

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR 472

液体酸素・ガス水素ロケットの燃焼状態の計算

八柳 信之・鈴木 昭夫
五味 広美・坂本 博

1976 年 9 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. 緒 言	1
2. 実験装置および実験方法	2
3. 燃焼室内長手方向静圧分布測定結果	6
4. 解 析	7
4.1 静圧分布測定値に基づいた燃焼状態の計算	7
4.1.1 計算方法	7
4.1.2 計算結果	8
4.2 LOX霧化および蒸発過程律速モデルによる燃焼状態の計算	11
4.2.1 計算方法	11
4.2.2 計算結果	14
5. 結 言	18

液体酸素・ガス水素ロケットの燃焼状態の計算*

八 柳 信 之** 鈴木 昭 夫**

五 味 広 美** 坂 本 博**

An Experimental-Analytical Calculation of Combustion Performance of LOX/GH₂ Rocket with Coaxial Injectors

By Nobuyuki YATSUYANAGI, Akio SUZUKI, Hiromi GOMI and Hiroshi SAKAMOTO

In a liquid propellant rocket combustion chamber, the local mass vaporization and burning rates correspond to the axial pressure gradients resulting from the momentum change. This paper gives a semi-analytical calculation of combustion gas parameters and the characteristic velocity performance, based on the experimental pressure distribution of LOX/GH₂ rocket combustion chambers with constant cross-sectional areas and coaxial type injectors. The experimental conditions were as follows. The thrust level was 300 kgf with a nominal chamber pressure of 20 atm. The oxidant-fuel mixture ratios ranged from approximately 2 to 10. The combustion chamber geometry varied in lengths from 11 to 26 cm and contraction ratios of 2.03, 3.41 and 4.46, with a constant nozzle throat area. The injector has twelve coaxial elements with three replaceable faceplates having different hydrogen port areas.

In the first part of the paper, vaporized mass, combustion gas temperature and velocity distributions were calculated by means of measured pressure distribution, then, in the second part, a semi-analytical method of calculating these parameters and C* performances was described. The method assumes the equations governing the spray formation and the process of droplet vaporization down to the nozzle convergent portion, along with the coefficients which meet the measured pressure distribution.

The comparison of calculated C* efficiencies with experimental values resulted in a good agreement for a high contraction ratio chamber; however, for chambers having lower contraction ratios, the calculation tended to provide lower values than those observed, especially in the high mixture ratio range. This deviation may be partly attributed to stagnation pressure loss due to combustion in the nozzle, which was neglected in estimating experimental C* values.

1. 結 言

高温で燃焼が行なわれる液体ロケットの燃焼過程を実験的に知る手段の一つとして、比較的容易に測定しうる量として燃焼室内長手方向静圧分布がある¹⁾。すなわち液体ロケットの燃焼室内においては噴射器から噴射された推進薬は霧化し蒸発、混合が行なわれ反応し高温の燃焼ガスとなり加速されてノズルから排出される。従って燃焼室内においては流れ方向に増加する反応量に対応して圧力降下が生じる。そこで燃焼室内の物質に化学平衡組成から成る燃焼生成ガスと未反応気相推進薬および未

反応液相推進薬を仮定し、また燃焼室内での流れは定常一次元流であると言う仮定のもとで質量、運動量、エネルギーの保存式と実測の長手方向静圧分布からこの静圧分布に対応した燃焼室内での推進薬反応量、燃焼ガス温度、速度等の流れ方向における変化を計算により求めることが出来る^{(2),(3)}。

さらに観点をかえて液体推進薬の霧化、蒸発および推進薬間の混合の各過程を記述する適当なモデルを仮定し静圧分布を計算により求め、これと実測の静圧分布とを比較することにより各過程のモデルの検討が出来て、これによって燃焼状態の計算が可能になる。

本報告では 4.1 節において液体酸素・常温ガス水素を推進薬とするロケットの燃焼室内長手方向静圧分布測定

* 昭和 51 年 8 月 9 日受付
** 角田支所

値をもとにして推進薬の反応量，燃焼ガス速度および温度等におよぼす推進薬の噴射条件（推進薬噴射混合比，ガス水素噴射速度）および燃焼室形状（燃焼室長さ，燃焼室収縮比）の影響についての計算結果を示し，4.2節では液体酸素の霧化および蒸発過程が律速であるとするモデル計算により静圧分布を含め燃焼状態に関する諸量を計算により求めた。このモデル計算により燃焼状態におよぼす各パラメーターの影響について計算し， C^* 効率の推測計算も行なったものである。

- u ; 速度
- U_r ; 相対速度
($=u_g - u_l$)
- w ; 単位時間当りの流量
- We ; ウェバー数
- X, x ; 燃焼室内長手方向座標
- Y ; 重量分率
- α ; 混合比
- γ ; 比熱比
- ϵ_c ; 燃焼室収縮比
- ρ ; 密度
- μ ; 粘性係数
- λ ; 熱伝導率
- σ ; 表面張力
- η_{c^*} ; 特性速度効率

記号

- A ; 面積
- C^* ; 特性速度
- C_D ; 抵抗係数
- C_P ; 定圧比熱
- D ; 噴口，噴流直径
- g ; 重力加速度
- h_c ; 反応熱
- h_v ; 蒸発潜熱
- h_s ; 顕熱
- k_a, k_d, k_v ; 定数
- L ; 燃焼室長さ
- L^* ; 燃焼室特性長さ
(燃焼室容積/ノズルスロート断面積)
- M ; 分子量
- N ; 噴射要素数
- \bar{N} ; 液滴の数
- Nu ; ヌッセルト数
- O/F ; 混合比
- P ; 圧力
- P' ; 液滴表面における蒸気圧
- P_r ; プラントル数
- R ; 一般ガス定数
- Re ; レイノルズ数
- r ; 半径
- T ; 温度
- t ; 時間

添字

- 0 ; 初期状態
- 1 ; 燃焼生成物
- 2 ; 未燃水素
- a ; 微粒化された状態
- c ; 燃焼室内
- cal ; 計算値
- exp ; 実験値
- d ; 液滴
- f ; 燃料
- g ; 気相
- i ; 噴射面における値
- j ; $j=1, 2, \dots, n$
- l ; 液相
- m ; 蒸発途中の物質
- o ; 酸化剤
- s ; スタグネーション値
- sm ; 空間平均値
- t ; ノズルスロート位置における値
- v ; 蒸発した状態

2. 実験装置および実験方法

実験装置の系統図および計測点を図1に示す。酸化剤のLOX(液体酸素)はランタンクを窒素ガスで加圧すること

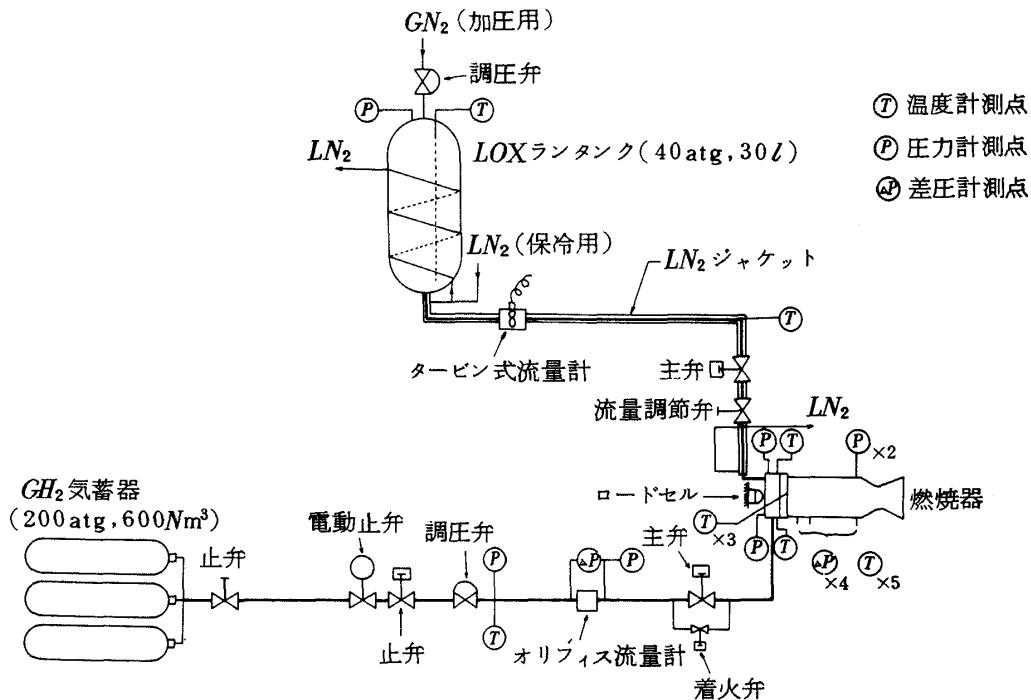


図1 実験装置系統図

とにより燃焼器に供給され、また燃料のGH₂（ガス水素）は商用ポンペから減圧されて供給される。LOX側は二相流化を極力防ぐためにランタンク、供給ラインともに液体窒素による冷却を行った。流量測定はLOX側はタービン式流量計を、GH₂側はオリフィス流量計を用いた。実験用燃焼器は噴射器、燃焼室およびノズル部からなるが、噴射器マニホール内における各推進薬の温度はGH₂は常温、LOXは約100~110 Kである。燃焼実験は燃焼圧力約20 atm（推力約300 kgf）の条件で行い、混合比（O/F）の変化範囲は2~10である。燃焼は約2秒間の定常状態が保たれ、諸量はこの状態で計測される。各燃焼実験を通じて燃焼圧力は20 atmを中心に約±2 atmの範囲内で一定に保った。

噴射器は酸素・水素エンジンで広く用いられている同軸型噴射器を用いた。同軸型においては推進薬の初期微粒化および混合は特に噴射要素中心部から噴射される

LOXの噴射速度と、LOXを囲む高速のGH₂噴射速度に影響を受けるほか各噴射量、噴口径、噴射要素分布密度、雰囲気圧力および温度等にも影響を受ける。本実験での噴射器に関するパラメータは推進薬の初期微粒化および混合に大きく影響をおよぼしかつ比較的広範囲に変えることの出来るGH₂噴射速度と混合比を選んだ。噴射器の設計としては図2および表1に示すようにLOX噴口は噴射面にフラッシュとし、その噴口径は同一でGH₂噴口面積の異なるものを3種類とした。図3に分解された噴射器を示す。この噴射器によるLOXおよびGH₂噴射速度の変化範囲を図4に、また流量と噴射差圧との関係を図5、図6に示す。

次に燃焼室に関するパラメータとしては燃焼室収縮比（ $\epsilon_c = A_c / A_t$ ）および燃焼室長さをとった。燃焼室収縮比は燃焼室内ガス速度、圧力降下量および燃焼室断面を通過する推進薬流束の大きさに関係するパラメータであ

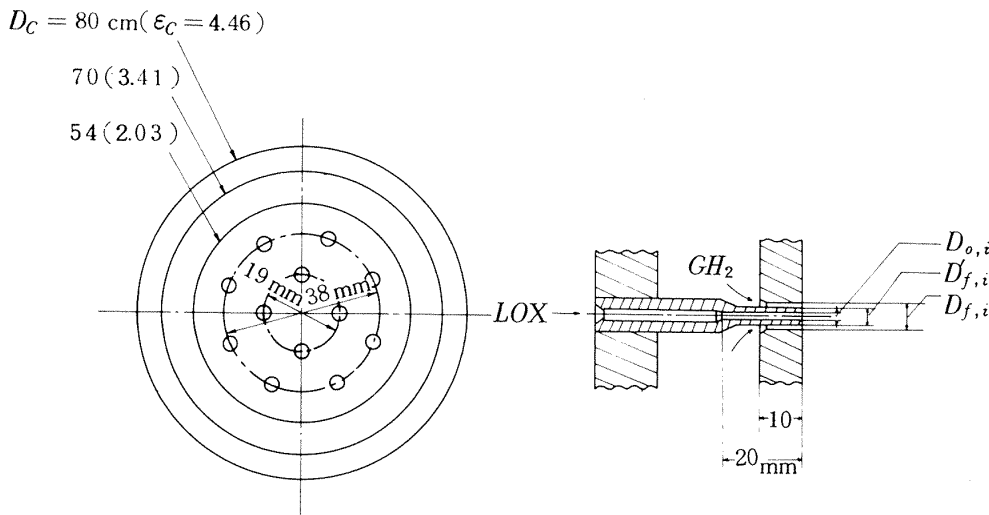


図 2 噴射器噴口配列および噴射要素形状

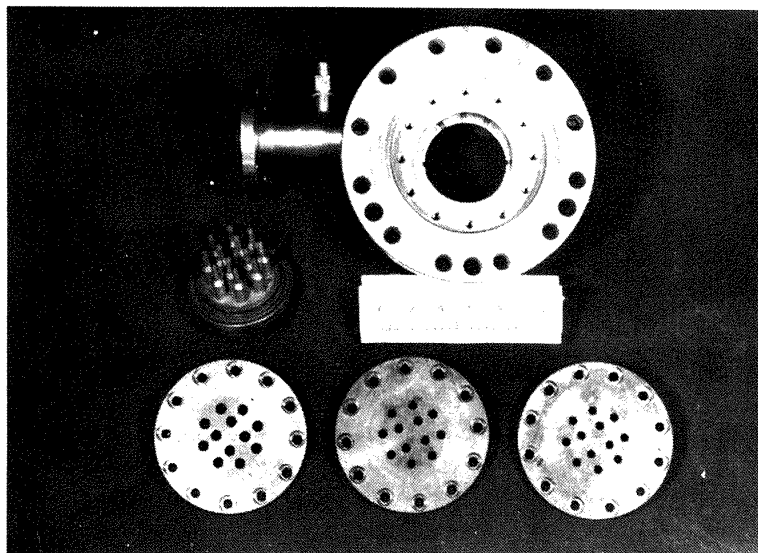


図 3 供試噴射器分解図

表1. 噴射器諸元

噴射器	I-1	I-2	I-3
要素数	12	12	12
$D_{0,i}$ (mm)	2.3	2.3	2.3
$A_{0,i}$ (mm ²)	4.15	4.15	4.15
$D_{f,i}$ (mm)	7.2	5.8	5.4
$D'_{f,i}$ (mm)	4.0	4.0	4.0
$A_{f,i}$ (mm ²)	28.13	13.85	10.33
$A_r = A_{f,i} / A_{0,i}$	6.78	3.33	2.49

り、従ってLOX噴流の霧化、蒸発および推進薬間の混合等に影響を与える重要なファクターである。また燃焼室長さは推進薬の滞留時間に影響を与えるものとして重要である。本実験での燃焼室収縮比はノズルスロート断面積を一定 ($A_t = 11.28 \text{ cm}^2$) にして3種類の直径の異なる燃焼室を用いることによって収縮比を2.03, 3.41, 4.46 ($D_c = 54, 70, 80 \text{ mm}$) とした。燃焼室長さは噴射器面からノズルスロート位置までの距離 (L) が11~26 cmの範囲で5 cm間隔で可変とした。

燃焼室内長手方向の静圧分布測定のための差圧測定用タップを9箇所もつけ、これらの中から5箇所を選び隣り合う2位置間の差圧をストレングージ式差圧変換器により測定した。ただし噴射面から13 mmの位置における測定圧力を、噴射面からこの位置までの圧力変化は十分に

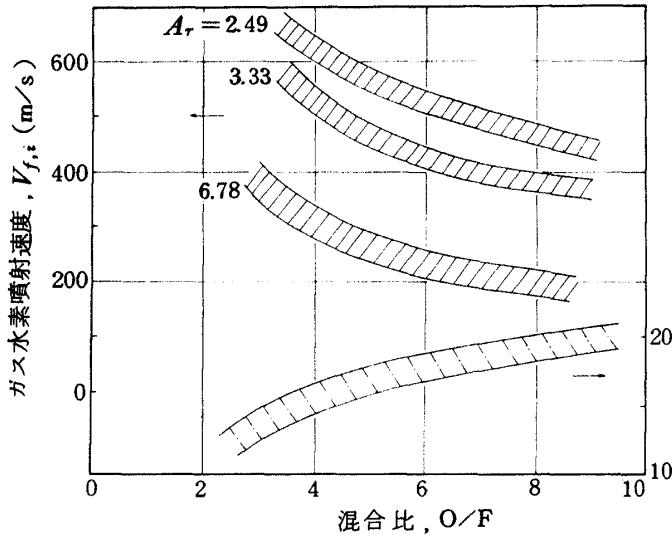


図4 GH_2 , LOX 噴射速度範囲

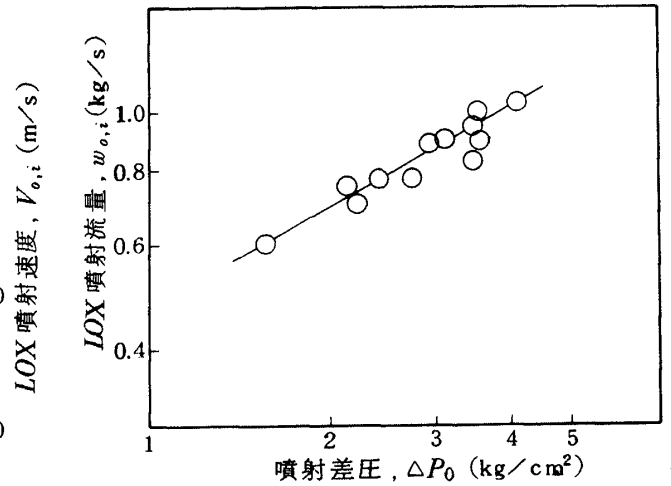


図5 LOX 噴射流量と噴射差圧との関係

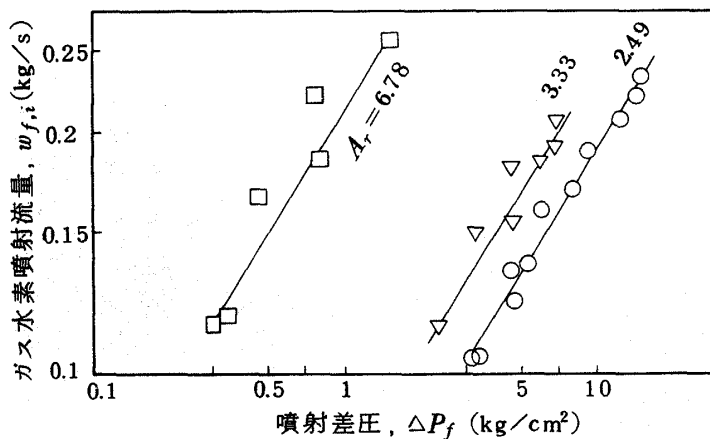


図6 GH_2 噴射流量と噴射差圧との関係

小さいものとして噴射面における燃焼圧力とみなした。し図8にスラストスタンドに取付られた燃焼器の外観を燃焼室の形状および諸元、圧力測定位置を図7,表2に示す。

表2. 燃焼室諸元

名称	直径, D_c (mm)	収縮比, ϵ_c	特性長さ, L^* (m)			
			$L=0.11$ m	0.16 m	0.21 m	0.26 m
C-1	80	4.46	0.39	0.62	0.84	1.06
C-2	70	3.41	0.31	0.48	0.65	0.82
C-3	54	2.03	0.22	0.32	0.42	0.52

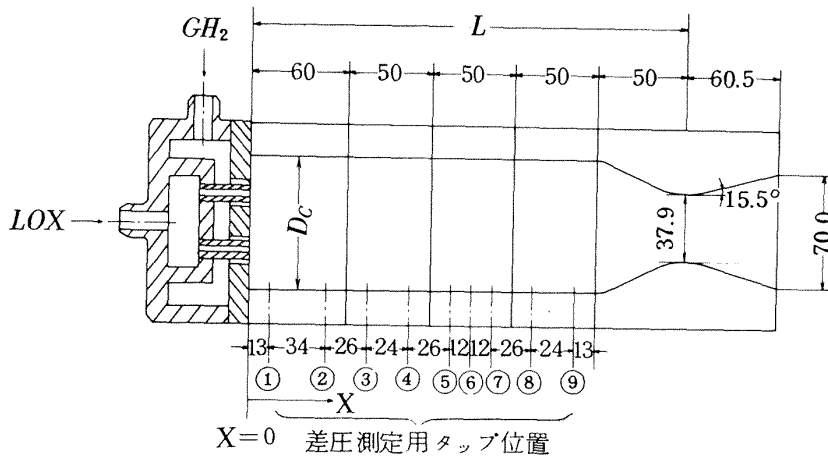


図7 燃焼室形状および差圧測定位置

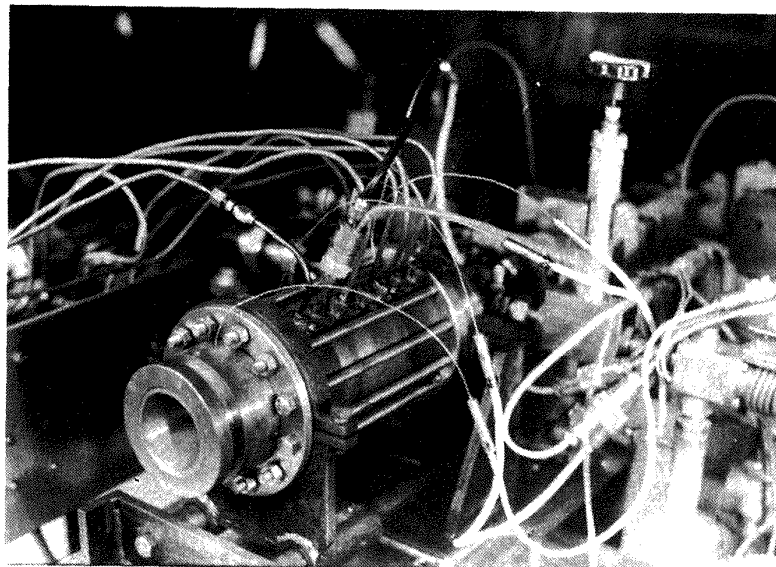


図8 スラストスタンドに取付けられた燃焼器

3. 燃焼室内長手方向静圧分布測定結果

混合比、 GH_2 噴口面積および燃焼室収縮比を変えた場合の静圧分布測定値を図9, 10, 11に示す。ここで静圧分布は噴射面における静圧(図7における①の位置)との差圧で表わした。図9は燃焼室収縮比および GH_2 噴口面積を一定にして混合比を変えた場合の静圧分布である。混合比4~9の範囲は安定に燃焼が行なわれる場合で、燃焼反応量の増加とともに流れが加速され、これに対応して圧力降下量が増加し、およそ $X < 10 \text{ cm}$ の位置で圧力分布に変曲点を有するものとみられ図のような静圧分布となる。ここで混合比が大きくなるに従い燃焼効率が低下すること、および生成される燃焼ガスの密度

が大きくなることにより燃焼ガス速度が遅くなり、従って圧力降下量は少なくなる。参考のために低周波振動燃焼($f \approx 112 \text{ Hz}$)をともなり場合の静圧分布も示したが、本解析では定常流のみを扱いかい以下の検討では振動燃焼の場合は除外した。

次に GH_2 噴口面積の違い、従って GH_2 噴射速度の違いによる静圧分布を図10に示す。前述のように圧力降下量は燃焼反応量に対応するから、燃焼効率の高い噴射器では圧力降下量も大きくなるものと考えられるが図10ではその差は明らかではない。但し、各実験において条件を一定に保つことが困難のため、例えば推進薬噴射流量が多い場合には圧力降下量は多くなるので圧力降下量の大きさからは直接燃焼効率を比較することは出来ない。

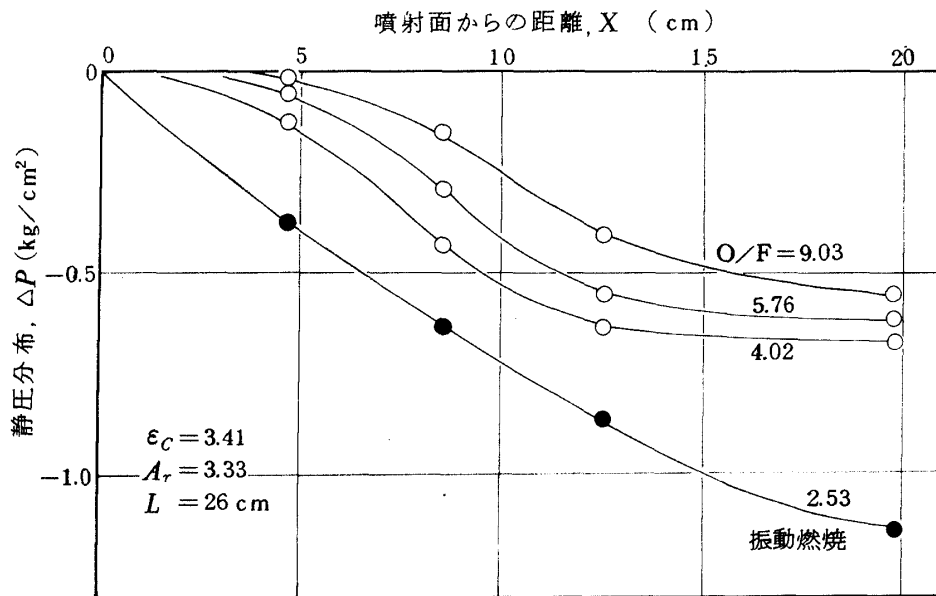


図9 静圧分布測定値(混合比を変化させた場合)

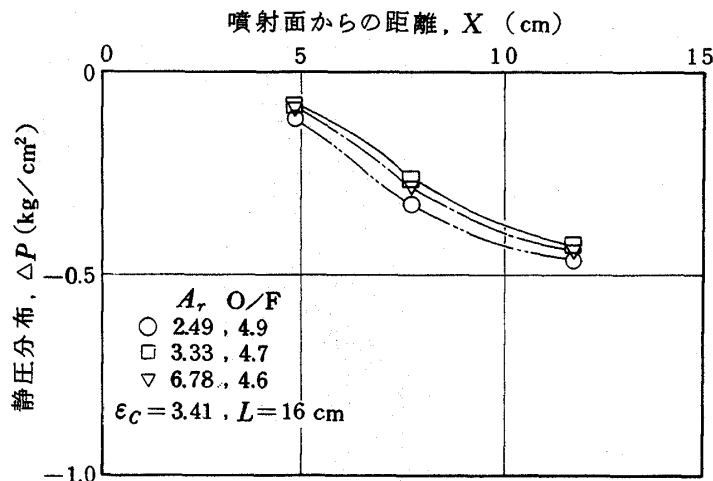


図10 静圧分布測定値(GH_2 噴口面積を変えた場合)

図11は燃焼室収縮比 (ϵ_c) の違いによる静圧分布の変化を示す。 $\epsilon_c = 4.46$ の燃焼室において噴射面近くで圧力勾配が正になる領域が存在する。これは直径の最も大きな燃焼室を用いた場合には、外周に配列された噴射要素と燃焼室壁との間の空間が大き過ぎるため(図2参照)、この部分にスケールの比較的大きな循環流領域が形成されることを示しているものと考えられる。また $\epsilon_c = 2.03$ の燃焼室では燃焼ガス速度は例えばO/F=8でノズル収縮部入口直前でのマッハ数が約0.29であり圧力降下量は非常に大きくなる。図の場合この量は燃焼圧力の約8.8%程度もの値となる。

4. 解析

4.1 静圧分布測定値に基いた燃焼状態の計算

4.1.1 計算方法

燃焼室内における燃焼進行状態すなわち LOX 蒸発量、燃焼ガス温度および燃焼ガス速度等の長手方向変化は静圧分布測定値を用いれば次のように計算することが出来る。すなわち計算は噴射面で与えられる推進薬の噴射初期条件と燃焼室長手方向の静圧分布測定値とを用い、燃焼室内の物質に対する質量、運動量、エネルギーの保存式と気体の状態式とから燃焼状態に関する諸量が計算され、本質的には液相推進薬の霧化および蒸発機構に関する情報なしに計算することが可能である。但し、液相推進薬の燃焼室内における速度を知るために、初期液滴直径を適当に仮定し液滴の運動方程式からその速度を求めたが、文献⁽²⁾においては液滴の速度を燃焼ガスの速度に等しい場合からその20%の値の範囲、すなわち $u_l = (1 \sim 0.2)u_g$ と仮定して計算しているが、この仮定による結果への影響は約±5%程度であることを示している。

本計算にあたっては以下の仮定をおいた。すなわち、
 (1)気化した酸素は直ちに周囲のガス水素と噴射流量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を作り、燃焼室内での物質はこの燃焼生成物と未燃のガス水素の気相と未反応液体酸素の液相から成るものとする。
 (2)燃焼室内での気相は完全ガスとみなす。
 (3)流れは定常一次元流で外壁付近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。
 これらの仮定のもとに質量、運動量およびエネルギーの各保存式は各量の微小区間 Δx における増分の2次以上の微小項を無視すれば次のようになる。但し添字 g は気相を、 l は液相を表わす。

$$\Delta(\rho u A)_g + \Delta w_l = 0 \tag{1}$$

$$A \Delta P + \Delta(wu)_g + \Delta(wu)_l = 0 \tag{2}$$

$$\Delta(wC_p T)_g + \frac{1}{2} [\Delta(u^2 w)_g + \Delta(u^2 w)_l] - h_c(\Delta w_{0,v} + \Delta w_f) + (h_{V,l} - h_{S,l})\Delta w_l = 0 \tag{3}$$

仮定(1)より

$$\Delta w_f = \frac{1}{\alpha} \Delta w_{0,v} \tag{4}$$

α は反応する混合比

$$\Delta w_{0,v} = -\Delta w_l \tag{5}$$

また、気相に対する完全ガスの式から

$$\left. \begin{aligned} \rho_g &= PM_g / (RT_g) \\ (\Delta\rho/\rho)_g &= -(\Delta T/T)_g + (\Delta M/M)_g + \Delta P/P \end{aligned} \right\} \tag{6}$$

燃焼室内の気相は燃焼生成物(添字1)および未燃ガス水素(添字2)であるから混合ガスの分子量 M_g は次式で与えられる。

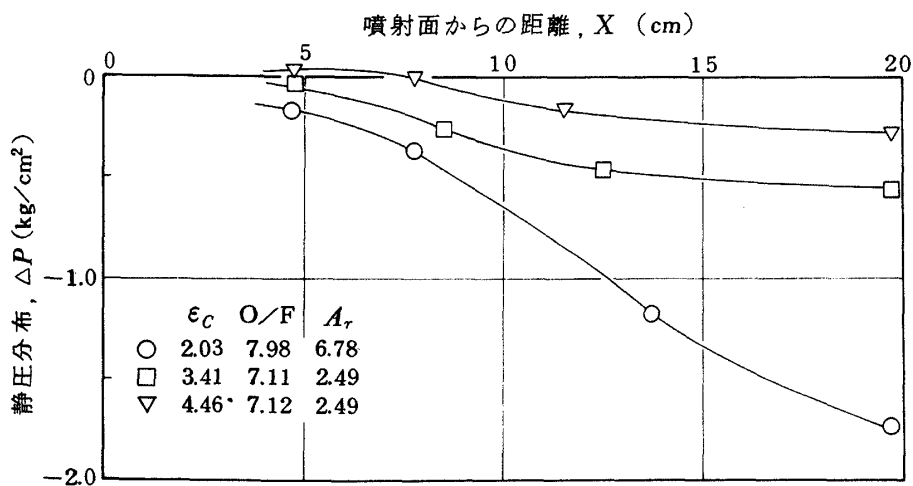


図 11 静圧分布測定値 (燃焼室収縮比を変えた場合)

$$\left. \begin{aligned} M_g &= 1 / (Y_1/M_1 + Y_2/M_2) \\ \Delta M_g &= -(\Delta Y_1/M_1 + \Delta Y_2/M_2) / (Y_1/M_1 + Y_2/M_2)^2 \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

ここで Y_1, Y_2 は燃焼生成物および未燃ガス水素の全気相量に対する重量分率であり次のように表わされる。

$$\left. \begin{aligned} Y_1 &= \frac{\sum_{x=0}^x (\Delta w_{0,v} + \Delta w_f)}{w_{f,i} + \sum_{x=0}^x \Delta w_{0,v}} = \left(1 + \frac{1}{\alpha}\right) \frac{\sum_{x=0}^x \Delta w_{0,v}}{w_g} \\ Y_2 &= \frac{w_{f,i} - \sum_{x=0}^x \Delta w_f}{w_{f,i} + \sum_{x=0}^x \Delta w_{0,v}} = (w_{f,i} - \frac{1}{\alpha} \sum_{x=0}^x \Delta w_{0,v}) / w_g \\ \Delta Y_1 &\simeq \left(1 + \frac{1}{\alpha}\right) \Delta w_{0,v} / w_g \\ \Delta Y_2 &\simeq -\frac{1}{\alpha} \Delta w_{0,v} / w_g \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

また混合ガスの定圧比熱 $C_{p,g}$ は

$$\left. \begin{aligned} C_{p,g} &= C_{p,1} Y_1 + C_{p,2} Y_2 \\ \Delta C_{p,g} &= C_{p,1} \Delta Y_1 + C_{p,2} \Delta Y_2 \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

で与えられ $C_{p,1}, C_{p,2}$ は各々温度に依存する。

次に LOX 噴霧を形成する液滴の速度を求める。半径 r_d の LOX 液滴の運動方程式は重力の影響を無視すれば

$$\frac{du_l}{dt} = \frac{3}{8} C_D \frac{\rho_g}{\rho_l} \frac{(u_g - u_l)^2}{r_d}$$

で表わされ $\Delta t = \Delta x / u_l$ とおけるから

$$\Delta u_l = \frac{3}{8} C_D \left(\frac{\rho_g}{\rho_l}\right) \frac{(u_g - u_l)^2}{r_d u_l} \Delta x \quad (10)$$

従って

$$u_{l,x+\Delta x} = u_{l,x} + \Delta u_l$$

となる。ここで液滴の抵抗係数 C_D は燃焼中の単一液滴に対する実験式¹²⁾を用いた。

すなわち

$$\left. \begin{aligned} C_D &= 24 Re_d^{-0.84}, \quad Re_d \leq 80 \\ &= 0.271 Re_d^{0.217}, \quad Re_d > 80 \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

また液滴径の変化は噴射面で代表粒径 ($2r_{d,0}$) で表わされる噴霧が形成され、液滴の数は蒸発完了まで変わらないものと仮定すれば

$$r_d = r_{d,0} (w_l / w_{l,i})^{1/3} \quad (12)$$

で表わされる。LOX 噴霧の代表粒径に重量平均粒径をとれば同軸型噴射要素に対しては

$$2r_{d,0} = k_d D_{l,i} \sqrt{\left(\frac{w_l u_l}{w_f u_f}\right)_i} \quad (13)$$

で表わされる⁵⁾。噴射面で LOX 噴霧を単一の代表粒径をもつ液滴群におきかえることは LOX 蒸発量を計算する際に液滴の蒸発量を求める式を用いる場合には結果に重大な影響を与える仮定であるが、ここでは LOX 液滴の速度を算出するためのものであり反応量等の計算結果に対する影響は比較的小さい(約±5%)²⁾のでこの仮定は許容出来るものとする。

以上の各式および多項式近似による長手方向静圧分布の測定値 $P(x)$ とを用いて、位置 x と $x=x+\Delta x$ の区間における各量の増分 $\Delta w_{0,v}, \Delta u_g, \Delta T_g$ 等を順次求める。

すなわち $x = j \Delta x$ ($j = 1, 2, \dots, n$) で(1), (2), (3), (6), (10) 式の連立方程式の解として $(\Delta w_{0,v})_j, (\Delta u_g)_j, (\Delta T_g)_j, \dots$ が求まれば $x = (j+1) \Delta x$ における値は

$$\begin{aligned} (\Delta w_{0,v})_{j+1} &= (w_{0,v})_j + \Delta w_{0,v} \\ (u_g)_{j+1} &= (u_g)_j + \Delta u_g \\ (T_g)_{j+1} &= (T_g)_j + \Delta T_g \\ &\dots \end{aligned}$$

で与えられる。

初期条件は

$x = 0$ において

$$\begin{aligned} w_g &= w_{f,i} & , & & u_g &= u_{s,m} \\ w_l &= w_{l,i} & , & & u_l &= u_{l,i} \\ T_g &= T_{f,i} & , & & P &= P(x=0) \\ Y_1 &= 0 \\ Y_2 &= 1 \end{aligned}$$

である。数値計算にあたって微小区間 Δx は 0.2~1 mm の範囲で変えて比較したが、結果にほとんど影響がなかったので $\Delta x = 1 \text{ mm}$ とした。

4.1.2 計算結果

LOX の累積蒸発量および局所蒸発量、燃焼ガス温度、速度の計算結果を図 12~17 に示す。図 12 は混合比の違いによる LOX 累積蒸発量(すなわち反応した LOX の累積量)の長手方向変化を示す。この場合の燃焼室は円筒部長さ 21 cm およびノズル収縮部 5 cm からなり混合比が小さい場合には燃焼室の円筒部で反応はほぼ完結す

るが、混合比が大きくなるほど（LOX噴射量は増加する）円筒部分では反応が完結出来ないことを示している。しかし実測された C^* 効率は混合比の大きい場合でも約95%以上であるから、前述の未蒸発酸素はノズル収縮部で急速に蒸発し反応するものと考えられる。本計算では蒸発した酸素は直ちに周囲のガス水素と噴射流量比に等しい混合比で反応すると仮定した。しかし反応に関与する水素の量のとり方によって燃焼ガスの組成が異なり、従って計算結果が変わることが考えられる。そこで反応する混合比について次の二通りについて計算し比較した。すなわち噴射流量比に等しい混合比で反応する場合と、化学量論比（ $O/F \cong 8$ ）で反応とした場合である。その計算結果例を図13に示す。噴射流量比に等しい混合比（ $O/F=4.02$ ）で反応するとした方が僅かに高

い累積蒸発量を示し、この場合が実測の C^* 効率に近い値となるので以後の計算においてはすべて反応は噴射混合比で行なわれるものと仮定した。

図14はLOX局所蒸発量、すなわち累積蒸発量の x に関する微分値を示したが、これは蒸発量すなわち反応量の局所的な分布を表わすもので燃焼反応が最も盛んな領域が混合比によって異なってくることを示している。すなわち混合比の小さい場合は燃焼の最も盛んな領域は比較的上流側にあるが、混合比が大きくなるにつれて下流に移動することが分る。これは混合比が小さい場合には噴射されるLOX流量も少なく、またガス水素噴射速度が早いいため形成されるLOX液滴径は小さくなり、従って噴射面に比較的近い位置で蒸発、反応が活発に行なわれるためと考えられる。図15には燃焼ガス温度および速

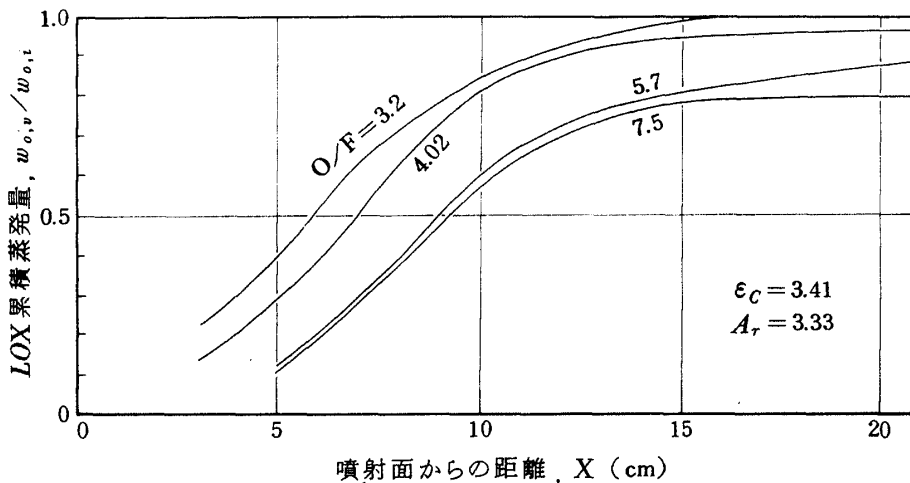


図 12 LOX 累積蒸発量におよぼす混合比の影響

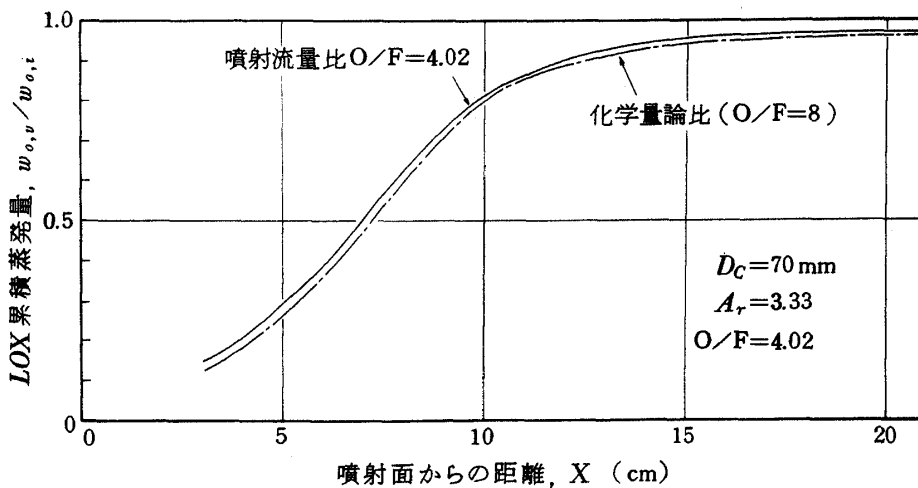


図 13 反応混合比の違いによる LOX 累積蒸発量

度の計算結果を示したがLOX累積蒸発量と同傾向のプロ
フィルになっていることが分る。

図16, 17は燃焼室収縮比の影響を示す。これらはほ
ぼ同一の噴射混合比(O/F=7.11~7.92)に対するもの
であるが、燃焼室収縮比はLOX累積蒸発量および局所
蒸発量に大きな影響をおよぼすことを示している。図16
によれば $\epsilon_c = 3.41$ と 4.46 の燃焼室においてはほぼ同
じ傾向を示し、燃焼室長さ約 $15 \sim 17.5 \text{ cm}$ の位置で累積
蒸発量はほぼ飽和に達しているが、 $\epsilon_c = 2.03$ の燃焼室
においてはLOX蒸発量の増加はほぼ燃焼室の全長にわ
たって行なわれ最終的には累積蒸発量は最大になる。ま
た図17からLOX局所蒸発量の最大になる位置は3種類

の ϵ_c の中で中間の場合 ($\epsilon_c = 3.41$) に最も噴射面に近
い位置にあり、しかも局所蒸発量の大きさが最も大きい
値になっている。一方他の場合には局所蒸発量の最大に
なる位置がいずれも下流に位置すること、および局所蒸
発量の大きさは前者に比して低い値になっている。特に
 $\epsilon_c = 2.03$ の場合には燃焼室のかなりの長さにわたり燃
焼反応の比較的活発な領域が存在していることが分る。
このように燃焼室収縮比の大きさにより燃焼反応が最大
になる位置およびその大きさが影響を受けることに対し
ては次のような要因が考えられる。すなわち燃焼室収縮
比を小さくして行くことによる燃焼効率への正の効果は
燃焼室内ガス速度を高めることによりLOX液滴への熱

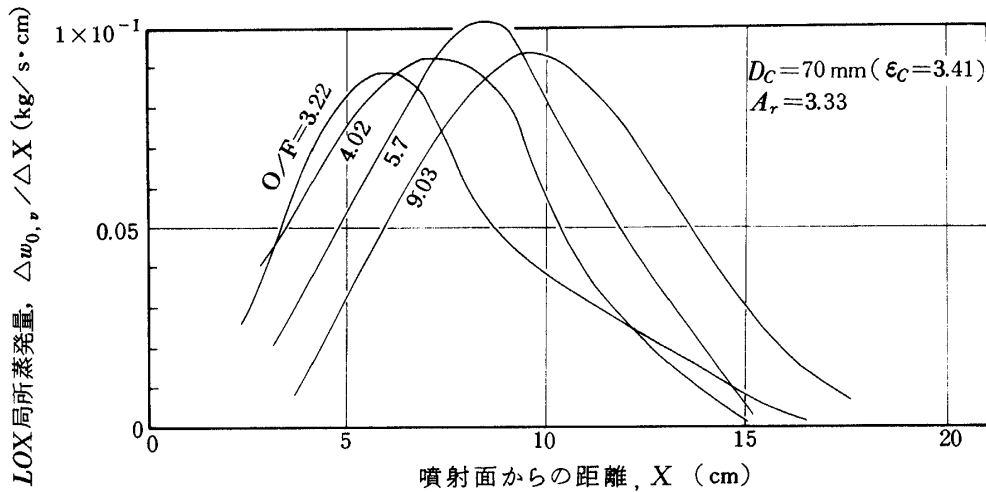


図 14 LOX局所蒸発量におよぼす混合比の影響

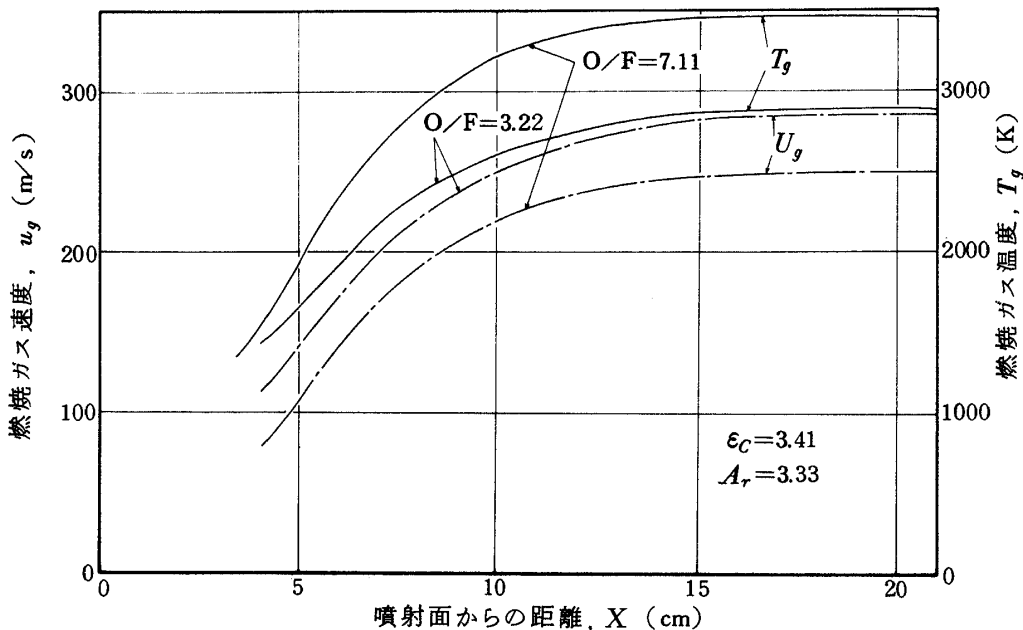


図 15 燃焼ガス温度および速度

の供給量を増加させ蒸発量すなわち反応量を大きくすることになる。しかしながら負の効果としては燃焼室断面を通過するLOX液滴の分布密度が大きくなることにより、液滴間の干渉が起り周囲の水素への拡散、混合が制約を受けることが考えられる。また未蒸発LOX液滴を加速するために液滴群に与えられる運動量は燃焼ガス速度の大きい場におけるほど (ϵ_c の小さい場合に対応する) 多くなり、燃焼ガスの総圧損失も増える。これらの正負の効果の大きさに影響を受けて燃焼室内圧力プロファイルが決り、従って燃焼反応が最大になる位置も変化するものと考えられる。

4.2 LOX霧化および蒸発過程律速モデルによる燃焼状態の計算

4.2.1 計算方法

前節ではLOX蒸発量の長手方向変化は対応する静圧分布測定値から計算されたが、蒸発量の算出に従来用いられている液滴の蒸発量計算式⁽⁹⁾を用いることにより静圧分布を解として求めることが出来る。従って計算によって求まる静圧分布と実測の静圧分布とを比較することにより燃焼状態を支配すると考えられる各過程の影響を検討することが出来る。LOX・GH₂ ロケットの燃焼においてはLOXの霧化過程、形成されるLOX噴霧粒の平均粒径および粒度分布、これらの蒸発速度さらにGH₂との混合過程が燃焼状態に影響を与えるものと考えられる

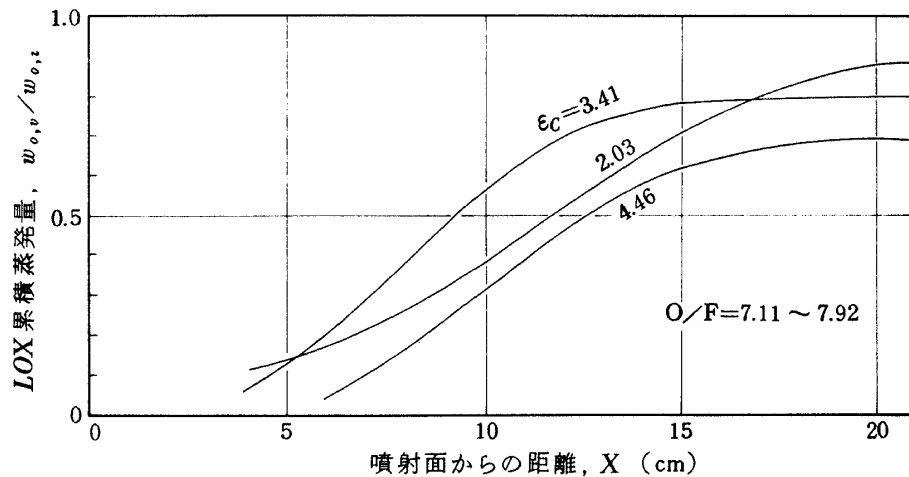


図 16 LOX 累積蒸発量におよぼす燃焼室収縮比の影響

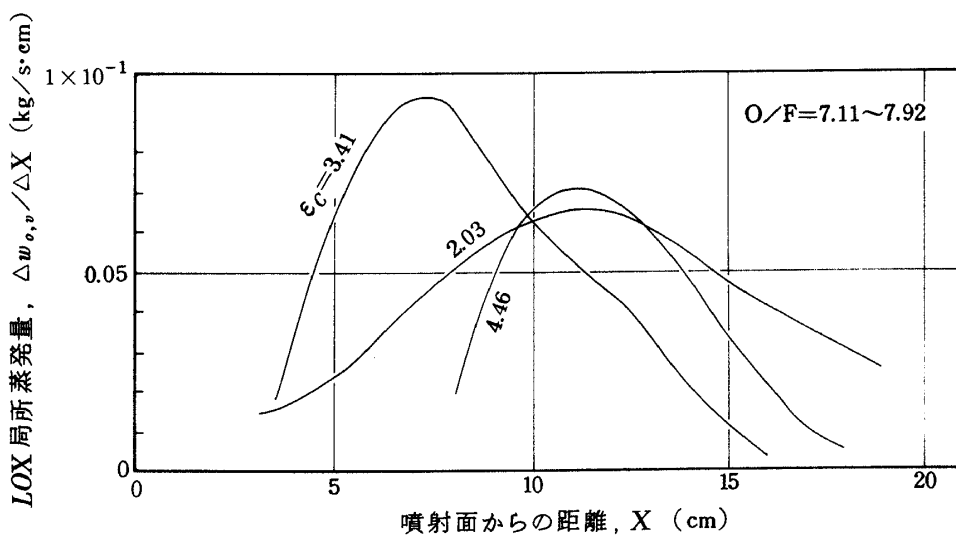


図 17 LOX 局所蒸発量におよぼす燃焼室収縮比の影響

が、この節の計算では LOX の霧化および蒸発が律速過程になるものと仮定した。以下に各過程のモデルおよび計算方法を示す。

(1) LOX 霧化過程

実験に用いた同軸型噴射器の場合は LOX 噴流の微粒化は噴射面で直ちに完了するものではなく、噴射方向に序々に行なわれ各位置で微粒化される LOX の量、すなわち液滴の大きさと数は噴射方向に分布を有するものと考えられる。本計算では文献⁽⁴⁾による微粒化速度で LOX 噴流の霧化が行なわれるものとした。但し、気液境界面に生じる不安定な液膜（この液膜が微粒化されて液滴を形成する）が成長するのに要する時間要素についての効果を見捨てる、微粒化される LOX の量は LOX 噴射速度と周囲のガス水素噴射速度との相対速度に支配され次式で表わされる。

$$w_a = k_a \cdot A_{l-g} \left[\frac{\mu_l \rho_l (\rho_g U_r^2)^2}{\sigma_l g} \right]^{1/3} \quad (14)$$

ここで微小区間 Δx での気液の接触面積 ΔA_{l-g} は

$$\Delta A_{l-g} = \pi D_l \cdot \Delta x$$

と表わせるから位置 $x = j \cdot \Delta x$ と $x = (j + 1) \Delta x$ 間で新たに微粒化される LOX の量は

$$w_{a,j} = k_a \left[\frac{\mu_l \rho_l (\rho_g U_{r,j}^2)^2}{\sigma_l g} \right]^{1/3} \pi D_l \Delta x \quad (14')$$

となる。

ここで気液の相対速度 $U_{r,j}$ は

$$U_{r,j} = u_g - u_{l,j}$$

であり、液滴の速度 $u_{l,j}$ は

$$u_{l,j} = u_{l,j-1} + \Delta u_{l,j-1}$$

で与えられる。

但し $\Delta u_{l,j-1}$ は(10)式から求まる。

(14) 式の係数 k_a は実験的に定められる値であるが、本計算では計算によって求められる燃焼室内長手方向圧力プロフィールが実測の圧力プロフィールに最も良く適合するようにこの係数をパラメトリックに変化させて定め以後の計算ではこれらの値を用いた。すなわち混合比 4~9 の範囲で $k_a = 0.3 \sim 1$ の値を与えた (図 24)。位置 x と、 $x + \Delta x$ 間で新たに微粒化される LOX の量が $w_{a,j}$ であるから、これらの噴霧が(13)式で与えられる代表粒径で表わされる液滴から成るものと仮定すれば、この区間で微粒化された液滴の数 \bar{N}_j は

$$\bar{N}_j = w_{a,j} / \left(\frac{4}{3} \pi r_{d,0}^3 \rho_l \right) \quad (15)$$

となる。すなわち新たに微粒化された LOX は、初期粒半径 $r_{d,0}$ 、液滴数 \bar{N}_j から成り $(r_{d,0}, \bar{N}_j)$ と記述することが出来る。従って $x = j \Delta x$ における噴霧は

$$(r_{d,1}, \bar{N}_1) + (r_{d,2}, \bar{N}_2) + \dots + (r_{d,0}, \bar{N}_j) \quad (16)$$

から構成されている。ここで液滴の蒸発が完了するまでは粒子数が保存されるものとするれば、

$$\left. \begin{aligned} r_{d,1} &= r_{d,0} (w_{l,1}/w_{a,1})^{1/3}, \bar{N}_1 = w_{a,1} / \left(\frac{4}{3} \pi r_{d,0}^3 \rho_l \right) \\ r_{d,2} &= r_{d,0} (w_{l,2}/w_{a,2})^{1/3}, \bar{N}_2 = w_{a,2} / \left(\frac{4}{3} \pi r_{d,0}^3 \rho_l \right) \\ &\dots\dots\dots \\ r_{d,j} &= r_{d,0}, \bar{N}_j = w_{a,j} / \left(\frac{4}{3} \pi r_{d,0}^3 \rho_l \right) \end{aligned} \right\} (17)$$

但し $w_{a,1} + w_{a,2} + \dots + w_{a,n} = w_{l,i}$

で表わされる。LOX 噴流の微粒化が完了する長さは混合比によって異なるが約 5~7.5 cm であるから、微粒化が完了した時点では LOX 噴霧は $n = 50 \sim 75$ グループの異なる粒径を有する噴霧群から構成されていることになる。

また(13)式での係数 k_d は 0.21 とした (文献⁽¹⁰⁾においては燃焼圧力約 17.2 気圧の場合で $k_d = 0.236$ である)。

(2) 蒸発過程

LOX 噴霧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^{(3),(6),(7)}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、蒸発量を多く見積ることになるためであり、本計算では係数により修正した。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約 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。

単一液滴からの蒸発量は

$$w_{0,v} = \frac{2 \pi \bar{\lambda} r_d Nu}{C_p} \ln \left[1 + \frac{(T_g - T_l)}{h_{v,l}} \bar{C}_p \right] \quad (18)$$

で与えられる⁽⁹⁾から $x = j \Delta x$ と $x = (j + 1) \Delta x$ 間での噴霧からの蒸発量は次式で計算される。

$$\begin{aligned} \Delta w_{0,v} &= \sum_{j=1}^j \Delta w_{0,v,j} = \sum_{j=1}^j k_v \bar{N}_j \frac{2 \pi \bar{\lambda} r_{d,j} Nu_j}{C_p u_{l,j}} \\ &\times \ln \left[1 + \frac{(T_g - T_{l,j}) \bar{C}_p}{h_{v,l}} \right] \Delta x \end{aligned} \quad (19)$$

また、液滴温度 ($T_{l,j}$) は液滴に対する熱バランスから次のように求められる⁽⁹⁾。

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left[\left(\frac{4}{3} \pi r_{d,j}^3 \right) \rho_l C_p T_{l,j} \right] &= (4 \pi r_{d,j}^2) \frac{Nu_j}{d_{l,j}} \bar{k} (T - T_{l,j}) \\ &\quad - (4 \pi r_{d,j}^2) \dot{m}' h_v \\ \dot{m}' &= - \frac{1}{4 \pi r_{d,j}^2} \frac{d}{dt} \left(\frac{4}{3} \pi r_{d,j}^3 \rho_l \right) \end{aligned} \quad (20)$$

ここで

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{4}{3} \pi r_{d,j}^3 \rho_l \right) = \frac{\Delta w_{0,v,j}}{\Delta t}$$

$$\Delta t = \Delta x / u_l \text{ とおけば}$$

区間 $x, x + \Delta x$ における液滴の温度変化は

$$\Delta T_{l,j} = \frac{4 \pi r_{d,j}^2}{u_{l,j} C_{p,l} w_{0,j}} \frac{Nu_j \bar{k}}{d_{l,j}} (T - T_{l,j}) \Delta x - \frac{(C_{p,l} T_{l,j} - h_V)}{C_{p,l} w_{0,j}} \Delta w_{0,v,j} \quad (21)$$

$$\text{ここで } Nu_j = 2.0 + 0.6 P_r^{1/3} Re_{d,j}^{1/2}$$

である。

また液滴周囲の熱伝導率 ($\bar{\lambda}$), 定圧比熱 (\bar{C}_p), 分子量 (\bar{M}), 粘性係数 ($\bar{\mu}$) の算出は文献⁽¹¹⁾によった。

すなわち

$$\left. \begin{aligned} \bar{\lambda} &= \left(1 - \frac{P'}{2P_C}\right) \lambda_g + \frac{P'}{2P_C} \lambda_m \\ \bar{C}_p &= \left(1 - \frac{P'}{2P_C}\right) \frac{M_g}{\bar{M}} C_{p,g} + \frac{P'}{2P_C} \frac{M_m}{\bar{M}} C_{p,m} \\ \bar{M} &= \left(1 - \frac{P'}{2P_C}\right) M_g + \frac{P'}{2P_C} M_m \\ \bar{\mu} &= \left(1 - \frac{P'}{2P_C}\right) \mu_g + \frac{P'}{2P_C} \mu_m \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

またプラントル数 (P_r) は文献⁽⁹⁾により

$$P_r \cong 4r / (9r - 5) \quad (23)$$

とした。

図 18 に LOX 噴流の微粒化, 蒸発過程の模式図を示す。

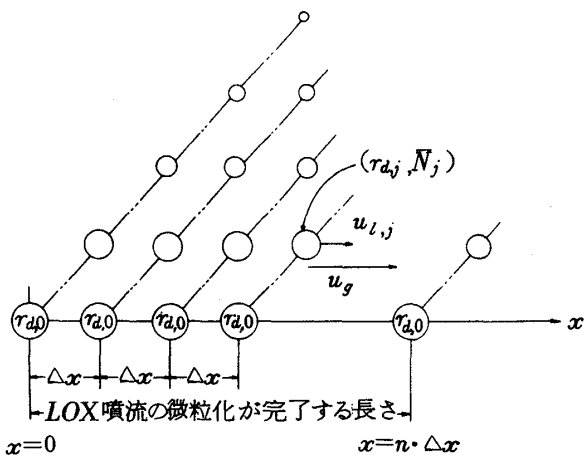


図 18 LOX 噴流の微粒化, 蒸発の模式図

(3) 混合および化学反応過程

本計算においては LOX の霧化および蒸発に要する時間にくらべて推進薬間の混合および燃焼の化学反応速度は十分に早く, これらの過程は無限大の速度で行なわれるものと仮定した。この仮定のもとに, 蒸発した酸素は直ちに周囲の水素と与えられた混合比 (噴射された LOX 流量と水素流量比) で反応し, 化学平衡組成の燃焼生成物を生じ未燃の水素と混合ガスとして存在するものとした。但し, 化学平衡組成は燃焼圧力 20 atm での値を用いたが, 燃焼圧力 20 ± 2 atm の範囲内での化学平衡組成の変化は表 3 に示したように, ほぼ無視出来る程度である。これらは文献⁽¹⁴⁾による化学平衡計算プログラムを用いて計算した。

(4) ノズル内での条件

LOX 噴霧の蒸発が燃焼室円筒部で完了しない場合にはノズル収縮部においても蒸発が行なわれることになる。ノズル収縮部においては燃焼ガスは急速に加速されるため, もし LOX 液滴が存在しているとすれば燃焼ガスとの相対速度が増加し LOX 液滴は 2 次的微粒化 (いわゆるシャッターリング) が行なわれることが考えられ, 従って蒸発量も大巾に増加するものと思われる。例えば文献⁽⁹⁾においてはウエバー数が 6 ~ 10 を越えるときシャッターリングが生じるとしており, また文献⁽¹³⁾では $W_0 > 20$ の条件で液滴は球形として存在出来ずに破壊すると述べている。本計算においてはこの効果によって増加する蒸発量の見積りを単純化して, 単に (9) 式で係数 k_v が増加することでおきかえた。本計算に用いた値は 2.75 であり, この値の決定は以下のようにして行なった。すなわち代表的な燃焼実験値を数個選び, これらの実験条件と同じ推進薬流量 (w_0, w_f), 燃焼圧力等を与え, まず燃焼室

表 3. 化学平衡組成, 物性値例⁽¹⁴⁾ (O/F=4.0)

P (atm)	18	20	22
T (K)	3028	3075	3082
M	9.886	9.865	9.871
C _p (cal/grk)	1.869	1.932	1.906
γ	1.167	1.165	1.166
モル分率			
H	0.02784	0.03038	0.02953
H ₂ O	0.48397	0.48156	0.48215
H ₂	0.47800	0.47651	0.47706
O	0.00035	0.00043	0.00040
OH	0.00970	0.01095	0.01070
O ₂	0.00014	0.00017	0.00016

円筒部での反応量を計算し、次にノズル収縮部での蒸発量に関する係数 k_v をパラメトリックに変化させてノズル収縮部での蒸発量を計算しノズルスロートで音速が達成されるために必要な蒸発量を与える k_v を選ぶ。このようにして決定された係数は以後の計算では一定値としてノズル収縮部における蒸発量を求める計算式に用いた。またノズル収縮部では圧力変化が大きいため、各圧力に対応する化学平衡組成および物性値¹⁴⁾を用いた。

以上述べた各過程とノズル内での条件および 4.1.1 節で用いた計算式（但し圧力分布は未知数とする）を用いて、燃焼室円筒部およびノズル収縮部での反応量、圧力分布等が計算され、従って C^* 値も計算により求まる。計算のインプットデータは噴射器諸元、すなわち噴射要素数、LOX および GH_2 噴口面積、また燃焼室形状として燃焼室直径、燃焼室長さおよびノズル収縮部形状、スロート直径等の幾何学的形状と推進薬の噴射条件としての LOX および GH_2 の噴射流量、推進薬の噴射温度、噴射圧力である。

計算はまず噴射面における燃焼圧力を仮定しインプットデータおよび仮定された燃焼圧力の条件に対し燃焼室円筒部およびノズル収縮部での諸量を計算する。計算がノズルスロートに達した時に計算された燃焼ガス速度がほぼ音速に達しているかどうかを判定し、もしこの条件が満たされていない場合は最初に仮定した噴射面における燃焼圧力を変え同様の手順で計算し直し、以後スロートでの条件が満足されるまでくり返す。この計算手順を図19に示す。

4.2.2 計算結果

燃焼室円筒部での静圧分布の計算値と実験値との比較を図20、図21に示す。図20は燃焼室直径 70 mm ($\epsilon_c = 3.41$)、噴射器 I-2, I-3 型 (各々 $A_r = 3.33, 2.49$) の場合である。計算に用いた各係数は混合比 4~9 の範囲で LOX 液滴の初期粒径に関する係数 $k_d = 0.21$ 、液滴の蒸発量に関する係数 $k_v = 0.5$ (但しノズル収縮部で 2.75)、LOX 噴流の霧化量に関する係数 $k_a = 0.3 \sim 1$ とした。計算値の静圧分布と実験値の傾向は噴射面側に変曲点を有することや、円筒部燃焼室の後半の部分で勾配が緩慢になることなどかなり良く一致する。図21は燃焼室直径 54 mm ($\epsilon_c = 2.03$)、噴射器 I-1 型 ($A_r = 6.78$)

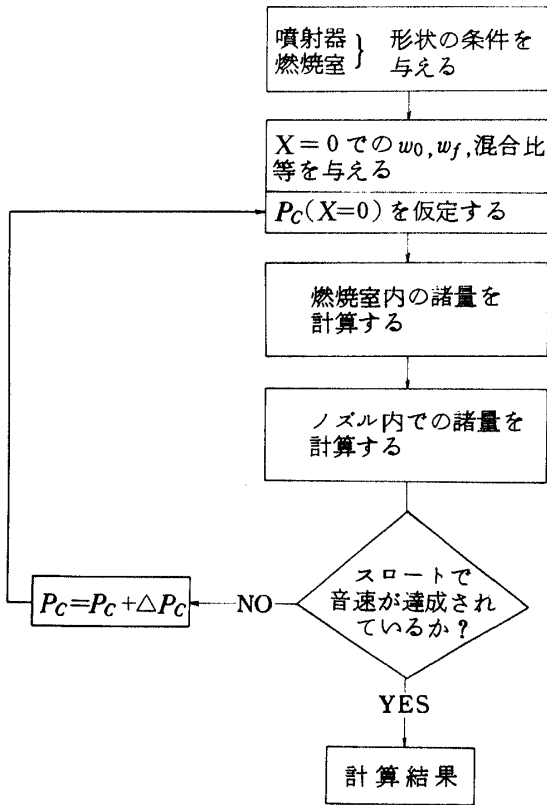


図 19 計算フローチャート

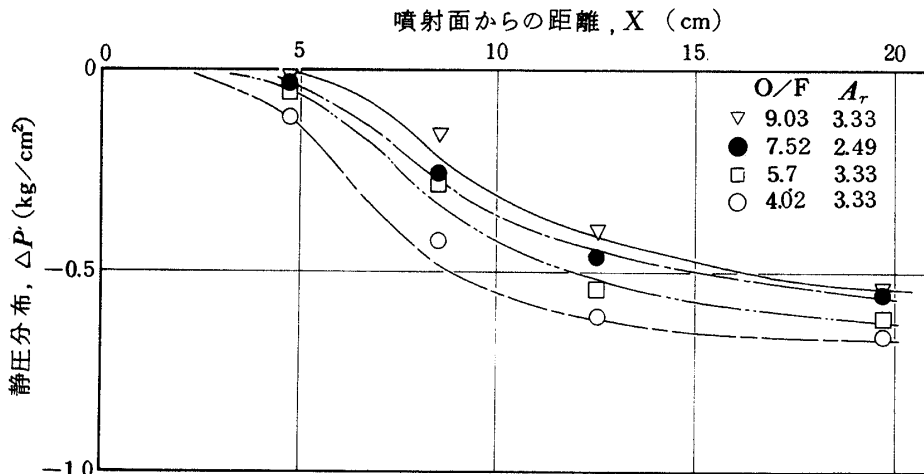


図 20 静圧分布計算値及び実測点 ($D_c = 70 \text{ mm}$)

の場合である。噴射面近くでは実験値との一致はあまり良くないが下流での傾向は一致する。

ここでLOX噴霧の蒸発過程のみが律速であるとした場合すなわち噴射面でLOXの微粒化がすでに完了していると仮定した場合についてその妥当性を検討してみる。図22はこの条件でLOXの初期粒径のみを変化させて静圧分布を計算したものであるが、噴射面近くでの圧力プロファイルの傾向はLOX霧化過程を考慮した場合とまったく異なるプロファイルとなることが分る。すなわち霧化過程を考慮しない場合には圧力プロファイルは噴射面側に変曲点を有せず実験点の傾向(○印)とは一致しない。

微粒化は噴射面から特定の距離範囲で、ある粒径分布を持った形で行なわれると思われるから、図22に示したような噴射面で直ちに微粒化が完了すると言う仮定の代りに微粒化完了の位置を x 方向に特定距離移動することによってもかなり実験点と合う結果になるように思われるが、図23に示した局所蒸発量の比較では実測圧力分布から得られる局所蒸発量とは全く異なった傾向になる。すなわち噴射面で(あるいは x の特定の位置で)微粒化が無限大の速度で行なわれるとするモデルにおいては静圧分布に変曲点を持たないから局所蒸発量には極大点を有せず実験値の傾向とは一致しないことになる。

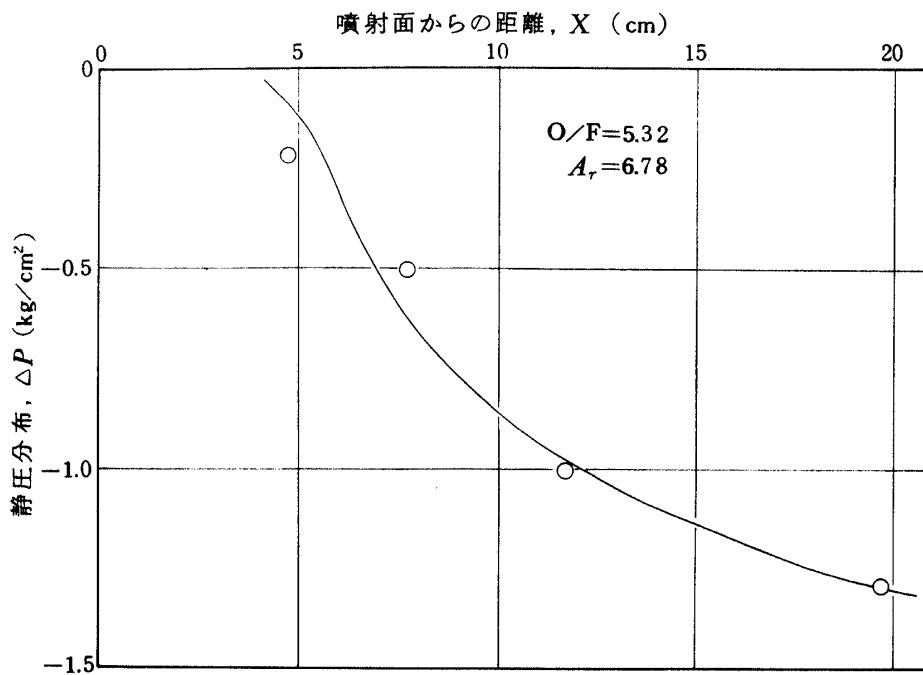


図 21 静圧分布計算値及び実測点 ($D_C=54\text{mm}$)

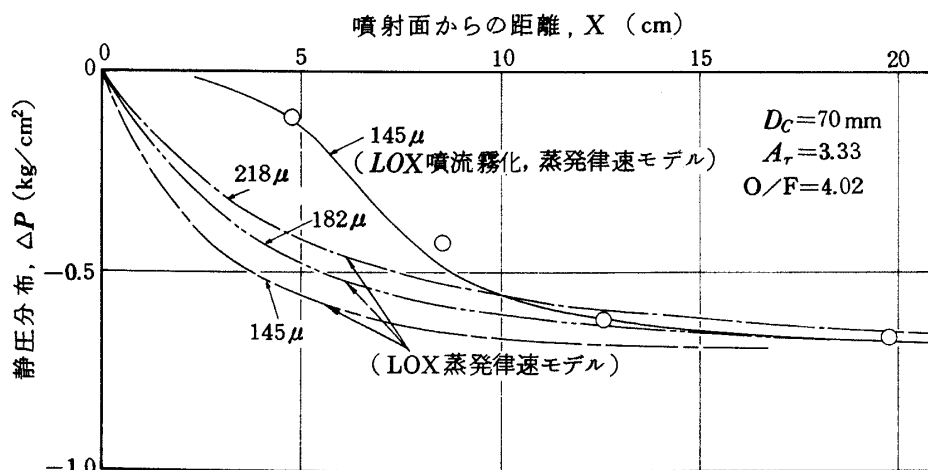


図 22 LOX蒸発過程律速モデル計算値におよぼす初期液滴粒径の影響

霧化過程を考慮した場合の局所蒸発量が最大になる位置は実験値をもとにした場合とほぼ一致するが、絶対値はいく分異なる。これは図22に示したようにこのモデル計算による静圧分布の値が $5 < x < 12.5 \text{ cm}$ の範囲で勾配が実験値に比べて大きめになっていることによるためである。以上のようにLOX噴流の有限な微粒化速度が圧力プロファイル、すなわち燃焼過程に重要な影響を与えていることが分る。

本計算に用いた各係数をまとめて図24に示す。これらの係数の内、特に k_a の値の妥当性については例えばLOX噴流の霧化が完了する位置を実際に観察すること等によって検討する必要がある。

次に、このようにして求められた燃焼室内の諸量にもとづきロケットの燃焼効率に相当する C^* 効率の計算が可能になる。すなわちインプットデータであるLOXと GH_2 の噴射流量および計算によって求まるノズルスロ-

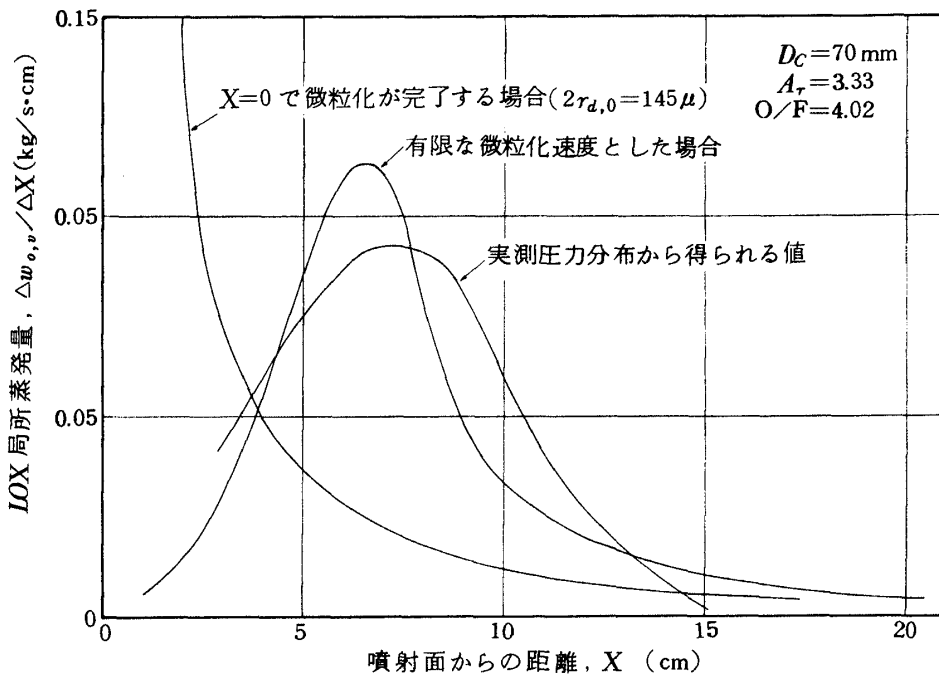


図 23 各燃焼モデルに対するLOX局所蒸発量の比較

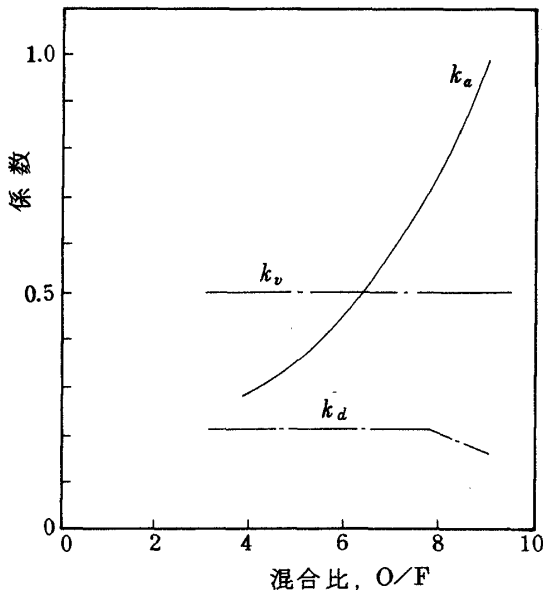


図 24 計算に用いた係数

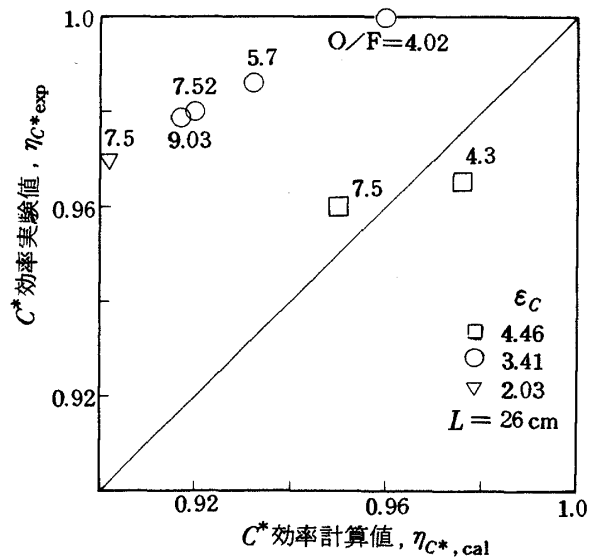


図 25 C^* 効率の計算値と実験値との比較

ト位置における燃焼ガス総圧から C^* 値は

$$C^* = \frac{(P_c)_{t,s} A_t \cdot g}{w_0 + w_f} \quad (24)$$

により計算され C^* の理論値と比較することにより効率の推測が可能になる。

図 25 に C^* 効率の計算値と実験値との比較を示す。混合比が小さいほど、また燃焼室収縮比の大きいほど計算値と実験値との差が少なく $\epsilon_c = 4.46$ の燃焼室においては約 $\pm 1\%$ 以内、逆の場合、例えば $\epsilon_c = 2.03$ の燃焼室で $O/F = 7.5$ の場合には 7% 程度の差が生じる。傾向としては計算値の方が実験値に比して低い値となるがこれは次のように考えられる。すなわち実験による C^* 値算出のもとになる燃焼圧力はノズルスロート位置で総圧を測定することが困難であるため、ノズル収縮部入口直前における静圧測定値を総圧に換算し、 C^* 値を求めている。

(但し総圧への換算については先ず燃焼室長さが最長 ($L = 26 \text{ cm}$) の場合には燃焼がほぼ完結していると考えて等エントロピー流による換算を 100% 行った。また他の短い燃焼室の場合には "燃焼完結度" に比例した換算量の補正を加えた⁽¹⁵⁾。ここで言う燃焼完結度とは噴射面からノズル収縮部入口直前までの静圧降下量と最長燃焼室の場合の静圧降下量との比で定義した)

しかし、混合比が大きくなるに従い LOX 噴射量は多くなるので燃焼室円筒部では LOX の蒸発が完結されずノズル収縮部まで燃焼が持続し総圧の損失が生じる⁽⁵⁾。またノズル収縮部に未蒸発の LOX 噴霧が存在する場合にはこれらの液滴を加速することによる燃焼ガスの総圧損失が生じ、これは燃焼ガス速度の早い場合、すなわち

燃焼室収縮比の小さい場合ほど多くなる。計算値と実験値との差はこれらのノズル収縮部における総圧損失の見積の差によって生じたものと考えられる。

図 26、図 27 は噴射器および混合比を一定にして燃焼室長さおよび燃焼室収縮比を変えた場合の計算値と実験値との比較を示す。図 26 は $\epsilon_c = 4.46$ の燃焼室の場合で混合比の大きさにかかわらず実験値との差は約 $0.5 \sim 2.5\%$ である。図 27 は $\epsilon_c = 3.41$ の燃焼室の場合で、 $O/F = 4$ での実験値との差は約 $1.5 \sim 2.5\%$ であるが $O/F = 7.5$ では約 $6 \sim 7\%$ の差が生じる。総じて混合比が小さい場合、燃焼室収縮比が大きい場合および燃焼室長さが長い場合には計算値と実験値との差は少なくなる。このことはこれらの条件ではノズル収縮部の流れは等エントロピー状態に近づくためと考えられる。

図 28 は噴射条件および燃焼室特性長さを一定にして燃焼室収縮比を変えた場合の C^* 効率の変化を示したものである。計算では燃焼室特性長さ一定 ($L^* = 0.5 \text{ m}$) の条件で C^* 効率が最大になる最適な燃焼室収縮比が存在し、この最適 ϵ_c の値は混合比の大きさにより僅かながら変化する。一方、実験値は混合比の大きさに関係なく $\epsilon_c < 3$ で C^* 効率はほぼ一定の値となる傾向を示している。計算上この最適な収縮比が存在する理由としては燃焼室内で LOX 噴霧の蒸発量を最大にする条件、すなわち燃焼ガス速度と LOX 噴霧の相対速度を大きくすることと、これに相反して LOX 噴霧を加速するために燃焼ガスから与えられる運動量を最少にして燃焼ガスの総圧損失を小さくすると言う相反する条件によっているものと考えられる。

図 29 は噴射要素数を 6, 12, 18 個と変えた場合の C^*

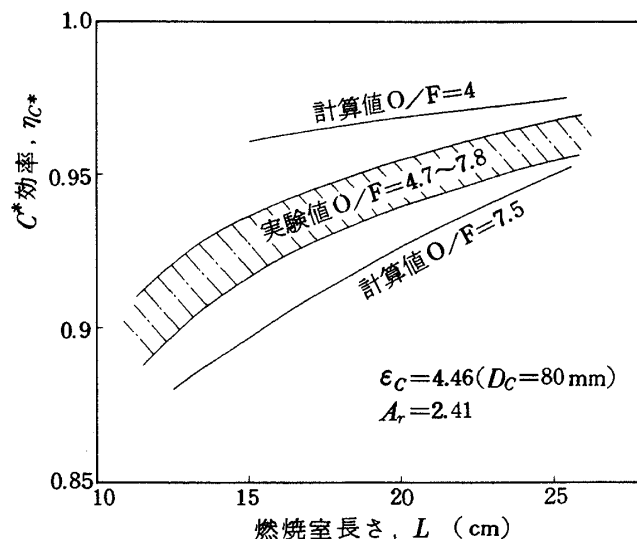


図 26 C^* 効率計算値 (燃焼室収縮比 4.46 の場合)

効率計算値を示す。推進薬流量および噴射差圧を一定と仮定したので噴射要素数を少なくすることは噴射要素の噴口径が大きくなること、また噴射要素当りの流量が増加することに対応する。いずれにしても噴射要素数を少なくして行くに従いLOX噴流の微粒化は望ましくない方向になり計算による C^* 効率もかなり低い値となる。一方、噴射要素数18個の場合には C^* 効率はこの条件

で100%になることが推測される。

以上、本計算方法により C^* 効率に影響を与える各パラメーターの内混合比、LOXおよびGH₂噴口面積、燃焼室長さ、燃焼室収縮比の影響について示したが、計算に用いた各係数は実験値に依存しているため、本計算方法の適用範囲は実験条件からあまりへだたった範囲まで拡張出来ない。今後更に実験条件を広げることにより各係数に検討を加えて行く必要がある。

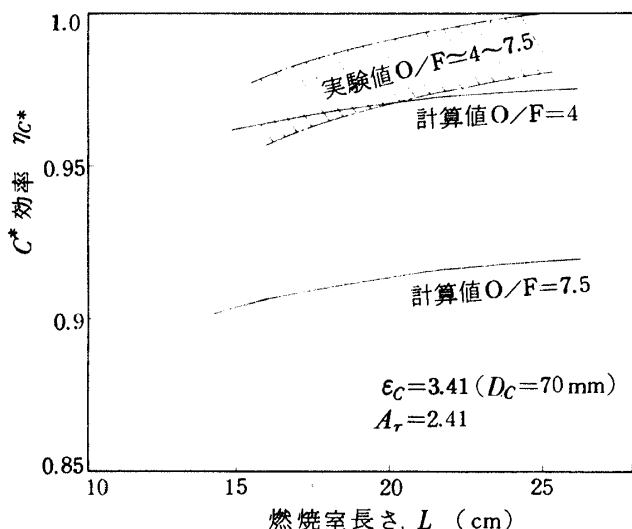


図 27 C^* 効率計算値 (燃焼室収縮比 3.41 の場合)

5. 結 言

液体酸素・ガス水素ロケットの燃焼室内長手方向の静圧分布を測定し、燃焼室内では化学平衡組成の反応分と未反応水素の混合ガスおよび未蒸発液体酸素から成るものと仮定し、更に流は定常一次元流であると仮定することにより測定静圧分布に対応するLOX蒸発量、燃焼ガス温度および燃焼ガス速度等の長手方向の変化を計算により求めた。測定された静圧分布および計算によって求められた燃焼室内諸量より次のことがら得られた。

(1) 測定された静圧分布は混合比4~9の範囲で安定に燃焼が行なわれる場合は同傾向の静圧分布を示し、混合比の増加により圧力降下量は減少する。

(2) 配列された噴射要素と燃焼室壁間の空間が大きい場合には噴射面近くに圧力勾配が正になる領域が存在し、大きなスケールの循環流が形成されているものと考えられる。

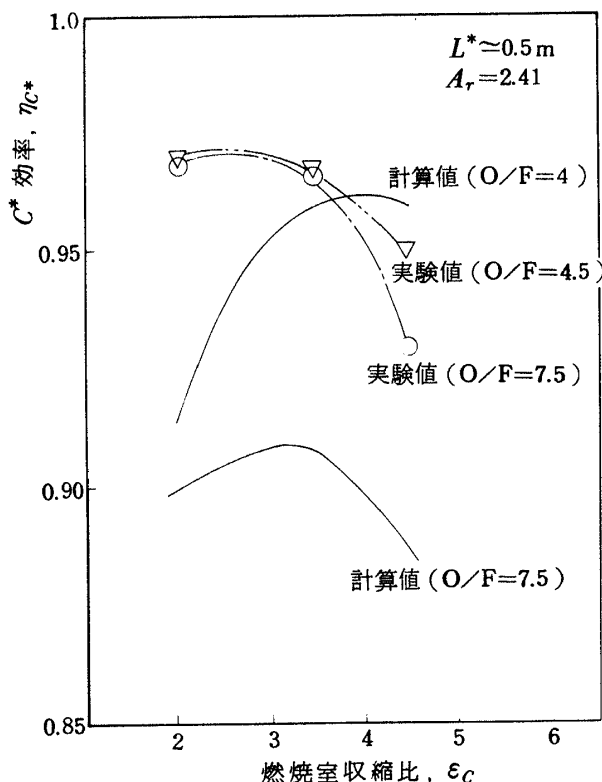


図 28 C^* 効率に対する燃焼室収縮比の影響

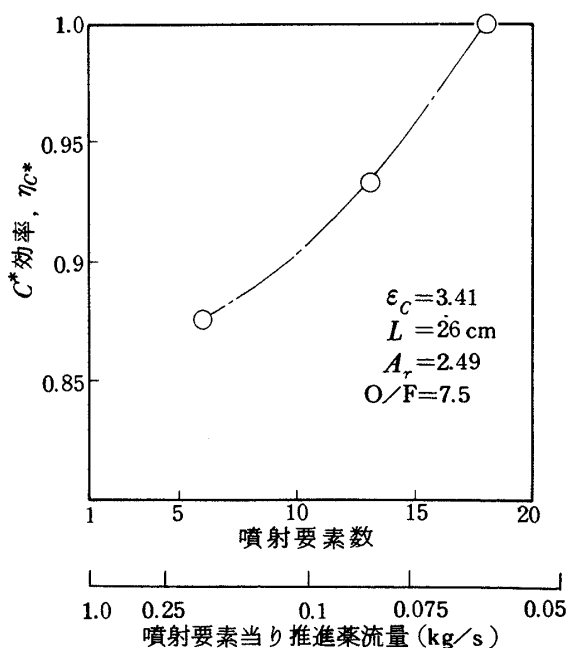


図 29 C^* 効率におよぼす噴射要素数の影響

(3) LOXの局所蒸発量が最大になる位置, すなわち局所的燃焼反応の最大になる位置が計算により求まり, この位置は混合比, 燃焼室収縮比の大きさにより変化する。すなわち混合比が大きくなるに従いこの位置は下流に移動し, また燃焼室収縮比についてはこの位置を最も噴射面に近づける収縮比が存在する。本実験範囲では $\epsilon_c = 3.41$ の場合である。

次に, LOX噴流の微粒化およびLOX噴霧の蒸発過程が律速であるとする燃焼モデルを用いて, 燃焼室内静圧分布も解として求め, 燃焼状態に関する諸量の計算および C^* 効率の推測計算を行なった。計算結果から次のことがら得られた。

(4) LOX噴流の有限な微粒化速度が静圧分布のプロファイルすなわち燃焼過程に重要な影響を与える。噴射面で直ちに微粒化が完了すると仮定した場合には形成されるLOX初期粒径の仮定値を変化させても実測の圧力分布と同傾向の圧力プロファイルは得られない。

(5) LOX噴射流量の多い場合(本実験では混合比の大きい場合に対応する)あるいは燃焼室内筒部が短い場合にはノズル収縮部で相当量の反応が行なわれ, 等エントロピー流とみなすことは出来ない。

(6) C^* 効率を最大にする最適な燃焼室収縮比が存在するものと思われる。これは燃焼ガス速度とLOX液滴速度との相対速度の大きさがLOX液滴の蒸発量およびLOX液滴の加速に要する燃焼ガスの総圧降下量にそれぞれ正負の効果をおよぼすことによるものと考えられる。

以上のようにモデル計算により燃焼状態および C^* 効率に影響を与える各パラメータの影響量を知ることが出来たが, 更に本モデルで用いた各過程に対し詳細な実験を行なうことにより比較検討し, より一般性のあるロケット燃焼性能の推測計算が出来るように改良を加えて行く必要がある。

参 考 文 献

- 1) William T. Peschke, Sanford S. Hammer; Pressure Gradients in a Liquid Propellant Rocket Motor, AIAA Journal, Vol. 2, No. 8, 1964.
- 2) Frediano V. Bracco; An Experimental-Analytical Method to Study Steady Spray Combustion, J. Spacecraft, Vol. 10, No. 6, 1973.
- 3) Frediano V. Bracco: Applications of Steady-State Spray Equations to Combustion Modeling, AIAA Journal, Vol. 12, No. 11, 1974.
- 4) L. P. Combs, M. D. Schuman; Steady-State Rocket Combustion of Gaseous Hydrogen and Liquid Oxygen, Part II: Analysis for Coaxial Jet Injection, Research Report RR 64-29, Rocketdyne, 1965.
- 5) Hersch Martin, Rice Edward; Gaseous-Hydrogen Liquid-Oxygen Rocket Combustion at Supercritical Chamber Pressures, NASA TND-4172, 1967.
- 6) Eisenklam P. Arunachalam, S. Weston W. A; Evaporation Rate and Drag Resistance of Burning Drops, 11th Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, 1966, pp. 715-728.
- 7) A. S. M. Nuruzzaman, A. B. Hedley, 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.
- 8) L. P. Combs, F. W. Hoehn; Steady-State Rocket Combustion of Gaseous Hydrogen and Liquid Oxygen, Part I: Experimental Investigation, Research Report RR 64-24, Rocketdyne, 1964.
- 9) David T. Harrje; Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, 1972.
- 10) John R. Szuch; Application of a Double Dead Time Model Describing Chugging to Liquid-Propellant Rocket Engines Having Multielement Injectors, NASA TND-5303, 1969.
- 11) Richard J. Priem, Marcus F. Heidmann; Propellant Vaporization as a Design Criterion for Rocket-Engine Combustion Chambers, NASA TR-67, 1960.
- 12) R. D. Sutton; Propellant Spray Combustion Processes During Stable and Unstable Liquid Rocket Combustion, AFOSR 70-2714 TR, 1970.
- 13) Forman A. Williams; Combustion Theory, Addison-Wesley, 1965.
- 14) Sanford Gordon, et al.; Computer Program for Calculation of Complex Chemical

Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouget Detonations, NASA SP-273, 1971.

15) 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

航空宇宙技術研究所報告472号

昭和51年9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 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

Printed in Japan

This document is provided by JAXA.