

平成 29 年 6 月 13 日現在

機関番号：10103

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2014～2016

課題番号：26420807

研究課題名(和文) 流体力学的推力方向制御による航空機の姿勢制御方法の開発と小型模型による飛行試験

研究課題名(英文) Development of an attitude controlling system using FTV and its performance evaluation

研究代表者

齋藤 務 (SAITO, Tsutomu)

室蘭工業大学・工学研究科・教授

研究者番号：00302224

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,900,000円

研究成果の概要(和文)：航空機の省エネルギー化と運動性能の向上に大きく貢献するとされる、流体力学的推力偏向(Fluidic Thrust Vectoring: 略してFTV)システムで、亜音速域で運用する事を念頭に置いた新たな方式を幾つか提案した。これらについて数値解析と実験による性能評価を行い、最良と思われる方式を決定した。このFTV方式に基づいてノズルを設計製作し、無線操縦小型模型飛行機に搭載して飛行試験を行い、FTV機構によって航空機の姿勢制御が十分に行えるとの見通しを示した。

研究成果の概要(英文)：The Fluidic Thrust Vectoring system (FTV system) is expected to contribute for reducing fuel consumption and improving maneuverability of an aircraft. In this study, several new ideas of FTV system that work under subsonic flight conditions were suggested, and the best one was chosen after evaluating performance of each suggested idea with numerical simulations and experiments. An FTV nozzle is manufactured basing on the idea and equipped with a radio-controlled small airplane. Evaluation of the flight performance of FTV nozzle is carried out by using this model plane. The flight tests have shown that the FTV system can be used as a practical method for controlling aircrafts.

研究分野：圧縮性流体力学

キーワード：FTV 流体力学的推力方向制御 推力方向制御 FTVノズル

1. 研究開始当初の背景

(1) エンジン排気流を機械的に偏向させる機械的推力方向制御は以前より宇宙機の姿勢制御に用いられ、最近では航空機でも運動性能の向上を目的として実用化されている。しかし機械的な推力方向制御には、重量増加等によるデメリットがあり、これを解消できる新たな技術として、流体力学原理に基づいた推力偏向機構 (Fluidic Thrust Vectoring : FTV) が提案されて検討されるようになった。これまでに提案された代表的な FTV 方式には、

①ノズル壁面に沿い、主流に対して順あるいは逆方向の二次的流れを導入してコアンダー効果を利用する、

②ノズル壁面から二次噴流を主流中に導入して斜め衝撃波を発生させ、これによって主流を偏向させる、

③スロート部に二次流れを導入し、見かけ上のスロート形状を非対称にして主流の方向を変化させる、等いくつかの方法が提案されている。図1はそれらを模式的に示したものである。

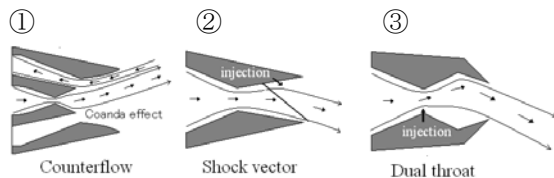


図1. 各種のFTV方式

(2) 当研究室では、2009~2011年度に基盤研究(C)課題番号:21560162「空気力学に基づく航空機の次世代型推力方向制御に関する基礎及び実用研究」を実施して、超音速領域で最もFTV効果が大きいとされる斜め衝撃波によるFTV方式(図1の方式②)について、数値解析と実験による研究を行い、FTVの実現性について可能性大であることを示し、さらに本課題研究の基礎となる幾つかの有益な知見を得た。

図2はその一例であるが、数値計算によってFTV動作中のFTVノズル上面と下面の圧力分布を求めたものである。二次噴流により上面と下面に圧力差が生じて、ノズルに上下方向の力が働く事を示した。

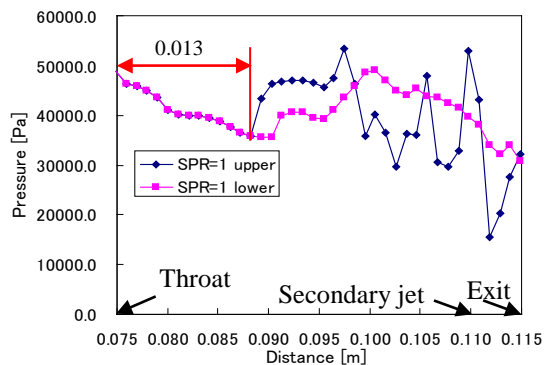


図2. FTVノズル壁面の圧力分布

(3) これら一連の研究を通して、FTV効果は、推進機ノズル形状、二次噴流吹き出し機構(位置、形状、角度)、およびノズル圧力比(NPR)や二次噴流圧力比(SPR)、さらには運転条件や飛行条件(高度、速度)等々、非常に多くの要因に依存して複雑であり、近い将来における実用化は困難であるように思えるが、近年急速に発達し小型化した制御技術を利用して、これらFTVパラメータの幾つかと機体の姿勢・速度との間にフィードバック制御を行う事により、実用化の可能性を示す事が出来ると考えるに至り、本課題研究を提案するに至った。

2. 研究の目的

将来的には、無尾翼航空機の開発を視野に入れつつも、本課題研究では以前の科研費研究で行ってきたFTV機構の実験および数値解析による研究を発展させ、研究予定期間の3年間でFTVの有効性を模型による飛行実験で実証する事を主な目的とする。

先行研究では、超音速飛行を想定して、二次噴流で生じる斜め衝撃波によるFTV効果の研究を行ってきたが、本研究では商用運行速度域である遷音速域でも有効に動作し、かつ小型模型飛行機による飛行実験にも適用可能なコアンダー効果を利用したFTV機構を対象とする。

具体的な研究内容は、

(1) 風洞実験と数値計算によるノズルの設計、

および、

(2) FTV機構と制御系を備えた小型無線操縦飛行機(以下、試験機)によるFTV効果の性能試験、

の2つによって構成される。またFTV機構の応用として、ピッチ制御とヨー制御が考えられるが、昇降舵のピッチ制御機能をFTV機構で置き換えた飛行制御(FTVピッチ制御)を中心に行う。

3. 研究の方法

FTV機構を装備した試験機を設計・製作し、従来の昇降舵によるピッチ制御がFTV機構でも可能であることを示す。またそのため小型模型飛行機による実証試験を行うという目的を達成するため、具体的には以下に示す研究開発を行う。

(1) 亜音速・遷音速領域で動作するコアンダー効果によるFTV機構の開発を行う。先行研究結果を参考にしながら、二次流れの発生方法や主流との干渉方法等を数値模擬及び実験によって決定する。その際、二次流れは排気主流から取りこむ事、FTV効果による主流の偏向角は10度以上とする事を設計条件とする。

(2) FTV機構を搭載した小型模型飛行機を製作する。上記(1)の設計条件を満たすFTV機構を搭載する事のできる小型模型飛行機

を、市販の模型飛行機から選定し、これを改造して試験機を製作する。試験機のピッチ制御は、昇降舵とFTVによる二通りの方法を遠隔操作で切り替えて行えるようにする必要があり、その為の制御システムの開発を行う。

#### 4. 研究成果

初期の計画に沿って研究を進め、以下の成果を得ることができた。

(1) 亜音速域での運用を目的とした数種類のFTV機構を提案し、数値計算でそれらの性能予測を行った結果、図3に示す方式が最も有力であるとの結論を得た。この方式は、主流の一部をFTVノズル上流で分岐させて二次流れとし、流路の最も狭まるスロート部の上又は下から噴出させることで主流を偏向させるものである。

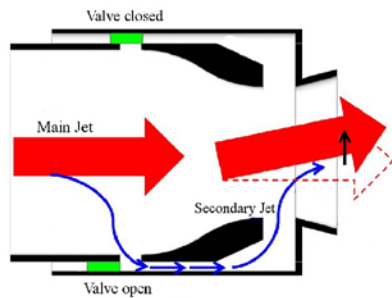


図3. FTV機構動作原理

図4は各FTV機構の性能評価において三次元数値計算を行った際の出力例であるが、図3に示すFTV機構において、二次噴流の働きにより主流が下方に偏向している様子が明らかに示されている。

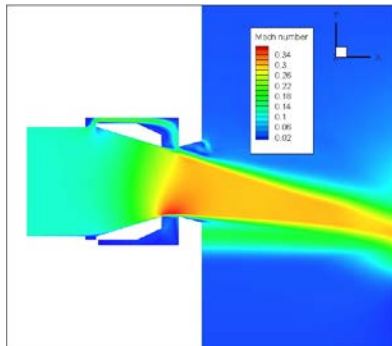


図4. 三次元数値計算による性能評価

この動作原理に基づいて、図5に示すノズルを製作して実験を行い、15度以上の主流偏向角を得ることができた。

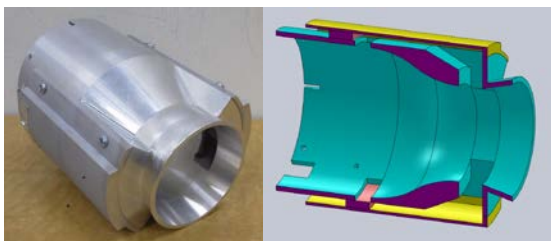


図5. FTVノズル試作

(2) FTV機構を搭載する機体として、幾つかの候補の中から図6に示す電動ダクトドファンで推進するものを選択して、FTVノズルを取り付けた。この機体は全長89cm、翼幅110cmと小型であるため、搭載するFTVノズルは小型化し、また軽量化のためアクリルで製作して機体排気口に取り付けた。



図6. FTV実験機

主流偏向角は、二次流れ取り入れ口のパルプをサーボモータで開け閉めして調節するが、図7に示すように、パルプの開口率と偏向角は直線的ではなく、開口率の少ない領域で、偏向角が大きく変化することが、数値計算及び実験でも示された。

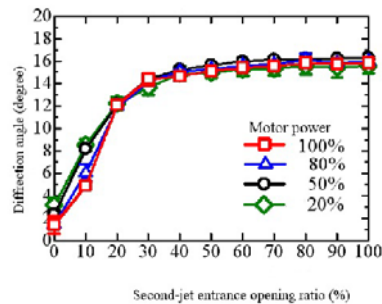


図7. 二次流入口の開口率と主流偏向角

ノズル開口率と主流偏向角の関係は、線形に近い方が機体の姿勢制御の観点から好ましいため、二次流の取り込み口および吹き出し部の形状を工夫するなどして最適化を行い、図8に示すように、改善することができた。

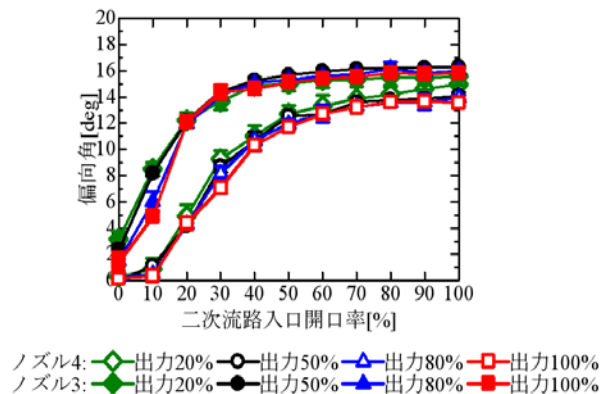


図8. FTVノズルの最適化

図中ノズル4では、ノズル3に比べて最大偏向角は約2度少なくなっているが、小さい開口率の領域で偏向角変化が小さくなり、全体としてより線形に近くなっている。

(3) ノズル4を搭載した試験機で飛行実験を行い、FTV システムの実用性を示した。試験機体は、昇降舵を用いて離陸、旋回を行い、飛行が安定して直線飛行に入った後、昇降舵による制御からFTV制御に切り替えて、上昇と下降運動をさせ、データ収集を行った。

図9は、FTV操作時におけるサーボモータ操作角(青線)及び、機体のピッチ角(赤線)の履歴である。サーボモータ操作角は、図7および図8における開口率に相当するパラメータであり、FTV操作に機体の姿勢が追従していることを示している。

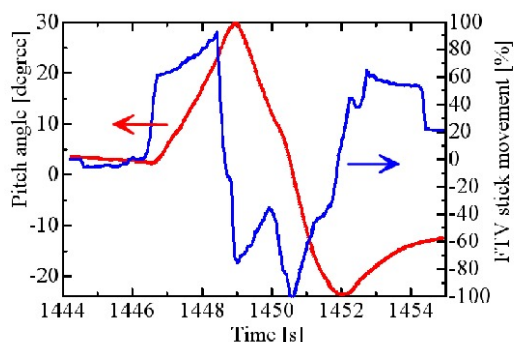


図9. 試験飛行結果

これらの結果により、今回提案したFTV機構が期待された性能を果たし、今後の更なる最適化を通して、十分に実用可能である事を示すことができた。

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計3件)

① L. Li, M. Hirota, K. Ouchi, T. Saito, Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment, Shock Waves, Vol. 27 (1), pp 53-61, January 2017, 査読有, DOI:10.1007/s00193-016-0637-0

② Srisha M.V. Rao, Shingo Asano, Tsutomu Saito, Comparative studies on supersonic free jets from nozzles of complex geometry, The Applied Thermal Engineering, Vol. 99, pp. 599-612 (2016) 査読有

③ Li Li, Tsutomu Saito, A Survey of Performance of Fluidic Thrust Vectoring Mechanisms by Numerical and Experimental Studies, International Journal of Aerospace Innovations, Vol. 5 (3-4), pp. 51-60 (2014 February), 査読有

[学会発表] (計3件)

①村上正人, 高橋功一, 浅野真吾, 高村浩二郎, ラオ スリシャ, 廣田光智, 齋藤務, 畠中和明, 超音速FTV 機構の設計製作と性能評価, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北海道大学大学院工学研究院(北海道), 3月9~10日, (2016) 査読無

②高橋功一, 浅野真吾, 高村浩二郎, 村上正人, Rao Srisha, 廣田光智, 齋藤務, ノズルの壁圧調整による推力偏向方法, 第53回飛行機シンポジウム, 松山市総合コミュニティーセンター(愛媛県), CDROM 1C01 (2015), 査読無

③浅野真吾, Srisha Rao, 齋藤務, 廣田光智, 複雑形状ノズルによる超音速自由噴流の実験及び数値解析的研究, 平成26年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 伊香保温泉(群馬県), USB 1B1-4 (2015), 査読無

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

齋藤 務 (SAITO, Tsutomu)  
室蘭工業大学・工学研究科・教授  
研究者番号: 00302224

### (2) 研究分担者

上羽 正純 (UEBA, Masazumi)  
室蘭工業大学・工学研究科・教授  
研究者番号: 20463705

### (3) 連携研究者

廣田 光智 (HIROTA, Mitsutomo)  
室蘭工業大学・工学研究科・准教授  
研究者番号: 50333860

### (4) 研究協力者

畠中 和明 (HATANAKA, Kazuaki)