

飛行実験におけるCFD解析

○石川敬掲（三向ソフトウェア開発），吉田憲司，郭東潤，川上浩樹，徳川直子（宇宙航空研究開発機構）

CFD Analysis on the Flight Test of Supersonic Experimental Airplane(NEXST-1)

Hiroaki Ishikawa(Sanko Soft Co. Ltd),

Kenji Yoshida, Dong-Youn Kwak, Hiroki Kawakami and Naoko Tokugawa (Japan Aerospace Exploration Agency)

Key Words : SST, Computational Fluid Dynamics, Flight Testing

Abstract

Flight test on supersonic experimental airplane(NEXST-1) was conducted successfully by Japan Exploration Agency on October ,2005. A lot of aerodynamic data on the flight test were obtained. In this study those flight test data were compared with the numerical analysis to validate the design technologies. The effect of the additional parts, the aeroelastic deformation and boundary layer transition were taken into account in the CFD analysis for higher accuracy. Then this comparison highlighted the quantitative benefit of the natural laminar flow wing design concept.

1. はじめに

2005年10月10日に宇宙航空研究開発機構(JAXA:Japan Aerospace Exploration Agency)によって小型超音速ロケット実験機(NEXST-1:National Experimental Supersonic Transport)の飛行実験が行われた¹⁾。飛行実験では、空気力、表面圧力、境界層遷移に関するデータが取得されており、本研究ではこれらのデータとCFD(Computational Fluid Dynamics)解析を通し空力設計コンセプト²⁾の妥当性の明確化を試みた。CFD解析はMach数0.6~2.0の範囲でおこなった³⁾が、特にNEXST-1の設計Mach数である $M=2$ 付近については、CFD解析ソルバの検証⁴⁾、付加物の効果^{5,6)}、空力弾性変形⁷⁾、境界層遷移⁸⁾を考慮することでCFD解析の高精度化を図った。自然層流翼の設計コンセプトを取り除いた比較用形状を作成し、CFD解析を通してNEXST-1の最も重要な設計コンセプトである自然層流翼の効果を定量的に把握することを試みた。

2. CFD解析手法

CFD解析はJAXAで開発されたマルチブロック構造格子ソルバUPACS(Unified Platform for Aerospace Computation Simulation)を用いた⁹⁾。UPACSによる数値計算はセル中心有限体積法で離散化し、対流項の計算はRoeスキームで行い、MUSCL3次精度で高精度化している。乱流モデルはSpalart Allmarasモデル(SAモデル)を用いた。また本研究では複雑形状の数値解析や乱流モデルの検証のために、東北大で開発されJAXAで改良された非構造格子用解析コードTAS(Tohoku university Aerodynamic Simulation)を検証用に用いた⁵⁾。TASでは、SAモデルとSST(Shear Stress Transport)モデルによる乱流解析が可能である。ここで、同条件、同形状、同乱流モデル(SA)におけるUPACSとTASの計算結果は、空気力および表面圧力分布ともにほぼ一致し

ており、TASでの推算結果をUPACSの計算結果の考察へ反映可能であることは既に検証済みである^{4,5,6)}。

3. 飛行実験とCFDの比較

3-1 飛行実験結果と初期CFD解析の比較

“計測フェーズ”および“還音速・回収フェーズ”を含む飛行実験のMach数および迎角履歴を図1に、縦3分力の履歴および各代表点におけるCFD解析結果を図2に示す。CFD解析は付加物や操舵のない形状(以後、Clean形状)について全面乱流計算を行った。全体として定性的な傾向が良く一致しているが、図2(a)の揚力係数 C_L は全てのケースにおいてCFDが飛行実験よりも低い値である。抗力係数 C_D は α -sweepフェーズではCFDが飛行実験値より大きく、 Re -sweepから帰還フェーズの $M=1.2$ までは小さく、その後 $M=1.1 \sim 0.6$ で大きくなる傾向がある(図2(b))。ピッチングモーメント係数 C_m は全体的に飛行実験値よりもCFDが大きめであることがわかった。これらの誤差をもたらす要因について $Mach=2.0$ 付近の計測フェーズに関して以下に示す詳細な検証を行った。

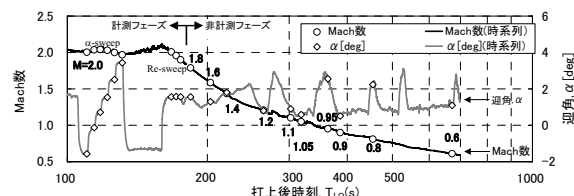
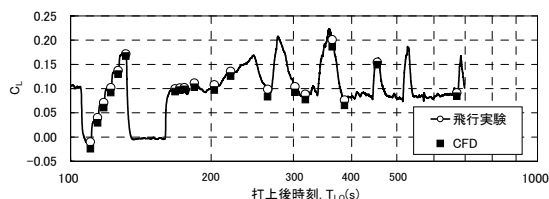


図1 飛行実験のMach数と迎角の履歴



a) 揚力係数, C_L

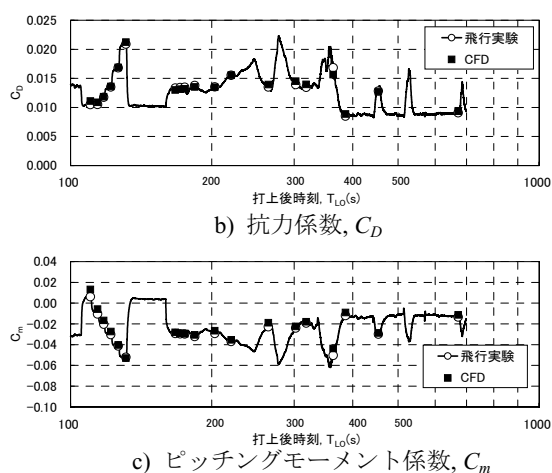


図2 飛行実験とCFDの空気力データ比較

3-2 CFD解析の高精度化

1) CFD解析の高精度化への試み

2006年10月に“4th SST-CFD Workshop”⁴⁾が開催され、飛行実験の空力データとCFD解析との比較および両者の差について議論され、概ね両者は一致するものの一部の表面 C_p 分布、 C_L - α の傾斜、 C_D の絶対量に若干の差が見られその原因について活発な意見交換がされた。我々はワークショップで議論された内容をもとにさらなるCFD解析の高精度化を図った。以下に飛行実験の空力データおよびCFD解析の高精度化のために、主にCFD解析を通して行われた検討項目を列挙する。

- 5孔ピトープローブ(ADS)の精度
- 尾翼・エルロン操舵の影響
- 機体形状（特に主翼形状）の再検討
- CFD解析ソルバの検討
- 付加物の影響
- 乱流モデルの違いによる影響
- 空力弾性変形の影響
- 境界層遷移の影響

a) ADSの精度については、気流特性が改善された改修後の風洞で再計測を行い、新たなエアーデータマップを作成することで精度を向上させた。同時にADSのCFD解析を行い Re 数依存性がないことを確認、つまり風洞試験から得られたエアーデータマップが飛行実験にも適用可能であることを確認した。b) 尾翼やエルロン操舵を模擬したCFD解析を行いそれぞれの影響が C_p 分布に影響を与えないこと、および風洞試験から得られた空力モデルを飛行実験の空力データへ補正することに問題ないことを確認した。c) 機体形状に関しては、飛行実験後に実機形状の3次元計測を行うとともに、異なる翼厚(±7%まで調査)形状のCFD解析を行ったが、 C_p 分布へ影響及ぼす原因がないことを確認した。c) CFD解析ソルバの検討については、“4th SST-CFD Workshop”にて、CFD解析手法の異なる四者の解析結果がほぼ一致しており⁴⁾、本CFD解析手法が妥当であったことが示されたため、ワ

ークショップで検討不十分であったe)~h)について以下で報告をする。

2) 付加物の影響

実際の実験機には図3に示す付加物が存在するが、構造格子のCFD解析ソルバUPACSで付加物を含む計算は困難であるため、非構造格子のCFD解析ソルバ“TAS”によりその影響を推算した。本研究で注目した付加物は1)5孔ピトープローブ(ADS:Air Data System)、2)全温度センサー(TAT)、3)機体モニタ用カメラ(Camera)、4)後方結合部穴(ロケットと実験機の結合穴:Pit-joint)である。図4は表面 C_p 分布を示したもので、カメラの影響で局所的な変化はあるものの全体的な C_p 分布に差がないことがわかる。図5は付加物が空気力に与える影響を示しており、 C_L, C_m からは両者に有意な差は認められない。 C_D 値に関してはDrag polar曲線の放物線の開きに差がないものの C_D 方向のオフセットのみ確認でき、付加物により C_D 値が約8cts(1cts= 10^{-4})だけ増加している。また風洞試験からは6ctsの抵抗増加が見積もられており⁵⁾、この6~8ctsの増加量をClean形状のCFD解析は考慮しなければならない。

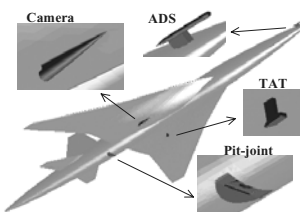


図3 飛行実験機の付加物

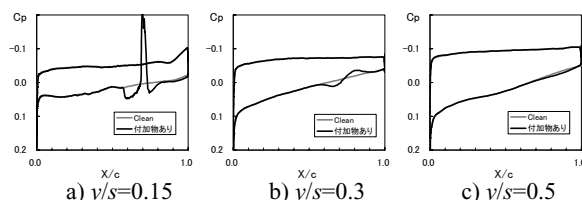


図4 付加物による表面圧力の影響

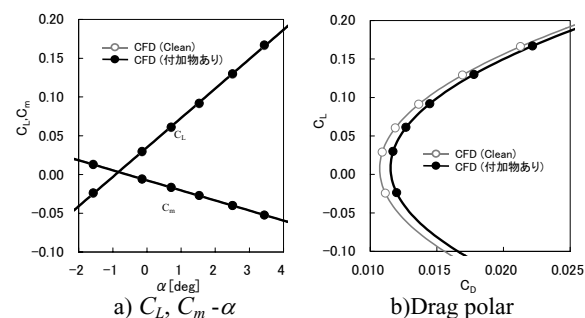


図5 付加物の空気力比較

3) 乱流モデルの検討

図6は乱流モデルにSAモデルとSSTモデルを用いて α -sweepフェーズのCFD解析をした結果である。全ての迎角でSSTモデルのほうがSAモデルよりも抵抗が約4cts低く、この差が圧力抵抗によるものでなく摩擦抵抗の差

であることがわかった。局所的な摩擦係数を両者で比較し、この抵抗値の差が局所的な要因ではなく機体表面全体でSAモデルのほうが摩擦力が大きいことに起因することもCFD解析結果よりわかった。ここでは、乱流モデルの優劣に関する議論は避け、上記の差があることを念頭におき以後の詳細な解析を進めることとする。

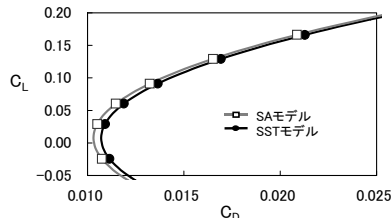


図6 乱流モデルによる C_D 値の影響(α -sweepフェーズ)

4) 空力弾性変形

ここまでのCFDで用いた形状は設計点で抵抗低減されるように設計された空力設計形状である。しかしながら実験機は飛行中に空気力を受け弾性変形しており、実験とCFDの詳細な比較を行うためには各飛行条件における空力弾性変形形状を用いる必要がある。そこで飛行実験条件におけるCFD解析から得られた空力荷重より静的弾性変形解析し空力弾性形状を求めた⁷⁾。これまでは胴体のみを考慮したものであったが、本解析では胴体と主翼を包含した構造モデルより弾性変形解析をおこないADSの迎角補正も行った。図7は最も変形量の大きい翼端における変位(図7-a)とねじり角(図7-b)を空力設計形状(AS)と弾性変形形状(ES)で比較したものである。弾性変形することで、低迎角では翼端が下方へ垂れ下がりねじり下げが緩和され、高迎角では翼端が上方へ変位しねじり下げが強くなることをわかる。

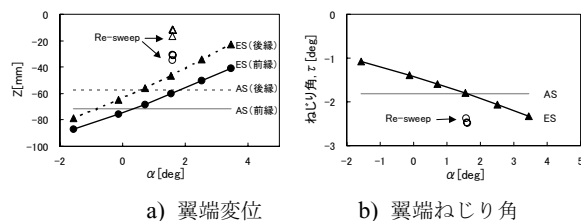


図7 空力設計形状と弾性変形形状の比較

5) 境界層遷移の模擬

超音速自然層流翼を有するNEXST-1の抵抗値の詳細な検討を行うには遷移位置情報を得て層流域と乱流域を区別してCFD解析する必要がある。そこで、CFD解析における遷移位置を飛行実験の遷移に関する計測データより遷移境界線を胴体および主翼ともに決定し⁸⁾、それより前方を層流、後方を乱流となるように切り替えてCFD解析を行った。飛行実験の遷移データから、設計迎角に最も近い α_4 (α -sweepフェーズの4番目)の層流域が大きいことがわかってい

3-3 飛行実験結果と最終CFD解析の比較

1) 表面圧力分布

図8は α_2 (α -sweepフェーズの2番目)、また図9は α_4 における飛行実験とCFD解析の表面圧力分布の比較を示す。飛行実験データのエラーバーは計測誤差から算出した値で $\Delta C_p = \pm 0.0115$ である。 α_2 の C_p 分布(図8)を見ると、空力設計形状(AS)と弾性変形形状(ES)は翼端付近で差があり、ESが飛行実験に近くなる傾向がある。CFDと飛行実験を比較すると下面、および内翼側($y/s=0.15 \sim 0.5$)では上面においてもエラーバーを越える差が確認できる。一方、設計点に近い α_4 の C_p 分布(図9)を見ると、ASとESの差はほとんどない、これは空力設計形状(AS)が設計点付近で弾性変形形状に等しくなるように設計されているためである。 α_4 におけるCFD解析結果は、ほとんどが実験計測値のエラーバーの範囲内に収まっており、主翼上面の前縁で C_p が急激に立ち上がった後に平らになるという自然層流翼設計のターゲット C_p 分布の傾向²⁾を捉えていることがわかる。飛行試験条件とCFDの差が生じる原因については、先に示したように付加物の影響の解明、また弾性変形解析の高度化、ADSのデータマップの精度向上、実機主翼形状の三次元計測等を行ったが原因究明に至っていない。

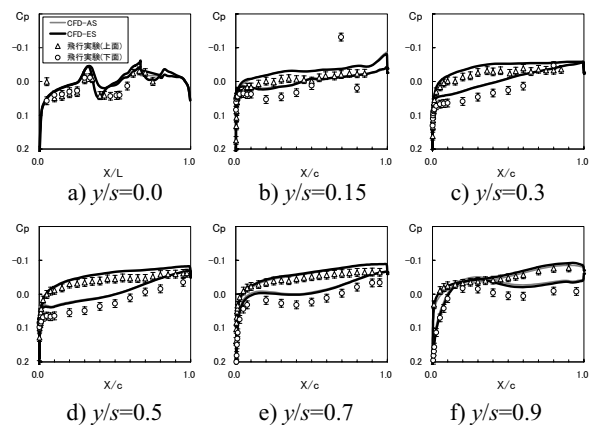


図8 α_2 における表面 C_p 分布 ($\alpha = -0.14$ deg)

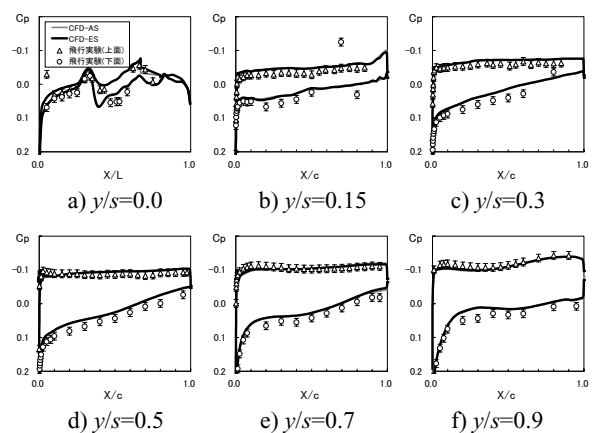


図9 α_4 における表面 C_p 分布 ($\alpha = 1.53$ deg)

2) 空気力

空気力の比較をする上で注意すべきことは、ここでのCFD解析は付加物のないClean形状であるということ

ある。先の検証により以後のClean形状のCFD解析は付加物ありの実機形状よりも6~8cts少ない C_D 値である。図10は C_L - α および C_m - α の飛行実験とCFD解析の比較を示したもので、飛行実験には計測誤差によるエラーバー($\Delta C_L=0\sim 11$ cts, $\Delta \alpha \approx 0.1$ deg)が付記されている。空力弾性変形を考慮することでCFD解析の C_L - α の傾きが飛行実験と一致している。遷移を考慮したCFD解析結果は全面乱流の計算結果と変化がなく C_L および C_m が圧力項に依存していることが確認できた。空力弾性変形を含む最終CFD解析は全体として定性的な傾向は一致するものの迎角で0.24degのオフセットがあり、この原因は明らかになっていない。図10内の拡大図は迎角1.5deg付近の Re -sweep試験結果とCFD解析結果の C_L 値を示す。

Re -sweep条件の飛行実験とCFDのASは α -sweepのそれとは異なりオフセットは少ないが、空力弾性変形を考慮することで、 α -sweepと同等のオフセットが確認できる。これは α -sweepにおける動圧が21kPaであるのに対して Re -sweep試験における動圧は54kPaであるため翼の変形量が多いことが原因である。図11はDrag polar曲線を飛行実験とCFD解析とで比較したもので、計測誤差による C_D のエラーバーは1~3ctsである。弾性変形解析を考慮することで空力設計形状と差はあるものの同一のDrag polar曲線上を移動するのみで抵抗特性は変わらないことがわかる。飛行実験の遷移を模擬したCFD解析では全体に抵抗値が5ctsほど減少した。Clean形状のCFD解析は付加物つき形状の飛行実験の C_D 値より6~8cts大きくなるべきであるが、両者はほぼ一致しており定量的な差はあるものの、Drag polar曲線の開きは良く一致しており定性的傾向は捉えられている。図11内の拡大図は Re -sweep試験結果との比較を示しており、飛行試験結果は Re 数が異なるにも関わらず α -sweepと Re -sweepがほぼ一致している。これは、 Re -sweep時の弾性変形量が多いことと、自然層流翼効果が Re -sweepでは少ないことが起因していると推測できる。CFD解析結果からもこの定性的傾向は確認できるが、 α -sweepと Re -sweepが一致するほどではないためこの定量的な差の原因究明は今後の研究課題である。

4. まとめ

小型超音速実験機(NEXST-1)の空力設計効果を明確にするために計測データとCFD解析の比較を行った。 $M=2$ 付近の計測フェーズのみならず、帰還時の“遷音速・回収フェーズ”と呼ばれる $M=0.6\sim 1.8$ においてもCFD解析を行い両者の空気力の比較を行った。特に $M=2$ 付近の計測フェーズにおいては、付加物の効果、乱流モデルの検証、空力弾性変形の考慮、飛行実験の境界層遷移データによる遷移の模擬からCFD解析の高精度化を行い、それらが良好な結果を生み出すことを確認した。またCFD解析から実験機の自然層流翼設計の効果を定量的に示すこと（全面乱流に比べて5cts減）ができた。

また上記を含むCFD解析データベースを一般に公開³⁾することで、我が国における航空機開発およびCFD解析の発展に寄与するものと期待する。

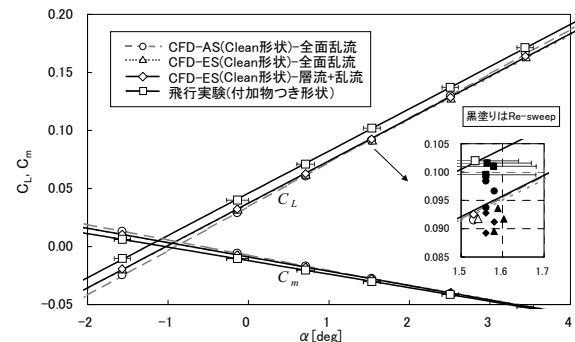


図10 飛行実験とCFD解析の C_L - α , C_m - α 比較

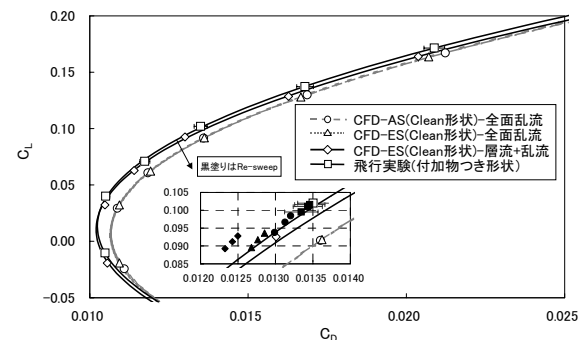


図11 飛行実験とCFD解析のDrag polar比較

参考文献

- 1) Ohnuki, T et al., "National Experimental Supersonic Transport Project," Proceedings of ICAS, 2006-1.4.1, 2006.
- 2) Yoshida, K et al., "Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan", ECOMAS 2004, 24-28 July 2004
- 3) 郭東潤, 他: 小型超音速ロケット実験機(NEXST-1)空力データベースについて, 日本航空宇宙学会 第39期年會講演會, 2A9, 2008
- 4) "Proceedings of International Workshops on Numerical Simulation Technology for Design of Next Generation Supersonic Civil Transport (SST-CFD Workshop)", JAXA-SP-06-029E, March 2007
- 5) Ishikawa, H. et al., "Numerical Analysis on Flight Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1", Journal of Aircraft, Vol.45, No.5, Sep.-Oct. 2008
- 6) 石川敬掲, 他: 小型超音速実験機NEXST-1のCFD解析, 日本航空宇宙学会 第39期年會講演會, 2A13, 2008
- 7) 川上浩樹, 他: 小型超音速実験機NEXST-1の全機静的空力弾性変形解析, 日本航空宇宙学会 第39期年會講演會, 2A12, 2008
- 8) 徳川直子, 他: 小型超音速ロケット実験機の遷移計測, 日本航空宇宙学会 第39期年會講演會, 2A11, 2008
- 9) Takaki, R. et al., "The Development of the UPACS CFD Environment," High Performance Computing, Proc. of ISHPC 2003, Springer, pp.307-319, 2003



飛行実験結果報告内容



3. (3) ロケット実験機の空力に関する飛行実験データ解析結果

飛行実験結果を評価するために必要なデータ解析、評価、設計の妥当性検証

検証総括



- ① 飛行実験による空力設計コンセプトの検証
空力設計に対する飛行実験による設計
コンセプトや設計手法の妥当性検証

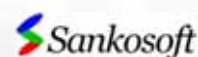
詳細内容



- ② 飛行実験における力および圧力特性解析
飛行実験データの詳細解析および成果
- ③ 飛行実験におけるCFD解析
高精度CFD解析および成果
- ④ 飛行実験における遷移解析
飛行実験の境界層遷移データ詳細解析
および遷移予測技術の成果

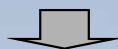
Contents

1. 目的
2. CFD解析の検証
3. 飛行実験 vs. CFD
 - CFD解析の高精度化
 - ー 付加物効果
 - ー 乱流モデル
 - ー 空力弾性変形
 - ー 境界層遷移
 - 自然層流翼効果
4. まとめ



目的

- CFD解析よりNEXST-1空力設計コンセプトおよび設計手法の妥当性を検証する。



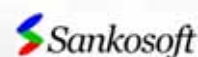
＜CFD解析の高精度化＞

- 付加物の影響
- 乱流モデルの検証
- 空力弾性変形の考慮
- 境界層遷移の模擬



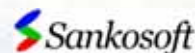
＜NEXST-1 設計コンセプトの妥当性＞

- 自然層流翼(NLF翼)効果の検証



NEXSTプロジェクトにおけるCFD解析

1997	NEXST project start !	
1998	-1st SST-CFD Workshop →	次世代超音速機の数値シミュレーション 利用技術に関する国際ワークショップ
1999	風洞試験	
2000	-2nd SST-CFD Workshop	
	JAXA 1m × 1m 超音速風洞改修	2000ケース以上のCFDを実施！ 内200ケースをNEXST-DBへ公開
	UPACS リリース	
2001	CFD解析 (vs. 風洞試験)	
	-3rd SST-CFD Workshop →	Wind tunnel test vs. CFD
2002	FLIGHT TEST	
2005	CFD解析 (vs. 風洞試験)	
	FLIGHT TEST !	→ 成功 !
2006	CFD解析 (vs. Flight Test)	
	-4th SST-CFD Workshop →	Flight test(1 st data) vs. CFD
2007	風洞試験	
	CFD解析 (vs. Flight Test)	
2008	小型超音速実験機飛行実験データ解析完了報告会	



Contents

1. 目的
2. CFD解析の検証
3. 飛行実験 vs. CFD
 - ・ CFD解析の高精度化
 - 付加物効果
 - 乱流モデル
 - 空力弾性変形
 - 境界層遷移
 - ・ 自然層流翼効果
4. まとめ



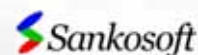
再風洞試験

- ・ 1999年 第1回目 風洞試験
- ・ 2007年 最終風洞試験 → 公開データベース用



最終風洞試験での主な変更点

1. 2000年 JAXA 1m×1m 超音速風洞 ノズル改修
2. 風試模型再製作
3. データ解析 補正精度向上
4. ラフネス変更(Disk型→Tape型) Cp分布取得時はラフネスなし



CFD解析方法

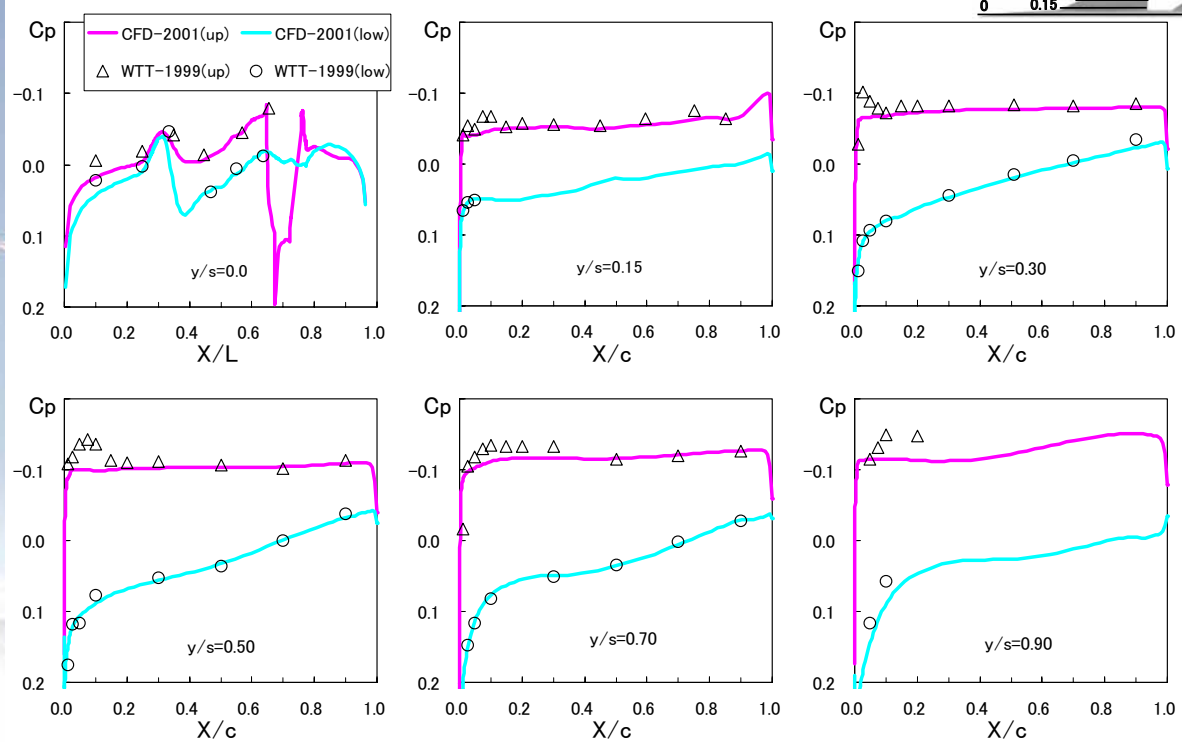
	2001年	2005年
CFD	UPACS	UPACS
格子	構造格子	構造格子
支配方程式	RANS	RANS
乱流モデル	BL	SA
Flux comp.	Roe 2 nd order	Roe 3 rd order
limiter	minmod	no
Time integration	MFGS	MFGS
Grid points	2.26 million	4.38 million (衝撃波解像度,翼格子数増)

BL=Baldwin Lomax model

SA=Spalart Allmaras model



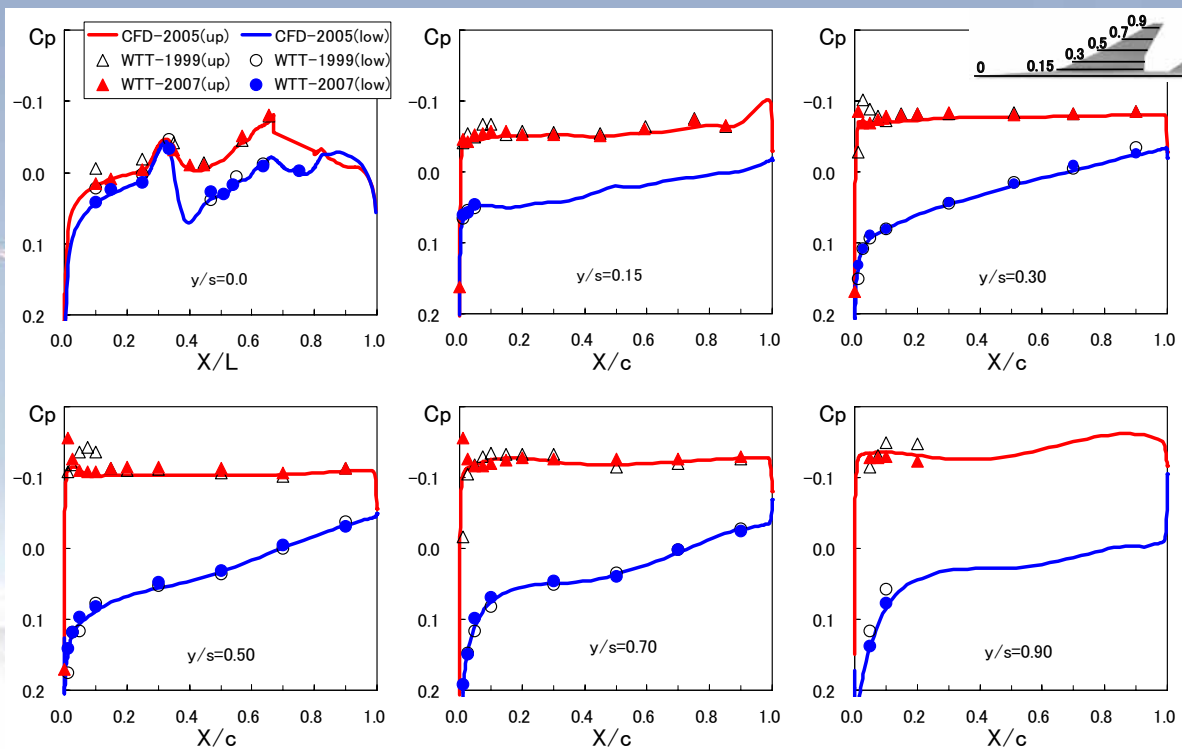
旧風洞試験vs.旧CFD Cp 分布: $M=2, \alpha = 2^\circ$



- ・ 前縁部分および翼端付近で差があるが概ね一致

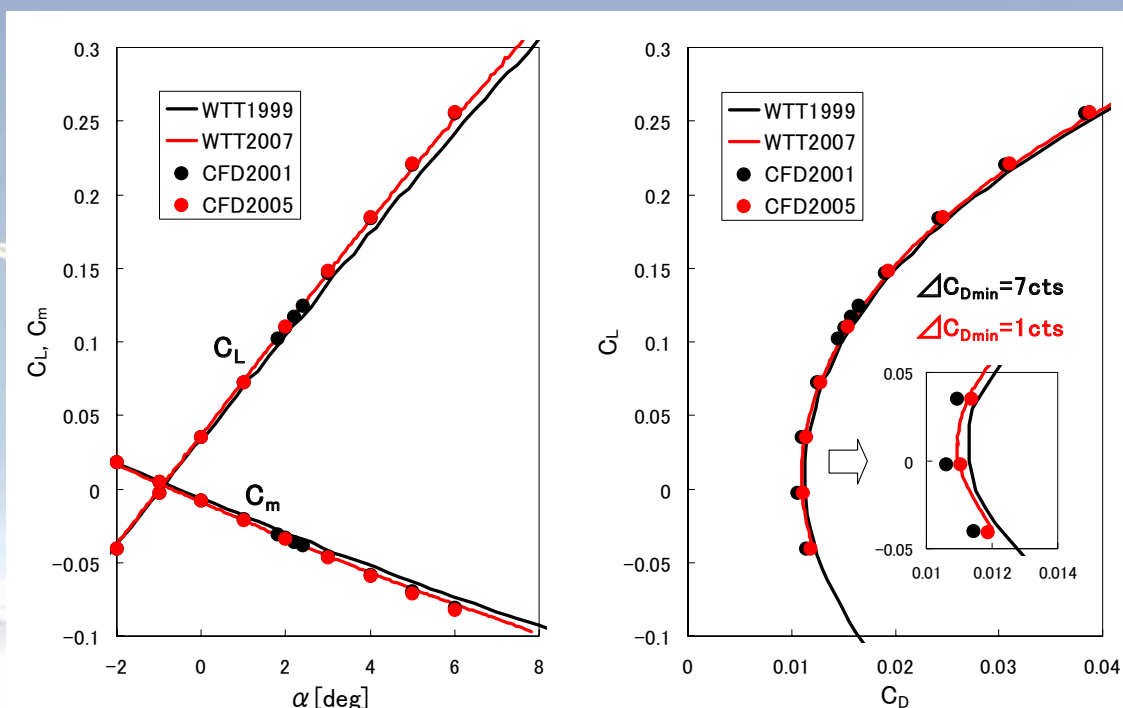


風洞試験vs.CFD(最終結果) Cp 分布: $M=2, \alpha = 2^\circ$

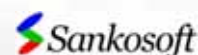


- ・ 旧CFDと最終CFDの間に有意な差はない
- ・ 最終風洞試験結果がCFDに近い値となった



風洞試験 縦3分力: $M=2$, $\alpha = 2^\circ$ 

- 最新のCFDおよび風洞試験はほぼ一致
- C_{Dmin} が旧解析では7ctsの差に対して新解析は1cts

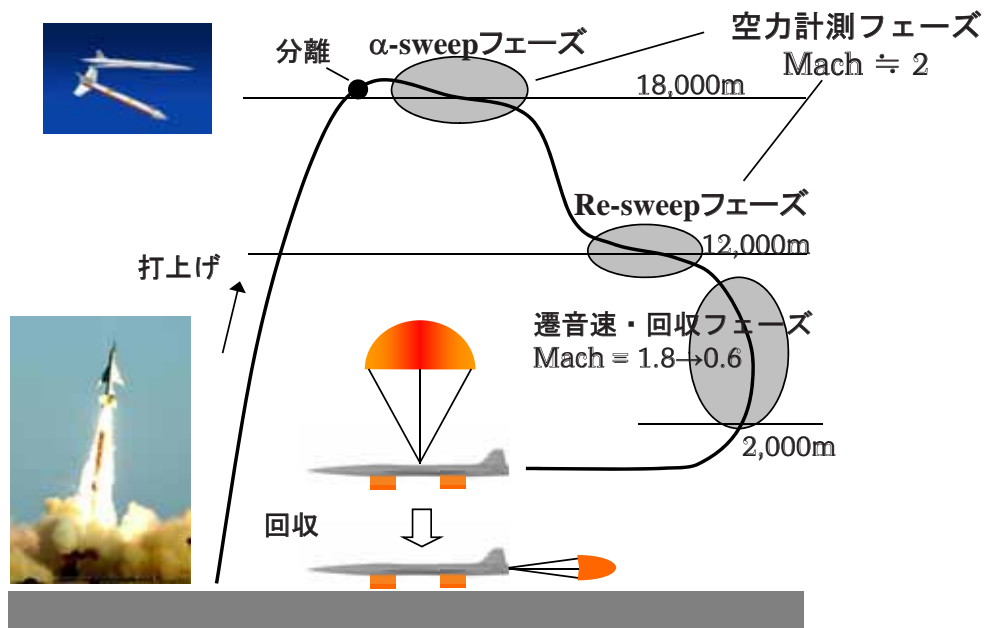


Contents

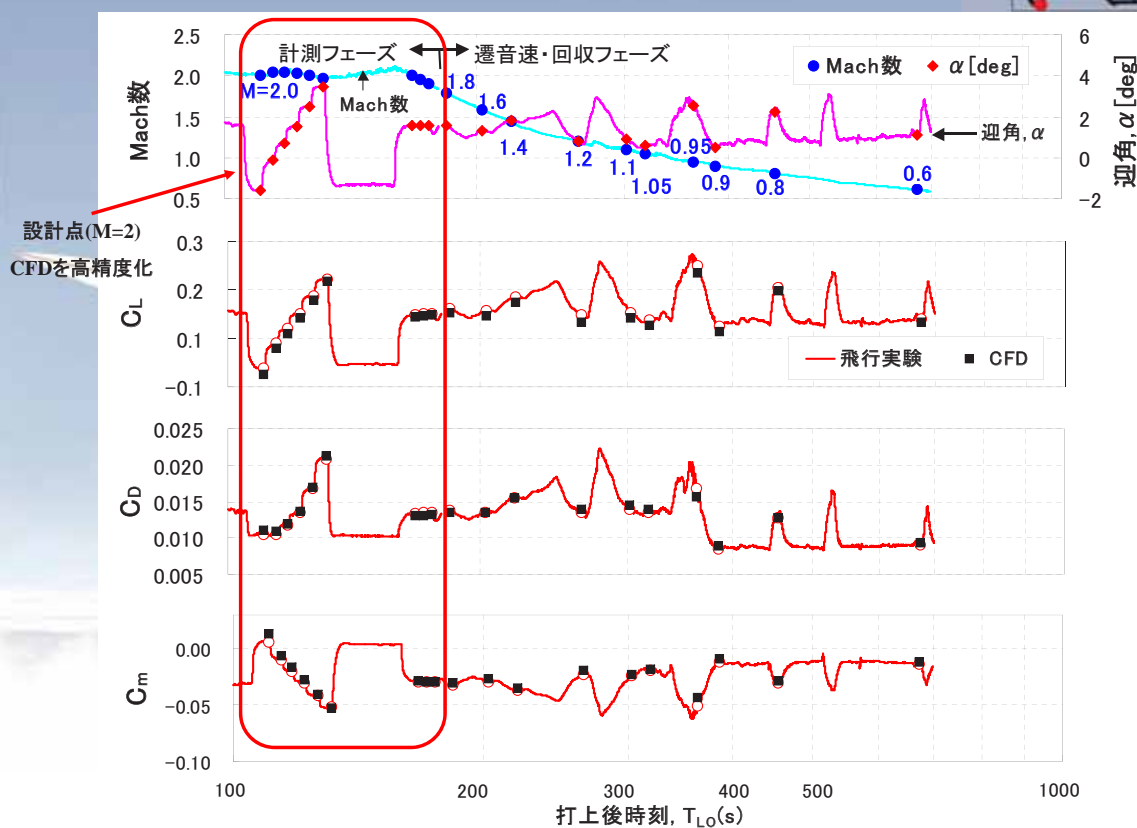
1. 目的
2. CFD解析の検証
3. 飛行実験 vs. CFD
 - CFD解析の高精度化
 - 付加物効果
 - 乱流モデル
 - 空力弾性変形
 - 境界層遷移
 - 自然層流翼効果
4. まとめ



Flight Test

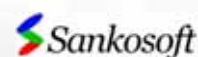


空力データ比較 飛行実験vsCFD



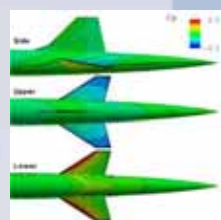
Contents

1. 目的
2. CFD解析の検証
3. 飛行実験 vs. CFD
 - **CFD解析の高精度化**
 - ー 付加物効果
 - ー 乱流モデル
 - ー 空力弾性変形
 - ー 境界層遷移
 - 自然層流翼効果
4. まとめ



CFD高精度化のための検討事項

- **CFD解析精度**
 - 風洞試験と一致, 4th SST-CFD Workshop検証済み
- **ADSの精度は？**
 - 風試およびCFD解析よりRe数効果がないことを確認
 - 再風試より計測フェーズにおけるAir data mapを再構築
- **尾翼・エルロン操舵の影響**
 - CFD解析より問題がないことを確認
- **機体形状は正しいか？**
 - 実機の3次元計測およびCFD解析より再確認
- **付加物(ADS,カメラなど)の影響は？**
- **乱流モデルの違いは？**
- **空力弾性変形解析の精度は？**
- **境界層遷移の精度は？**





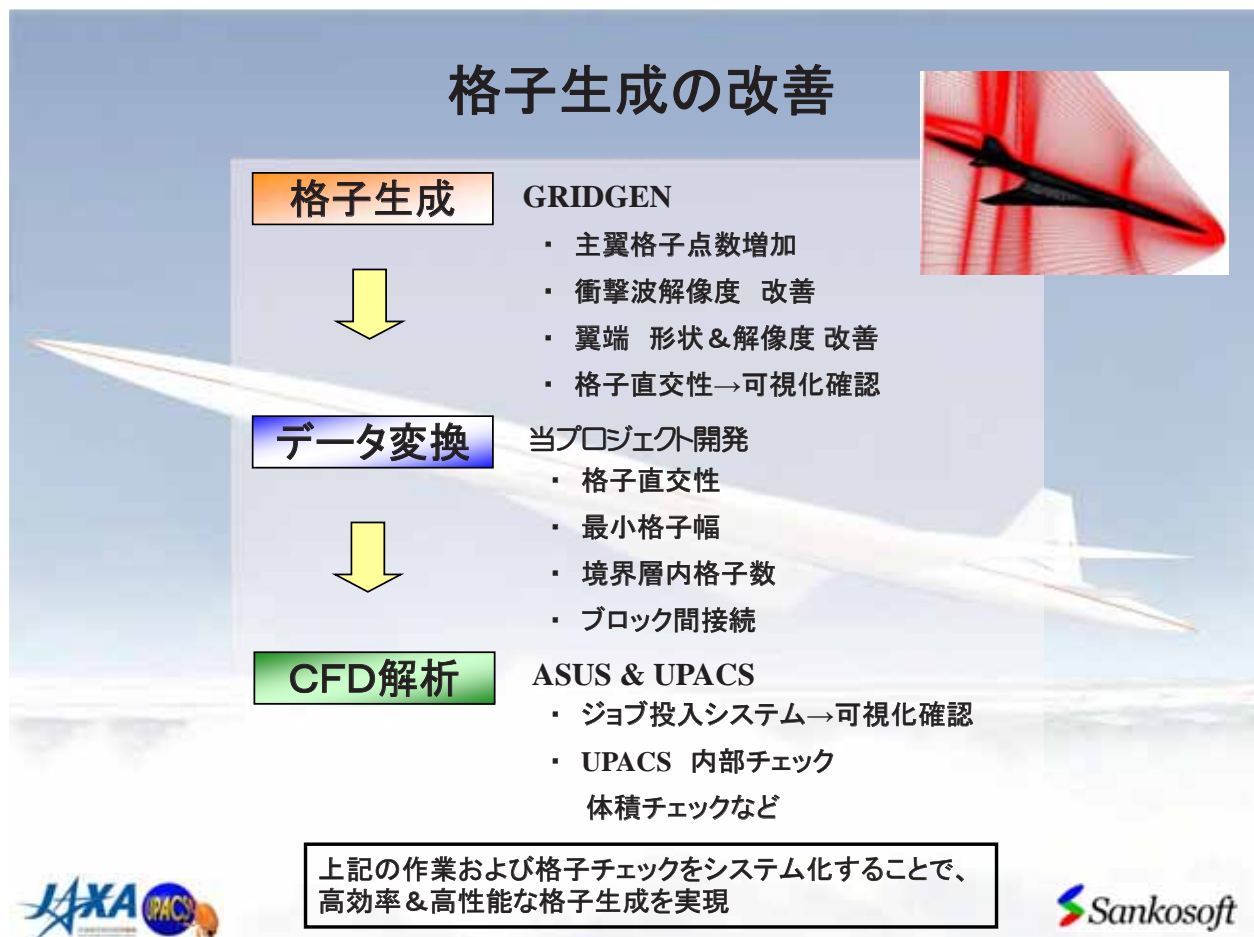
左記の4項目の検討結果を以下で報告



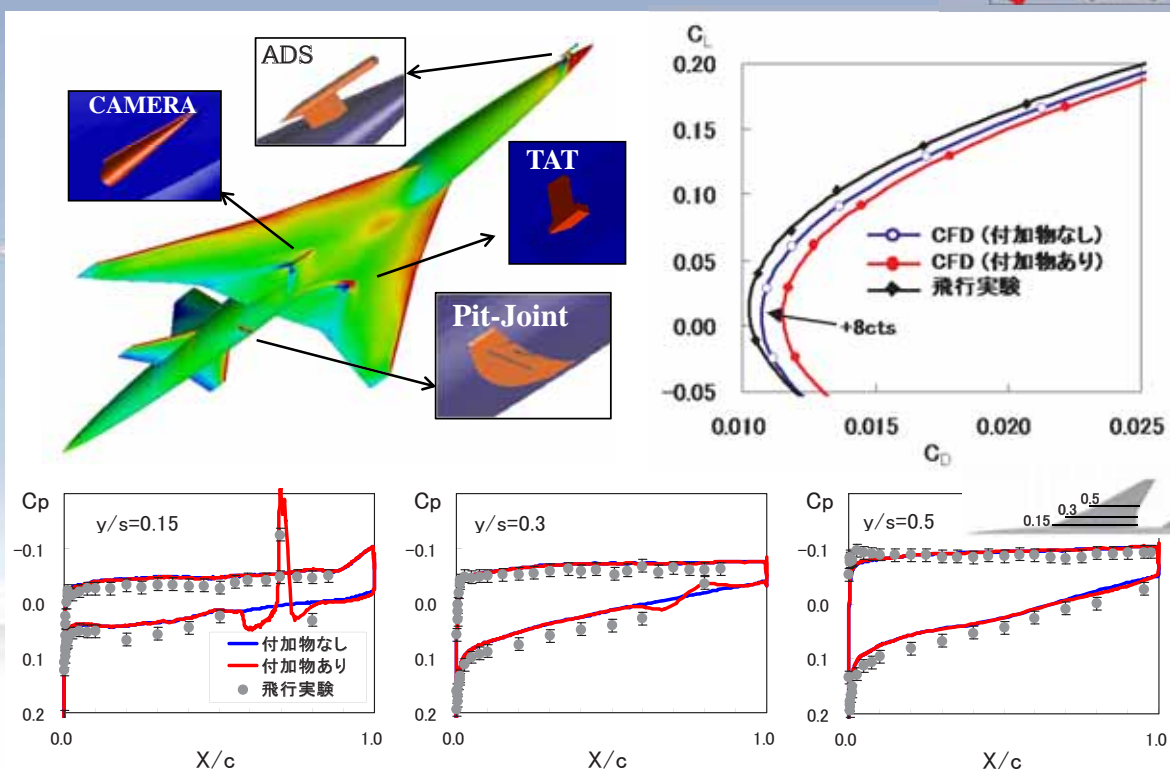
CFD code		
CFD	UPACS	TAS
格子	構造格子	非構造格子
支配方程式	RANS	RANS
乱流モデル	SA	SA or SST
Flux comp.	Roe 3 rd order	HLLEW 2nd order
limiter	No	Venkatakrishnan
Time integration	MFGS	LU-SGS
Grid points (clean)	4.38 million	7.66 million

SA=Spalart Allmaras model
SST=Shear Stress Transport model

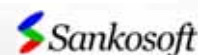
 



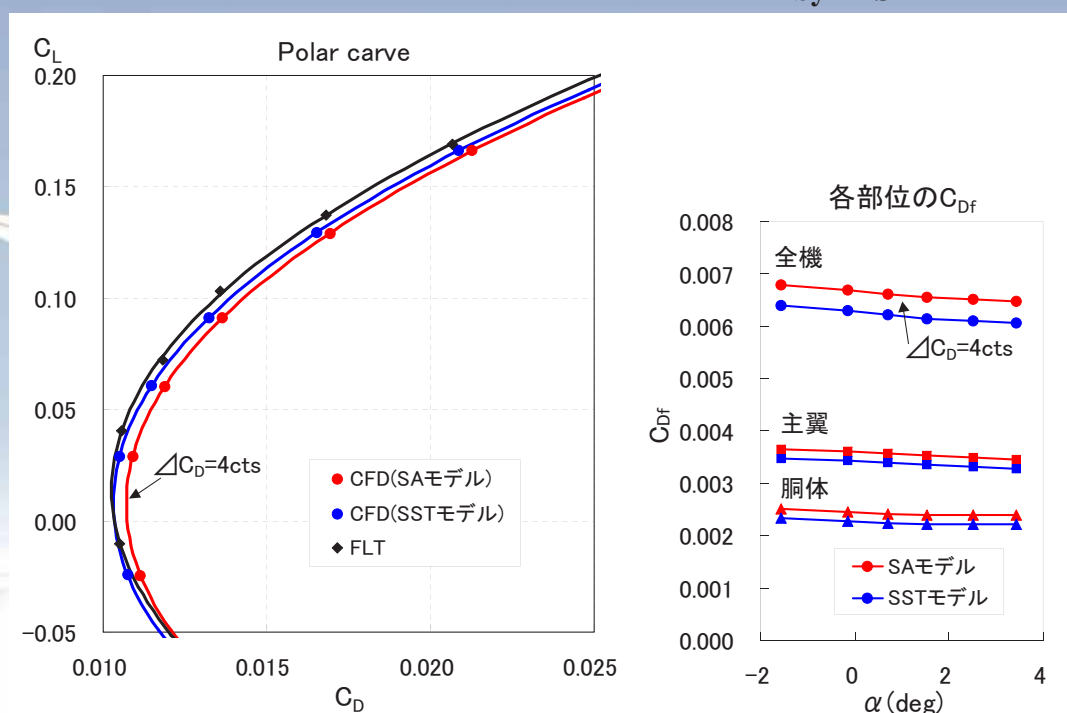
付加物の影響 by TAS



- ・ 付加物により C_D が8cts増加
- ・ C_p への影響は局所的で、全体の C_p 分布への影響なし



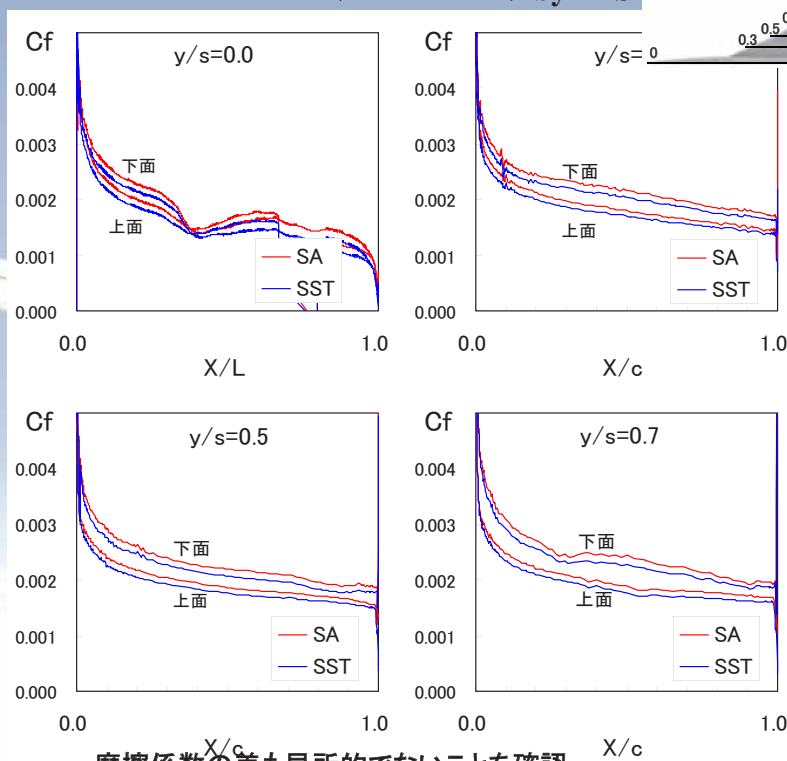
乱流モデル比較 (SA vs. SST model) by TAS



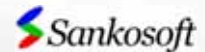
- ・ 乱流モデルにより4ctsの差を確認
- ・ その差は局所的な差ではない(部位に依存しない)



乱流モデル比較 (Cf分布) by TAS



- ・ 摩擦係数の差も局所的でないことを確認
- ・ つまり乱流モデルの特性により全体のC_Dに差が生じた



計測フェーズ(M=2) CFD解析

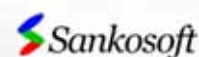
	付加物	層流・乱流の区別
飛行実験	あり	層流+乱流 (自然層流翼)
CFD _{UPACS} (構造格子)	なし	全面乱流 / 層流+乱流 SAモデル
CFD _{TAS} (非構造格子)	あり / なし	全面乱流 SA / SSTモデル
C _D 値	付加物のC _D 増加量 6~8cts	SAモデルはSSTより 4cts 大きい



計測フェーズ(M=2) CFD解析の高精度化

- ・ 空力弾性変形の効果 (NASTRAN+CFD)
- ・ 境界層遷移の効果(自然層流翼効果)

	形状	乱流計算
AS	空力設計形状 (Aerodynamic Shape)	全面乱流
ES	弾性変形形状 (Elastic Shape)	全面乱流
最終 CFD	弾性変形形状 (Elastic Shape)	層流＋乱流 (飛行実験遷移データより)



空力弾性解析の高精度化

- ・ 主翼および胴体の空力弾性解析を実施

主翼→表面Cp分布

胴体→ADS精度向上 ($\angle\alpha=0\sim0.2^\circ$)

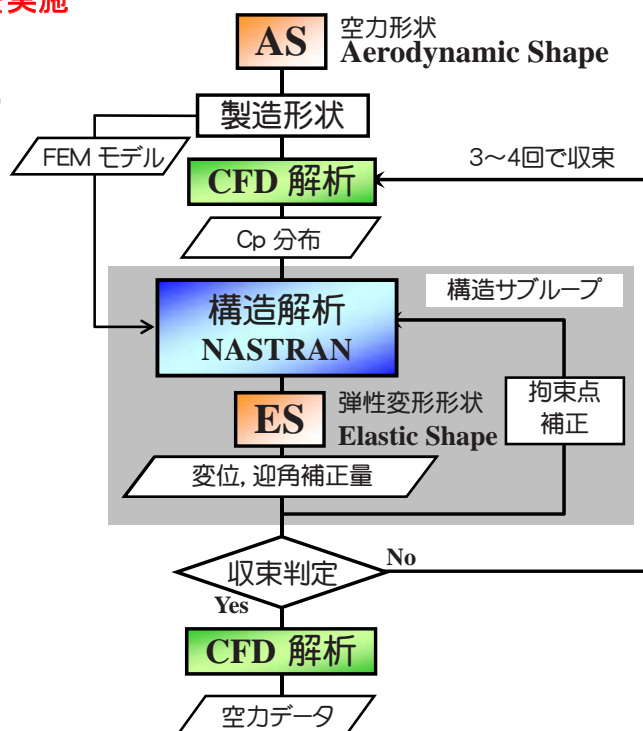
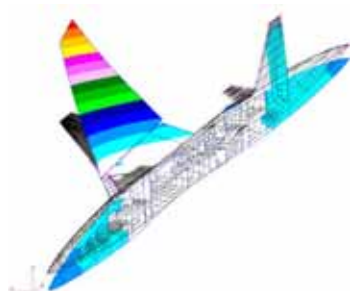
- ・ 構造モデルの検証 & 高精度化

全機構造強度試験(静荷重試験)

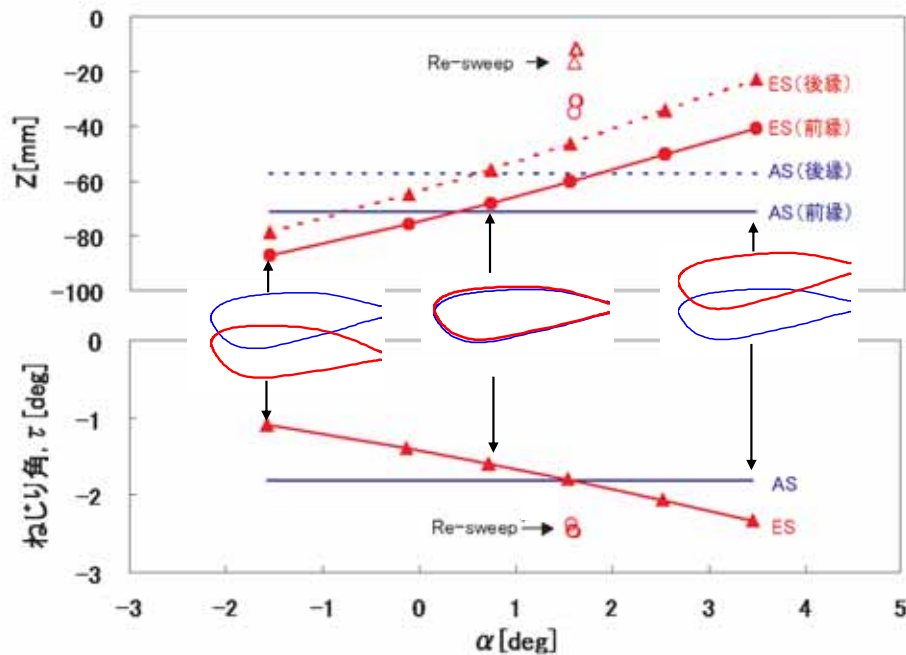
よりチューニング

- ・ 空力弾性解析の検証

飛行実験時の歪ゲージより検証



各ケースでの主翼翼端変位

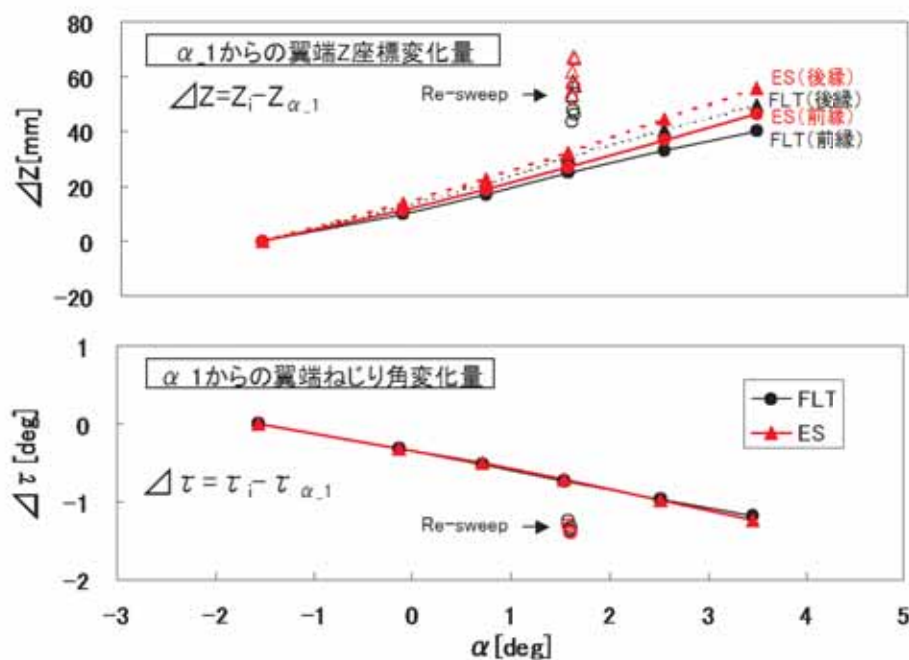


- ・ 低迎角では下方に変位しねじり下がる。高迎角では上方に変位しねじり下げが弱くなる。
- ・ 設計点(α_4)で、ASとESのねじり角の差が最も少ない⇒設計妥当

歪みゲージ出力と比較(翼端)

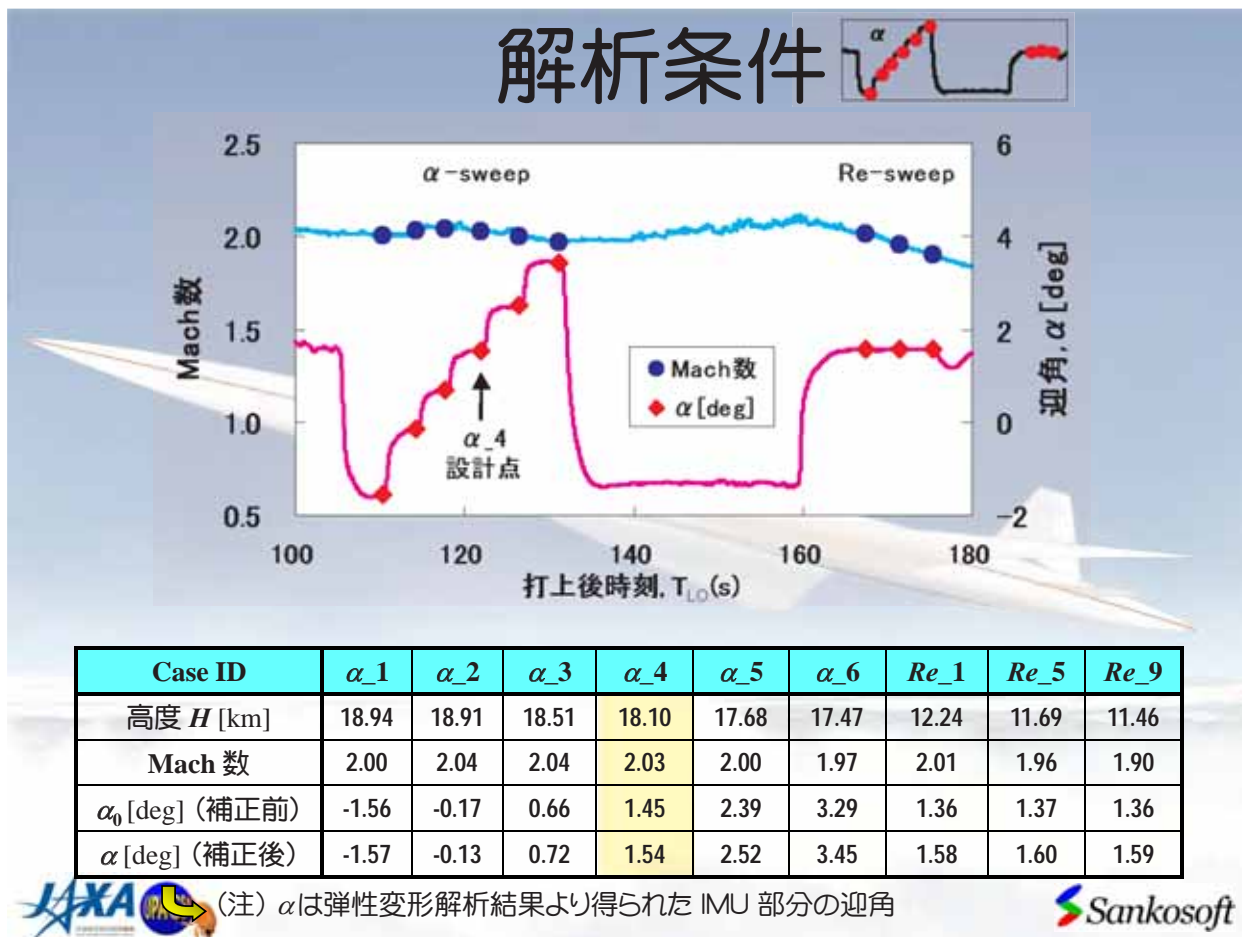
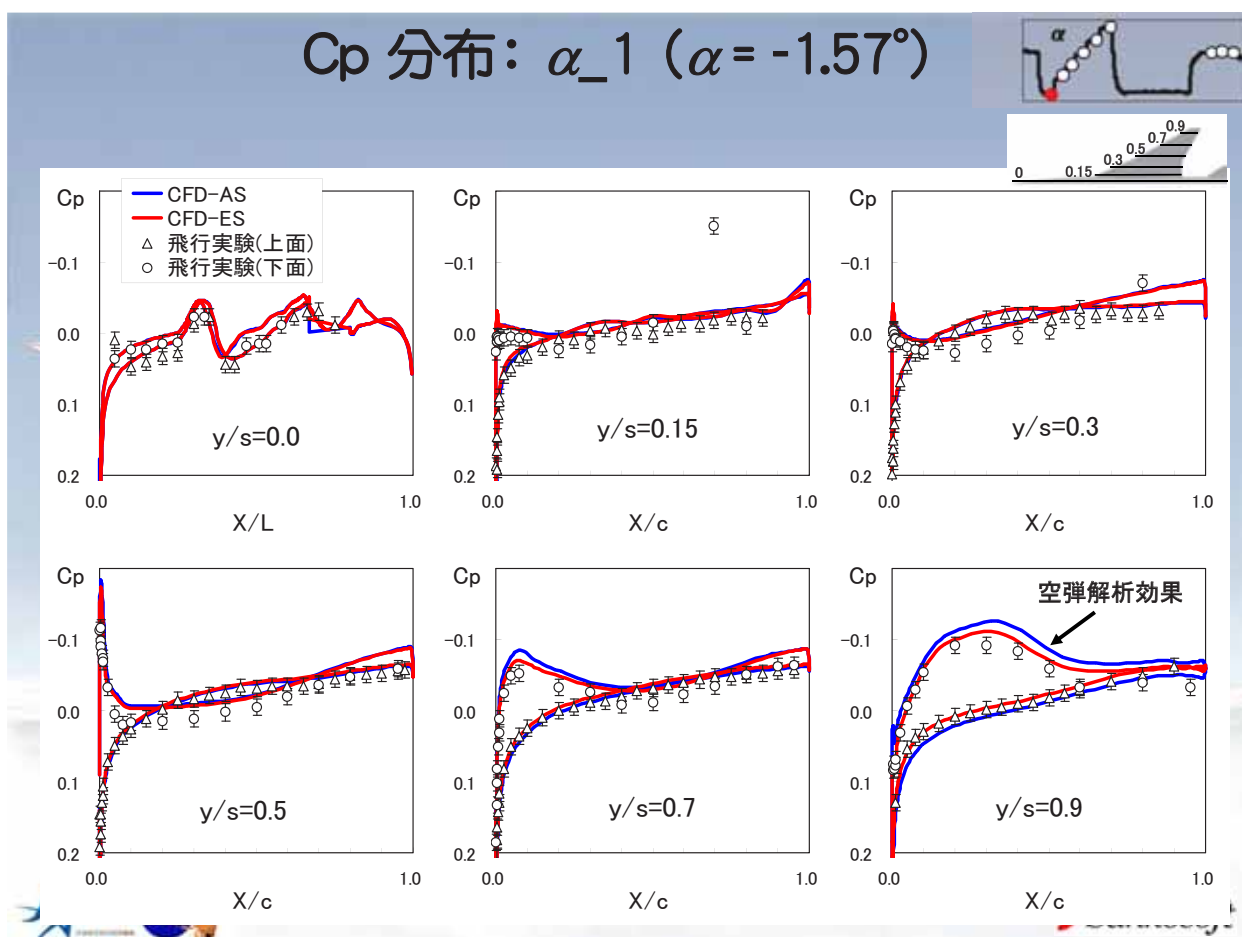


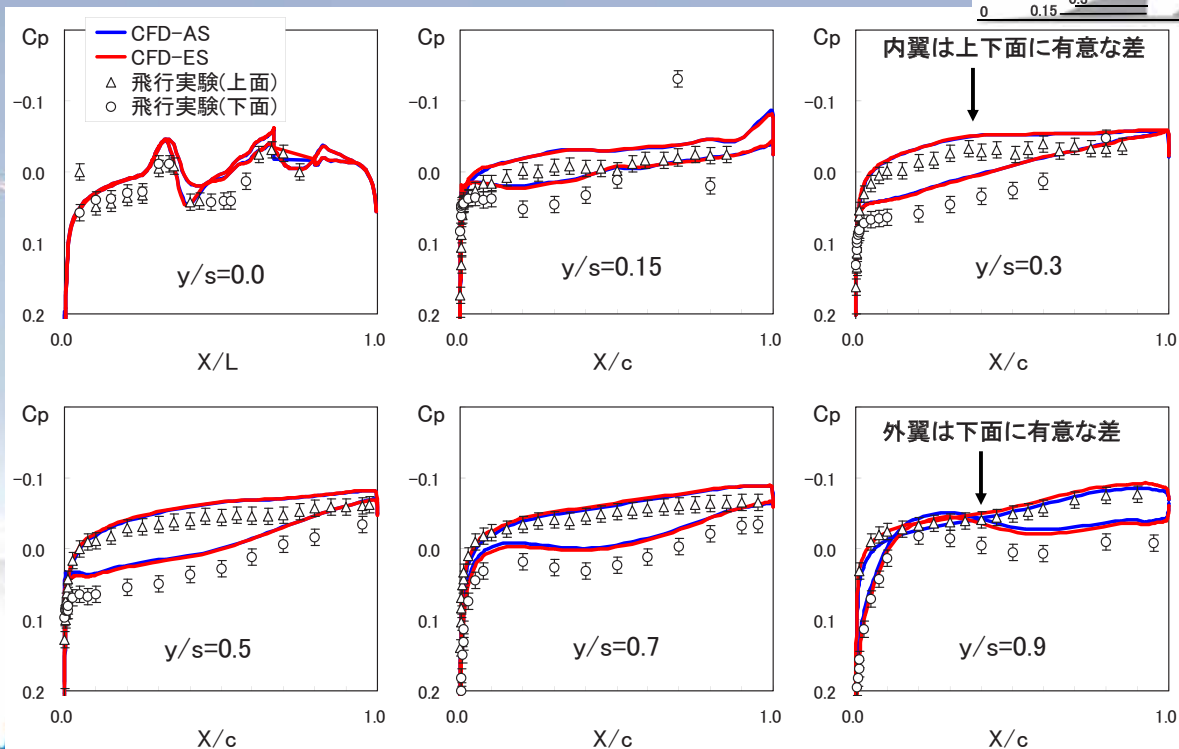
構造試験をもとに飛行中の歪みゲージ出力から算出



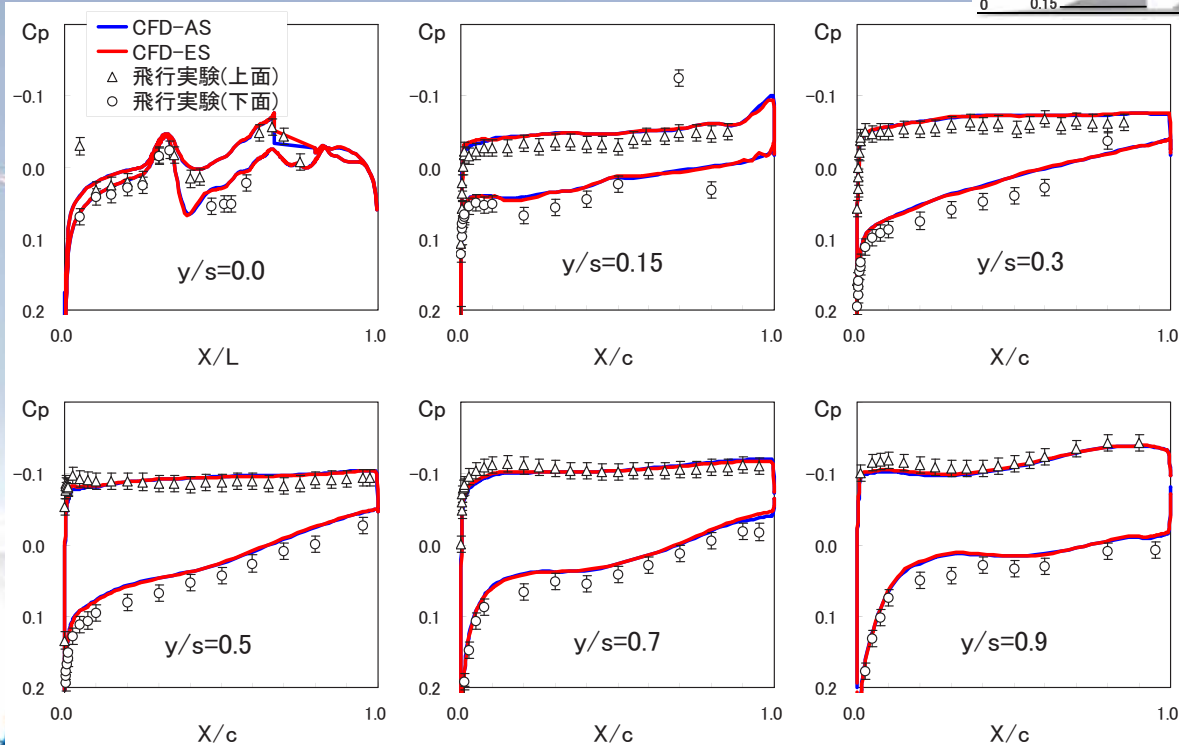
- ◆ 空力データに影響が大きいねじり角が一致 ⇒ 空弾解析妥当

解析条件

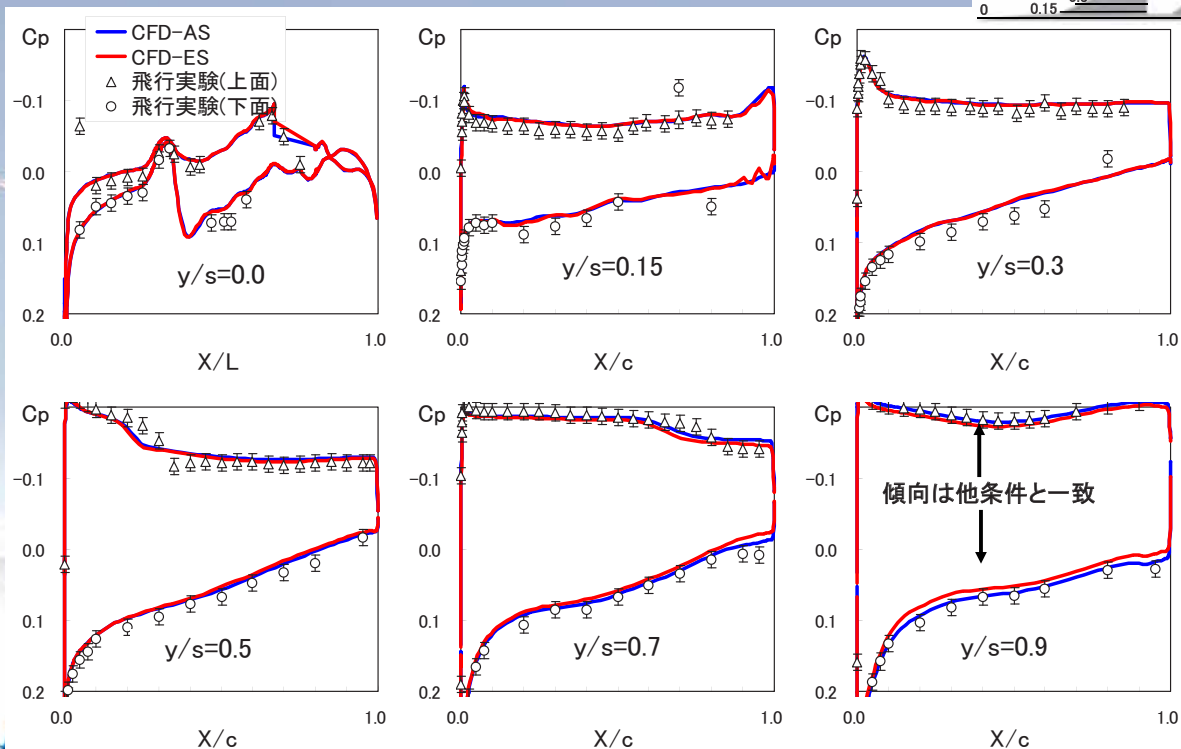
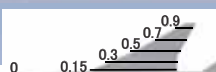
Cp 分布: α_1 ($\alpha = -1.57^\circ$)

Cp 分布: α_2 ($\alpha = -0.14^\circ$)Cp 分布: α_4 ($\alpha = 1.53^\circ$)

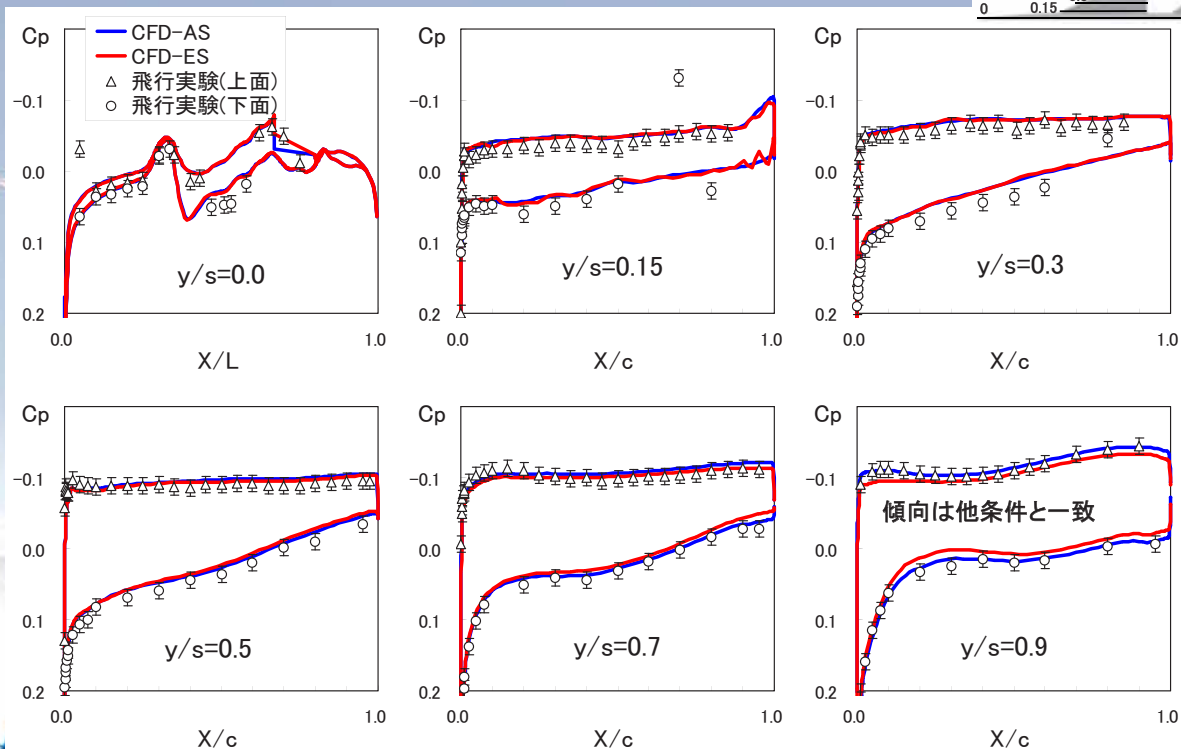
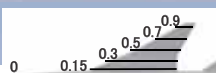
● ASとESが一致 ⇒ 設計妥当



Cp 分布: α_6 ($\alpha = 3.44^\circ$)



Cp 分布: Re_1 ($\alpha = 1.56^\circ$)



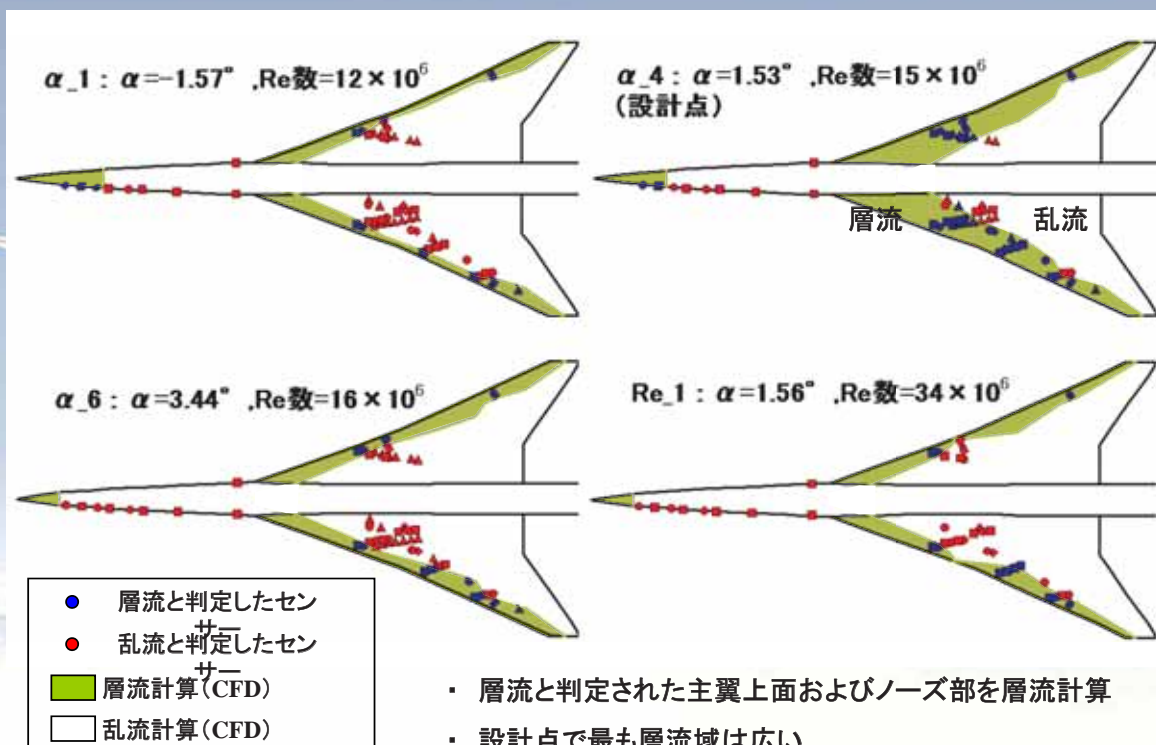
計測フェーズ(M=2) CFD解析の高精度化

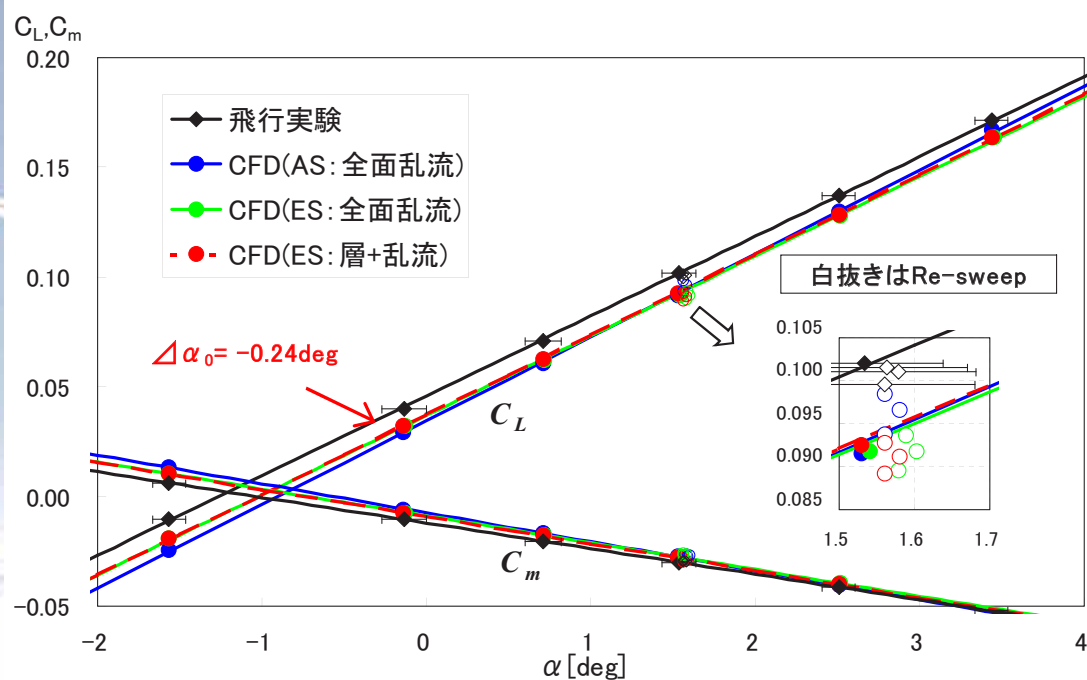
- ・ 空力弾性変形の効果 (NASTRAN+CFD)
- ・ 境界層遷移の効果(自然層流翼効果)

	形状	乱流計算
AS	空力設計形状 (Aerodynamic Shape)	全面乱流
ES	弾性変形形状 (Elastic Shape)	全面乱流
最終 CFD	弾性変形形状 (Elastic Shape)	層流 + 乱流 (飛行実験遷移データより)

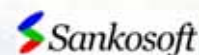


遷移位置の指定

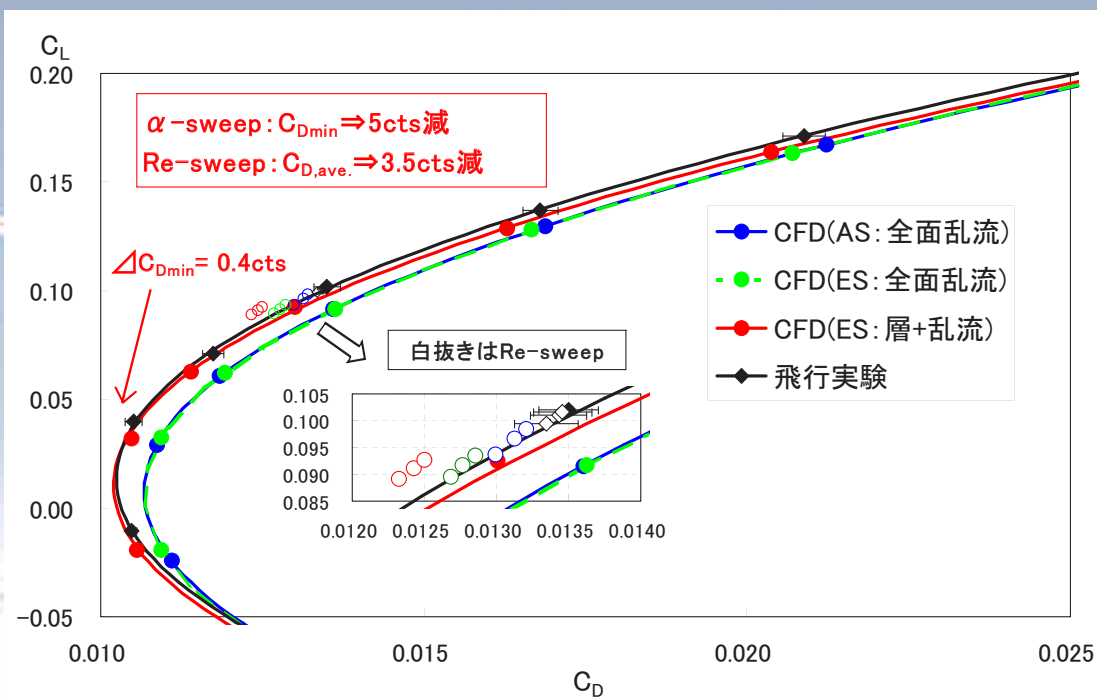


FLT vs. CFD (C_L , C_m)

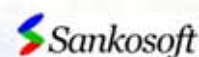
- ・ 空力弾性解析の効果により揚力傾斜(C_L - α)が改善
- ・ $\Delta\alpha_0 = -0.24\text{deg}$ のオフセットあり



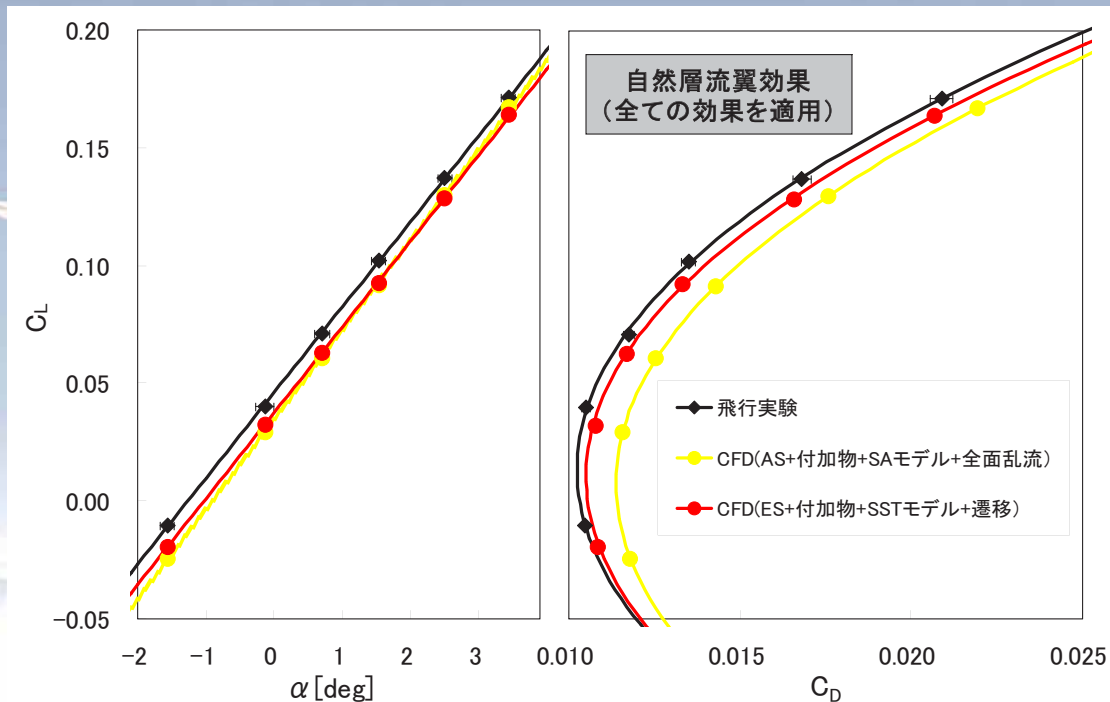
FLT vs. CFD (Drag polar)



- ・ 飛行実験の境界層遷移データを適用 $\Rightarrow C_D$ 改善
- ・ $\Delta C_{D,min} = 0.4\text{cts}$



CFD高精度化まとめ

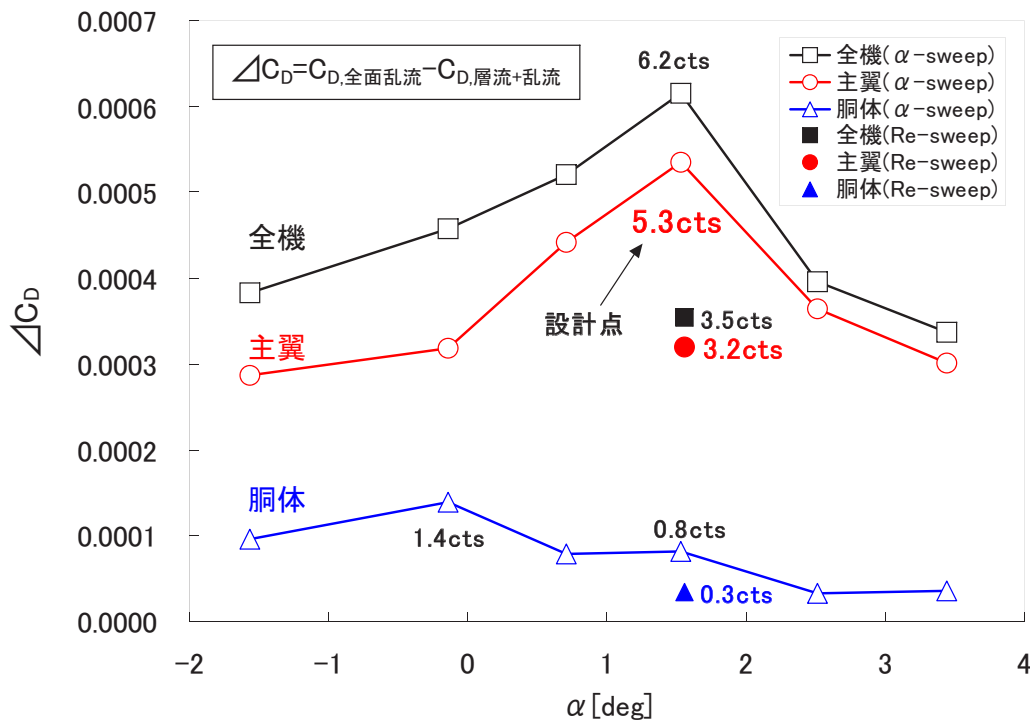


Contents

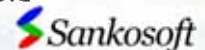
1. 目的
2. CFD解析の検証
3. 飛行実験 vs. CFD
 - ・ CFD解析の高精度化
 - 付加物効果
 - 乱流モデル
 - 空力弾性変形
 - 境界層遷移
 - ・ 自然層流翼効果
4. まとめ



自然層流翼の効果(全面乱流比)



- ・ 全面乱流CFDと遷移模擬CFDの差分より自然層流翼の定量的効果を推算した
- ・ 自然層流翼効果は設計点で最も大きく主翼のみでも5.3ctsの低減



成果と今後の予定

成果

飛行実験条件のCFD解析を実施 (Mach=0.6~2.0)

CFD高精度化を達成

- ・ 付加物の C_D 増加量 = +6~8cts
- ・ 乱流モデルの C_D 差: SAモデル→SSTモデル: -4cts
- ・ 弾性変形の考慮 ⇒ C_L, C_m, C_p 分布改善
- ・ 境界層遷移の模擬 ⇒ C_D 値改善

自然層流翼の効果

- ・ 設計点で 5.3ctsの C_D 低減(全面乱流比)

今後の予定

- ・ 日本国内の研究者へ貢献するため得られたデータを一般に公開
- ・ 得られた知見を“静粛超音速実験機”へ適用
- ・ 自然層流翼設計手法の確立および高速化

