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¹⁾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²⁾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³⁾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 Cm)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 CLα, Cm-α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 強いことからも推察される通り,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ペロン(図5)を装備して おり,本風試模型においてもフラッペ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ペロンは主翼とは 別部材で構成されており,主翼キン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)





(a) 無風状態



(b) M1.6 α=11.3 度図 4 通風中の主翼変形



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



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 Tranair⁴⁾ 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, α=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-α, Cm-αの傾斜 (CLα, Cmα) 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ペ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 ペ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ペ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ペロン側面における母翼とフラ ッペロンとのギャップは無視し、母翼に沿ってフラッペロ 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









ar > Nastran Nastran > Tranai Aerodynamic Model mic:	FranStruct ver	sion 0.0.1			
nput Setting: Transi Unput (*300) E //hira/work/TranStruct/data/tran_work/aet.pop in in in transi Unput (*300) E //hira/work/TranStruct/data/tran_work/aet.pop in in in its E //hira/work/TranStruct/data/tran_work/aet.pop in in its E //hira/work/TranStruct/data/tran_work/aet.pop in in its in index in its intervention in the E //hira/work/TranStruct/data/tran_work/aet.pop in in its in index in its intervention in its intervention in its in its intervention in its	anair -> Nastran	Nastran -> Tranair	Aerodynamic Model] misc.		
Trenari Input: E./ohia/work/TrenStruct/data/tran_work/aet.pdf Trenari Output(P300): E./ohia/work/TrenStruct/data/tran_work/aet.pdg Natara Modelino load model): E./ohia/work/TrenStruct/data/tran_work/aet.pdg Intensit Nutch Gradi Association Into: E./ohia/work/TrenStruct/data/tran_work/aet.pdg Natara Modelino load model): E./ohia/work/TrenStruct/data/tran_work/aet.pdg Intensit Natura Load Model: E./ohia/work/TrenStruct/data/tran_work/aet.pdg File Stream Dynamic Pressue: 651 05 File Stream Static Pressue: 671 473 Dubut Settings: Natara Model[Load Data]: Natara Model[Load Data]: E./ohia/work/[TranStruct/data/hast_work/a5/:31d_test_inf_mf Subut Settings: Natara Model[Load Data]: E./ohia/work/[TranStruct/data/hast_work/a5/:31d_test_inf_mf Subut Settings: Natara Model[Load Data]: E./ohia/work/[TranStruct/data/hast_work/a5/:31d_test_inf_mf 5	- Input Settings-				
Transi Dupuf(P300) [E:/biia/woh/Transfutut/data/tast_woh/ast.gop mini- transi Dupuf(P300) [E:/biia/woh/Transfutut/data/tast_woh/ast.gop mini- transi Nattran Kind Association Info [E:/biia/woh/Transfutut/data/tast_woh/ast.got a mak Nattran Kodello. Iod Model [:: [E:/biia/woh/Transfutut/data/tast_woh/ast.got a mak Nattran Static Pressue : [6:105 [:: [IP]a] Free Stream Dynamic Pressue : [6:105 [:: [IP]a] Free Stream Static Pressue : [6:105 [:: [IP]a] Transfutur Addition III : [E:/biia/woh/[Transfutut/data/nast_woh/a6/J3ld_test_P1_Mf]]] Nattran Model[Load Data] : [E:/biia/woh/[Transfutut/data/nast_woh/A6/J3ld_test_P1_Mf]]] Nattran Model[Load Data] : [E:/biia/woh/[Transfutut/data/nast_woh/A6/J3ld_test_P1_Mf]]] [E:recute] mation sume Export with PloI30 Function Format		Trapair loput :	E:/obita/work/TranStruct/c	data/tran_work/ael.poi	1
Nation Model(no load model) E-/biia/woh/Tran5truct/dada/hast_woh/381_4_100427.bi ranak Nastran Load Model: E-/biia/woh/Tran5truct/dada/281 as: Nastran Model(no load Model: C-M45C50twar/M5C_Nastran/bin/hastraw exe Gitil Sealing Factor: Gitil Sea	-	Franair Outout(P3DO) :	E:/obita/work/TranStruct/c	data/tran_work/ael.gop	1
Tearin Natter Girld Sactifur for Ground Andrew Construction of the Construction of th	Naetran I	Modelfoo load model) :	E:/ohira/work/TranStruct/c	data/nart_work/e3td_4_100427.bdf	1
	Tenenie Mantene	Grid Association late :	E: Johing Augels /Transferret /	data/a3td ass	maka
Interior Loss for Control (1997) Git 3 Sandra Factor (1997) Free Stream Dynamic Pressure: [25:105 [1994] Free Stream Static Pressure: [47:473 [1994] Dubul Settings Nastram Model[Load Data]: [E:/ohia/work/franStruct//data/nast_work/d5/s3id_lest_in1_M1 [] Execute [59 mation sure Export with Plo3D Function Format ed	i i dridii i vasuari	and Association mile .	C ALCO C Shurry ALCO N	udidrisəlu, dəs	IIIdke
Free Stream Dynamic Pressue: [57.105] [LPa] Free Stream Dynamic Pressue: [57.173] [LPa] Free Stream Static Pressue: [27.473] [LPa] Dubut Settings Nastran Model[Load Data]: [E /ohis/work/[FranStruct/data/nast_work/26//38d_test_int_Mf]] Nastran Model[Load Data]: [E /ohis/work/[FranStruct/data/nast_work/26//38d_test_int_Mf]] Execute Sar mation sure Export with Plot3D Function Format red [Encode Data]:		Guid Sealing Frates	D.co	astrany biny hastranw.exe	
Free Siteam Static Pressure 47.473 [kPa] Judput Settings Nastran Model[Load Data]: [E /ohira/work.][ranStruct/data/nast_work/a5/s3td_test_int_wtr]] Nastran Model[Load Data]: [E /ohira/work.][ranStruct/data/nast_work/a5/s3td_test_int_wtr]] Execute 5e mation sure Export with Plot3D Function Format bed Function Format	Free Strea	am Dynamic Pressure :	65.105	[kPa]	
Dubut Settings Nastran Model(Load Data): E./ohirs/work./franStruct//data/hast_work/a6/x3ld_test_in1_Mf Execute 59 mation sure Export with PloI30 Function Format ed. 59	Free S	tream Static Pressure :	47.473	[kPa]	
Nastran Model[Load Data]: E /ohia/work_ffranStruct//data/nast_work/d5/s3td_tet_int_wtf Execute Sa mation sure Export with Plot3D Function Format ed Intervention format	Output Catting				
Nastran Modelp.cad Liarg): [c:/onla/word,liarchicd/043/nas/word/ac/sto_les(in_mi	ouput settings		n an a tha caracter		
Execute 59 metion sure Export with Plot30 Function Formet hed.	Nastra	n Model[Load Data] :	E:/ohira/work/liranStruct/da	ata/nast_work/a6/s3td_test_it1_M1	
Execute So sure Export with PloI30 Function Format ed.					
Execute Sa mation sure Export with PloI3D Function Format hed					
mation ssue Export with Plot3D Function Format hed				Execute	Save
Inserver save Export with PloI3D Function Format	(
	romation				
	ressure Export wi nished.	In Flot3D Function For	mat		
413 Tranair/NANTRAN インターフェース					E

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14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 Cp 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15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, α=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 回程度でほ ぼ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η=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ペ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 CLaが約 4% 程度風試結果(迎角 0°~6°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 Cmαは剛体形状解析時は約 6% 程度風試結果(迎角 0°~6°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=-0.2~0.2 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.



空力/構造通常連成解析手順 図14



図15 Tranair 解析用表面格子



空力/構造連成解析収束履歴 図16



図18 主翼捻り角及びたわみ量推算値



図19 静的空力弾性変形効果(M=1.4, Q=65[kPa])

表 1	空力係数に与える静的空力弾性変形効果	
11 1		

	$C_{L\alpha}$	$C_{m\alpha}$	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



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考える.

参考文献

- 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.
- 本田雅久,牧野好和,冨田博史,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.
- K.Yasue and K.Sawada, "Static Aeroelasticity Analysis of Wind Tunnel Model Using Discontinuous Galerkin CFD Solver" AIAA 2009-604, 2009.
- 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.