

# 静粛超音速研究機基本全機風試における 模型静的空力弾性変形効果について

牧野好和  
宇宙航空研究開発機構

大平啓介, 牧本卓也  
株式会社 菱友システムズ

三友俊輝  
富士重工業株式会社

## Static Aeroelastic Deformation Effects in Preliminary Wind-tunnel Tests of Silent Supersonic Technology Demonstrator.

by  
Yoshikazu Makino, Keisuke Ohira, Takuya Makimoto, Toshiteru Mitomo

### ABSTRACT

Effects of static aeroelastic deformation of a wind-tunnel test model on the aerodynamic characteristics are discussed in wind-tunnel tests in the preliminary design phase of the silent supersonic technology demonstrator (S3TD). The static aeroelastic deformation of the main wing is estimated for JAXA 2m x 2m transonic wind-tunnel and 1m x 1m supersonic wind-tunnel by a finite element method (FEM) structural analysis in which its structural model is tuned with the model deformation calibration. Aerodynamic load of the wing and the deformation effects on the aerodynamic forces are estimated by a simple aerodynamic model in which the surface pressures of the wing are interpolated from some Euler CFD calculation results of different angle of attacks. The estimated deformation effects improve the agreement of the measured and predicted aerodynamic performance. Further development of the aerodynamic/structural estimation tool for wind-tunnel testing is advanced by the full potential aerodynamic analysis tool and FEM structural analysis tool in order to improve the accuracy of the deformation effects evaluation in view of the efficiency for the practical application. The results of the wing deformation estimated by the normal iteration of the aerodynamic and structural analysis agree well with those estimated by the simple aerodynamic model.

### 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 SST チームでは超音速機のソニックブーム低減技術の確立を第一の目的とする静粛超音速機 (S-cube) 技術の研究開発プログラムを進めており, 2009 年度に低ソニックブーム設計技術の飛行実証が可能な静粛超音速研究機の基本設計<sup>1)</sup>相当作業を完了した。(本研究機の開発は, 昨今の予算情勢から一旦凍結され, 低ソニックブーム設計コンセプト確認のための, 気球を用いた無人超音速研究機の落下試験<sup>2)</sup>の検討が進められている。)

本論文では, 静粛超音速研究機基本設計フェーズにおいて実施した空力特性把握のための全機風洞試験で問題となった, 風試模型の静的空力弾性変形効果<sup>3)</sup>について報告する。JAXA 2m x 2m 遷音速風洞及び 1m x 1m 超音速風洞における静的空力弾性変形量を, 模型主翼のたわみ検定結果に適合する様に作られた構造モデルから推定し, Euler CFD 解析ベースの簡易空力推算法により変形効果を推算した。また, より正確かつ実用的な変形効果推算手法を目指して, 空力/構造通常連成解析ツールを開発し, 簡易空力推算法の妥当性を検証した。

### 2. 静粛超音速研究機基本全機風洞試験

基本設計フェーズにおける全機基本風試模型形状としては, 図 1 に示す静粛超音速機第 3.5 次形状が用いられ, JAXA 2m x 2m 遷音速風洞及び 1m x 1m 超音速風洞に対して共通の模型を設計・製作し風洞試験を実施した。模型は研究機の 5%縮尺模型 (全長 0.69m, 翼幅約 0.35m) であり, 内挿式の 6 分力天秤により全機にかかる空気力を計測する。模型の支持方法は図 2 に示す様に後方からスティングで支持する方式を基本とするが, エンジンナセル内に天秤を配置するためエンジンインテーク部をインテークキャップで

塞がなくてはならず, フロースルーナセルによるインテーク部やノズル部における流れ場の評価ができないため, 胴体内に天秤を配置し模型下方からブレード型スティングで支持する方式でも試験を実施している。なお, 本論文では模型主翼の変形効果を議論するため後方スティング支持形態での試験データのみを議論することとする。



図 1 静粛超音速研究機第 3.5 次形状

図 3 に, 後方スティング支持形態に対する遷音速風洞及び超音速風洞における  $M=1.4$  での力計測結果 (迎角に対する  $CL$  及び  $C_m$ ) のグラフを示すが, 遷音速風洞及び超音速風洞における計測結果のいずれも CFD 予測値に対して  $CL-\alpha$ ,  $C_m-\alpha$  の傾斜が緩やかになっている様子が見られる。これらの差異は, 動圧の高い超音速風洞においてその傾向が強いことから推察される通り, 風洞模型の静的な空力弾性効果による影響であると考えられ, 研究機の空力性能を

評価する上でその補正が求められた。超音速風洞試験時の主翼の変形量の程度を見るために実施した通風中の模型監視映像を図4に示すが、高迎角通風時に主翼翼端が大きく捻り下げられている様子が見て取れる。後述する通りこの主翼変形は主として主翼外翼で起こっているが、それは外翼が超音速前縁で前縁の尖った薄翼であることに加え、本研究機が主翼内翼後縁にフラップロン（図5）を装備しており、本風試模型においてもフラップロンの舵効き及びヒンジモーメントを計測するためにフラップロンは主翼とは別部材で構成されており、主翼キック部での実質的な翼舷長が短いことに起因している。

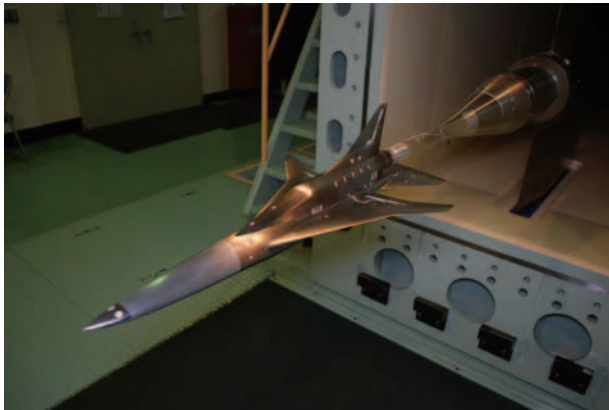


図2 静粛超音速研究機基本全機風試模型  
(超音速風洞における模型設置状況)

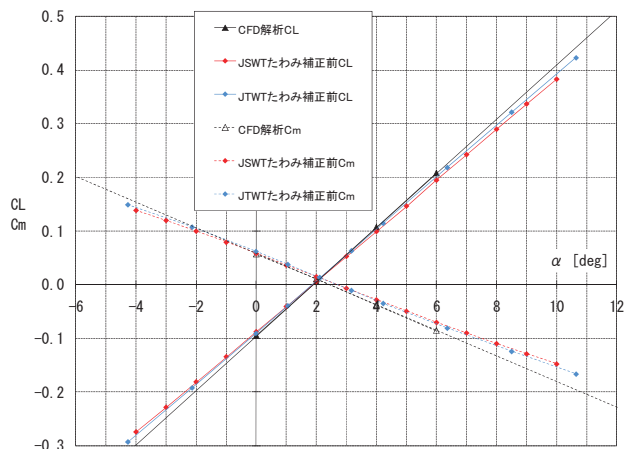
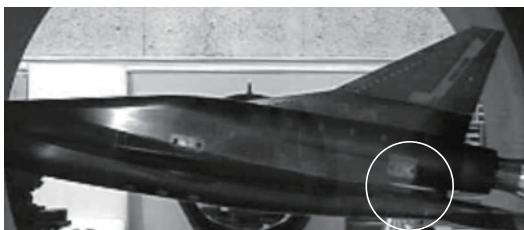
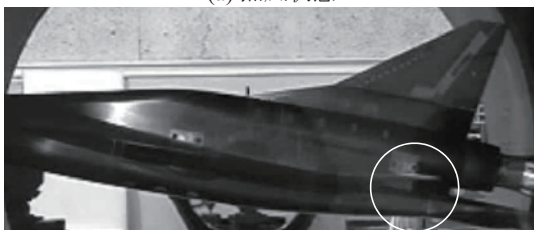


図3 風洞試験力計測例



(a) 無風状態



(b) M1.6  $\alpha=11.3$  度  
図4 通風中の主翼変形

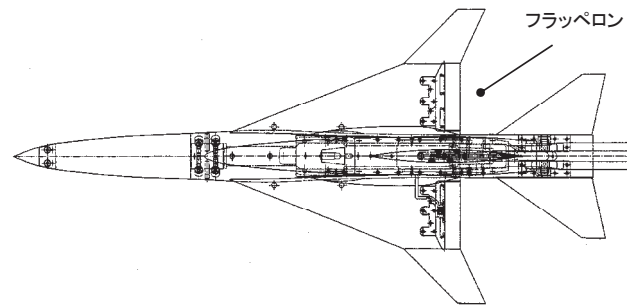
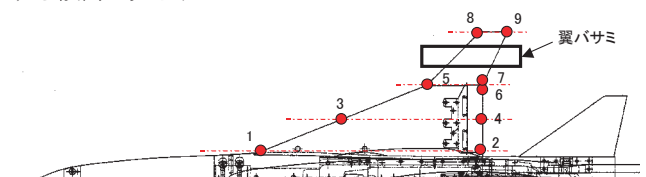


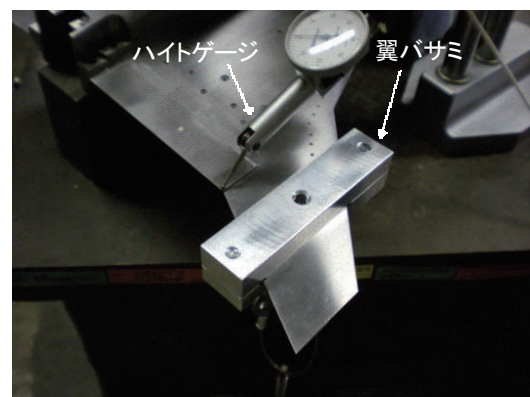
図5 風試模型構造

### 3. 剛体 CFD 解析結果補間モデルによる空弾検討

本風試模型の静的空力弾性効果を推算するため、空力／構造解析を実施した。空力解析には直交格子ベースの Euler CFD 解析ツールを用いて、通風中の空力荷重を推算して構造解析に受け渡した。構造解析は金属中実の風試模型に対して作成した構造モデルにて NASTRAN 解析を実施したが、実験データとのより良い一致を目指して、構造モデルに対し実際の風試模型のたわみ検定結果に基づく修正を施している。たわみ検定は図6に示す様に風試模型を翼ばさみで挟んで外翼部 MAC50%位置に荷重をかけ、主翼前後縁9点での変位を計測する手法を用いた。この様に調整された構造モデルによる NASTRAN 解析から各マッハ数における迎角0度と10度の変形量（図7）を推算したが、その際弾性変形による空気力変化を考慮し、翼端での変位量が収束するまで空力解析と構造解析の繰り返し計算を実施した。ただし、繰り返し計算における空力解析には直接 Euler CFD 解析を実施するのではなく、剛体形状に対して実施した迎角0度と10度の2ケースの CFD 解析結果から、変形後の形状のあるスパン位置での捻り角に応じて表面圧力値を線形補間する簡易推算手法を用いている（なお、基本全機風試において各マッハ数で迎角10度まで失速していないことを確認している）。最終的な変形形状に対する簡易空力推算結果から弾性変形が空力特性に及ぼす影響を調べ、風試データの補正量を求めた。補正後のデータを図8に示すが、本空力弾性効果補正により遷音速風試データ及び超音速風試データのどちらにおいても CFD 解析結果との差異が縮小する傾向が見られた。

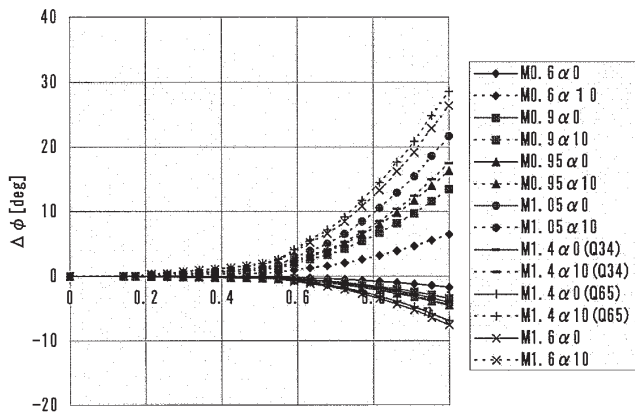


(a) 翼たわみ計測位置

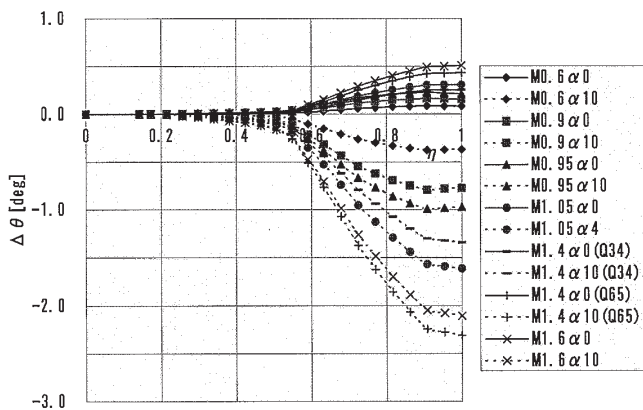


(b) 荷重負荷用翼バサミと計測ハイトゲージ

図6 風試模型のたわみ検定



(a) スパン方向たわみ角変化量分布



(b) スパン方向捻り角変化量分布

図7 主翼たわみ角及び捻り角推算値

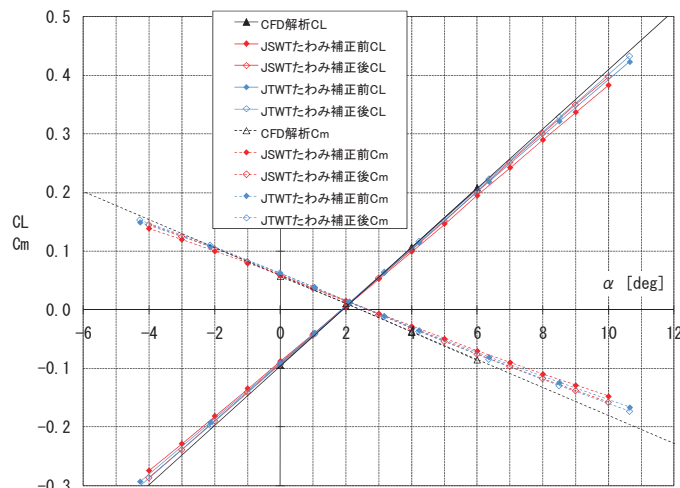


図8 静的空力弾性効果補正データ

#### 4. 空力／構造通常連成解析による空弾検討

前章で述べた簡易的な空力推算法を用いる空弾検討とは別に、空力解析と構造解析を繰り返し解く通常の弱連成解析も実施した。本検討における空力解析には計算時間を短く抑えるため市販のフルポテンシャル解析ツール Tranair<sup>4)</sup>を用い、図9に示す計算領域に約80万要素を配置して解析を実施した。解析に要した時間はPC(Intel Xeon 5160 3.00GHz, 8GB Memory)を用いて1ケース約15分であった。超音速風洞条件(M=1.4,  $\alpha=6.0$ [deg], Q=65[kPa])におけるTranairによる空力解析結果を図10に示す。なお、本解析においては主翼の弾性変形に主眼をおいているため、模型を支持する後方スティングは考慮せず、また空力解析が不

安定になり易いノズルと後胴部間の空間は埋めた形状で解析を行った。この形状簡略化によって、ノズル部から発生する膨張波が後胴部及び水平尾翼上面に干渉して生ずる揚力増加及び頭下げモーメントが過小評価されるため、Tranair解析の空力特性は風試結果に対して図11に示す様にCLが小さくCmが大きい差異が生じることとなったが、主翼空弾変形による効果は図3で見られた通り主としてCL- $\alpha$ , Cm- $\alpha$ の傾斜(CL $\alpha$ , Cm $\alpha$ )に現れるため、本稿では係数比較によりその効果を評価することとする。一方、構造解析にはMSC.NASTRANを用いて線形静解析を行った。構造線形性を仮定し形状変形に対して剛性マトリックスの更新は行わないため、1ケースの解析に要する時間はPC(Intel Xeon E5430 2.66GHz, 9GB Memory)で1分以内であった。構造モデルはフラップロン部分以外は金属の一体構造としてソリッド6面体1次及び5面体1次要素(約12万要素)で構成し、風試模型の金属材料(SCM440)の特性を与えた。(たわみ検定結果による補正は実施せず、金属材料データのみから構造モデルを作成した。)またフラップロン部分も同様の金属特性を与えたが、主翼とはヒンジライン部分のみをMPC(Multi-Point Constraints)要素で結合し、内縁側及び外縁側のフラップロン側面は母翼とは結合していないものとして解析を実施した。(ヒンジライン部分の接触面を通して空力荷重の受け渡しを行い、構造的にもヒンジライン部分は結合体として扱う。)構造モデルの表面節点には図12に示す様にTranairの表面格子をそのまま用いることで、空力解析と構造解析の繰り返し計算を行う際の空力荷重の構造解析への受け渡し及び、弾性変形量の空力解析への受け渡しが変換無しで直接的に行える様にしている。また、変形形状を空力解析に返す際に、構造変形解析により生ずるフラップロン側面における母翼とフラップロンとのギャップは無視し、母翼に沿ってフラップロンも変形したと仮定して空力解析を実施した。図13に本解析に用いた空力(Tranair)／構造(NASTRAN)のインターフェースGUI(TranStructと呼称)を示す。

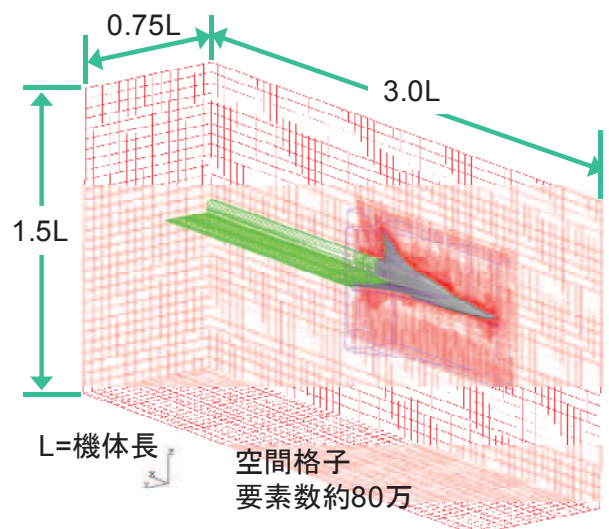
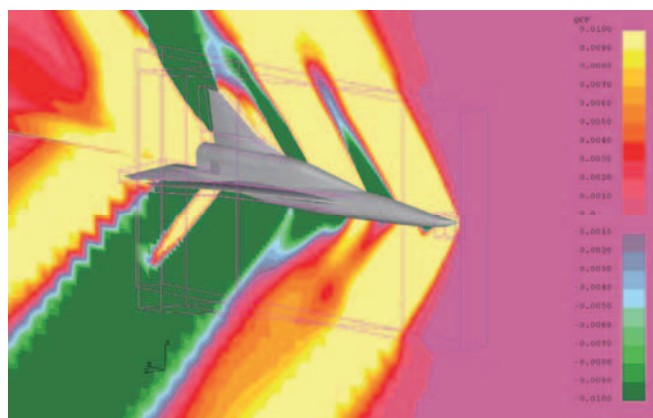
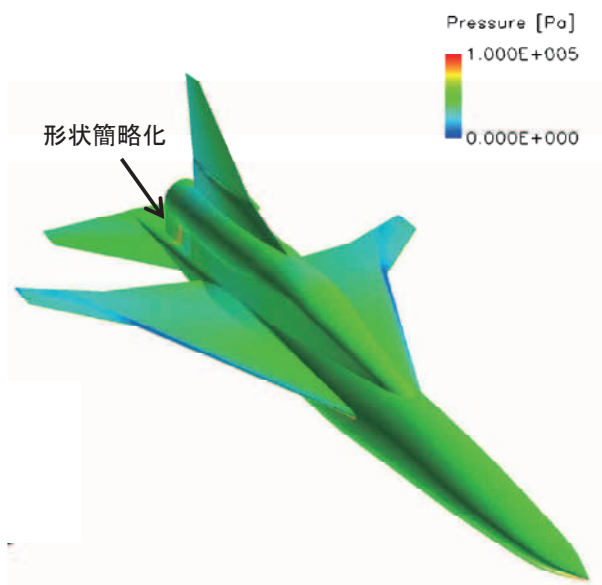


図9 Tranair 解析領域





(a) 空間圧力分布



(b) 表面圧力分布

図 1 0 Tranair 解析結果

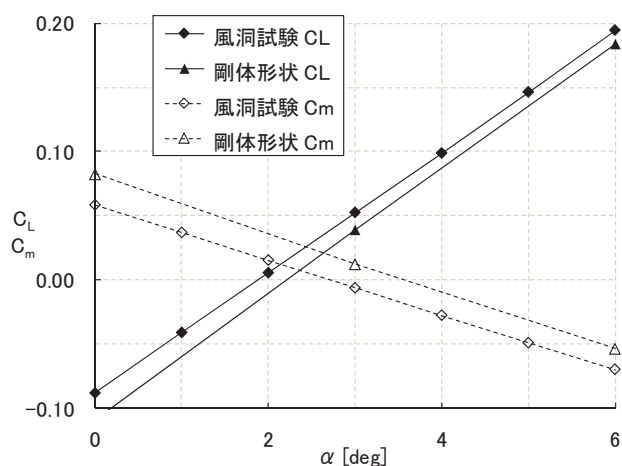


図 1 1 Tranair 解析結果と風試結果の比較(M=1.4)

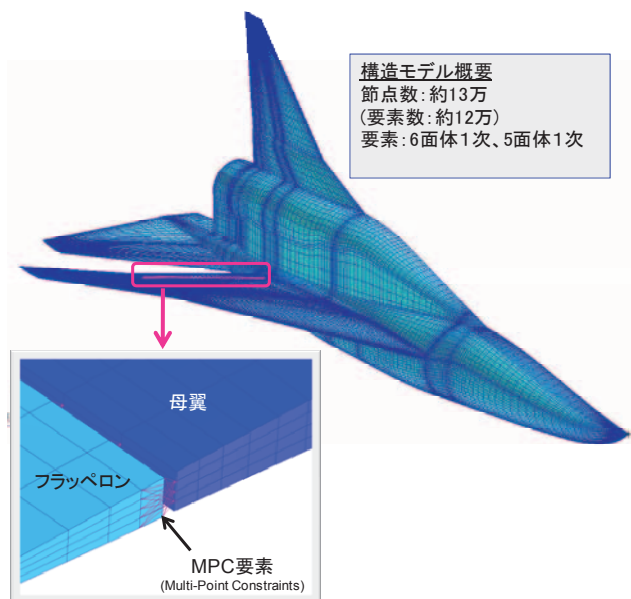


図 1 2 構造モデル (表面節点)

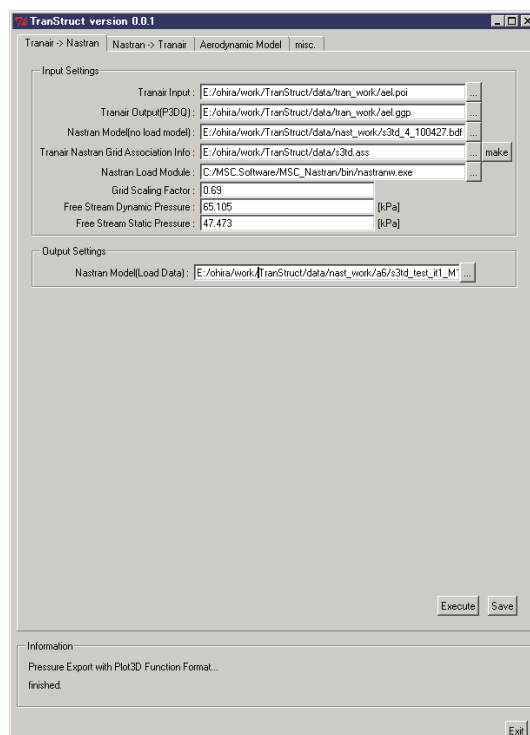


図 1 3 Tranair/NASTRAN インターフェース

上記の空力及び構造解析手法を用いて静的空力弾性変形を推算する通常連成解析の手順を図 1 4 に示す。風洞模型初期形状 (剛体形状) に対して、あるマッハ数、迎角での Tranair 解析を実施し、その結果の表面  $C_p$  分布に風洞条件から与えられる動圧をかけて空力荷重分布を求め、構造解析側へ受け渡す。構造側は与えられた荷重分布から NASTRAN 解析を実施して表面節点の変位ベクトルを推算し、図 1 5 に示す Tranair の表面格子データ (Wake 用格子も含む) を修正して空力側へ返す。この手順を形状変形量が収束するまで繰り返すのが通常連成解析である。超音速風洞条件 ( $M=1.4$ ,  $\alpha=6.0$  [deg],  $Q=65$  [kPa]) で、空力/構造通常連成解析を 10 回繰り返した際の翼端変位量の収束履歴を図

16に示す．本ケースにおいては変位量は 4~5 回程度では収束していることが分かる．図 17 には収束形状と初期形状の比較を，図 18 にはスパン方向の捻り角変化量及びたわみ量分布を示すが，特に主翼外翼部で上方にたわむとともに翼端が捻り下げられているのが分かる．無次元スパン位置 $\eta=0.65$ 付近で捻り角変化量及び後縁たわみ量分布に不連続が見られるのはフラップロン外縁部に段差が生ずるためである．収束形状に対する Tranair 解析の結果を図 19 に，また空力係数に与える静的空力弾性変形効果を表 1 に示す．剛体形状に対する Tranair 解析結果では  $CL\alpha$  が約 4% 程度風試結果（迎角  $0^\circ\sim 6^\circ$  の範囲で近似）に対して大きく推算していたが，収束形状では 0.5% 以内の差でほぼ一致しているのが分かる．同様に  $Cm\alpha$  は剛体形状解析時は約 6% 程度風試結果（迎角  $0^\circ\sim 6^\circ$  の範囲で近似）に対して絶対値として大きく推算されていたが，収束形状では 0.5% 以内の差でほぼ一致しており，本空力／構造通常連成解析により静的空力弾性変形効果が妥当に推算されていることが分かる．一方，抗力係数  $CD$  に対する主翼の静的空力弾性変形効果については， $CL$ - $CD$  曲線（Polar 曲線）の開きが広くなる（ $CL$  の 2 次の項の係数  $k$  の値が小さくなる）傾向を示しており， $k$  の値は剛体形状解析時は約 2% 程度風試結果（ $CL=0.2\sim 0.2$  の範囲で近似）よりも大きく推算されていたが，収束形状では 0.5% 以内の差でほぼ一致している．

この通常連成解析により得られた収束形状の捻り角変化量分布を，前節の簡易空力推算法を用いた結果と比較したものを図 20 に示す．両手法による変形量は本ケースにおいてはほぼ一致しており，本稿で用いた簡易空力推算法の妥当性を示しているものと考えられる．

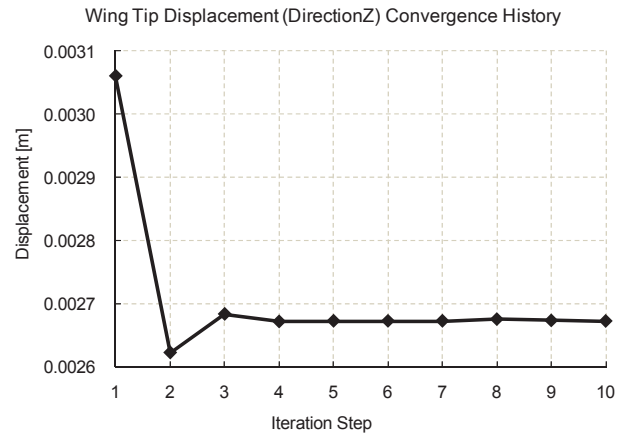


図 16 空力／構造連成解析収束履歴

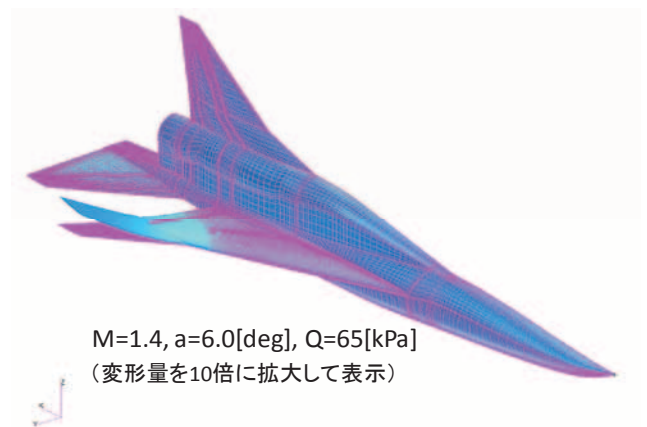


図 17 静的空力弾性変形推算結果

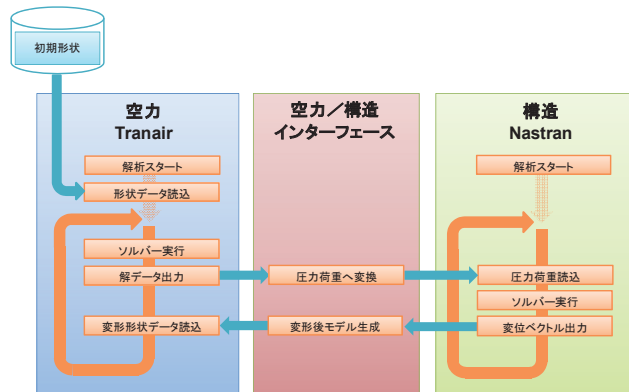
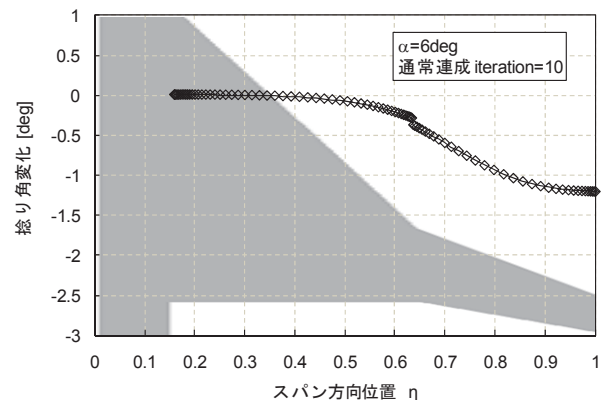
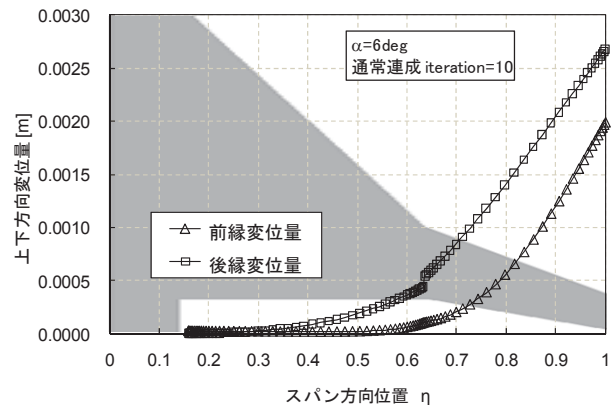


図 14 空力／構造通常連成解析手順



(a) スパン方向捻り角変化量分布



(b) スパン方向たわみ量分布

図 18 主翼捻り角及びたわみ量推算値

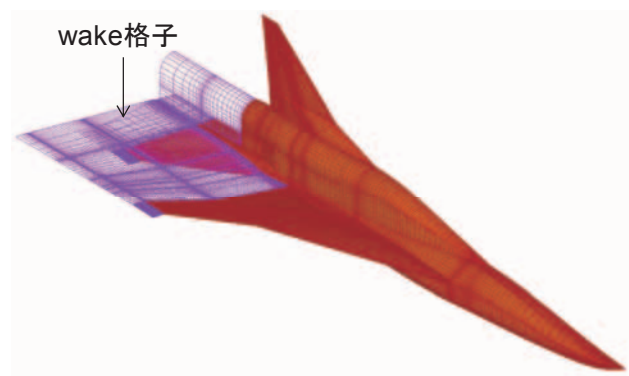


図 15 Tranair 解析用表面格子

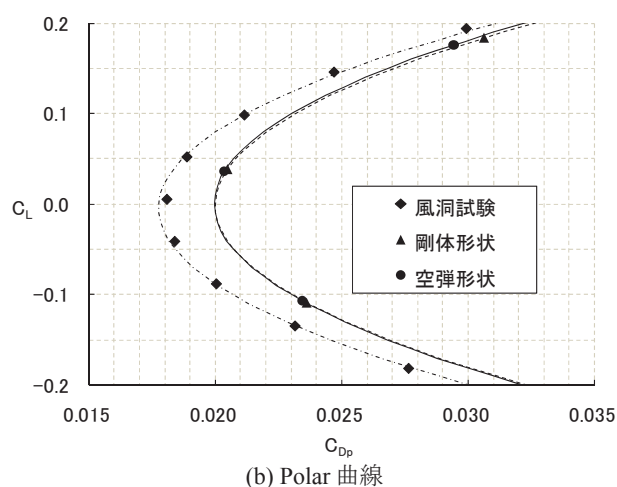
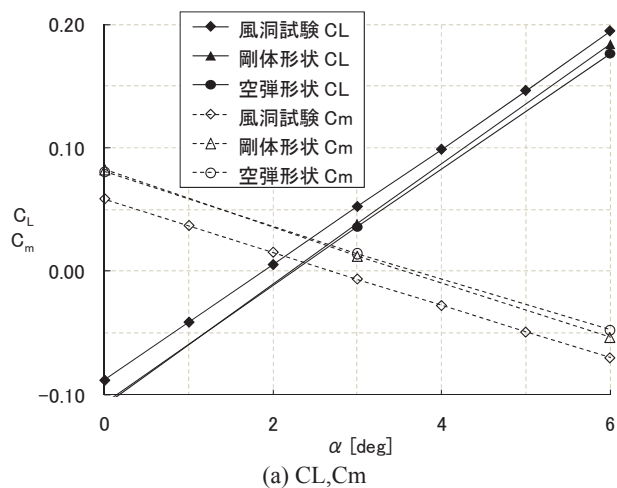
図 1-9 静的空力弾性変形効果( $M=1.4$ ,  $Q=65[\text{kPa}]$ )

表 1 空力係数に与える静的空力弾性変形効果

	$C_{L\alpha}$	$C_{m\alpha}$	k
剛体形状解析	0.04879	-0.02270	0.3110
変形形状解析	0.04712	-0.02135	0.3055
風洞試験	0.04696	-0.02144	0.3043

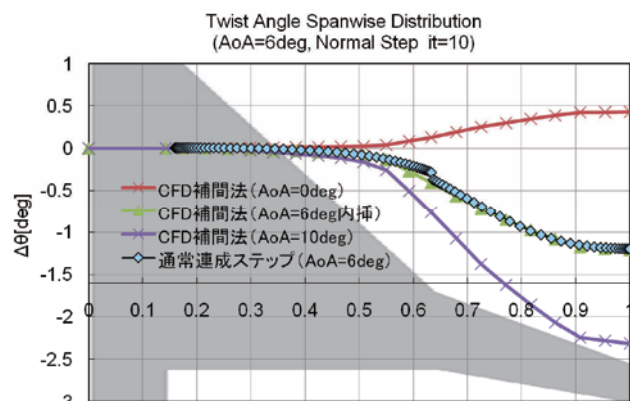


図 2-0 通常連成ステップと簡易空力解析法の比較

## 5. まとめ

静粛超音速研究機基本設計フェーズにおいて実施した空力特性把握のための全機風洞試験における、風試模型の静的空力弾性変形効果について検討を行った。模型のたわみ検定結果により補正された構造モデルと、模型初期形状（剛体形状）に対して実施した異なる迎角の CFD 解析結果から補間することにより空力荷重を求める簡易空力推算手法を組み合わせた空力弾性変形検討から、空力特性の修正を実施したところ、遷音速風洞及び超音速風洞における風試データが CFD 推算値に近づく傾向が得られた。また、材質データのみを用いた構造モデルと、フルポテンシャル空力解析を組み合わせた通常連成による空弾検討も実施した結果、たわみ量推算結果がほぼ一致し、簡易空力推算法の妥当性が検証された。ただし、この簡易空力推算法が、空力的非線形性の強い遷音速領域においても有効であるかどうかについては今後更に検討する必要があるものとする。

## 参考文献

- 1) 牧野好和, 野口正芳, 徳川直子, 高橋則之, 「静粛超音速研究機の空力設計」, 第 47 回飛行機シンポジウム, JSASS-2009-5019, 2009.
- 2) 本田雅久, 牧野好和, 富田博史, 進藤重美, 「低ソニックブーム設計コンセプト確認落下試験 (D-SEND) 計画」 日本航空宇宙学会第 41 期年会講演会講演集, pp.652-655, JSASS-2010-1115, 2010.
- 3) K.Yasue and K.Sawada, "Static Aeroelasticity Analysis of Wind Tunnel Model Using Discontinuous Galerkin CFD Solver" AIAA 2009-604, 2009.
- 4) S.S.Samant, J.E.Bussoletti, F.T.Johnson, R.H.Burkhart, B.L.Everson, R.G.Melvin, D.P.Young, L.L.Erickson, M.D.Madson and A.C.Woo, "TRANAIR: A Computer Code for Transonic Analyses of Arbitrary Configuration" AIAA 87-0034, 1987.