

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-769

気液同軸型噴射要素による噴霧流の実験及び解析(3)
(液酸・液水ロケット燃焼性能予測計算への応用)

八 柳 信 之

1983 年 7 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. 序	2
2. ロケット燃焼室内燃焼状態の計算モデル	2
〔領域Ⅰに対するモデル〕	3
〔領域Ⅱに対するモデル〕	4
〔混合過程に対するモデル〕	7
3. 計算結果と実験値の比較	7
4. 噴射器および燃焼室形状設計への応用	19
5. 代表的な実機エンジンの燃焼性能に対する本予測計算法の適用	25
6. 結 論	27
記号説明	28
参考文献	29

気液同軸型噴射要素による噴霧流の実験及び解析(3)* (液酸・液水ロケット燃焼性能予測計算への応用)

八 柳 信 之**

An Experimental and Analytical Study on Spray Flow Field by Liquid/Gas Coaxial Injector Elements (3) Application for the Combustion Performance Prediction Model of LO₂/LH₂ rocket Combustors

Nobuyuki YATSUYANAGI

ABSTRACT

An analytical computing model for performing LO₂/LH₂ rocket combustor performance analysis was derived by using the results of former studies of spray flow field characteristics of Liquid/Gas coaxial injector elements. The each process of liquid atomization, mixing of liquid phase to gas phase and vaporization of liquid droplets are the combustion controlling model.

In formulating the analytical combustion model, the combustion zone was subdivided into a series of two discrete zones along the axis of the combustion chamber. At the region immediately adjacent to the propellant injector, the flow is characterized by the behavior of the spray jet from the injector elements. And after each spray jet interacts with each other, the flow is assumed almost one dimensional except for the mass flux distribution of liquid droplets. For the first region, spray flow field characteristics which were obtained in former studies by the author were applied in modifying the confined spray jet characteristics.

By this analytical model, the calculation of combustion gas parameters and liquid droplets histories along the chamber axis, the prediction of C* efficiencies and the calculation of heat flux distribution were performed for sub-scaled combustors and actual rocket engines such as the RL-10, LE-5 and HM-7.

The predicted C* efficiencies were almost within $\pm 2\%$, compared to the values obtained from experiments. The calculated heat flux values were also in close agreement with values obtained from experiments.

* 昭和58年5月9日 受付

** 角田支所

1. 序

前報⁽¹⁾⁽²⁾で導いた気液同軸噴霧流の解析法は蒸発を伴う shearer⁽³⁾ の場合、および高圧雰囲気での Newman⁽⁴⁾ の蒸発噴流の実験値に対しても適用出来ることを示したが、このことはこれまで行って来た一連の研究の最終目的である液体酸素^{*}・液体水素^{**} ロケットエンジンの燃焼性能予測計算のための解析モデルに拡張出来ることを示唆しているものと考えられる。

ところで、従来の良く知られている液体ロケットエンジンの燃焼性能予測計算方法としては、まず第一に推進薬の蒸発過程が律速であるとする Priem, Heidmann⁽⁵⁾ のモデルがあるが、これは一様な燃焼ガス流中における推進薬液滴の蒸発量の計算にはかならない。従って、このモデルは例えばケロシン系などの蒸発速度が遅い推進薬の場合には比較的有効な手段となりえるが、今ここで問題にしている液酸・液水ロケットの場合には、液酸の蒸発潜熱はケロシン系のそれに比べて約60%弱であること等から蒸発律速のモデルで燃焼性能を論ずることは出来ない。もう一つの代表的な燃焼性能予測計算方法は Rocketdyne 社によってなされているもので、これはコールド・フロー試験のデータを基にして、酸化剤と燃料間の混合程度も考慮した方法⁽⁶⁾である。すなわち燃焼性能(後述する、特性速度効率、 η_c^*)が推進薬の蒸発効率(η_{vap})と混合効率(η_{mix} , 推進薬間の混合が全く均一の場合に1となる)の積によって表わせる($\eta_c^* = \eta_{vap} \times \eta_{mix}$)とするものである。ここで、蒸発効率については Priem, Heidmann の液滴の蒸発計算を行うものであり、混合効率については、基本となるものが非燃焼状態における模擬推進薬の混合度の測定値、すなわちコールド・フロー測定値である。これは噴口出口からの距離をパラメータにとって、模擬推進薬間の混合程度を測定し、実際の燃焼試験によって得られる性能と、もっとも強い相関を有する測定位置(これは実験の蓄積によって経験的に定められる)での混合効率を採用している。従ってこの予測法では次の様な欠点をもつことにな

る。(1)今、ここで問題にしている燃焼効率の高い燃焼器の燃焼性能を予測する上で、最も重要な混合効率(燃焼効率の中で混合の不完全さに起因して生じる損失分を表すもの)の求め方に、多くの実験によるデータ蓄積が必要となり、かつ、普遍性に欠けること。(2)たとえ、結果として得られた予測値が実験値に近い値であったとしても(実際に Rocketdyne 社による性能予測方法では十分な精度で燃焼性能が求まっている報告が多い)、噴射器フェイス・プレートからノズル・スロート位置までの燃焼状態が逐次求まっていなければ、燃焼性能に及ぼす噴射器設計上のパラメータなど、例えば推進薬の噴射速度、温度、噴霧に関する情報、噴口配列などについての影響を詳細に知ることが不可能であり、噴射器設計に対する一般性のある有力な手段とはなり得ないものである。しかしながら Rocketdyne 社の燃焼性能予測に関する方法は、実際のロケットエンジン燃焼器開発のための手段としては、経済的に見て有力な実用的手段であることは確かである。

また Combs⁽²⁰⁾らは液体酸素・ガス水素ロケットで同軸型を有する場合の燃焼性能解析モデルを提案している。この解析においては LOX 噴流の微粒化過程、GH₂との混合過程および LOX 噴霧の蒸発過程が考慮されているが、LOX 微粒化過程のモデルには物理的な意味が不明な点がある。また GH₂との混合過程に対しても、LOX 液滴群の拡散に対する理論的取扱いが不正確である。

従って本報告では、これらの事を踏まえてロケット燃焼器内での噴射器フェイス・プレートからノズル・スロート位置までの燃焼過程を記述するモデルを提案し、この方法による長手方向各位置における燃焼状態の計算と、これらのノズル・スロート位置における値から燃焼性能を求め、噴射器及び燃焼室の設計方法に対する考察を行うと共に、実機エンジンの実効燃焼性能を本計算方法による予測値と比較し、その有用性を示すものである。

2. ロケット燃焼室内燃焼状態の計算モデル

推進薬の蒸発のみならず酸化剤(LOX)と燃料(H₂)の混合も律速過程とする燃焼モデルを考えるために

* 液酸あるいは LOX と記す

** 液水あるいは LH₂ と記す

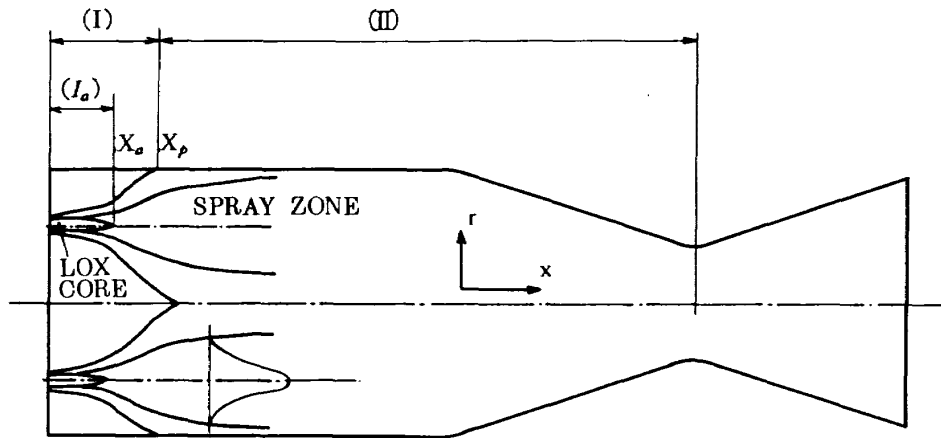


図1 燃焼モデル

は、考慮すべき座標系は円筒座標において三次元 (r, θ, x) となるが、同軸型噴口からの噴霧流は軸対称であり、かつ多噴口からの噴霧流の扱いを、各噴口からの噴霧流の重ね合せであると仮定すれば（これに関しては後で述べる）本質的には単一噴口からの噴霧の挙動に着目すれば良いことになるので、座標系は (r, x) の2次元に簡化される。さらに前報で述べたように噴霧流の特性を表す重要な要素である気相速度の半径方向プロファイル及び液滴流束半径方向プロファイルに既報の無次元分布則を用いれば、各量は任意の軸方向位置 (x) において半径方向 (r) に積分出来て、積分量の x 方向に対する変化を表す支配式に還元される。従って考えるべき座標系は本質的に“ x ”だけに依存する一次元となり、取扱いは更に簡略化される。本計算モデルは基本的にこのような考えによっている。

本モデルは図1に示すように、燃焼器内を流れ方向に沿って二つの領域に分けて考える。すなわち第一の領域は噴射器フェイス・プレートに近い領域で、各量が (r, x) に強く依存するが、この領域に対しては前報⁽¹⁾⁽²⁾で導いた気液同軸噴霧流の解析法を採用する。ただし、ここでは周囲を囲まれた燃焼室中での噴流であるから、噴流が壁に達するまでは制約噴流として扱う。第二の領域は噴流が壁に達した後領域であり、この領域では液滴流束の半径方向分布以外は全て断面で均一であるとして一次量（ x のみ依存する）として扱う。以下に各領域に対するモデルを述べる。

[領域Ⅰに対するモデル]

1) 微粒化機構の仮定

微粒化割合（液柱が単位長さ進む間の微粒化量）は噴射形式がフラッシュ型かリセス型の場合について、各々解析によって算出出来ることは前報で述べたが、ここでは第2報⁽²⁾の瞬間写真によって観察した液柱連続長さを基にして算出するものとする。すなわち微粒化割合はこの連続長さ間で液柱が単位長さ進む間に等量ずつの液滴群が形成されるものと仮定する。これは第2報⁽²⁾7.2.1節の図32で述べた計算結果の傾向に同じである。すなわち局所微粒化量は

$$\Delta w_{a,j} = w_{l,0} \times \left(\frac{\Delta x}{x_A} \right) \quad (1)$$

で与え、微粒化完了長さ x_A は第2報⁽²⁾、図8,10で求めた値を用いる。また形成される液滴群は代表粒径 \bar{d}_0 で与え、粒径を求める式は文献⁽⁷⁾によって

$$\bar{d}_0 = C_A d_l \sqrt{\left(\frac{\dot{w}_l u_l}{\dot{w}_g u_g} \right)_0} \quad (2)$$

を用いた。Hersch⁽⁷⁾によれば LOX/GH₂ の場合には

$$C_A = 0.429 \quad (3)$$

である。この時形成される液滴数は

$$\bar{N}_j = \Delta w_{a,j} / \left(\frac{\pi}{6} \bar{d}_0^3 \rho_l \right) \quad (4)$$

である。

以上の(1)～(4)式によって微粒化領域での液滴群を記述することが出来る。以下これらの液滴群の挙動は各群の軌跡に沿って追って行けばよいことになる。これについては第1報⁽¹⁾第3章と同じ扱いを行なう。

2) 制約噴流の仮定

領域Ⅰに対しては第1報⁽¹⁾第3章で導いた自由空間中の気液噴霧流の計算式と本質的に同じである。但し燃焼室内では制約噴流であるから噴流の誘引可能エネルギーに比較して、周囲気体量が少ない状態にあり、第1報⁽¹⁾(27)式の係数 k_s を減少させて用いる。 k_s の定め方は噴流原点から燃焼室壁に達する距離(x_p)が文献⁽⁸⁾によって妥当な長さになるように係数を定め($k_{s,confined}/k_{s,free}=0.2$)以後この値を一定として計算に用いた。誘引される燃焼ガスの源は x_p 以降の位置における燃焼ガス自身であり x_p から下流の燃焼ガスの還流が行なわれる。

〔領域Ⅱに対するモデル〕

領域Ⅰで噴流の性質を有していた気液噴霧流の気相外縁が壁面に到達した後は、壁との干渉により急激に気相速度分布が均一化され、近似的に一次元量と見なせるものになると考える。実際のロケットエンジン噴射器では、数多くの噴射エレメントが噴射面に均一に配列されている。このように多エレメントの場合には、各エレメントが専有しえる面積をもって、その外周に仮定の壁が存在するものと見なし、一つの流管を考える。このような各流管間の相互干渉は充分小さいものとして考慮しないが、これは以下の様な事実に基づいている。すなわち噴射エレメント間の相互干渉を調べるために、ある距離だけ離れた同一の2噴口によって作られる噴霧流の測定結果から、2噴口間での諸量はほぼ各噴口が独立に存在する場合の「重ね合せ」で近似出来ることが明らかになったことに依っている。図2に2噴口干渉による気相速度分布を、図3に液滴流束分布を示す。図2では2噴口干渉による実験点と、重ね合せによるプロファイルを比較して表す。すなわち単一噴口で同一噴射条件($P_{g,0}=1.33\text{ kg/cm}^2$, $P_{l,0}=1.19\text{ kg/cm}^2$, $x=150\text{ mm}$)の場合に得られる速度分布を単純に重ね合せた場合(実線)と、2噴口を結ぶ直線上で互に中心に向かって4 mm移動(2噴口間距離は16 mm)した位置を各々中心軸として重ね合せて得られる(点線)速度プロファイルである。2噴口による干渉は気相速度分布に関しては互に引き寄せ合う、いわゆるコアンダ効果があるが、多エレメントになった場合には周囲エレメント間の引き寄せが重なるから、

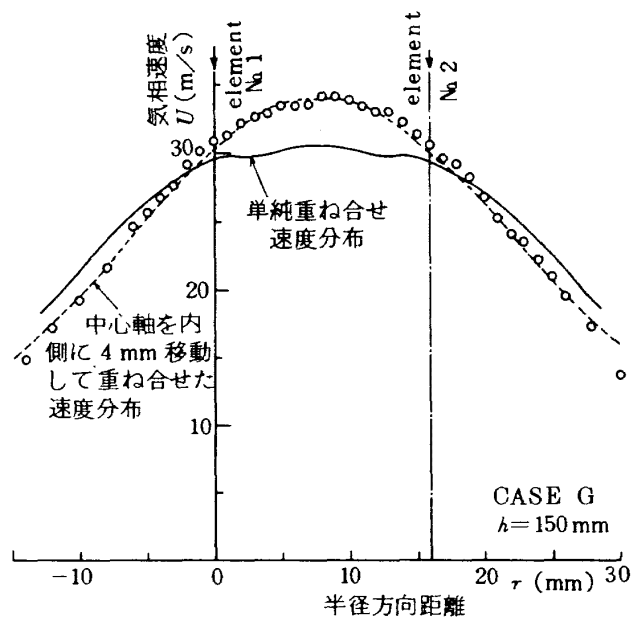


図2 2エレメント干渉による気相速度分布, CASE G ($P_{l,0}=1.19\text{ kg/cm}^2$, $P_{g,0}=1.33\text{ kg/cm}^2$, $h=150\text{ mm}$)

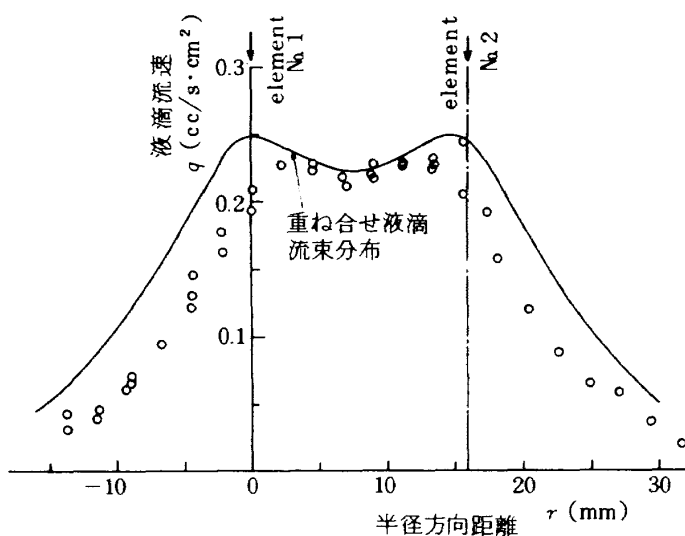


図3 2エレメント干渉による液滴流束分布, CASE G ($h=150\text{ mm}$)

中心軸の移動が無いと仮定した場合の「単純重ね合せ」が気相速度プロファイルを表わすものと考えることが出来る。一方、図3の液滴流束分布は2噴口間については中心軸の移動が無い「単純重ね合せ」に、ほぼ近い分布形になるが、2噴口間外では2噴口中心軸に向かって引き寄せの効果が現われている。しかしながら引き寄せを考慮した場合の重ね合せでは、2噴口間での液滴流束の絶対量が多くなるとともに、分布のプロファイルが異なって来る。実際が多エレメ

ント噴射器の噴口配列においては、燃焼室壁に隣接した最外周の噴口を除いては自身の噴口周囲に他の噴口が配列されているから、引寄せの効果は表われず、ここで述べた2噴口間の液滴流束プロファイルを近似的に表わすことの出来る「単純な重ね合せ」が適用出来るものとする。

このことは、各エレメントが他のエレメントの影響を受けずに単独で存在するときの振舞に等しいものである。従って1個の噴射エレメントが噴射面で専有する断面積を有する軸方向流管内での噴霧流に注目すれば良いことに等価である。

領域Ⅰでは半径方向に分布を有していた噴霧流の気相速度も、仮想流管壁に到達すると隣接のエレメントからの重ね合せを意味する壁面での“折返し”効果によって断面での均一化が進む。従って領域Ⅱでは比較的“折返し”効果の遅い液滴群の分布と液滴速度を除いて、燃焼ガス速度等は仮想流管内で一様であるとして、 x にのみ依存する量とする。計算においてはこの領域の開始位置は領域Ⅰで気相側速度半値幅が仮想壁面に到達する位置($x=x_p$)とする。

以上の仮定の他に領域Ⅰ、Ⅱで共通な仮定は

1) LOX液滴群から蒸発した酸素ガス(蒸発した酸素のうち燃焼反応にあずかる質量分率を f_r とする)は周囲に存在するガス水素と噴射流量比(混合比)に等しい混合比で反応して、化学平衡組成の燃焼生成物となる。燃焼室内での物質はこの他、未燃の蒸発酸素ガスとガス水素および循環流領域においては誘引した燃焼ガスの4成分の気相と、未蒸発液体酸素の液相から成るものとする。

2) 気相は完全ガスと見なす。

さらに領域Ⅱで追加する仮定は

3) 流れは定常次元で外壁近傍における粘性および伝熱による効果は無視出来るものとする。

以上の仮定のもとで質量、運動量およびエネルギーの各保存式は各量の微少区間 Δx における増分の2次以上の微少項を無視すれば次式を得る。但し添字 g は気相を、 l は液相を表わす。

質量保存式

$$\Delta(\rho u)_g - \Delta w_l - \Delta w_s = 0 \quad (5)$$

第1項は対流項、第2項は全液滴からの蒸発量で

$$\Delta w_l = \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j}$$

と表わされ、第3項は誘引気体量である。上式を

$$\rho u \equiv w$$

で除して無次元化して

$$\Delta A/A = \Delta A', \quad \Delta \rho/\rho = \Delta \rho', \quad \Delta u/u = \Delta u', \\ \Delta w_l/w = \Delta w_l', \quad \Delta w_s/w = \Delta w_s' \quad \text{とおけば}$$

$$\Delta A' + \Delta \rho' + \Delta u' - \frac{\sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j}}{w} - \Delta w_s' = 0 \quad (6)$$

を得る。

運動量保存式

$$\Delta P + \Delta(w \cdot u)_g + \Delta(w \cdot u)_l = 0 \quad (7)$$

第1項は圧力変化に伴う運動量変化、第2項は気相の運動量変化、第3項は全液滴のもつ運動量変化で

$$\Delta(w \cdot u)_l = \sum_{j=1}^N (w_{l,j} \cdot u_{l,j})$$

と表わされる。上式を $\rho u^2 \equiv w \cdot u$ で無次元化して

$$\Delta p' + \Delta u' + \Delta w_g' + \frac{\sum_{j=1}^N (w_{l,j} \cdot \Delta u_{l,j} - u_{l,j} \cdot \Delta w_{lg,j})}{w \cdot u} = 0 \quad (8)$$

を得る。

エネルギー保存式

$$\Delta(w C_p T)_g + \frac{1}{2GJ} \{ \Delta(u^2 \cdot w)_g + \Delta(u^2 \cdot w)_l \} \\ - h_c (\Delta w_0 + \Delta w_f) \times f_r + (h_{v,l} - h_{s,l}) \Delta w_l \\ + (C_p T \Delta w)_s = 0 \quad (9)$$

第1項は対流項、第2項は気相及び全液滴の運動エネルギー、第3項は燃焼による発熱を表わす項、第4項はLOX液滴の蒸発熱および顕熱を表わす項で、第5項は誘引ガスによるエネルギー増加を表わす項である。上式を

$$(\rho u \cdot C_p T)_g \equiv (w C_p T)_g$$

を用いて無次元化すれば

$$\Delta T' + \frac{u^2}{GJ \cdot C_p T} \Delta u' + \left[1 + \frac{u^2}{2GJ \cdot C_p T} \right]$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{1}{C_p T} \{ h_{lv} + C_{p_{lg}}(T - T_l) - C_{p_l} T_l \\
& - h_c (1 + \frac{1}{\alpha}) f_r \} \Delta w_{0,j} + \Delta C_p' \\
& + \frac{1}{2GJ \cdot C_p T} \frac{\sum_{j=1}^N (2u_{ls,j} w_{ls,j} \Delta u_{ls,j} - u_{ls,j}^2 \Delta w_{lg,j})}{w_g} \\
& - \frac{(C_p T)_s}{C_p T} \Delta w'_s = 0 \quad (10)
\end{aligned}$$

を得る。 α は O_2 と H_2 の反応混合比で α , f_r は(15)式で定義される。

気相に対する完全ガスの式

$$\Delta \rho' + \Delta T' - \Delta p' = \Delta M' \quad (11)$$

以上の基礎式(6), (8), (10), (11)において主未知量は $\Delta u'$, $\Delta T'$, $\Delta \rho'$, $\Delta p'$ である。これらは連立方程式の解として求まり $x = x + \Delta x$ における解は

$$\left. \begin{aligned}
u(x + \Delta x) &= u(x) + \Delta u \\
T(x + \Delta x) &= T(x) + \Delta T \\
\rho(x + \Delta x) &= \rho(x) + \Delta \rho \\
p(x + \Delta x) &= p(x) + \Delta p
\end{aligned} \right\} \quad (12)$$

となる。連立方程式を解く上で補助となる式は第1報⁽¹⁾(18)～(29)式と同じである。但しここで考えている気相の組成は、仮定から蒸発酸素ガス未反応分(添字1で表す), 未燃ガス水素(添字2), 誘引ガス(添字3), 燃焼ガス(添字4)であり, 蒸発酸素のうち燃焼反応するものの重量分率を f_r , 反応混合比を α と表わせば

(蒸発 O_2 未反応分) = (蒸発した O_2) - (反応した O_2)

$$\begin{aligned}
& = \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} - \sum_{j=1}^N \Delta w_{0,j} \\
& = \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} - \sum_{j=1}^N f_r \cdot \Delta w_{lg,j} \quad (13)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
(\text{未燃 } H_2) &= w_{f, \text{inj}} - \sum_x \sum_{j=1}^N \Delta w_{f,j} \\
&= w_{f, \text{inj}} - \frac{f_r}{\alpha} \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} \quad (14)
\end{aligned}$$

ここで仮定から $\Delta w_{0,j} / \Delta w_{f,j} \equiv \alpha$ $\left. \begin{aligned} \Delta w_{0,j} / \Delta w_{lg,j} &\equiv f_r \end{aligned} \right\}$ (15) である。

$\Delta w_{0,j}$, $\Delta w_{f,j}$ は反応する O_2 , H_2 の量, $\Delta w_{lg,j}$ は蒸発した O_2 量を表す。また

(燃焼ガス発生量)

$$= \sum_{j=1}^N (\Delta w_{0,j} + \Delta w_{f,j}) = (1 + \frac{1}{\alpha}) f_r \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} \quad (16)$$

となるから

蒸発 O_2 未反応重量分率

$$Y_1 = \left[\sum_x \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} - \sum_x f_r(x) \cdot \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} \right] / w_{gt}$$

未燃 H_2 重量分率

$$Y_2 = \left[w_{f, \text{inj}} - \frac{1}{\alpha} \sum_x f_r(x) \cdot \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} \right] / w_{gt}$$

誘引ガス重量分率

$$Y_3 = \sum_x \Delta w_s / w_{gt}$$

燃焼成生物重量分率

$$Y_4 = (1 + \frac{1}{\alpha}) \sum_x f_r(x) \cdot \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} / w_{gt} \quad (17)$$

である。

Δx 間の変化量は

$$\begin{aligned}
\Delta Y_1 &= (1 - f_r(x)) \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} / w_{gt} \\
&- \left[\sum_x \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} - \sum_x f_r(x) \cdot \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} \right] \Delta w_{gt} / w_{gt}^2 \\
\Delta Y_2 &= -\frac{1}{\alpha} f_r(x) \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} / w_{gt} - \left[w_{f, \text{inj}} - \frac{1}{\alpha} \sum_x f_r(x) \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} \right] \Delta w_{gt} / w_{gt}^2 \\
\Delta Y_3 &= [\Delta w_s \cdot w_{gt} - \sum_x \Delta w_s \cdot \Delta w_{gt}] / w_{gt}^2 \\
\Delta Y_4 &= (1 + \frac{1}{\alpha}) f_r(x) \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} / w_{gt} \\
&- (1 + \frac{1}{\alpha}) \sum_x f_r(x) \cdot \sum_{j=1}^N \Delta w_{lg,j} \cdot \Delta w_{gt} / w_{gt}^2 \quad (18)
\end{aligned}$$

と表せる。

従って混合ガスの分子量は

$$\left. \begin{aligned} M_g &= 1 / (Y_1/M_1 + Y_2/M_2 + Y_3/M_3 + Y_4/M_4) \\ \Delta M_g &= - \frac{(\Delta Y_1/M_1 + \Delta Y_2/M_2 + \Delta Y_3/M_3 + \Delta Y_4/M_4)}{(Y_1/M_1 + Y_2/M_2 + Y_3/M_3 + Y_4/M_4)^2} \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

混合ガスの定圧比熱は

$$\left. \begin{aligned} C_p &= C_{p1} Y_1 + C_{p2} Y_2 + C_{p3} Y_3 + C_{p4} Y_4 \\ \Delta C_p &= C_{p1} \Delta Y_1 + C_{p2} \Delta Y_2 + C_{p3} \Delta Y_3 + C_{p4} \Delta Y_4 \\ \text{ここで } C_{p1} &= C_{p1}(T), \quad C_{p2} = C_{p2}(T) \\ C_{p3} &= C_{p3}(O/F, P_c), \quad C_{p4} = C_{p4}(O/F, P_c) \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

と表わされる。

次に各液滴グループ(1~N)の軌跡は第1報⁽¹⁾のモデル(図30)で仮定した“path”に沿うものとして、液滴の運動方程式も第1報⁽¹⁾(19)式を用いて単滴の運動で表わされるものと仮定する。また液滴からの蒸発量の計算は単一液滴の蒸発量を算出する式に係数で修正して用いた。修正係数(k_v)を用いたのは文献⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾で述べられているように、噴霧の蒸発の場合に単一液滴の蒸発量を求める式を用いることは蒸発量を過大に見積ることになるためであり、本計算では係数で修正した。上述の文献では石油系の噴霧において、噴霧の蒸発速度と単一液滴のそれとの比が0.42~0.58であると述べられているが、本計算では $k_v=0.5$ と仮定した。さらに液滴は常にその燃焼圧力下で沸点にあるものと仮定して、通常の“quasi-steady vaporization rate”を求める式(第1報(21)式)に従うものとした。

〔混合過程に対するモデル〕

以上の計算モデルにおいて蒸発した酸素ガスの内、燃焼反応にあずかる O_2 の重量分率を f_r で表し、これによって混合の不完全さによる燃焼効率損失を記述するものとする。すなわち $f_r=1$ の場合には蒸発した O_2 全量が直ちに H_2 と反応することを意味し、 $0 < f_r < 1$ の場合には蒸発した O_2 の全てが反応するのではなく、その一部が H_2 と反応し、他は未反応 O_2 として(H_2 との混合が不完全であるとして)残ることを意味する。

本混合モデルは O_2 と H_2 の混合状態は蒸発前のLOX液滴群の局所的な拡散状態によって定まるもの

と仮定する。すなわち気化した後の O_2 は蒸発直前の液滴の位置に凍結された状態による混合度を保っているものとみなす。従って $f_r(x)$ は前報⁽¹⁾⁽²⁾で述べた気液混合度(E_m)によって関係づけられるものであるが、ここでは次式のような指数型で与える。

$$f_r(x) = E_m(x)^n \quad (21)$$

ここで n は実験的に定める指数である。すなわち次節で述べる実験値(燃焼室内長手方向反応ガス量に關係する長手方向静圧分布測定値)と、 n を仮定して計算した静圧分布が最も良く一致するように選ぶ。本実験範囲に対しては

$$n = 0.5 \sim 0.6 \quad (22)$$

であるが、 $n=0.5$ とした。 $n>0.6$ では混合不完全さによる燃焼効率の損失(mixing loss)が大き過ぎるし、 $n<0.5$ ではmixing lossが過少評価となる。 $n=0.5$ の妥当性については次節で述べる。

次に、気液混合度 $E_m(x)$ を求めるために必要となる液滴群の拡散程度を表す k 値(前報⁽¹⁾⁽²⁾で述べた液滴流束半値幅と気相速度半値幅の比であり E_m とは第2報⁽²⁾図28に示した様に一義的關係がある)は第2報⁽²⁾(15)式で求めた実験式を用いる。

すなわち

$$k(x) = \frac{\bar{r}_l(x)}{\bar{r}_u(x)} = 0.071 + 0.239 \log \phi \quad (23)$$

ここに

$$\phi \equiv \frac{\rho_g}{\rho_l} \left(\frac{u_g}{u_l} \right)_0 = \frac{\rho_g}{\bar{\eta} \rho_l} \left(\frac{u_g}{u_l} \right)_0$$

$$\bar{\eta} \equiv (q_l(x) / \rho_l \cdot u_l(x))_g$$

である。パラメータ $\bar{\eta}$ における中心軸上液滴流束 $q_l(x)$ 、液滴速度 $u_l(x)$ および燃焼ガス密度 ρ_g は燃焼室内流れ場の状態における長手方向各位置(x)での計算値を用い、 u_{g0}, u_{l0} はそれぞれ気相、液相の噴射初速度である。以上で計算に必要な準備は全て整った。計算の主要プロセスをチャートにして図4に示す。

3. 計算結果と実験値の比較

計算結果は燃焼室内インジェクター・フェイスからノズル・スロート位置までの燃焼状態に関する量、すなわち燃焼ガス温度、速度、密度、圧力の主未知量およびガス組成(燃焼生成物、未燃 O_2 、未燃 H_2 、誘引ガスの重量分率)とその比熱、分子量、液相に

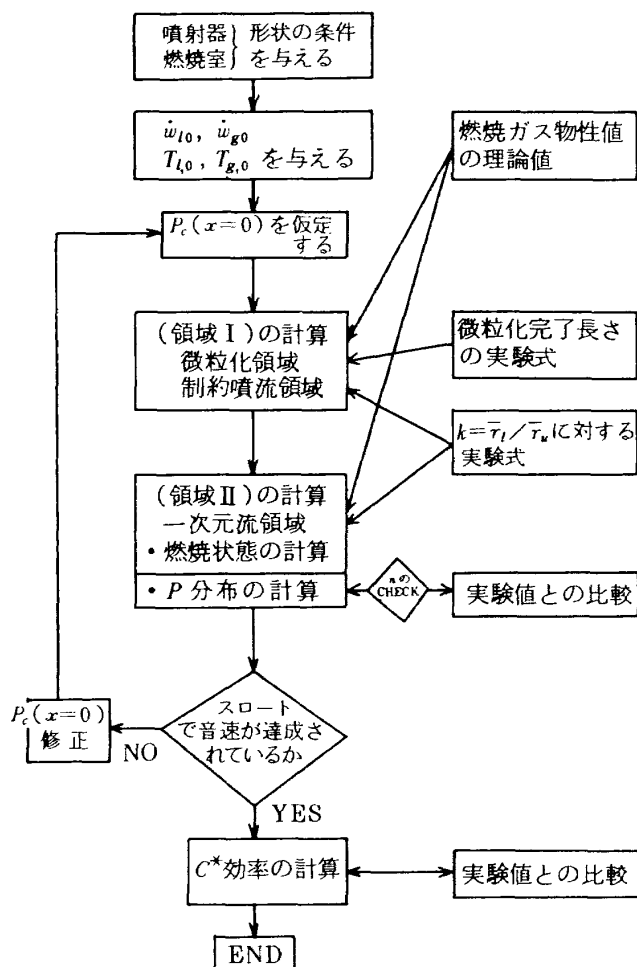


図4 計算フローチャート

関しては未蒸発LOX量、各液滴群の速度等が得られる。

さらにこれらの量から液体ロケットの燃焼性能を表す特性速度、 C^* 値、はノズル・スロート位置で

$$C^* = \frac{\sqrt{g r R(T)_{n, \text{stag}}}}{r \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} = \frac{(P_c)_{n, \text{stag}} A_t \cdot g}{(\dot{w}_0 + \dot{w}_f)_{\text{inj}}} \quad (\text{m/s}) \quad (24)$$

から計算によって求めることができる。

以上の計算結果の中で実験値と直接比較出来るものは燃焼実験によって得られる C^* 値（又は、その理論値との比による C^* 効率）との比較であるが、これは結果のみの比較（インジェクター・フェイスプレートからノズル・スロート位置までの推進薬の履歴がどうであろうと、(24)式で示したようにノズル・スロート位置での結果のみによって定まると言う意味）であり、燃焼プロセスのモデルの妥当性を検証することにはならない。すなわちLOX/低温GH₂噴霧流がインジェクター・フェイス位置から噴射されて、

微粒化過程を経て混合、蒸発、燃焼が行なわれるプロセスの計算モデルの妥当性の検証には、燃焼反応量と密接な関係にある燃焼室内長手方向静圧分布の計算値と実験値との比較によって行なうことが適当である。これは高温、高压で燃焼が行なわれる液体ロケット燃焼器で比較的容易に測定可能なものとしては静圧測定であることによるものである。また燃焼室壁温 $T_w(x)$ が実験的に既知であれば、長手方向における燃焼ガス状態量が計算で求まっているから、壁への燃焼ガス熱伝達率 h_g 、および熱流束 q_h が求められる。従って測定値の q_h との比較からも燃焼プロセスの長手方向計算結果の妥当性が検証出来ることになる。但し、熱伝達に関しては壁面近傍の流れの詳細が重大な影響を与えるため、本計算モデルでは h_g 及び q_h の詳細に立入ることは出来ない。ここでは主に以上の点についての計算結果と実験値との比較を述べる。

燃焼実験に用いたサブ・スケール燃焼器は2種類で、A型は燃焼圧力 $P_c = 35.5 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ 、推力 $F \approx 300 \text{ kg f}$ の水冷式燃焼器及び燃焼室内面形状同一の液体水素冷却燃焼器である。噴射器は同軸型噴射要素（coaxial type）を8個有するI-1型と18個有するI-2型のものである。燃焼器B型は燃焼圧力 $P_c = 40 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ 、推力 $F \approx 600 \text{ kg f}$ の無冷却銅製熱吸収式燃焼器で、噴射器は16個の同軸型噴射要素を有するI-3型のものである。これらの写真を図5～9に示す。

ここでは、まず燃焼室長手方向静圧分布の測定がなされたB型燃焼器について実験値と計算値について示す。燃焼器形状、噴射エレメント形状、諸元、主要寸法を図10、11、表1、2に示す。燃焼条件は燃焼圧力（噴射面端で） $P_c \approx 40 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ 、推力 $F \approx 600 \text{ kg f}$ 、混合比範囲 $O/F = 3.57 \sim 4.93$ 、LOX噴射温度 $T_{0, \text{inj}} \approx 90 \sim 100 \text{ K}$ 、水素噴射温度 $T_{f, \text{inj}} \approx 81 \sim 153 \text{ K}$ 、LOX流量 $\dot{w}_0 = 1.33 \sim 1.40 \text{ kg/s}$ 、水素流量 $\dot{w}_f = 0.28 \sim 0.37 \text{ kg/s}$ の範囲である。図12、13、14に静圧分布計算値と実験値の比較を示す。ここで静圧分布は噴射面における静圧との差圧で表わす。まず図12で計算による静圧分布と実測の圧力分布を比較する。混合過程に対するモデルで仮定した様に、蒸発O₂の中で燃焼反応にあずかるO₂分率 $f_r(x)$ を(21)

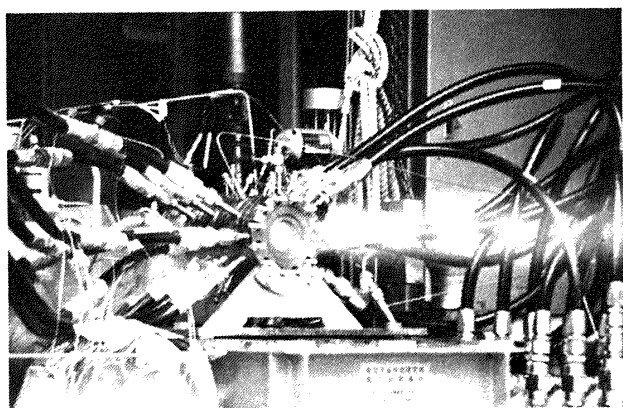


図 5 供試燃焼器 A
(多分割型水冷式燃焼器)

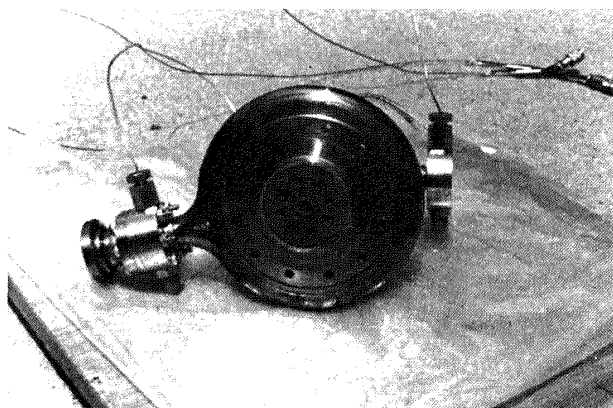


図 7 噴射器 I-1 (8 エレメント)

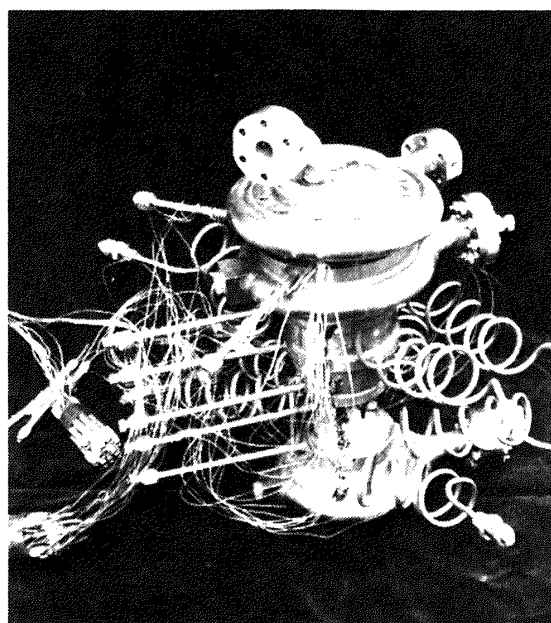


図 6 供試燃焼器 A
(液体水素冷却式燃焼器)

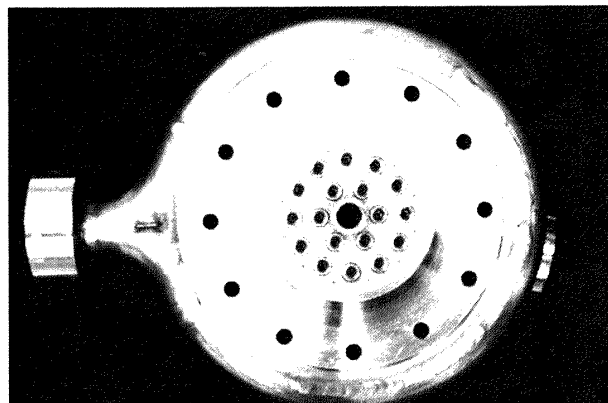


図 8 噴射器 I-2 (18 エレメント)

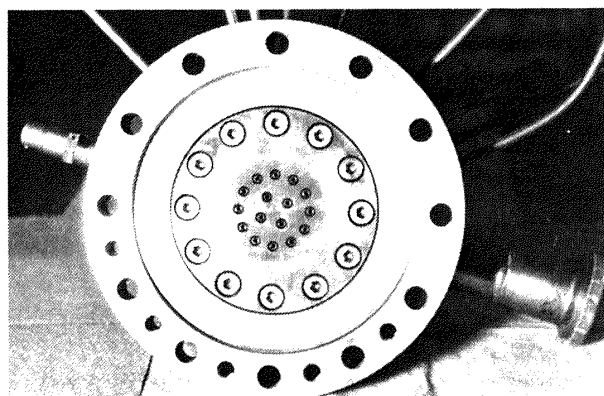


図 9 噴射器 I-3 (16 エレメント)

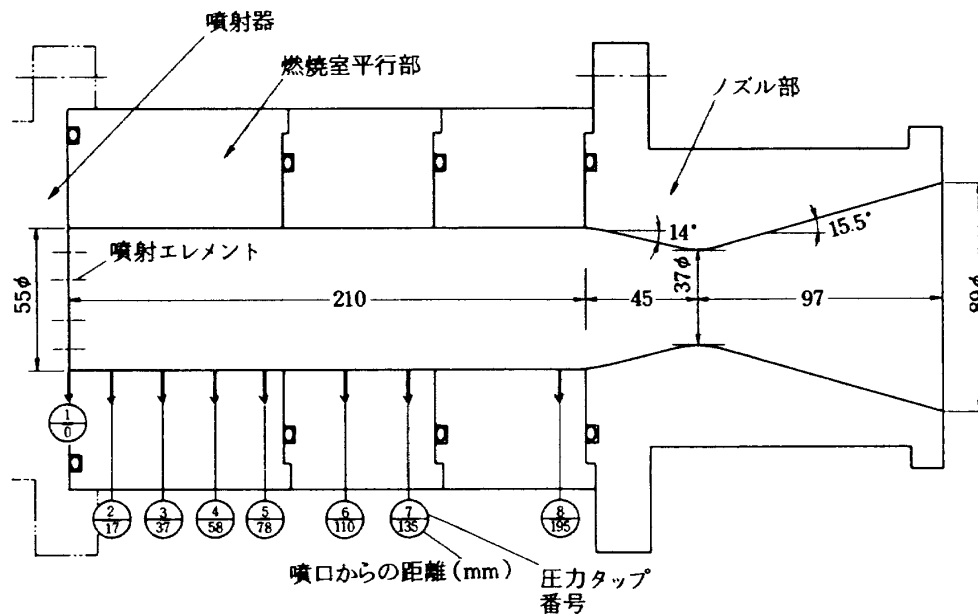


図 10 燃 焼 器 (B)

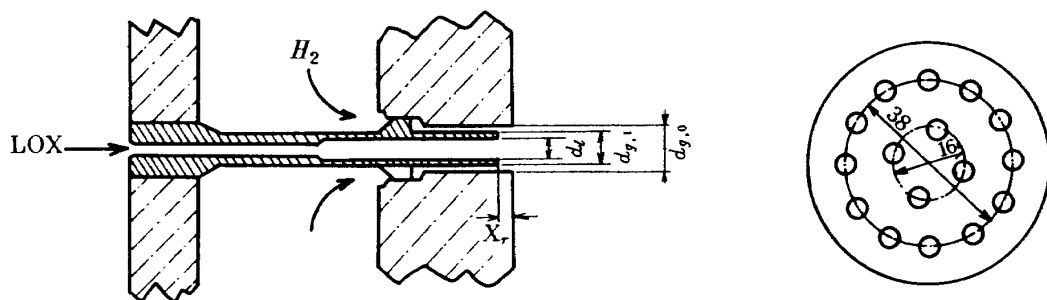


図 11 噴射エレメント詳細，噴口配列図

式の様子 $E_m(x)$ の n 乗で表わしたが，ここで n を変えて計算した場合の静圧分布の様子を示す。 n に大きな値を与えると混合不完全によって燃焼に参与しない O_2 量が増え，結果的に静圧の長手方向降下量は少なくなる。一方， n に小さな値を与えると不完全混合による損失は過少評価となり，蒸発した O_2 の大半が直ちに H_2 と反応して燃焼ガス量を増すから，噴射面に近い位置で静圧分布は急激に降下することになる（(21) 式で $n \rightarrow 0$ で $f_r \rightarrow 1$ となるから，この時は不完全混合による損失は零で，すなわち蒸発律速モデルになる）。図から分るように $n = 0.5 \sim 0.6$ で計算による静圧分布が最も実験値に近い値となることが分る。以後の計算では $n = 0.5$ 一定とする。図 12～14 の全般にわたって絶対値の一致は充分ではないが，長手方向に対する ΔP 分布の傾向は良く表している。すなわちインジェクター・フェイス側での

圧力降下量は緩やかであり $x = 40 \sim 70$ mm の範囲で極めて急峻に降下し，この領域で燃焼反応が極めて盛んに行なわれていることを意味している。

この領域内で圧力プロファイルに変曲点を有し，それ以降においては圧力降下は再び緩慢になり燃焼反応は穏やかになっていると見ることが出来る。以上の様に圧力プロファイルから燃焼器内は次の三つの領域に分けられる。第一の領域はインジェクター・フェイスに近い領域で LOX 噴流の微粒化が主に行なわれる領域，第 2 の領域は微粒化された液滴群が誘引した燃焼ガスによって増んに蒸発，燃焼し，更に気液間の混合が活発に行なわれる領域である。また第 3 の領域は第 2 領域で未蒸発，未反応であった LOX 液滴の反応が行なわれる領域である。従って第 2 領域で充分に反応が行なわれてしまう場合，例えば図 14 の様な場合には第 3 領域での反応量は計算上では

表 1 燃焼器主要諸元

項 目	記 号	単 位	諸 元	
			燃 焼 器 A	燃 焼 器 B
推 力	F	kg f	323	600
燃 焼 圧 力	P_c	kg/cm ² ·abs	35.5	40
混 合 比	O/F		* 5.5	3.6~4.9
LOX 流 量	\dot{w}_0	kg/s	0.795	1.33~1.40
H ₂ "	\dot{w}_f	kg/s	0.144	0.28~0.37
理論特性速度	C_{th}^*	m/s	2354	+ 2358
理論比推力	$I_{sp,th}$	sec	365.2	+ 369.4
燃焼室平行部径	D_c	mm	66	55
" スロート径	D_t	mm	28	37
ノズル出口径	D_{ex}	mm	65.7	89
燃焼室収縮比	ϵ_c		5.56	2.21
" 膨張比	ϵ_{exp}		5.51	5.79
" 特性長	L^*	cm	73	76
燃 焼 室 形 式			多分割水冷式	無冷却熱吸収式
噴 射 器 形 式			同軸, 8, 18エレメント	同軸, 16エレメント
LOX噴射器入口温度	$T_{O,i}$	K	94	90~100
H ₂ " "	$T_{H_2,i}$	K	* 140	81~153

* 設計点外の試験範囲

$$O/F = 1.96 \sim 7.08$$

$$T_{H_2,i} = 65 \sim 300 \text{ K}$$

+ $O/F=5.5$ での理論値

表 2 噴射器主要諸元, 寸法

項 目	単 位	I-1 型	I-2 型	I-3 型
噴 射 形 式		同 軸 型	同 軸 型	同 軸 型
エ レ メ ン ト 数		8	18	16
推力/エレメント数	kg f	37.5	16.7	37.5
LOX 噴 口 径, d_l	mm	2.49	1.66	2.8
H ₂ 噴 口 外 径, $d_{g,o}$	mm	4.67	3.59	6.5
" 内 径, $d_{g,i}$	mm	3.5	2.66	4.8
LOX噴口リセス距離, x_r	mm	2.5	1.7	1.6
LOX 噴 口 総 面 積, A_c	mm ²	38.96	38.96	98.3
H ₂ " " , A_f	mm ²	60.06	82.17	241.4
噴 口 面 積 比, A_f/A_0		1.54	2.11	2.45
燃焼室フィル・クーリング量	kg/s	0.0093	0.0064	0
同 上 率	%	6.8	4.7	
フェイス・プレート冷却流量	kg/s	0.0142	0.0140	0
同 上 率	%	10	10	
フェイス・プレート材質		SUS多孔質板	同 左	Cu

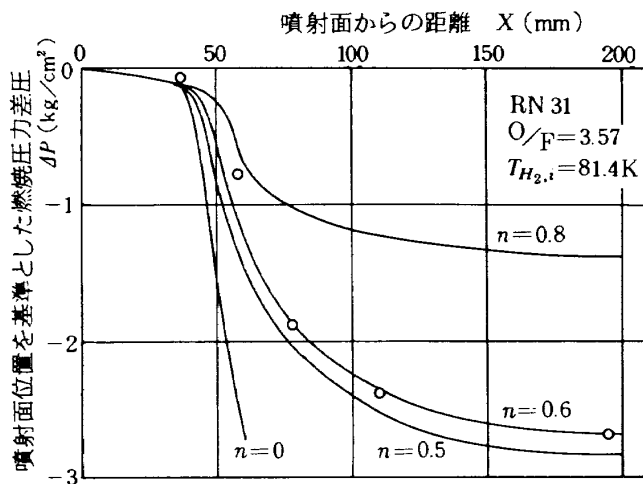


図 12 燃焼室内長手方向静圧分布計算値, 実験値

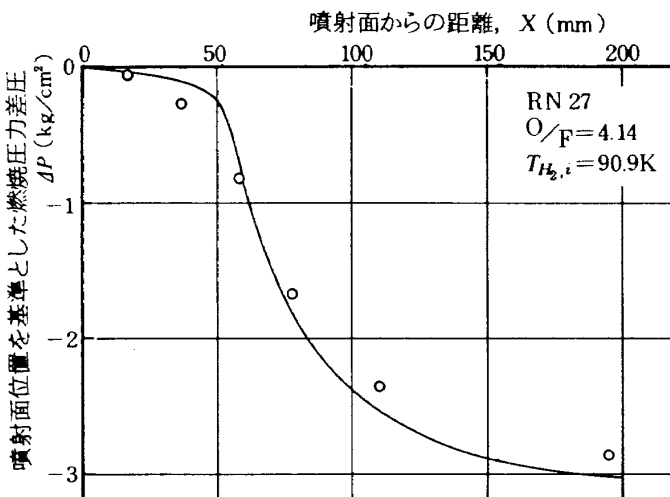


図 13 燃焼室内長手方向静圧分布計算値, 実験値

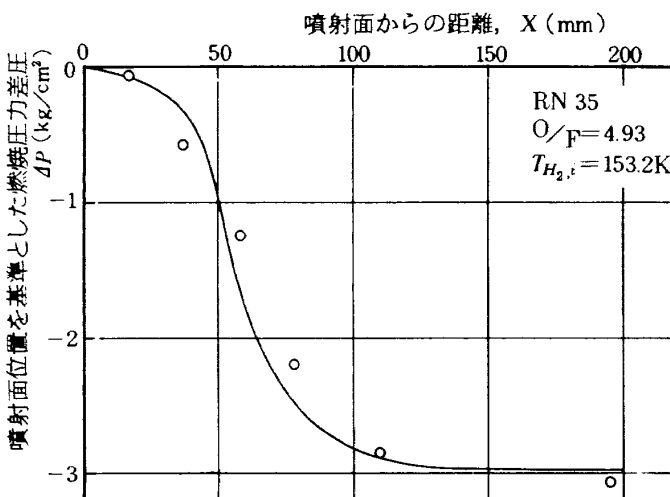


図 14 燃焼室内長手方向静圧分布計算値, 実験値

ほとんど無視出来る値になる。但し、実際の場合には未反応 O_2 と H_2 の間に乱流混合による反応が行なわれると考えられ、実験点についてはこの領域においても ΔP の緩やかな減少が続いていることが図から分る。次に図 15, 16 に燃焼室長手方向の局所 LOX 蒸発量と累積蒸発量を示す。局所 LOX 蒸発量は上述の 3 つの領域に対応して $x=40\sim 70$ mm 前後の位置に極大値を有している。このことは燃焼実験によって燃焼室内長手方向静圧分布が測定されていれば、燃焼反応量の局所的な値が、これらの圧力分布に対応して計算によって求まることを意味する⁽¹²⁾⁽¹³⁾。

これは、これまでの基礎式で $P(x)$ が既知量であれば、燃焼反応量は主未知量として (LOX の霧化、蒸発機構に関するモデルの仮定なしに) 直接に基礎式の解として求まることになる。図 17~24 にその他の量、すなわち燃焼ガス温度、速度、密度、ガス組成、分子量、比熱の計算解を示す。図 19, 20 は微粒化領域に対応する各グループ ($j=1\sim N$) の LOX 液滴速度群、図 24 は気液混合度 $E_m(x)$ を示す。

次に、これまでの一連の研究の最終目的であるロケットエンジンの燃焼性能予測計算を行う。これは各実験条件に対する初期条件と、上述の様に計算で求まる諸量から (24) 式によって、ノズル・スロート位置における特性速度、 C^* 値、を求めることである。次に移行平衡理論値に対する効率を求め、実

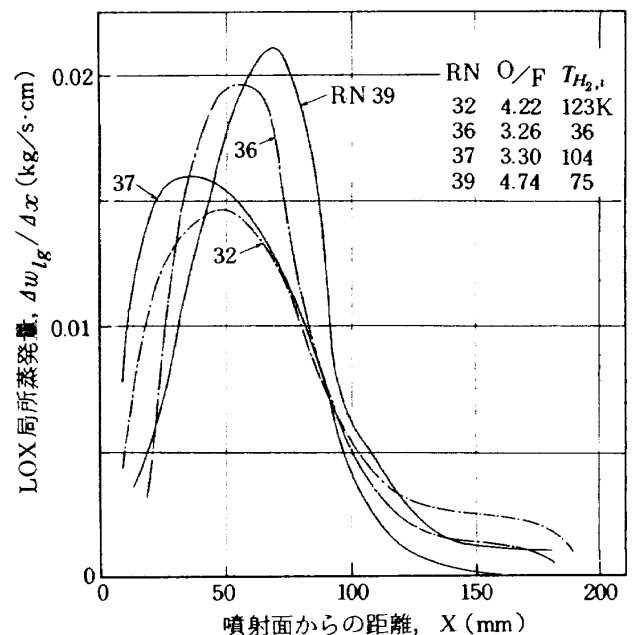


図 15 LOX 局所蒸発量計算値

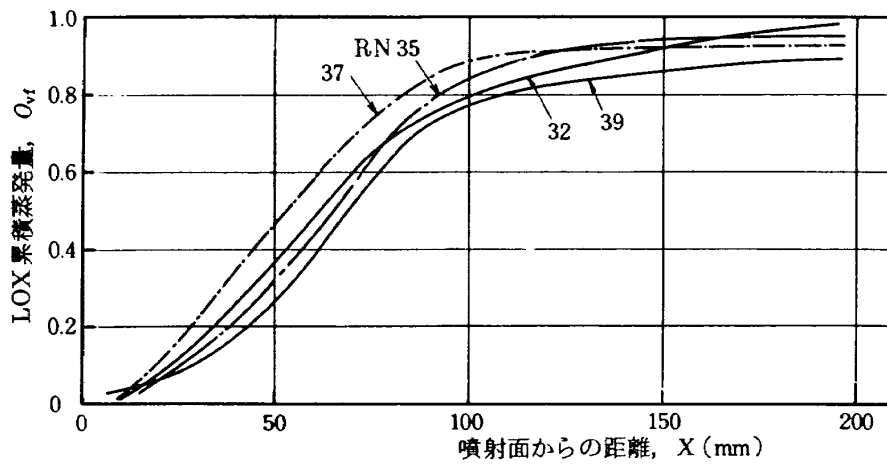


図 16 LOX 累積蒸発量計算値

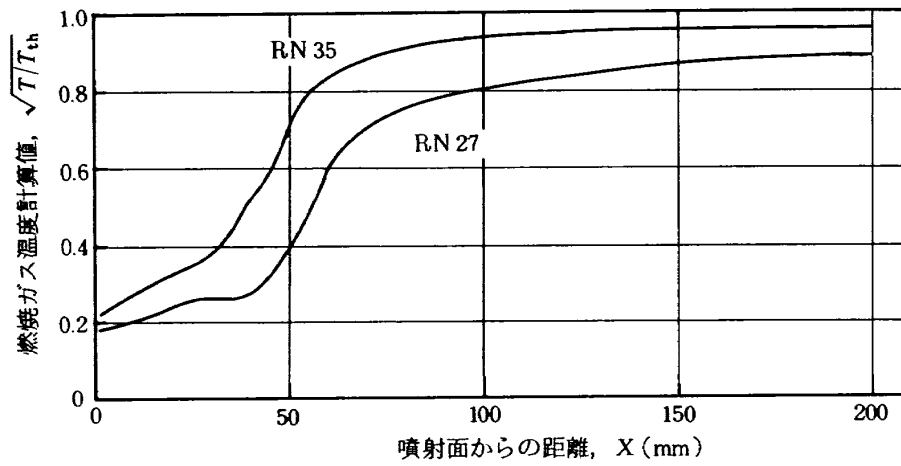


図 17 燃焼ガス温度計算値

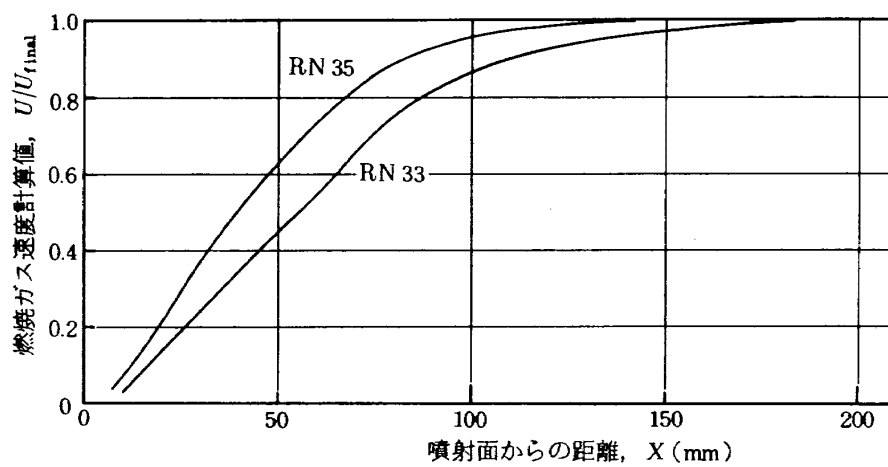


図 18 燃焼室内断面平均燃焼ガス速度計算値

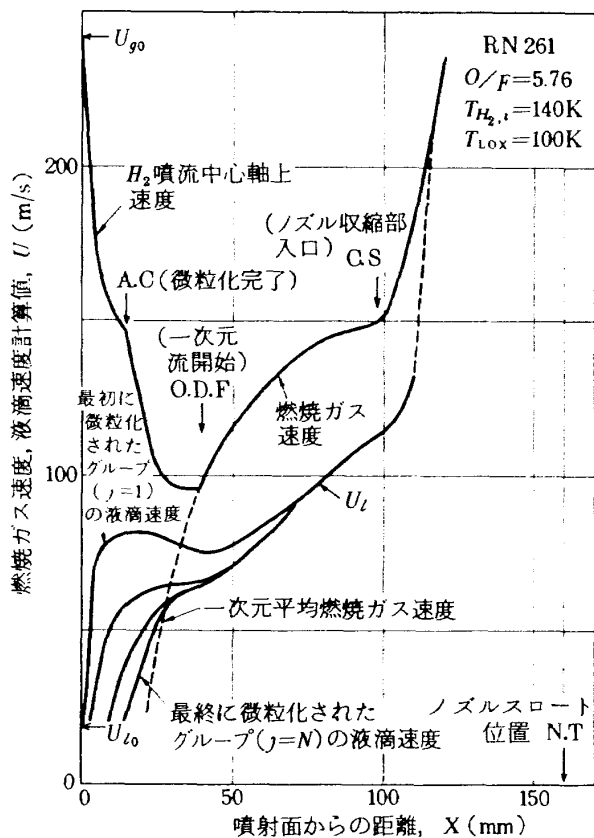


図 19 燃焼ガス速度，液滴速度

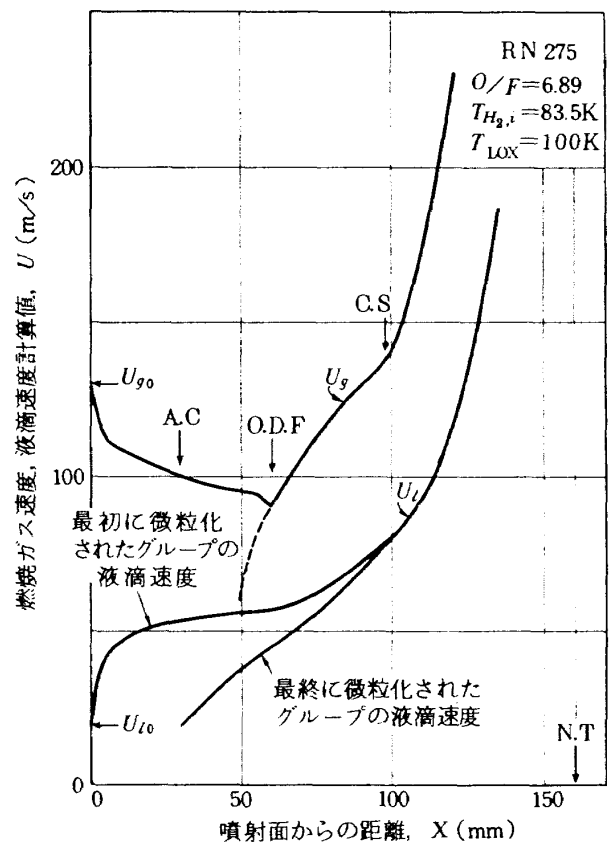


図 20 燃焼ガス速度，液滴速度

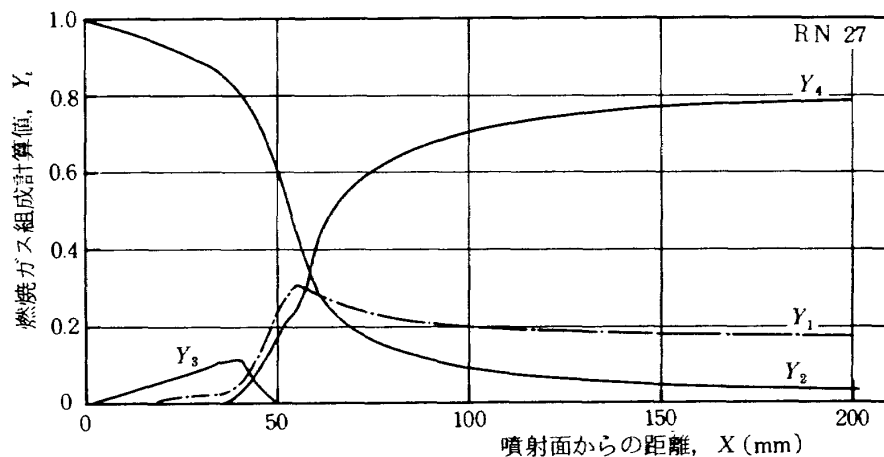


図 21 燃焼ガス組成重量分率計算値
 (Y_1 ; 未反応 O_2 , Y_2 ; 未反応 H_2 , Y_3 ; 誘引燃焼ガス
 Y_4 ; 化学平衡組成燃焼ガス)

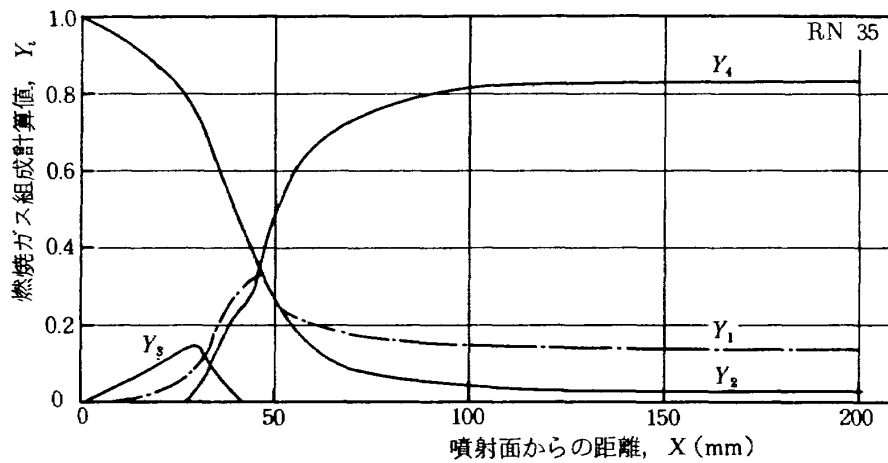


図 22 燃焼ガス組成重量分率計算値

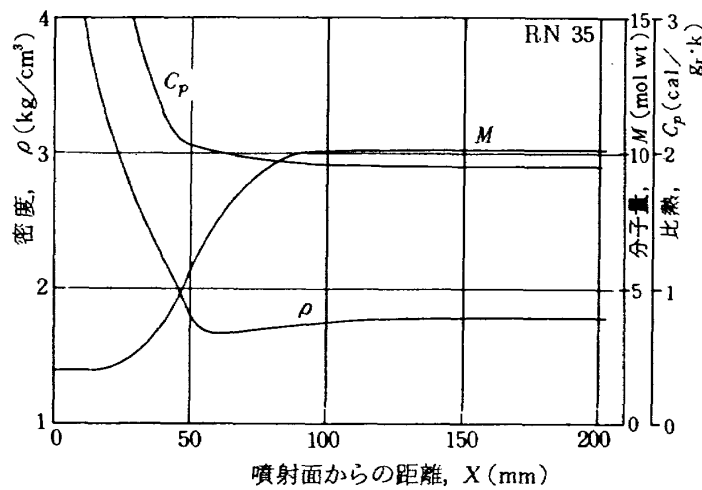


図 23 燃焼ガス密度, 分子量, 比熱計算値

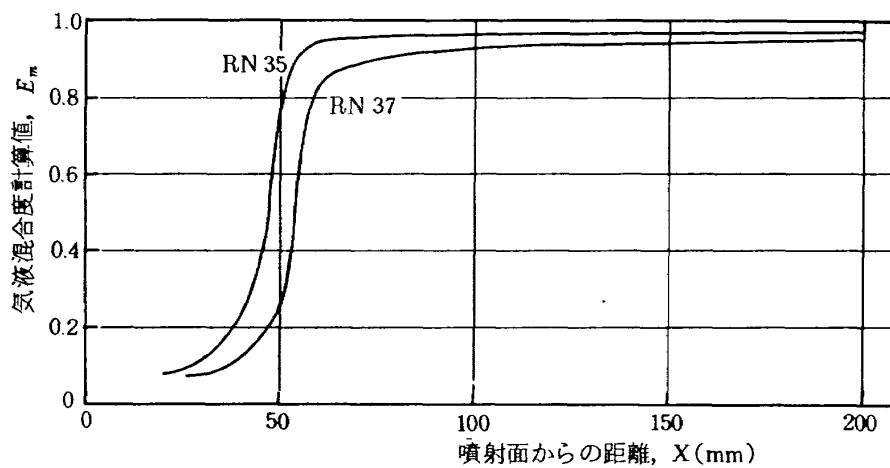


図 24 気液混合度計算値

験値と比較を行い、その妥当性を検証する。

比較に用いた実験値の実験条件と各測定量の例を以下に示す。実験に用いた燃焼器は水冷却燃焼器 A 型で、図 25 に示す様に長手方向に 11 セグメントに分割可能な構造であり、各セグメントに流入する熱流束の測定が冷却水のエンタルピー上昇分の測定から出来る。燃焼圧力は約 $35.5 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ 、推力約 300 kg f 、混合比試験範囲 2~8、LOX 噴射温度 $91 \sim 101 \text{ K}$ 、水素噴射温度試験範囲 $65 \sim 300 \text{ K}$ である。噴射器はエレメント数 8 個の I-1 型、およびエレメント数 18 個の I-2 型であり、各エレメントは同軸型で中心部から LOX、外周部から高速の低温 H_2 が噴射

される。さらに各エレメントは LOX 噴口の直径分 ($1 \times d_i$) だけ LOX 噴口が後退している。またフェイス・プレートは多孔質板から成り、噴射 H_2 総流量の約 10% がフェイス・プレートを高熱負荷から保護するためのクーリングに用いられる。さらに外周部には約 4% の H_2 が単孔から壁面保護用のフィルム・クーリングとして噴射される。噴口配列を図 26、噴射エレメント詳細を図 27 に示す。燃焼実験中の写真を図 28 に示す。

C^* 効率の計算値を実験値と比較して図 29 に示す。ここで計算による C^* 効率は次式によって求めたものである。すなわち (24) 式において r を与えると

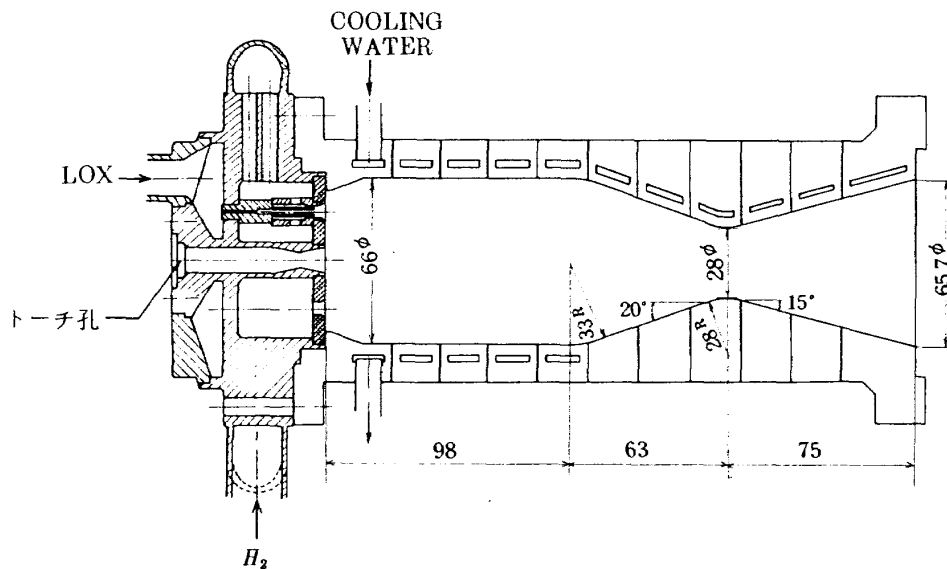


図 25 水冷式燃焼器 (A)

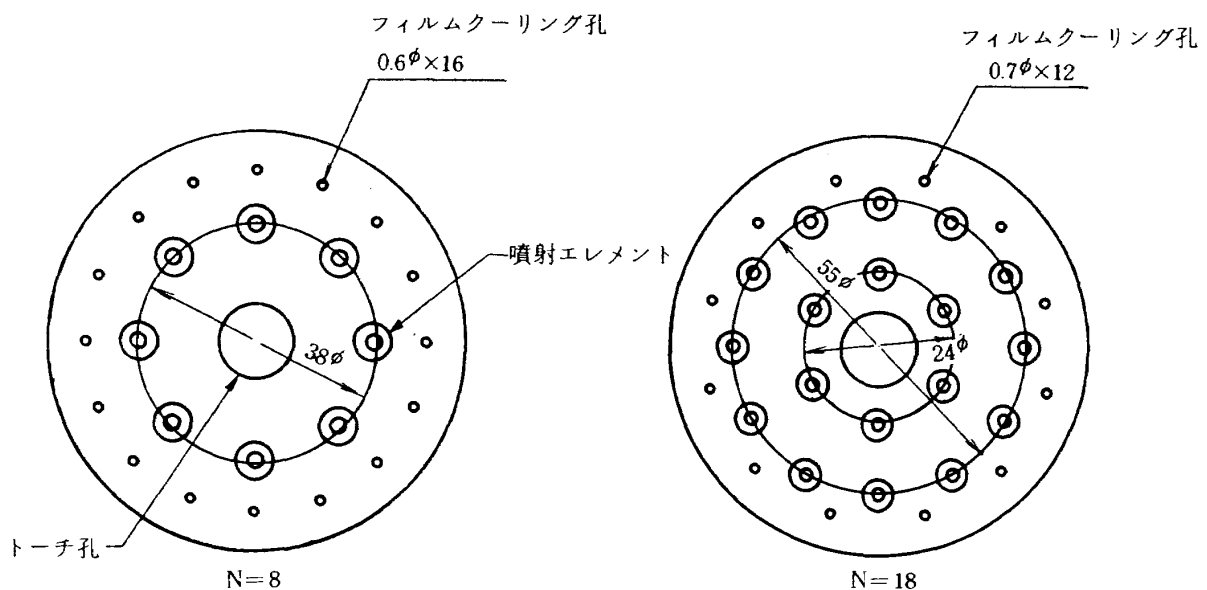


図 26 噴口配列

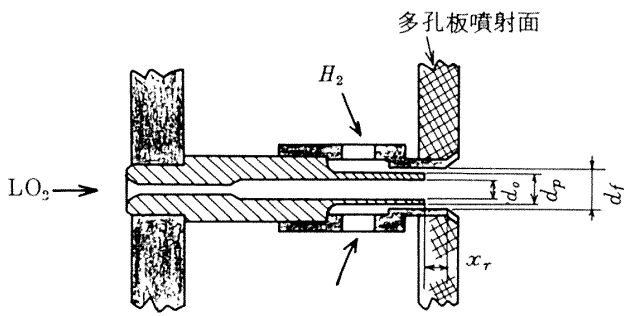


図 27 噴射エレメント詳細

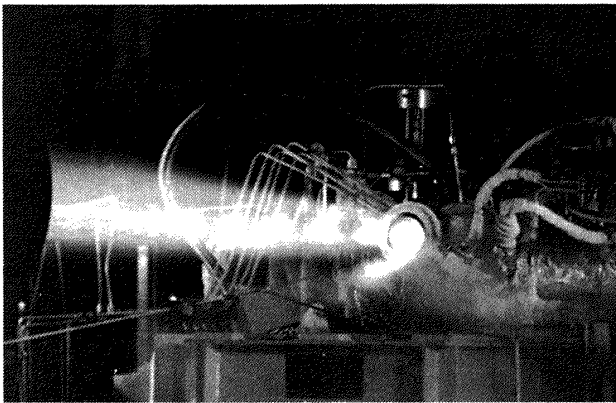


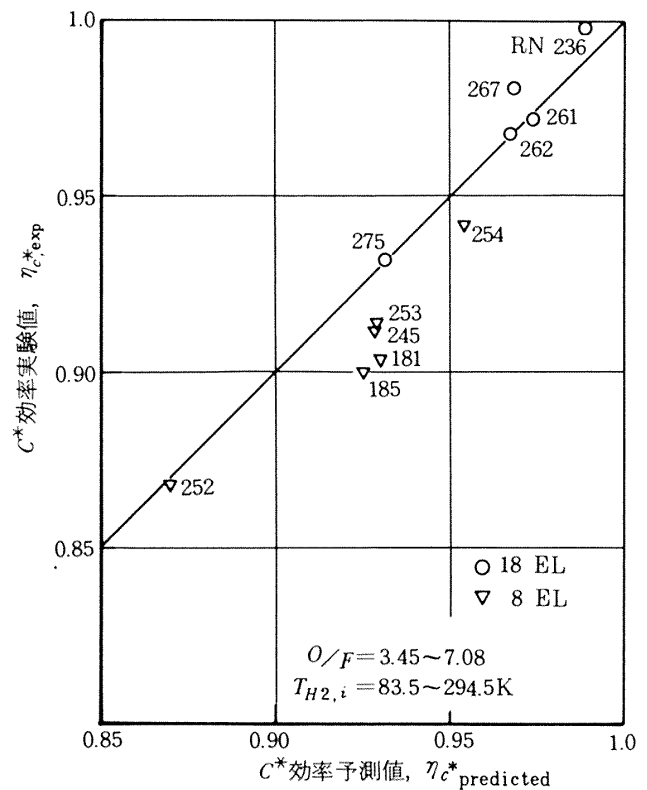
図 28 LOX/LH₂ 燃焼試験
(液体水素冷却式燃焼器 A)
燃焼圧力 $P_c = 35.5 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$,
推力 $F \approx 300 \text{ kg f}$

$$\eta_{c^*, \text{predicted}} = \left[\frac{(RT)_{\text{cal}}}{(RT)_{\text{th}}} \right]_{n,s}^{1/2} \approx 1 - \Delta \text{loss}_{\text{vap}} - \Delta \text{loss}_{\text{mix}} \quad (25)$$

(添字 n, s はノズル・スロート位置における stagnant 値である) ここで $\Delta \text{loss}_{\text{vap}}$ は LOX 液滴の未蒸発分による c^* 値の損失分であり、未蒸発 LOX 重量分率から求める。また $\Delta \text{loss}_{\text{mix}}$ は蒸発した O_2 と未燃 H_2 の混合の不完全さによって起る c^* 値の損失に基づく分を表しており、次の様にして求められる。すなわち蒸発した O_2 が完全に H_2 と反応する場合には (21) 式で $f_r = 1$ であるが、この時達成されるノズル・スロート位置での総温度を求め T_1 とおく。蒸発 O_2 と未燃 H_2 との混合が不完全であって (21) 式で表わされる f_r の場合のノズル・スロート位置での総温度が T_{f_r} とすれば、混合の不完全さによる燃焼反応損失は燃焼ガス総温度の損失

$$\Delta T = T_1 - T_{f_r} \quad (26)$$

とにおいて、 c^* 値への寄与は (24) 式から


 図 29 C^* 効率予測計算値と実験値の比較

$$C^* \approx \sqrt{T_{n,s}} \quad (27)$$

となるから、混合損失 $\Delta \text{loss}_{\text{mix}}$ は次式で表すことが出来る。すなわち、

$$\Delta \text{loss}_{\text{mix}} = \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta T}{T_{\text{th}}} \right)_{n,s} = \frac{1}{2} \left(\frac{T_1 - T_{f_r}}{T_{\text{th}}} \right)_{n,s} \quad (28)$$

である。

図 29 から I-1 型 (8 エLEMENT) 噴射器についての予測計算値は最大約 2.5 % の過大評価を、I-2 型 (18 エLEMENT) 噴射器については最大約 1.2 % の過小評価となっていることが分る。さらに図 30, 表 3 に示した様に、I-2 型噴射器の C^* 効率の損失は水素噴射温度が低温のもの (RUN 275, $T_{H_2, \text{inj}} = 83 \text{ K}$) を除いては全て混合損失 ($\Delta \text{loss}_{\text{mix}}$) によっていることが分る。これに対して I-1 型噴射器の場合には LOX の未蒸発分による損失が、かなりの割合を占めていることを示している。この場合は後で示すように、燃焼室長さを長くすることによって、ある程度蒸発損失を少なくすることが出来るが、それでも高い C^* 効率を得ることは難しく、噴射エレメント設計が適切でないことを意味している。

次に、燃焼室内長手方向における燃焼ガスの燃焼

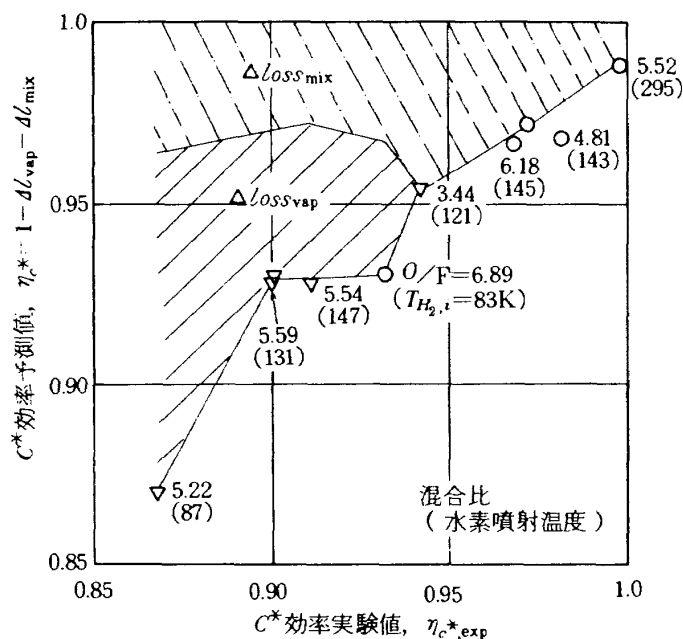


図 30 予測 C^* 効率に対する蒸発損失 ($\Delta \text{loss}_{\text{vap}}$) 混合損失 ($\Delta \text{loss}_{\text{mix}}$) の占める割合

室壁への熱伝達率と熱流束の計算値と実験値の比較を図 31, 32, 33 に示す。一般にロケットの燃焼ガス側熱伝達率を求める式としてはノズル収縮部での曲率の影響等を考慮した Bartz⁽¹⁴⁾ の式が用いられる。Bartz の式においては、燃焼ガス温度に燃焼が完結した時に達成される温度及びその温度に対応する物性値を用いるため、局所燃焼状態に対応した熱流束等を知ることは出来ない。ここでは円管内の乱流熱伝達率を求める Colburn の式⁽¹⁵⁾

$$Nu = \frac{h_g D}{k_g} = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.34} \quad (29)$$

$$Re = \rho \bar{u} D / \mu$$

$$Pr = 4 \tau / (9 \tau - 5)$$

を用い、また熱流束は

$$q_h = h_g (T_{ad} - T_{wg}) \quad (30)$$

表 3 燃焼試験データと燃焼性能予測計算結果

項 目	試験番号 単 位	RN 181	RN 185	RN 245	RN 252	RN 253	RN 254
噴 射 器		I-1(8エレメント)					
混 合 比		5.47	5.59	5.54	5.22	4.47	3.44
水素噴射温度	K	141.0	130.8	146.5	87.0	130.5	120.8
C^* 効率実験値		0.904	0.900	0.912	0.868	0.914	0.942
計 算 値							
LOX 蒸発率		0.964	0.960	0.956	0.906	1.0	1.0
混合損失 ΔT	K	-227	-207	-184	-234	-266	-255
$\Delta \text{loss}_{\text{vap}}$		0.036	0.040	0.044	0.094	0	0
$\Delta \text{loss}_{\text{mix}}$		0.034	0.031	0.027	0.035	0.042	0.046
$\eta_{c^*}^{\text{predicted}} = 1 - \Delta \text{loss}_{\text{vap}} - \Delta \text{loss}_{\text{mix}}$		0.930	0.929	0.928	0.870	0.958	0.954

項 目	試験番号 単 位	RN 236	RN 261	RN 262	RN 267	RN 275	
噴 射 器		I-2(18エレメント)					
混 合 比		5.52	5.57	6.18	4.81	6.89	
水素噴射温度	K	294.5	139.9	145.1	143.1	83	
C^* 効率実験値		0.998	0.972	0.968	0.981	0.239	
計 算 値							
LOX 蒸発率		1.0	1.0	1.0	1.0	0.964	
混合損失 ΔT	K	-85	-187	-231	-205	-231	
$\Delta \text{loss}_{\text{vap}}$		0	0	0	0	0.037	
$\Delta \text{loss}_{\text{mix}}$		0.012	0.027	0.033	0.032	0.033	
$\eta_{c^*}^{\text{predicted}} = 1 - \Delta \text{loss}_{\text{vap}} - \Delta \text{loss}_{\text{mix}}$		0.988	0.973	0.967	0.968	0.930	

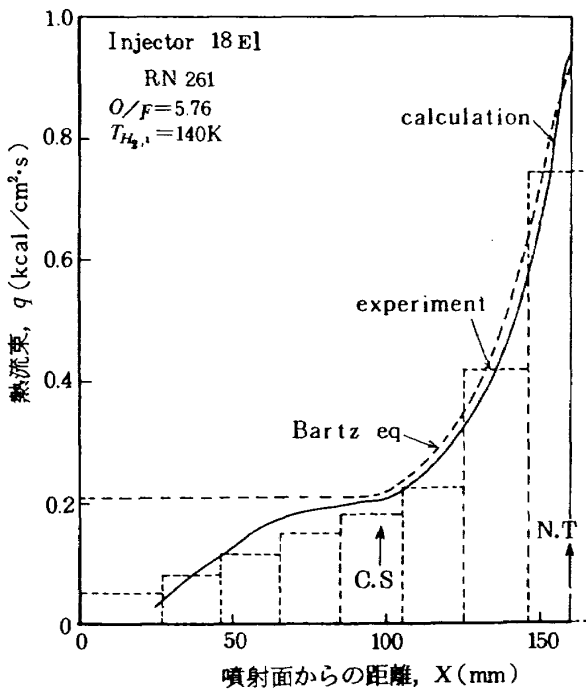


図 31 燃焼室壁への熱流束計算値と実験値

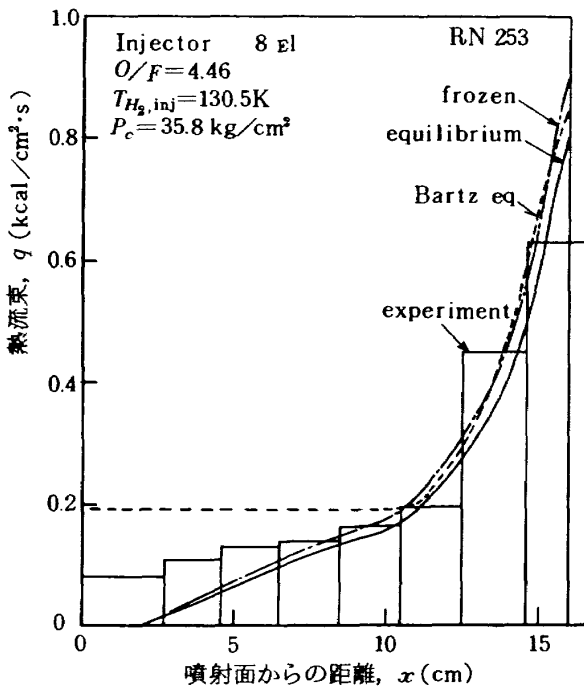


図 32 燃焼室壁への熱流束計算値と実験値

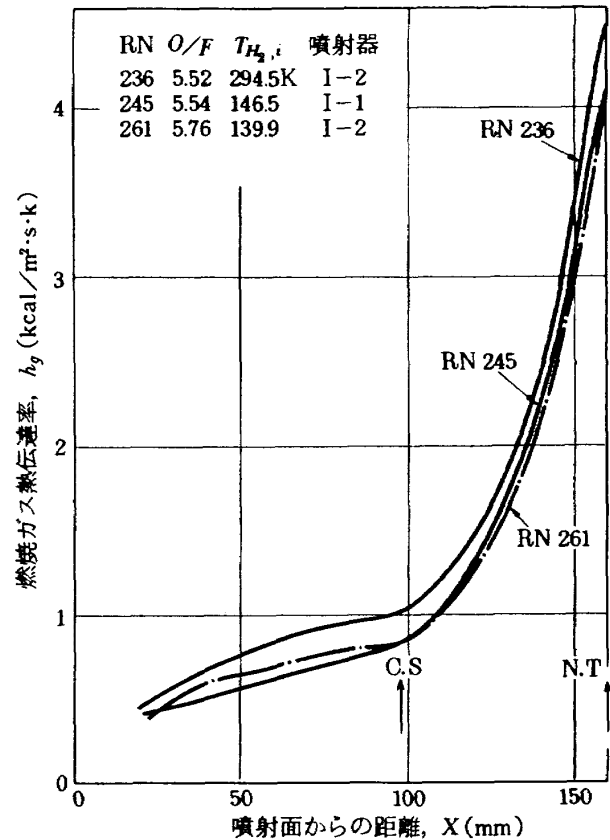


図 33 燃焼ガス熱伝達率計算値

用いる。但し、実験に用いた噴射器では壁面保護のために H_2 総噴射量の約4%のフィルム・クーリングが行われているが、計算条件には考慮されていない。I-2型噴射器においては(図31) h_g, q_h の計算値はほぼ実験値に近い値となるが、図32に示すI-1型噴射器では特にインジェクター・フェイス側で過少評価になっている。実際にはこの付近で循環流の強い影響を受けて、熱の壁への流入が大となるものと思われる。一方、Bartzの式では完全燃焼ガスを仮定しているから、噴射器に近い領域では過大評価になることに注意しなければならない。

4. 噴射器および燃焼室形状設計への応用

次に噴射エレメント噴口各寸法をパラメータにとって、これらの C^* 効率におよぼす影響を計算によって調べる。計算の原典となる実験点はI-2型噴射器(18エレメント)RUN-262で $O/F=6.18$, $T_{H_2,i}=145K$, $u_{i0}=18.9m/s$, $u_{H_2,0}=240.8m/s$, $\eta_{c*exp}=0.967$ の場合であるが、次の3通りについて計算を

$$\text{ここに } T_{ad} = T_s \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \tau_f M_a^2 \right)$$

$$\tau_f \cong P_r^{1/3} ; \text{回復係数}$$

から求める。

これらの式で燃焼ガスの温度は燃焼状態に対応する計算温度を用い、また物性値は燃焼ガス温度と壁温の平均値による所謂フィルム温度に基づく値を

行う。

- (1) $u_{l0}=18.9\text{ m/s}$ 一定, $T_{H_2, inj}=145\text{ K}$ 一定として $u_{H_2,0}$ を変化させる (H_2 側噴口面積を変える) ことによって, 噴射速度比 ($u_{H_2,0}/u_{l,0}$) を変えて C^* 効率への影響を調べる。
- (2) $u_{H_2,0}=240.8\text{ m/s}$ 一定, $T_{H_2, inj}=145\text{ K}$ 一定として u_{l0} を変化させる (LOX 噴口面積を変える) ことによって噴射速度比を変えて, C^* 効率への影響を調べる。
- (3) LOX , H_2 噴口面積を一定のまま, $T_{H_2, i}$ を変えて H_2 側噴射速度を変えることにより C^* 効率への影響を調べる。この場合には実験値との比較が出来る。

以上の3通りであるが, これらの計算条件を表4に示した。結果を図34に示す。計算から求まる C^* 効率の損失の原因を表4に併記した ($\Delta\text{loss}_{\text{vap}}$ は不完全蒸発に基づく損失, $\Delta\text{loss}_{\text{mix}}$ は不完全混合に基づく損失を表す)。いずれの場合にも噴射速度比の増加によって C^* 効率は増加するが, $u_R \approx 20$ を越える噴射速度比ではほぼ飽和に達している。一方, これまでの C^* 効率実験値の整理結果⁽¹⁶⁾からは, 噴射速度比の増加によって C^* 効率は増加することが明らかになっている。以上の3通りの中で(2)の LOX 噴射速度を下げて, 相対的に噴射速度比を上げる場合が最

も C^* 効率を向上させるのに対して効果的である。これに対して(1)の H_2 噴射速度を上げて噴射速度比を増やす場合には, H_2 側の噴射器への供給圧力増加等をもたらすことになり, エンジン全体の設計から見ればポンプ吐出圧の増加につながり好ましくない。また(3)の場合にも H_2 噴射温度は燃焼器冷却後の H_2 温度上昇によって定る値であるから, 設計上は必ずしも燃焼性能の面だけから決定出来るものではない。

以上の事から考えれば(2)の場合の LOX 噴射速度を下げる事によって, 相対的に噴射速度を増加させて C^* 効率を上げることが最も好都合である。実用エンジンの噴射器として LOX 噴口に開き角(テーパ)を付ける場合があるが, これはここで述べた LOX 側噴射速度を下げる効果を狙っている事になる。第2報で示した液側噴口に開角のある場合(case T)の気液の混合度が極めて優れていた事と, 上述の(2)の場合が対応している事は理解出来る。(3)については実験値と比較して図35に示す。 $T_{H_2, i}$ に対する C^* 効率の値は実験値の方がより強く依存しているが, 傾向は概ね一致している。

次に燃焼室形状を変えた場合の C^* 効率におよぼす影響について述べる。液体ロケット燃焼室の大きさを定義するものに“特性長さ”なる概念がある。これは図36に示す様な燃焼室において

特性長さ(L^*)=燃焼室体積/ノズル・スロート断面積

$$= V_c / \frac{\pi}{4} D_{th}^2 \quad (31)$$

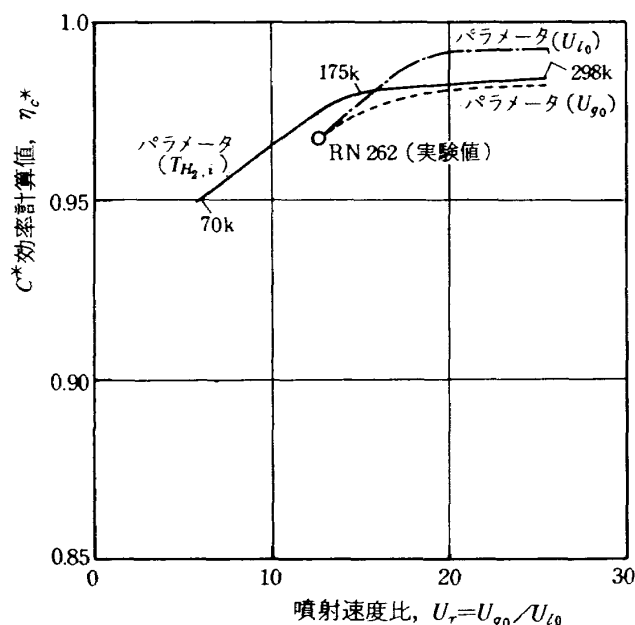


図34 計算による C^* 効率におよぼす噴射条件の影響

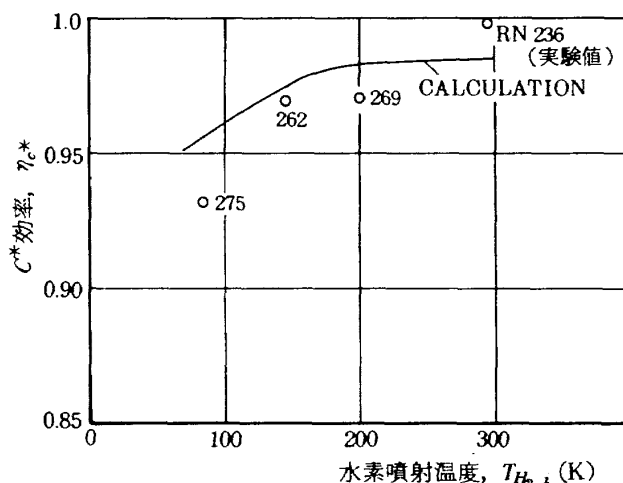


図35 水素噴射温度の C^* 効率におよぼす影響, 計算値と実験値の比較

表4 噴射条件による C^* 効率への影響計算条件および計算結果(1) H_2 側噴射速度を変えた場合

項 目	CASE 単 位	base RN 262	case 1	case 2	case 3		
燃 燒 室		A					
噴 射 器		I-2(18エレメント)					
混 合 比		6.18					
水 素 噴 射 温 度	K	145.1					
実 効 C^* 効 率		0.968	—	—	—		
LOX 噴 口 径 d_l	mm	1.66					
H_2 噴 口 外 径 $d_{g,0}$	mm	3.59	3.47	3.31	3.16		
" 内 径 $d_{g,1}$	mm	2.66					
LOX 噴 射 速 度 u_{l0}	m/s	18.9					
H_2 " $u_{g,0}$	m/s	240.8	283.7	361.2	482.2		
噴 射 速 度 比 u_{g0}/u_{l0}		12.7	15.0	19.1	25.5		
LOX 蒸 発 率		1.0	1.0	1.0	1.0		
混 合 損 失 ΔT	K	-231	-188	-141	-128		
$\Delta loss_{vap}$		0	0	0	0		
$\Delta loss_{mix}$		0.033	0.027	0.020	0.018		
$\eta_{c^* predicted} = 1 - \Delta loss_{vap} - \Delta loss_{mix}$		0.967	0.973	0.980	0.982		

(2) LOX噴射速度を変えた場合

項 目	CASE 単 位	base RN 262	case 1	case 2	case 3		
燃 燒 室		A					
噴 射 器		I-2(18エレメント)					
混 合 比		6.18					
水 素 噴 射 温 度	K	145.1					
実 効 C^* 効 率		0.968	—	—	—		
LOX 噴 口 径 d_l	mm	1.66	2.35	2.03	1.80		
H_2 噴 口 外 径 $d_{g,0}$	mm	3.59					
" 内 径 $d_{g,1}$	mm	2.66					
LOX 噴 射 速 度 u_{l0}	m/s	18.9	9.4	12.7	16.1		
H_2 " $u_{g,0}$	m/s	240.8					
噴 射 速 度 比 u_{g0}/u_{l0}		12.7	25.5	19.1	15.0		
LOX 蒸 発 率		1.0	1.0	1.0	1.0		
混 合 損 失 ΔT	K	-231	-57	-72	-157		
$\Delta loss_{vap}$		0	0	0	0		
$\Delta loss_{mix}$		0.033	0.008	0.010	0.023		
$\eta_{c^* predicted} = 1 - \Delta loss_{vap} - \Delta loss_{mix}$		0.967	0.992	0.990	0.977		

(3) 水素噴射温度を変えた場合

項 目	CASE 単 位	base RN 262	case 1	case 2	case 3	case 4	case 5
燃 燒 室		A					
噴 射 器		I-2(18エレメント)					
混 合 比		6.18					
水 素 噴 射 温 度	K	145.1	70.0	116.8	175.2	223.1	298.0
実 効 C^* 効 率		0.968	—	—	—	—	—
LOX 噴 口 径 d_l	mm	1.66					
H_2 噴 口 外 径 $d_{g,0}$	mm	3.59					
" 内 径 $d_{g,1}$	mm	2.66					
LOX 噴 射 速 度 u_{l0}	m/s	18.9					
H_2 " $u_{g,0}$	m/s	240.8	113.5	189.1	283.7	361.2	482.2
噴 射 速 度 比 u_{g0}/u_{l0}		12.7	6	10	15	19.1	25.5
LOX 蒸 発 率		1.0	0.9795	1.0	1.0	1.0	1.0
混 合 損 失 ΔT	K	-231	-194	-243	-134	-130	-114
$\Delta loss_{vap}$		0	0.0205	0	0	0	0
$\Delta loss_{mix}$		0.033	0.0281	0.0351	0.0193	0.0183	0.0163
$\eta_{c^* predicted} = 1 - \Delta loss_{vap} - \Delta loss_{mix}$		0.967	0.951	0.965	0.981	0.982	0.984

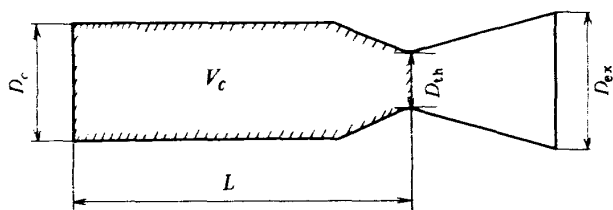


図 36 燃焼室を定義するための諸寸法

で定義されるもので、この概念は燃焼ガスの燃焼室内での滞留時間を表すものである。これまでの経験により、推進薬の組合せによって必要とされる L^* 値の概略値が知られているが、例えば文献⁽¹⁵⁾によれば

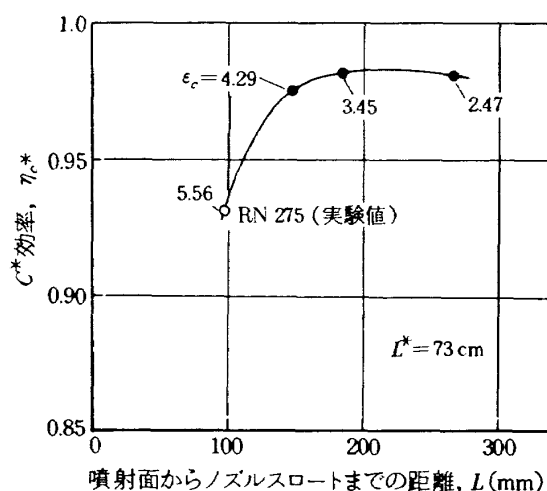
LOX/GH₂ に対して $L^* = 56 \sim 71$ cm

LOX/LH₂ " $L^* = 76 \sim 102$ cm

の範囲の燃焼室が燃焼を完結させるに必要な特性長さであると言われている。しかしながら実際には噴射器の設計によって燃焼状態は大きく影響を受けること、また燃焼室形状（燃焼室直径、長さ、ノズル収縮部開始位置、収縮部形状）によっても必要 L^* 値は変るはずである。

著者は、これまでの実験で経験した事実として⁽¹⁶⁾ L^* の概念よりも燃焼性能に強く影響を与えるものは、噴射面からノズル・スロートまでの物理的長さ L であると考えている。すなわち同一の L^* を有する燃焼室においても、燃焼室直径が大きく物理的長さ L の短い形状の燃焼室よりも、燃焼室直径を小さくして物理的長さ L の長い形状の燃焼室の方が、より高い燃焼性能が得られると言う事実である。 L^* の概念はガス・ガス推進薬の燃焼の場合には滞留時間を表しえるものであるから有効な概念と考えられるが、液相推進薬の場合には微粒化、混合、蒸発と言う過程を経るから物理的な長さがより重要なファクターとなって来ると考える。図 37 に I-2 型噴射器（18 エレメント）の場合で RUN 275 ($O/F=6.84$, $T_{H_2, i}=83.5$ K) を基にして、 $L^* = 73$ cm 一定のまま燃焼室長さ、直径を変えた場合の C^* 効率を計算して比較する。

ここで燃焼室断面積とノズル・スロート断面積の比を燃焼室収縮比とよび、特性長さ L^* とは次の関係がある。

図 37 計算による C^* 効率におよぼす燃焼室収縮比の影響

$$\left. \begin{aligned} \epsilon_c &= (D_c / D_{th})^2 \\ L^* &= V_c / \frac{\pi}{4} D_{th}^2 \approx \epsilon_c L \end{aligned} \right\} \quad (32)$$

計算の基にする燃焼室形状は $\epsilon_c = 5.56$, $L = 16$ cm（噴射面からノズル・スロート位置までの距離）であるが、(32)式に従って ϵ_c を小さくして L を長くした場合の C^* 効率の変化は図 37 に示した様になる。すなわち $\epsilon_c = 2.5 \sim 3.5$ の間で僅かながら η_c^* に最大値を持ち、 ϵ_c に最適値が存在すること、また同一の L^* の燃焼室では燃焼室断面積を絞って比較的 L の長さを長くした形状が適当であることが分る。これは物理的長さが増加して蒸発、混合に必要な長さが確保されることによるものだけではなく、燃焼室断面積が小さくなることによって燃焼ガス速度が増し、LOX 液滴との相対速度増加によって蒸発が促進されること、また燃焼室内での LOX 液滴群の拡散が促進されること（気液の混合程度を表す k 値 (23) 式のパラメータ ϕ において、液滴速度が増加することは ϕ の増加、すなわち k の増加であり混合度 E_m に対して正の効果がある）などの効果によるものである。しかしながら燃焼室断面積を小さくし過ぎると、噴射面近傍で蒸発過程の初期で重要な役割となっている燃焼ガスの噴流への吸込み、いわゆる循環流領域が縮小して初期燃焼量が負の影響を受けることになるから、燃焼室断面を過少にしてはならない。

図 38 は前述の結果を横軸に燃焼室収縮比をとって示した。 ϵ_c の最適値は 2 と 3 の間に存在するものと

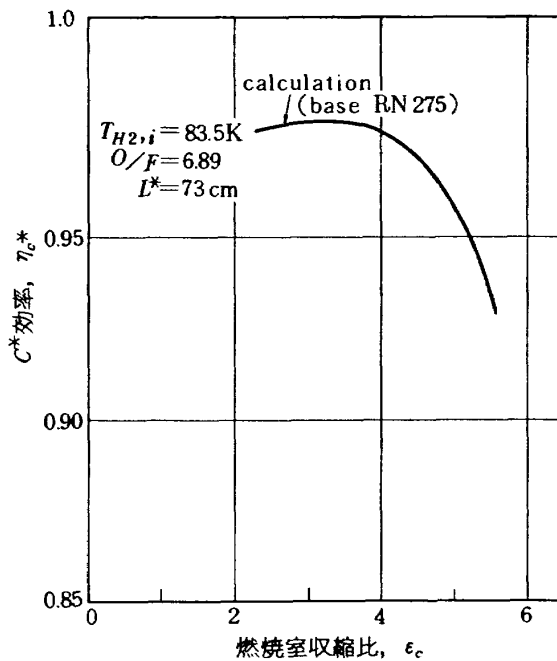


図 38 計算による C^* 効率におよぼす
燃焼室収縮比の影響

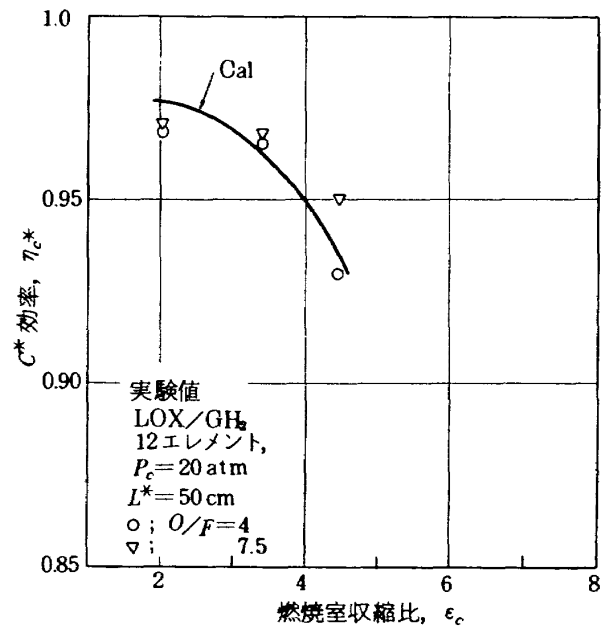


図 39 C^* 効率におよぼす燃焼室収縮比の影響。
計算値と実験値の比較

見られる。表 5 に計算値を示した。図 39 は ϵ_c の変化に対する実験値との比較を示す（但し、実験条件はこれまでとは異なっている、詳細は文献⁽¹⁶⁾）によるが、LOX/GH₂ の燃焼で、 $L^* = 50$ cm、噴射エレメント数 12 個の同軸型噴射器、燃焼圧力約 20 atm、推力約 300 kg f の場合であり、 $\epsilon_c = 2.03, 3.41, 4.46$ の実験値である）。

実験値では ϵ_c が 3 以下で η_{c^*} はほぼ飽和に達しており、計算値は ϵ_c を小さくすることによって η_{c^*} が僅かに増加するように見えるが、 ϵ_c に対する傾向はほぼ同じであると言える。一方、燃焼室壁への熱流束は図 40 から分るように ϵ_c を小さくすることによって急激に増加するから、燃焼室壁の冷却設計の面からも両立する燃焼室形状でなければならない。本計

表 5 燃焼室収縮比の C^* 効率への影響計算値

項 目	CASE 単 位	base RN 275	case 1	case 2	case 3
燃 焼 室 直 径 D_c	mm	66	58	52	44
平 行 部 長 さ	mm	98	147	185	268
特 性 長	cm	73			
収 縮 比		5.56	4.29	3.45	2.47
噴 射 器		I-2 (18 エレメント)			
LOX 蒸 発 率		0.9635	0.9962	1.0	1.0
混 合 損 失 ΔT	K	-231	-139	-129	-142
$\Delta \text{loss}_{\text{vap}}$		0.0365	0.0038	0	0
$\Delta \text{loss}_{\text{mix}}$		0.033	0.0199	0.0184	0.0202
$\eta_{c^*}^{\text{predicted}} = 1 - \Delta \text{loss}_{\text{vap}} - \Delta \text{loss}_{\text{mix}}$		0.931	0.976	0.982	0.980
実 効 C^* 効 率		0.932	—	—	—

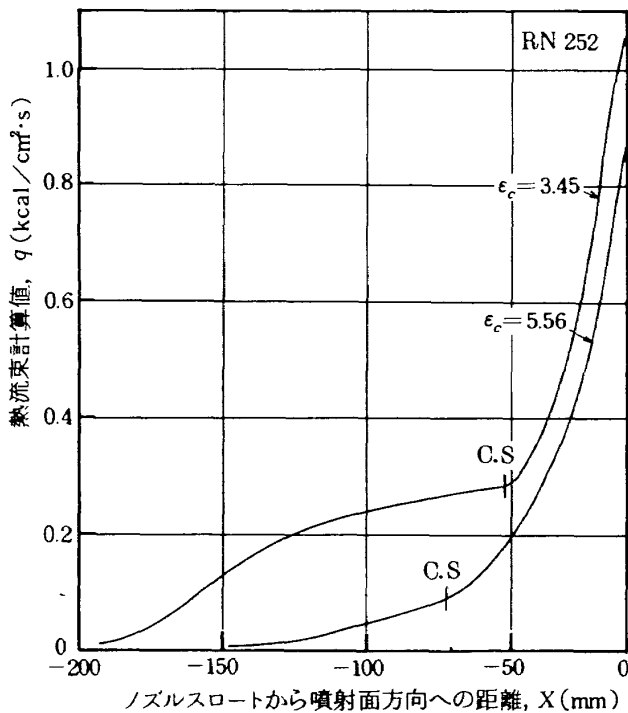


図 40 計算による熱流束の燃焼室収縮比による影響

算モデルによれば両者の最適化が可能である。

次に燃焼室直径を一定にして燃焼室長さだけを変えた場合について述べる。図 41 に示す様に基となる RUN-275 においては I-2 型噴射器 (18 エレメント), $\epsilon_c = 5.56$, $L = 160 \text{ mm}$ (平行部 98 mm, ノズル収縮部 62 mm) で $O/F = 6.89$, $T_{H_2, \text{inj}} = 83.5 \text{ K}$, $\eta_{c^*, \text{exp}} = 0.932$ の場合である。計算による同条件で

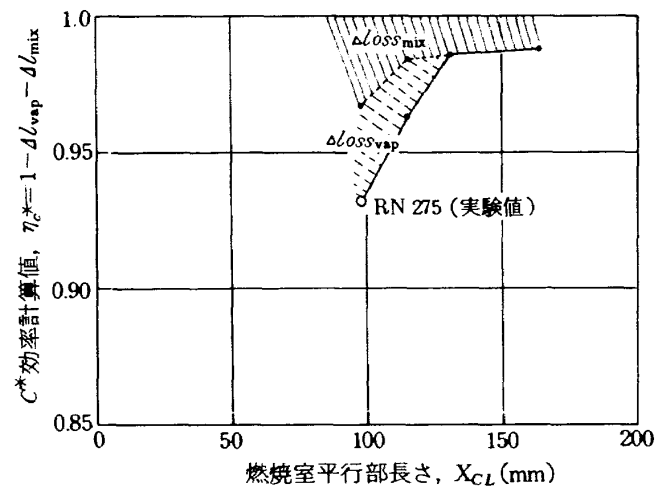


図 41 計算による C^* 効率におよぼす燃焼室平行部長さの影響

の $\eta_{c^*, \text{predicted}}$ は 0.932 で $\Delta \text{loss}_{\text{vap}} = 0.0365$, $\Delta \text{loss}_{\text{mix}} = 0.033$ である。この場合, 燃焼室長さを長くすることによって未蒸発による損失 $\Delta \text{loss}_{\text{vap}}$ は少なくなり $L = 193 \text{ mm}$ (平行部長さ 131 mm, ノズル収縮部 62 mm) で $\Delta \text{loss}_{\text{vap}} = 0$ となる。それ以上の長さにしても混合の不完全さによる計算上の損失 $\Delta \text{loss}_{\text{mix}} \approx 0.01$ が残り, ほとんど変化しない。これらの計算値を表 6 に示す。

以上の様に本計算モデルは噴射器, 燃焼室形状の燃焼性能上の設計に対して極めて有効であると共に, 燃焼器冷却設計に対しても熱流束分布の予測計算が可能であるから, ロケット燃焼器の総合的な設計の

表 6 燃焼室長さの C^* 効率への影響計算値

項 目	CASE 単 位	base RN 275	case 1	case 2	case 3
燃 焼 室 平 行 部 長 さ	mm	98	115	131	164
特 性 長	cm	73	82.5	91.4	109.7
収 縮 比		5.56			
噴 射 器		I-2(18 エレメント)			
LOX 蒸 発 率		0.9635	0.979	1.0	1.0
混 合 損 失 ΔT	K	-231	-110	-96	-83.5
$\Delta \text{loss}_{\text{vap}}$		0.0365	0.0212	0	0
$\Delta \text{loss}_{\text{mix}}$		0.033	0.0157	0.0137	0.0119
$\eta_{c^* \text{ predicted}} = 1 - \Delta \text{loss}_{\text{vap}} - \Delta \text{loss}_{\text{mix}}$		0.931	0.963	0.986	0.988
実 効 C^* 効 率		0.932	—	—	—

最適化が可能になる。

5. 代表的な実機エンジンの燃焼性能 に対する本予測計算法の適用

現用 LOX・LH₂ エンジンあるいは過去に開発、実用されたエンジンで、燃焼圧力が LOX の亜臨界状態である場合、すなわち LOX の噴射状態が液相である場合の代表的なエンジンについて、本計算方法を適用して燃焼性能計算を行い、公表されている性能実効値と比較を行う。代表例としては我国の宇宙開発事業団 (NASDA) が開発中の H-1 ロケット上段用液酸・液水エンジン LE-5⁽¹⁷⁾、米国のセンドール・ロケットに用いられた RL-10 エンジン⁽¹⁸⁾、および欧州宇宙機関 (ESA) が開発したアリアン・ロケット上段用 HM-7⁽¹⁹⁾ である。液酸・液水エンジンではこれらの他に有名なものにアポロ計画でサターン・ロケットに用いられた J-2 エンジン、及び宇宙連絡船スペース・シャトル用主エンジン (SSME) 等があるが、これらはいずれも高圧燃焼 (J-2 で $P_c = 54.4 \text{ atm}$) であるか、あるいは超高圧燃焼 (SSME で $P_c = 202 \text{ atm}$) であって、酸素の臨界圧力 (50.1 atm) を超えた場合の燃焼であるからここでは除外する。参照するエンジンの諸元および燃焼器形状、噴射エレメント形状、寸法を表 7、図 42、43 に示す。これらのエンジンで特徴的なことは RL-10 の場合は燃焼室収縮比が $\epsilon_c = 4.02$ と大きく、エキスパンダー・サイクルであるため水素噴射温度は 190 K と高く、 C^* 効率が約 99 % と極めて高性能である。HM-7 につ

いては燃焼室収縮比が $\epsilon_c = 2.38$ と小さく、噴射エレメント数が 90 個と少ないが、特に E 型噴射器では噴射速度比 $u_R = 65.7$ と大きい値であって、 C^* 効率は 98.5 % と高い燃焼性能を有する。一方、LE-5 エンジンについては燃焼室平行部が三者中最短であり C^* 効率は 127 エレメント噴射器 (開発段階での候補噴射器) で 96 %、208 エレメント型で 98 % であることから多少の性能向上の余地があるものと見られる。

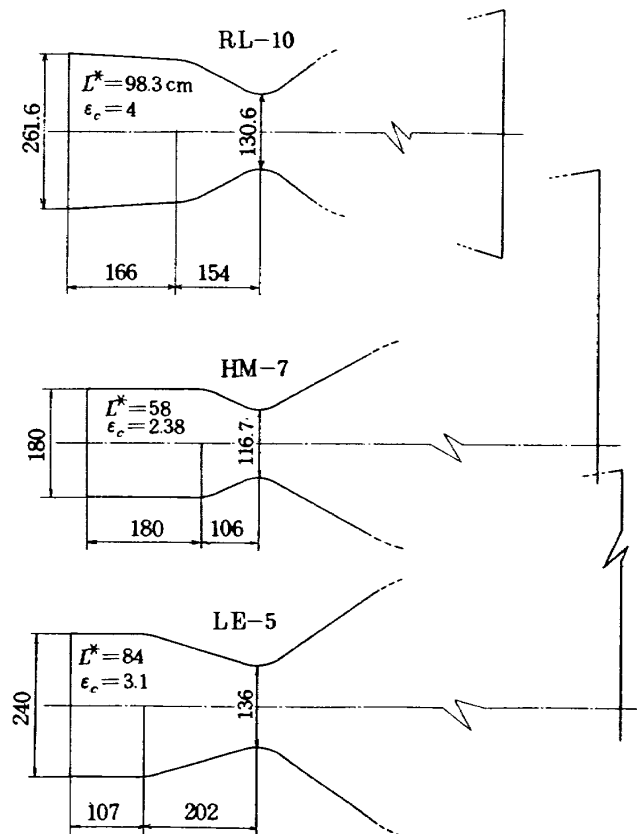


図 42 実機エンジンの燃焼室形状

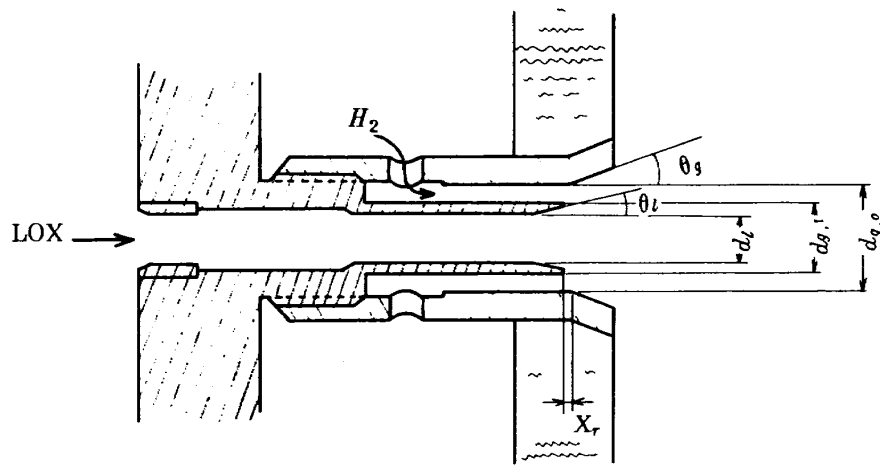


図 43 噴射エレメント詳細

表 7.1 液体酸素・液体水素ロケット・エンジン諸元

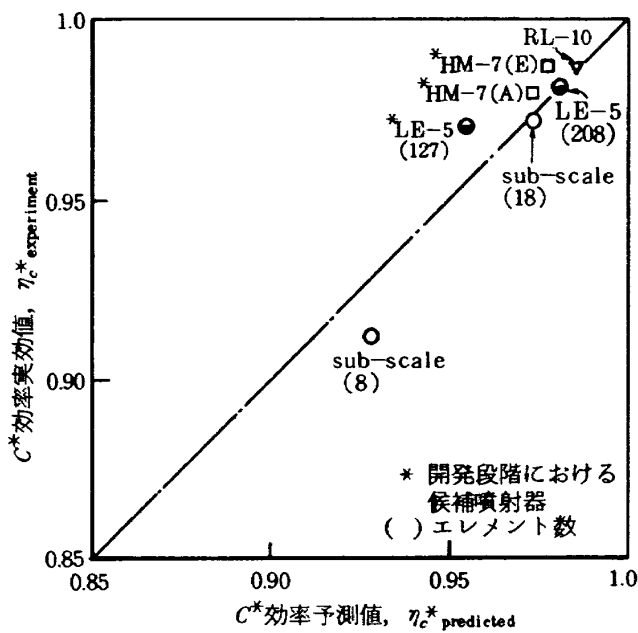
項 目	単 位	RL10A-3-3エンジン	HM-7 エンジン	LE-5 エンジン
推 力 (真 空)	kg f	6,680	6,120	10,500
燃焼圧力(噴射器端)	kg/cm ² ,abs	27.75	30.0	36.8
混 合 比		5.06	5.0	5.5
LOX 流 量	kg/s	12.77	11.59	19.84
LH ₂ "	kg/s	2.52	2.32	3.61
燃 焼 室 平 行 部 径	mm	261.6	180.	240
" スロート径	mm	130.6	116.7	136
ノズル出口径	mm	986	930.5	1609
燃 焼 室 特 性 長	cm	98.3	58.	84
" 収 縮 比		4.02	2.38	3.1
" 膨 張 比		57.1	63.5	140
噴 射 器 形 式		同軸型 216エレメント	同軸型 90エレメント	同軸型 127,208エレメント
LOX噴射温度	K	96		94
H ₂ "	K	190	122	120
実効 C* 効 率		0.986	0.978 ~ 0.987	0.96 ~ 0.98

* 開発段階での候補噴射器

表 7.2 噴射器諸元, 寸法

項 目	単 位	RL 10-3-3	HM-7		LE-5	
			type A*	type E*	127エレメント*	208エレメント
噴 射 形 式		同 軸 型				→
エ レ メ ン ト 数		216	90	90	127	208
推力/エレメント数	kg f	30.9	68	68	78.7	48.1
LOX 噴 口 径 d_l	mm	2.01	2.9	4.0	3.3	2.5
H ₂ 噴 口 外 径 $d_{g,0}$	mm	4.88	6.2	5.2	5.89	4.63
" 内 径 $d_{g,1}$	mm	4.01	4.2	4.2	4.3	3.5
LOX噴口リセス距離 x_r	mm	0	0.9	2.5	3.3	2.5
LOX噴口総面積 A_0	mm ²	685	594	1131	1086	1021
H ₂ " A_f	mm ²	1097	1470	1911	1616	1500
噴口面積比 A_f/A_0		1.60	2.47	1.69	1.49	1.47
LOX 噴 口 開 角 θ_l	度	0	0	有	0	0
H ₂ " θ_g	度	0	有	0	有	有
LOX 噴 射 速 度 u_{l0}	m/s	16.3	17.1	9.2	15.3	17.1
H ₂ " u_{g0}	m/s	558	273	604	305.6	343
噴 射 速 度 比 u_{g0}/u_{l0}		34.2	16	65.7	20	20
LOX 噴射平均粒径 d_0	μ	331.7	696.2	473.5	779.7	589.8

* 開発段階での候補噴射器

図44 C^* 効率予測計算値と実効値との比較

計算の結果を以下に示す。図44に C^* 効率の計算予測値と実効値の比較を示す。RL-10, HM-7, LE-5 (208 エLEMENT) はほぼ実効値に近い値となり127 ELEMENTの場合には実効値との差が-1.5%であるが、ほぼ全般にわたり両者の対応関係は良いことが分る。すなわち本燃焼性能予測計算法は前節で示したサブ・スケール燃焼器のみならず、実機のエンジンに対しても充分適用出来ることを示している。図45は燃焼室長手方向のLOX累積蒸発量を示したものである。RL-10, HM-7の場合にはノズル収縮部に入る以前ではほぼ90%以上の蒸発量となっているのに対して、LE-5 (208 ELEMENT)の燃焼器では50%に満たなく、ノズル収縮部において蒸発、燃焼反応は漸次増加する。特に127 ELEMENT

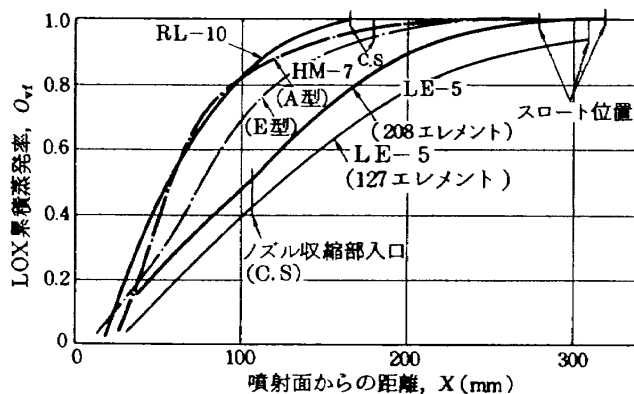


図45 LOXの累積蒸発率計算値

ト噴射器の場合にはノズル・スロート位置においても未蒸発LOXが存在し、 C^* 効率低下の原因となっている。127 ELEMENT噴射器は他と比べて噴射ELEMENT当りのLOX流量が多く、噴射器で形成されるLOX平均粒径が大きい。表7.2に(2)式で与えられるLOX平均粒径を示す。従ってLOX噴流の平均粒径、微粒化完了長さおよび気液混合度に大きく影響を与える噴射速度比を大きくすることが必要である。これは前節で述べたようにLOX噴口に開角を付けて、LOX噴射速度を低下させることによって相対的に噴射速度比を大きく与えることが有効である。前節では噴射速度比の C^* 効率への影響の一般的傾向を示したが、図34では u_R の増大とともに η_c^* はほぼ99~98%の値に達し飽和の傾向を示している。これはLOX液滴の蒸発が完了した場合でも2%弱の C^* 効率向上が混合損失の減少によってなされることを示している。一方、127 ELEMENT噴射器の実機型では噴射LOX平均粒径が大きく、依然としてLOX蒸発損失が C^* 効率損失の大きな割合を占めているので、噴射速度比を大きくすることによって蒸発損失、混合損失を共に減少させ、性能向上がはかられるものであると考える。

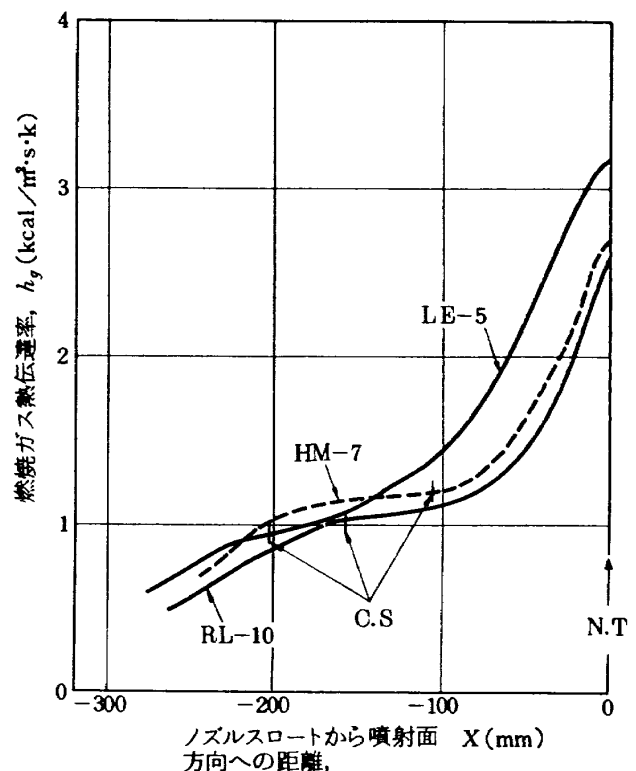


図46 燃焼ガス熱伝達率計算値

図 46 は燃焼室壁への熱伝達率 h_g を表す。(29) 式の h_g 表示式によれば $h_g \propto R_c^{0.8}$ であるから最大熱流束を与えるスロートで考えれば $h_{g\max} \propto P_c^{0.8}$ である。燃焼圧力の違いによる LE-5 ($P_c = 36.8 \text{ kg/cm}^2$), HM-7 (30.6 kg/cm^2), RL-10 (27.8 kg/cm^2) のスロートでの h_g の大きさの差は妥当なものである。

以上の計算で示して来たように、本計算方法はフルスケール・エンジンの場合にも燃焼状態の計算、 C^* 値の予測、熱流束の予測等に充分適用出来るものである。

6. 結 論

同軸型噴射要素を有する LOX・LH₂ 燃焼器内での燃焼モデルを提案した。これは噴流の振舞が優性であるとする噴射面近傍の領域と、噴流が燃焼室壁に到達した後は一次元流れと見なせる領域に分けて考える解析モデルである。基本的には単一噴射エレメントによって作られる流れ場の重ね合せによって多エレメント噴射器の場合に拡張したものである。これによってサブ・スケール燃焼器 (8~18 エレメント噴射器, 推力約 300~600 kg f) からフル・スケール実機 (90~216 エレメント噴射器, 推力 6~10 ton) エンジンまでの範囲に本計算法を適用して、燃焼状態の計算、燃焼性能の予測等を行い以下のことが明らかにになった。

(1) 本計算方法はサブ・スケール燃焼器からフル・スケール・エンジンまでの範囲で燃焼性能を予測計算する上で有効である。 C^* 効率の予測値と実効値との差は概ね $\pm 2\%$ 以内である。

(2) 燃焼状態量が燃焼室長手方向に関して計算出来る。これらの量のうち静圧分布 $P(x)$ は実測値との比較が可能であり、 $P(x)$ 分布の計算値は混合に関する指数を $n = 0.5$ とすることによってサブ・スケール実験値とはほぼ一致する。

(3) 燃焼室壁温 $T_w(x)$ が既知であれば、燃焼ガス側熱伝達率 h_g 、燃焼室壁への熱流束 q_h の計算が可能である。実際には壁温は冷却側の条件と壁を通しての熱流入量のバランスによって定まる値であるから、冷却側の条件さえ与えられれば $T_w(x)$, $h_g(x)$, $q_h(x)$ は連立方程式の解として求まることになる。

(4) 本燃焼モデル計算法を用いて、噴射器各パラ

メータ、燃焼室形状の燃焼状態、燃焼性能、熱流束などへの影響を知ることが出来るので、噴射器、燃焼室の設計の最適化に有力な手段となり得るものである。

以上、第 1 報及び第 2 報を通じて気液同軸型噴霧流の特性を実験的、解析的に明らかにして、本報においてはこれらの知識を液酸・液水エンジンの燃焼性能予測計算法に適用、拡張しその有効性を示した。

終りに、一連の研究を行うにあたり、鈴木昭夫支所長には全般にわたる助言をいただいたこと、また第 3 報に用いた燃焼実験値は特別研究「液酸・液水ロケットエンジン要素の研究 (その 1) 燃焼器の研究」のデータを引用したことを付記する。

記 号 説 明

A	: 断面積
C_p	: 定圧比熱
C^*	: 特性速度
D	: 燃焼器直径
d_l	: 噴口直径 (液側)
\bar{d}_0	: 液滴平均粒径
$E_m(x)$: 気液混合度
f_r	: (21) 式による蒸発 O ₂ 反応重量分率
G, g	: 重力加速度
h_c	: 反応熱
h_v	: 蒸発潜熱
h_s	: 顕熱
h_g	: 燃焼ガス熱伝達率
J	: 熱の仕事当量
k_g	: 燃焼ガス熱伝導率
L	: 噴射面からノズル・スロートまでの距離
L^*	: 燃焼室特性長
M_a	: 燃焼ガスのマッハ数
M	: 分子量
\bar{N}_j	: j 番目のグループに属する液滴数
N_u	: ヌッセルト数
O/F	: 混合比
P	: 静圧
P_c	: 燃焼圧力
$P_{g,i}$: 気相推進薬噴射圧力

$P_{l,i}$: 液相推進薬噴射圧力
 P_r : プラントル数
 q_l : 液滴流束中心軸上値
 q_h : 熱流束
 R : 一般ガス定数
 r : 半径方向距離
 $\bar{r}_l(x)$: 液滴流束半値幅
 $\bar{r}_u(x)$: 気相速度半値幅
 τ_f : 回復係数
 R_e : レイノルズ数
 T : 温度
 u : 速度
 U_R : 噴射速度比
 w : 重量流量
 x : 軸方向距離
 Y_i : i 成分気相の重量分率
 ギリシ文字
 α : 反応混合比
 γ : 比熱比
 ϵ_c : 燃焼室収縮比
 ρ : 密度
 η_c^* : 特性速度効率
 添字
 $0, i$: 噴射初期値
 1 : 未反応 O_2
 2 : 未反応 H_2
 3 : 誘引ガス
 4 : 燃焼生成物
 $1 \sim N$: 液滴グループ名
 A : 微粒化領域における値
 ad : 断熱条件
 g : 気相
 j : j 番目の液滴グループ
 f : 燃料側
 l : 液相
 n : ノズル位置
 o : 酸化剤側
 s : 誘引気体
 st : スタグネーション値
 th : 理論値

参 考 文 献

- 1) 八柳信之; 気液同軸型噴射要素による噴霧流の実験及び解析(1), 航空宇宙技術研究所報告 TR-692, 1982.
- 2) 八柳信之; 気液同軸型噴射要素による噴霧流の実験及び解析(2), 航空宇宙技術研究所報告 TR-745, 1982.
- 3) A. J. Shearer, H. Tamura and G. M. Faeth; Evaluation of a Locally Homogeneous Flow Model of Spray Evaporation, Journal of Energy, Vol. 3, No. 5, 1979.
- 4) J. A. Newman and T. A. Brzustowski; Behaviour of Liquid Sprays at High Pressures, AIAA Paper No. 70-8, 1970.
- 5) R. J. Priem, M. F. Heidmann; Propellant Vaporization as a Design Criterion for Rocket-Engine Combustion Chambers, NASA TR-67, 1960.
- 6) R. J. Burick; Space Storable Propellant Performance Program-Coaxial Injector Characterization, NASA CR-120936, 1972.
- 7) M. Hersch and E. J. Rice; Gaseous Hydrogen Liquid Oxygen Rocket Combustion at Supercritical Chamber Pressure, NASA TND-4172, 1967.
- 8) J. M. Beer and N. A. Chigier; Combustion Aerodynamics, John Wiley & Sons, 1972, pp. 26-37.
- 9) F. V. Bracco; Applications of Steady-State Spray Equation to Combustion Modeling, AIAA Journal, Vol. 12, No. 11, 1974.
- 10) P. Eisenklam, S. A. Arunachlam, and J. A. Weston; Evaporation Rates and Drag Resistance of Burning Drops, 11th Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, 1966, pp. 715-728.
- 11) A. S. M. Nuruzzaman, A. B. Hedley and J. M. Beer; Combustion of Monosized Droplet Streams in Stationary Self-

- supporting Flames, 13th Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, 1970, pp.787-799.
- 12) W.T. Peschke, S.S.Hammer ; Pressure Gradients in a Liquid Propellant Rocket Motor, AIAA Journal, Vol.2, No.8, 1964.
- 13) F.V.Bracco ; An Experimental-Analytical Method to Study Steady Spray Combustion, J. Spacecraft, Vol.10, No. 6, 1973.
- 14) D.R. Bartz ; Turbulent Boundary-Layer Heat Transfer from Rapidly Accelerating Flow of Rocket Combustion Gases and Heated Air, NASA Contract NASw-6.
- 15) K.K. Huzel, et al ; Design of Liquid Propellant Rocket Engines, NASA SP-125, 1971.
- 16) 鈴木昭夫, 八柳信之, 五味広美, 坂本博 ; 液体酸素・ガス水素ロケットの燃焼性能(I), 航空宇宙技術研究所報告, TR-473, 1976.
- 17) 藤田敏彦, 柳川孝二, 平社博之, 稲川弘行 ; 液酸・液水エンジンの開発, 東京大学宇宙航空研究所推進系シンポジウム, 1979.
- 18) Design Report for RL IOA-3-3 Rocket Engine, Contract No. NAS8-15494, Pratt & Whitney Aircraft, 1966.
- 19) G.S.Gill ; A Qualitative Technique for Concentric Tube Element Optimization, Utilizing the Factor (Dynamic Head Ratio), AIAA Paper 78-76, 1978.
- 20) L.P. Combs and M.D. Schuman ; Steady State Rocket Combustion of Gaseous Hydrogen and Liquid Oxygen, Part II, Research Report RR 64-29, Rocketdyne, 1965.

航空宇宙技術研究所報告769号

昭和58年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所

東京都調布市深大寺町1880

電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊎182

印刷所 株式会社 共 進

東京都杉並区久我山5-6-17
