

[共同研究成果]

航空機の空力解析・設計における CFD の活用

中橋和博, 中山亮, 渡辺匠
工学研究科航空宇宙工学専攻

1. はじめに

ボーイング 787 の 1 号機が最近公開されてマスコミで取り上げられた。既に 700 機程の受注を獲得して、新型機の事前受注としては航空機史上最速のペースとのことである。炭素繊維複合材の革新的に大幅な採用によるメンテナンスコスト低減と燃費向上がエアラインへのアピールになったのであろうが、空力形状でも CFD を用いて最適設計がなされ効率改善につながっているものと思われる。今年 6 月のパリエアショーでは、我が国 40 年ぶりの国産旅客機と云われる MRJ (Mitsubishi Regional Jet[1]) のモックアップが公開された。この空力設計にも CFD を用いた最適化が駆使されている[2]。100 年の歴史を経て今日の航空機の形状は洗練されたものになっているが、環境問題からのニーズと、計算機および CFD を含む計算力学の発達により、空力形状をさらに洗練すべく最適設計技術が活用されている。

当方の研究室では航空機応用を目的に CFD アルゴリズム開発とその応用研究を情報シナジーセンターのサポートの下で行っている。ここでは誌面を借りて、最初に飛行機の空力に関する基礎的な事柄を解説して航空機の形や付随する空気力学に興味を持ってもらうことにした。後半は今年度に行った CFD の応用研究の紹介である。

2. 揚抗比がすべて

飛行機の空力設計には様々な要求が課せられるが、こと旅客機の巡航時の燃費性能に関しては揚力と抗力の比、揚抗比 (L/D) を大きくすることが最も重要になる。これは巡航時の力の釣り合いを考えると容易に理解できよう (図 1)。飛行機にかかる力は重力 W 、揚力 L 、抵抗 D と推力 T の 4 つであるが、水平・等速度の巡航飛行では、図のように揚力と重力、推力と抵抗が釣り合っている。

$$L = W, \quad T = D \quad (1)$$

水平定常飛行を維持するには抵抗に等しい推力が必要であり、これを必要推力 T_R (thrust required) と呼ぶ。これは (1) 式から次のように書ける。

$$T_R = \frac{W}{L/D} \quad (2)$$

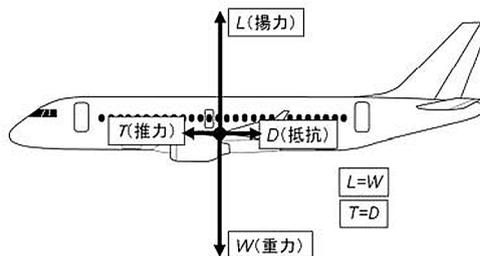


図1 巡航時の飛行機の釣り合い

表1 翼のアスペクト比と揚抗比

	アスペクト比	揚抗比
Boeing 747	7	15
グライダー	20 ~ 40	40 ~ 60
Space Shuttle	2.3	4.7
パラグライダー	2.6 ~ 5	6 ~ 10
スズメ	6	4
アホウドリ	19	20

つまり、揚抗比が大きいほど小さな推力で巡航飛行できる。

具体的に、400トンの重さのボーイング747型機を水平飛行させるのに必要な推力を考えてみよう。この機体の揚抗比を15とすると、式(2)から必要推力は約27トン(約 2.7×10^5 N)、つまり1発あたり7トンのエンジンを4発積みばよいことが分かる。ただし実機は、最大推力が約27トンのエンジンを4発積んでいる。離陸上昇時に大きな推力が必要なためである。また、この事からエンジン4発の内、3発まで止まったとしても残りの1発で巡航が可能であることも分かる。

表1に様々な飛行物の揚抗比を示す。高性能なグライダーの揚抗比は60もあり、これは1 m降下する間に60 mも前進できることを意味する。揚抗比は翼の細長さ、つまりアスペクト比に大きく依存することも表から読み取れよう。後で述べる誘導抵抗に関連している。さらには、アスペクト比の小さなスズメは揚抗比も小さく絶えず羽ばたいて飛ぶのに対し、細長い翼を持つカモメやアホウドリは滑空飛行を得意としていることも理解できる。鳥が誘導抵抗を減らす翼を如何にして獲得したのか、生物の進化の妙である。

3. 空気抵抗との闘い

揚力 L は飛行機の重さで決まり、水平飛行ではそれ以上は要らない。従って、揚抗比 L/D を大きくするには抵抗 D を小さくすれば良い。この意味で、過去100年の飛行機の発達は空気抵抗との闘いであったとも言えよう。

飛行機の空気抵抗は形状抵抗(または有害抵抗)と誘導抵抗に分けられ、抵抗係数(無次元係数)では次式で表される。

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,i} = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi e A} \quad (3)$$

つまり、全機の抵抗係数 C_D は、揚力が無い場合の抵抗係数(零揚力抵抗係数) $C_{D,0}$ と、揚力の発生に伴いその2乗で増加する抵抗係数 $C_{D,i}$ (誘導抵抗係数)との和として表される。ここに A はアスペクト比である。 e はオズワルド効率係数(スパン効率係数)と呼び、通常は0.7~0.9である。

形状抵抗は図2に示すように、さらに摩擦抵抗と圧力抵抗に分けられるが、後者の発生要因である流れの剥離は飛行機では極めて少なく、つまり摩擦抵抗が主である。これは機体表面積(濡れ面積)に比例し、亜音速機の場合には全抵抗の約半分ほどにもなる。図3のBWB (Blended-

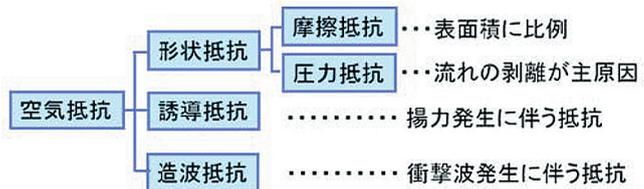


図2 抵抗の要因

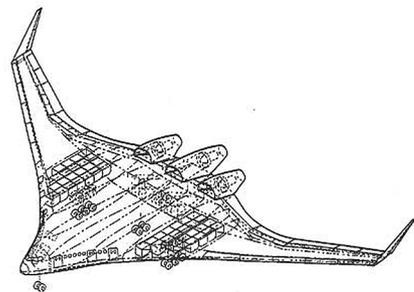


図3 800人乗りを想定したBWB機



図4 HondaJet

Wing-Body) 機[3]では、胴体と翼を一体化することで濡れ面積を減らして揚抗比を上げることが狙っている。BWB機はそのエンジン配置から空港騒音対策としても注目されており、10~20年後には実用化されようとの記事もある[4]。小型機では自然層流翼の採用で摩擦抵抗を低減する試みもしばしば用いられ、最近の例では図4のHondaJetがある[5]。この機体では、翼の上面にエンジンを配置してキャビン内スペースを大きくしている点も特徴[6]で、空力的にも興味深い形状である。



図5 Global Flyer

誘導抵抗は揚力発生に伴うもので、亜音速機では全抵抗の30~40%を占める。翼端渦に起因していることから、その低減には表1あるいは式(3)から明らかなように、アスペクト比の大きな翼を用いることが有効である。図5は単独無着陸・無給油世界一周飛行の世界記録を2005年3月に達成したGlobal Flyerの写真[7]であり、アスペクト比の大きな翼と燃料搭載のための双胴機形状が特徴である。翼端に付けられたウイングレットも誘導抵抗を低減するための工夫の一つである。

超音速で飛行する場合は、衝撃波の発生による造波抵抗がさらに加わる。マッハ0.8前後で飛行するジェット旅客機でも翼表面近くの流れは局所的に超音速になって衝撃波が発生するため(図6)、超音速域の発生を遅らせるために翼に30度~35度ほどの後退角が用いられる。最近の旅客機では、CFDによる翼型設計技術が後退角を減らすなり、より厚い翼を用いることを可能にして航続距離を延ばすことに大きく寄与している。

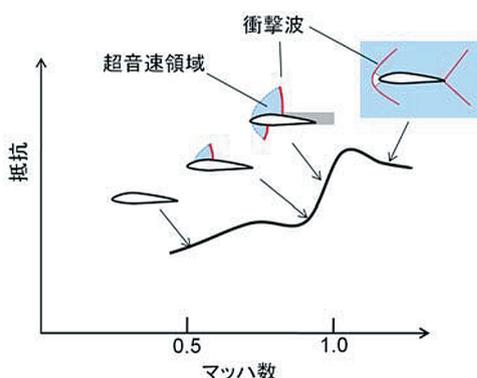


図6 揚力一定のもとでの抵抗のマッハ数変化

超音速飛行時は衝撃波の発生は避けられない。そのため多くの超音速機ではコンコルド(図7)に代表されるように、巡航マッハ数のマッハ円錐内に翼が収まるような後退角(マッハ2では60度以上)を持つデルタ翼が用いられる。後年の超音速旅客機研究では、超音速だけでなく離着陸や遷音速飛行での性能も改善するために翼根側は大きな後退角の亜音速前縁、翼端側は浅い後退角で超音速前縁をもつダブルデルタ形状を用いるのが多い。

超音速旅客機は、大型機に関しては経済性とともにソニックブームの問題で実現性がまだ見えない。低ブーム形状設計は最適化手法の重要な応用課題でもある[8]。しかし、比較的小型のSSBJ(超音速ビジネスジェット)はニーズも見込まれ、且つ飛行マッハ数や低ブーム設計でソニックブーム強度もかなり低減できることから実現可能性が大きい[9]。また、比較的小型であることから図8のように後退角を小さくして横流れ不安定を減らすことで層流翼を実現する試みも検討されている[10]。ブーゼマンの複葉機コンセプトを使った案[11]は、造波抵抗とソニックブームの両方を解決するためのブレークスルーをもたらすかもしれない。

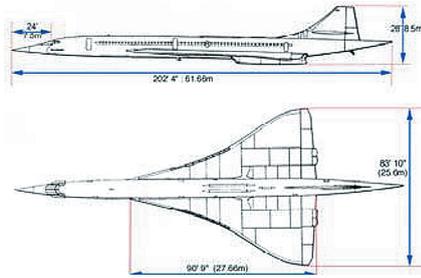


図 7 コンコルド (1976 年～2003 年に主に大西洋路線に就航)



図 8 計画中の SSBJ (Aerion 社の案)

4. 航空機の CFD

CFD は、80 年代から 90 年代に掛けてアルゴリズム研究が大幅に進展し、今日では旅客機開発の際に CFD で空力形状を絞り込むことで風洞試験を大幅に減らし開発期間とコスト削減に大きく貢献している。最近の例として、図 9 は 2007 年に開発された 4 人乗り単発ジェット試験機 [12] であるが、先行機 (Eclipse500) の開発ノウハウと、空力設計を風洞を用いずに CFD だけで行うことで設計から初飛行までを 7 ヶ月という極めて短期間で行った。



図 9 Eclipse concept jet

しかし、現状の CFD が航空機空力解析・設計に十分である訳でもない。先に述べた空気抵抗係数では 1% 以下の予測精度が CFD に期待されているが、米国での最近の抵抗予測ワークショップ [13] では CFD 結果は 10% 程のばらつきが出ている。高精度化は未だに重要な研究課題である。一方、空力形状の最適設計には CFD は威力を発揮している。CFD は絶対精度には課題が残るものの、形状修正が空力係数に及ぼす影響の評価には十分であり、例えば MRJ への応用は昨年度の報告 [14] で述べた通りである。ここでは、今年度に行ってきた高揚力形態での予測精度の改善のための研究と、音速機の最適設計研究の 2 例を紹介したい。

4.1 旅客機の着陸形態 CFD

旅客機では巡航の空力性能が航続距離、つまりは飛行機の燃費を決めるのに重要であるが、離着陸時の空力性能も滑走路長や安全性、そして搭載貨物量にも影響して大事な要素である。例えば Boeing767 サイズの旅客機では、離陸時の揚抗比を 1% 向上すると搭載荷物重量を約 1.3 トン増加、着陸時の最大揚力を 1.5% 向上すると約 3 トンの搭載重量増加を得ると言われている [15]。

離着陸時は図 10 のように、翼の前方にスラットという小翼、後方にはフラップをせ

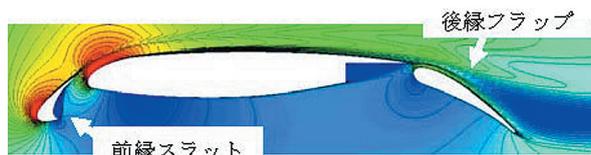


図 10 着陸時の翼断面と CFD による等マッハ線図 (赤いところが高速流)

り出して大きな揚力を発生させている．しかしながら，スラットやフラップにより翼周りの流れは複雑なものになり，CFD での精度良い予測が未だに困難な流れ場でもある．

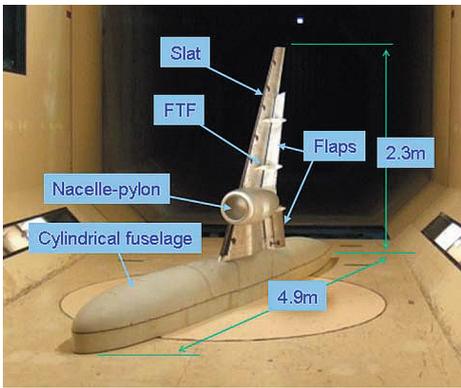


図 11 着陸形態での風洞試験 (JAXA)

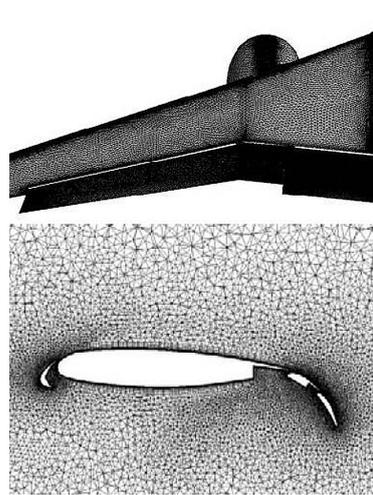


図 12 着陸形態に対する四面体-プリズム非構造格子

JAXA では図 11 のような着陸形態の風洞試験を実施し，その空力係数予測の CFD ワークショップを開催した [16]．我々もこの WS に研究室で開発したナビエ・ストークスソルバー (TAS-Code [17]) で参加し，計算アルゴリズム，格子密度，乱流モデル等の計算精度への影響を調べている [18]．図 12 はその際に用いた格子の一例であり，格子点数は 5.4×10^6 (coarse)， 8.6×10^6 (medium)， 13×10^6 (fine) の 3 段階を用意して精度を調べた．計算条件はマッハ数 0.175，レイノルズ数は 2.1×10^6 である．

図 13 に揚力係数 (C_L) と抵抗係数 (C_D) の線図の実験値との比較，図 14 に 24.5% スパン長断面での圧力分布を示す．UMUSCL という精度改善手法で計算結果は実験値に近づいているものの，特に空力係数の実験値との差は大きい．スラットやフラップを展開した着陸形態では，図 15 に示すようにフラップ後縁やスラット下面等で流れが部分的に剥離すること，また巡航時よりもレイノルズ数が小さくなることで，前縁近くで境界層が部分的に層流になること等が実験値との不一致の原因と見られる．図 16 は斜め前方の下か

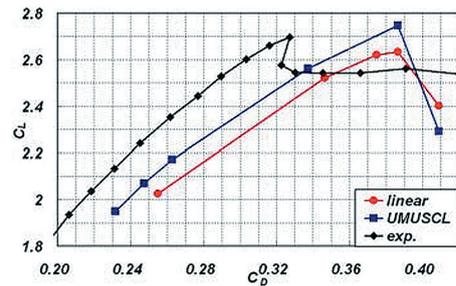


図 13 C_L - C_D 線図 (迎え角 10°)

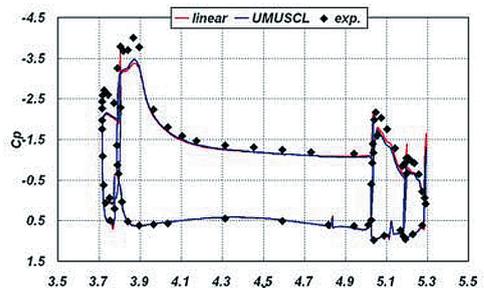


図 14 圧力係数分布 (24.5% スパン長位置，迎え角 10°)

らエンジンナセルと翼下面を見た図で、色は全圧損失を示している。エンジンナセルからの剥離や翼からの後流等、複雑な物理現象が絡んでいる様子が見て取れ、このような境界層遷移、剥離、それらの干渉を伴う着陸形態 CFD は未だに難しい計算対象である。風洞実験においても、図 11 に見られるように大きな迎え角時の実験では風洞側壁の影響が大きくなり測定精度にも疑問が残っている。

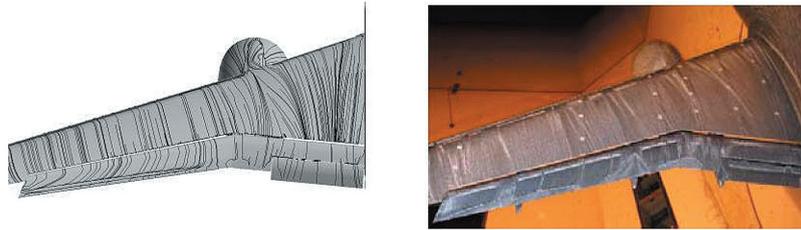


図 15 計算（左）と実験での表面流線の比較。フラップ後縁での剥離の様子が見える。

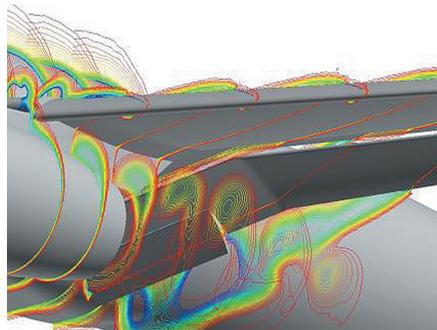


図 16 下方から見た流れの様子(迎え角 10° , 色は全圧損失)

4.2 音速機の空力最適化研究

現在のジェット旅客機は、マッハ数 0.8~0.85 (音速の 80%から 85%の速度) で飛行しているが、より速い旅客機を望む声は大きい。しかし、超音速旅客機は先に記載した問題等でまだ開発に時間がかかるため、音速に近い速度で巡航可能な音速機案が出てきた。2001年に米ボーイング社が発表した Sonic-Cruiser 開発計画である [19, 20]。250 人前後の乗客を乗せ、マッハ数 0.95~0.98 で巡航できる性能を持つ。その機体は超音速機の技術を応用したカナード翼やストレークのついた主翼を供えた斬新な形状である。



図 17 ボーイングの Sonic Cruiser 案

しかし、エアライン側の評判等でボーイングは従来形状の新型機 B787 の開発を優先した。エアラインはスピードよりも経済性や快適性を選んだためであろうが、カナード翼の斬新な形状を受け入れなかったことも一因と言われている。

そこで本研究では、Sonic-Cruiser のようなカナードではなく、既存の遷音速旅客機形状を基に、マッハ 0.95 巡航の音速旅客機が実現可能かを CFD により検討してみた。ベース形状として Drag Prediction Workshop 用に開発された遷音速機モデル DLR-F6[13]を用い、遺伝的アルゴリズム (GA) を用いて空力形状最適化を行う。

図 18 は主翼最適化の際に用いた形状定義設計変数 (10 個) であり、目的関数は揚抗比最大化とする。最適解の探索は 30 世代、各世代の個体数は 32 である。流体解析には TAS-code の Euler 計算を用いたが、総数 960 の膨大な計算量に対処するために GA 計算部分に MPI 並列を適用した。

図 19 は、主翼最適化においての世代を進めることによる揚抗比 (縦軸) の向上履歴と、最終解の主翼形状である。最終解は、音速近いマッハ数での造流抵抗を最小にするために、胴体側でのおおきなストレークを持つ興味深い形状となった。

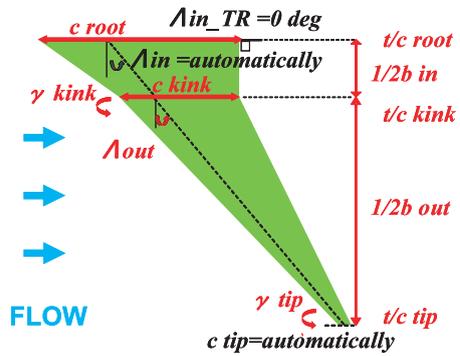


図 18 主翼の形状定義設計変数

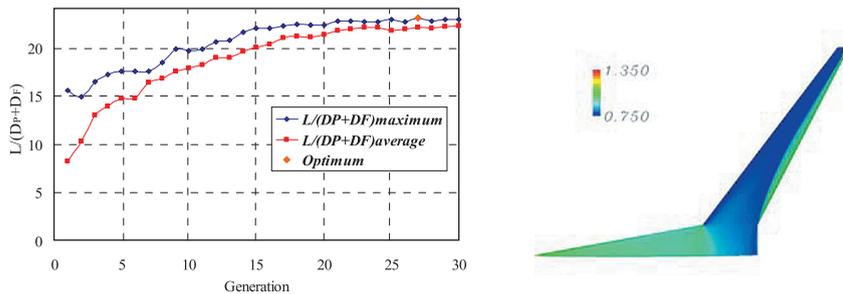


図 19 主翼最適化の履歴 (左), および最適解の主翼形状とその圧力分布 (右)

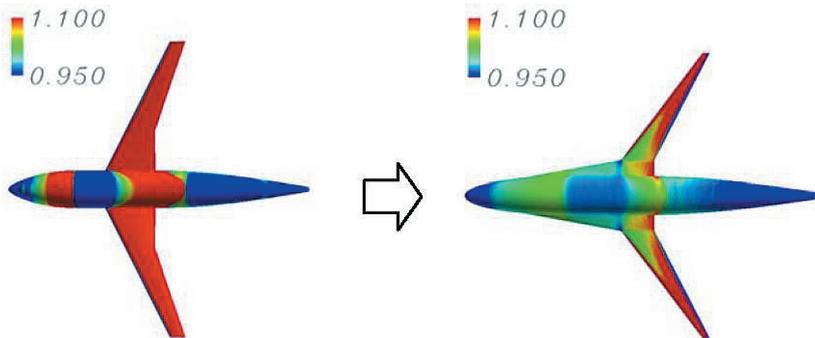


図 20 原型と最適形状の圧力分布 (飛行マッハ数 0.95)

更に主翼の胴体への装着位置の最適化を行い、翼胴形態 (尾翼やエンジンはまだ付け

ていない) での最終結果を図 20 に示す。カラーはマッハ 0.95 飛行時の圧力分布を示している。従来機形状に比べ主翼および胴体面での圧力分布が穏やかになっている。また、図 21 はマッハ 0.95 での衝撃波を可視化したもので、従来機形状で生じている強い衝撃波が最適結果では非常に抑制されていることが確認される。揚抗比は約 17.3 となり、経済的に実現可能な音速機性能が得られたと言えよう。

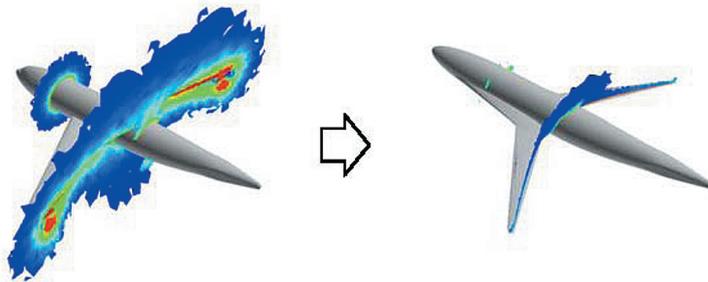


図 21 原型と最適形状の衝撃波の可視化（飛行マッハ数 0.95）

5. おわりに

航空機設計において CFD を用いた最適化技術は、すでに *MRJ* 等の実機開発に使われ成果を挙げている。しかし、CFD の精度や演算量、形状定義、効率よい最適化手法など、まだまだ研究課題が残されている。これに対処するために当方では新たなソルバー開発を東北大学情報シナジーセンターの協力も得て進めている。今後、計算機の進歩とともに CFD 技術は解析・設計だけでなく、空力騒音の低減や運動特性、概念設計など、更に応用範囲が拡大することが予想される。

参考文献

- [1] <http://www.mrj-japan.com/>
- [2] K. Takenaka, S. Obayashi, K. Nakahashi, K. Matsushima, “The Application of MDO Technologies to the Design of a High Performance Small Jet Aircraft,” *35th AIAA Fluid Dynamics Conf. and Exhibit, AIAA 2005-4797*, 2005.
- [3] R. H. Liebeck, M. A. Page, B. K. Rawdon, “Blended Wing Body Subsonic Commercial Aircraft,” *AIAA Paper 1998-0438*, Jan. 1998.
- [4] “Flight test time for the blended wing body,” *Aerospace America*, Oct. 2006, pp.29-33.
- [5] M. Fujino, Y. Yoshizaki, Y. Kawamura, “Natural-Laminar-Flow Airfoil Development for a Lightweight Business Jet,” *Journal of Aircraft*, Vol.40, No.4, pp.609-615, 2003.
- [6] M. Fujino, H. Oyama, H. Omotani, “Flutter Characteristics of an Over-the-Wing Engine Mount Business-Jet Configuration,” *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA 2003-1942*, April 2003.
- [7] <http://www.scaled.com/projects/globalflyer.html>
- [8] Y. Makino, “Near-field Inverse Design using Gradient-based Optimization with Continuous Adjoint Sensitivity Analysis,” *CFD Journal*, **12** (3), pp.509-515, 2003.
- [9] 「超音速機技術の現状と展望」, *ながれ*, 25 巻 4 号, 2006.
- [10] *Jane's all the world's aircraft*, 2006-2007, pp.607

- [11] K. Kusunose, K. Matsushima, Y. Goto, H. Yamashita, M. Yonezawa, D. Maruyama, T. Nakano, "A Fundamental Study for the Development of Boomless Supersonic Transport Aircraft," *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2006-654*, 2006.
- [12] <http://www.eclipseaviation.com/>
- [13] <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/>
- [14] 山崎渉, 松島紀佐, 中橋和博, "空気抵抗分解法を用いた高精度抵抗値予測と抵抗要因可視化," 東北大学情報シナジーセンター誌「SENAC」, 2006.
- [15] P. K. C. Rudolph, "High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners," *NASA CR-4746*, 1996.
- [16] Y. Yokokawa, M. Murayama, Y. Ito, K. Yamamoto, "Experiment and CFD of a High-lift Configuration Civil Transport Aircraft Model," *AIAA-2006-3643*, 2006.
- [17] K. Nakahashi, Y. Ito, and F. Togashi, "Some challenges of realistic flow simulations by unstructured grid CFD," *Int. J. for Numerical Methods in Fluids*, **43**, pp.769-783, 2003.
- [18] R. Nakayama, K. Matsushima, K. Nakahashi, "CFD Validation about High-Lift Configuration of Civil Transport Aircraft," to be presented at AIAA Aerospace Science Meetings, Reno, Jan. 2008, 及び修士論文 (2008年3月予定) .
- [19] <http://www.boeing.com/news/feature/concept/>
- [20] M. Hepperle, "The Sonic Cruiser – A Concept Analysis," *Int. Symposium "Aviation Technologies of the XXI Century: New Aircraft Concepts and Flight Simulation," Aviation Salon ILA-2002*, Berlin, May 2002
- [21] T. Watanabe, W. Yamazaki, K. Matsushima, K. Nakahashi, "Wing Shape Optimization of a Near-Sonic Passenger Plane," *25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Miami, AIAA-2007-4168, June 2007, 及び修士論文 (2008年3月予定)