

ウェークトラバースによる空力特性推算法の研究

鈴木幸生、生越博景、山縣邦紘、山口洋一、園田精一、藤本朗（川崎重工業株式会社）

A Study of Aerodynamic Characteristics Estimation with Wake Survey

Sachio SUZUKI, Hirokage OGOSHI, Kunihiro YAMAGATA,
Youichi YAMAGUCHI, Sei-ichi SONODA, Akira FUJIMOTO (KHI)

概要

CFD 解析や風洞試験への適用を通して、ウェークトラバースによる空力特性推算法（後流評価技術）は、航空機の空力設計にとって重要な情報をもたらす“空力設計診断ツール”として有用であることが明らかとなった。

1. 背景

現在、風洞試験における空気力は天秤による計測が主流であるが、風試模型の後流を計測（ウェークトラバース）し、その物理量を処理することによっても抗力及び揚力を推算することが可能であり、その方法が近年報告されている。この計測技術は、現在米国ボーイング社にて実用化¹⁾²⁾されているものの国内における適用例の報告は少数³⁾であり、実用的な風試技術として確立されていないのが現状である。この技術は、従来の天秤による計測では分析できなかった抗力成分（形状抗力、誘導抗力、造波抗力）の分離、及び揚力を含めた翼幅方向の分布を推算可能とし、空力設計時に課題となる抗力発生部位の特定や、その抗力発生量の大小等の定量的な分析を可能とするものである。

本研究の目的は、このように空力設計に有益な情報をもたらすウェークトラバースによる空力特性の推算技術を獲得することであり、次期開発プロジェクト等における空力設計、及び性能確認試験に向けて、本推算法を実用的な風試技術として確立することを目標としている。なお、本研究⁴⁾は日本航空宇宙工業会殿からの委託研究として実施したものである。

2. 推算法

供試体に作用する抗力は、Betz⁵⁾等により供試体の下流における総圧損失を積分することで、2 次元抗力を算出できることが示されている。本研究

の対象とする空力特性推算法はこれらの方法を Maskell が拡張し⁶⁾、Kusunose 等が実用研究¹⁾²⁾に適用した考えに基づいている。

一般に物体に作用する抗力は、検査体積（空間）内の主流方向（X 軸方向）の運動量変化を算出することによって推算することができる。ここで、連続の式や平行壁の仮定等を導入することにより、供試体下流の検査面 S_r における積分のみで抗力を算出することができる。

$$D = \iint_{S_r} \frac{P_\infty}{R} (s - s_\infty) dy dz + \iint_{S_r} \frac{\rho_\infty}{2} (v^2 + w^2) dy dz$$

R : 気体定数、s : エントロピー
v, w : 翼幅方向、主流方向速度

第 1 積分項は“形状抗力 (Dp)”と呼ばれる抗力成分であり、第 2 積分項は“誘導抗力 (Di)”と呼ばれる抗力成分となる。この Dp には衝撃波が発生したことによる造波抗力 (Dw) が含まれる。衝撃波の発生では過度が発生しないため、境界層に起因する総圧損失領域に過度が発生する性質を利用し、Dw を抽出することができる。

3. 推算法の適用

この推算法を用いた後流評価技術の出力特性を把握するため、以下に示す 3 つの検討を実施した。それぞれの目的を以下に示す。

(1) CFD 解析結果への適用

弊社開発の CFD 解析コードで得られた供試体下流の空間物理量を用いて後流解析を実施し、これにより得られた空力特性と CFD 解析で直接得られる結果との比較を通して、揚力と抗力の翼幅方向分布の出力特性を確認する。

(2) 低速風洞試験結果への適用

低速風洞試験においてウェークトラバースによる後流計測を実施。ここで得られた物理量から後流解析を実施して空力特性を推算し、天秤による力計測結果との比較を通して形状抗力、誘導抗力の分離／出力特性を確認する。

(3) 遷音速風洞試験結果への適用

遷音速風洞試験においてウェークトラバースによる後流計測を実施。ここで得られた物理量から後流解析を実施して空力特性を推算し、天秤による力計測結果との比較を通して造波抗力の分離／出力特性を確認する。また、付加物が空力特性へ及ぼす影響の分離／出力特性も確認する。

3-1. CFD 解析結果への適用

後流評価技術を用いることにより、翼幅方向の揚力分布や抗力分布を取得することが可能となる。これら分布の出力特性を把握するためには、あらかじめその分布を把握しておくことが必要となるが、風洞試験でその分布の詳細を把握するのは困難である。

これに対し、CFD 解析を用いれば比較的簡単に揚力分布と抗力分布を取得することができる。この特性を利用し、CFD 解析による翼幅方向出力特性の把握を試みた。本検討には、弊社で開発した CFD コード「UG3」⁷⁾を用いた。

通常の CFD 解析に用いられる空間格子は物体表面近傍の流れ場を詳細に捉えることを主目的としている場合が多く、物体の遠くない下流における後流（総圧欠損）分布は急激に拡散する。そこで、本研究では主翼の後流が通過する下流部分に比較的密な格子を配置した特殊な空間格子を作成した。この格子を図 1 に示す。この図は η （= y 座標を半翼幅で無次元化した値）= 0.5 における空間格子の状況を示している。尚、この計算格子は半裁で、総要素数（非構造格子の総セル数）は 267 万である。

この計算格子を用いて CFD 解析し、後胴後端直後の総圧比分布と主流方向渦度分布を図 2 に示す。この時の解析条件は以下の通り。

- ・一様流マッハ数 : 0.75
- ・CL : 0.5
- ・レイノルズ数 : 3×10^6 (MAC)
- ・乱流モデル : Baldwin-Barth (全場乱流)

図 2 の結果から、主翼の後流は比較的拡散することなく、胴体後端直後の計測断面に到達していることが分かる。また、翼端渦の強い旋回流が捕らえられると同時に、翼端渦中心の総圧損失も明確に捕らえることができていたのが分かる。これらの空間情報を利用し、2 章にて示した手法を用いて空力特性を得るべく後流解析を試みた。

3-1-1. 翼幅方向の揚力分布 (Cl 分布)

後流評価技術により得られた翼幅方向 Cl 分布を図 3 に示す。この Cl 分布は、ある断面の 2 次元揚力係数 Cl とその断面の局所翼弦長 C の積を空力平均翼弦長で無次元化したものである。これらの分布と比較すべきものとして CFD 解析から直接得られた Cl 分布も示す。(図中のシンボル) これは各 η での表面圧力分布を抜き出し、その分布を積分することで得られたものである。

これらの分布から、後流評価技術で得られる Cl 分布は、胴体付近と翼端付近で若干の差異はあるものの、CFD 解析で得られる表面圧力分布を積分して得られる Cl 分布とほぼ一致することが分かった。

比較のために主翼翼端後縁直後の検査断面で後流解析したところ、翼幅分布は胴体後端直後の分布に比べてその低下はほとんど見られなかったことから、この翼端付近における若干の鈍りは下流向かって変形していく翼端渦の巻き込みによるものと判断できる。

また、CFD 解析から算出した胴体部の落ち込みが後流解析のものと異なる原因は、後胴が胴体後端に向かって絞られているので、翼胴結合部における Cl 分布の落ち込みがその絞りに沿って内側に曲げられたことが原因と判断できる。

3-1-2. 翼幅方向の抗力分布 (Cd 分布)

形状抗力 (C_{dp}) と誘導抗力 (C_{di}) を足し合わせることで得られる翼幅方向 Cd 分布を図 4 に示す。図中の○は CFD 解析で得られる物体表面の情報(圧力、壁面剪断力)を用いて各 η の断面 Cd を算出したものである。

これらから後流解析結果は定性的に一致することが分かった。ただし、翼端付近や胴体部での差異が見られるが、これは 3-1-1 項と同様に、主翼の後流が胴体後端直後の検査面に到達するま

でに、翼端渦や翼胴結合部、或いは胴体形状の影響を受けたことによるものである。従って、供試体下流の検査面で後流解析して得られる翼幅方向の分布は、このように周囲の影響を受けたものであることを念頭において評価する必要がある。

なお、この時の CFD 解析から直接得られた CL と CD に対して、後流解析で得られた CL と CD を表 1 にまとめる。この結果から、CL はほぼ一致したといえる。また、CD についても若干の差異はあるものの、数値粘性等を考慮するとこの推算値は妥当であると考えられる。

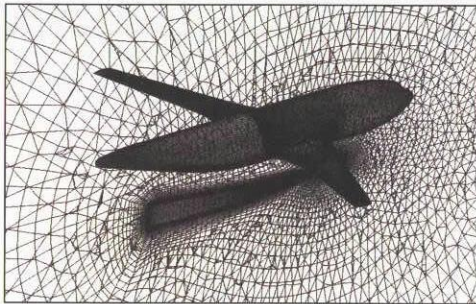


図 1 CFD 解析用計算格子 (DLR-F4)

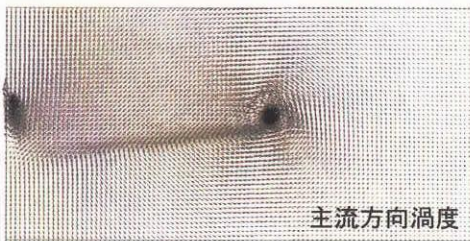
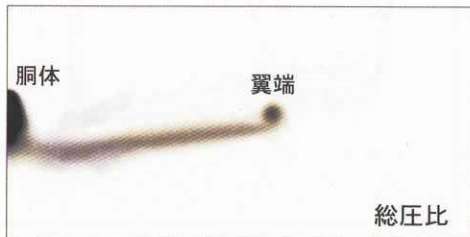


図 2 胴体後端直後の後流分布

表 1 空力特性比較

($M=0.75$, $Re=3 \times 10^6$, 胴体後端直後)

	後流解析	CFD 解析
CL	0.496	0.500
CD.total	0.0313	0.0304
CDi	0.0088	
CDp	0.0225	

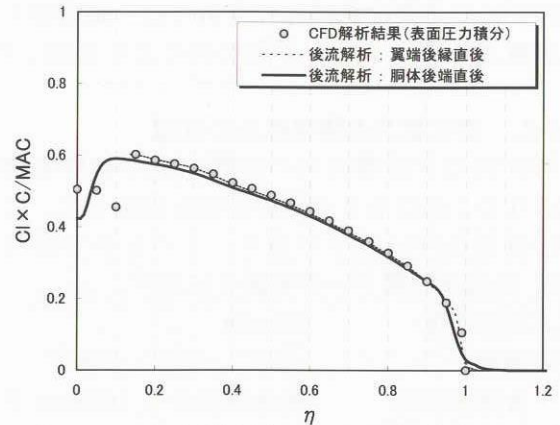


図 3 CFD 解析結果を用いた翼幅方向 Cl 分布
($M=0.75$, $CL=0.5$, $Re=3 \times 10^6$)

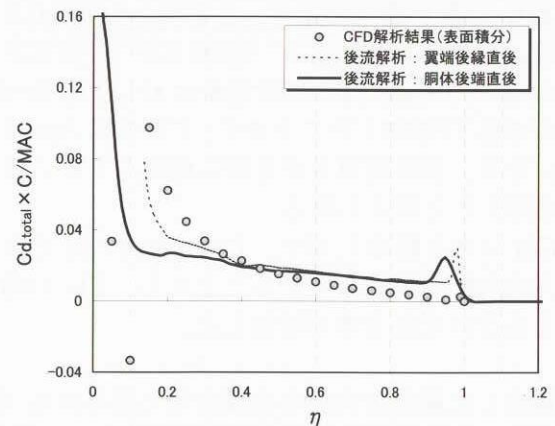


図 4 CFD 解析結果を用いた翼幅方向 Cd 分布
($M=0.75$, $CL=0.5$, $Re=3 \times 10^6$)

3-2. 低速風洞試験結果への適用

後流評価技術は物体の抗力をその性質によって分解することができ、大きくは形状抗力と誘導抗力の二つに分類できることは既に述べた。これらの抗力について実際の風洞試験を通してその特性を把握するため、まずは造波抗力の発生しない低速風洞試験で、形状抗力と誘導抗力の分離／出力特性の把握を試みた。

3-2-1. 試験装置

試験は弊社の低速風洞で実施した。計測に用いた供試体は図 5 に示す一般的な輸送機形状で、問題を単純化するために翼胴形態とした。

後流評価技術に必要な後流データは、後流検査面における速度ベクトルと総圧である。これらを取得するために、先端が直径 6mm の球形 5 孔ヨーメータを用いることとし、これを測定部上方に設置された 3 軸のトラバース装置を用いて位置制御した。

また、後流データを用いて後流解析した際の比

較のために必要な供試体の空気力は、測定部下方に設置されたピラミッド型天秤により計測した。

3-2-2. 形状抗力と誘導抗力の分離

形状抗力と誘導抗力の分離／出力特性を把握するため、異なる3迎角の計測を実施した。この時の計測条件は以下の通り。このなかで迎角が 8.2° の後流計測データを図6に示す。

- ・主流速度 : 30 m/s
- ・迎角 : -2.6° , $+2.5^\circ$, $+8.2^\circ$
- ・後流検査面 : 胴体後端から100mm下流
- ・後流計測間隔 : 10mm

計測した後流データから算出した翼幅方向のCdp分布を図7に示す。この図から $\eta > 0.2$ における分布に着目すると、迎角 -2.6° の分布と迎角 $+2.5^\circ$ のCdpはほぼ同程度に対し、迎角 $+8.2^\circ$ のCdpは増加したことから、主翼の圧力回復が急になり、境界層厚さが急激に増加したか、或いは剥離したと考えられる。

Cdi分布を図8に示す。このCdiはCl分布の η 方向勾配に依存していることから、CLの増加にともないCdi分布が増加した。

算出した翼幅方向分布を積分して得られるCLとCDの迎角特性を図9、揚抗特性を図10に示す。これらから以下の知見を得ることができた。

- ・後流評価技術で得られたCL後流は、天秤で計測したCL天秤と良い一致を示す。
- ・後流評価技術で得られたCdi後流は、供試体の幾何形状から予測したCdiとほぼ一致したことから、その出力特性はほぼ妥当といえる。
- ・後流評価技術で得られたCD_{total}後流(=Cdi後流+CDp後流)は、CD天秤と概ね一致したことから、CDpの出力特性は概ね妥当といえる。

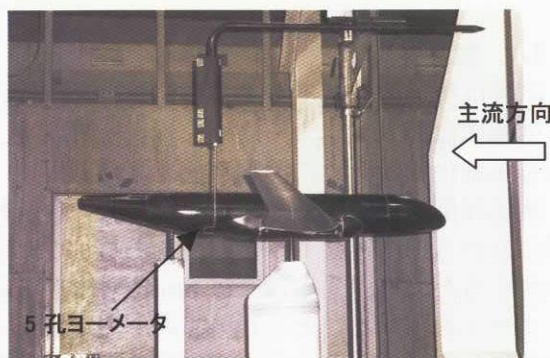


図5 低速風洞試験で用いた供試体(全幅 1.6m)

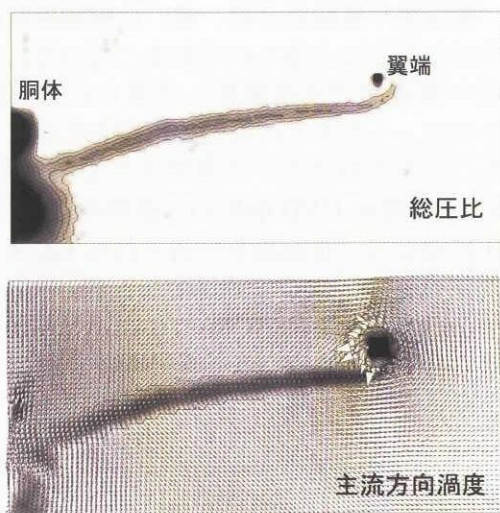


図6 胴体後端直後の後流分布
($U_\infty=30\text{m/s}$, $\alpha=8.2^\circ$)

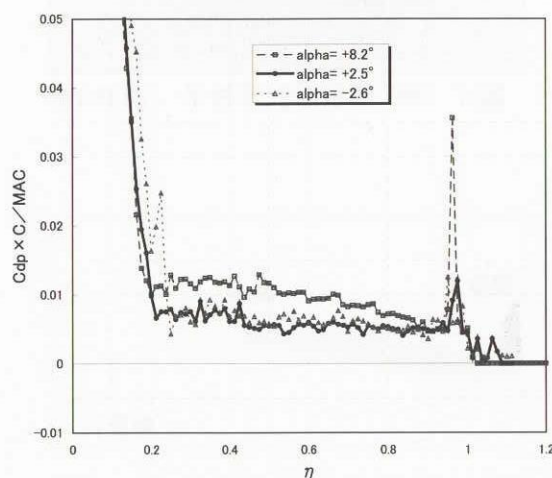


図7 Cdp分布 ($U_\infty=30\text{m/s}$)

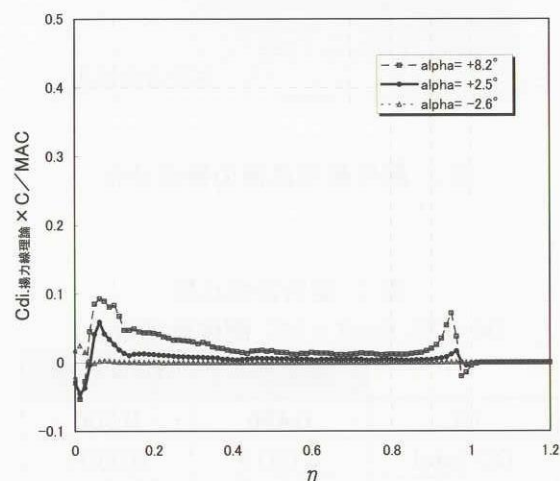


図8 Cdi分布 ($U_\infty=30\text{m/s}$)

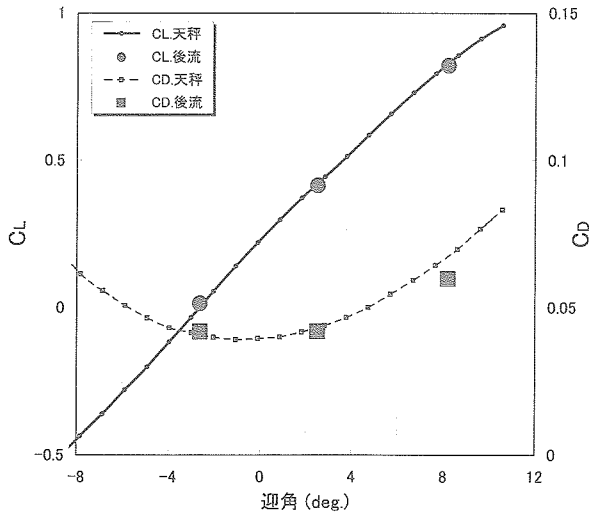


図 9 迎角特性 ($U_{\infty}=30\text{m/s}$)

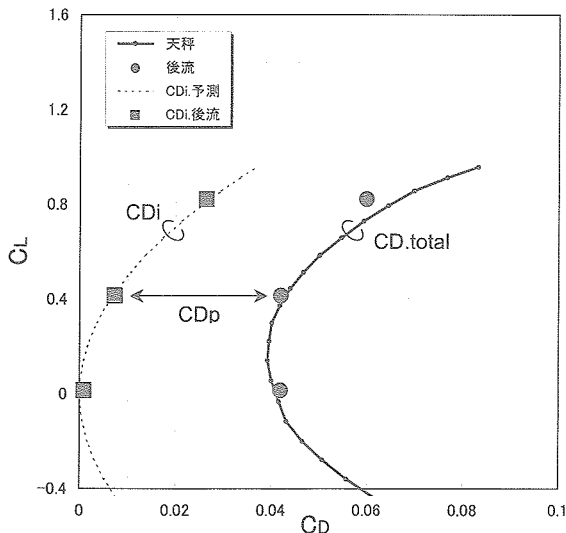


図 10 揚抗特性 ($U_{\infty}=30\text{m/s}$)

3-3. 遷音速風洞試験結果への適用

ここでは造波抗力の分離特性を把握するため、造波抗力の発生する遷音速風洞試験でその分離／出力特性の把握を試みた。更に、付加物が空力特性へ及ぼす影響の分離／出力特性も確認する。

3-3-1. 試験装置

試験は弊社の 1m 遷音速風洞で実施した。計測に用いた供試体は一般的な輸送機形状で、翼胴形態を基準とした。尚、この遷音速風洞試験では付加物の有無による後流解析への影響を把握するため、図 11 に示す推進部付き形態でも試験を実施した。

後流解析に必要なデータは、先端の直径が

5mm のピラミッド型 5 孔ヨーメータを用い、これを供試体下流のスティング・ポッドに取り付けて位置制御を行った。

また、後流データを用いて後流解析した際の比較のために必要な供試体の空気力は、内蔵天秤により計測した。

3-3-2. 造波抗力の抽出

造波抗力の分離／出力特性を把握するため、異なる 3 迎角の計測を実施した。この時の計測条件は以下の通り。

- ・主流マッハ数： 0.8
- ・レイノルズ数： 1.5×10^6 (MAC)
- ・迎角： -0.5° , $+1.8^\circ$, $+3.1^\circ$
- ・後流検査面： 胴体後端から 185mm 下流
- ・後流計測間隔： 5mm

計測データを後流解析して得られた翼幅方向 C_{dp} 分布と、後流計測面内の渦度を用いて造波抗力 (C_{dw}) を抽出した結果を図 12 に示す。これらの図から、迎角が $+3.1^\circ$ の時に η が 0.4 以上において C_{dw} が増加しているのを確認でき、上述の C_{dp} 増加の原因は剥離ではなく、衝撃波によるものであることが分かった。

これらの C_{dw} 分布を積分して CD_w を算出したところ、図 13 に示すように、 CL の増加に伴い CD_w が増加する様子を捉えることができた。また、 CD_w のオーダーも妥当であることを確認することができた。

3-3-3. 付加物の影響把握

供試体にフロースルー形式の推進部を付加して、その影響を後流評価技術により把握することを試みた。この時の計測条件は迎角を 1.8° に固定し、推進部を付加したことによる CL と CD の変化分 (ΔCL 、 ΔCD) の出力特性を調査した。

このとき計測した総圧比分布を図 14 に示し、これを用いて算出した C_{dp} 分布を図 15 に示す。この分布から、推進部の影響が及ぶ範囲とその度合いを特定できることが分かる。

更に、この時の ΔCL と ΔCD を算出し、天秤出力値と比較したところ、表 2 に示すように Δ は非常に良い一致を示すことがわかった。このことから、後流評価技術は天秤計測並に付加物の影響 (ΔCL 、 ΔCD) を把握することができ、優れた能力を有しており、非常に有効な“空力設計診断ツール”であることが分かった。

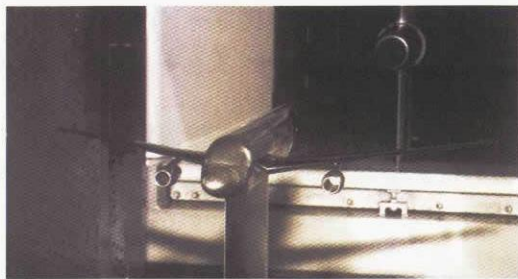


図 11 遷音速風洞試験で用いた供試体
(全幅 0.587 m)

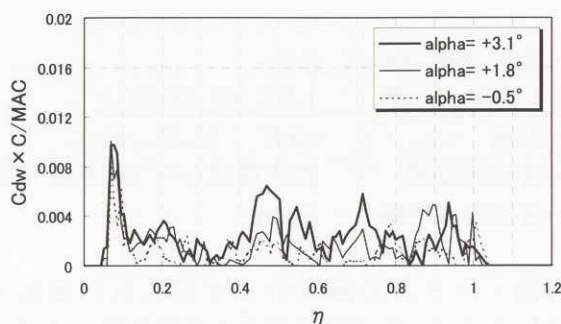


図 12 Cdw 分布 ($M=0.8$, $Re=1.5 \times 10^6$)

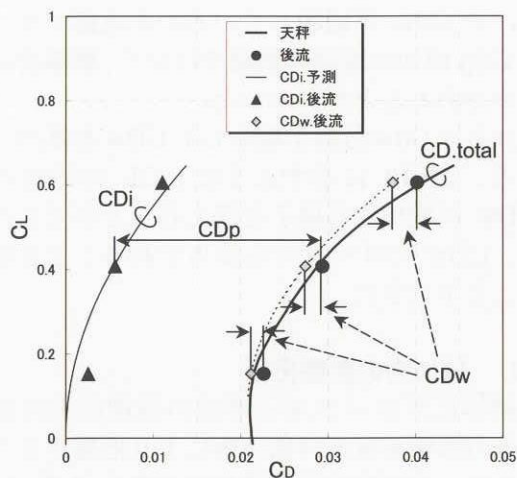


図 13 揚抗特性 ($M=0.8$, $Re=1.5 \times 10^6$)

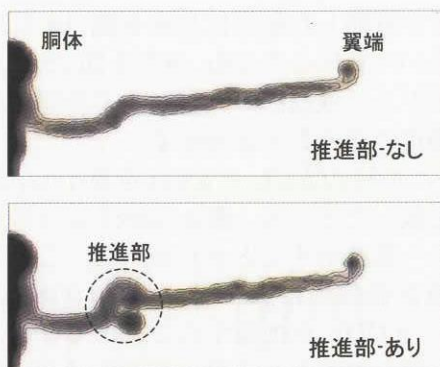


図 14 推進部の有無による総圧比分布の変化
($M=0.8$, $\alpha=1.8^\circ$, $Re=1.5 \times 10^6$)

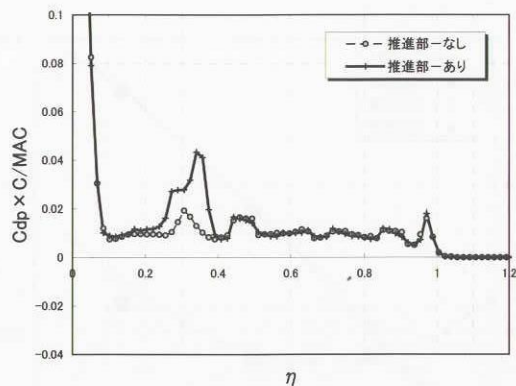


図 15 推進部の有無による Cdp 分布の変化
($M=0.8$, $\alpha=1.8^\circ$, $Re=1.5 \times 10^6$)

表 2. 推進部の有無による空気力の変化
($M=0.8$, $\alpha=1.8^\circ$, $Re=1.5 \times 10^6$)

		推進部 なし	推進部 あり	差分
天秤出力	CL	0.408	0.375	-0.033
	CD	0.0287	0.0300	+0.0013
後流解析	CL	0.408	0.375	-0.033
	CD.total	0.0294	0.0308	+0.0014
	CDi	0.0056	0.0050	-0.0006
	CDp	0.0238	0.0258	+0.0020

4. まとめ

本研究で得られた知見を以下にまとめる。

- ・ 後流評価技術で得られる翼幅方向の揚力分布と抗力分布は、CFD 解析で直接得られる分布（表面積分結果）とほぼ一致するが、翼端や胴体付近の分布に若干の差異が見られる。
- ・ 後流評価技術で得られた空気力は、天秤で計測した空気力と良い一致を示す。
- ・ 後流評価技術は天秤計測並に付加物の影響を把握することができる、優れた能力を有しており、非常に有効な空力設計診断ツールである。

本研究の実施にあたっては、日本航空宇宙工業会殿に大変お世話になりました。この場をお借りしてお礼申し上げます。

引用文献:

- 1) AIAA 99-0275, 2) SAE Paper 97 5535,
- 3) NAL SP-51, pp.9-14, 4) SJAC 革新研究報告書 No.1305, 1402, 5) ZFM 16, 42 (1925),
- 6) RAE Technical Report 72232 (1972),
- 7) 嶋: “三次元非構造格子 NS ソルバーUG3”, 第 11 回航空機計算空力シンポジウム (1996)