

Three Stream Model によるスクラム ジェット燃焼器内流れの解析

辻川吉春*1, G.B. Northam*2

*1 大阪府立大学工学部
〒593 堺市学園町1-1

*2 NASA, Langley Research Center
Hampton, VA 23681, U.S.A.

Flow Analysis of Scramjet Engine Combustor with Three Stream Model

Yoshiharu TSUJIKAWA and G. Burton NORTHAM

Three Stream Model is applied to the flow in the scramjet combustor. Separate temperatures are assigned to the hydrogen, the air and the ignition source material. A mixing routine is included in the model which allows the unmixed fuel and air to be mixed at a prescribed schedule along the combustor. The area profile along the flow direction is used as a design parameter and is optimized by the multiplier method. A wall friction factor and a heat transfer coefficient can be calculated by the van Driest turbulence model. Therefore, the effect of heat recovery from engine wall by fuel hydrogen is made clear. The fuel injection momentum is also taken into consideration.

1. 緒 言

スペースプレーンの推進システムとして期待されるスクラムジェットエンジンについての研究が数多く実施されている^(1,2)。現在、飛行マッハ数が25にも達する高速で作動する推進システムに関連して、燃焼問題に対する洞察の助けとなる解析ツール、解析モデルの開発が望まれている。本研究ではスクラムジェット燃焼器の最適形状を求めることを主眼としており、反応流れの解析に Three Stream Model^(3,4)を用いた。超音速燃焼では混合律速であり、モデルには混合のスケジュールも組み入れており、流れ方向の混合を関数で与える。また壁面摩擦係数、燃焼器壁への熱伝達係数を van Driest 乱流モデル⁽⁵⁾を用いて算出して、解析に組み入れた。

2. 解析モデル

2.1 Three Stream Model 図1にスクラムジェットエンジンの概略を示す。本解析で取り扱うのは燃料噴射部から後である。本研究で用いたThree Stream Modelの概略を図2に示す。このモデルは一次元定常反応性流れに基づくものであり、断面積はあらかじめ与えられるものとする。燃焼過程をシミュレートするのに燃焼器入口での水素、空気、点火源は混合していないと仮定する。そしてそれらには、異なる温度を割り当てる。点火源は火炎保持部をシミュレートしていて、燃料の点火を助ける活性化学種と熱エネルギーを供給する。

混合のルーティンも組み込んであり、非混合の燃料と空気の混合のスケジュールをあらかじめ関数表示して与える。点火源に燃料と空気が混合していくことによって初期の反応域を形成する。この反応域の大きさは、燃料と空気が燃焼器の長さ方向に混合することで徐々に大きくなる。平均的な特性値は一次元定常の質量、運動量、エネルギー保存則を解いて求められる。

2.2 燃焼器の形状 本研究における燃焼器の断面積プロファイルの定義を図3に示す。具体的には断面形状として、一定断面積部、2段の断面積拡大部、ノズル部分に分け、各々の段の長さ(l_1, l_2, l_3, l_4)、拡がり角(ϕ_1, ϕ_2, ϕ_3)を設計変数とした。計算で得られた形状の一例を図4に示す。ここでGは燃料噴射部の高さ(Gap:図1参照)を示しており、それによって無次元化して表している。ノズル部はXについての2次関数で表され、次式で示される。

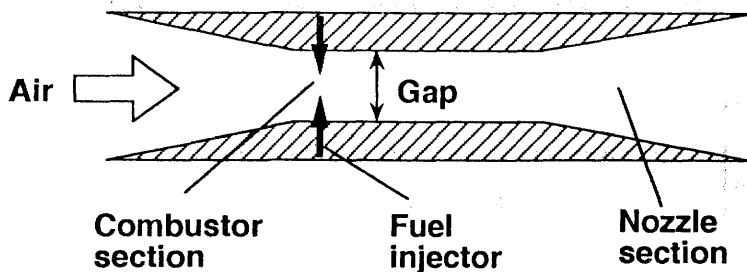


図1 スクラムジェットエンジンの概略図

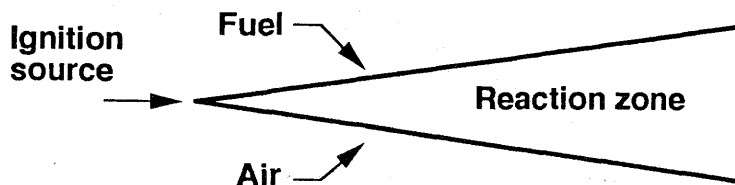


図2 Three Stream Model

$$A_3/A_0 = 1.0 + l_2 \tan \phi_1 + l_3 \tan \phi_2 + (X - l_1 - l_2 - l_3) \tan \phi_3 - a_{curv}(X - l_1 - l_2 - l_3)^2 \quad (X \geq l_1 + l_2 + l_3) \quad (1)$$

上式中、係数 a_{curv} によって曲率を変えることができる。一般にノズルの面積比は20~30の範囲にあり、図から0.0002~0.0003程度が適していると考えられる。

2.3 van Driest 乱流モデル これまでの研究では超音速流れに対して、壁面摩擦を考慮した例はほとんどない。von Karmanの混合長さを用いた非圧縮性流れの理

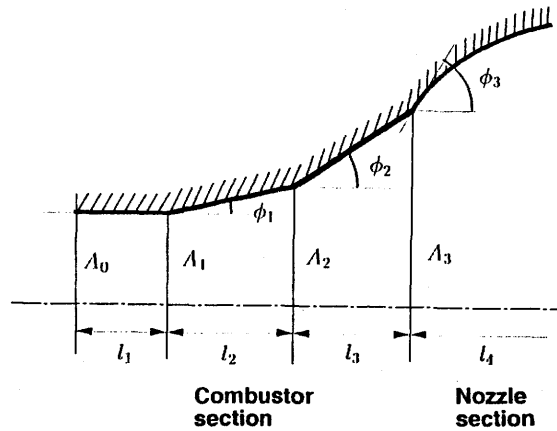


図3 燃焼器、ノズルの断面積プロファイルの定義

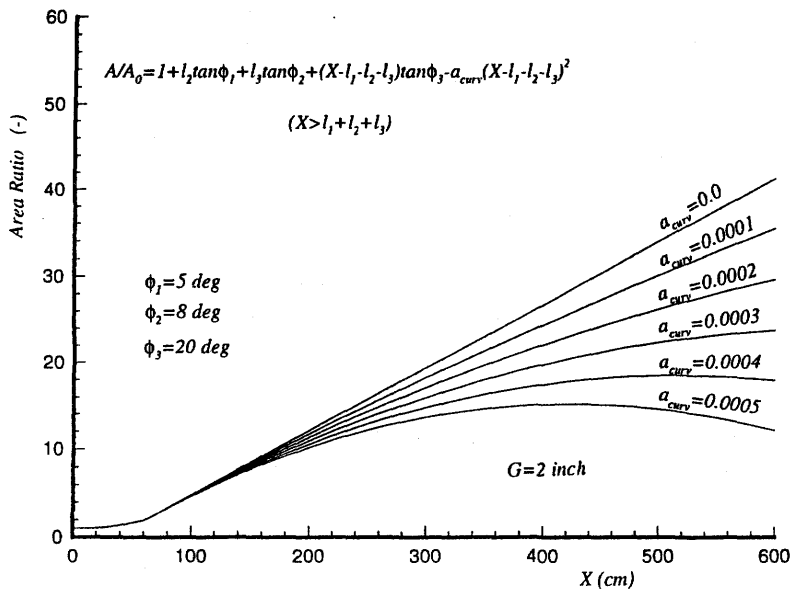


図4 燃焼器の形状の一例

論を拡張した準解析的な手法により、次の関係式で局所摩擦係数 $C_{f\delta}$ が得られる。

$$\frac{0.242}{C_{f\delta}^{1/2} \left(\frac{\gamma-1}{2} M_\delta^2\right)^{1/2}} (\sin^{-1} \alpha + \sin^{-1} \beta) = 0.41 + \log_{10}(Re_{x_\delta} \cdot C_{f\delta}) - f(n) \log_{10}(T_w/T_\delta) \quad (2)$$

上式中、Mはマッハ数、Reはレイノルズ数、 T_w は壁面温度を表し、添字 δ は境界層の端部を意味する。ここで $f(n)$ は粘性係数の温度依存性 $\mu \propto T^n$ の指数 n で表わされる関数であり、本解析では $f(n)=n=0.76$ とした。また α 、 β 等は以下のものを表している。

$$\begin{aligned} \alpha &= (2A^2 - B)/(B^2 + 4A^2)^{1/2} \\ \beta &= B/(B^2 + 4A^2)^{1/2} \\ A^2 &= \left(\frac{\gamma-1}{2} M_\delta^2\right) / (T_w/T_\delta) \\ B &= \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\delta^2\right) / (T_w/T_\delta)\right] - 1 \end{aligned}$$

熱伝達率 h_δ についてはレイノルズのアナロジーにより次式で表される。

$$h_\delta = (1/s)(C_{f\delta}/2) \quad (3)$$

上式中 s は修正係数で下のように書ける。

$$\begin{aligned} s &= Pr_T \left[1 + 5\sqrt{\frac{C_f}{2}} \left\{ \frac{1}{5K}(1 - Pr_T) \left[\frac{\pi^2}{6} + \frac{3}{2}(1 - Pr_T) \right] \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + \left(\frac{Pr_L}{Pr_T} - 1 \right) + \ln \left[1 + \frac{5}{6} \left(\frac{Pr_L}{Pr_T} - 1 \right) \right] \right\} \right] \end{aligned}$$

ここで、 Pr_L は層流プラントル数、 Pr_T は乱流プラントル数であり、 K は混合距離理論 $l=Ky$ 中の定数である。この式を使うに当たって、燃焼器入口条件が必要となるので、表1に代表的な飛行マッハ数についての値を示す。表中ERは当量比を表わしている。これらの関係を用いて計算した結果を図5,6に示す。しかしながら、ここでは流れ方向の温度変化を考慮していない。摩擦係数は0.001~0.002程度で実験による値とかなりあっている。熱伝達率は燃料水素によるエンジンからの熱回収の効果を見積る手がかりになる。

3. 解析結果

3.1 混合のスケジュール 仮定した混合のスケジュールは次式で表され、計算コードに入力する。

$$\eta_{mix} = 1 - \exp(-aX) \quad (4)$$

表1 燃焼器入口条件

M_∞	M_{in}	ER	T_{AIR}	$T_{fuel}(K)$	$T_{ign}(K)$	$P(atm)$	$V(m/sec)$	
8	3.22	1.0	960	325	1000	2121	0.70	2000
16	5.52	1.0	1800	↑	↑	↑	0.70	4700
25	7.07	2.0	2800	↑	↑	↑	0.50	7500

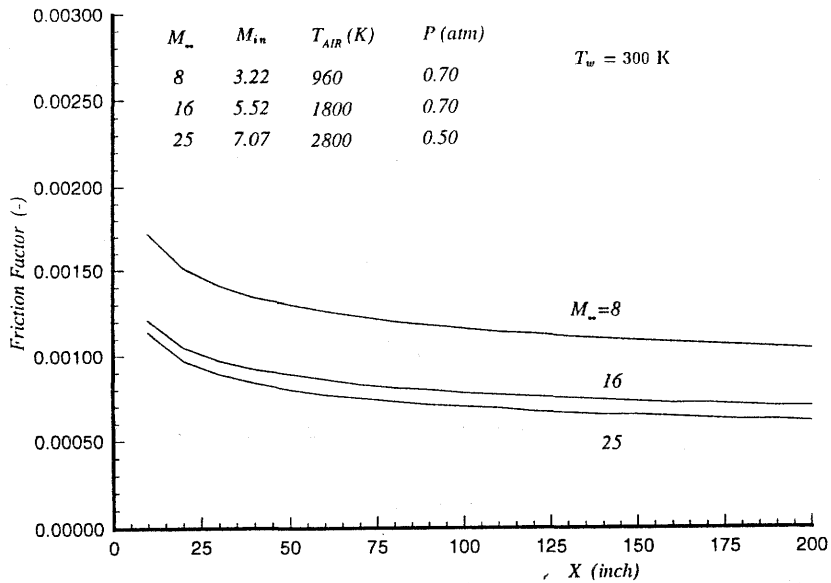


図5 局所的な壁面摩擦係数

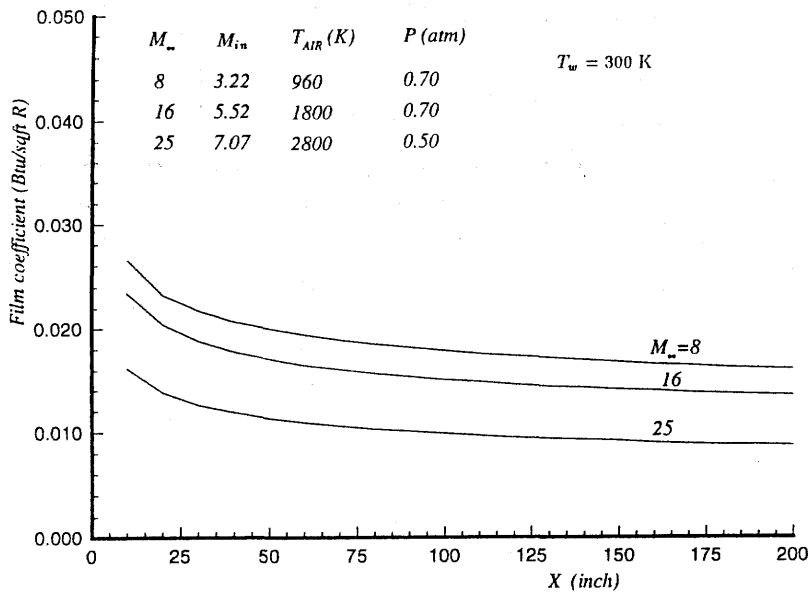


図6 燃焼器壁への局所熱伝達率

ここで a は定数、 X はcmで表した燃焼器長さ、 η_{mix} は混合効率である。混合のスケジュールはAndersonら⁽⁶⁾の提案した相関を使用して得られる。それは当量比と燃料インジェクターの間隔の関数であり、非燃焼時の混合実験結果に基づいている。混合効率は当量比が1より小さいか等しいとき、化学量論比で空気と反応した水素の量の全量に対する比で表す。当量比が1より大きいときには、化学量論比で水素と反応する空気の全空気量に対する比で表す。計算した結果を図7に示す。約100~150cm程度で100%に達する。

一方、混合の促進と共に損失が生じる。これを見積ることは現時点では非常に困難であるが、本研究では燃焼器長さに対する全圧損失を関数近似して評価した。

3.2 燃焼器の性能 燃焼器内反応流れの解析結果の一例を図8,9に示す。図8は飛行マッハ数8のときの燃焼器長さ方向の温度分布を示している。75cmまでは点火源の温度が断面平均温度より相当高い。当然ながら混合の効率が100%の位置で平均温度と等しくなる。

ちなみに、点火源の生成には、マッハ数が8と16の場合には5%、マッハ25の場合は1%の水素が前もって消費されるものと仮定した。20cmまでは断面積一定としており、ここを境に点火源の温度が急激に降下し始める。本研究では水素-空気反応系として33の素反応を考慮している。そのうち主要な連鎖分枝反応の影響が強く出ているものと思われる。

図9は燃焼効率を示す。Three Stream Modelでは有限の反応速度を考慮しているので、燃料の保有する化学エネルギーは100%解放されることはない。望ましいエネルギー放出は平衡反応により達成され、この場合には反応速度無限大となり、完全に混合律速となる。図にはマッハ数が8の場合と16の場合の両者を比較しているが、

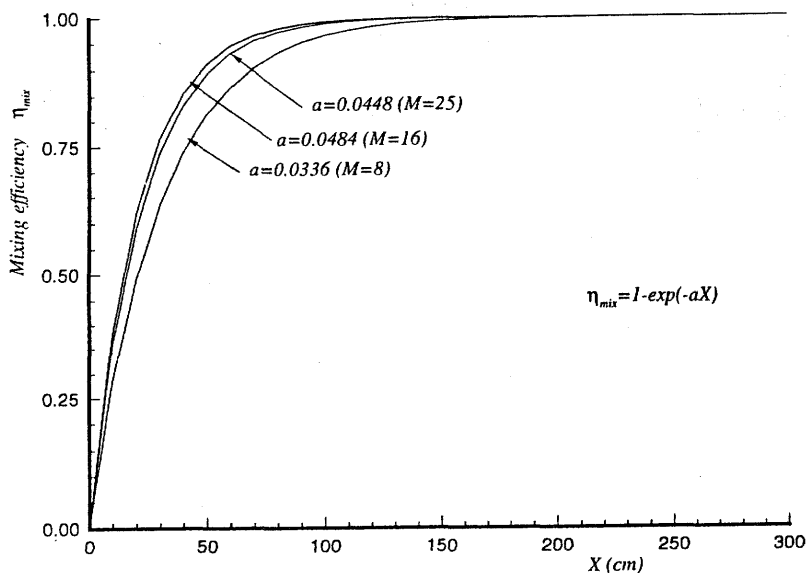


図7 混合のスケジュール

反応速度(kinetics)の影響により、高速な流れの場合程、滞留時間が短くなり、燃焼効率は低下し、マッハ数が8の場合で約70%、16の場合45%という値が得られている。

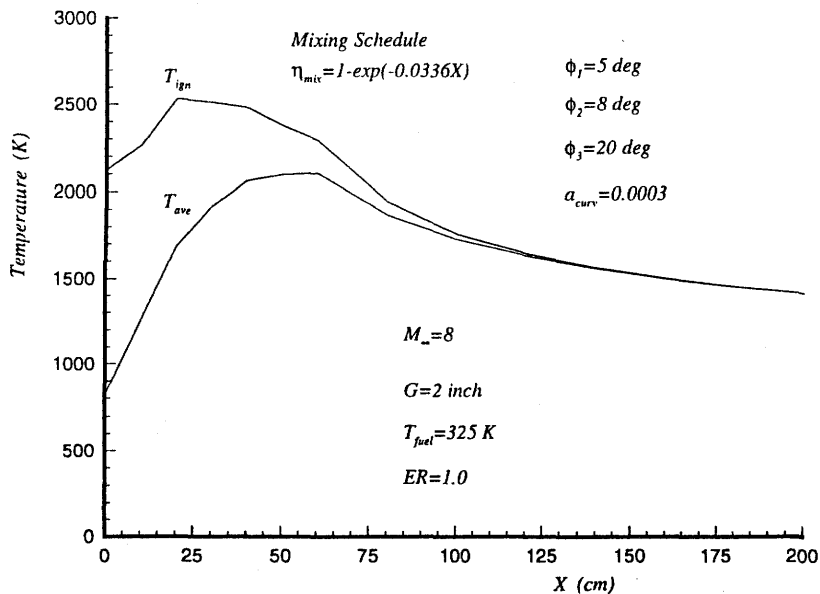


図8 流れ方向の温度分布

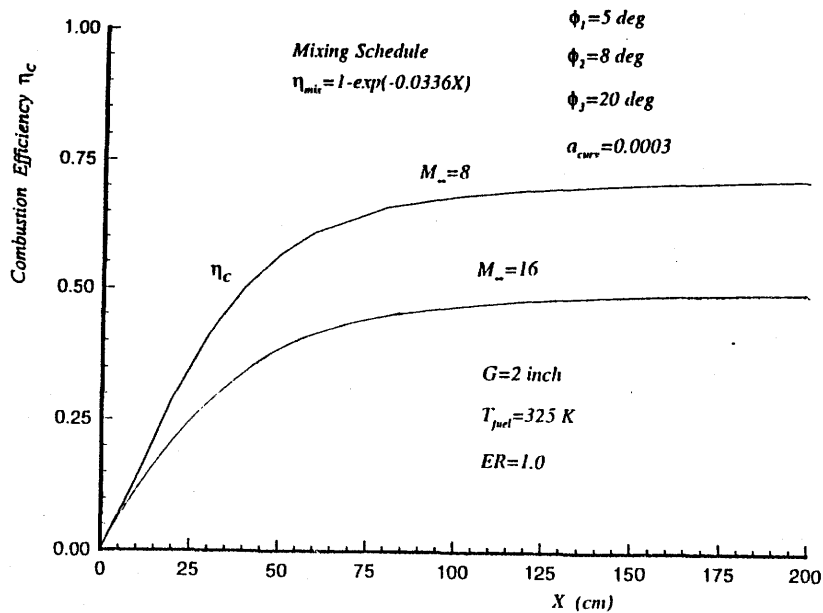


図9 燃焼効率

再結合反応の速度定数の不確かさの影響もかなり大きく、Jachimowski⁽⁴⁾によると反応速度定数が採用した基準値の50%から200%にわたって変わる可能性が有り結果として燃焼効率には約20%程度の不確かさとして反映される。

ここに示した結果はいずれも垂直噴射に対する結果であるが、現在空気の流れ方向に対して約15度の角度を持つノズルによる実験も行なわれており、噴射された燃料の運動量の効果を調べることも重要である。

4. 結 論

超音速燃焼で最も重要な現象である混合について、予めその流れ方向のスケジュールを与えるThree Stream Modelを解析に用いて以下の結論を得た。

- (1) van Driest乱流モデルにより、壁面摩擦係数は0.002程度であり、実験結果とよく一致している。
- (2) 混合はいずれのマッハ数においても、流れ方向距離約100~150cm程度で完結することが分かった。
- (3) 有限の反応速度を考慮しているため、マッハ数が大きくなるに従い、燃焼効率は低下し、 $M=16$ で約45%程度である。
- (4) 燃焼器断面積プロファイルを計算に組み入れることが可能となり、内部推力等を目的関数に選ぶことにより、形状の最適化を図れることが分かった。

文 献

- (1) Pulsonetti, M.V., J. Erdos and K. Early: An Engineering Model for Analysis of Scramjet Combustor Performance with Finite Rate Chemistry, AIAA-88-3258 (1988).
- (2) McQuade, P.D., S. Eberhardt and E. Livne: Optimization of a 2D Scramjet-Vehicle Using CFD and Simplified Approximate Flow Analysis Techniques, AIAA-92-3673 (1992).
- (3) Jachimowski, C.J.: An Analytical Study of the Hydrogen-Air Reaction Mechanism with Application to Scramjet Combustion, NASA Technical Paper 2791 (1988).
- (4) Jachimowski, C.J.: Chemical Kinetic Research Related to Combustion in High-Speed Flows, Major Research Topics in Combustion edited by M.Y. Hussaini, Springer-Verlag, 339-355 (1992).
- (5) van Driest, E.R.: The Problem of Aerodynamic Heating, National Summer Meeting, IAS, 26-41 (1956).
- (6) Anderson, G.Y. and R.C. Rogers: A Comparison of Experimental Supersonic Combustor Performance with an Empirical Correlation of Nonreactive Mixing Results, NASA TMX-2429 (1971).