

平成 30 年 6 月 26 日現在

機関番号：10103

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2015～2017

課題番号：15K06596

研究課題名(和文) クラントアロー主翼を有する超音速機の動的空力特性の解明

研究課題名(英文) Aerodynamics Caused by Attitude Rates of a Supersonic Vehicle with a Cranked-Arrow Main Wing

研究代表者

溝端 一秀 (Mizobata, Kazuhide)

室蘭工業大学・工学研究科・准教授

研究者番号：00271875

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,800,000円

研究成果の概要(和文)：亜音速および超音速空力性能を両立できるクラントアロー主翼を有する超音速機形状について、ピッチング、ローリング、およびヨーイングの姿勢変化レート(角速度)による空力特性を解明するために、姿勢変化レートを伴う動的風洞試験および動的CFD解析を実施した。計測およびデータ解析を慎重に実施した結果、これまで実測が希有であった姿勢変化レートによる空力特性が明らかになった。この成果は、超音速航空機の自律的誘導制御則の構築に資すると共に、高速航空機の空力特性・飛行特性の総合的理解の進展に大いに資すると期待される。

研究成果の概要(英文)：Cranked-arrow main wings are quite suitable for supersonic airplane attaining both subsonic and supersonic flight capability. This study aims to characterize aerodynamic derivatives caused by pitching, rolling, and yawing rates of such a configuration with a cranked-arrow main wing. Dynamic wind-tunnel tests and CFD calculations were carried out using an airplane model actuated at various attitude rates. Data were acquired with careful noise/interference reduction and hysteresis analysis was carried out intensively. The results clarified extensive characteristics of the static and dynamic derivatives. This achievement will contribute to establishment of autonomous guidance/control systems as well as to comprehensive understanding of aerodynamics and flights of high-speed aircraft.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：超音速機 クラントアロー翼 空力微係数 ローリング ピッチング ヨーイング 風洞試験 CFD

1. 研究開始当初の背景

本研究者は、マッハ2程度までの速度で飛行する小型飛行実験機を提案しており、亜音速および超音速空力性能を両立できるクランクトアロー平面形状とダイヤモンド翼型を組み合わせて搭載することを提案している。その機体形状を図1に示す。

クランクトアロー翼まわりの流れは前縁剥離による大規模渦流れとなり、その全機空力特性には未解明要素が多い。これまで、亜音速、遷音速、および超音速(マッハ2まで)の条件で風洞試験(風試)を実施し、静的空力特性、すなわち姿勢変化運動を伴わない定常状態での空力特性を明らかにしてきたが、実寸大のプロトタイプ機体を製作し、地上パイロットの無線操縦によって亜音速飛行試験を実施したところ、「姿勢変化を安定化させる操縦が困難」とのpilot ratingを得ており、さらに離陸直後の右旋回で深いロールに入って墜落している。そこには、静的風試では予測できない動的空力特性において、姿勢不安定要素があるものと推定された。

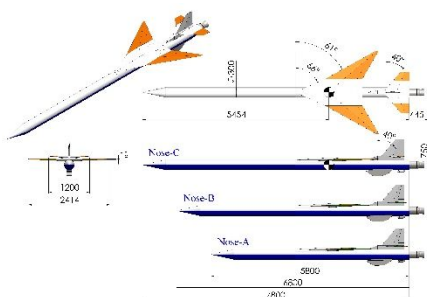


図1. クランクトアロー翼を有する小型超音速飛行実験機の空力形状

2. 研究の目的

そこで本研究では、ピッチング、ローリング、およびヨーイングの姿勢変化レート(角速度)による空力微係数に焦点を絞り、姿勢変化レートを伴う動的風試、非定常CFD解析、および縮小機体による飛行試験によって、クランクトアロー主翼を有する超音速機形状の姿勢変化レートによる空力微係数を定量的に明らかにすることを目的とする。

3. 研究の方法

(1) 動的風試

まず、風試模型にピッチング、ローリング、およびヨーイングの姿勢変化レート(角速度)を与える機構を独自に設計・製作した。その概観を図2および図3に示す。駆動装置内の回転軸に取り付けられたポテンシオメータによって駆動角度を計測する。駆動にはステッピングモータを用い、PCからの数値制御によって正確かつ再現性良く駆動できる。また、ステッピングモータ駆動回路と天秤計測

系回路の電磁干渉を防ぐために、各回路のケーブル・コネクター・端子等に念入りに電磁シールドを施す。

機体模型(風試模型)は、実機の7/60スケールの金属模型であり、翼幅は約280mmである。風洞試験設備としては、予備試験の段階では大阪府立大の回流式低速風洞を、詳細試験の段階では室蘭工大の回流式低速風洞を用いる。前者の測定部断面は直径約1mの円であり、後者は約450×450mmの正方形である。室蘭工大の低速風洞に機器を設置した様子を図4に示す。

風試条件として5通りの角速度と5通りの迎角 または横滑り角(0, +5, +10, +15, +20 [deg.])を組み合わせる。流速は約20m/secであり、通風毎の流速を熱線流速計で計測する。模型を駆動しながら通風し、6分以内挿天秤によって空気力を計測する。模型・天秤系の機械的固有振動成分をデジタルフィルタによって除去する。各条件で3回ずつ通風計測し、空力係数・微係数について3回の平均値と標準偏差を求める。これらの結果を理論解析、CFD解析、および静的風試結果と比較検証する。

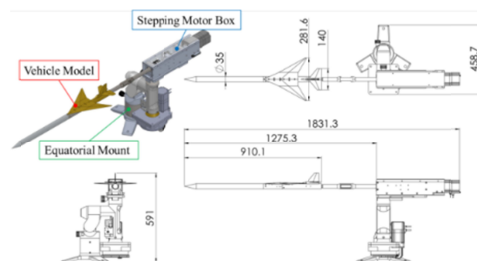


図2. ロール駆動装置

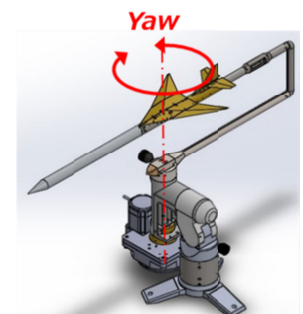
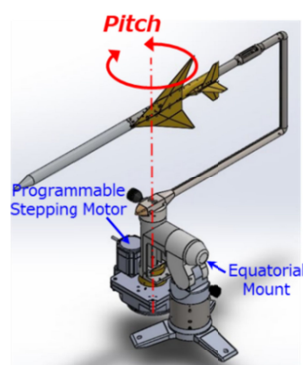


図3. ピッチ・ヨー駆動装置



図4．低速風洞に機器を設置した様子

ピッチ角がゼロでない場合にロールレートを与えると、ロール角に応じて横滑り角も生じ、空力係数は横滑り角に対してヒステリシス曲線を描く。その一例を図5に示す。このヒステリシス曲線の傾斜は静的空力微係数に対応し、縦軸切片は動的空力微係数に対応する。ただし、流れや模型の非対称性に起因するゼロ点偏差が含まれており、これは2つの縦軸切片の差を取ることによってキャンセルできる。このようなヒステリシス解析によって、静的および動的空力微係数を同時に推定できる。

ロール、ピッチ、およびヨーの3種の姿勢変化レートをそれぞれ与えて上述の手順で動的風洞試験を実施し、静的および動的空力微係数を推定する。

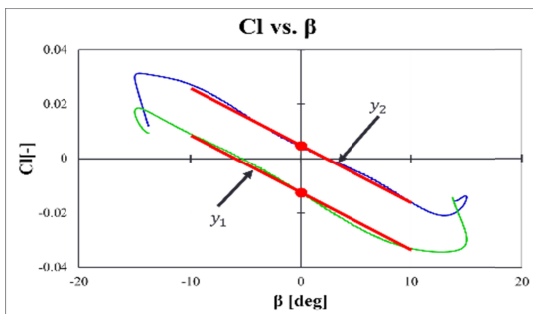


図5．動的風試から得られる空力係数のヒステリシス曲線の例

(2) 動的CFD解析

動的風試と同等の条件でCFD解析を実施する。まず、機体形状・寸法は風試模型と同等とし、外部圧縮性流れの球状領域の中央に機体を配置する。解析領域は直径2mと4mの2重球状とし、内側の直径2mの球内の格子は機体と共に回転運動させる。メッシュの生成にはPointwiseを用いる。生成されたメッシュを図6に示す。

CFD解析コードとしてANSYS Fluentを使用する。比較的遅い流れの解析であるため圧力ベースソルバーを用いる。計算スキームの非対称性の影響が解に含まれることから、動的風試と同等のヒステリシス解析によって静的および動的空力微係数を推算する。

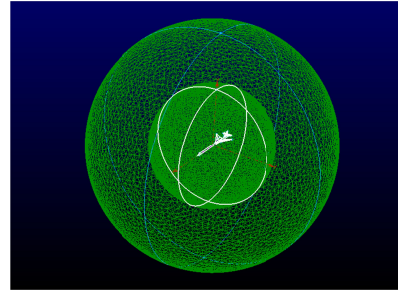


図6．二重球状メッシュ

(3) 縮小機体の飛行試験

実際の飛行環境における動的空力特性を解明するために、飛行試験を計画する。繰り返し安全に飛行試験を実施するために、製作・整備および取り回しの比較的容易な1/3スケール縮小機体(翼幅80cm程度、全備質量3.5kg程度)を設計・製作し、地上パイロットによる無線操縦によって飛行させ、機上のGPS受信機、慣性センサー、等の航法機器によって機体の運動状態を計測記録する。このデータを事後解析して、実際の飛行環境における動的空力特性を推定する。

設計された機体形状および構造を図7に示す。この設計に基づいて製作された機体の概観を図8に示す。安全確実な飛行試験のためには無線操縦機器、推進機器、降着装置、等の艤装および機能確認を慎重に実施する必要があることから、これらをステップバイステップで進めているところであり、実際の飛行試験は本研究期間の後に実施することとした。

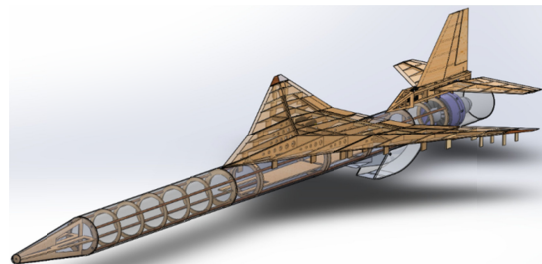


図7．設計された機体形状および構造



図8．製作された縮小機体

4. 研究成果

得られた静的および動的空力微係数の例として、ロールレートを与えたときのローリングに関する静的微係数 $C_{l\beta}$ および動的微係数 C_{lp} を図9および図10に示す。 $C_{l\beta}$ はいず

れの条件においても $C_{l\beta} < 0$ すなわち正の上反角効果を示しており、ロール静安定である。またピッチ角が大きくなるにつれて上反角効果が強くなる。 $C_{l\beta}$ は $\hat{p} > 0.01$ の範囲ですべての条件で $C_{l\beta} < 0$ であり、ロール動安定すなわちロールダンピングがあることがわかる。ピッチ角が大きいほどロールダンピングが弱くなる傾向があるが、ノーズ長に対する依存性は小さい。風試結果は CFD 解析や理論解析の結果と概ね良く一致している。

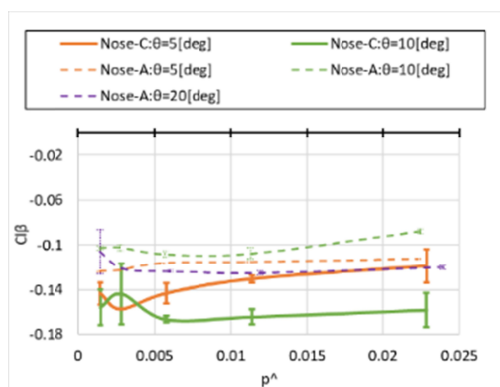


図 9 . $C_{l\beta}$ vs \hat{p}

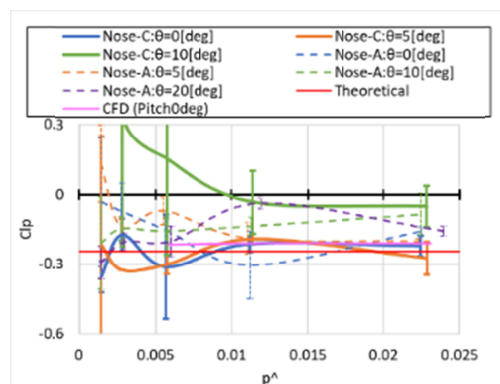


図 10 . $C_{l\beta}$ vs \hat{p}

また、ヨーレートを与えたときのヨーイングに関する静的微係数 $C_{n\beta}$ および動的微係数 C_{nr} を図 11 および図 12 に示す。迎角 $\alpha = 0$ の動的風試結果は、他の手法による値と良く一致しており、動的風試の手法は概ね妥当であるといえる。静的微係数は迎角の増加に伴って負の方向へ変化し、迎角 5 度以上では正から負に転じ、風見不安定となる。動的微係数については、CFD 解析の結果を除いて迎角 0~20 度の範囲で負となっており、所謂ヨーダンピング効果が示されている。さらに、迎角やヨー角速度が大きいほどヨーダンピングが強くなることが判る。

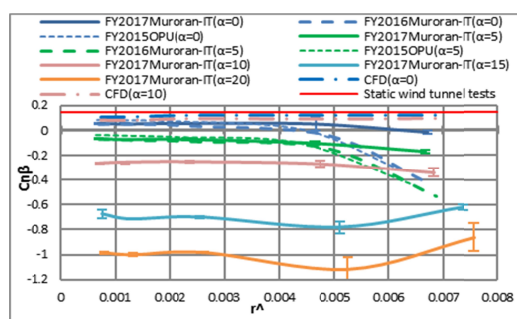


図 11 . $C_{n\beta}$ vs \hat{r}

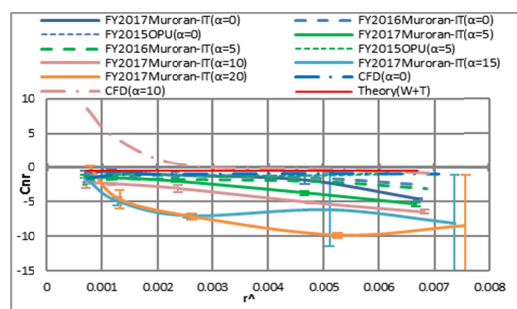


図 12 . C_{nr} vs \hat{r}

総じて、これまで実測が希有であった姿勢変化レートによる空力特性が本研究によって明らかになった。この成果は、有翼飛行体の自律的誘導制御則の構築に大いに資すると期待される。

ヨーレートによる動的空力については、主翼による渦流れと尾翼の干渉、および尾翼での流れの剥離の可能性を、風試（オイルフロー法）および CFD 解析（流線描画）によって予備的に検証した。今後、ロールおよびピッチレートによる空力を含めて、スモークワイヤ法や PIV 法による空間的な流れ構造の解明が必要である。

また、本研究によって設計・製作された縮小機体を用いて飛行試験を実施することによって、実際の飛行環境における空力微係数が明らかになるものと期待される。

5 . 主な発表論文等

〔学会発表〕(計 18 件)

瀧端一秀, 鈴木祥弘, 大石栄, 近藤賢, 渡口翼, 石上幸哉, 三浦壮晃, 新井隆景, 東野和幸, 「クランクトアロー主翼を有する超音速実験機の空力特性と飛行性能の予測」, 第 53 回飛行機シンポジウム, 2015 年 11 月, 松山

K. Mizobata, Y. Ishigami, Y. Suzuki, K. Higashino, and T. Arai, “Aerodynamics Caused by Rolling Motion of a Supersonic Flight Experiment Vehicle with a Cranked-arrow Main Wing”, 7th

Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT), November 2015, Cairns, Australia

塩野経介, 溝端一秀, 新井隆景, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨー運動による動的空力特性」, 日本航空宇宙学会北部支部 2016 年講演会, 2016 年 3 月, 札幌

三浦壮晃, 溝端一秀, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の CFD 解析による空力評価」, 日本航空宇宙学会北部支部 2016 年講演会, 2016 年 3 月, 札幌市

石上幸哉, 溝端一秀, 東野和幸, 新井隆景, 「小型超音速飛行実験機のロール運動による空力特性」, 日本航空宇宙学会北部支部 2016 年講演会, 2016 年 3 月, 札幌

Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Kazuhide Mizobata, Kazuyuki Higashino, and Takakage Arai, "Aerodynamics Caused by Rolling Motion of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle," The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, October 2016, Toyama

Kazuhide MIZOBATA, Yukiya ISHIGAMI, Masaaki MIURA, Keisuke SHIONO, Yuki YAMAZAKI, Kazuyuki HIGASHINO, and Takakage ARAI, "Some Recent Aerodynamic Treatments for a Supersonic Flight Experiment Vehicle with a Cranked-arrow Main Wing Being Developed at Muroran Institute of Technology," The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, October 2016, Toyama

塩野経介, 石上幸哉, 溝端一秀, 東野和幸, 新井隆景, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨー運動による動的空力特性」, 第 54 回飛行機シンポジウム, 2016 年 10 月, 富山

三浦壮晃, 石上幸哉, 塩野経介, 溝端一秀, 東野和幸, 「小型超音速飛行実験機の CFD 解析による空力評価」, 第 54 回飛行機シンポジウム, 2016 年 10 月, 富山

溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介, 山崎優樹, 東野和幸, 新井隆景, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力に関する最近の取り組みについて」, 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, 2017 年 1 月, 相模原

溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介, 山崎優樹, 市川陸, 白方洗次, 田井翔一郎, 東野和幸, 新井隆景, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力設計および空力評価」, 平成 28 年度 HASTIC 学術講演会, 2017 年 3 月, 札幌

白方洗次, 溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃,

塩野経介, 新井隆景, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の姿勢変化レートによる空力特性」, 平成 28 年度 HASTIC 学術講演会, 2017 年 3 月, 札幌

Kazuhide Mizobata, Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Kazuyuki Higashino, and Takakage Arai, "Aerodynamics Caused by Rolling Rates of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology," 31st International Symposium on Space Technology and Science, Matsuyama, Japan, June 2017

Keisuke Shiono, Koji Shirakata, Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Kazuhide Mizobata, Kazuyuki Higashino, and Takakage Arai, "Aerodynamic Derivatives with Respect to Pitching and Yawing Rates of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle," 31st International Symposium on Space Technology and Science, Matsuyama, Japan, June 2017

溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介, 山崎優樹, 白方洗次, 市川陸, 田井翔一郎, 東野和幸, 新井隆景, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力設計および空力評価」, 第 49 回流体力学講演会, 東京, 2017 年 7 月

塩野経介, 白方洗次, 溝端一秀, 新井隆景, 東野和幸, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のピッチ及びヨー運動による動的空力特性」, 第 55 回飛行機シンポジウム, 松江, 2017 年 11 月

白方洗次, 塩野経介, 溝端一秀, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のロール運動による動的空力特性」, 第 55 回飛行機シンポジウム, 松江, 2017 年 11 月

Kazuhide Mizobata, Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Keisuke Shiono, and Koji Shirakata, "Aerodynamics Caused by Attitude Rates of a Supersonic Flight Experiment Vehicle with a Cranked-arrow Main Wing," 31st Congress of the ICAS, Belo Horizonte, Brazil, September 2018 (発表予定)

6. 研究組織

(1) 研究代表者

溝端一秀 (MIZOBATA, Kazuhide)
室蘭工業大学・大学院工学研究科・准教授
研究者番号: 00271875

(2) 研究協力者

新井隆景 (ARAI, Takakage)
大阪府立大学・大学院工学研究科・教授