

航技研 6.5m×5.5m 低速風洞 標準模型低速風洞試験について

○横川 譲、森田 義郎、室田 勝一、高橋 侅、馬場 滋夫、星野 秀雄、野中 修 (航技研)
東村 恵理、真城 仁 (ヒューマンリソース) 柳沢 三憲 (東京理科大学)

Wind Tunnel Test of the ONERA-M5 Model at NAL 6.5m×5.5m Low-Speed Wind Tunnel

Yuzuru YOKOKAWA, Yoshio MORITA, Katsuichi MUROTA, Hitoshi TAKAHASHI, Shigeo BABA,
Hideo HOSHINO, Osamu NONAKA (National Aerospace Laboratory)
Eri HIGASHIMURA, Jin MASHIRO (Human Resources International Co., Ltd.)
Mitsunori YANAGISAWA (Tokyo University of Science)

航空宇宙技術研究所 6.5m×5.5m 低速風洞の精度維持管理および風洞特性検討を目的として、ONERA-M5 標準模型を用いた低速風洞試験を実施した。試験の結果、全機6分力、主翼・胴体表面圧力分布およびタフトによる気流可視化により、主要な目的である風洞の較正データおよび標準模型の低速空力特性を取得した。また同風洞における風洞試験データの信頼性向上を目指し、風洞壁境界の空力干渉量を古典的修正法により求め、この値の妥当性の検証をパネル法による数値解析結果との比較により行った。その結果、標準模型程度の大きさであれば風洞壁境界修正法は古典的方法で概ね十分であることを確認した。またスティング模型支持装置の模型への空力干渉量は、風洞壁境界修正量と同程度であるということがパネル法により推測された。さらに、主翼表面上にラフネスを貼り付けその粒径を変化させながら抵抗を計測し乱流遷移点を推定する試みを行い、同風洞において強制遷移を行う際の標準的なラフネス高さを定めた。

1. はじめに

航空宇宙技術研究所 (以下 NAL) 風洞技術開発センター (WINTEC) では各風洞に標準模型を配備している。6.5m×5.5m 低速風洞 (以下 LWT1) においても、風洞気流、計測器およびデータ取得/処理システムの精度維持管理、並びに風洞特性検討を目的として ONERA-M5 標準模型を用いた較正試験を実施している。

本報告では較正試験において得られた全機6分力、主翼・胴体表面圧力分布およびタフトによる気流可視化に基づく標準模型の低速空力特性を紹介する。また取得したデータを基に風洞壁境界修正量やスティング模型支持装置の空力干渉量について古典的修正法により求めた結果を、パネル法による数値解析の結果と比較する試みも行ったのでその結果についても紹介する。さらに、風洞ユーザーからの要望が大きい強制遷移技術の向上のため、主翼表面上にラフネスを貼り付けその粒径を変化させながら抵抗計測を行い、乱流遷移に必要な粒径

を推定する試験も行ったのでその結果も併せて紹介する。

2. 供試体、試験装置および計測方法

試験に用いた供試体は LWT1 用の ONERA-M5 標準模型である。供試体は主翼、尾翼、胴体から成る全機模型であり、その三面図を図1に示す。全長(L)は 2.64m、主翼翼幅(b)は 2.45m、平均空力翼弦長(c)は 0.343m である。

主翼断面形状は対称 Peak型で、胴体への取り付け角は図1に示すように4度であり、ねじり下げはつけられていない。また主翼には静圧孔が設けられており、その箇所および点数は、外翼部 39 点、中翼部 41 点、内翼部 39 点となっている。供試体は図2に示す様に風洞固定壁カート内のスティング模型支持装置に取り付けられる。このスティング模型支持装置は迎角 α および横滑り角 β を変化させたときに模型が風洞中心位置に保たれるような機構となっている。なお、ラフネス高検討の試験を行う場

合にのみ模型は前後2本支柱でストラット支持されている。

試験条件は以下の表に示すとおりである。風洞風速はLWT1において通常的に使用されている風速範囲を本試験においても採用した。風速の設定誤差は±0.1m/s以内である。

表1 試験条件

| | | |
|--------|---|-------------|
| 風洞風速 | 30m/s ~ 60m/s | |
| 模型姿勢角 | 迎角 α | -10° ~ +10° |
| | 横滑り角 β | -20° ~ +20° |
| レイノルズ数 | 0.71×10 ⁶ ~ 1.41×10 ⁶ | |

計測項目は全機6分力、主翼・胴体表面圧力分布、ベース・キャビティ圧およびタフトによる主翼上面の気流可視化である。6分力の計測にはモーメント型内挿6分力天秤を、また圧力計測には5連式スキヤニバルブを用いた。データ収集および処理はNAL-LWT1のデータ取得/処理システムによって行った。またタフトには、観察のし易さを考慮して毛糸を採用し、写真撮影を行った。

3. 結果と考察

3.1 標準模型の空力特性

図3にV=50m/s、 $\beta=0^\circ$ における標準模型の縦3分力特性を示す。図より失速角は約7°であり、それと同時にピッチアップ状態となることがCL、CM曲線よりわかる。一方CDは-3°~-4°で最小となっているが、これは前述のとおり翼の取り付け角が4°となっているためである。

図4に主翼の静圧分布の一例を示す。図の静圧分布はV=50m/s、 $\beta=0^\circ$ の条件の基に外翼部で計測されたものである。図より、 $\alpha=0,1,2,3^\circ$ では翼前縁部付近で負圧の鋭いピークが存在しその後流で層流剥離バブルの存在を示すフラットな分布も有していることがわかる。フラットな領域は $\alpha=4,5^\circ$ となるにつれて下流方向

に広がりを見せ、 $\alpha=6^\circ$ では翼弦方向のほぼ全域でフラットな状態となる。これはバブルが弾けて失速状態に陥ったことを示すものである。

図5に気流可視化試験結果の一例を示す。図の写真はV=50m/s、 $\alpha=7^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ において撮影されたものであり、翼端側で失速が起こっている。V=50m/s、 $\beta=0^\circ$ のまま α をスイープし気流系のスケッチを行うことにより得た気流剥離パターン(失速パターン)を図6に示す。この図より、標準模型は α の増加に伴って翼端側から内翼に向け気流剥離が進行する、翼端失速型であることがわかる。

3.2 風洞壁および模型支持装置の空力干渉

3.2.1 風洞壁の空力干渉

空力干渉量については、試験で取得したデータに対して古典的方法^[1,2]により補正した結果とパネル法による数値解析から求めた補正值とを比較する方法で行った。

古典的方法として適用した補正式を以下に示す。これらの式はAlan Popeら^[1]によって示された方法をNAL-LWT1の八角形断面に適用した^[2]ものである。

・動圧

$$q_c = q_u(1+2\varepsilon)$$

・迎角

$$\alpha_c = \alpha_u + 57.29578(F_w + G)$$

・揚力係数

$$C_{Lc} = C_{Lu}(1-2\varepsilon) - 57.29578 \left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right) \times F_w$$

・抗力係数

$$C_{Dc} = C_{Du}(1-2\varepsilon) - C_{Du}(\varepsilon_{s\text{wing}} + \varepsilon_{s\text{body}}) + G \times C_{Lu}$$

・縦揺れモーメント

$$C_{mc} = C_{mu}(1-2\varepsilon) + \frac{57.29578}{4} \left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right)_u \times F_w \\ + 57.29578 \times \left(\frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} \right)_u \times \left(\frac{q_t}{q} \right)_u \times \left(\frac{S_{t_l}}{S_c} \right) \times F_t$$

$$\varepsilon = \varepsilon_{s\text{wing}} + \varepsilon_{s\text{body}} + \varepsilon_{wb}$$

補正式中の F および G は風洞側壁および上下壁の干渉を考慮するパラメータである。また、縦揺れモーメントの補正式右辺第2項は風洞壁による水平尾翼位置での吹き下ろし変化を補正している。なお ε はブロックageファクターである。

パネル法による数値解析においては、図7に示すように模型部分を1544枚、風洞および模型支持装置を756枚のパネルで離散化している。境界条件については流入条件として十分遠方の一様流を、また壁面上では垂直方向の流入出がゼロの条件を与えた。なお、前述のとおり試験では姿勢角の変化によって模型が風洞中心からずれない様に支持装置が上下する仕組みとなっているが、数値解析においてもこれを模擬している。数値解析では風洞壁境界が存在する場合およびしない場合の両者について計算を行い、その差を風洞壁干渉量として求めた。

図8に試験および数値解析のそれぞれで得られた縦3分力特性を示す。CLについては線形域において両者がよい一致を示されている。試験において気流剥離が始まる $\alpha = 4^\circ$ 付近から両者の差が大きくなっているが、これは剥離を模擬できないパネル法の特徴に基づくものである。次に、CDについてパネル法の結果が全般的に小さい値になっているのは計算において摩擦抵抗や気流剥離が考慮されていないためである。Cmについては低迎角（絶対値）で両者が一致するものの、高迎角において差が大きくなるという傾向が見られる。以上より、パネル法の計算手法そのものに起因

する差を除けば、パネル法の結果は妥当な値と思われる。

図9に試験で計測した縦3分力特性データおよびそれらに対して古典的手法により風洞壁境界修正を行ったデータを示す。CL、CD、Cmそれぞれの成分に対して風洞壁の影響がほんのわずかであるということがわかる。この結果はNAL-LWT1において試験を行う際に、今回用いた標準模型程度のスケールの模型であれば風洞壁が縦3分力特性に与える影響は小さいことを示すものである。

図10に古典的手法と数値解析によりそれぞれ求めた風洞壁の空力干渉量の比較を示す。揚力係数の干渉量 ΔCL については両者が概ね一致していることがわかる。古典的手法により求めた ΔCL の値が直線上にない理由は図3で示されていたように元々の揚力勾配が迎角 α に対して局所的に変化しているためである。また $\alpha = 5^\circ$ 付近から空力干渉量が不連続に激減するが、これはこの位置では失速により揚力勾配が小さくなるため、補正量として大きい迎角変化に対しては補正量が小さくなるためである。

次に縦揺れモーメント係数は、 $-2^\circ \sim +2^\circ$ の低迎角域では両者が一致しているものの高迎角域では大幅にずれが生じている。図8に対して考察したのと同様にプラス側ではパネル法により剥離が模擬できないために両者が一致しないものと判断できる。またマイナス側については図8においても大きな差が見られることから、その影響が干渉量にも現れたものと考えられる。

以上の考察により、標準模型程度のスケールの模型であれば風洞壁の空力干渉量を見積もる手法として古典的手法が妥当であることが示された。

3.2.2 模型支持装置の空力干渉

スティング模型支持装置の空力干渉量を推定するためパネル法による数値解析を行った。

数値解析は風洞壁が在る状態で模型支持装置が存在する場合としない場合の両者について行い、それらの差を求めた。またパネル数、境界条件等については前節 3.2.1 と同様である。

図 1 1 に模型支持装置の空力干渉量を示す。なお定量的な認識が容易になるよう実験値から求めた風洞壁境界修正量を参考値として白丸で示した。図より、揚力係数および縦揺れモーメント係数のどちらに対してもスティング模型支持装置の空力干渉量が風洞壁境界干渉量と同程度であることがわかる。また ΔCL は右上がりに ΔCm は右下がりに変化していく様子が見られるが、これらは図 1 2 に示すような模型支持装置のスティングポットによる流れの迎角偏流および動圧変化が影響しているものと考えられる。すなわち、ポットに近い位置にある水平尾翼で発生する揚力が図 1 2 に示すように、流入する角度の変化により正の迎角では増加し負の迎角では減少しているものと推測できる。具体的なデータとして、図 1 3 に風洞内迎角偏流分布を、図 1 4 に風洞内動圧変化の分布を示す。前者では平行流に対する局所的な流れの傾き角を、また後者においては風洞動圧との比を示している。両図ともに模型を設置せずスティング支持装置の傾きをゼロ度とした場合の結果であるが、スティングポットの存在により迎角偏流が生じ、特に動圧に至っては水平尾翼付近で 99% 程度にまで変化していることがわかる。

以上よりスティング模型支持装置による空力干渉量は少なくないことが明らかとなったが、このような問題を回避するために今後はスティングを延長し模型自身を上流側に移動した風洞試験を検討する予定である。

3.3 強制遷移に必要なラフネス高さの検討

NAL-LWT 1 において開発試験を行う際に、境界層の強制遷移に必要なラフネス高さの目安に対するユーザー要望が高い。必要なラフネス高さは風洞風速、主流乱れ強さ等に加え、使用

する模型に依っても様々に変化するため一概に決定するのは困難であるが、ここでは標準模型の主翼上に数種類の高さのラフネスを貼り付け遷移の検討を行い、NAL-LWT 1 において強制遷移に必要な標準的ラフネス高さを推定する試みを行った。

ラフネスにはガラスビーズを採用し、その粒径には 75μ 、 100μ 、 175μ 、 250μ 、 350μ の 5 種類を順次用いた。ラフネスは図 1 5 の写真に示すよう、主翼前縁から約 9% 翼弦長の位置に 3mm の幅で貼り付けられている。乱流遷移の判断基準には 6 分力天秤によって計測した抵抗値を用いた。

図 1 6 に層流バブルの発生していない迎角 $\alpha = -2^\circ$ における強制遷移に必要なラフネス高さの推定結果を示す。(a) には各風速における抵抗係数 CD とラフネス高さの関係を示す。同じ計測を 3 回連続して行い、それらをすべて表示しているが、データにバラツキが見られるため極力バラツキの範囲内に入るように近似曲線を描いている。なお、図中の白抜き印は平均値を示す。各図において傾きの異なる 2 本の近似曲線が描かれているが、これはある粒径を境に抵抗の特性が変化したことを示しておりその位置を遷移点と定義する。この遷移点は風速の増加とともに小さい粒径側に移動しており、レイノルズ数が増加するほどより小さな擾乱に対して境界層が不安定になるという一般的事実と一致する。

図 1 6 (b) には (a) から求めた遷移に必要なラフネス高さと推算値との比較を示す。ここで推算値とは NACA の文献^[3] に示されているものを元に求めた値である。図より、実験値と推算値が定性的に一致していることがわかる。また定量的には誤差が認められるが、これは NACA の文献が平板に対して行われた実験でありまた風洞の主流乱れも異なっているためであると考えられ、さらに本試験においてラフネスが減速域すなわち逆圧力勾配の領域に貼り付けられていたことも原因と考えられる。

以上の計測および推算の結果、NAL-LWT 1 において $V=30\text{m/s}\sim 60\text{m/s}$ の風速範囲で強制遷移を行う場合には、標準的に高さ $180\mu\sim 330\mu$ 程度のラフネスを用いればよいという知見が得られた。しかしながら図 16 (a)によると、抵抗値から精度良く遷移点を推定するには抵抗分解能が数カウント程度で計測可能な高精度の天秤が必要であり、このような計測には可視化等の別手法の導入が必要不可欠であることも認められた。

4. まとめ

航空宇宙技術研究所 6.5m×5.5m 低速風洞において ONERA-M5 標準模型を用いた低速風洞試験を実施した。得られた結果を以下にまとめる。

- ① 標準模型の 6 分力データを取得し、6.5m×5.5m 低速風洞の較正データを設定した。
- ② 6 分力、主翼圧力分布、気流糸試験により、標準模型の低速空力特性を把握した。
- ③ 標準模型程度の大きさであれば、風洞壁境界修正法は古典的方法で概ね十分であることを確認した。
- ④ スティング模型支持装置の模型への空力干渉量は、パネル法に依れば風洞壁境界修正量と同程度と推測されるが、縦揺れモーメントには特に注意を払う必要があることが確認された。今後は延長スティングの採用等を検討する予定である。
- ⑤ 主翼上面の乱流遷移に必要なラフネス高さは、NACA 文献を用いた推定値と同程度であることを確認した。

References

- 1) William, H., Rae, JR., Alan Pope, Low-Speed Wind Tunnel Testing, JOHN WILLY & SONS, 1984, 2nd Edition.
- 2) 佐藤淳造, 大型低速風洞壁面効果補正要領, 航空宇宙技術研究所資料, TM-237, 1972
- 3) Albert, L., Braslow, Eugene, C., Knox, Simplified Method for Determination of Critical Height of Distributed Roughness Particles for Boundary-Layer Transition at Mach Numbers from 0 to 5, NACA TR4363, 1958.

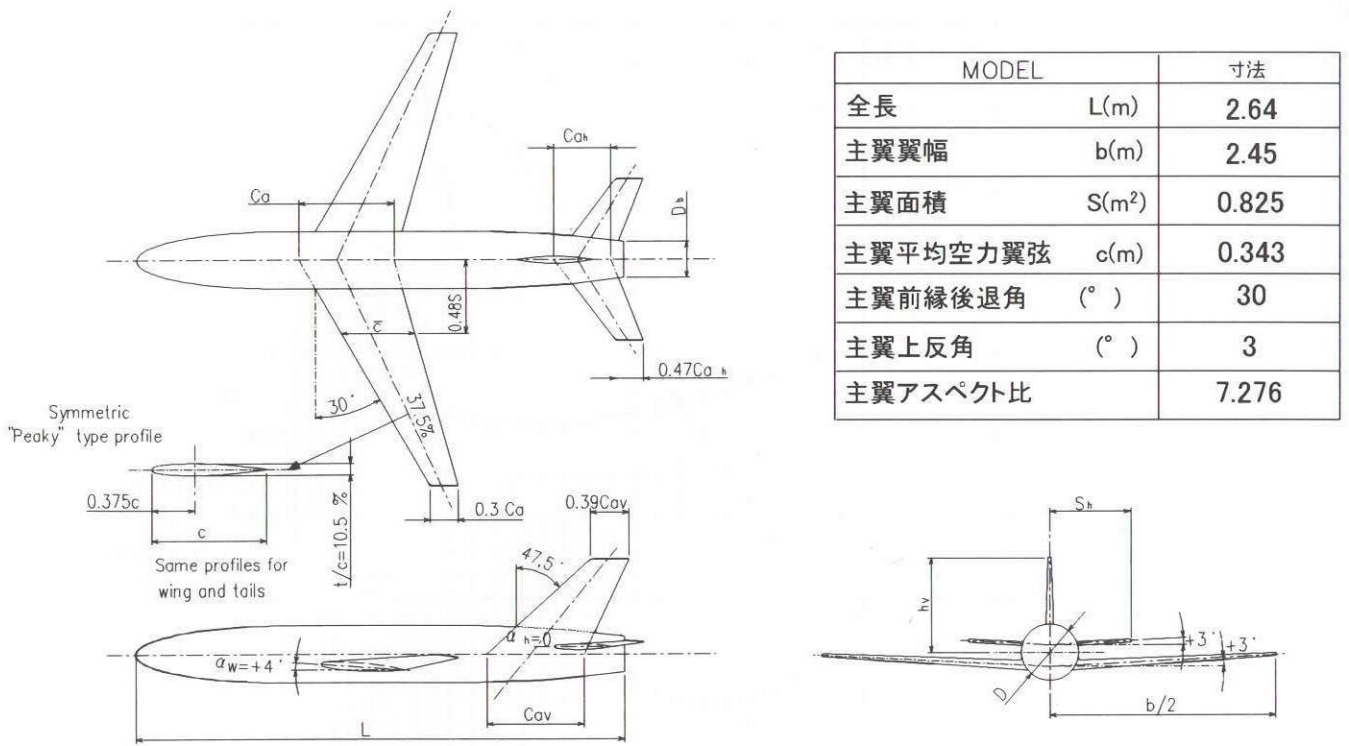


図1 6.5m×5.5m 低速風洞用 ONERA-M5 標準模型 三面図

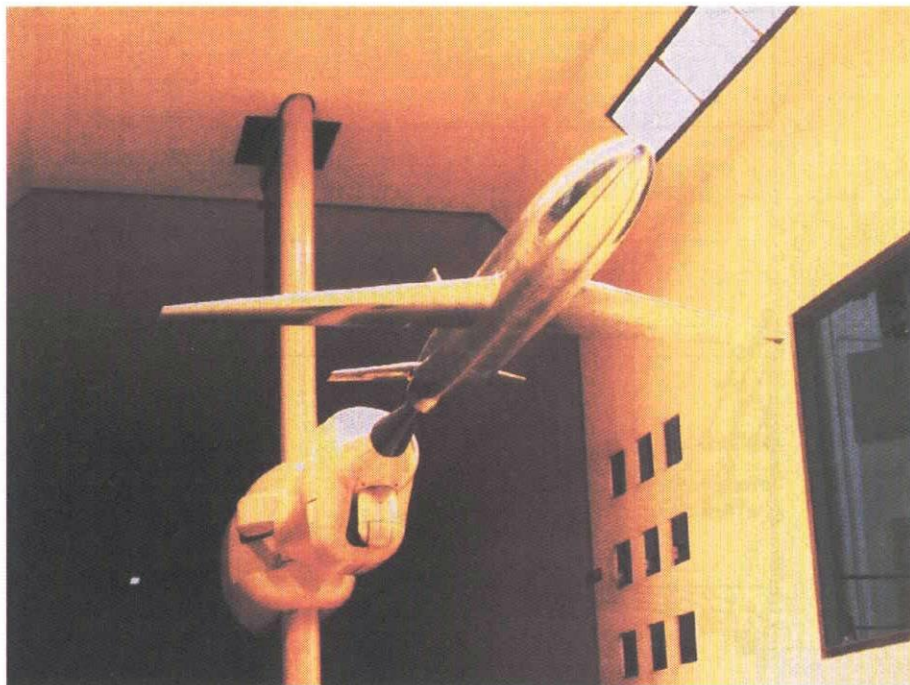


図2 風洞試験写真

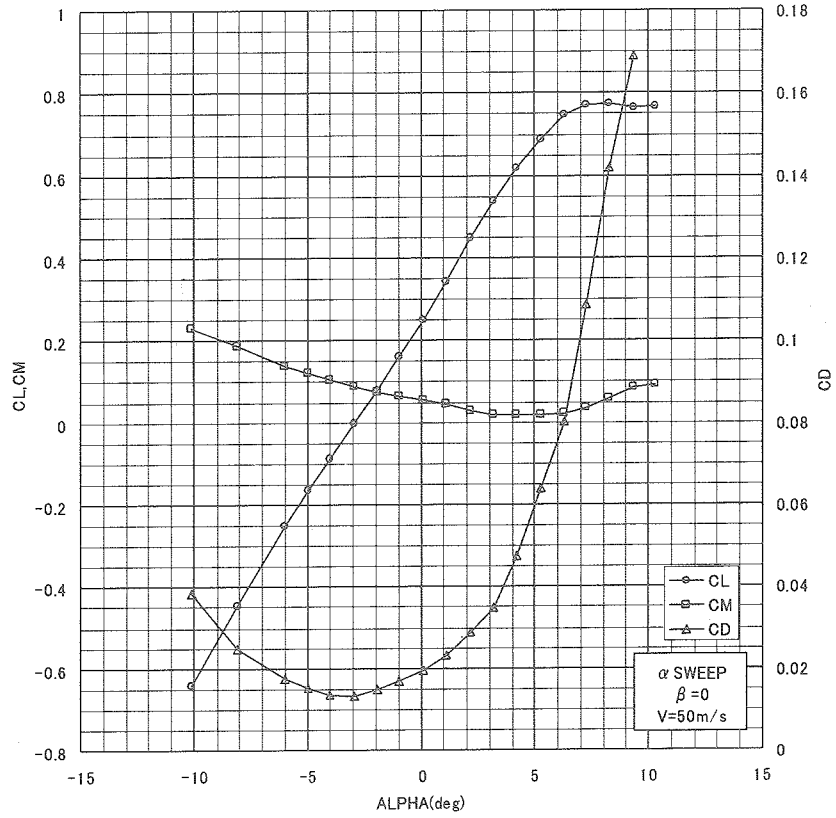


図3 縦3分力特性

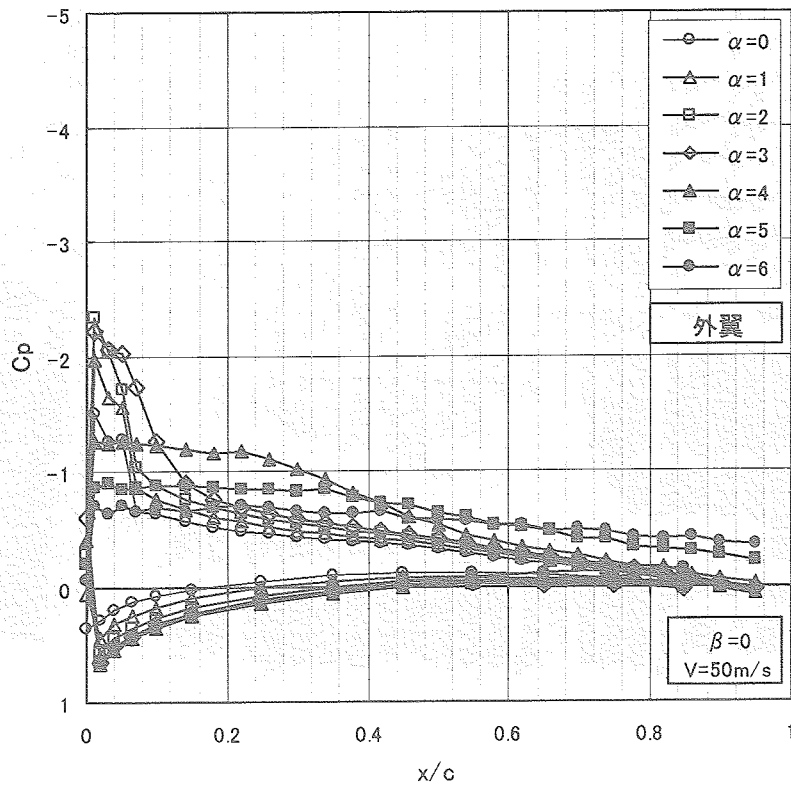


図4 主翼静圧分布特性 (V = 50m/s, beta = 0)

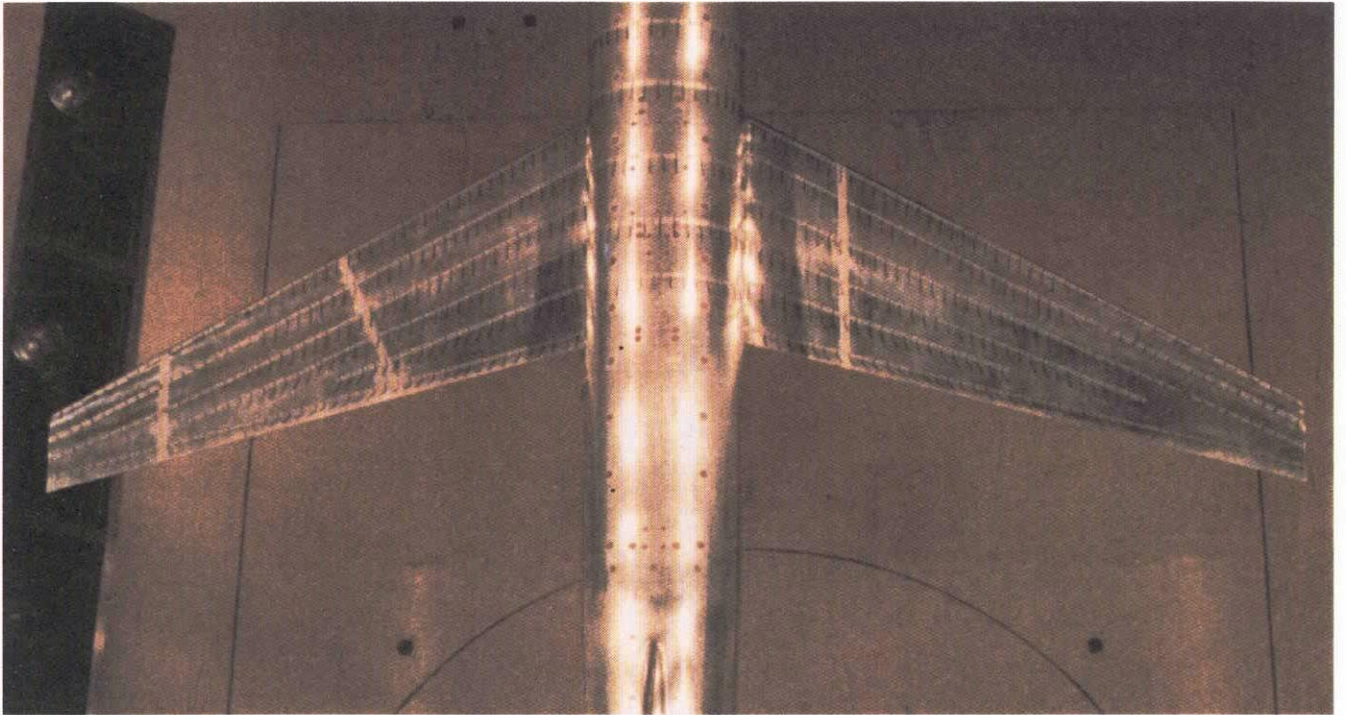


図5 気流系可視化写真 ($\alpha = 7^\circ$)

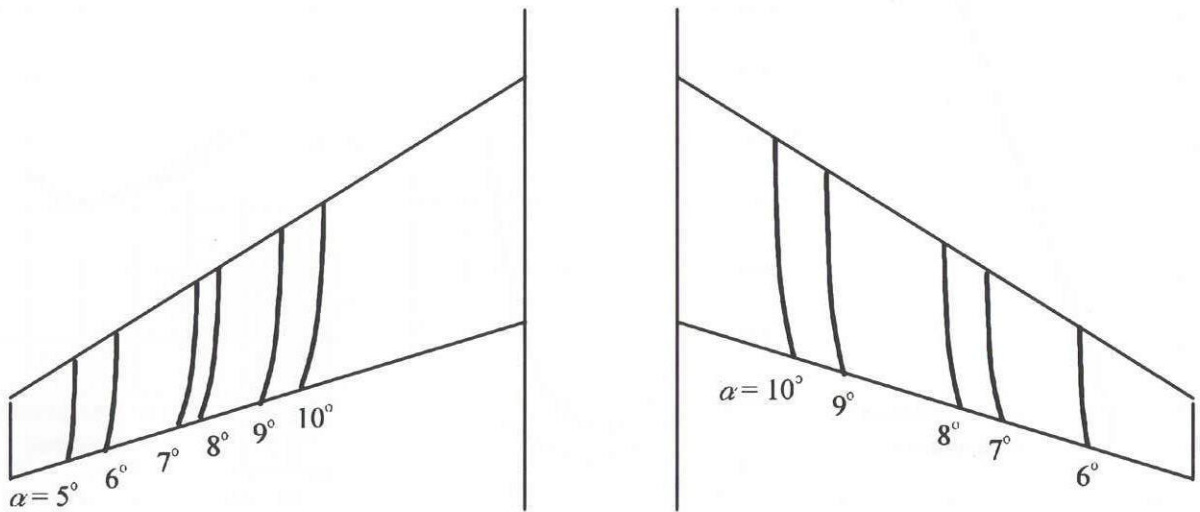


図6 失速パターン ($V = 50\text{m/s}, \beta = 0$)

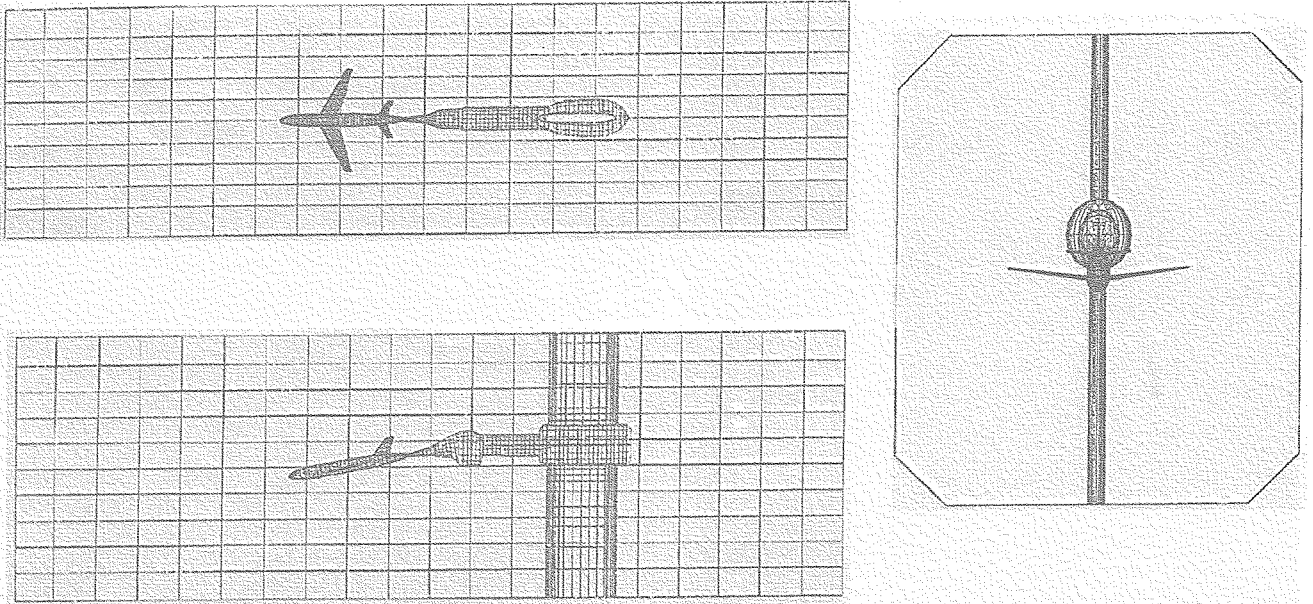


図7 パネル法計算格子

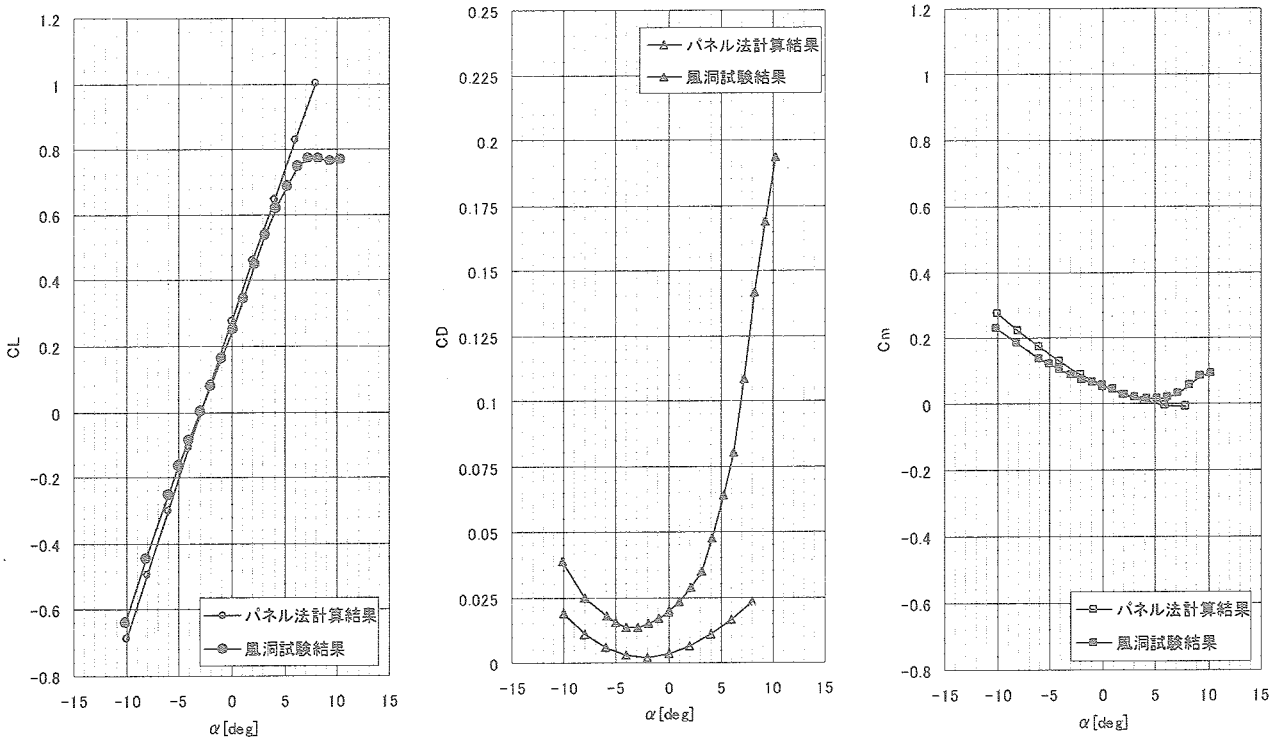


図8 パネル法と風洞試験の縦3分力特性の比較

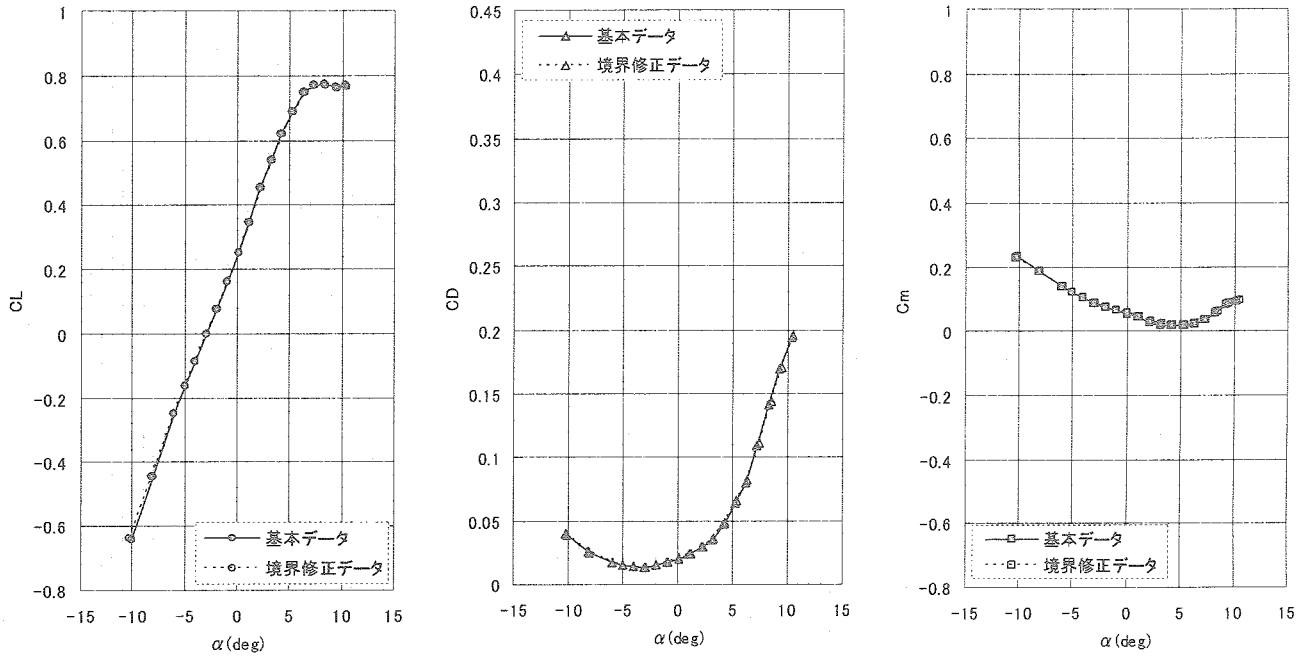


図9 パネル法と風洞試験の縦3分力特性の比較

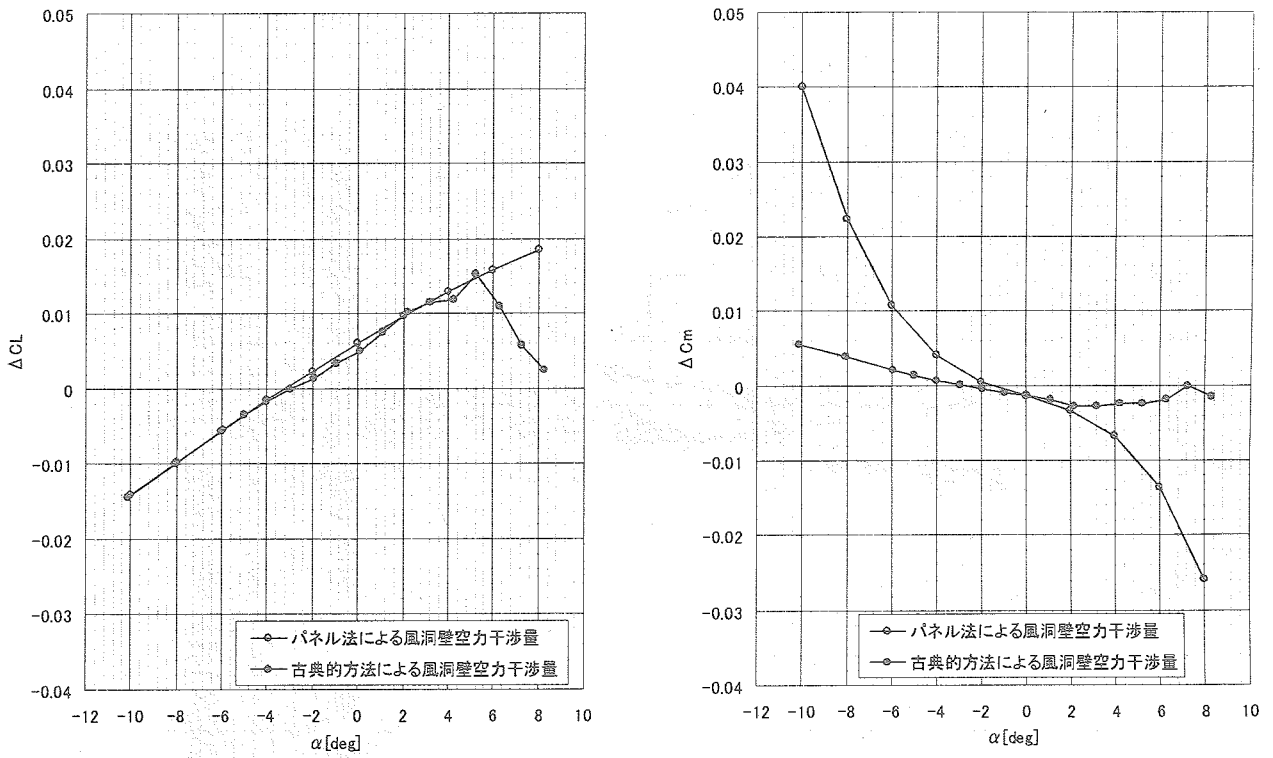


図10 風洞壁の空力干渉量 (古典的方法とパネル法の比較)

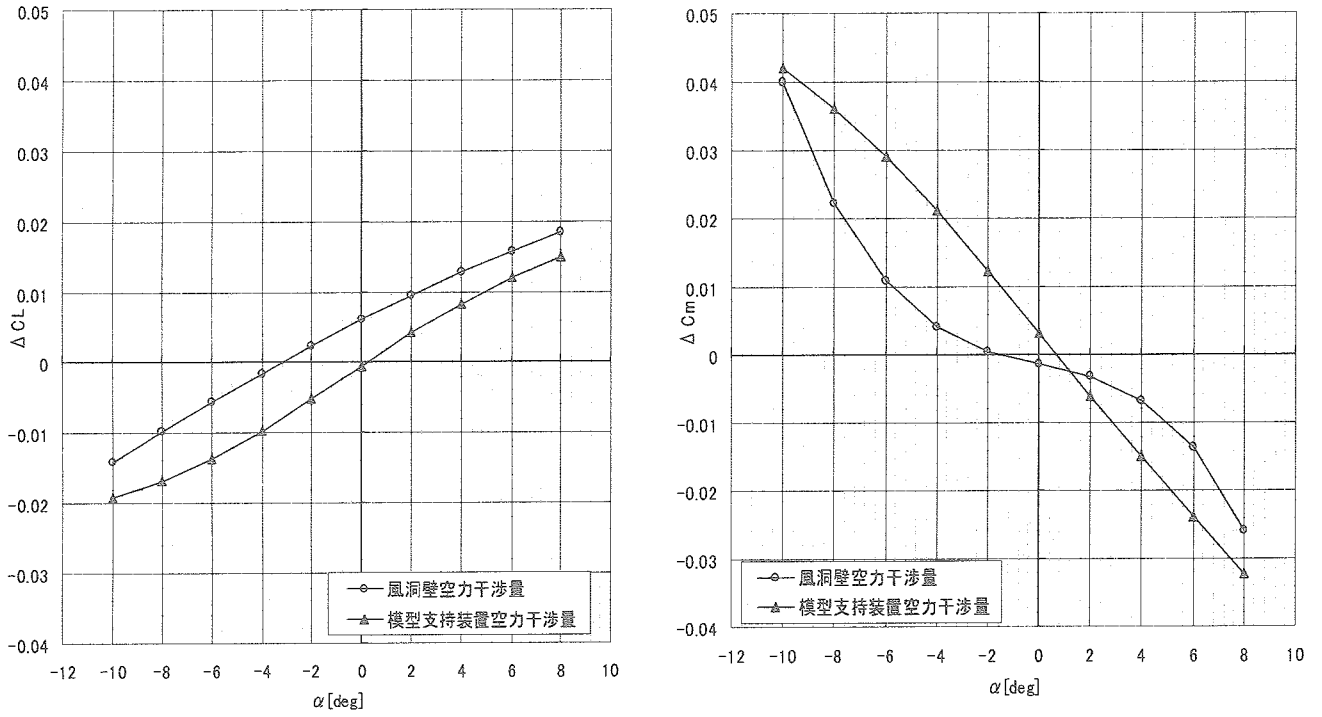


図 1.1 スティング模型支持装置の空力干渉量 (パネル法)

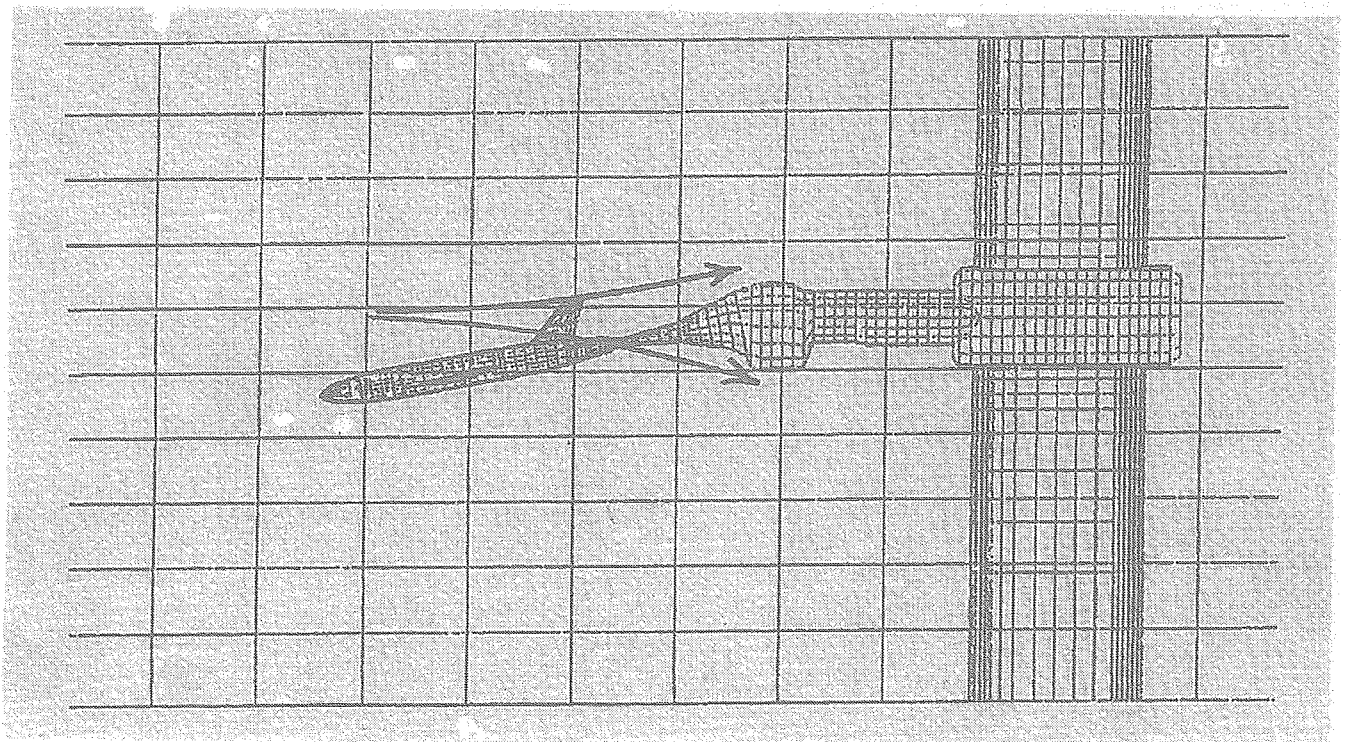


図 1.2 スティングポットによる迎角偏流

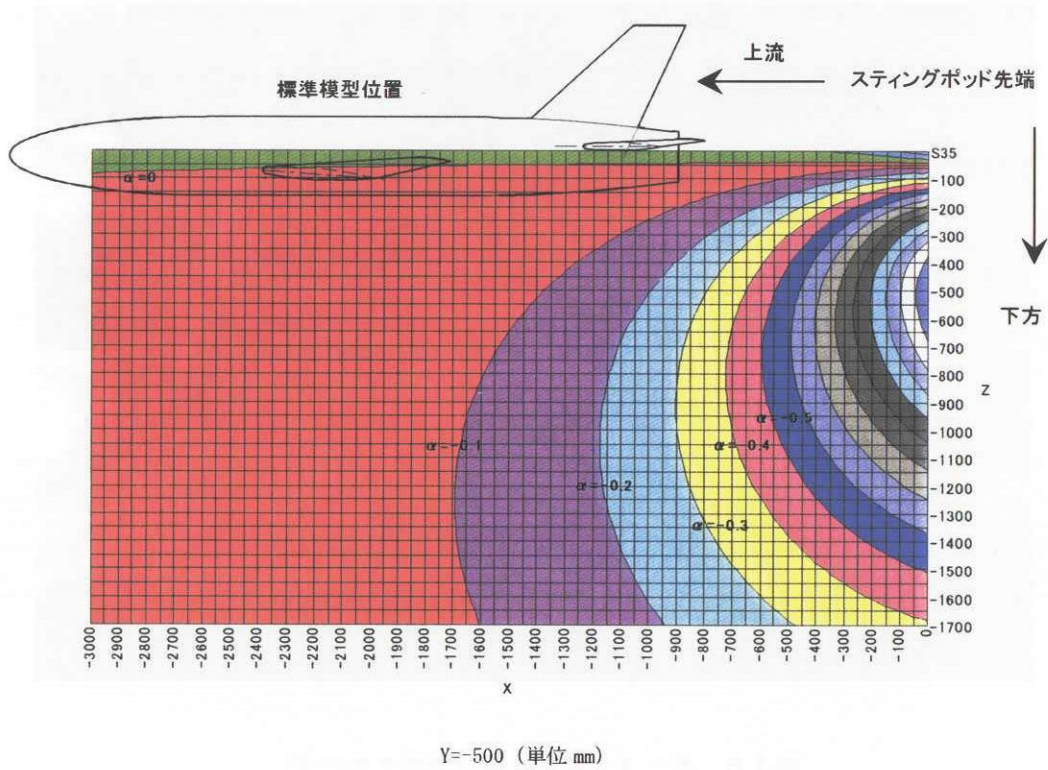


図 1 3 模型支持装置による風洞内迎角偏流 (パネル法)

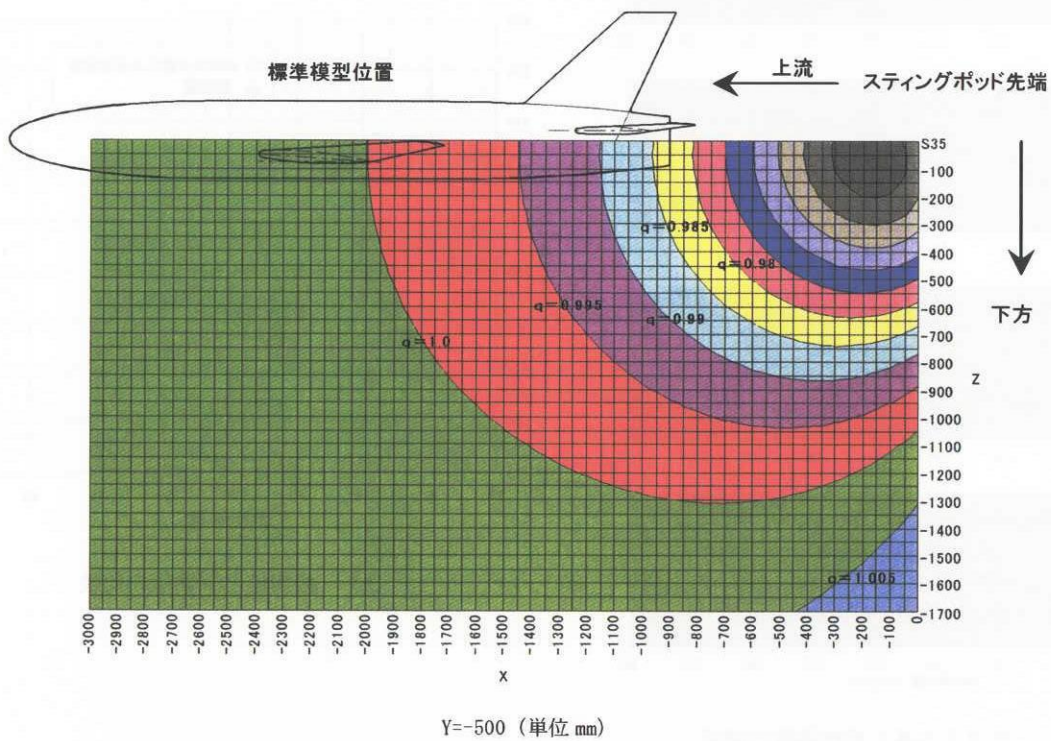
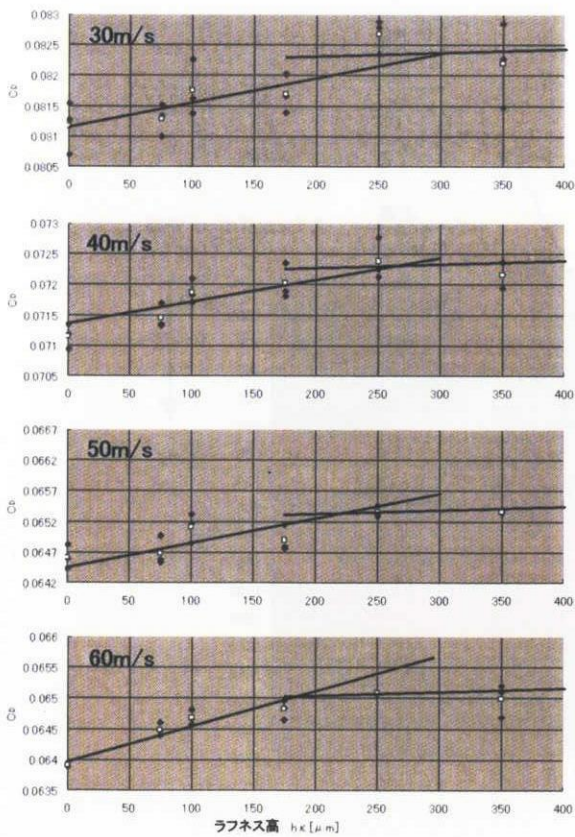


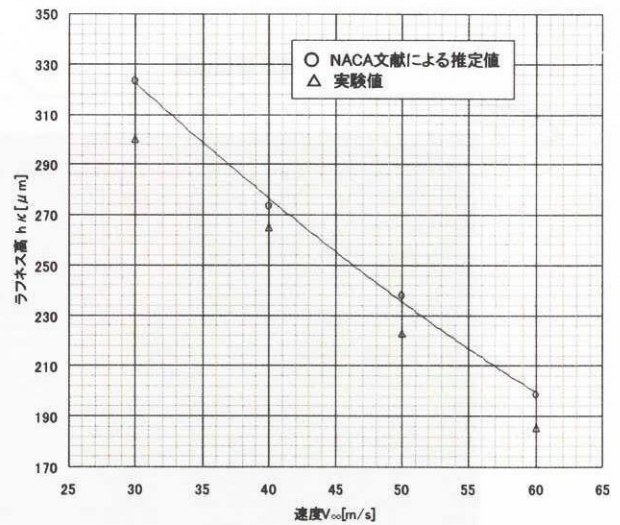
図 1 4 模型支持装置による風洞内動圧変化 (パネル法)



図15 ラフネス貼付写真 (ガラスビーズ)



(a) ラフネス高と抵抗係数の関係



(b) 推測値と実験値の比較

図16 抵抗計測による必要ラフネス高の推定 ($\alpha=2^\circ$)