では理論的な裏付けのある Maskell の伴流閉塞修正係数式を含む古典的閉塞修正係数式と比較することにより、単純化した方法の閉塞修正係数式の理論的に意味する一側面を示した。

試験データを得るために、固定壁測定部による平板デルタ翼模型の低速風洞試験を実施した。そして得られたデータをこれらの閉塞修正方法でデータ修正することにより、修正方法の評価および比較を行なった。データ修正には閉塞修正に加え、さらに風洞壁の影響による吹きおろし修正を施している。試験では同じ風洞の測定部で、翼面積が異なる（つまり測定部断面積に対する翼面積の割合である阻塞比が異なる）二つの相似形状のデルタ翼模型を扱っている。それゆえ閉塞修正方法の評価として、データ修正された二つの模型の空力特性がどの程度一致するかを調べた。

2. 風洞試験

使用風洞は航空宇宙技術研究所の突風風洞⁵⁾であり、通常の低速風洞として使用した。測定部の風洞壁は固定壁を使用し、模型支持は支持金具を介して2本ストラット支持（メインおよびピッチング・ストラット）とした。風洞測定部の形状と寸法および模型翼の設定位置は以下のとおりである。

風洞測定部：固定壁で断面形状は正方形 (2×2 m)

断面積 $C = 4 \text{ m}^2$

幅 $B = 2 \text{ m}$

測定部中心線から上方向の翼位置の距離： $d \div 0.2 \text{ m}$

扱ったデルタ翼模型は、前縁後退角 60° で縦横比 A が 2.31 の二つの正三角形平板である。二つのデルタ翼模型は形状が相似で翼面積が異なっていて、測定部断面積 C に対する模型翼面積 S の割合である阻塞比 S/C が 0.0924 と 0.0231 (S が前者の $1/4$) になる。模型の材質は耐食アルミ合金であり、3 辺の縁は辺に直交して計った断面で角

表1 デルタ翼模型の寸法

阻 塞 比 S/C	0.0924	0.0231
翼 面 積 S[m ²]	0.370	0.0924
翼 根 弦 長 c _r [m]	0.8	0.4
空 力 平 均 翼 弦 長 \bar{c} [m]	0.533	0.267
翼 幅 b[m]	0.924	0.462
縦 横 比 A = b ² /S	2.31	2.31
翼 厚 t[m]	0.01	0.005
翼 体 積 V = St[m ³]	0.00370	0.000462

分力をストラット支持方式の天秤で計測した。縦揺れモーメントのモーメント中心は翼根弦長 c_r の 2/3 点で処理している。なお、空力係数の基準面積は翼面積 S であり、モーメントの基準長は空力平均翼弦長 \bar{c} とした。横から見た模型 (S/C = 0.0231) 支持の様子を図1に示す。

事前のデータ修正として、試験結果からは支持金具のみの空気力が除去されている。ただし、支持金具と模型との相互作用の影響や、ストラットの干渉およびストラットの閉塞効果には考慮していない。この段階の空力係数データがここでの修正なしの状態であり、記号として代表 C_x あるいは C_L 、 C_D および C_m 、 $(2/3)c_r$ により表示される。

3. 閉塞修正

3. 1 データ修正の方法

記号の下付き添字 c は修正後の量を表わし、記号前に付く Δ は修正量を表わすことにする。そうすると、閉塞修正係数 ε は影響を受けない測定部の一様流速度 U に対して閉塞効果により ΔU 増加するので

$$\varepsilon = \frac{\Delta U}{U} \quad (1)$$

と提示される。ここでは直接、式(1)から閉塞修正係数 ε を得るのではなく、後述される古典的および単純化した閉塞効果の修正方法によって ε の値を求める。

修正された一様流速度 U_c が

$$U_c = U + \Delta U \quad (2)$$

なので、一様流速度、一様流動圧 q および空力係数 C_x の閉塞効果修正量は、 ε が求まれば

$$U_c = (1 + \varepsilon)U \quad (3)$$

$$q_c = (1 + \varepsilon)^2 q \quad (4)$$

$$C_{xc} = \frac{C_x}{(1 + \varepsilon)^2} \quad (5)$$

から得られる。

つぎに、吹きおろし修正³⁾は、修正された値を模型翼の迎角 α_c ならびに抗力係数 C_{Dc} とすれば

$$\begin{aligned} \alpha_c &= \alpha + \Delta\alpha \\ &= \alpha + \delta \frac{S}{C} C_L, \text{ rad.} \end{aligned} \quad (6)$$

ならびに

$$C_{Dc} = C_D + \Delta C_{Di} \quad (7)$$

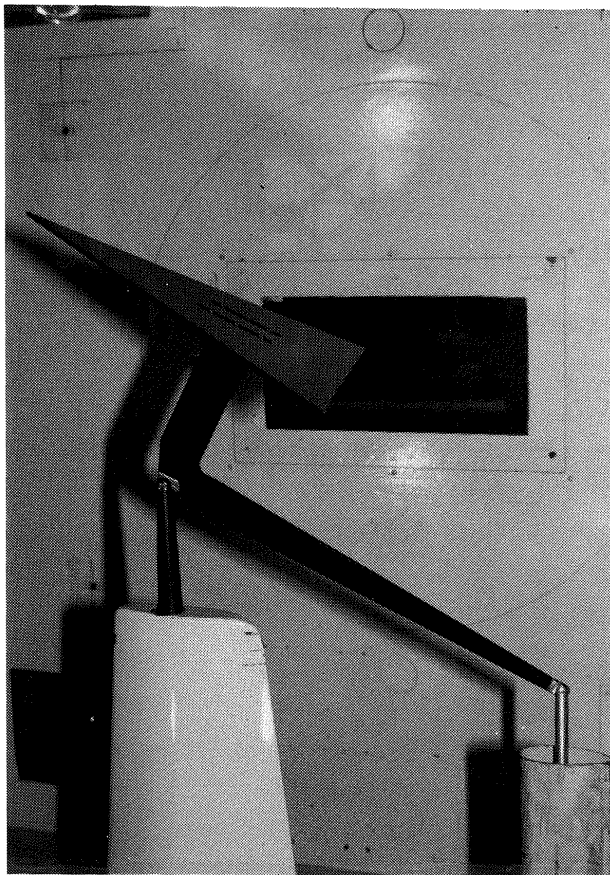


図1 横から見た模型 (S/C = 0.0231) 支持の様子

度 90° の上下対称なクサビ形に面取り (翼断面は対称) され、模型全面に黒色焼付塗装が施されている。二つのデルタ翼模型の寸法を表1に示す。

風洞試験の条件は、レイノルズ数 Re (\bar{c} 基準) を二つの模型ともに

$$Re = 0.8 \times 10^6$$

にして、一様流速度 U を阻塞比 0.0924 の模型が 25 m/s に、阻塞比 0.0231 の模型が 50 m/s に設定している。模型の迎角 α を -4° から 40° まで 2° おきに取り、模型に働く縦 3

表2 吹きおろし修正係数値

阻 塞 比 S/C	0.0924	0.0231
翼端渦幅 $b_v=0.8b$	0.739	0.370
b_v/B	0.370	0.185
d/B	0.1	0.1
吹きおろし修正係数 δ	0.143	0.142

つまり

$$C_{D\alpha} = C_D + \Delta\alpha C_L$$

$$= C_D + \delta \frac{S}{C} C_L^2 \quad (8)$$

になる。ここで、 δ は吹きおろし修正係数であり、 $\Delta\alpha$ および ΔC_{Di} はそれぞれ迎角および誘導抗力係数の吹きおろし修正量である。文献3の記事(p. 101)を参考にして、吹きおろし修正係数 δ を求める際には、翼を揚力線として計算された一般的な結果と方法をここでのデルタ翼模型にも当てはめている。風洞や模型の寸法にさらに必要な寸法を加え、文献3のグラフから表2のように δ の値を得た。

得られる吹きおろし修正係数 δ や閉塞修正係数 ε から、ここでの全データ修正は以下の式で行なわれる。

$$\alpha_c = \alpha + \delta \frac{S}{C} C_L, \text{ rad.} \quad (9)$$

$$C_{Lc} = \frac{C_L}{(1 + \varepsilon)^2} \quad (10)$$

$$C_{Dc} = \frac{C_D}{(1 + \varepsilon)^2} + \delta \frac{S}{C} C_L^2 \quad (11)$$

$$C_{mc, (2/3)cr} = \frac{C_{m, (2/3)cr}}{(1 + \varepsilon)^2} \quad (12)$$

3.2 古典的方法

古典的閉塞修正の方法^{2, 3)}は、模型閉塞修正およびMaskellの伴流閉塞修正¹⁾からなる閉塞修正が施され、全修正には吹きおろし修正が合わせて行なわれる。

模型寸法を使って文献3から模型閉塞修正係数 ε_b は表3に示すとおりである。ここで、 ε_b を求める資料の利用上、前提として模型は風洞測定部の中心にあるとみなした。

つぎに、Maskellの伴流閉塞修正係数の式は伴流閉塞修正係数を ε_w にすれば

表3 模型閉塞修正係数値

阻 塞 比 S/C	0.0924	0.0231
模型閉塞修正係数 ε_b	0.00035	0.000042

$$\varepsilon_w = \frac{1}{4} \frac{S}{C} C_{D0} + \frac{F}{4} \frac{S}{C} C_{Ds} \quad (13)$$

と示せる。ここに

$$C_{Ds} = C_D - C_{D0} - C_{Di} \quad (14)$$

$$C_{Di} = \frac{dC_D}{dC_L^2} C_L^2 \quad (15)$$

である。式(13)の右辺第1項は剥離のない伴流閉塞修正係数を、また第2項は運動量の法則および実験による底面圧力係数で検討された剥離のある伴流閉塞修正係数を表わす。ここで、 C_{D0} 、 C_{Ds} および C_{Di} はそれぞれ零揚力抗力係数、剥離抗力係数および誘導抗力係数である。さらに、実験値と結び付けて得られている剥離抗力係数の定数Fは、翼の縦横比10以下の場合5程度が設定され、ここでも

$$F = 5$$

に取る。試験模型の翼断面が対称であるため零揚力抗力係数 C_{D0} は最小抗力係数と同じになると思われ、 C_{D0} および dC_D/dC_L^2 の値は試験結果のデータから求めることになる。

模型閉塞修正係数 ε_b と伴流閉塞修正係数 ε_w が得られると、古典的方法による閉塞修正係数 ε はこれらを加え

$$\varepsilon = \varepsilon_b + \varepsilon_w \quad (16)$$

になる。

3.3 単純化した方法

進藤により提案された単純化した方法⁴⁾の閉塞修正係数式は、閉塞修正係数に影響する抗力係数の中で誘導抗力係数だけが除かれることに着目している。そして、古典的な式からの類推と経験則とから、自由大気中の誘導抗力係数 C_{DiFA} の式

$$C_{DiFA} = k \frac{C_L^2}{\pi A} \quad (17)$$

で使われる誘導抗力率 k を $k=1$ にした誘導抗力係数 C_{Di} 、 $k=1$ によって、閉塞修正係数 ε を

$$\varepsilon = \frac{S}{C} (C_D - C_{Di, k=1}) \quad (18)$$

と定義している。この式の背景にある量的関係は明確ではない。ここで、風洞壁により吹きおろしが影響されることから有効縦横比を A_{EFF} とすれば、 $C_{Di} = k C_L^2 / (\pi A_{EFF})$ および $C_{Di, k=1} = C_L^2 / (\pi A_{EFF})$ で表わせる。実際に文献4では、式(18)は $\varepsilon = S/C [C_D - C_L^2 [1/(\pi A)]_{EFF}]$ として定義されている。さらに単純化した方法の修正係数式は誘導抗力係数を得るため、誘導抗力係数が吹きおろし効果の影響を受けていることを考慮して、式(18)の $C_{Di, k=1}$ を導き出す。文献4ではこの導出を有効縦横比を使って誘導している。ここでは次のように導く。

上述の吹きおろし修正と同様に、誘導抗力係数の吹きおろし修正量を ΔC_{Di} とすると自由大気中での誘導抗力係数 C_{DiFA} が $C_{DiFA} = C_{Di} + \Delta C_{Di}$ で表わせるから、誘導抗力係数 C_{Di} は

$$C_{Di} = C_{DiFA} - \Delta C_{Di} \quad (19)$$

になり、それゆえ

$$C_{Di, k=1} = C_{DiFA, k=1} - \Delta C_{Di} \quad (20)$$

である。また、式(20)の右辺の各項は

$$C_{DiFA, k=1} = \frac{C_L^2}{\pi A} \quad (21)$$

$$\Delta C_{Di} = \delta \frac{S}{C} C_L^2 \quad (22)$$

とおける。したがって、これらを式(20)に代入し整理すれば提案された修正係数式

$$\varepsilon = \frac{S}{C} [C_D - C_L^2 (\frac{1}{\pi A} - \delta \frac{S}{C})] \quad (23)$$

を得る。なお、誘導抗力係数は次式で表示される。

$$C_{Di} = C_L^2 (\frac{k}{\pi A} - \delta \frac{S}{C}) \quad (24)$$

古典的方法と同様に、全修正には吹きおろし修正を合わせて行なっている。

4. 修正結果と検討

4.1 修正方法の評価および比較

図2に、試験から得られた縦三分力をデータ修正なしで示した。形状が相似の二つの60°デルタ翼模型は、阻塞比 S/C が0.0924および0.0231と異なる。しかし、試験でのレイノルズ数は同じなので自由大気中であれば、これら2

模型の空力係数の特性はほぼ一致するであろう。図に現われているように、二つの特性曲線は迎角が大きくなるとその差も大きくなってきていて、特に阻塞比0.0924の模型は風洞壁の影響をかなり受けているようである。

古典的方法の閉塞修正係数式で使用するために、放物線ポーラーの定数である零揚力抗力係数 C_{D0} および傾斜の dC_D/dC_L^2 を試験データから求めて図3に示した。 C_{D0} は対称翼型なので迎角 $\alpha = 0^\circ$ の値を取り、 dC_D/dC_L^2 は $\alpha = 0, 2, 4^\circ$ の値を使った数値微分による $\alpha = 2^\circ$ での微係数とした。値は表4に示すとおりである。

誘導抗力率 k を求めるために、式(15)と式(24)とから

$$k = (\frac{dC_D}{dC_L^2} + \delta \frac{S}{C}) \pi A \quad (25)$$

が得られる。この式に表4および表2の値を代入すると、 $S/C = 0.0924$ および 0.0231 の模型ともに

$$k = 1.23$$

に帰結している。

データ修正なしの抗力係数 $C_D = C_{D0} + C_{Di} + C_{Ds}$ の成分内訳を、 dC_D/dC_L^2 の値を使った式(15)で計算される C_{Di} を使い抗力曲線として図4に示した。図において $S/C = 0.0231$ 模型の抗力係数成分は、0.0924模型のそれをそれぞれ幾らか少なくした値を取り、特性はほぼ類似している。また、両模型とも迎角 $\alpha = 5^\circ$ 位から剥離抗力係数 C_{Ds} が生じ始めている。これは鋭い前縁を持つデルタ翼に特有な、小さい迎角から発生する前縁の巻き込み渦のためであり、 C_{Ds} の増加に従って伴流閉塞修正係数が増加することになる。

全データ修正は両閉塞修正方法ともに、その閉塞修正と吹きおろし修正とを施している。吹きおろし修正の全データ修正に対する割合を調べるために、古典的方法で閉塞修正を行い図5および図6に示した。図5の阻塞比が大きい $S/C = 0.0924$ の模型では幾分吹きおろし修正の影響がでているのに対して、閉塞修正は吹きおろし修正量よりも多くの修正量が施されている。また阻塞比 $S/C = 0.0231$ の模型は、図6のように吹きおろし修正はほとんどないのに対して、閉塞修正量は大きい迎角で現われている。つまりこれらのデータ修正は、吹きおろし修正よりも閉塞修正が大きく影響していることがわかる。閉塞効果による空力係数の修正率 $(C_{xc} - C_x)/C_x$ は式(5)を使い

$$\frac{C_{xc} - C_x}{C_x} = \frac{1}{(1 + \varepsilon)^2} - 1 \quad (26)$$

になる。この式へ最大揚力係数における ε の値を代入すると、阻塞比0.0231の模型でも閉塞効果による空力係数の修正率が-2.8%となる。このため、阻塞比が十分小さく

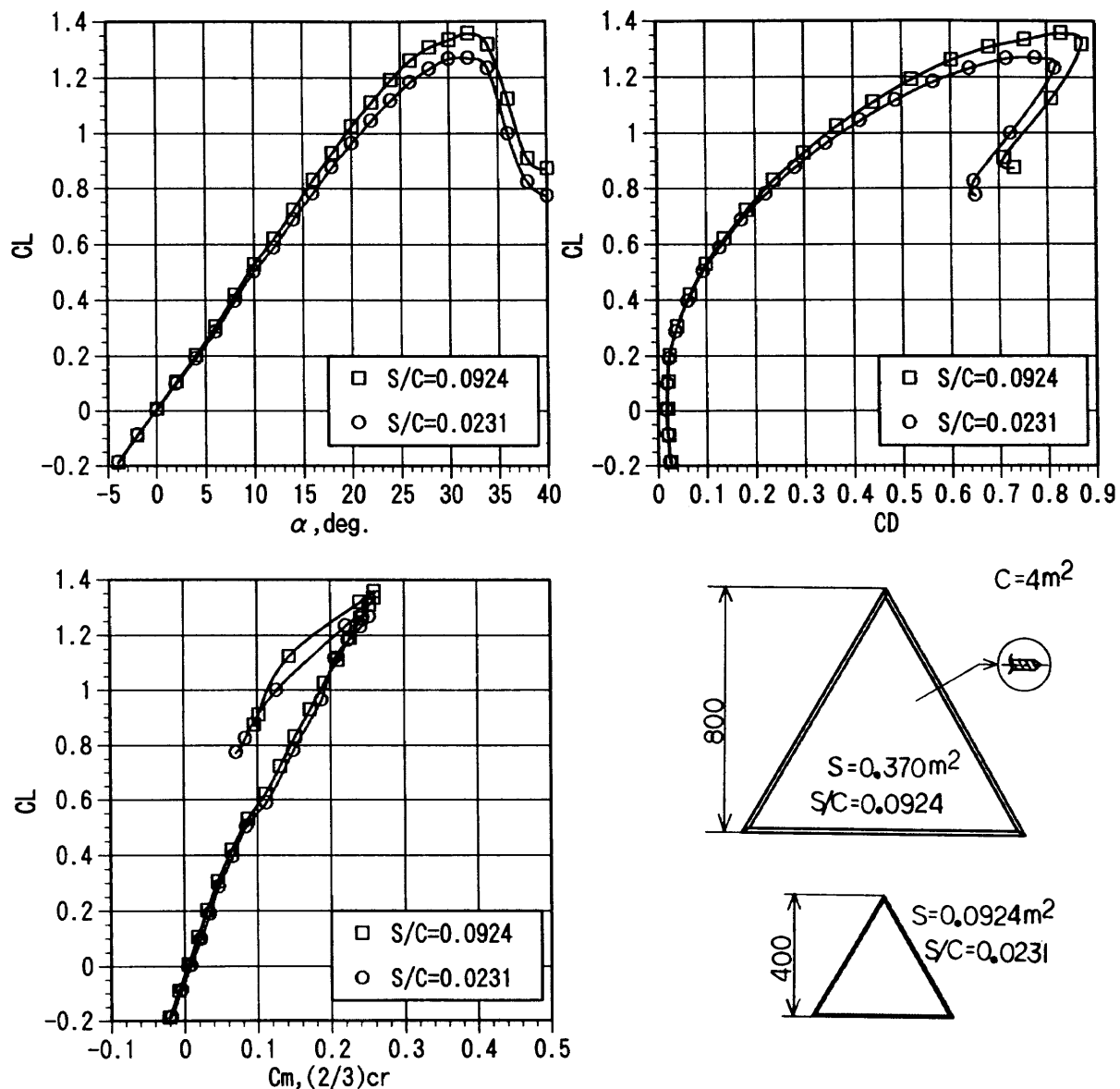


図2 データ修正なしの縦3分力特性, 阻塞比 S/C (翼面積/測定部断面積) の異なる 60° デルタ翼

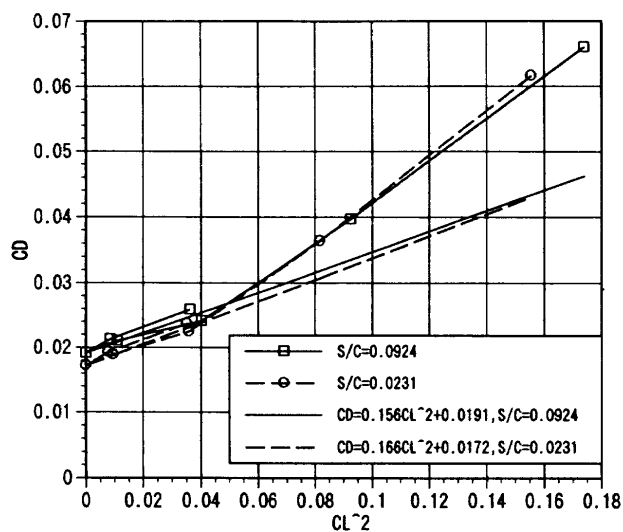
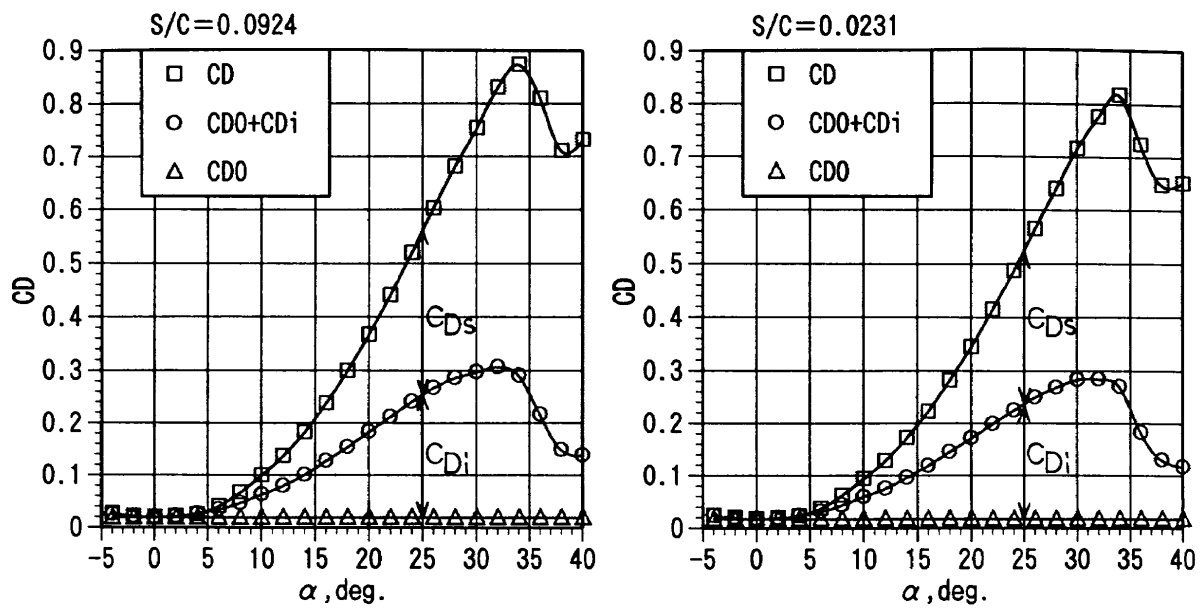
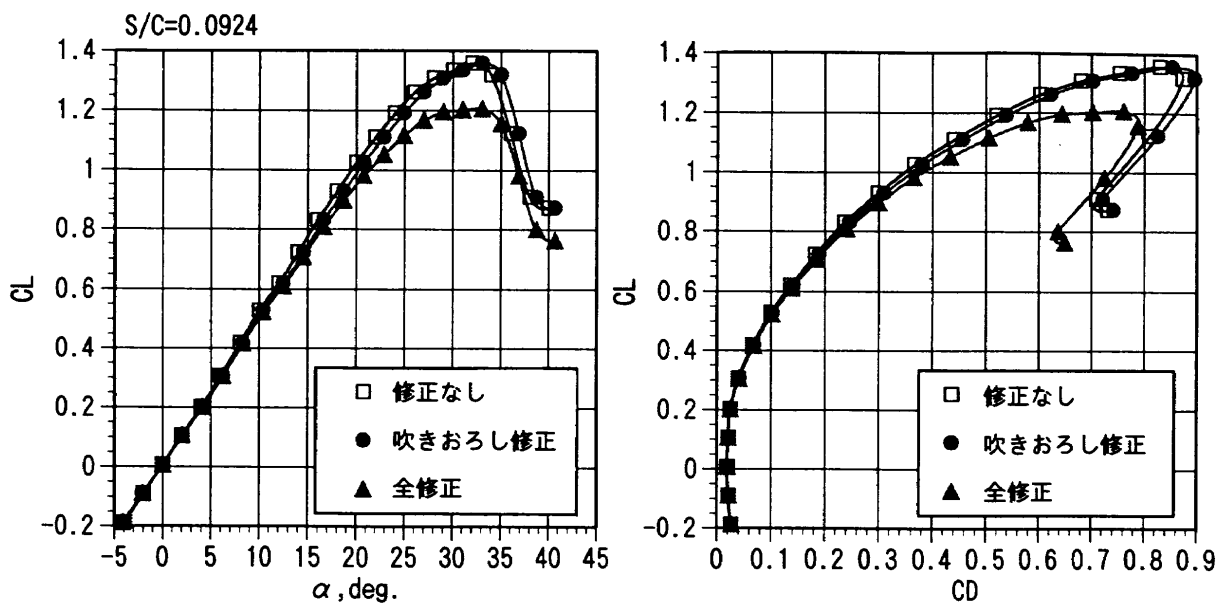


図3 放物線ポーラ、迎角 $\alpha = 8^\circ$ 以下のデータを表示, 放物線ポーラの式:
 $C_D = (dC_D/dC_L^2) C_L^2 + C_{D0}$

表4 試験データからの定数値

阻塞比 S/C	0.0924	0.0231
C_{D0}	0.0191	0.0172
dC_D/dC_L^2	0.156	0.166

図4 抗力係数の成分内訳、 $C_{Di} = (dC_D/dC_L^2) C_L^2$ 図5 吹きおろし修正と古典的閉塞修正を含む全修正 ($S/C = 0.0924$)

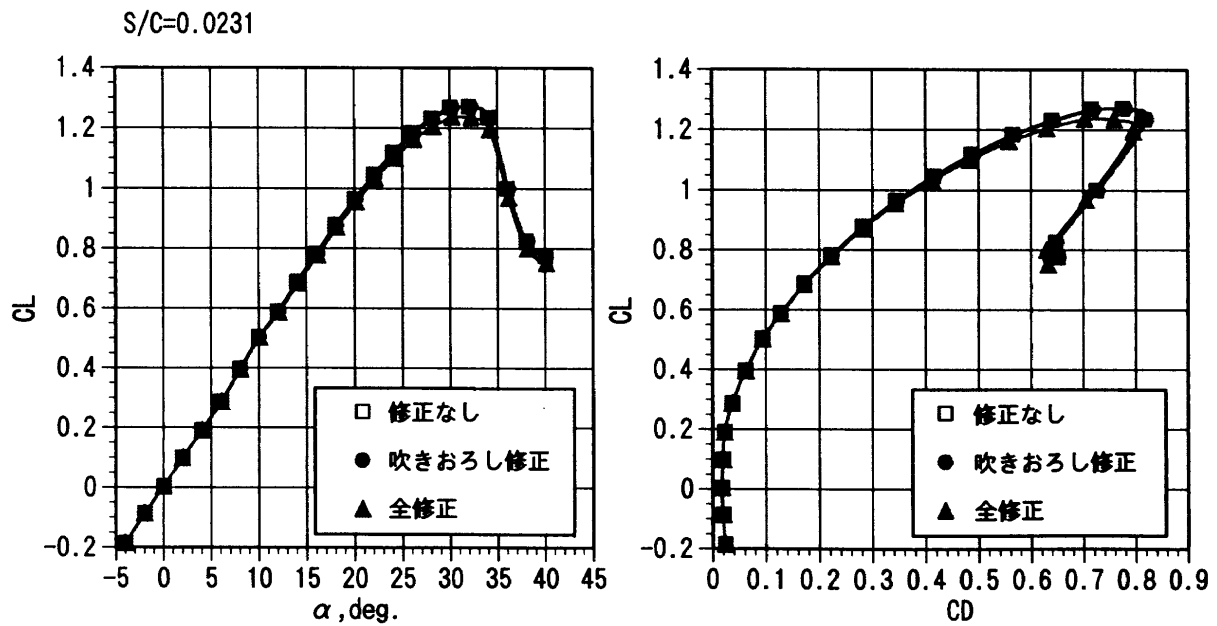
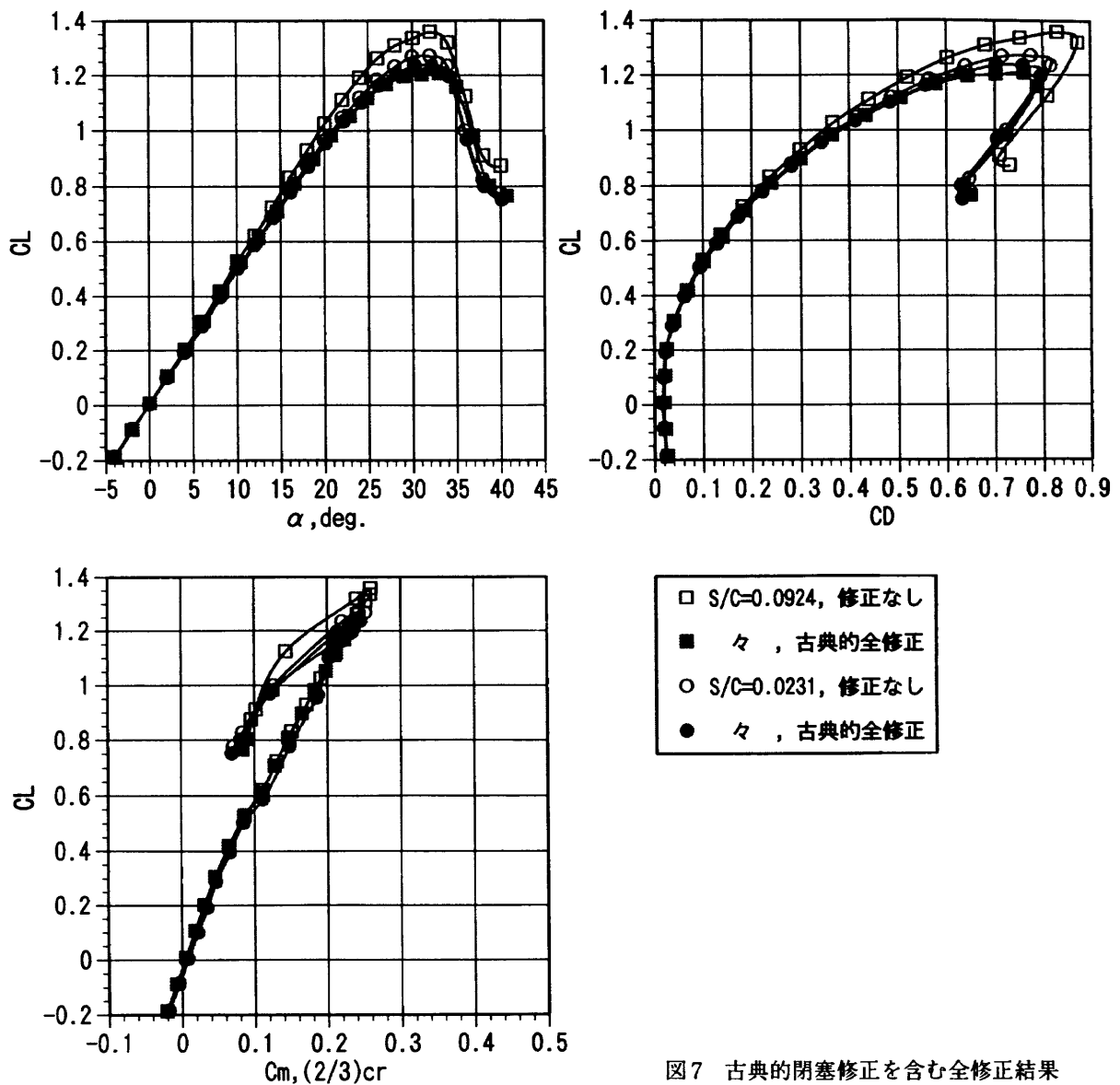
図6 吹きおろし修正と古典的閉塞修正を含む全修正 ($S/C = 0.0231$)

図7 古典的閉塞修正を含む全修正結果

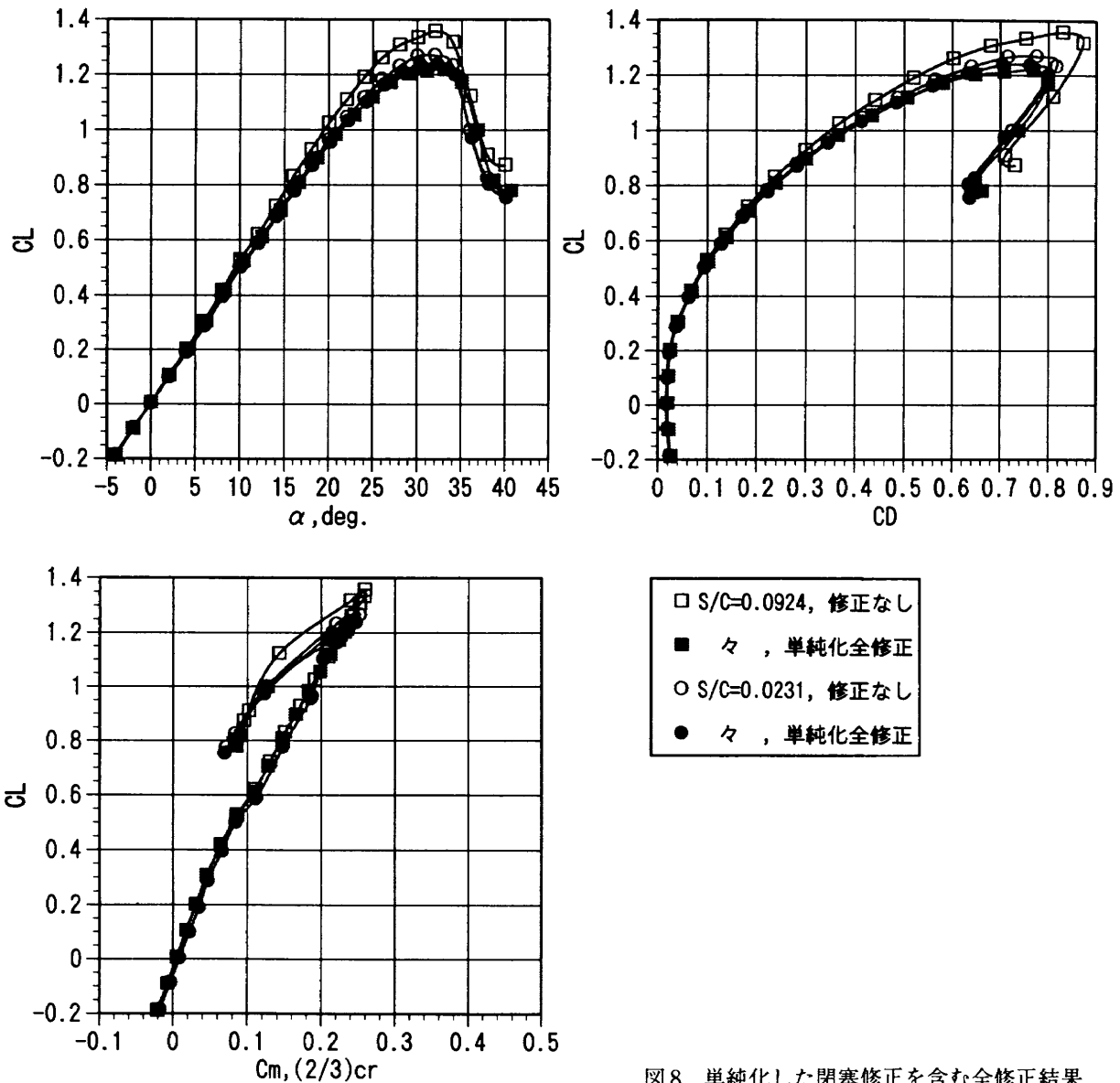


図8 単純化した閉塞修正を含む全修正結果

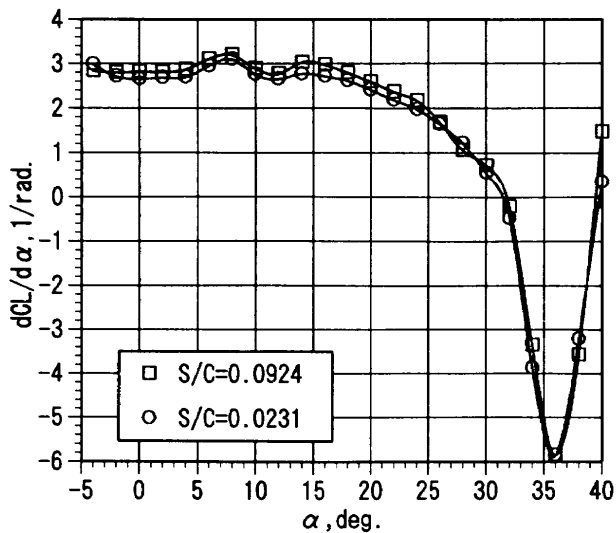


図9 揚力傾斜曲線（データ修正なし）

ない限り大きい迎角での閉塞修正が必要とされる。

閉塞修正方法を評価するために、データ修正した阻塞比の異なる二つのモデルによる空力特性の一致度を調べた。その古典的および単純化した閉塞修正方法を含む全修正されたデータ修正値を、それぞれ図7および図8にデータ修正なしの値とともに示した。全修正による一致度は両修正方法ともに良く、図8の単純化した方法による修正の方が、幾分良好である。しかしながら、図7および図8ともに $C_L \sim \alpha$ 曲線に表わされているように、迎角が 28° 位より上で $S/C = 0.0924$ 模型の修正曲線は、 0.0231 模型の修正曲線と一致せず修正が過多のようにみえる。これは図9の揚力傾斜曲線（データ修正はしていない）の $S/C = 0.0924$ 模型の特性において 0.0231 模型と比べると、未修正 α が 24° 位より上でいままで大きかった値が小さく

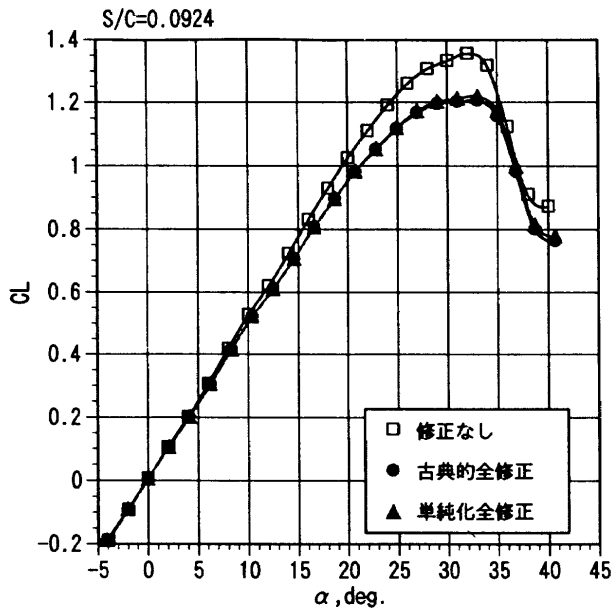


図10 古典的および単純化した閉塞修正方法の比較 (S/C = 0.924), 修正は全修正を施している

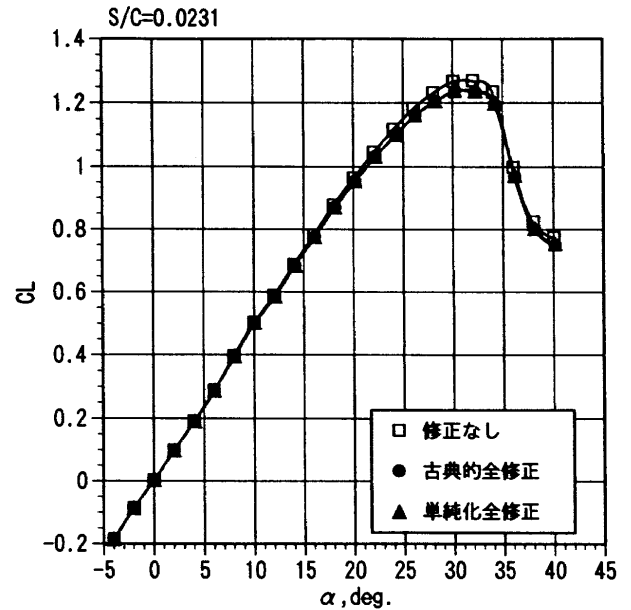
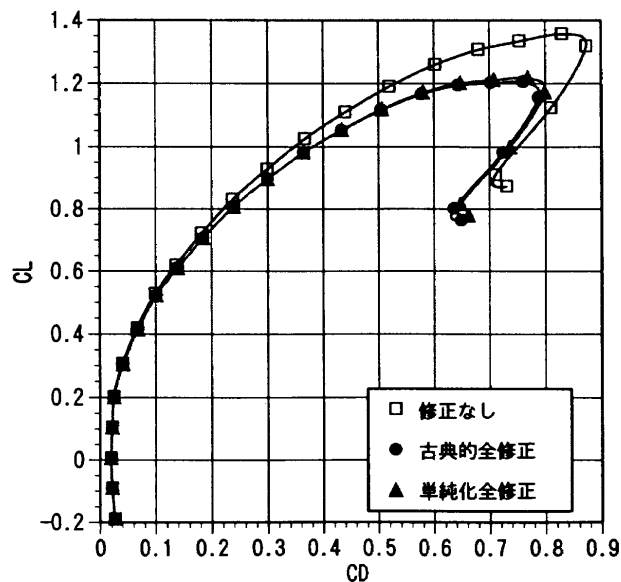
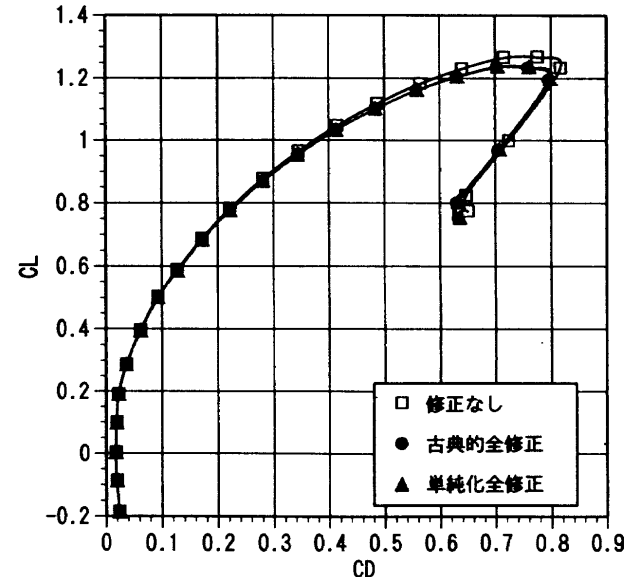


図11 古典的および単純化した閉塞修正方法の比較 (S/C = 0.0231), 修正は全修正を施している



なり、曲線が崩れてきて異なった特性になっているからである。この特性の崩れは、S/C = 0.0231 模型では翼弦長が短くて影響を受けなかったメイン・ストラットの後流に、0.0924 模型の翼の一部がこの辺の迎角からさらされ始めるためと思われる。したがって、これらの修正は修正過多ではなく、特性が異なってしまったことが原因でデータ修正された両模型の特性が一致しなかったものと推測される。

図10および図11には、両修正方法による空力特性の比較として全修正を施した特性を修正なしの特性と一緒に示した。S/C = 0.0924 模型の図10では、大きい迎角で修正された特性に両方の修正方法で差がでている。しかし、この差はデータ修正量に比べると小さく、両方の修正方

法ともにはほぼ同じような修正結果となっている。図11の S/C = 0.0231 模型では、両修正方法で修正された特性に目立った差はみえていない。

4.2 単純化した方法の意味する一側面

古典的方法の閉塞修正係数式 $\epsilon_{\text{classic}}$ は式(16)に式(13)を代入して

$$\epsilon_{\text{classic}} = \frac{1}{4} \frac{S}{C} C_{D0} + \frac{F}{4} \frac{S}{C} C_{Ds} + \epsilon_b \quad (27)$$

である。単純化した閉塞修正係数式(23)の

$$\epsilon_{\text{simple}} = \frac{S}{C} [C_D - C_L^2 \left(\frac{1}{\pi A} - \delta \frac{S}{C} \right)]$$

を意識して、式(14)と式(24)

$$C_{Ds} = C_D - C_{D0} - C_{Di}$$

$$C_{Di} = C_L^2 \left(\frac{k}{\pi A} - \delta \frac{S}{C} \right)$$

を使い式(27)を変形する。そうすると

$$\begin{aligned} \varepsilon_{\text{classic}} = & \frac{S}{C} [C_D - C_L^2 \left(\frac{1}{\pi A} - \delta \frac{S}{C} \right)] \\ & - (k-1) \frac{S}{C} \frac{C_L^2}{\pi A} + \left(\frac{F}{4} - 1 \right) \frac{S}{C} C_{Ds} \\ & - \frac{3}{4} \frac{S}{C} C_{D0} + \varepsilon_b \end{aligned} \quad (28)$$

を得る。式(28)の右辺第1項は単純化した閉塞修正係数式であるから

$$\begin{aligned} \varepsilon_{\text{classic}} - \varepsilon_{\text{simple}} = & - (k-1) \frac{S}{C} \frac{C_L^2}{\pi A} + \left(\frac{F}{4} - 1 \right) \frac{S}{C} C_{Ds} \\ & - \frac{3}{4} \frac{S}{C} C_{D0} + \varepsilon_b \end{aligned} \quad (29)$$

と表示できる。したがって、古典的閉塞修正係数式は単純化した閉塞修正係数式を内包する結果になり、古典的閉塞修正係数式から単純化した閉塞修正係数式を引いた残りとして余剰項が現われる。この余剰項である式(29)の右辺において、誘導抗力係数に関わる第1項と剥離抗力係数に関する第2項とは迎角の増加により増大する項である。また、零揚力抗力係数に関わる第3項と第4項の模型閉塞修正係数とは迎角に影響されない項である。

余剰項において、第1項は誘導抗力率 k が通常1より大きくなるため負になり、第2項は剥離抗力係数の定数 F が4以上であれば正になって縦横比10以下の翼の場合には通常5程度を取るから、両項は差し引きしあう。もっとも、これらの項の大きさは模型形状や迎角で違ってくるであろう。しかし、程度においてはほぼ同じであると考えられ、両項の差し引きの残りはあるものの小さな値となり修正量への影響は小さいであろう。また、第3項と第4項とも大きさはそれぞれ違うものの値が小さく、さらに、それぞれ負と正とであるから第3項と第4項とを合わせた差し引きの残りは程度において無視できる値になる。

その結果、この余剰項は修正量への影響が小さい値を取るので、単純化した閉塞修正係数式 $\varepsilon_{\text{simple}}$ は、古典的方法の閉塞修正係数式 $\varepsilon_{\text{classic}}$ とだいたい同程度の値を示し、古典的方法の閉塞修正係数式の変形によって程度において差し引きしあう項を古典的方法の閉塞修正係数式から取り除いた式になると結論付けられる。この考察の裏付けは文献1および文献4や本論文で示したように、両方法ともに閉塞修正された結果が良好であるという事実にあ

る。ただし、単純化した閉塞修正方法の方がより良好な修正結果を与えることに対しては、Maskellの伴流閉塞修正係数式にある剥離抗力係数の定数 F に関する検討、あるいは単純化した閉塞修正方法の視点からの本質的な検討が必要であろう。

式(29)の量的関係をここでの試験データにより図12および図13に表わした。ここに F が5であるから $(F/4 - 1)$ は0.25で、 k が1.23なので $(k-1)$ は0.23の係数値になる。それぞれ阻塞比 S/C が0.0924および0.0231の模型における、二つの閉塞修正方法による閉塞修正係数およびそれらの差、ならびにその差および差の正と負の成分を、迎角に対して示している。両方の図ともに同じような特性グラフとなっている。しかし S/C の値が異なるため、阻塞比の比率が値に現われている。両図の上の図において $\varepsilon_{\text{classic}}$ から $\varepsilon_{\text{simple}}$ を引いた値は式(29)の右辺であり、右辺の二つの正および負の項をそれぞれまとめ正負の成分項として差し引きしあった結果が $\varepsilon_{\text{classic}} - \varepsilon_{\text{simple}}$ の差とし

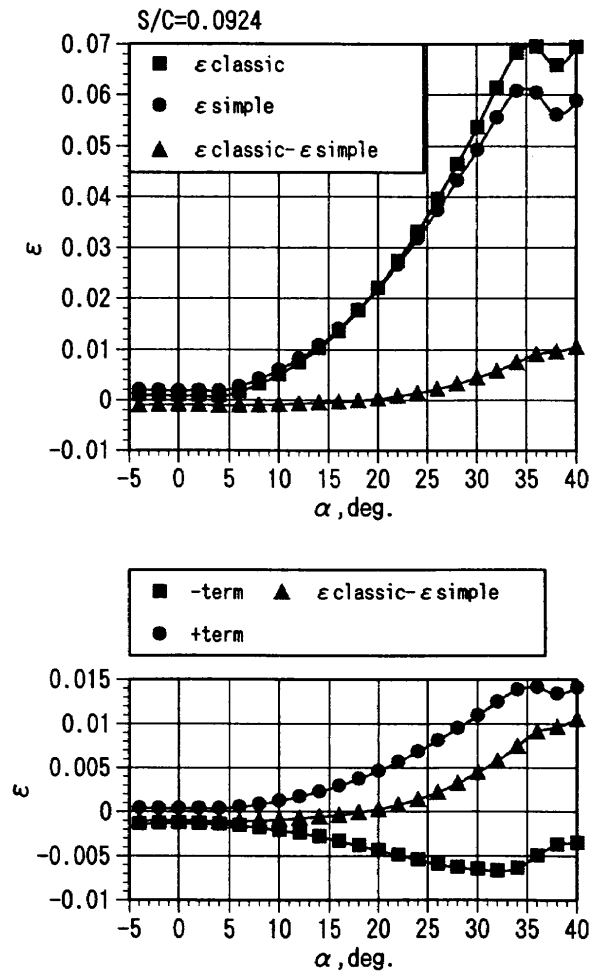


図12 閉塞修正係数の成分 ($S/C = 0.0924$),
 $-term = -(k-1) (S/C) C_L^2 / (\pi A) - 3/4 (S/C) C_{D0}$, $k = 1.23$,
 $+term = (F/4 - 1) (S/C) C_{Ds} + \varepsilon_b$, $F = 5$,
 $\varepsilon_{\text{classic}} - \varepsilon_{\text{simple}} = (-term) + (+term)$

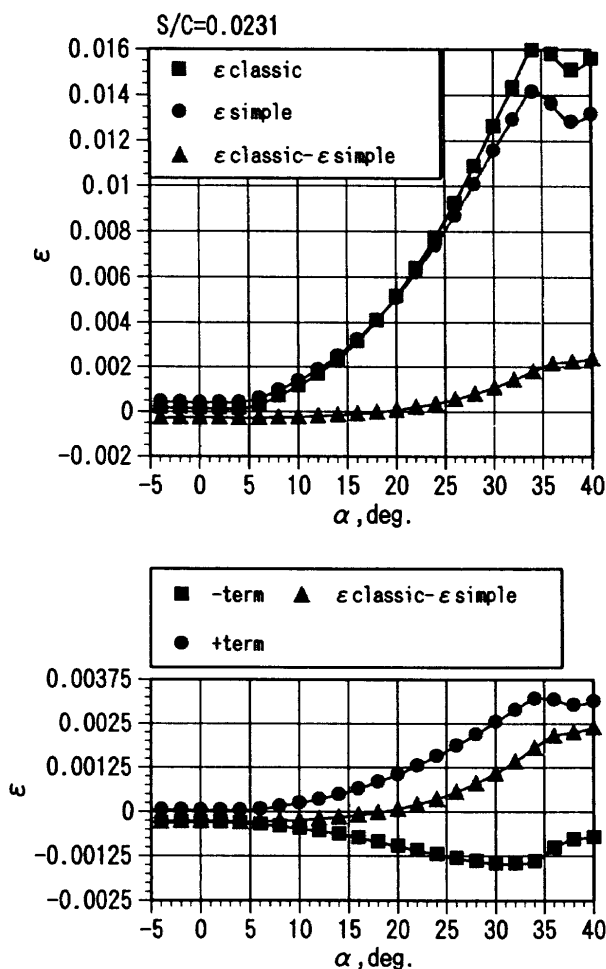


図13 閉塞修正係数の成分 ($S/C = 0.0231$),
 $-term = -(k-1) (S/C) C_L^2 / (\pi A) - 3/4 (S/C)$
 $C_{D0}, k = 1.23,$
 $+term = (F/4 - 1) (S/C) C_{Ds} + \epsilon_b, F = 5,$
 $\epsilon_{classic} - \epsilon_{simple} = (-term) + (+term)$

て小さい値を生じさせることがわかる。加えて、迎角 α が大きくなると $\epsilon_{classic} - \epsilon_{simple}$ は増加する傾向にある。両図の下図において $\epsilon_{classic} - \epsilon_{simple}$ の値は、迎角の小さいときは迎角に関係しない項の影響から負の零揚力抗力係数の項が正の模型閉塞修正係数より大きいので差し引き負の値になる。迎角が大きくなると迎角に関する項が影響を与え、正の剥離抗力に関わる項が負の誘導抗力に関わる項より大きいので差し引きの値が正になっている。

ここで、たとえば $\epsilon_{classic}$ の中にある F の値を 5 から 4.7 にすると、 $(F/4 - 1)$ が 0.175 になって $S/C = 0.0924$ の図 14 に現われるように剥離抗力に関する項が抑えられ、 $\epsilon_{classic}$ と ϵ_{simple} との差はますます小さくなる。

5. まとめ

阻塞比の異なる二つのデルタ翼模型により、低速風洞試験を実施して閉塞修正の方法を検討した。その中で、

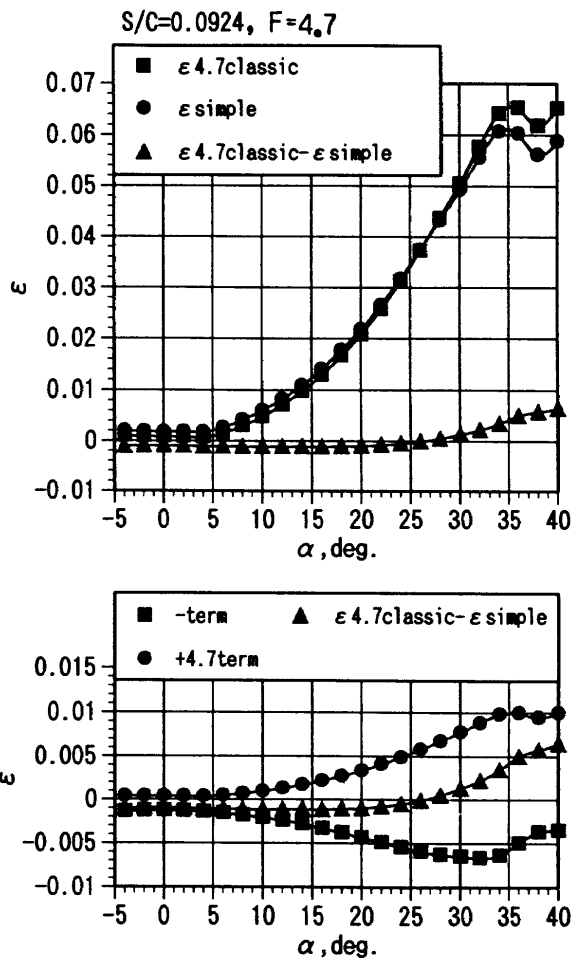


図14 定数 $F = 4.7$ での閉塞修正係数の成分 ($S/C = 0.0924$),
 $-term = -(k-1) (S/C) C_L^2 / (\pi A) - 3/4 (S/C)$
 $C_{D0}, k = 1.23,$
 $+4.7 term = (4.7/4 - 1) (S/C) C_{Ds} + \epsilon_b,$
 $\epsilon_{4.7 classic} - \epsilon_{simple} = (-term) + (+4.7 term)$

試験結果のデータ修正では阻塞比 2.3 % の模型でも、最大揚力係数における閉塞効果による空力係数の修正率が -2.8 % となった。それゆえ、デルタ翼模型の風洞試験において阻塞比が十分に小さくない限り、大きい迎角での閉塞修正が必要であることが具体的に表わされた。また、閉塞修正の方法として扱った二つの方法を試験結果のデータ修正に適用し修正方法の評価を行なった結果、古典的および単純化した閉塞修正の方法ともに良好な修正を与え、幾分単純化した方法の方がより良好な修正となった。

つぎに、古典的閉塞修正係数の式を変形することによって、単純化した閉塞修正係数式に考察を加えた。結果として、古典的閉塞修正係数式は単純化した閉塞修正係数式の中に含み、残りの余剰項は差し引きしあって小さな値になることがわかった。これにより、単純化した閉塞修正係数式が、理論的に明確な古典的方法の閉塞修正係数式から位置づけられることになる。もちろん、単純

化した閉塞修正係数の定義や式および有用性は文献で示されていて、ここでは単純化した方法の理論的に意味するであろう一側面を、古典的方法の閉塞修正係数式から掘り出したのである。単純化した閉塞修正の方法は、古典的方法に比べ手続が簡単でありオンライン処理ができる有効な閉塞修正方法であると実感した。

文献

- 1) Maskell, E. C.: A Theory of the Blockage Effects on Bluff Bodies and Stalled Wings in a Closed Wind Tunnel, ARC R&M 3400, 1963.
- 2) Rae, W. H., Jr., and Pope, A.: Low-Speed Wind Tunnel Testing, 2nd ed., Wiley, 1984, pp.364–371.
- 3) 進藤章二郎：低速風洞実験法，コロナ社，1992，pp. 70–100，および正誤表.
- 4) Shindo, S.: Simplified Tunnel Correction Method, J. Aircraft, Vol. 32, No. 1, 1995, pp. 210–213.
- 5) 廣末健一，北村清美，村上義隆，進藤重美：航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験，NAL TR-335, 1973.

航空宇宙技術研究所資料707号

平成9年1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 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

◎ 禁無断複写転載

本書（誌）からの複写、転載を希望される場合は、科学技術庁
航空宇宙技術研究所 企画室調査普及係にご連絡ください。

電話 0422-47-5911