118

シミュレーションの世界

超音速旅客機開発における数値流体力学シミュレーション

松 島 紀 佐*

ABSTRACT Two leading edge research projects on next generation SST (supersonic transport) are presented from the viewpoint of simulation technology in aerodynamics. They aim the development of environmental conscious SST that has high energy efficiency and low noise. One is JAXA's (Japan Aerospace Exploration Agency) NEXST project and the other is a Biplane SST project that started at the Tohoku University. In both projects, CFD simulation is regarded as an important tool to develop high performance aircraft. In the NEXST project, it is one of the major objectives to enhance and refine CFD design techniques and construct a virtual design system in computers. Therefore an aerodynamic inverse problem design system has been developed and a natural laminar wing has been successfully designed by the design system. In the Biplane SST project, almost of the all ideas about a biplane has been examined by CFD simulation. The project shows CFD enables a researcher to build an innovative but unconventional airplane. He (She) can do many investigations to check its concept and refine the idea without wind tunnel experimental cost.

1. はじめに

オリンピックの標語でもある「より速く」というフ レーズは人類のスピードに対する憧れを示しており, 航空機は,其の憧れと人や物の地球的移動の社会的必 要性が相まって進化してきたのである.動力による初 飛行は1903年Wright兄弟によって達成され、最初の超 音速飛行は1947年にBell-XS-1に乗った米空軍大尉 Chuck Yeager によって成されている. また, 現在のと ころ最初で最後の商用超音速旅客機である Concorde は、初飛行が1969年、営業運航開始が1976年である. 超音速機に関して言えば、その後30年、軍用機は進化 し新機種がいくつか出現したが、一般旅客のための SST(超音速旅客機)の新機種は実現していない. それ どころか離陸時の事故がきっかけで Concorde は 2003 年に運航終了となっている.一方で,政治経済から観 光娯楽に至るまで人々の活動が地球規模になってきて いる現在, 高速で(つまり短時間内に長距離)移動でき る超音速機を望む声は小さくない.これまでも,実現 には至らなかったが欧米などでは継続的にSSTの改良 について研究が行なわれてきている.最近では例えば、

Computational Fluid Dynamic Simulation in the Development of Supersonic Transport. By *Kisa Matsushima* (Dept. of Aerospace Engineering, Tohoku University).

*東北大学工学研究科航空宇宙工学専攻

米国の QSP (Quiet Supersonic Platform) 計画が話題と なっている¹⁾.我々に見える限りにおいて、米国 QSP は商用民間機として旅客10人程度のビジネス超音速機 開発を近い将来のターゲットとしているようである2). 勿論,日本でも超音速旅客機の研究は行なわれている. 以下に2つの研究を紹介する.両方とも数値流体力学 (CFD)と分類されるシミュレーション技術が大きな役 割を果たしている.まず,2章では,1995年から始まっ た NEXST (National Experimental Supersonic Transport) プロジェクトについて述べる.これは,現在JAXA(宇 宙航空研究開発機構)の一部となった旧NAL(航空宇宙 技術研究所)の主導の下に行なわれている.ポスト Concorde を意識した,次世代SST 開発のための新しい 空力要素技術と進化した空力設計手法の確立を目指し たプロジェクトで^{3~5)},実際のSSTの1/10縮尺モデル 機が製作された.このプロジェクトでは,CFD(数値流 体力学)シミュレーションによる数理設計を進化した空 力設計手法(技術)として位置づけ,設計手法自体が研 究対象とされた.また、製作されたモデル機は研究成 果であるシミュレーション設計技術を駆使して設計さ れた. 続く3章では2004年から東北大学流体科学研究 所で始まった、革新的なコンセプトを用いた複葉型 SSTの基礎研究^{6~8)}について簡単に述べる.大胆な発 想を仮想現実の航空機で試し実際の設計開発に生かす ことが,計算機シミュレーションの機動性と経済性の

— 32 —

シミュレーション 第25巻第2号

恩恵の下で可能になりつつあることを示したい.

2. 従来型超音速旅客機次世代モデルの開発

2.1 開発の概要

2005年10月に日本がオーストラリアで行なった超 音速機の飛行実験3.9.10)が成功した事をご存知の方も多 いと思う.其のプロジェクトがここで述べる NEXST-1プロジェクトで、**図1**が開発された機体である³⁾、**図** 2は、其の機体がマッハ2で巡航する時の機体周りの 空気の流れのシミュレーション結果である.この機体 には(1) Arrow翼, 2) Warp翼設計理論揚力分布, 3) Arearule胴体,④自然層流翼といった新しい空力要素技術が 盛り込まれ,超音速巡航時の抵抗低減つまり揚抗比向 上というミッションが与えられた.因みにConcorde機 が太平洋横断不可能なのも運賃が大変に高額であるの も揚抗比が低いことに原因がある.抵抗低減のための 技術のうち①~③は以前から知られているが,摩擦抵 抗低減に効果のある④自然層流翼をSST形態で実現す ることは世界初の試みであった.この自然層流翼設計 はCFDシミュレーション技術と逆問題設計ソルバーを 用い計算機上で首尾よく行なわれた.この経過を2.2



図1 NEXST-1飛行実験モデル³⁾



図2 NEXST-1 周りの流れ Navier-Stokes シミュレーション結果:マッハ2.0, 迎角2°, 高度15,000m を巡航中の空気の流れ

で述べる.空力における逆問題設計とは,良好な空力 性能に至る圧力分布を入力して方程式を解き,形状を 解として求める方法である.対比される設計法には最 適化法があるが,最適化法より計算量が格段に少ない ことが,逆問題解法の長所である.

飛行実験の結果は現在解析中であるが, それ以前に 行なわれた風洞実験やCFDシミュレーションによって 得られた NEXST-1 の性能を換算して Concorde 機と比 較することで、揚抗比の向上が確かめられている. Concorde 機 6.9 に対して NEXST-1 では 8.3 である. 太 平洋横断には11以上必要であり更なる改善が望まれる ものの、この揚抗比20%向上という数字は画期的な値 である.NEXST-1は翼と胴体の空力性能向上に注目し た機体開発であったので無推進系クリーン機体モデル が開発され飛行実験が行なわれた. 推進系がないため ロケットに乗せて飛行高度の22,000m上空に到達させ, そこでロケットを分離させる.其の後, NEXST-1モデ ル機を制御し上空18,000m~15,000mでマッハ2の巡 航状態に至らしめ,各種物理量を計測する.詳しくは, 参考文献4.5)を参照して頂きたい.其の飛行実験時の 打ち上げの様子が図3と図4である³⁾.飛行実験の立 案・計画においても様々な段階でCFD解析が利用され た.其の一例のシミュレーション結果を図5に示す.図 5は、超音速飛行状態でNEXST-1実験機とロケットを 分離する際の空間圧力等高線図で,物体各部にかかる 力を見ることが出来る.

2.2 自然層流翼CFD設計

Concordeの様に細長い胴体に大きな後退角を持った デルタ形主翼をつけた従来型SSTにおいては抵抗の約



図3 NEXST-1 飛行実験:打ち上げ直前3)

平成18年6月

120



図4 NEXST-1 飛行実験:打ち上げ直後³⁾



図5 NEXST-1とロケット周りの流れ:飛行実験分離時の Navier-Stokes シミュレーション結果

半分が摩擦抵抗である.そのため、摩擦による抵抗の 低減技術は次世代SST開発にとって必須であるといわ れる.其の低減処法のひとつが主翼表面の流れが出来 るだけ層流状態を保つように翼の表面形状を工夫する 自然層流翼設計である.境界層遷移理論によるとデル タ形の翼上面で層流状態が長く続くためには翼の各ス パン位置において,前縁近傍で急激に膨張しその後主 流方向にほぼ一定値となるステップ関数的な圧力プロ ファイルを持つべきであると推論される.この時,翼 下面の圧力プロファイルは誘導抵抗と呼ばれる揚力に 起因する抵抗を最小にするように決定する(図8のTarget 圧力参照). そのような圧力分布を実現できる形状 を決定することが出来れば,自然層流翼が設計できる わけである. つまり, 逆問題を解く設計手法が必要と され,その手法や設計システムがNEXST-1プロジェク トで独自に開発された11~13).

(1) 線型理論による Baseline 形状の設定

NEXST-1主翼の逆問題設計を行なうためには、初期



図6 NEXST-1 自然層流翼設計の BASELINE 形状: 平面図と側面図(目盛りはインチ)



図7 NEXST-1自然層流主翼の逆問題反復解法設計フロー チャート

値となるBaseline形状をまず設定しなければならない. 其の設定も超音速線型理論の数学モデルを用い計算機 上で行なわれた.線型理論は翼厚を無視した近似であ るため,翼表面(上下面)の形状は決定できない.そこ で,線型理論で決定された平均面に,NASAで開発さ れたNACA66003翼型とBoeing社で以前研究されてい たSSTの翼厚分布とを混合した厚みを乗せたものが表 面形状とされた.Baseline形状の平面図と側面図を**図6** に示す.

(2) 翼表面形状の逆問題設計…)

図7が超音速逆問題設計の流れ図である.初期形状 (f₀)から出発し,CFDシミュレーションと逆問題解析 (形状修正)を交互に繰り返し,シミュレーションで求 まった実現圧力分布が目標圧力分布に十分近くなった ところで設計終了とする反復手法である.逆問題は目 標圧力と現在の形状で実現された圧力分布の差(ΔCp) を与えると形状の修正量(Δf)を解として算出するよう に定式化した.3次元超音速ポテンシャル流の双曲型

— 34 —

シミュレーション 第25巻第2号

偏微分方程式が基礎方程式である.其の方程式を、グリーン関数を用いて積分方程式に変形し、圧力分布 (Cp(x, y))から翼表面形状曲面(z = f(x, y))を決める数 学モデルとした.圧力分布の評価はNavier-Stokes シ ミュレーションで行った.

設計は飛行速度マッハ2.0, 機体長11.5m, 飛行高度 15,000m, 揚力係数(無次元量)0.1 という条件でなさ れ, 翼厚拘束条件として翼断面の最大厚みの上限と下 限が指定された.図7に矢印で手順の示される設計 ループを12回反復後,実現圧力と目標圧力の差が最小 となったので,その結果を設計形状とした.設計結果 を図8に示した.(a)に70%半スパン位置(図6参照)に おける Baseline 形状と設計形状での Cp分布を,(b)に 翼断面形状をプロットしている.Baseline 形状が大き く修正されていることがわかる.(a)図には,設計形状 Cp分布と重なってしまい,判別しにくいかもしれない が,目標としたTargetのCp分布を実現できる,従 来にはない翼断面形状が得られたことがわかる.

3. 革新的形状の超音速旅客機の開発

規定のページ数を多少超えるかもしれないが, CFD シミュレーションを創造的な設計ツールとして利用し ている研究について是非触れておきたい.この研究は シミュレーションの経済性と機動性を背景に, 革新的 な航空機のアイデアを計算機上で実現し其の概念を検



図8 設計初期と終了時点での(a)実現圧力(Cp)分布と(b)
形状の比較:主翼の70%半スパン断面位置(図6参照)での比較

討するという, CFDの航空機開発における将来的な役 割を示唆する試みと見ることが出来るからである.

この研究では、従来のSSTに用いられている1枚翼 の形状にとらわれず, 複葉翼のコンセプトを新しく導 入する. つまり, 超音速飛行に随伴する強い衝撃波を, 翼間での相互干渉を利用して消滅させようとするもの である.このアイデア自体は古く、ドイツの航空力学 者である Busemann により 1935 年に発表された¹⁴⁾.彼 はDiamond 翼をコード長方向に切って、衝撃波の立つ 面を向かい合わせる事により,外部に漏れる衝撃波を 完全に相殺できる事を線型理論により示したとされて いる¹⁵⁾. 翼の厚み(体積)に起因して衝撃波が発生し造 波抵抗(体積依存造波抵抗)を生じるのであるが, Busemannnによると翼面上の衝撃波(圧縮波)と膨張波 の相互干渉を巧みに利用する事により,其の抵抗を著 しく低減させる事が可能である.多少の飛躍を許して 頂くなら、通常のSST機体では全抵抗の30%程度を占 める体積依存造波抵抗の大幅な低減を複葉SSTで実現 できると考えることが出来るわけである.このコンセ プトに基づくSST概念設計の研究は、2003年7月に東 北大学流体研究所に招聘教授として着任された楠瀬一 洋博士(現在は防衛庁第3研究所副所長相当主任研究 官)によって始められ,現在は楠瀬博士と東北大学の共 同研究の形で進行中である7,8,18~21). 図9に東北大学 流体研の静粛複葉SST構想イメージ想像図⁷⁾を示す.x 軸が空気の流れの主流方向.図10は複葉翼を取り出し てモデル化した翼単体での超音速飛行シミュレーショ ン(マッハ1.7, 揚力は0)の結果圧力分布である.

Busemann のアイデアを現代の CFD シミュレーショ ンを用いて追確認した計算結果の可視化図が図11と 図12である.マッハ1.7で飛行した場合の圧力分布を 示している.凝縮された細い線状に見えるのが衝撃波 で,扇状に広がっていくのが膨張波である.図11のダ イアモンド翼では、衝撃波や膨張波の圧力変化の擾乱 が空間に広がりそのため大きな抵抗が生じるが,図12 の複葉形状ではそれらが相殺され空間への擾乱が少な くなっていることがわかる. 流体現象は非線形現象で あるので線型理論の通りには行かず, 擾乱を完全に消 滅されることは出来ない.しかしながら,空間への影 響が大幅に削減されていることが確認できる.更に、図 12の複葉翼型を Baseline とし逆問題設計を行って性能 を改善した複葉翼型を図13に示す.特に上側の翼に関 し,上面の傾斜と下面後縁の形状が変化している.外部 への影響が更に削減されている. Busemannのアイデア は揚力=0のものであったが、この逆問題設計により、

平成18年6月

— 35 —



飛行に必要な揚力を持ちながら抵抗の少ない翼型を提 案できることが確認された.定量的な議論などは文献 17,21)に譲る.其のほか,この研究では複葉のコンセプ トを実用的に応用するためいろいろな取り組みが CFD シミュレーションによって行なわれている^{18~21)}.

4. 終わりに

CFDシミュレーションの航空機開発への先駆的な応

用例を,超音速旅客機を対象に解説した.1つはJAXAのNEXSTプロジェクト,他方はソニックブーム低減と抵抗低減を狙った複葉型SST構想である.両方ともCFDシミュレーション技術が大きな役割を果たしている.

NEXST プロジェクトでは CFD シミュレーションに よる数理設計を進化した空力設計手法(技術)として位 置づけ,設計手法自体が研究対象とされた.実際的な

シミュレーション 第25巻第2号

航空機開発において主体的な役割を担えるまでに,効率と信頼度を高める研究がなされた.飛行実験のためのモデル機は研究成果であるシミュレーション設計技術を駆使して設計された.ちなみに,超音速巡航時の 揚抗比向上のため,摩擦抵抗低減に効果のある自然層 流翼設計を中核とする翼設計がCFDシミュレーション と逆問題設計ソルバーを用い計算機上で首尾よく行な われた.製作されたモデル機の飛行実験結果は現在解 析中であるが,CFDに従事するものとして,飛行実験 結果とシミュレーション結果が合理的に一致し,計算 機仮想設計の信頼性が確認されることを願っている.

複葉型SST構想は、革新的な航空機のアイデアを計 算機上で構築し、其の概念を検討・洗練するという形 ですすんでいる.これはCFDの新たな活用法と捉える ことが出来、航空機開発におけるシミュレーションの 未来的な役割を示唆しているといえる.大胆な発想を 計算機上の仮想現実の航空機で試し実際の設計開発に 生かすことが可能になりつつあることを示していると 思えるからである.本文には述べていないが、そのた めにはCFDの信頼性の定量的評価の研究や、CFD設計 の効率性・機動性をさらに高める研究が必要である.

参考文献

- C. Boccadoro, D. Graham et.al.: Origin of the Shaped Sonic Boom Demonstration Program, AIAA Paper 2005-0005, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting (2005)
- 2) http://www.aerioncorp.com/
- 3) http://www.apg.jaxa.jp/res/stt/index.html
- 4) K. Sakata: Supersonic Experimental Airplane (NEXST) for Next Generation SST Technology, AIAA Paper 2002-0527, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting (2002)
- 5) 吉田:小型超音速実験機の空力設計,日本流体力学会誌, 18,287/290 (1999)
- 6) K. Kusunose, K. Matsushima, et.al.: A Fundamental Study for the Development of Boomless Supersonic Transport Aircraft, AIAA Paper 2006-0654, 44th AIAA Aerospace Sciences Meet-

 $ing \ (2006)$

- 7) http://www.ifs.tohoku.ac.jp/edge/j_project.html
- 8) http://www.jsass.or.jp/aerocom/kenkyukai/index.html
- 9) 平子,町田,大貫,吉田ほか:小型超音速実験機の開発・ 飛行実験1,第37期日本航空宇宙学会年会講演集,2A1-2A4,30/45 (2006)
- 10) 高戸谷,多田,村上,本田ほか:小型超音速実験機の開
- 発・飛行実験2,第37期日本航空宇宙学会年会講演集, 2A5-2A8,46/61 (2006)
- 松島,岩宮,ほか:逆問題解法を用いたNAL-SSTの主翼 設計,航空宇宙技術研究所特別資料,SP-41,191/196 (1999)
- 12) Shinkyu Jeong, Kisa Matsushima et.al.: Inverse Design of Supersonic Airfoils Using Integral Equations, Journal of Aircraft, 36, 606/608 (1999)
- K. Matsushima, T. Iwamiya, K. Nakahashi: Wing Design for Supersonic Transport using Integral Equation Method, International Journal Engineering Analysis with Boundary Elements, 28, 247/255 (2004)
- 14) A. Busemann,: Aerodynamic lift at supersonic speeds, Luftfahrtforschung, 12, 210/220 (1935)
- 15) Liepmann, H. W. and Roshko, A.: Elements of Gas Dynamics, John Wiley & Sons, Inc., New York, 107/123 (1957)
- 16) 松島, 丸山, 中野, 中橋: 波の干渉を利用した低ブーム・ 低抵抗の超音速機の空力設計, 第36期日本航空宇宙学会 年会講演集2A3, 130/133 (2005)
- 17) 丸山,松島,中橋,楠瀬:低ブーム・低抵抗の複葉型超音 速機の空力設計,日本流体力学会年会,AMO05-23-012, 1/6 (2005)
- 18) 山下,米澤,大林,楠瀬:形状変化を用いた二枚翼におけるチョーク回避法の検討,第37期日本航空宇宙学会年会 講演集,2C16,187/188 (2006)
- 19)米澤,山下,大林,楠瀬:超音速複葉翼における後退角と テーパーの効果の比較,第37期日本航空宇宙学会年会講 演集,2C17,189/190 (2006)
- 20) 松島, 楠瀬, 丸山, 中橋: 複葉超音速翼研究の歴史と理論 的展望, 第 37 期日本航空宇宙学会年会講演集, 2C14, 183/186 (2006)
- 21) D. Maruyama, K. Matsushima et.al.: Aerodynamic Design of Biplane Airfoils for Low Wave Drag Supersonic Flight, AIAA paper 2006-3323, The 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference (2006) (to be presented in June 2006)