

14 三菱名航におけるCFD統合シミュレーションの現状と展望

海田 武司^{*1}, 渡邊 直樹^{*2}

The Present State and Future Views of Multi-Integrated CFD Simulation on MHI Nagoya Aerospace Works

by

Takeshi KAIDEN^{*1}, Naoki WATANABE^{*2}

ABSTRACT

CFD simulation associated with other analysis is necessary for the makers in order to keep flight and experiment safety. This paper shows several applications that were calculated so far in our company. First application is coupled with motion dynamics to simulate the separation from another body and the rotation of helicopter blades. Next one is done with the acoustics analysis to obtain the HSI noise intensity. Last one is done with the structure analysis to capture the transformation of the space plane. CFD analysis associated with dynamic structure problems will be anticipated to be intensified as the collaborative work of the industries, government and universities.

1. はじめに

航空・宇宙機器メーカーである当社は、早くよりCFDを空力設計ツールとして風洞試験と補完しながら活用してきた。ハードとソフトの両面でCFDもかなり熟してきており、純粋な空力形状設計にはルーティンワーク的に用いている。しかし、設計の現場からは、純粋な空力形状設計のみならず、他分野との統合による現象解明及びそれを考慮した空力設計の要求が年々増加しているのが現状である。

ここでは、当社がこれまでに実施してきたCFD統合シミュレーションの解析例と将来の展望について述べる。

2. 統合シミュレーションの現状

2. 1 分離解析

2. 1. 1 概要

構造格子のChimera手法を用いたCFD解析と6自由度（位置、姿勢角の各々3変数）の運動解析を統合している。

計算手順としては、まず親物体と子物体が結合した状態の定常CFD解析を行い、そこで得られた子物体の空気力を用いた子物体の運動解析を行う。次に運動解析により得られた結果を用いて子物体の格子を移動・回転させ、次の時間ステップへ進む。図1に解析フローチャートを示す。

本手法では、定常状態での風洞試験とCFD解析の結果を補間して推算していた従来の手法に対して、分離時における詳細な流れ場変化の把握が可能となった。

2. 1. 2 H-IIロケットのSRB分離解析^{1,2,3)}

分離解析の適用例として、1994年にH-IIロケットのSRB分離シミュレーションを行った。解析条件は実飛行におけるSRB分離時の条件で、 $M=3.66$, $\alpha=0.63^\circ$ である。総格子点数はコア機体及びSRBを併せて約48万点である。図2に $t=0.0$ 秒, $t=0.68$ 秒, $t=1.19$ 秒における機体表面圧力分布を示す。 $t=0.0$ 秒ではコア機体とSRBとの間に圧力の高い部分が存在する。これはコア機体とSRBとの隙間が小さく流れがせき止められるためである。また、SRBの先端で発生した衝撃波がコア機体に影響を及ぼし、

空力干渉が発生しているのが確認できる。SRBが分離するにつれてSRB先端からの衝撃波によるコア機体の正圧部が弱まりながら後方へ移動していくのが確認できる。次にSRB分離過程の実機打ち上げ時のCCDカメラ映像と、CFD解析結果（図中右下）との比較を図3に示す。実機ではSRB分離軌跡の測定をしていないため、定性的な比較となるが、SRBの位置と姿勢角は実機とCFDとで良い一致を示していることがわかる。

2. 1. 3 小型超音速実験機のロケット分離解析⁴⁾

1999年に小型超音速実験機のロケット分離解析を行った。解析条件はロケット分離時の条件で、 $M=2.1$, $\alpha=2.0^\circ$ である。総格子点数は実験機とロケットを併せて約352万点である。図4に $t=0.0$ 秒から $t=約1.5$ 秒までのロケット位置を示す。分離直後ロケットは頭を下げつつ落下していき、その後逆に頭上げとなる。図5に $t=0.0$ 秒, $t=0.5$ 秒, $t=1.0$ の機体表面圧力分布（下面）を示す。ロケットノーズコーンから発生した衝撃波による実験機下面の高い正圧部が分離するにつれて後方へ移動していくのが確認できる。この衝撃波は実験機下面で反射し再びロケットに入射しているため、分離直後はロケットに強い頭下げの力が発生する。また正迎角を有しているため後方ロケットフィンに発生する揚力も頭下げの力となる。その後ロケットが分離するにつれて衝撃波が後方へ移動していくと共に衝撃波そのものも弱くなるため頭下げモーメントは弱くなり、ロケットフィンによる空力的安定力により逆に頭上げとなると考えられる。この解析により実験機と打上げロケットが安全に分離できることを確認した。

2. 2 ヘリコプターブレード運動連成解析

2. 2. 1 概要

ブレードCFD解析とブレード運動解析（リード・ラグ運動及びフラッピング運動）を統合している。

計算手順としては、まずCFD解析を行い、そこで得られたブレードの空気力を用いて運動解析を行う。次に運動解析で得られた結果を用いてブレード計算格子を移動させる

^{*1} 三菱重工業（株），^{*2} 菱友計算（株）

ことをブレード枚数分を行う。この後胴体との流れ場を補間し、胴体流れ場解析を行った上で次の時間ステップへ進む。図6に解析フローチャートを示す。

従来の解析ではブレード運動を予め与える必要があったが、本手法ではその必要はなく、高精度なブレード運動解析が可能となった。

2. 2. 2 AH1-G実験ヘリコプター解析⁵⁾

1999年にAH1-G実験ヘリコプターのロータ単体及びロータ+簡易胴体解析を行った。解析条件はロータ単体解析がホバー状態で翼端 $M=0.73$ であり、胴体付き解析が翼端 $M=0.66$ 、前進比 $=0.15$ 、推力係数 $=0.0062$ である。ロータ単体解析の総格子点数はブレード格子、内部背景格子（ブレード近傍の空間格子）及び外部背景格子（計算領域全体の空間格子）を併せて約2588万点である。その内約2058万点が内部背景格子であり、ブレードからの翼端渦を精度良く捉えるために格子点数を増加させた。胴体付き解析では単体解析に胴体格子点数を加えて約2834万点である。図7にロータ単体解析でのフラッピング角の応答特性を示す。ブレードが回転するにつれて、フラッピング角が実験値に収束していくのが確認できる。また、図8に胴体付き解析での機体表面及び空間断面圧力分布、図9に渦度等値面及び圧力分布を示す。図9では、ブレード先端から発生した渦が後方のブレードに影響を与えていることがわかる。またロータ全体として翼端渦が発生していることが確認できる。これは、ロータ全体が揚力面となり円形の固定翼と同様の効果を発生するためである。

2. 3 ヘリコプター衝撃騒音解析

2. 3. 1 概要

ブレード運動を予め与えたブレードCFD解析とHSI(High Speed Impulsive noise)騒音解析を統合している。

この手法では、CFD解析で得られた任意時間の圧力を用いてHSI騒音解析(Rotational Kirchhoff手法)を行い、ブレード先端が遷音速領域にあるようなヘリコプターロータから発せられる衝撃騒音を算出する。図10に解析フローチャートを示す。

本解析を用いれば、騒音試験の前に予めヘリコプターロータの衝撃騒音の推算が可能となる。

2. 3. 2 UH-1Hモデルロータ実解析

1999年にUH-1Hモデルロータを対象にホバー条件での解析を行った。解析条件としては、翼端 $M=0.9$ となっている。総格子点数は約34万点である。図11にCFD解析における空間等マッハ数分布を示す。ブレード翼端に衝撃騒音の原因となる衝撃波が発生しているのが確認できる。また、図12に音圧の実時間波形の解析値と実験値との比較を示す。実験値は1979年にBoxwellらによって行われたデータ⁶⁾を参照した。解析値と実験値とでは圧力ピーク的位置は異なるものの、正負の差圧としてはほぼ同等となっ

ている。

2. 4 静的空力弾性解析

2. 4. 1 概要

CFD解析とNASTRANによる構造変形解析を統合している。

計算手順としては、まず初期形状のCFD解析を行い、得られた空力荷重を用いて構造変形解析を行う。次に構造変形解析により得られた形状変位量を用いて計算格子を変形して新形状のCFD解析を行う。このプロセスを新形状と前形状との空力荷重の変化量が微少になるまで繰り返す。図13に解析フローチャートを示す。

衝撃波の発生を正確に模擬するCFD解析を用いることにより、線形の空力解析を用いていた従来手法に対し、遷音速領域での推算精度が向上した。

2. 4. 2 HOPEにおける静的空力弾性解析⁷⁾

1997年にHOPE形状の静的空力弾性解析を行った。解析条件は $M=0.8$ 及び 1.2 である。総格子点数は約170万点となっている。図14に $M=1.2$ の条件における弾性変形状態を示す。テップフィンが外側に変形しているのが確認できる。図15に $M=0.8$ における静的空弾風洞試験及び従来手法との比較を示す。垂直力において、本手法及び従来手法ともに勾配は実験値と一致しているが、本手法の方が従来手法より風洞試験に近い。また、ピッチングモーメントについては、本手法が勾配において良好な一致を示しているのに対し、従来手法では衝撃波の発生を正確に模擬することができないために全く異なった結果となっている。

3. 将来の展望

多様な設計ニーズに応えるべく、他分野統合CFDシミュレーションは今後益々重点を置くべき分野である（図16）。統合すべき分野は多岐にわたり、ハードウェアの更なる進歩につれて現在不可能である分野においても逐次実施されていくものと思われる。

航空・宇宙機器メーカーの使命は、飛行安全、試験安全を第一に考え、その上で性能・機能を保証することである。これらを十分満足させるためにも他分野統合CFDシミュレーションは重要となるため、当社においても開発を積極的に進めていきたい。特に、振動やフラッタ問題を解析するための空力-構造連成問題は飛行安全や試験安全に直接関与するため、早急に高精度・高効率の解析ツール開発が必要となる。これについては、航空・宇宙機器メーカーのみならず、研究所、大学等が協力して、産官学一体となって開発することが望ましい。

最後に、小型超音速実験機のロケット分離解析において多大な御支援を頂いたNAL次世代航空機プロジェクト推進センターの方々に感謝の意を表します。

4. 参考文献

- 1) 海田, 宇治野, "H-II ロケットにおけるSRB分離の数値シミュレーション," 第8回 数値流体力学シンポジウム, 1994.
- 2) Kaiden, T., and Tamura, Y., "Time-Accurate Numerical Simulation of Separation between H-II and SRB," 5th ISCFD-Sendai, Sep. 1993.
- 3) 大山, 海田, 清水, "H-II ロケットにおけるSRB分離の数値解析," 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'98, 1998.
- 4) 海田, 渡邊, 鈴木, "NAL小型超音速実験機におけるロケット分離数値シミュレーション," 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'98, 1999.
- 5) 深見, 内山, 藤井, "簡易ヘリコプタ形状によるロータ・胴体干渉流れ場解析," 日本航空宇宙学会第31期年会講演会, 2000.
- 6) Boxwell, D. A., Yu, Y. H., and Schmitz, F. H., "Hovering Impulsive Noise: Some Measured and Calculated Results," NASA CP-2052, 1978. Also in Vertica, 1979.
- 7) 本多, 海田, 長畑, 中道, "HOPEにおける静的空力弾性解析," 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'98, 1998.

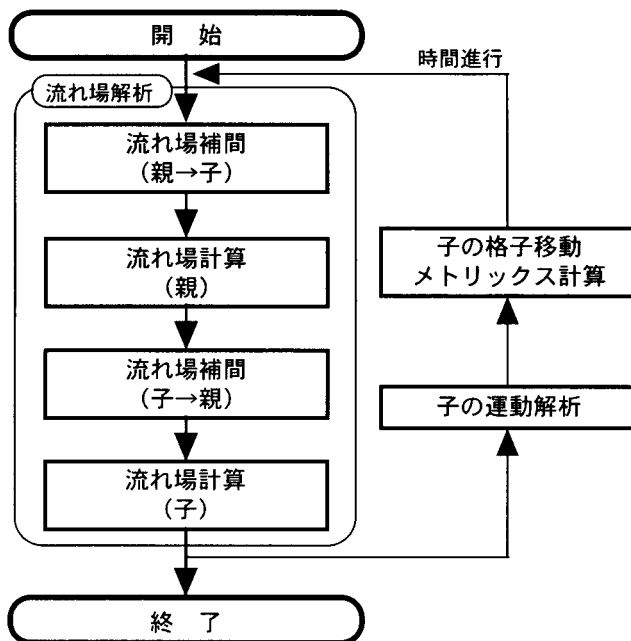


図1 解析フローチャート

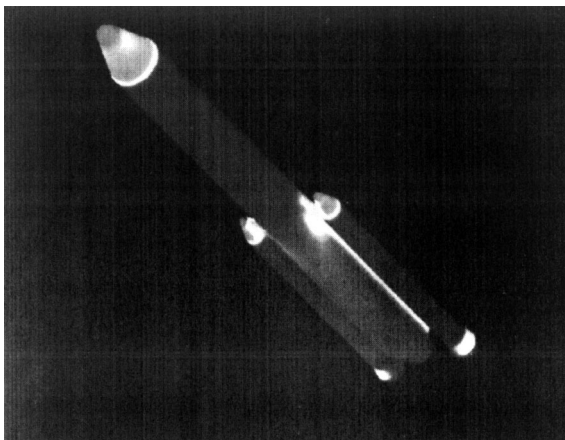


図2(1/3) 機体表面圧力分布 (t = 0.0 秒)

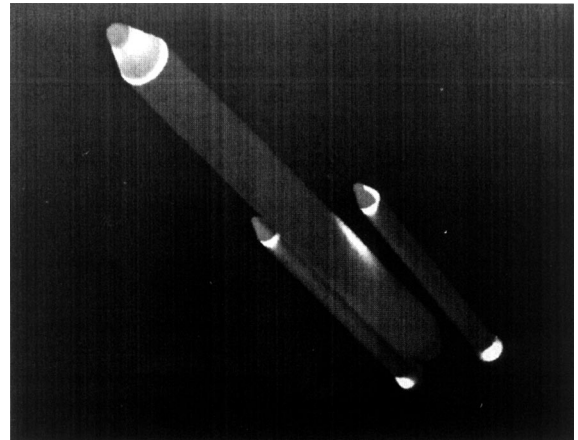


図2(2/3) 機体表面圧力分布 (t = 0.6 8 秒)

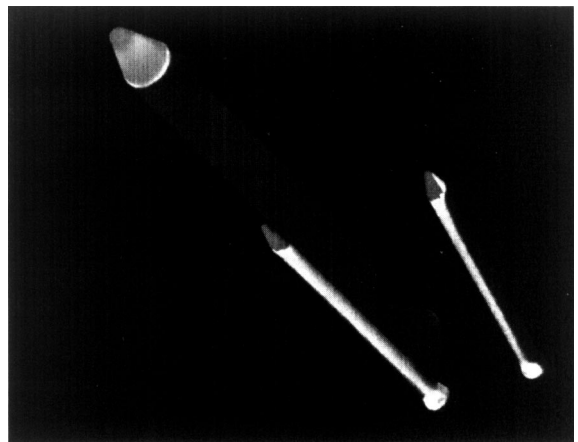


図2(3/3) 機体表面圧力分布 (t = 1.1 9 秒)



図3(1/3) CCDカメラ映像との比較 (t = 0.0 秒)



図3(2/3) CCDカメラ映像との比較 (t = 0.6 8 秒)

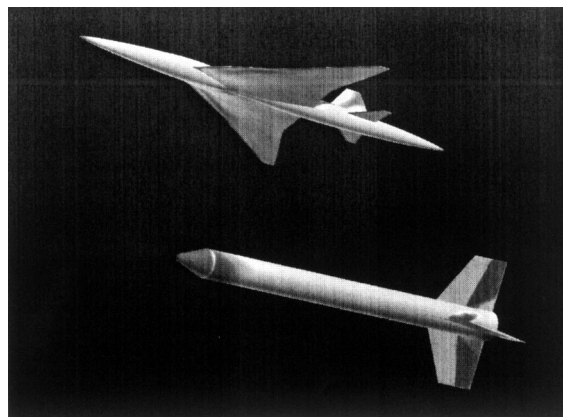
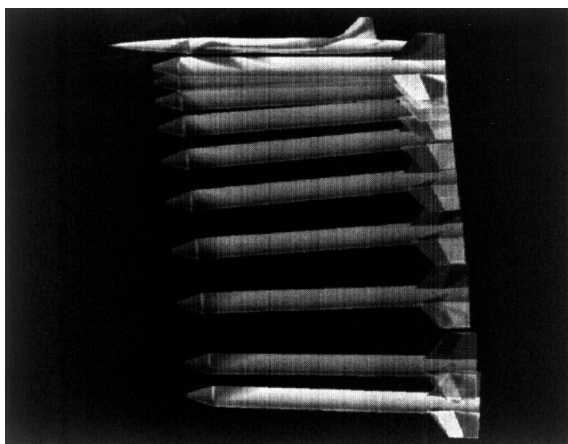
図3(3/3) CCDカメラ映像との比較 ($t = 1.19$ 秒)図5(3/3) 機体表面圧力分布—下面 ($t = 1.0$ 秒)

図4 ロケット位置変化

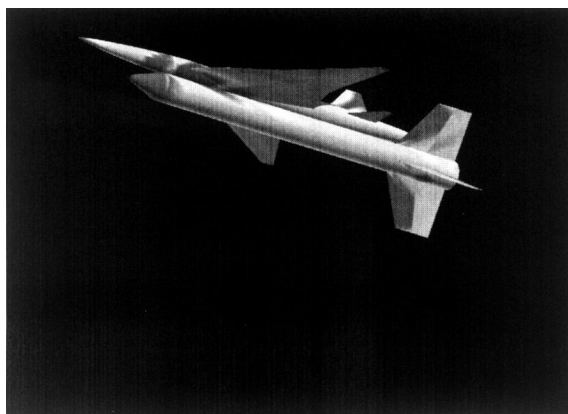
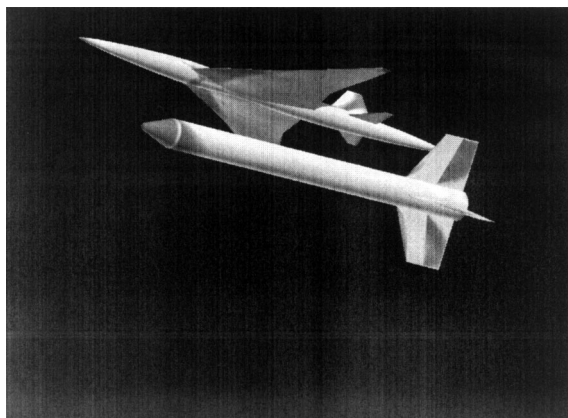
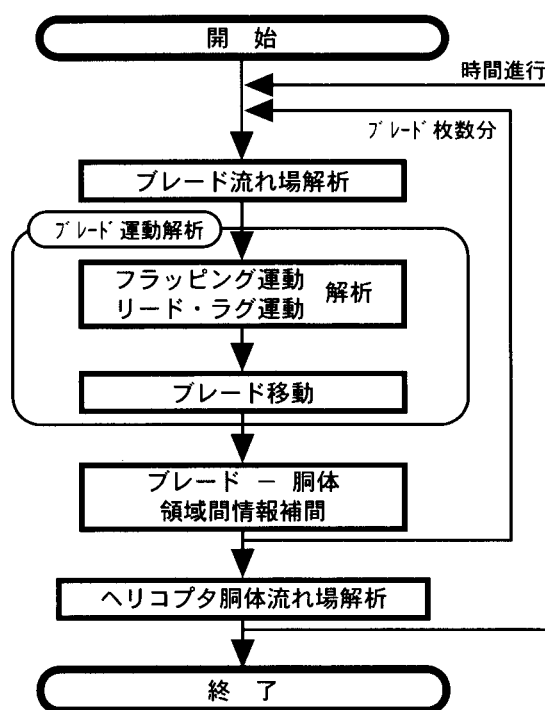
図5(1/3) 機体表面圧力分布—下面 ($t = 0.0$ 秒)図5(2/3) 機体表面圧力分布—下面 ($t = 0.5$ 秒)

図6 解析フローチャート

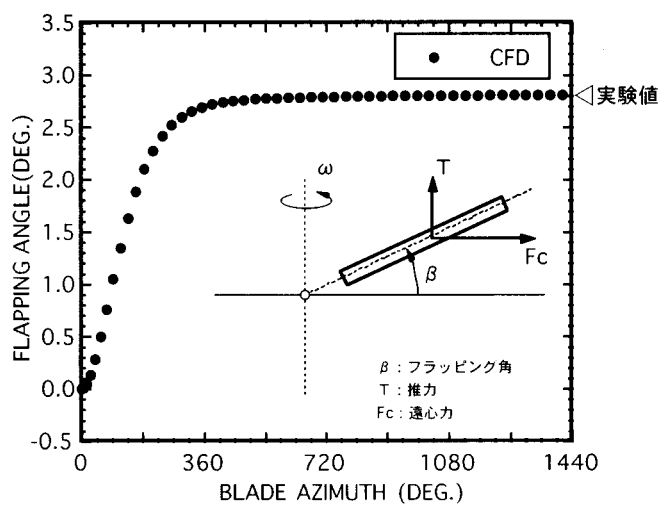


図7 ローターホバー時のフラッピング角応答

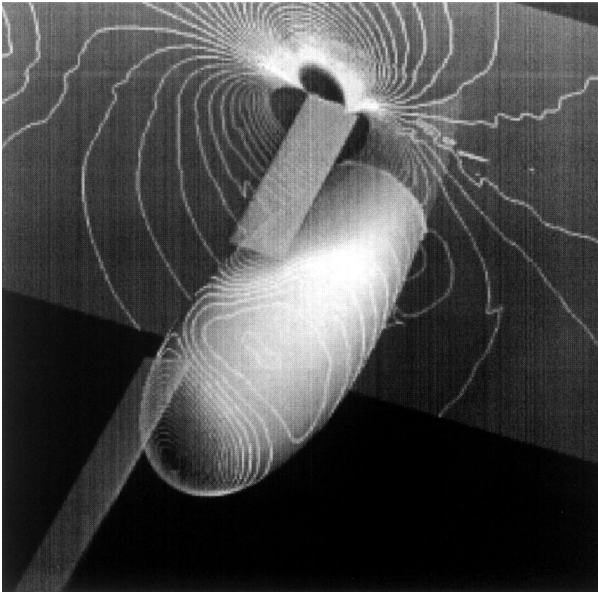


図8 機体表面及び空間断面圧力分布

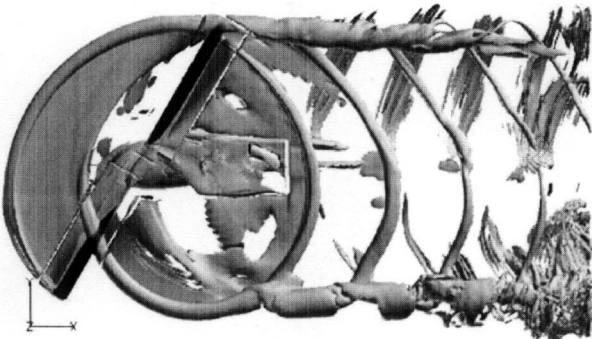


図9 渦度等値面及び圧力分布

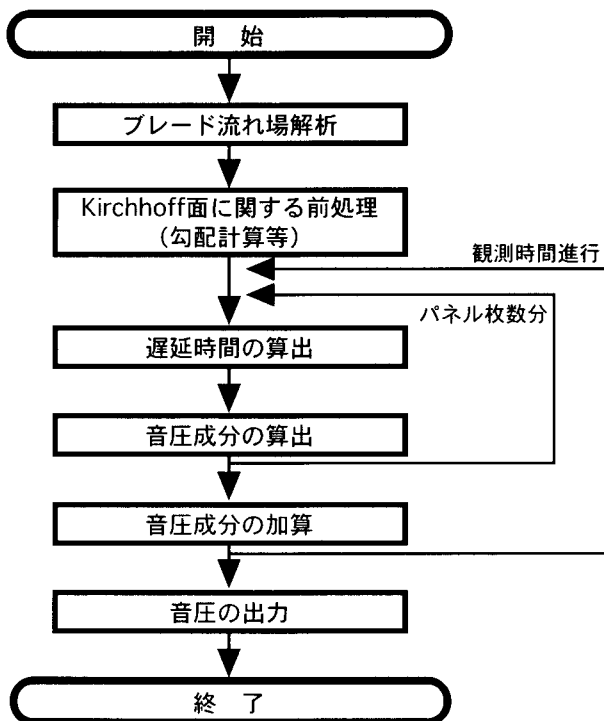


図10 解析フローチャート

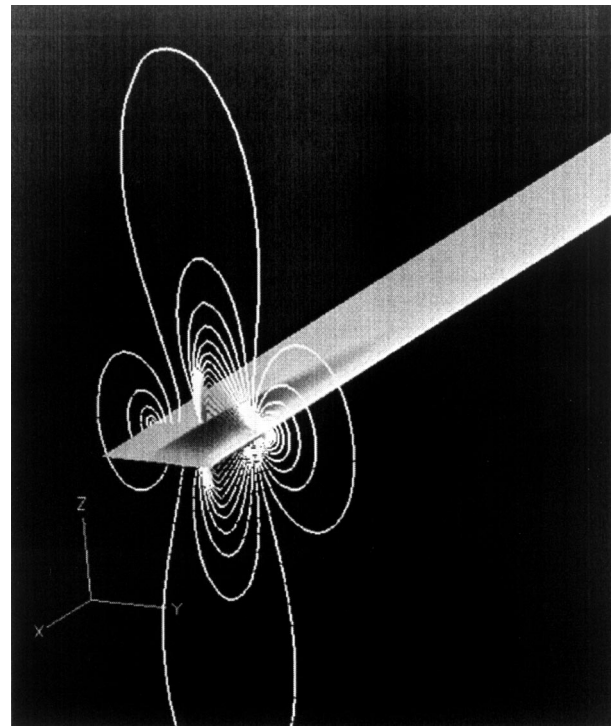


図11 ブレード表面圧力分布及び空間等マッハ数分布

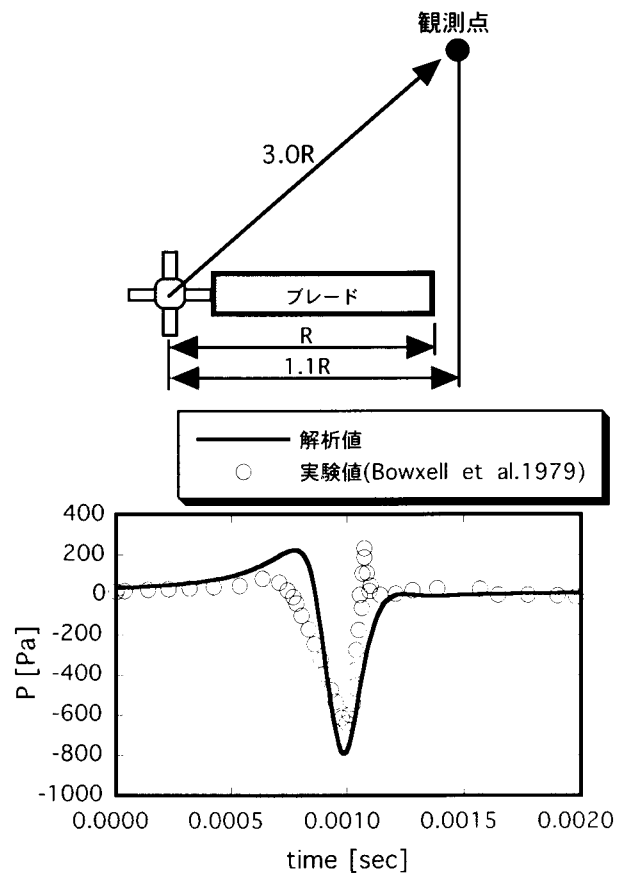


図12 音圧の実時間波形

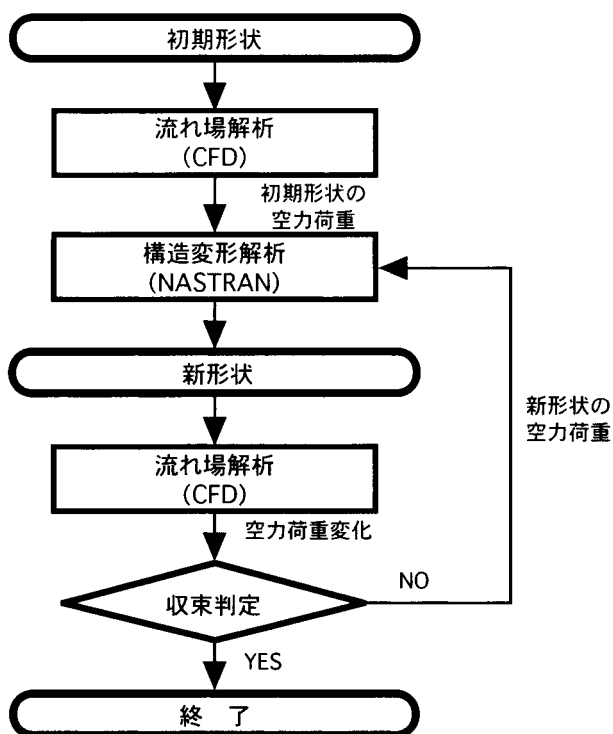


図13 解析フローチャート

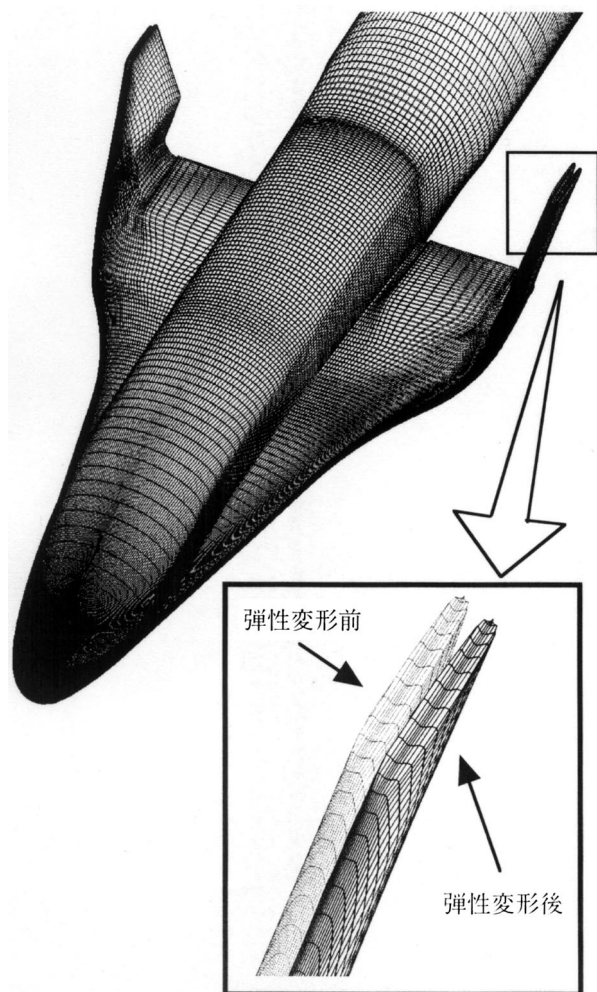
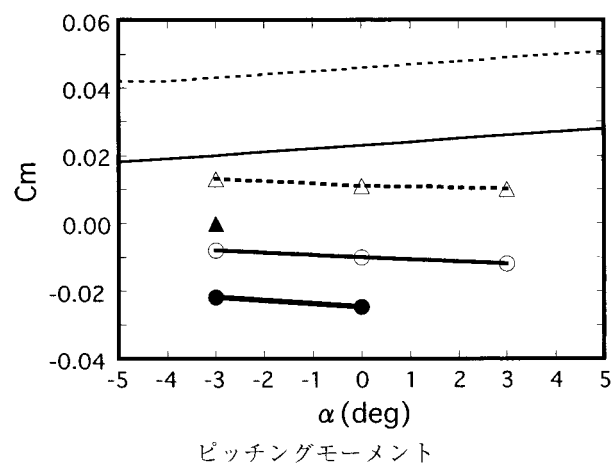
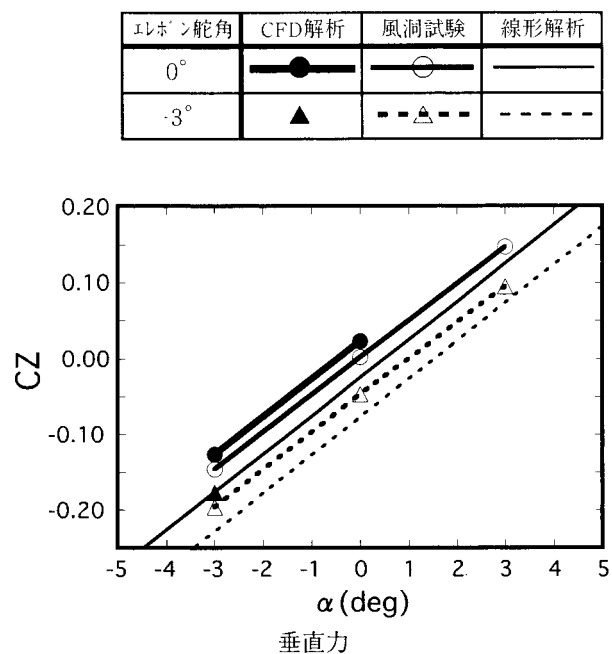
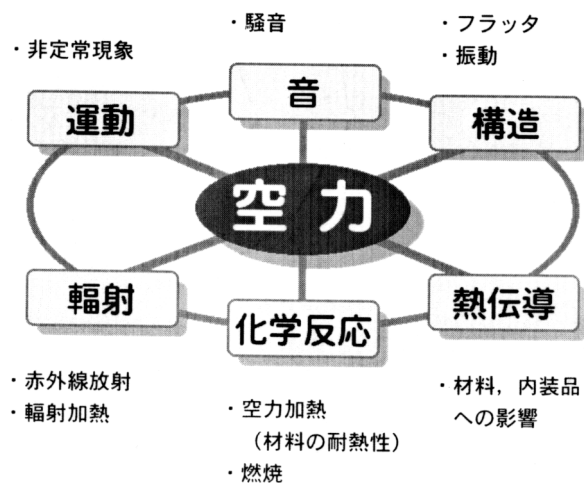
図14 弾性変形 ($M=1.2, \alpha=-3^\circ$ エレポン舵角 $=-3^\circ$)図15 風洞試験との比較 ($M=0.8$)

図16 他分野統合シミュレーションの必要性