

公益財団法人富山第一銀行奨学財団
理事長 金岡 純二 殿

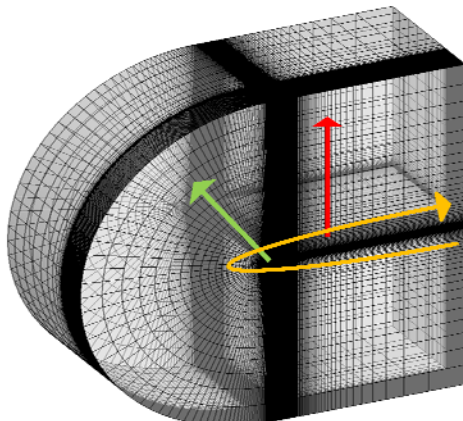
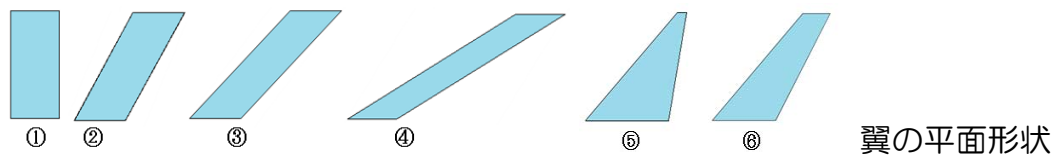
助成研究成果概要報告書

教育機関名 : 富山大学	助成金額 : 950 千円
研究代表者 : 松島 紀佐	所属 : 工学部機械知能システム工学科 職位 : 教授
研究題目 : 流体波動に対する数値シミュレーションの展開と流体现象制御への応用	

【研究概要】

空気力学と呼ばれる空気の波の解析は、航空宇宙機の空力設計技術に欠かせない。富山県の企業が得意とする機械工作や加工の技術を次世代技術としてさらに育成するためには、航空宇宙といった新産業分野と連携していくことが重要であると考えた。そこで、本課題では航空宇宙機の研究開発の中で新規性の高い超音速機開発の空力数値シミュレーションを行いこれまで行われていなかった系統的なデータを収集した。特に超音速機の翼設計に向けて、新しい知見を獲得した。将来、この知見をもとに次世代の航空機用の新規デバイスを提案し、超音速流における航空機部品形状を修正し、性能を改善する新規デバイス事業を富山に築く事を目指している。

まず、超音速流体中の波動挙動をシミュレーションする計算機システムを開発し、色々な翼形状の空力性能を評価することを可能にした。このことにより、見過ごされてきた超音速翼の空力性能評価を行うことができる様になり、これまでの超音速空力基礎理論の限界や不備を補完するデータを獲得することができた。以下に、計算機シミュレーションに使用した、翼の平面形状や空間格子の状況を示す。



- 3次元圧縮性薄層近似 Navier-Stokes 方程式数値解法
- ・格子・・・C-H 型構造格子
 - ・格子点数・・・345×58×73 ・翼面上格子点数・・・185×42
 - ・時間積分・・・LU-SGS 法
 - ・空間離散化・・・3次精度 MUSCL 解法および、2次精度中心差分
 - ・乱流モデル・・・Baldwin-Lomax モデル

数値計算のための空間格子分布

【成果要約】 (図を添えること)



図 1 コンコルド超音速機



図 2 Aerion 超音速ビジネス機

超音速における翼形状（平面形）はコンコルドに於いて採用されたデルタ翼が標準とされているが、最近では Aerion に見られる矩形翼的な超音速前縁の平面形を用いた超音速機も開発されている。Aerion 機の翼に興味を持ち、標準的ではないとされている矩形翼を対象に後退角や巡航速度（一様流マッハ数）をパラメータに取り、翼形状と超音速流における基礎的揚抗特性を系統的に調査した。調査は、計算機を用いた Navier-Stokes 数値シミュレーション(N-S_CFD)により行った。後退角 (Λ_{LE}) は、 0° 30° 45° 60° とした。

新しい知見として、Mach 数-CD(抵抗係数)曲線 において、これまで一般的に使われてきたグラフ(図 3)の適用性に限界があることを示すことができた。流れ場の挙動を出来るだけ正確にとらえた数式を用いた計算機シミュレーション (N-S_CFD) により得られた現実的なグラフが図 4 である。

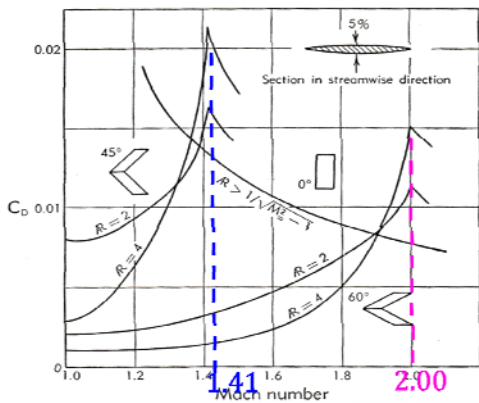


図 3 旧来の Mach 数-CD 曲線

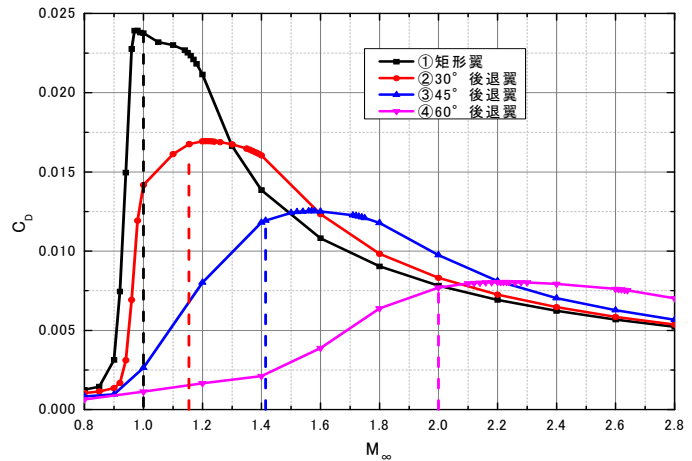


図 4 N-S_CFD で得られた Mach 数-CD 曲線

旧来の理論では後退翼の抗力係数は図3のように、 $M_{LE} \cdot \cos \Lambda_{LE} = 1$ になる一様流マッハ数 (M_{LE}) で CD が急激に上昇し、最大値となり、その後マッハ数が大きくなるにつれて急激に CD が減少する。しかし、図4の N-S_CFD の結果では、 M_{LE} 付近(点線の縦線で示すマッハ数のあたり)での変化は急激ではなく、緩やかであることが分かる。また、CD が最大となるマッハ数 (M_{max}) を過ぎたマッハ数領域においても CD の変化は急激ではなく緩やかである。これについては、翼の前縁付近の現象を観察することで、CD 曲線の緩やかな変化を説明出来ることが分かった。そ

の説明は、次の様な、前縁に垂直な方向の先端角と離脱衝撃波から付着衝撃波へ変化する遷移現象に基づく。大きさのある尖った物体が超音速流中のおかれている時、物体前縁には衝撃波が発生するが、其の衝撃波は M_∞ を大きくすると離脱から付着へと遷移する。その遷移過程を N-S_CFD でとらえたので、可視化図を図5に示す。図5は 30° 後退角の翼の根元断面における前縁付近の C_p (圧力係数) 等高線図で、 M_∞ が増加するにつれ、離れていた垂直衝撃波が物体の付着し、衝撃波に変化していく様子を示している。

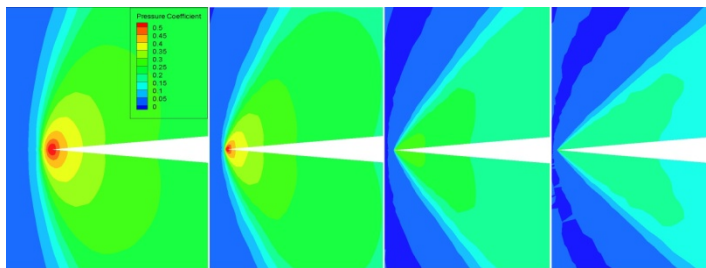


図5 前縁付近の圧力係数分布

(a) $M_\infty=1.15$ (b) $M_\infty=1.22$ (c) $M_\infty=1.37$ (d) $M_\infty=1.60$

以上に述べたように、これまで超音速の翼設計に利用されていた伝統的な理論に対し、理論の改良を行う上で有用な以下の知見を得た。

1. Mach 数-CD 曲線について、CD の最大値を与える Mach 数は、従来理論と N-S では異なった値となった。従来理論では、離脱衝撃波から付着衝撃波への遷移過程を考慮しないためである。付着衝撃波発生以降のマッハ数においては、従来の超音速線形理論が利用できるが、後退角効果の精度良いモデルが無い場合、定量的に正確な評価は N-S を用いるべきである。
2. 後退角の影響について、一般的には、前縁後退角の影響のみに注目しがちであるが、実際は、後縁の後退角も抵抗係数に大きな影響を及ぼす。この影響は、前縁の形状（楔）の厚さや、後縁の形状（逆向きの楔）の厚さによっても変化する。
3. 揚力を持った場合の Mach-CD 曲線について、は揚力無しでの Mach-CD 曲線グラフを、CD 軸方向に平行移動することで、ほぼ一致する。（相似である）。また、矩形翼では揚力依存抵抗係数は線従来理論式の値と一致した。
4. 揚力係数に対しては、一様流 Mach 数が $0.85 \sim 1.2$ （遷音速域）では、従来理論とは異なる。それ以外の領域では良い一致を示した。
5. 超音速の場合、擾乱の伝わり方に方向性があるため、後退角を持つと、3次元性が現れる。

以上。

(別添資料)

研究成果 発表状況	【雑誌論文, 学会発表, 図書, 新聞掲載, 研究に関連して作成した Web ページ, 産業財産権 (特許権等) の出願・取得状況について記入】 学会発表 (3 件) 1. 「超音速飛行の翼平面形の揚抗特性の研究」直井健悟、松島紀佐、楠瀬一洋； 日本機械学会北信越第 43 回卒業研究発表会、0104 富山、 2014 年 3 月 8 日 2. 「直線翼の超音速空力特性の Navier-Stokes シミュレーションによる考察」 松島紀佐、直井健悟、楠瀬一洋； 日本航空宇宙学会第 45 回年会、C10、東京、2014 年 4 月 10 日 3. 「超音速流における主翼前縁および後縁の後退角の空力特性への影響の CFD 解析」竹内和也、直井健悟、松島紀佐； 第 46 回流体力学講演会/第 32 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポ ジウム, 受付番号 : F14116 (受理済)、弘前、2014 年 7 月 4-5 日		
経費の 執行状況	区分	執行額 (円)	備考
	【物品】 流体解析ソフトウェアラ イセンス(1 年) HPC 増設用メモリー HPC 計算機修理費用 (修理のための配送費) メッシュ作成ソフトウエ アライセンス(1 年) USBメモリー 8G 4 個 レーザーポインター	210,000 252,000 80,000 680 336,000 4752 6864	
	計	889,900	
	【旅費】 東京出張 日帰り 東京出張 1 泊 2 日	23,500 36,600	
	計	60,100	
	総 計	950,000	