

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年 6月10日現在

機関番号：10103

研究種目：基盤研究（C）

研究期間：2009～2011

課題番号：21560162

研究課題名（和文） 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
基礎及び実用研究研究課題名（英文） Basic and applied research of fluidic thrust vectoring basing on
gasdynamics for next generation propulsion systems of airplanes

研究代表者

齋藤 務 (SAITO TSUTOMU)

室蘭工業大学・大学院工学研究科・教授

研究者番号：00302224

研究成果の概要（和文）：ジェット推進機の排気ノズル中に斜め衝撃波を発生させることで推力の方向を制御する流体力学的推力方向制御は、従来の機械的な方法に比べて幾つかの優れた性能をもつ。本研究では、実験および数値計算によって流体力学的推力方向制御の性能予測を行い、これまで考えられていた斜め衝撃波による推力偏向メカニズムとは別に、新たな偏向原理を見出す事ができた。更にこれまでの推力偏向性能の評価方法とは異なる、より直接的な方法を提案している。

研究成果の概要（英文）：Fluidic thrust vectoring (FTV) using oblique shock waves is superior to mechanical thrust vectoring (MTV) from several view points and its application to real airplanes are investigated by several research groups in the world. Experimental and numerical studies for evaluating FTV performance are carried out in this work and a new mechanism that is different from the expected original one is found. A new method of evaluating FTV performance is also suggested in this study.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2009年度	2,400,000	720,000	3,120,000
2010年度	800,000	240,000	1,040,000
2011年度	500,000	150,000	650,000
年度			
年度			
総計	3,700,000	1,110,000	4,810,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：機械工学・流体工学

キーワード：流体推力制御，衝撃波，超音速ノズル，

1. 研究開始当初の背景

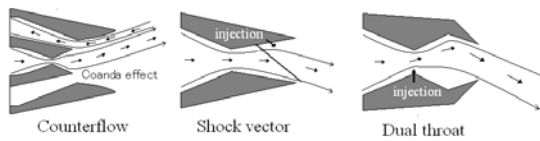
能動的な推力偏向機構による航空機ならびに宇宙機の方角制御については様々な方法が研究開発され、それぞれの特性を生かしたいくつかの方法が実用化されている。真空中を飛行する宇宙機では、従来の制御翼による軌道および姿勢の制御が出来ないため、首振り機構による推力偏向や姿勢制御用サブロケットが採用されており、また航空機については、高い機動性を目的として推力偏向を

行うものが実用化されている。現時点では制御翼と併用することで高い機動性を得ようとするものがほとんどであるが、これを更に積極的に利用して、尾翼全体を置き換える研究も行われている。無尾翼化による軽量化や空力抵抗の減少は燃料消費を大幅に減少させるものと期待され、経済性のみならず今後ますます重要となる環境保全の立場からも大変有利である。

本提案研究はこの様な推力偏向方式のうち、流体推力偏向 (Fluidic Thrust

Vectoring: 以下略して FTV) の研究開発を行うものである。これまでジェットエンジンの排気出口にもうけた可動式ノズルやフラップ等によって機械的に主流方向を変えて推力偏向を達成する機械的推力偏向法は一部実用化されている。これに対し、流体力学的効果によって推力の方向制御を行うFTVでは、固定ノズルで推力偏向ができるので複雑な機械的機構を必要とせず、従来の機械的方法に比べて信頼性の向上、重量や保守経費の低減が図れるので将来の推進力偏向機構として期待されている。

FTV には下図に概略を示すように、これまで幾つかの方法が提案されている。図は左から、対向流を流す方式、斜め衝撃波で主流を偏向する方法、スロート位置を変化させる方式を示している。それぞれに長所と短所があるが、本研究では拡大ノズル部に二次噴流を導入して斜め衝撃波を発生させ、それによって主流方向を変化させる方法についての数値解析的、実験的研究を行った。



航空機では、機体の軽量化、航続距離の確保などの観点から二次噴流気体を燃料とは別に保持して飛行することは現実的でなく、エンジン排気主流から供給せざるを得ず、そのため主流の推力が低下することになる。また機械的な推力偏向方式では、広範囲の飛行速度に対して任意の角度に主流を傾けることは容易であるが、FTV では航空機が高速で飛行するほど二次噴流の力が多く必要となるなど、非線形な流体の振る舞いに起因して偏向角の調整は容易ではない。したがって実験及び数値計算による基礎データの取得が FTV 開発においては大変重要である。

2. 研究の目的

本研究の目的は、実験結果と数値計算結果との比較により、計算結果の評価を行うとともに二次噴流による流れの制御についてのデータベースを構築するための現実的な数値解析方法を確立することである。

本研究は、学術的には収縮拡大ノズル内の超音速流れに関する研究の実機に向けての応用と位置づけられる。ノズル内流れについては、様々な問題について過去に数多くの研究がなされているが、拡大部における境界層はく離と再付着の問題など、その詳細な振る舞いについては準一次元定常理論では不十分であり、信頼できる数値解析によるほかに無い。また推力方向制御は本質的に非定常問題であり状況はいっそう複雑である。当研究室ではこれまで、非定常超音速流れの実験的、数値解析的研究を行ってきたが、始動/停止過程等の非定常問題については、単純な二次元形状ノズルの場合でさえも実験結果を忠実に再現するのはきわめて困難である。その原因のひとつは、ノズル壁面での乱流遷移を数値的に正しく捕らえることが困難なためであるが、最近ようやくラージエディシミュレーション (LES) による乱流解析も実用問題への適用が可能になりつつあり、従来の RANS による乱流計算に比べて精度の高い結果を得ることができるのでは

ないかと考えている。

3. 研究の方法

当研究室の大型貯気槽を利用して、吸い込み式超音速風洞を構築して、2次元ノズルによる FTV 実験を行う。ノズル壁から2次気体を噴射して、それによる斜め衝撃波の発生と主流の偏向を光学的可視化手法を用いて可視化する。ノズル流れの偏角と斜め衝撃波の関係を知るためにはノズル形状などは出来るだけ簡単なものが良く、この研究では2次元の収縮拡大ノズル (ラバールノズル) を選択した。実験では更に、ノズルの推力偏向角を多角的に評価するため、ノズル壁面の複数点での圧力を計測する。

当研究室においてはこれまでレイノルズ平均 (RANS) 乱流モデルとして Baldwin-Romax 法、 $k-\epsilon$ 法、Sparart-Almalas 法の三種類を組み込んだ WAF 法による Navier-Stokes ソルバーの開発を既に行っている。更に、これを用いて公表された実験データと比較する作業を実施してその結果を発表してきた。

本研究では、これらのプログラムで計算した流れ場を実験データと比較することにより、プログラムの定量的評価を行う。

4. 研究成果

(1) 実験装置及び可視化画像

図1に本研究で用いた空気吸い込み式超音速風洞および光学可視化系の概要を示す。真空槽は 33 m^3 の容量を持ち 0.1 気圧に減圧して運転する場合、今回の一連の実験のために設計製作した2次元ノズルを組み込んだ観測部では、流れが定常に達してから少なくとも $20\sim 30$ 秒の観測時間をとることができる。また、可視化実験では、シュリーレン画像を高速度カメラで撮影した。

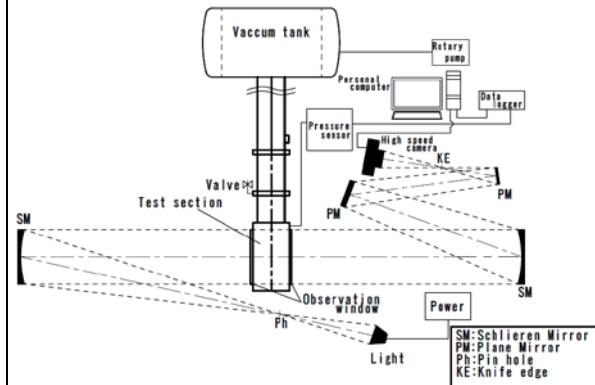


Fig.1 Schematic diagram of experimental setup.

図2及び3は、観測部付近の写真および2次元ノズルの詳細を示す。図3のノズルは1連の予備実験の結果を踏まえ、ノズル壁に発達する境界層の剥離など流れの詳細がより鮮明に観測できる様にした改良型ノズルである。このノズルはまた、上下ブロックを回転させ、開口比を変えることで、出口マッハ数を2から3の範囲で変化させる事が出来る。

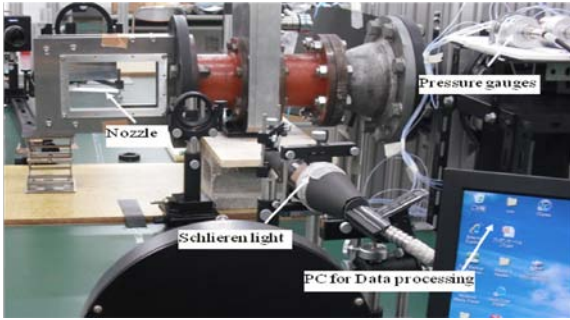


Fig.2 Photograph of nozzle area.

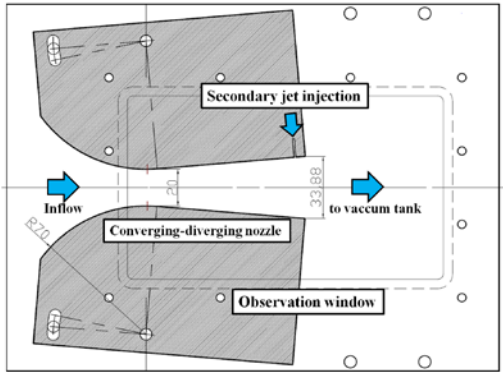


Fig.3 2-dimensional nozzle

実験はノズル圧力比 (NPR) 4~10 の流れに対してノズル上壁の出口から 5 及び 10 mm の位置に設けたスリットから大気圧比 (SPR) 1 から 3 で 2 次噴流を流し込んで、主流の偏向の様子を観察した。

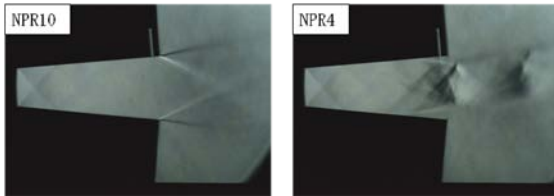


Fig.4 Schlieren images for NPR=10 and 4 without secondary jet injection.

図 4 に 2 次噴流の無い場合の流れの様子を NPR=10 と 4 について可視化したものである。前者は不足膨張状態で安定した流れとなっているが、後者 (NPR=4) は過膨張で境界層剥離が起こり、流れが不安定であることが分かる。

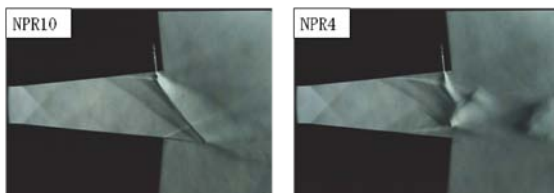


Fig.5 Schlieren images for NPR=10 & 4 with secondary jet of SPR=3.

図 5 は NPR=10 および 4 に対して SPR=3 の 2 次噴流を導入した場合の流れ場を示す。NPR=4 の不足膨張流れに対しては直線的な斜め衝撃波が観測され、主流も下方に変更されている様子が見て取れる。また、NPR=4 の場合にも流れは同じく下方に偏向している。本研究では、NPR, SPR, 2 次噴流位置及び角度等と主流偏向角の関係を調べ、数値計算の援用によってそのメカニズムを調査した。

(2) 数値計算

2 次元 Navier-Stokes 方程式を基礎式とする数値解析プログラムを開発して、数値模擬をおこなった。数値スキームは時間空間共に 2 次精度の有限体積法を用い、MPI を用いた並列計算を行った。図 6 に今回の計算に用いた数値格子を示す。色の違いにより並列計算領域を示し、2 次噴流吹き出し口も計算領域としている。

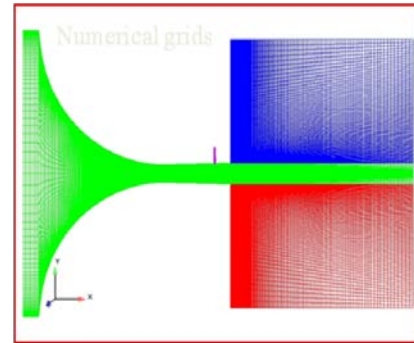


Fig.6 Numerical grid for viscous flow simulation

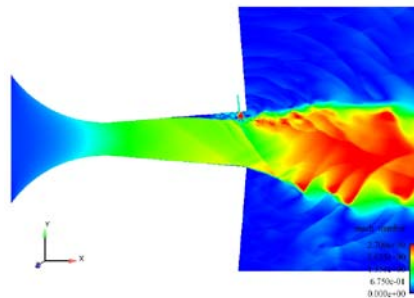


Fig.7 Numerical flow Mach number distribution for NPR=9, SPR=3

(3) FTV性能

実験および数値模擬により、各種 FTV 変数と主流偏向角の関係を調べた。

図 8 に不足膨張の場合 (NPR=9 and 10) についての主流偏向角と 2 次噴流圧力比 SPR の関係を示す。SPR が 1 から 2.5 位までは SPR の増加に伴い偏向角も増えてゆくが、SPR が 3 以上では主流偏向角は 4 から 4.5 度付近で頭打ちとなる事が分かる。

複雑な流れ場の偏向角を正確に評価する方法は未だ確立されておらず、いくつかの方法が考えられるが、図 8 の偏向角は実験およ

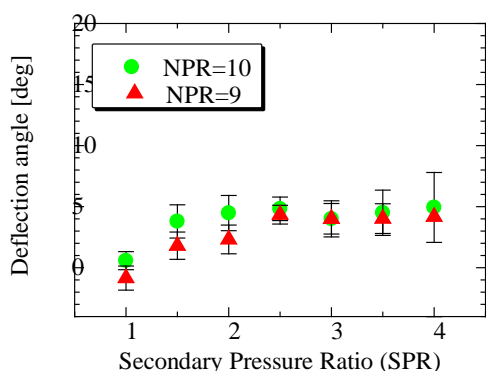


Fig.8 Deflection angle vs Secondary pressure ratio for under expanded flow.

び数値計算に於いてノズル内で一番上流に観測される斜め衝撃波の傾きから推定したものであり、実際の偏向角を少なく見積もった値となっている。

本研究では、偏向角の評価方法として、上述のもの他、数値計算結果を基に多くの論文で行われているように x 及び y 方向運動量の比から定義する方法でもデータを評価している。更に、数値計算で得られたノズル壁面での圧力を積分して任意の支点周りの力のモーメントを計算して主流偏向の評価とする方法も提案している。

更に本研究を通して、2次噴流出口からノズル出口までの壁面圧力がかなり低くなる事が観測されており、これが通常のFTV効果とは逆向きに働く事を見出している。従来の斜め衝撃波によるFTVの効率を上げるためには、この定圧部分の影響を極力小さくすることが必要である。

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 K. Hatanaka, T. Saito, Influence of nozzle geometry on underexpanded axisymmetric free jet characteristic, Shock Waves, 査読有, Accepted for publication (2012).
- ② Hatanaka, T. Saito, M. Hirota, Y. Nakamura, Y. Suzuki, T. Koyaguchi, Flow Visualization of Supersonic Free Jet Utilizing Acetone LIF, Visualization of Mechanical Processes, 査読有(2012) DOI: 10.1615/VisMechProc.v1.i4.40
- ③ L. Li, T. Saito, Numerical and Experimental Investigations of Fluidic Thrust Vectoring mechanisms, International Journal of Aerospace Innovations, 査読有, Accepted for publication(2011).

[学会発表] (計7件)

- ① L. Li, M. Hirota, T. Saito, Numerical and Experimental Studies of Fluidic Thrust Vectoring, 28th International Symposium on Shock Waves, Manchester, U.K., 2011, July 18th to 22nd.
- ② K. Hatanaka, M. Hirota, T. Saito, Y. Nakamura, Y. Suzuki and T. Koyaguchi, Flow Visualization of Supersonic Free Jet Utilizing Acetone LIF, 28th International Symposium on Shock Waves, Manchester, U.K., 2011, July 18th to 22nd.
- ③ T. Saito, Experimental and numerical studies of unsteady shock-wave phenomena, 29th International Congress on High-Speed Imaging and Photonics, 2010 Sept. 20-24, Morioka Japan.
- ④ L. Li, T. Saito, Numerical and Experimental Prediction of Fluidic Thrust Vectoring Performance, 7th International conference on Flow Dynamics, Nov. 1-3, 2010, Sendai International Center, Sendai, Japan.
- ⑤ 李麗, 廣田光智, 齋藤務, 数値解析と実験による流体推力方向制御の性能予測, 平成23年度衝撃波シンポジウム, H22年3月16-18日, 青山学院大学相模原キャンパス (震災で中止) .
- ⑥ 李麗, 廣田光智, 齋藤務, 数値解析による流体推力方向制御の性能予測, 平成21年度衝撃波シンポジウム, 2010年3月17日, 埼玉大学総合研究棟.
- ⑦ 三輪武史, 廣田光智, 齋藤務, 体推力方向制御におけるノズル主流と二次噴流の干渉に関する研究, 平成21年度衝撃波シンポジウム, 2010年3月17日, 埼玉大学総合研究棟

6. 研究組織

(1) 研究代表者

齋藤 務 (SAITO TSUTOMU)

室蘭工業大学大学院工学研究科・教授

研究者番号：00302224

(2) 研究分担者

()

研究者番号：

(3) 連携研究者

廣田 光智 (HIROTA MITSUTOMO)

室蘭工業大学大学院工学研究科・講師

研究者番号：50333860