

ジェットによるノズル流れの流体方向制御に関する数値計算

Numerical Study of Fluidic Control of Nozzle Flow by Using Secondary Jet

○ 藤本 哲也(室蘭工業大学) 齋藤 務(室蘭工業大学)

Tetsuya FUJIMOTO, Mechanical Systems Engineering Muroran Institute of Technology

Tsutomu SAITO, Mechanical Systems Engineering Muroran Institute of Technology

Key Words: Shock vector control, CFD, Nozzle

1 はじめに 二次流体噴射による推力方向制御の研究が近年盛んになってきている。現在、推力方向制御は可動フラップ等の機械的方法によって行われているが、この方法では、機体重量の増加、システムの複雑化とそれに伴うメンテナンスの問題など数々のデメリットがある。そこで、機械的な動作を行わずに二次流体をノズル内に噴射することによりノズル内流れの方向を変える研究が行われるようになった。この方法では推力方向制御系の重量ならびにコストを大幅に削減することができ、操作性、旋回能力、短距離離着陸 (STOL) 能力の向上など、数々のメリットが指摘されている。

流体の方向制御には次に示すようないくつかの方法が提案されている。1. 収縮拡大ノズルの拡大部壁面から主流に対して二次噴流を生じさせ、これにより生じる斜め衝撃波によって流れの方向を変える方法。2. 主流方向と同方向に二次流れを生じさせ、コアンダ効果を利用することで主流の流れを曲げる方法⁽¹⁾ 3. 主流方向と逆の流れを作ること、コアンダ効果、及び負圧により流れを引っ張る効果を利用して主流の流れを曲げる方法。⁽²⁾ このうち特に1番目の方法について様々な研究が行われている⁽³⁻⁷⁾。

ノズル形状については、軸対称ノズル、及び非軸対称ノズルでの流体方向制御が研究されているが、軸対称ノズルには、現在ある多くの航空機に取り付けることができるという利点がある⁽³⁾。また、ノズル拡大部に噴射口を二つ作ることにより、同じノズル圧力比に対して性能の向上が見込めるということを示した研究もある⁽⁶⁾。

本研究では、二次元ノズルの推力方向制御を数値模擬するための計算コードを開発し、コードの検証及び典型的な推力方向制御の計算を行ったので、その結果を報告する。

2 数値計算 計算には、質量、運動量、エネルギーの保存則として以下にベクトル表記で示す二次元ナビエ・ストークス方程式を用いた。

$$\mathbf{U}_t + \mathbf{F}_x + \mathbf{G}_y = 0 \quad (1)$$

ここで t , x , y , はそれぞれ時間及び空間座標, \mathbf{U} は保存量ベクトル, \mathbf{F} , \mathbf{G} は流束ベクトルでそれぞれ下記のように表すことができる。

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}^a - \mathbf{F}^d, \quad \mathbf{G} = \mathbf{G}^a - \mathbf{G}^d \quad (2)$$

\mathbf{F}^a , \mathbf{G}^a は移流項ベクトルまた、 \mathbf{F}^d , \mathbf{G}^d は粘性項ベクトルであり、それぞれのベクトルをカーチアン座標で成分表示する

と下記ようになる。

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{F}^a = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ u(E + p) \end{bmatrix}, \mathbf{F}^d = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xx}u - \tau_{xy}v - kT_x \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{G}^a = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ v(E + p) \end{bmatrix}, \mathbf{G}^d = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yx}u - \tau_{yy}v - kT_y \end{bmatrix} \quad (5)$$

ここで、 ρ, p, u, v, E, T, k はそれぞれ、密度、圧力、 x , y 方向速度、単位体積当りの全エネルギー、温度、熱伝導率である。また、粘性応力テンソルは、 μ を粘性係数として、

$$\tau_{xx} = \frac{2}{3}\mu(2u_x - v_y), \tau_{xy} = \mu(u_y - v_x), \tau_{yy} = \frac{2}{3}\mu(2v_y - u_x) \quad (6)$$

と表される。さらに、粘性係数 μ は、その温度依存性を考慮して下記の Sutherland の式により求める。

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_0 + S_1}{T + S_1} \quad (7)$$

熱伝導率 k は、プラントル数 (Pr) が一定の 0.7、定圧比熱 (c_p) $1.007 [kJ/kg \cdot K]$ として下記の式より求める。

$$k = \frac{\mu c_p}{Pr} \quad (8)$$

数値スキームには Toro による高精度 Godunov 型の WAF 法を用い、数値流速の評価に当たっては HLLC 近似 Riemann 解法を用いた⁽⁸⁾。

3 ノズル形状 ノズルは、Kenrick 等によって用いられた形状 (configuration 1) を使用する⁽⁶⁾。本研究の目的の一つは計算コードの検証であり、今回は Kenrick 等の実験データおよび数値計算結果との比較検討を行なうこととした。このノズルは 2 次元非軸対称-収縮拡大ノズルであり、出口面積 $50.16 \times 10^{-4} [m^2]$ 、スロート面積 $27.92 \times 10^{-4} [m^2]$ 、面積比 1.85、設計圧力比 8.78、設計マッハ数 2.07 である⁽⁶⁾。

4 計算格子および境界条件 計算領域全体の概略図を図1に、また計算格子を図2に示す。本研究では計算領域をy方向に3分割し、並列化ライブラリーMPIによる並列計算を行っている。分割した3つの領域は図1に Area1, Area2, Area3 として示してある。Area2 はノズルの内部と外部の領域の中心部分を含み、Area1 および Area3 はともに外部領域である。

Area1 及び Area3 の格子数はxおよびy方向に対して600×100, Area2 では600×300であり全体で300000セルとした。Area1, Area3 にはそれぞれ1CPUを配し、計算負荷を均等にするため、Area2 はさらに3分割して、3CPUを割り当て、全部で5CPUを使用した。

Kenrick 等の計算では、実験装置を模擬して二次噴流を発生するために、貯気槽を配しているが、本研究では、二次噴流はノズル壁面での境界条件として与える。ノズル壁面上での二次噴流出口には8セルを配した。図3は、ノズル拡大部および二次噴流出口付近の数値格子を示す。

境界条件は図1に示すように、ノズル内の左方は流入条件とし壁面は滑りなしの断熱壁とする。また、ノズル外部領域の境界はすべて流出条件とした。

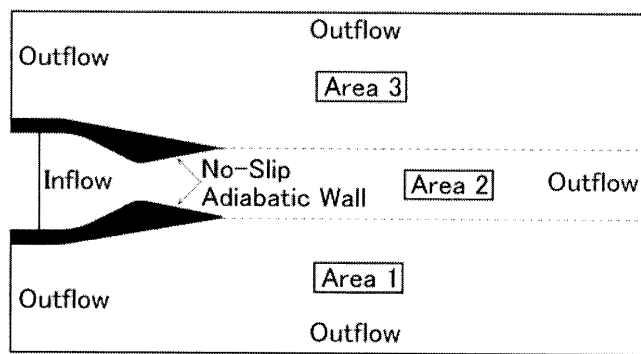


Fig. 1: Calculation area for boundary conditions

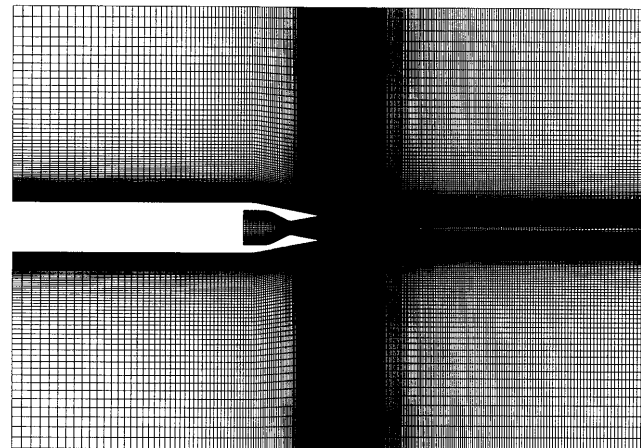


Fig. 2: Calculation mesh

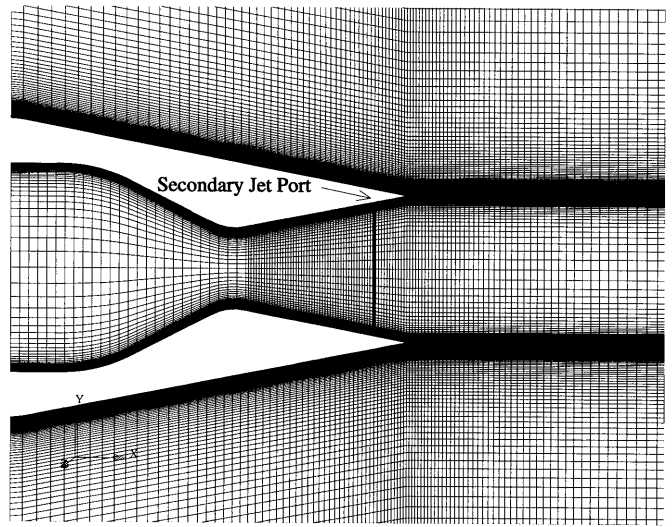


Fig. 3: Calculation mesh for secondary jet port

て与えている。更に、二次噴流は貯気槽から加速して、ノズル壁面で閉塞状態になっていると仮定した。

6 性能計算 ノズルの性能は数値計算によって得られた推力(F_R)から正味の推力を1次元理論に基づいて算出した理論推力(F_i)で除した推力係数(F_R/F_i)によって評価する。

計算によって得られる質量流量(w_p)、推力ベクトル(\mathbf{F})は下記の式のようにノズル出口におけるそれぞれのセルでの質量流量と運動量、圧力による力を積分することによって得る⁽⁹⁾。推力(F_R)はxおよびy軸方向の推力のベクトル和とする。

$$w_p = \sum (\rho \mathbf{U} \cdot \mathbf{n}) \Delta A \quad (9)$$

$$\mathbf{F} = \sum [\rho \mathbf{U} (\mathbf{U} \cdot \mathbf{n}) + (p_{s,j} - p_\infty) \mathbf{n}] \Delta A \quad (10)$$

ここで、 \mathbf{U} , \mathbf{n} , ΔA , $p_{s,j}$, p_∞ はそれぞれ、流速ベクトル, x軸方向単位ベクトル, セル面積, 静圧, 標準大気圧である。理想的な質量流量 w_i と推力ベクトル F_i は1次元理論に基づいて下記の式によって示される。

$$w_i = \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A_t \frac{P_{t,j}}{\sqrt{T_{t,j}}} \quad (11)$$

$$F_i = \sqrt{\frac{2\gamma R}{\gamma-1}} w_i \sqrt{T_{t,j} \left[1 - \left(\frac{p_\infty}{P_{t,j}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (12)$$

また、得られる推力の偏向角度 δ は上記の推力 (\mathbf{F}) の x 方向成分 (F_x) と y 方向成分 (F_y) によって

$$\delta = -\frac{180}{\pi} \tan^{-1} \frac{F_y}{F_x} \quad (13)$$

と定義する。

7 結果及び考察 まず、二次噴流のない状態での計算を行い、実験結果との比較を行う。実験結果は Kenrick 等が行った参考文献(6)から参照する。図4に推力係数とノズル圧力比、図5に偏向角とノズル圧力比の関係を示す。図6にはx軸に時間、y軸に偏向角をとり、ノズル圧力比が3.66と5.50の場合の時間変化する偏向角の関係を示す。

推力係数は数値計算結果と実験結果でよい一致を示している。ノズル圧力比が低い場合において推力係数が下がる理由は

5 計算条件 標準大気(密度=1.28kg/m³, 圧力=0.1013MPa)として計算領域全体の初期状態とする。NPR(ノズル圧力比)は主流全圧と標準大気圧の比, SPR(二次噴流圧力比)は主流全圧と二次噴流全圧の比とする。二次噴流は主流流れの質量流量の4%とする。本研究では二次噴流はノズル壁面での境界条件とし

衝撃波の発生、流れの剥離、ノズル出口壁面における逆流現象が複雑に干渉することで流れが安定せず、推力に損失が発生し推力係数が下がるためである。偏向角はノズル圧力比が低い場合において実験結果と異なる結果を示している。図6で示すようにノズル圧力比が3.66と5.50の場合でノズル圧力比が低い3.66の場合で偏向角が大きく乱れていることがわかる。そこで、数値計算結果では、毎サイクルごとに得られる偏向角の平均をとってプロットしている。また、数値計算では二次元ノズルの形状は完全に上下対称である。そのために、数値計算結果では3から6の間で流れに乱れがあるものの平均をとることで0度に落ち着く。しかし Kenrick 等の実験では圧力比3から6の間で正の方向にのみ傾いている。これは実際のノズルでは上側に噴出口がありノズル形状が上下非対称であるため、低いノズル圧力比の場合での流れの乱れにより、正の方向に強く傾いてしまう。そのため、数値計算結果と異なる結果を示した。

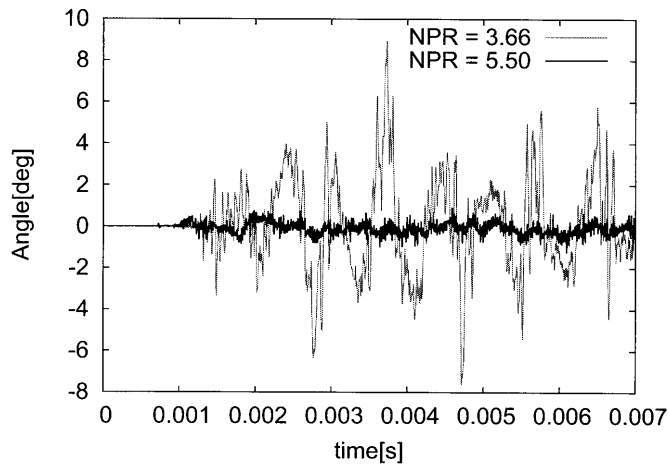


Fig. 6: Pitch thrust vector angle,NPR=3.66 and NPR=5.50

す。ノズル圧力比 6.23 での二次噴流が無い場合のマッハ数分布を図9に二次噴流 (SPR=0.7) がある場合を図10に示す。

図7の推力係数のグラフを見ると実験結果と計算結果は良い一致を示している。しかし、図8を見ると偏向角は実験結果と計算で異なる結果を示した。実験結果ではノズル圧力比4付近を偏向角の最大値とした曲線を描いているが、計算結果は偏向角4度付近を推移しノズル圧力比5付近で最大値を示している。推力の方向制御という観点からすれば、二次噴流は閉塞しない状態で使うことが好ましいが、閉塞前の二次噴流を数値計算に導入するためには貯気槽及び噴出し口形状などを含む2次噴流発生装置の詳細な情報が必要となる。Kenrick等の数値計算では二分噴流を発生させるための貯気槽も数値計算領域に含めて計算を行っているが、本報告では二次噴流をノズル壁面での境界条件として組み入れ、その境界条件の設定に当たってはノズル壁面での閉塞条件を仮定した。更に、図5に見られるように、実験では二次噴流が無い場合でも、上側のノズル壁に設けられた噴出口形状の影響で偏向角が発生しているの、二次噴流がある場合にもその効果が重ねあわされている可能性が高い。また、本研究では乱流モデルを用いてないが、今後乱流モデルを導入する効果も検証していく必要があると考えている。

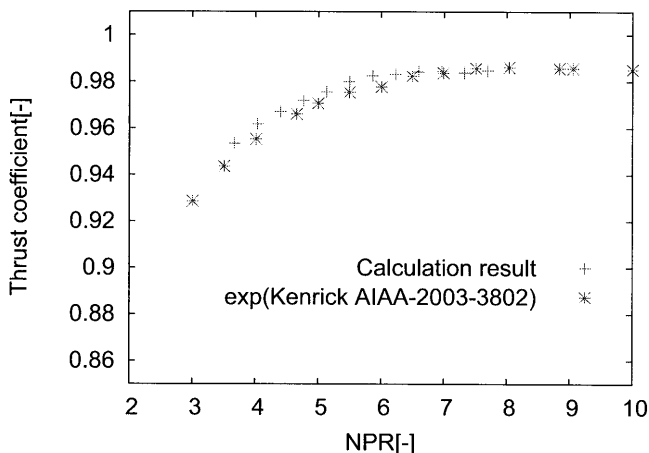


Fig. 4: Thrust coefficient,SPR=0.0

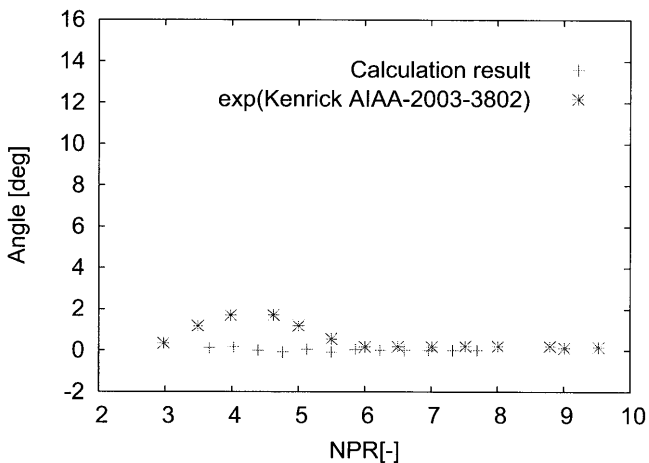


Fig. 5: Pitch thrust vector angle,SPR=0.0

次に二次噴流がある場合の結果を実験結果と比較する。本研究では SPR=0.7 の場合について計算を行い実験結果との比較を行う。二次噴流の質量流量は主流流れの4%とする。実験結果は Kenrick が行った参考文献 (6) から参照する。図7に推力係数とノズル圧力比、図8にノズル圧力比と偏向角の関係を示

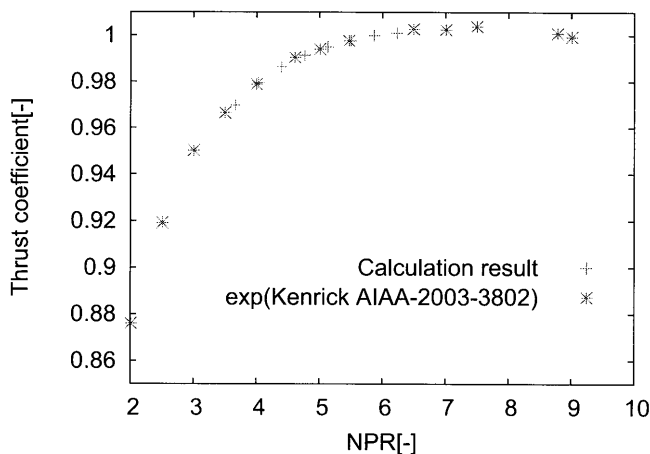


Fig. 7: Thrust coefficient,SPR=0.7

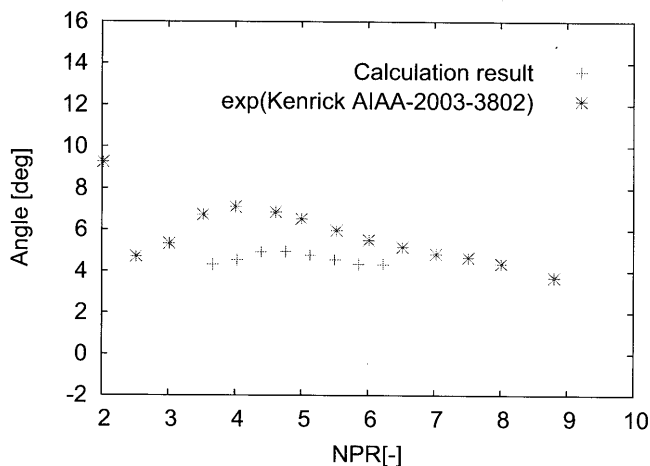


Fig. 8: Pitch thrust vector angle,SPR=0.7

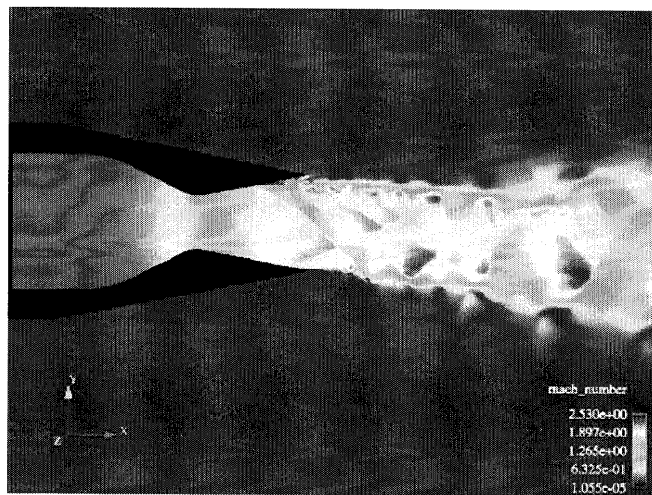


Fig. 10: Mach contour,NPR=6.23,SPR=0.7

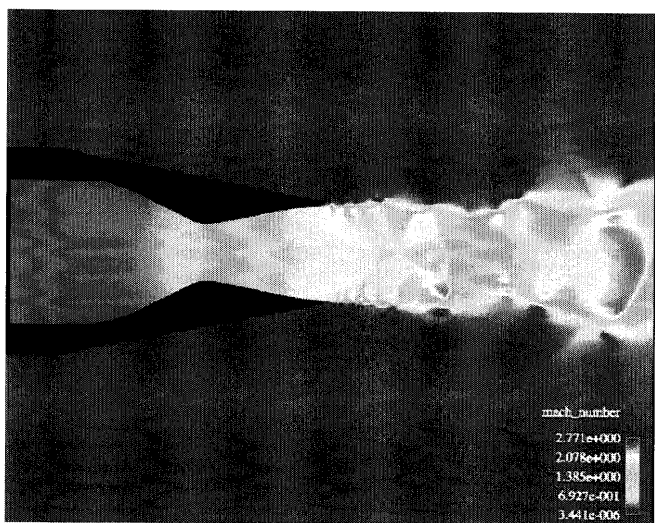


Fig. 9: Mach contour,NPR=6.23,SPR=0.0

8 結び 二次元非軸対象収縮拡大ノズルを使用し、二次噴流による推力方向制御を行うことは機械的な推力方向制御を行うよりも操作性の向上、機体重量の低下、メンテナンスの問題などの改善を行うことできるメリットがある。そこで本研究では二次元ノズルの推力方向制御を数値模擬するための数値計算コードを開発し、Kenrick 等の実験結果と比較した。

計算は二次元ナビエ・ストークス方程式を使用し、数値スキームには Toro による Godunov 型の WAF 法を用い、数値流速の評価には HLLC 近似 Riemann 解放を用いた。並列化ライブラリー MPI により 5CPU を使用した並列計算を行った。ノズルは Kenrick 等によって用いられた形状を使用し、まず二次噴流が無い場合と、SPR=0.7、主流の質量流量の 4% の二次噴流がある場合の数値計算結果との比較を行った。その結果、

1. 二次噴流が無い場合、推力係数は良い一致を示していることがわかった。しかし、偏向角はノズル圧力比が 3 から 6 の間では実験と計算に違いが見られた。

2. 二次噴流がある場合、推力係数は矢張り良い一致を示すが、偏向角は実験値よりも低い値を示すことが分かった。これは、数値計算では二次噴流の貯気槽を配していないため、二次

噴流出口形状によるノズル形状の上下非対称性の影響が反映されず、そのため異なる結果を示したと考えられる。

参考文献

- (1)Mark S. Mason,William J.Crother,'FLUIDIC THRUST VECTORING OF LOW OBSERVABLE AIRCRAFT',CEAS Aerospace Aerodynamics Research Conference,10-12 June 2002,Cambridge,UK.
- (2)Jeffrey D. Flamm,'Experimental Study of a Nozzle Using Fluidic Counterflow for Thrust Vectroing',34th AIAA,Joint Propulsion Conference & Exhibit,July 13-15 1998 /Cleveland,OH
- (3)David J. Wing,'FLUIDIC THRUST VECTORING OF AN AXISYMMETRIC EXHAUST NOZZLE AT STATIC CONDITIONS',ASME,Fluids Engineering Division Summer Meeting,June22- 26,1997,FEDSM97-3228
- (4)K.A.Deere,'Computational Investigation of the Aerodynamic Effects on Fluidic Thrust Vectoring',36th AIAA,Joint Propulsion Conference & Exhibit,AIAA 2000-3598,July 17-19,2000/Huntsville,AL
- (5)Karen A. Deere,'PROPULSION SIMULATIONS WITH THE UNSTRUCTURED-GRID CFD TOOL TetrUSS',32nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, St. Louis, Missouri, AIAA 2002-2980, June 24-26, 2002,
- (6)Kenrick A. Waithe,Karen A. Deere,'EXPERIMENTAL AND COMPUTATIONAL INVESTIGATION OF MULTIPLE INJECTION PORTS IN A CONVERGENT- DIVERGENT NOZZLE FOR FLUIDIC THRUST VECTORING', The 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference,AIAA-2003-3802,June 23-26,2003,Orlando,Florida
- (7)A.J.Neelly,Z.Chia,A.Chittleborough,H.Kleine,'Initial studies on the perfamce of shock vector control as a method for fluidic thrust vectoring using a small-scale experimental rig',3rd International Symposium on Interdisciplinary Shock Wave Research,2006
- (8)E.F.Toro,'Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics 2nd Edition',Springer,1999
- (9)John R. Carlson,'A Nozzle Internal Performance Prediction Method',3-4p,NASA Technical Paper 3221,1992