

フィルム冷却を考慮した液酸・液水ロケットエンジン性能解析

坪井 伸幸*1、伊藤 隆*2、宮島 博*2

*1 ISAS/JAXA, *2 ISTA/JAXA

Numerical Investigations of the Film Cooling Effect on Rocket Engine Performance

by

Nobuyuki Tsuboi (ISAS/JAXA), Takashi Ito, and Hiroshi Miyajima (ISTA/JAXA)

ABSTRACT

LOX/LH2 subscale rocket nozzle flow fields are computationally simulated using three-dimensional compressible Navier-Stokes equations. The area ratio of the nozzle is 140 and film coolant hydrogen gases are injected from 30 film cooling holes which are distributed circumferentially at the area ratio of 13. The experimental nozzle throat Reynolds number indicates that the boundary layer of the nozzle is in its transition region as the size of the nozzle is small. Both the turbulent and laminar computations are carried out to investigate the effect of the boundary layer conditions to the nozzle performance. The computed results show that the structure of the separated flow downstream of the film cooling injection significantly changes between the turbulent and laminar conditions. Since clear difference in performance between the laminar and turbulent conditions are also shown, the computed result confirms that the experiment boundary layer condition is in its transition region. The nozzle wall temperature also influences the nozzle performance and the computed nozzle performance shows rather laminar flow performance when the film coolant temperature and the nozzle wall temperatures are set to be close.

1. はじめに

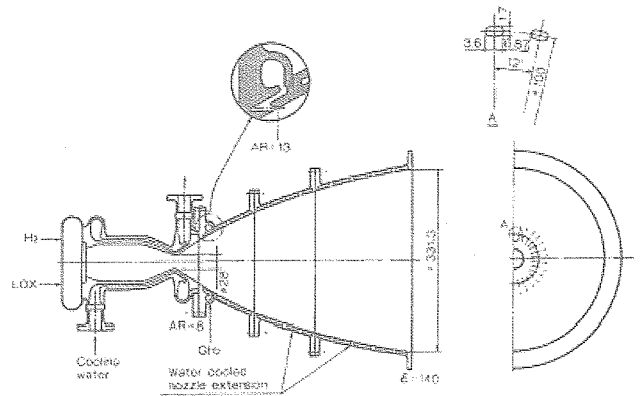
ガスジェネレーターサイクルをシステムとするロケットエンジンは、しばしばタービン駆動後の排ガスを主ノズルとは別の配管を通してノズルの出口付近に排出している。しかし、このタービン駆動後の排ガスをノズル内部の超音速領域に噴射すると、長い配管が必要なくなりコンパクトで軽量のエンジンを設計することが可能となる。さらに、上段用エンジンとして用いる場合には、燃焼試験を行う際ノズル出口まで導く配管を考慮する必要がなくなることから、タービン駆動後の排ガスのためのディフューザ設計問題も回避することが可能となる。現在の H-II A ロケットの上段エンジンである LE-5B エンジンも、タービン駆動後の排ガスをノズル内部に排出することによってノズル下流部を冷却するシステムをとっている。

過去の日本におけるロケットエンジンのフィルム冷却に関する研究としては、1984年に宮島らが旧航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究所の高気性能試験設備において行った液酸液水サブスケールエンジンの燃焼試験がある¹。実験を行った時には、比推力評価及び熱流束評価が行われている。しかし、その際比推力や熱流束分布を生み出す背景となる流れ場の解析については行われていない。近年のフィルム冷却に関する研究も、熱や構造の問題のみを取扱い、流体現象と絡めた研究は非常に少ないのが現状である。そこで本研究ではCFDを用いて、宮島らが行った実験を踏まえてエンジン性能評価を行い、比推力特性を生み出す背景となる流れ場を詳細に解析することを目的とする。

2. 実験形状及び計算条件

第1図に今回用いたノズル形状の概略図をしめす。今回用いたサブスケールエンジンは液酸・液水エンジンであり、燃焼室圧 3.48MPa時において 3950Nの推力を発生させることができる。混合比は 5.5 であり、ノズル開口比は 140 である。フィルム冷却口は開口比 13 の位置に配置してあり、周方向に 30 個のフィルム冷却口がノズル壁面に開けられている。本解析に必要な条件を表 1 にしめす。壁面でのフィルム冷却噴射の条件としては、ノズルの軸方向に平行に音速条件で噴射を行っている。また、今回は化学平衡計算²を

行い、燃焼室内部の温度や質量分率を計算している。入力条件としてはGH2/LOXとし、入力エンタルピーとしては290Kの時のものを与えている。また、今回はC*効率の補正は行っていない。表2に燃焼室内部の各化学種の質量分率をしめす。



第1図. 液酸・液水サブスケールエンジン概略図¹

表 1. 計算条件

燃焼室圧力	3.48MPa
燃焼室温度	3407K
混合比	5.5
スロート径	28mm
開口比	140
フィルム冷却口位置での開口比	13
C*効率	0.979
フィルム冷却出口温度	290K
フィルム冷却澱み点圧力	0.2-0.6MPa
壁面温度	300K, 800K

3. 数値計算法および計算格子

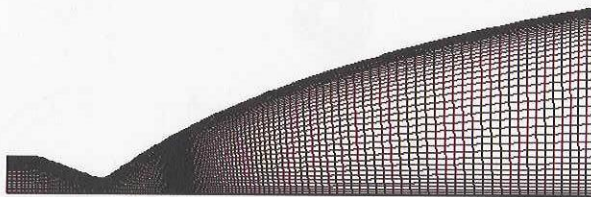
支配方程式として圧縮性Navier-Stokes方程式に各化学種の質量保存を加えたものを用いた。化学種はH₂, O₂, O, H, OH, N₂, HO₂, H₂O₂, H₂O の計9化学種を考慮した。超音速

反応流れのような化学反応を伴う流れ場を解析する際、反応に対する特性時間が流体の特性時間に比べて非常に小さいため、方程式がstiffとなることが知られている。すなわち、反応に対する特性時間が、流体の運動に対する特性時間に比べて非常に小さい場合が多い。そこで化学反応が現れる生成項に関してはpoint implicit法を用い、流体の解法に関してはLU-ADI³により時間積分を行った。対流項に関しては、AUSM-DV⁴を用い、高次精度化にはMUSCL法にlimiterとしてminmod関数を用いることで二次精度とした。粘性項は中心差分とした。燃焼反応に関しては化学非平衡性を考慮して9化学種18素反応のPetersen and Hanson model⁵を使用した。乱流モデルにはDegani-Shiffの修正を加えたBaldwin-Lomaxモデルを使用した。なお、この反応モデルは主に爆轟波・超音速燃焼を伴う高圧の流れ場に適用可能なように構築されており、実際に数値解析でもその有効性を確認している⁶。

第2図に今回計算で用いた計算格子をしめす。今回は1つの噴射口領域のみを計算するため12度分の計算領域として計算を行った。格子点数は流れ方向に201点、周方向に31点、中心軸からノズル壁面までは77点配置している。また、最小格子幅は0.5micronメートルである。

表2. 燃焼室内部の各化学種の質量分率

H2	O2	O	H	OH
0.048722	0.008716	0.00555	0.003995	0.06209
HO2	H2O2	H2O	N2	
0.000089	0.000016	0.870822	0	



第2図 計算格子

4. 結果及び考察

4.1 層流及び乱流計算における境界層の様子

まず初めに本エンジンの境界層が、乱流境界層になっているか層流境界層になっているかを確認するために、TDKコード²を用いてスロートレイノルズ数を算出する。スロートレイノルズ数(Re_t)を算出するにあたり、代表長はスロート直径(L=0.028m)とし、速度u、粘性係数μ、密度ρはスロート部における中心軸上の物理量を使用した。定義式は次のようになる。

$$Re_t = \frac{\rho u L}{\mu}$$

今回はTDKの入力壁温を800Kに固定し、混合比をCFDによる計算条件である5.5に固定した。スロートレイノルズ数の算出結果を表3に示す。

表3より、算出されたスロートレイノルズ数は4.67e5となる。第3図にスロートレイノルズ数とTBLコードを用いた場合の境界層による推力損失に関する補正係数の関係を示す⁷。第3図をみることによって境界層の状態を知ることができる。これによると、境界層が遷移域に入っているこ

とがわかる。そこで今回は乱流計算と層流計算の両方を行い、ノズル流が実際に遷移域に入っているかも検討する。

第4図にフィルム冷却が無い場合の層流計算(上半分)及び乱流計算(下半分)の流れ場の比較を参考にしめす。乱流計算をすると境界層が乱流拡散により非常に厚くなるのがわかる。また、流れ場のコア部分を比較すると中心軸上で若干の等高線の違いが見られるが、ほとんど同じであり流れ場のコア部分は境界層によって影響されないことがわかる。

表3. LE-5サブスケールエンジンスロートレイノルズ数 (SI単位)

MR	μ	u	ρ	L	Throat Re
5.5	8.78E-05	1543	9.50E-01	0.028	4.67E+05

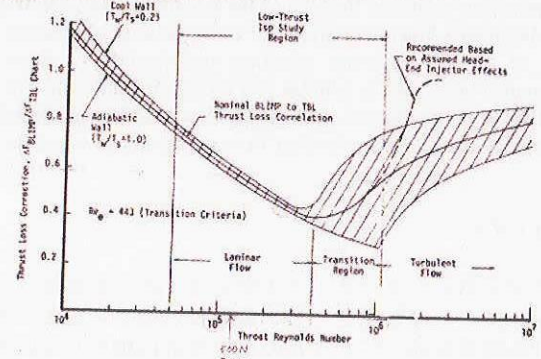
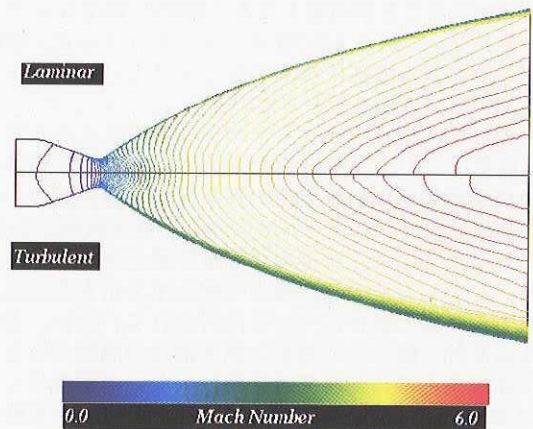


Figure B-5. BLIMP vs TBL Chart Thrust Loss Correction Factors

第3図 スロートレイノルズ数に対する境界層補正係数⁶

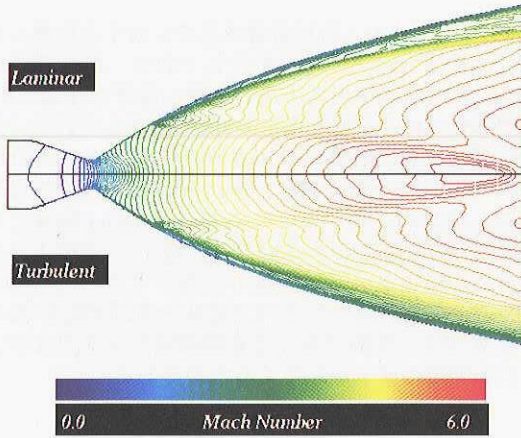


第4図 層流計算及び乱流計算の流れ場の比較

4.2 フィルム冷却による流れ場への影響

第5図にフィルム冷却を行っている場合の流れ場のマッハ数分布をしめす。上半分は層流計算の場合であり、下半分は乱流計算の場合である。図中のm_p, m_sはそれぞれ主流及びフィルム冷却の質量流量を示している。今回は例としてフィルム冷却凝み点圧力0.4MPa、CFDの入力壁温が800Kの場合をしめす。両者ともフィルム冷却部から強い衝撃波が発生しておりノズル出口付近の中心軸上で交差する。層流計算の場合にはフィルム冷却噴射口の downstream ではフィルム冷却層と主流は分離しながら下流に流れている。し

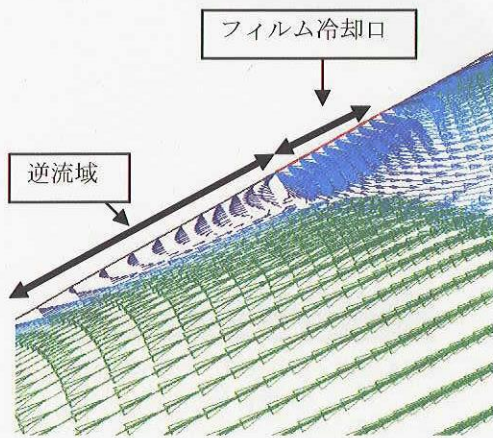
かし、乱流計算の場合には下流でフィルム冷却層が発達し混合している様子がわかる。また、第4図のフィルム冷却が無い場合と比較しても、フィルム冷却層は非常に厚くなっている様子がわかる。



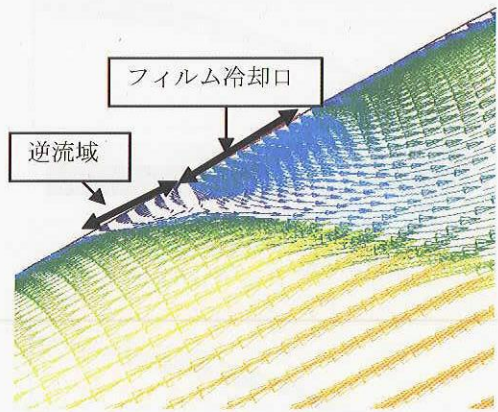
第5図 層流計算及び乱流計算の流れ場の比較
(フィルム冷却有 $\dot{m}_s / \dot{m}_p = 0.04$)

第6図及び第7図にそれぞれ層流計算及び乱流計算でのフィルム冷却口付近の速度ベクトルをしめす。層流計算の場合には剥離域が非常に大きく、上流まで流れが逆流している様子がわかる。また、乱流計算でも流れの剥離が見られるが、層流計算ほど逆流領域は大きくない。

第8図及び9図に層流計算及び乱流計算を行った際のフィルム冷却口付近の H2 質量分率をそれぞれしめす。第6図で、層流計算の場合には噴射口上流で、大きな逆流が起きている様子がみられたが、第8図からその逆流域でフィルム冷却剤である H2 が存在している様子がわかる。第9図でも H2 の逆流が見られるが、第7図でも見られたように、乱流計算の場合には剥離領域が狭く、H2 の逆流もあまり見られない。ノズル流れは水素リッチの状態であるため、層流、乱流計算ともに、噴射口付近で反応はほとんど起こっていない。

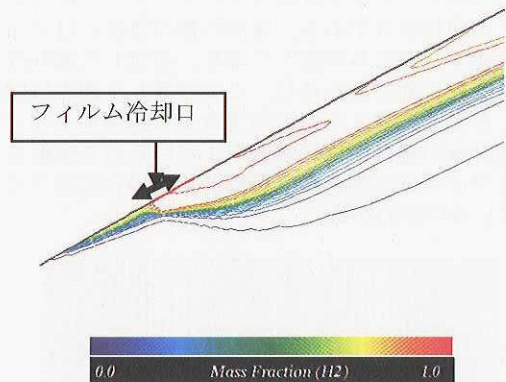


第6図 フィルム冷却口付近の速度ベクトル
(層流計算 $\dot{m}_s / \dot{m}_p = 0.04$)

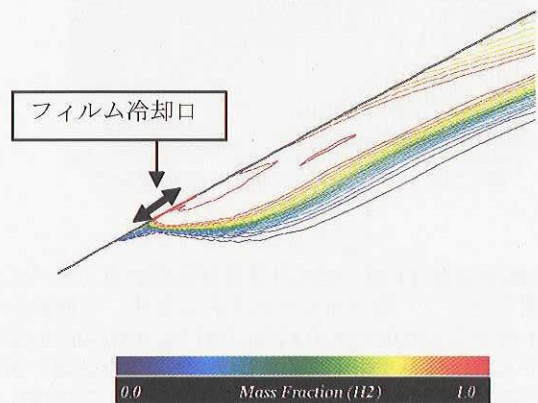


第7図 フィルム冷却口付近の速度ベクトル
(乱流計算 $\dot{m}_s / \dot{m}_p = 0.04$)

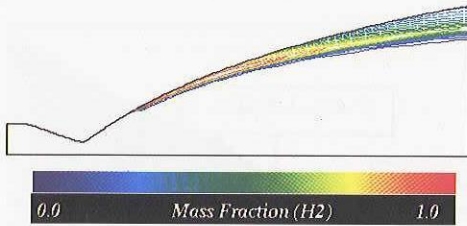
第10図及び第11図に層流計算及び乱流計算を行った際のノズル内部 H2 質量分率をそれぞれしめす。第10図の層流計算の場合には、フィルム冷却口下流まで高い H2 の質量分率の領域が維持されている。それに対して第11図の乱流計算の場合には、第10図の層流計算の場合に比べて乱流拡散の効果により下流での H2 質量分率は小さい。



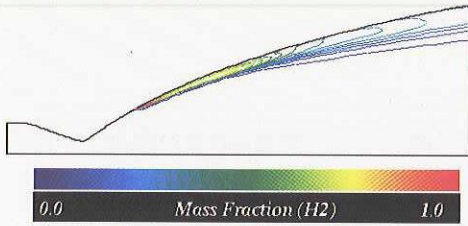
第8図 フィルム冷却口付近の H2 質量分率
(層流計算 $\dot{m}_s / \dot{m}_p = 0.04$)



第9図 フィルム冷却口付近の H2 質量分率
(乱流計算 $\dot{m}_s / \dot{m}_p = 0.04$)

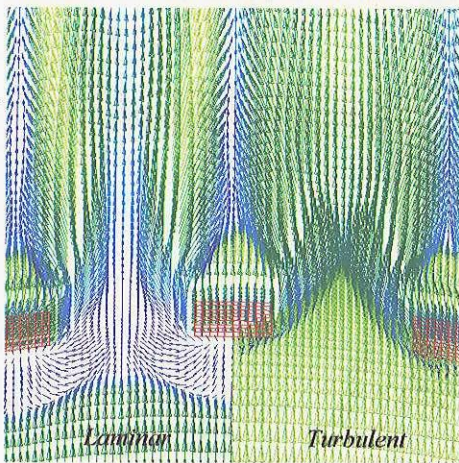


第10図 ノズル内部H₂質量分率
(層流計算 $\dot{m}_S / \dot{m}_P = 0.04$)



第11図 ノズル内部H₂質量分率
(乱流計算 $\dot{m}_S / \dot{m}_P = 0.04$)

第12図にフィルム冷却層内部における速度ベクトル図(左半分:層流計算、右半分:乱流計算)を示す。参考のため $y^+ = 656.8$ の位置で参照している。メッシュで示しているところが噴射口である。層流計算の場合にはフィルム冷却口上流から流れが剥離しており、逆流した流れは周方向に流れ噴射口間に流れ込む。この逆流した流体は図8でも確認したようにフィルム冷却用水素ガスが主となっている。乱流計算の場合には剥離域が小さいために噴射口から逆流したフィルム冷却水素は層流計算の場合に比べて少なくなっているのがわかる。



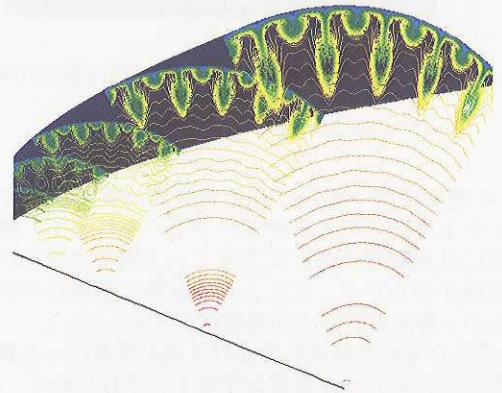
第12図 フィルム冷却層内部速度分布
($\dot{m}_S / \dot{m}_P = 0.04$)

第13図及び第14図に層流計算及び乱流計算でのノズル内部の周方向マッハ数分布をそれぞれしめす。各断面はそれぞれ上流から $x=0.0645\text{m}$, 0.145m , 0.217m , 0.3154m , 0.427m の位置である。分かりやすくするために12度の領域を周方向に5つ並べて示している。第13図において、中央部に向かってフィルム冷却の影響が伸びている位相がフィルム冷却噴射口の位相である。第13図をみると、噴射口間にもフィルム冷却の流れが見られる。これは、第12図において示

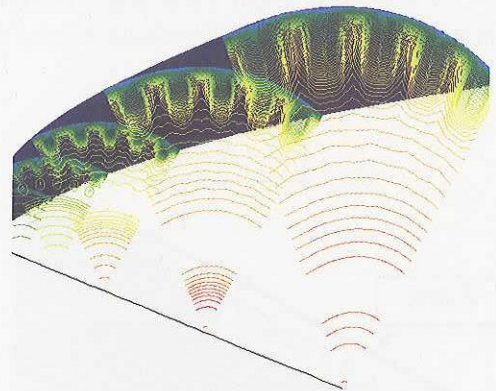
したように、フィルム冷却口の上流へ逆流した冷却水素が噴射口間に流れ込むためである。第14図の乱流条件下でのマッハ数分布をみると、噴射口間に流れ込む冷却水素が少ないため、噴射口間の位相ではフィルム冷却の影響があまりみられない。このように、層流計算での流れ場及び乱流計算での流れ場では大きな差があることがわかる。

4.3 フィルム冷却による性能への影響

第15図にフィルム冷却質量流量率に対する比推力分布を示す。x及び+は実験結果を示しており、それぞれに記載されている温度は噴射器上流の水素の温度を示している¹。今回はCFDにおける壁温度を800Kに固定している。実験による比推力は層流計算で算出された比推力と乱流計算で算出された比推力の間にあり、本ノズルの流れ場は遷移域にあることが改めてわかる。ここで、低 \dot{m}_S/\dot{m}_P 領域で乱流よりも層流の方が I_E/I_P が小さいのは、図12に示すように、フィルム冷却によるノズル主流の剥離が大きいためである。また、高 \dot{m}_S/\dot{m}_P 領域になるほど層流と乱流の I_E/I_P の差が小さくなるのは、乱流であっても剥離域が大きくなり、層流と乱流の剥離の様子が似てくるためである。



第13図 ノズル内部マッハ数分布
層流計算



第14図 ノズル内部マッハ数分布
乱流計算

第16図にフィルム冷却の有効比推力をしめす。Isは

$$I_E = (\dot{m}_P I_P + \dot{m}_S I_S) / (\dot{m}_P + \dot{m}_S)$$

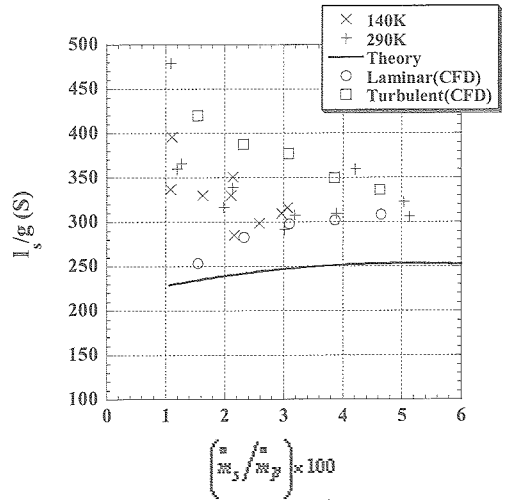
から逆算して求めた。ここで I_E はフィルム冷却を考慮した

比推力、 I_P はフィルム冷却が無い場合の比推力、 m_P, m_S はそれぞれ、主流及びフィルム冷却の質量流量である。第15図同様、実験結果は層流計算及び乱流計算の間にある。このことから本ノズル流は遷移域にあると考えられる。なお、第15、16図における理論値は、フィルム冷却流れとコア流れを分離した考えに基づいて算出されたものである⁸。第16図に示されるように、フィルム冷却水素の有効比推力の理論値は約250秒であり、実測値は300から350秒である。ここで、第5図上半分の層流計算結果からフィルム冷却流れはコア流れと分離した流れとなっていることから、第16図より層流計算結果は定性的に理論値と一致している。また、サブスケールの噴射方式では簡単な理論⁸で仮定した流れとは非常に異なり混合領域は3次的であり主流と複雑な混合をしていることが示された。従って、同理論が実験と定量的な一致しないのは当然と言える。

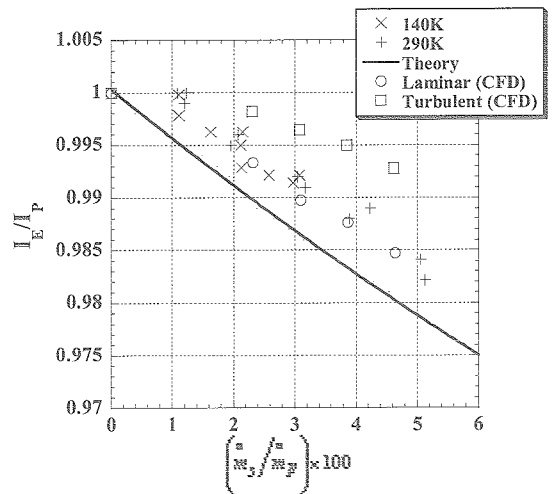
以上の結果はCFDにおける壁面温度を800Kに固定した場合を示した。フィルム冷却による性能への影響はフィルム冷却層内部の境界層の状態に大きく影響を受けるので、壁温度の影響を大きく受けることが予想される。

第17図にCFDにおける壁温が300Kにおけるフィルム冷却流量に対する比推力分布を示す。今回は実験結果と計算結果の層流計算が定量的にも定性的にも一致している様子がわかる。第18図のフィルム冷却の有効比推力分布を見ても実験結果と層流計算結果は定性的にも定量的にも一致する結果が得られている。従って、CFDにおける壁温が300Kの場合には境界層は層流に近い状態になっていると考えられる。

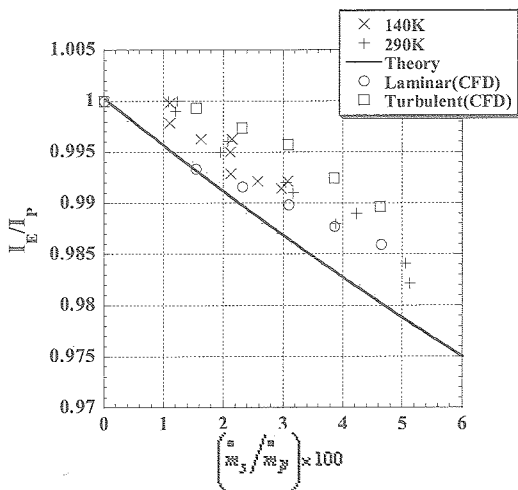
第1図に示したように、実験ではノズルは水冷されており、壁面温度は800Kよりは300Kに近いものと推測される。ノズルエクステンション(フィルム冷却部)の冷却は、周方向に冷却水が流れるステンレス製の冷却チャンネルからなっているが、冷却チャンネルの仕切り部分の壁面から約3mmで計測した温度は390Kから320Kに分布していた。



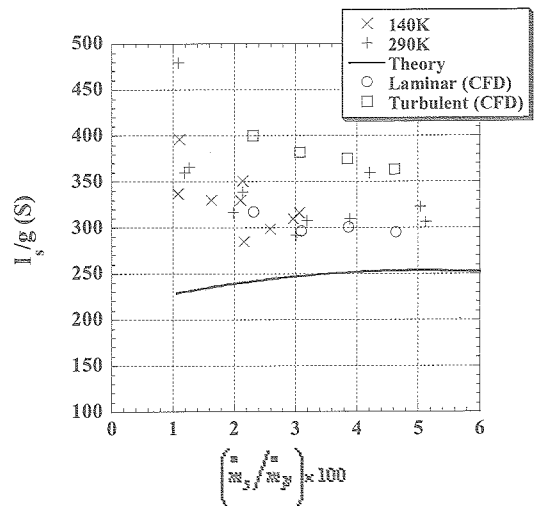
第16図 フィルム冷却の有効比推力 (壁温度 800K)



第17図 フィルム冷却質量流量率が比推力に及ぼす影響 (壁温度 300 K)



第15図 フィルム冷却質量流量率が比推力に及ぼす影響 (壁温度 800K)

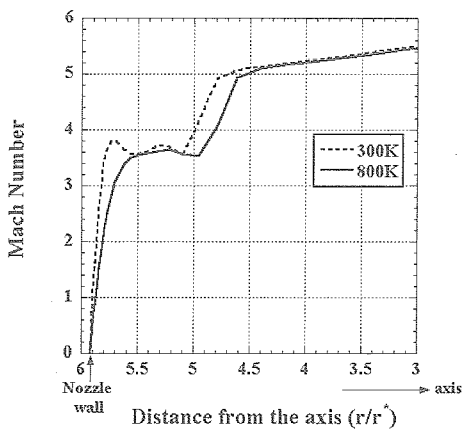


第18図 フィルム冷却の有効比推力 (壁温度 300K)

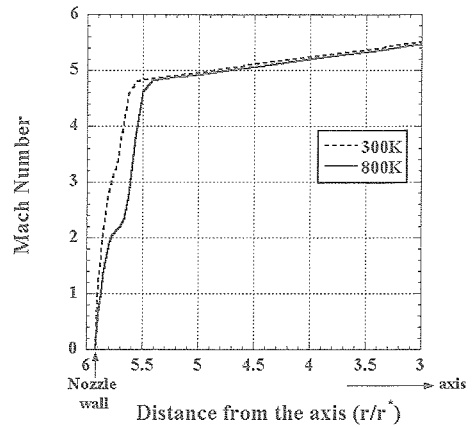
第 19 図にフィルム冷却口位相での CFD による層流計算のノズル出口マッハ数分布を示している。第 19 図から、フィルム冷却層の領域は 300K の場合には $5.1 \leq r/r_* \leq 5.7$ であるのがわかる。また、 $5.7 \leq r/r_* \leq 5.91$ の領域は壁温 300K の場合のフィルム冷却層内部の境界層であることがわかる。また、壁面 800K の場合には $4.9 \leq r/r_* \leq 5.1$ にフィルム冷却層の領域が存在しており、 $5.4 \leq r/r_* \leq 5.91$ の領域がフィルム冷却層内部の境界層であることがわかる。このように、フィルム冷却口位相では壁面温度 800K の場合には 300K の場合に比べて境界層が厚くなっている。

第 20 図にフィルム冷却口間位相での CFD による層流計算のノズル出口マッハ数分布を示している。フィルム冷却口間であるためフィルム冷却が影響を及ぼす領域は狭い。また、第 19 図と同様フィルム冷却層内部の境界層は壁面温度が高い方が厚くなっている様子がわかる。

第 19 図及び第 20 図から CFD では壁面温度が高い方が境界層が厚くなるということがわかった。その理由としては、フィルム冷却剤温度が 290K であり、壁温が 800K の場合には境界層が壁温 300K の場合に比べて温度差が大きくなり、温度境界層が厚くなるためである。このことから第 15, 16 図の CFD における壁温 800K の状態に比べ、第 17, 18 図の CFD における壁温 300K の方が境界層が薄くなることから、層流状態に近くなる。すでに述べたように、実験の壁温は 300K により近いと推定されるが、実際のエンジンではノズルエクステンションを水冷することはないので、壁温 800K はより適切な値となりえる。いずれにしても、壁温を与えて計算するのではなく、計算の結果として壁温が求められるように CFD を改良することが求められる。



第 19 図 ノズル出口における軸方向マッハ数分布 (フィルム冷却口位相—層流計算)



第 20 図 ノズル出口における軸方向マッハ数分布 (フィルム冷却口間位相—層流計算)

5. まとめ

LE-5 サブスケールエンジンを対象に、多数の噴射口からノズルの超音速部へ送入されたフィルム冷却剤が、エンジン比推力に及ぼす効果を層流計算及び乱流計算による CFD 解析を行うことで評価した。層流計算と乱流計算では境界層の状態が大きく異なることがわかった。また、層流状態ではフィルム冷却によって主流が剥離しやすくなり、逆流した冷却剤水素は噴射口間に流れ込むが、乱流計算では主流の剥離は抑制され、冷却剤水素は噴射口間にはあまり流れ込まなくなることがわかった。CFD における壁面温度が 800K と仮定して計算した結果、ノズルの境界層は遷移域にあることがわかった。しかし、CFD における壁面温度が 300K の場合には、境界層が薄くなることで実験結果と層流計算結果の比推力分布は一致するようになり、フィルム冷却を考慮した性能計算を行う場合には壁面温度の影響を十分に考慮しなければいけないことがわかった。

参考文献

1. Miyajima, H., Kusaka, K., and Sogame, E., "Effective Specific Impulse of Secondary Flow Injected into a Rocket Nozzle", NAL TR-848T, 1984.
2. 中橋、宮島、木皿、毛呂、「ロケットノズルの性能予測計算法」、NAL TR-771, 1983.
3. Fujii K., "Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Transonic Viscous Flows", AIAA Paper 86-0513, 1986.
4. Wada, Y., and Liou, M.-S., AIAA Paper94-0083, 1994.
5. Petersen, E.L., and Hanson, R.K., J. of Propulsion and Power, Vol. 15, No.4, pp.591-600, 1999.
6. Eto, K., Tsuboi, N., and Hayashi, A.K., "Numerical Study on three-dimensional C-J detonation waves: detailed propagating mechanism and existence of OH radical", Proceedings of the Combustion Institute 30, pp.1907-1913, 2005.
7. Schoenman, L., "Low-Thrust Isp Sensitivity Study", NASA CR-165621, 1982.
8. Stromsta, R.R., and Hosak, G.A., "Analytical Methods for Computing the Effects of Turbine Exhaust and Film-Coolant Injection on Rocket Engine Performance", AIAA paper 69-472, 1969.