

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-548

高圧・高温空気中における燃料液滴の
蒸発とその飛跡

相波哲朗・鈴木邦男

1978年10月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

高圧・高温空気中における燃料液滴の 蒸発とその飛跡*

相 波 哲 朗** 鈴 木 邦 男***

An Estimation of Evaporation Rate and Trajectory of a Fuel Droplet in High-Pressure, High-Temperature Atmosphere

By Tetsuro AIBA and Kunio SUZUKI

ABSTRACT

In a pressure atomizer-type combustor of gas turbines, numerous factors in the fuel spray have influence on the combustion performance and on the pollutants emission.

Factors such as evaporation rates and trajectories of fuel droplets are very complicated to analyze as a cluster, therefore, the authors have performed simplified calculation in the case of single droplet under high-pressure, high-temperature conditions. The remarkable results are as follows:

1. Equilibrium temperature of a droplet increases with the increasing temperature of the ambient air and the period to attain the equilibrium temperature decreases with the same condition.
2. Evaporation period of a droplet increases with the increasing pressure at 573K of the ambient temperature. But the pressure effect on the evaporation period is inverted above 673K.
3. Heating period occupies a considerable part of the total life-time.
4. Relative velocity of droplet and air-stream decreases rapidly and the penetration distance becomes shorter at high pressure condition. It is mainly due to density of the ambient air.
5. Assuming that the initial diameter of droplet is $100\mu\text{m}$, almost all of penetration distance of the droplet is in the heating period.
6. Effect of ambient temperature on the trajectory is small at atmospheric pressure, but is considerable at high pressure condition.
7. Influence of the swirler air-stream on the droplet velocity becomes large for a slow droplet. In this case the droplet is accelerated by the air stream.

1. ま え が き

最近のガスタービンでは圧力比を高くする傾向にあり、燃焼器内の空気圧力が増加している。このような高圧燃焼器では、空気密度の高い雰囲気中へ燃料噴射を行うため、燃料噴霧の挙動が、低圧状態の場合と大幅にかわっ

てくる。これは燃焼器出口温度分布や火炎長さ等の燃焼器性能への影響と同時に大気汚染物質排出特性にも大きな影響を与えると考えられる。この観点に基づき、燃料噴射弁から噴出された液滴の液温変化および蒸発量を計算により求めた。燃料噴霧の挙動は、本来、液滴群としての扱いをすべきであるが、本報では、この第1段階として、他の液滴からの干渉を受けない単一液滴を扱った。液滴の軌跡については、噴射弁まわりに一次空気導入用のスワローをおく形を対象に、スワローからの流れを想

* 昭和52年12月19日 受付

** 元航空機公害研究グループ

*** 原動機部

定して求めた。燃料は、ジェット燃料の JP-4 および JP-5 とし、その物性値は推算して求めた。^{1),2)}

2. 記 号

B_m	トランスファ・ナンバ
C_e	蒸発率
C_d	抵抗係数
C_d^*	蒸発しながら飛ぶ液滴の抵抗係数
C_p	定圧比熱
D	拡散係数
d_l	液滴直径
g	重力加速度
h^*	蒸発しながら飛ぶ液滴の熱伝達率
k^*	蒸発しながら飛ぶ液滴の物質移動係数
L	蒸発潜熱
M	分子量
m	液滴の質量
N_u	ヌセルト数
P	圧力
P_r	プラントル数
P_{re}	無次元圧力
R_o	ガス定数
R_e	レイノルズ数
r	半径方向距離
S_c	シュミット数
S_h	シャーウッド数
T	絶対温度
T_r	無次元温度
t	時間
t_b	沸点
U	液滴と雰囲気気流との相対速度
V	速度 (静止座標系)
w	質量流量
x	モル分率
y	質量分率
z	圧縮性係数
γ	比重量
ϵ	輻射率
η_c	断熱効率
κ	比熱比
λ	熱伝導率
ν	動粘性係数
ξ_M	蒸発している液滴に対する物質移動修正係数
ξ_T	蒸発している液滴に対する熱伝達修正係数
ρ	密度

σ ; ステフエン・ボルツマン定数
添 字

A	蒸発物質
B	液滴まわりのガス状物質
b	沸点
c	臨界点
l	液滴
v	蒸気
o	液滴表面
1, 2	1, と 2 の条件
∞	雰囲気気状態

3. 基 礎 式

ガスタービン燃焼器の燃料噴射弁からの燃料噴霧は実際には“噴霧群”の形になっているが、ここでは取扱いを簡単にするため、液滴の相互干渉を無視した、単一液滴について考える^{2),3)}

蒸発しながら飛ぶ単一液滴の運動方程式は、次式で表わされる。なお、重力の項は無視している。

$$-m_l \frac{dV_l}{dt} = C_d^* \frac{\pi}{4} d_l^2 \frac{\tau_B U^2}{2g} \dots\dots\dots (1)$$

ここに、 $m_l = \pi d_l^3 \rho_l / 6$ 、 V_l : 液滴速度、 C_d^* : 蒸発を伴うときの抗力係数、 $\tau_B U^2 / 2g$: 液滴にかかる動圧分、 U : 液滴と雰囲気気流との相対速度、 d_l : 液滴直径である。 U は、

$$\left. \begin{aligned} U &= \sqrt{U_x^2 + U_y^2 + U_z^2}, \\ U_x &= V_{lx} - (V_r \cos \alpha - V_c \sin \alpha) \\ U_y &= V_{ly} - (V_r \sin \alpha + V_c \cos \alpha) \\ U_z &= V_{lz} - V_a \end{aligned} \right\}$$

である。 V_a, V_c, V_r, α は、図 1 を参照されたい。

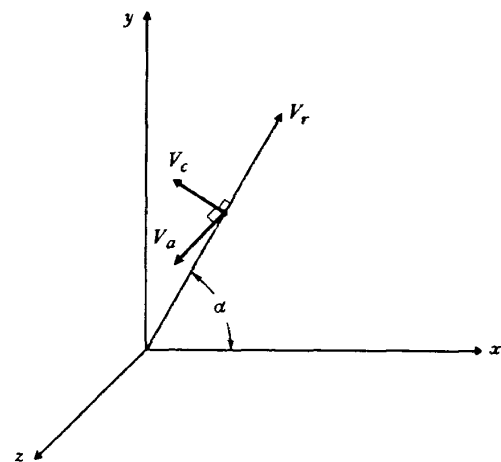


図 1 スワローからの流れの速度成分と x, y, z 座標の関係

また,

$$V_l = \sqrt{V_{lx}^2 + V_{ly}^2 + V_{lz}^2}$$

である。次に, dV_l の三方向成分を次式で表した。

$$dV_{lx} = \frac{U_x}{U} dV_l$$

$$dV_{ly} = \frac{U_y}{U} dV_l$$

$$dV_{lz} = \frac{U_z}{U} dV_l$$

液滴からの蒸発量は^{3), 4)}

$$-\frac{dm_l}{dt} = \pi d_l^2 k^* \left(\frac{x_{A0} - x_{A\infty}}{1 - x_{A0}} \right) \quad (2)$$

ここに, k^* は蒸発を伴う場合の物質移動係数, x_{A0} は液滴表面における燃料蒸気濃度, $x_{A\infty}$ は雰囲気中の燃料蒸気濃度である。

ここで, 液滴に対する熱の釣合を考えると, 次のようになる,

$$\pi d_l^2 h^* (T_B - T_l) + \sigma \pi d_l^2 (T_w^4 - T_l^4) = g m_l C_{pl} \frac{dT_l}{dt} - g L \frac{dm_l}{dt} \quad (3)$$

ここで, 左辺第1項は対流伝熱, 第2項は輻射伝熱により入る熱量, 右辺第1項は液滴の温度上昇, 第2項は蒸発により費される熱量を表わす。なお, h^* は物質移動のある場合の熱伝達率である。

(1)~(3)式中の C_d^* , k^* および h^* は次のように表わす。すなわち, C_d^* は文献5)から,

$$C_d^* = \frac{C_d}{1 + B_m} \quad (4)$$

ここに, C_d は蒸発を伴わないときの抗力係数で, 文献6)から, 次式で示されるものとした。

$$C_d = \frac{24}{R_l} + \frac{4.4}{\sqrt{R_e}} + 0.32 \quad (5)$$

ただし, $R_l = U d_l / \nu$ である。 ν は, $\nu = \frac{1}{2} (\nu_{lo} + \nu_B)$ の値をとる。

B_m は物質移動に対するトランスファナンバと呼ばれるもので, 文献5)から次の形を用いた。

$$B_m = \frac{C_p (T_B - T_l)}{L} \quad (6)$$

ここに C_p は, $T = \frac{1}{2} (T_B + T_l)$ における定圧比熱である。

k^* は, 文献4)から次式で示される。

$$k^* = \xi_M k = \xi_M \frac{\rho D_{AB} S_h}{d_l} \quad (7)$$

ここでは ρ は, $\rho = \frac{1}{2} (\rho_{lo} + \rho_B)$ としたときの密度である。 ξ_M は, 文献3)から次式で与えられる,

$$\xi_M = \frac{l_n (R+1)}{R} \quad (8)$$

ただし,

$$R = \frac{x_{A0}}{1 - x_{A0}} \quad (9)$$

この ξ_M の考え方は, 液滴表面の場所に依存せず, 境界層厚み一定と仮想し, その内部で熱および物質が半径方向にのみ移動すると考え, ここで濃度境界層厚みが物質移動によって影響される割合から導出したものである。

シャーウッド数 S_h は, 物質移動に対するヌセルト数に相当するもので, 文献7)から次式で与える,

$$S_h = 2 + 0.6 R_l^{1/2} S_c^{1/3} \quad (10)$$

ここに S_c はシュミット数で $S_c = \nu / D_{AB}$ である。

D_{AB} は, 燃料が空気中に拡散するときの拡散係数である。物性値は, やはり液滴境界層内の算術平均値をとる。

h^* は, 文献4)から次の形を用いた。

$$h^* = \xi_T \frac{\lambda N_u}{d_l} \quad (11)$$

ヌセルト数 N_u は, 文献7)から次式で与えた。

$$N_u = 2 + 0.6 R_e^{1/2} P_r^{1/3} \quad (12)$$

(11)式の熱伝導率 λ , (12)式の R_e 数, プラントル数 P_r などの物性値はすべて液滴境界層内の算術平均値を用いる。

物質移動による熱伝達率の修正係数 ξ_T は, 文献4)の次式を用いた。

$$\xi_T = \frac{h^*}{h} = \frac{1}{\pi d_l^2 h} \frac{W_A (C_{pA} + \zeta C_{pB})}{\left[\exp \left\{ \frac{W_A (C_{pA} + \zeta C_{pB})}{\pi d_l^2 h} \cdot \frac{N_u \omega_T}{N_u + 2 (\omega_T - 1)} \right\} - 1 \right]} \quad (13)$$

ここに W_A, W_B は, 液滴中心を0とし半径 r のところの球面を通過する燃料, 雰囲気(空気)の重量流量, ζ はその流量比; $\zeta = W_B / W_A$, ω_T は物質移動のあるときの境界層厚みの修正係数; $\omega_T = \delta_T^* / \delta_T$ である。本計算では, $\omega_T = 1$ とおいた。

以上の諸式を用いて計算を行なった。

4. 計算条件

計算に際しては, 初め, 静止雰囲気を考え, 次にスワローからの空気流の速度分布を考え, 加圧空気の条件で燃料液滴噴射角度と速度および燃料の種類をかえて液滴の軌跡, 蒸発特性を求めた。

スワローからの流れは, スワロー軸に対して対称とし, 図2に示すように与えた。スワロー旋回羽根部の旋回方

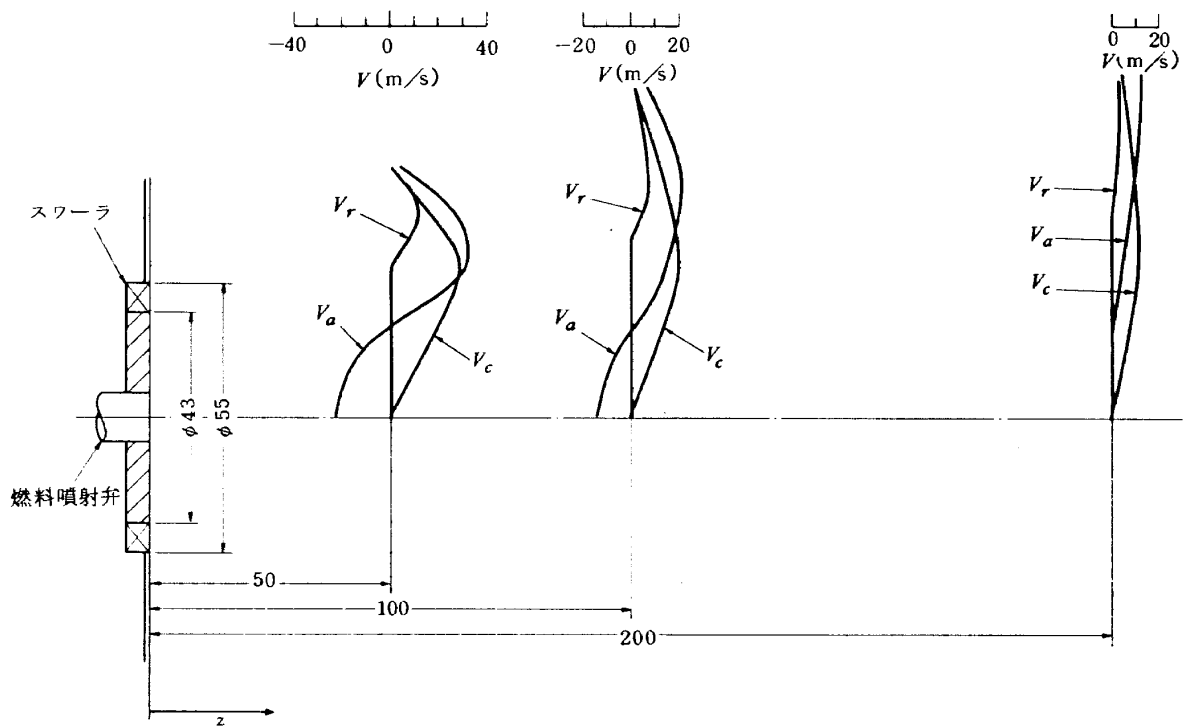


図2 与えた速度分布

向流速は標準を 69m/s とし、図2の $z = 50, 100\text{mm}$ などの間の分布は、直線的に変化するものとした。この分布形の根拠については、文献8)を参照されたい。これは、スワラ1個を用いた開放場のものであって、ガスタービン燃焼器内の流れ模様とは異なっているが、一つの例として与えたものである。

燃料液滴は、 $y \cdot z$ 平面内に z 軸から $\alpha_f/2$ の角度で噴出するものとした。したがって、初期条件は次のようになる。

$$(\dot{x})_{t=0} = (V_L)_{t=0} \sin(\alpha_f/2)$$

$$(\dot{y})_{t=0} = 0$$

$$(\dot{z})_{t=0} = (V_L)_{t=0} \cos(\alpha_f/2)$$

ここに、 $(V_L)_{t=0}$ は液滴初期速度である。

燃料液滴は、その直径が $d_L \leq 1\mu\text{m}$ または、絶対速度が初期値の $1/100$ になる条件で計算を打ち切った。

計算条件の数表を表1に示す。表1中の標準条件；初期粒径 $(d_L)_{t=0} = 100\mu\text{m}$ ，初期液滴速度 $(V_L)_{t=0} = 70\text{m/s}$ ，噴霧角 $\alpha_f = 90^\circ$ を主にとりあげている。

5. 静止雰囲気中における計算結果

静止雰囲気中に噴射した液滴の挙動については、雰囲気気圧を $1 \sim 30\text{atm}$ ，雰囲気温度を $373 \sim 773\text{K}$ と変化させた。なお、計算に用いた燃料の物性値および抵抗係数を付図1～付図8に示す。試料はJP-4を想定している。

5.1 液滴の温度変化

液滴初期温度を 300K とした場合の液滴の時間による

表1 計算条件

項目	範囲 (数値)
燃料の種類	JP-4, JP-5
空気流速	零および図2の分布の $1/2$, ①, 2倍
雰囲気圧力	1, 10, 20, 30 atm
雰囲気温度	(i) 373, 473, 573, 673, 773K (ii) 500, 700, 900, 1100K (圧力一定) (iii) 298, 619, 765, 866K (圧縮機出口温度を想定したもの)
液滴初期粒径	50, ①00, 150 μm
液滴初期速度	35, ①70, 140 m/s
噴射角	85, ①90, 95 deg

□で囲ったものが標準条件

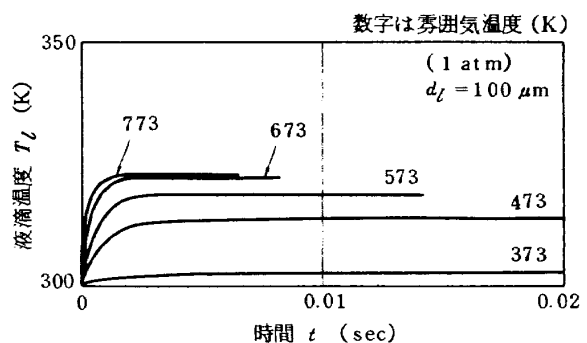


図3 液滴の温度変化 (JP-4)

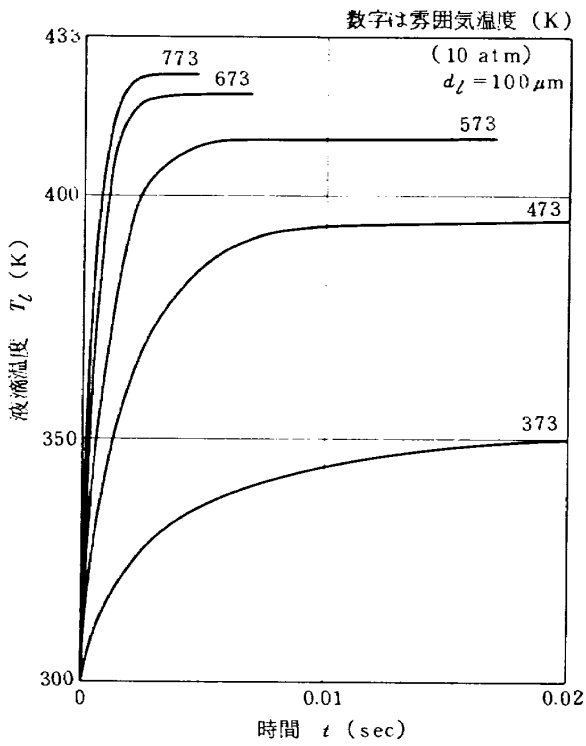


図4 液滴の温度変化 (JP-4)

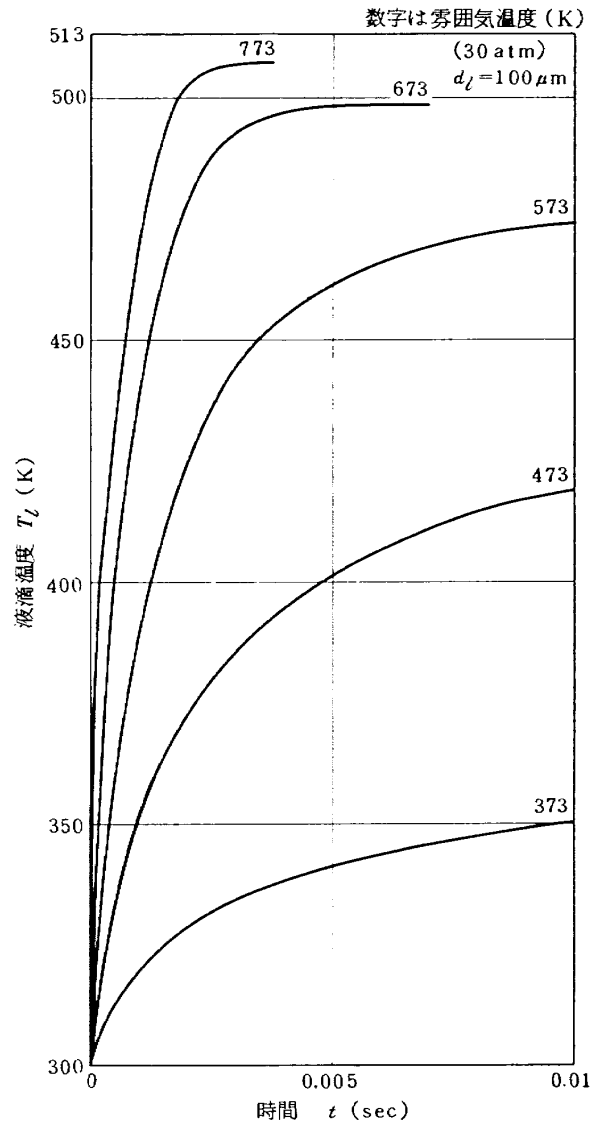


図6 液滴の温度変化 (JP-4)

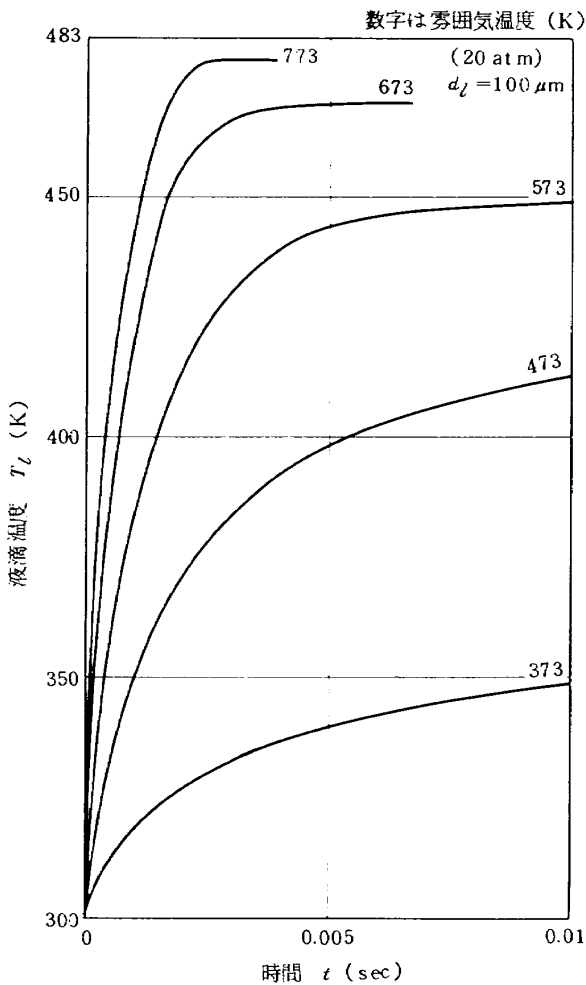


図5 液滴の温度変化 (JP-4)

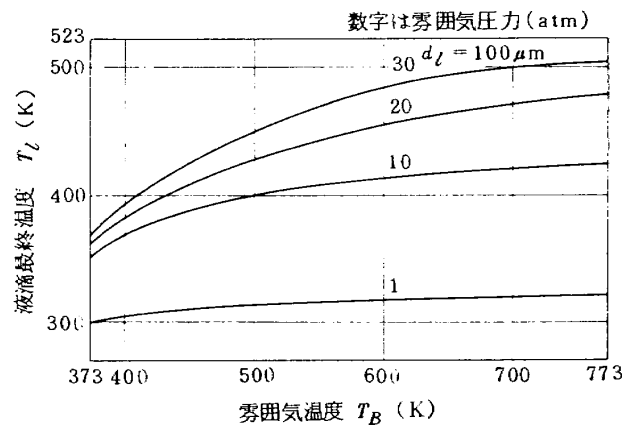


図7 液滴の最終温度 (JP-4)

温度変化の様子を図3～5に示す。大気圧状態では雰囲気温度が773Kでも液滴温度が323K程度にしかならないが、30 atmのもとでは507Kまで上昇する。最終温度

に達するまでの時間は、雰囲気温度の高いときほど短く、30 atm、773 K のとき 3 ms 程度になっている。図 7 は各雰囲気気圧における液滴の最終温度を示したものである。

5.2 液滴の蒸発曲線

液滴の蒸発は、直径の 2 乗の値をとって整理した。結果を図 8～図 12 に示す。雰囲気温度の低い状態では、圧力の高いときほど蒸発しにくい、高温雰囲気になるとそれが逆転する。雰囲気温度が低いと、圧力を高めても、対象としている時間内 ($\tau \leq 0.1$ s) では、液温にあまり差がなく、蒸気圧の変化が雰囲気気圧の上昇割合に比べて小さい。一方、雰囲気温度が高くなると、高圧力時、初期には熱が液滴の温度上昇のために費されて蒸発率が小さいが、その後の蒸発率は、液滴温度が高く蒸発潜熱が小さくなるために大きく、全体としての蒸発時間は短くなっている。図 13 は、液滴の寿命時間をまとめたものである。

5.3 液滴の速度変化

各雰囲気気条件における液滴の速度変化を図 14～図 18 に示す。同図には、液滴直径の変化も記入した。雰囲気気圧

力の高いときほど速度の減少割合は大きい。しかし、雰囲気温度が高くなると速度の減少割合は小さくなる。これは、空気密度の影響と同時に抵抗係数の変化に基いている。

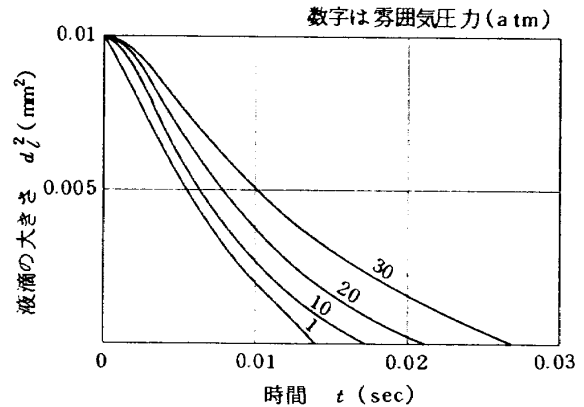


図 10 蒸発曲線 (JP-4, 雰囲気温度 573 K)

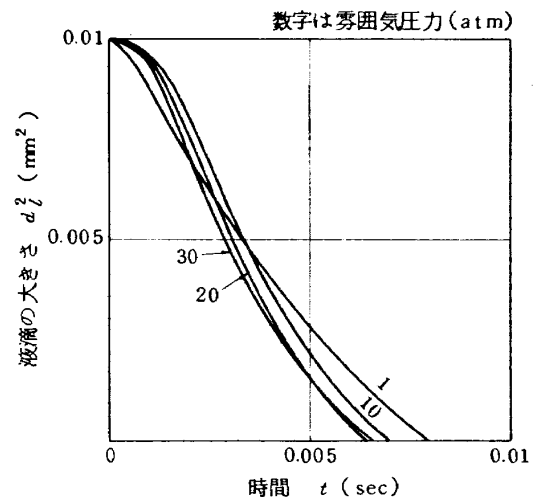


図 11 蒸発曲線 (JP-4, 雰囲気温度 673 K)

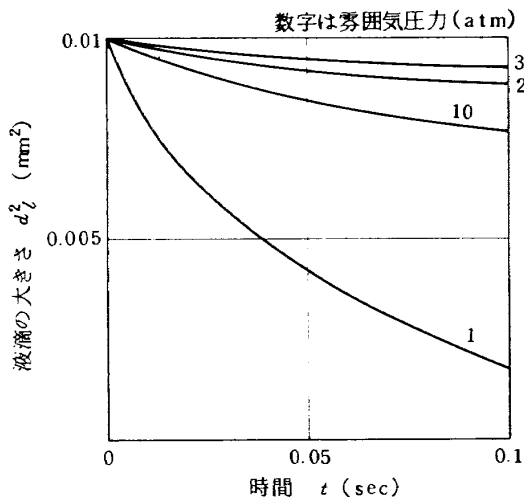


図 8 蒸発曲線 (JP-4, 雰囲気温度 373 K)

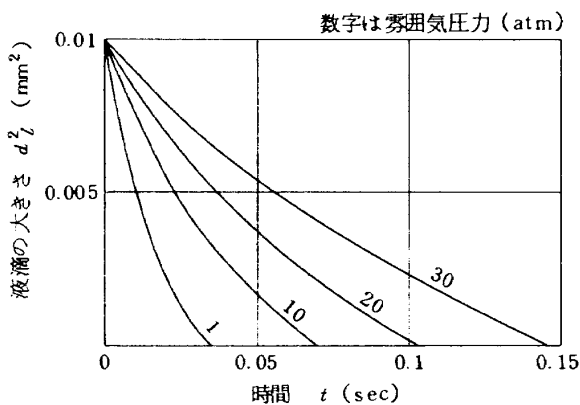


図 9 蒸発曲線 (JP-4, 雰囲気温度 473 K)

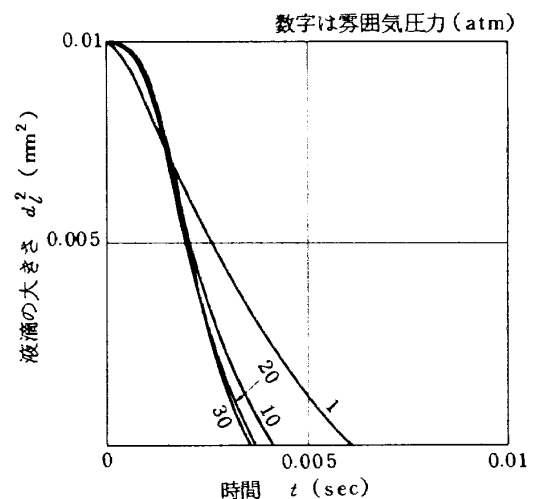


図 12 蒸発曲線 (JP-4, 雰囲気温度 773 K)

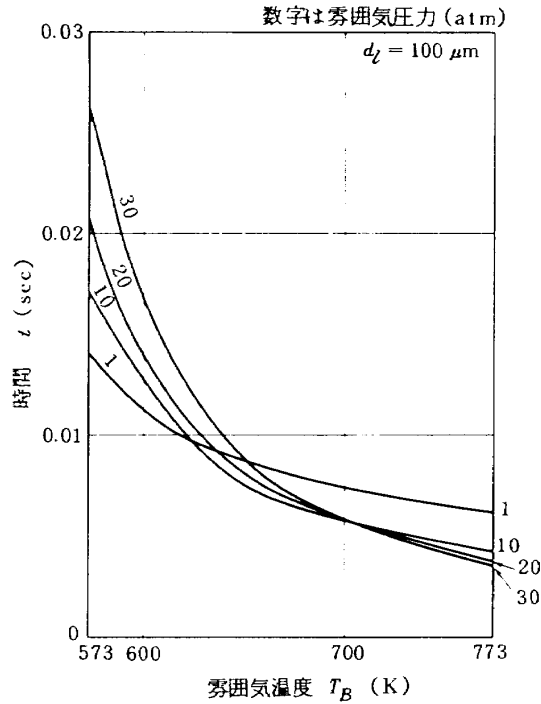


図 13 液滴の寿命時間 (JP-4)

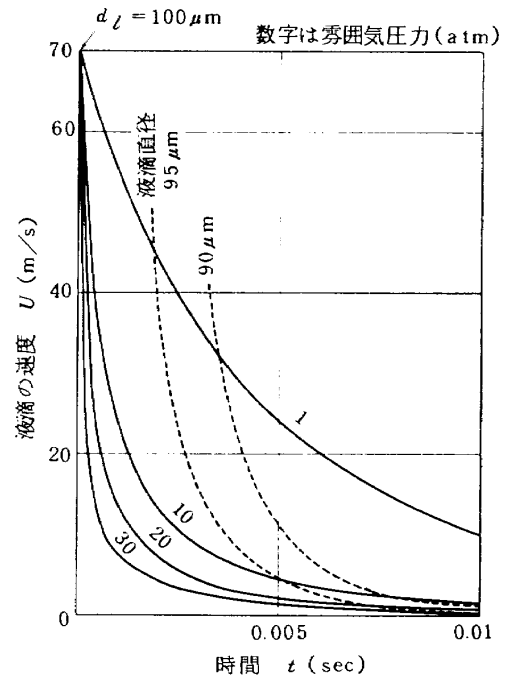


図 15 液滴の速度変化 (JP-4, 雰囲気温度 473 K)

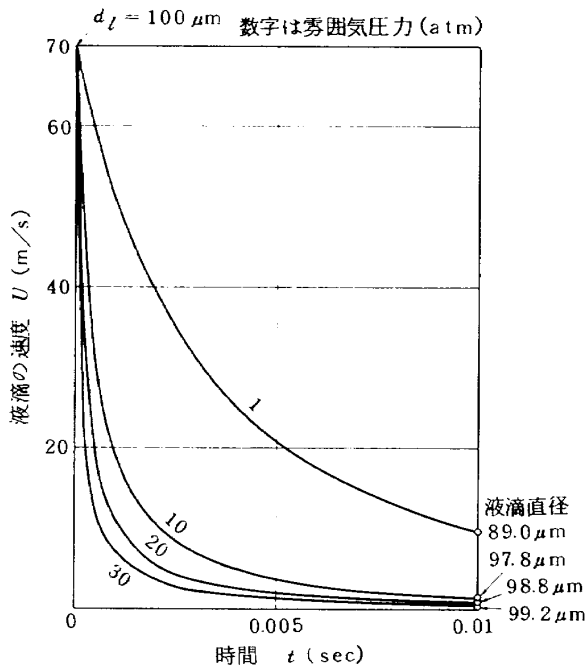


図 14 液滴の速度変化 (JP-4, 雰囲気温度 373 K)

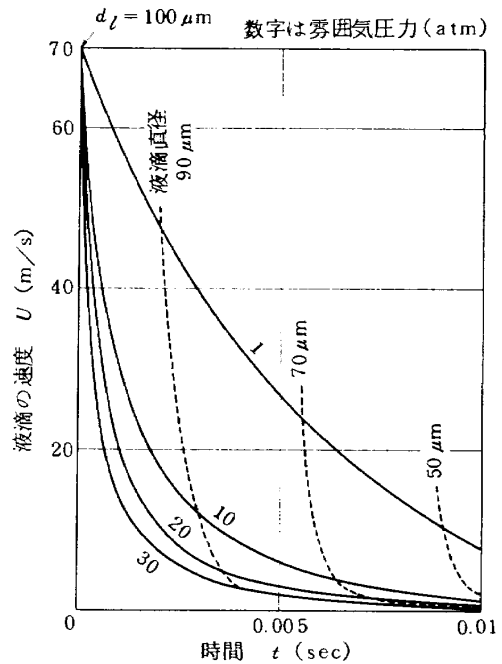


図 16 液滴の速度変化 (JP-4, 雰囲気温度 573 K)

5.4 液滴の飛翔距離

液滴の速度－時間特性から液滴の速度－飛翔距離を求めて図19～図22に示す。図中には参考までに、液滴直径の変化も記入した。雰囲気圧力の上昇とともに飛翔距離は減少し、雰囲気温度の上昇により飛翔距離はいくぶん増加する。図22によると、飛翔距離のほとんどは液滴直径 90 μm 以上の大きさで飛び、残りの短い距離の間で液滴直径が急速に減少している。これは、燃焼器の燃料蒸

気の分布を検討する際に考慮する必要がある。

6. スワロー空気流の存在する場合における計算結果

6.1 液滴の蒸発特性

蒸発しながら空気中を飛翔する単一液滴について、その蒸発特性に関する事項を以下に述べる。燃料としては JP-5 を対象にしている。

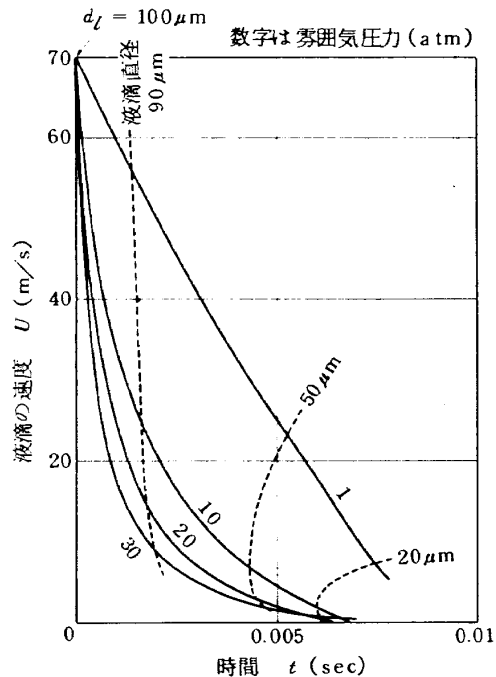


図 17 液滴の速度変化 (JP-4, 霧囲気温度 673 K)

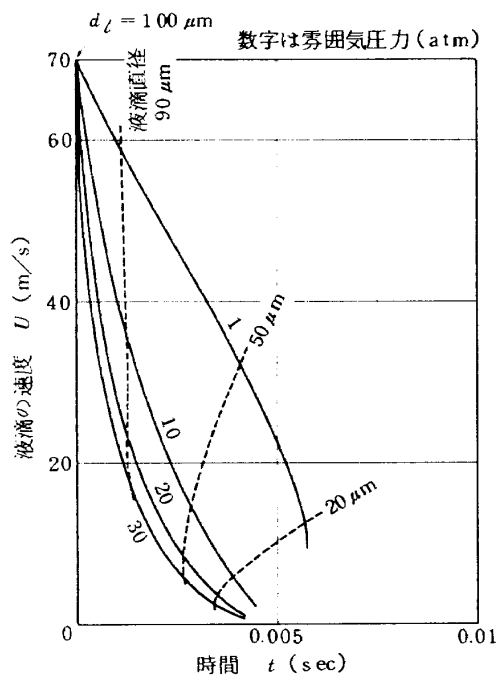


図 18 液滴の速度変化 (JP-4, 霧囲気温度 773 K)

6.1.1 液滴の温度変化

各種の霧囲気圧力における液滴の温度変化を図23に示す。この図では、霧囲気温度を圧力に対応する圧縮機出口温度（圧縮機入口を大気圧，288 K；断熱効率0.85を仮定）に合わせている。図の条件3，4の温度変化の線の終りは液滴の蒸発完了点を示す。すなわち，条件4では，液滴温度が平衡状態に達する以前に蒸発してしまうことが判明する。また，これらの線が途中で折曲っている

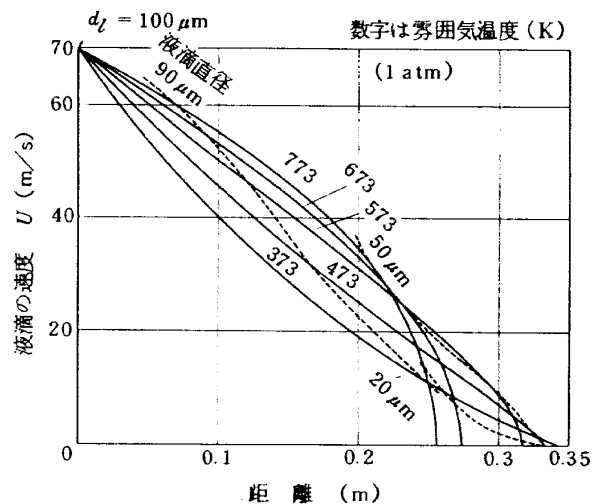


図 19 液滴の速度と飛翔距離 (JP-4)

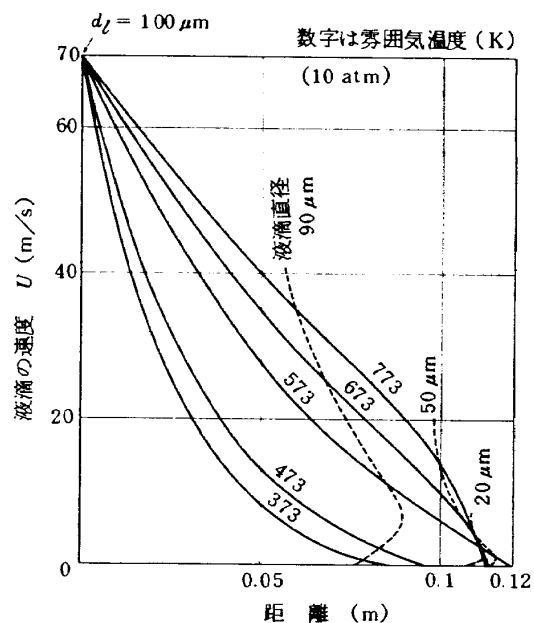


図 20 液滴の速度と飛翔距離 (JP-4)

る原因は，推算した物性値にあるものと思われる。

図24は，霧囲気圧力と温度を一定に保ち，液滴直径をかえた場合である。液滴直径の影響は，とりあげた液滴径の範囲では，相当に大きい。

霧囲気温度の影響を調べたものが図25である。霧囲気温度を高めると液滴の温度上昇は急激になる。燃焼器一次燃焼領域内の 1500~1800 K という温度のところでは，液滴の温度上昇に必要な時間は更に短縮されることになる。

6.1.2 液滴の直径変化

液滴直径の時間変化を図26に示す。初めの段階で直径が増加するが，これは液滴の温度上昇に伴う膨張によるものである。その後，蒸発により直径は減少する。

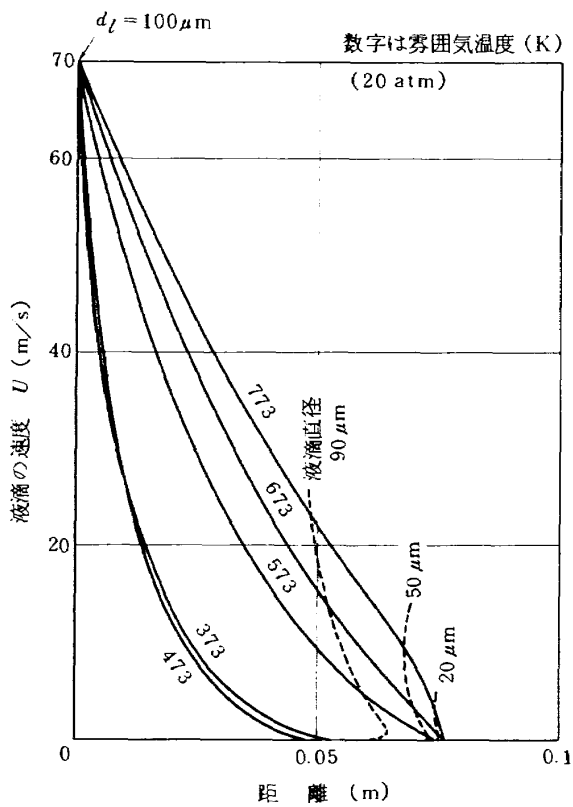


図21 液滴の速度と飛翔距離 (JP-4)

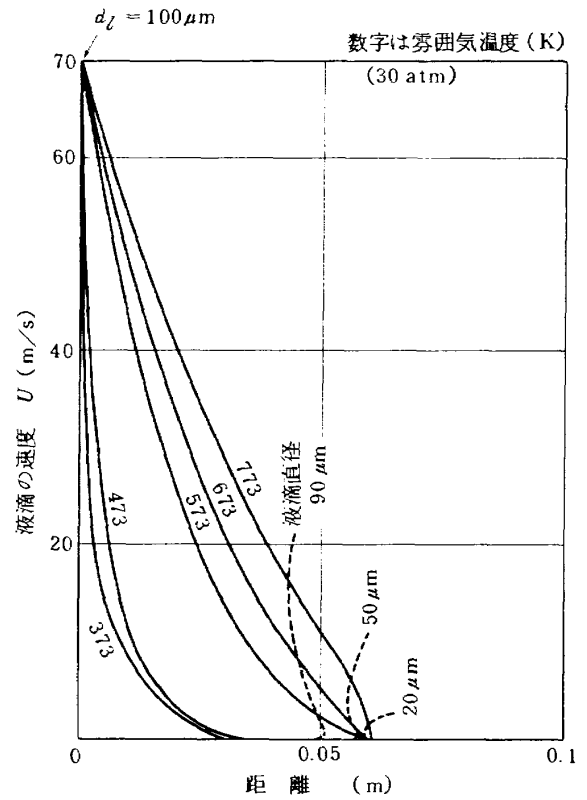


図22 液滴の速度と飛翔距離 (JP-4)

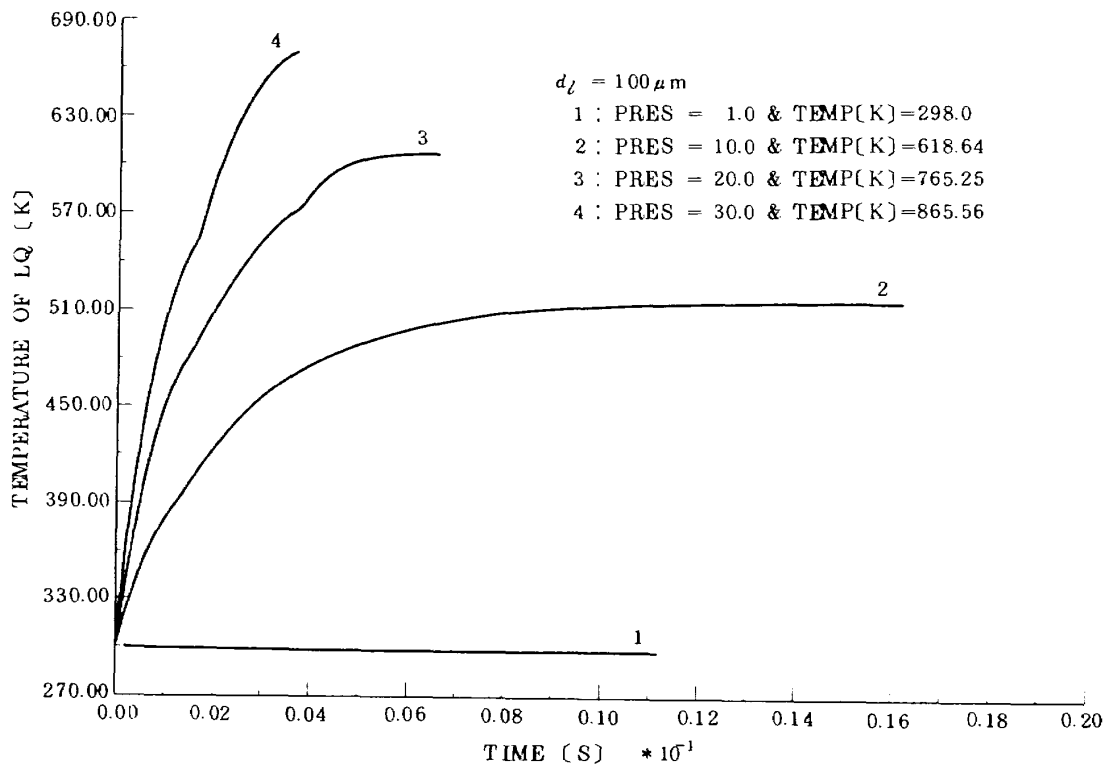


図23 液滴の温度変化 (JP-5)

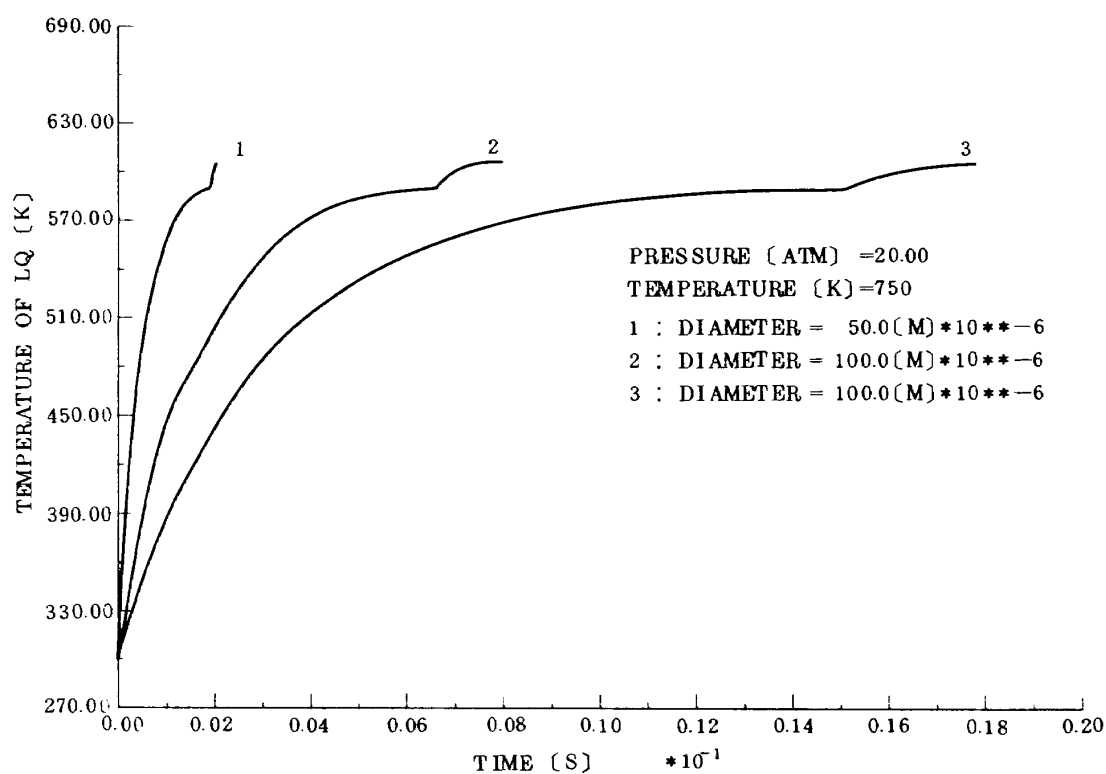


図 24 液滴の温度変化 (JP-5) - 液滴直径をかえた場合

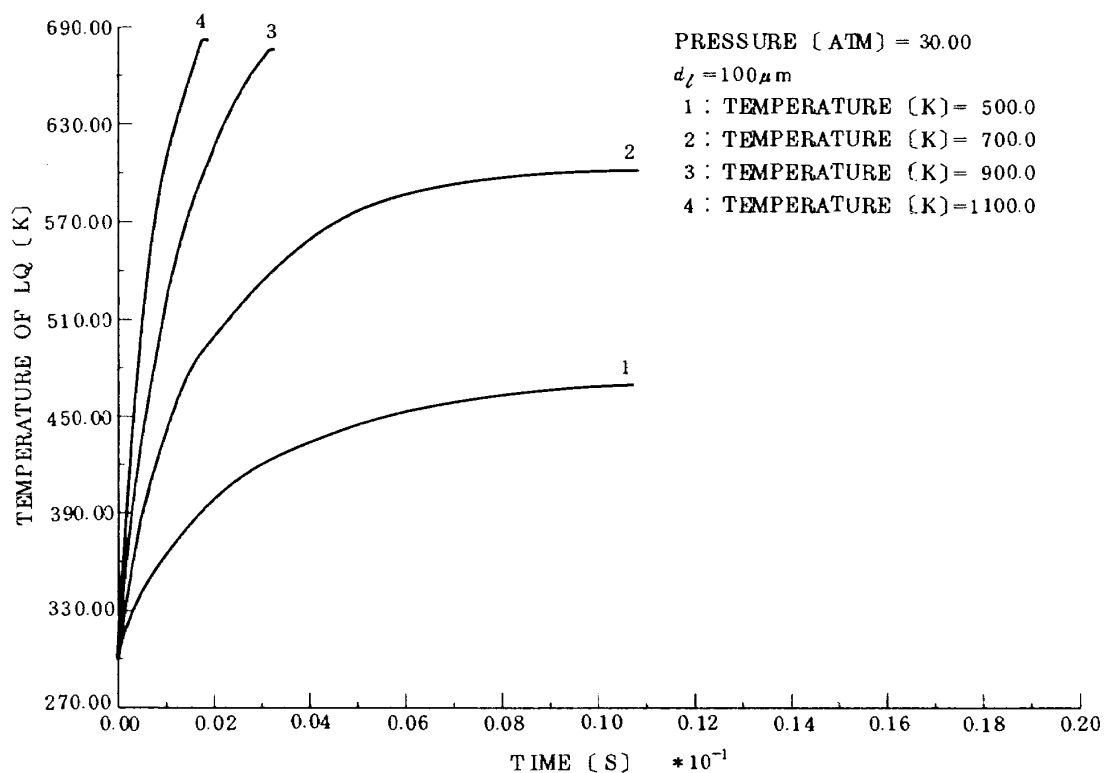


図 25 液滴の温度変化 (JP-5) - 雰囲気温度をかえた場合

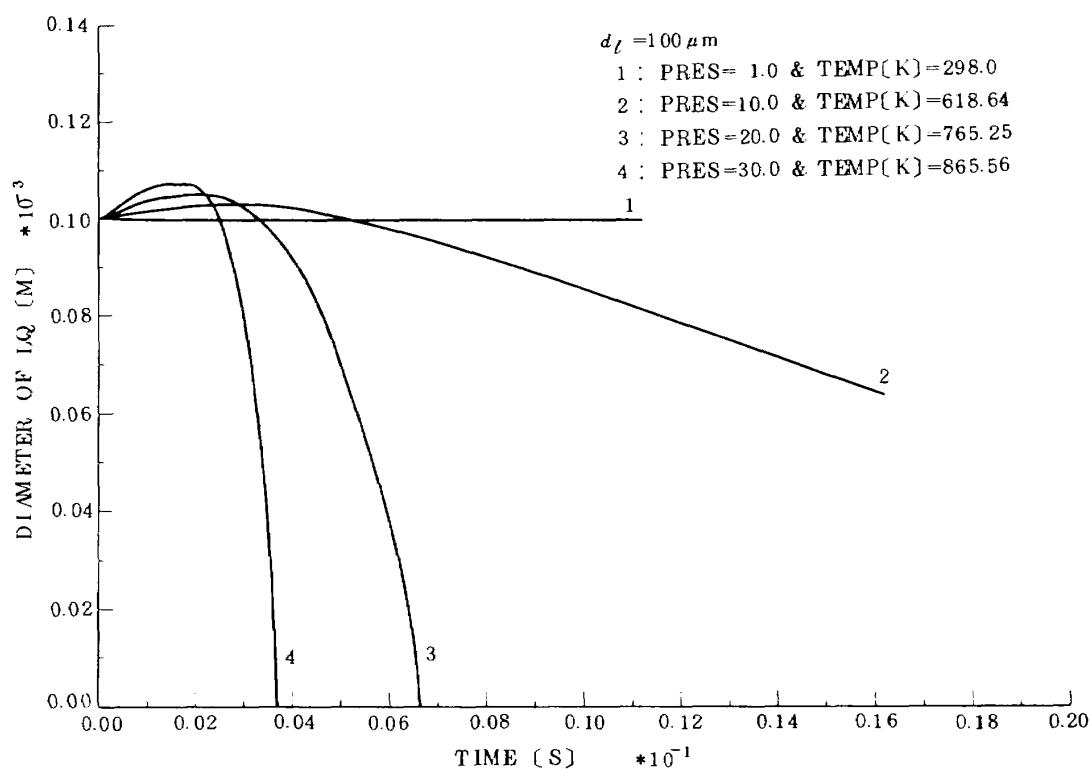


図 26 液滴の直径変化 (JP-5)

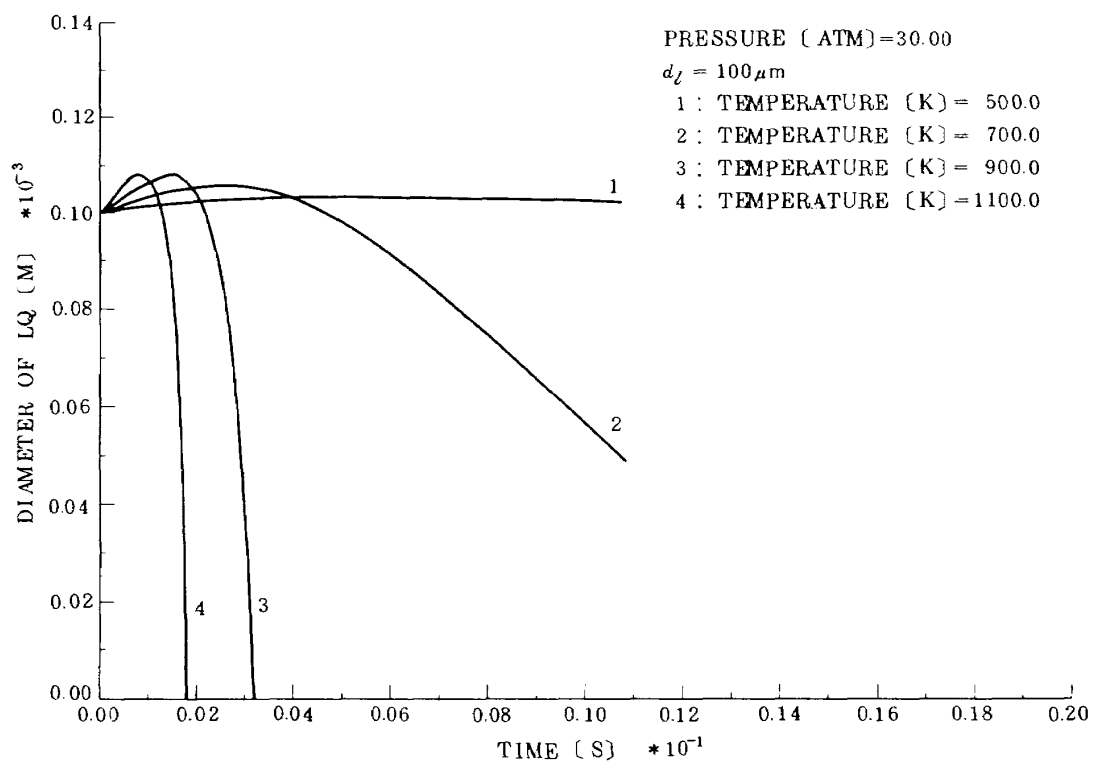


図 27 液滴の直径変化 (JP-5) - 雰囲気温度をかえた場合

この図から高温・高圧条件では、液滴の蒸発時間のうち、液滴の温度上昇のために費される時間の割合の大きいことが判明する。

図27は雰囲気温度をかえた結果である。

6.1.3 液滴の蒸発曲線

液滴の蒸発曲線を図28に示す。傾向は図26と似ている。液滴の蒸発率 C_e として

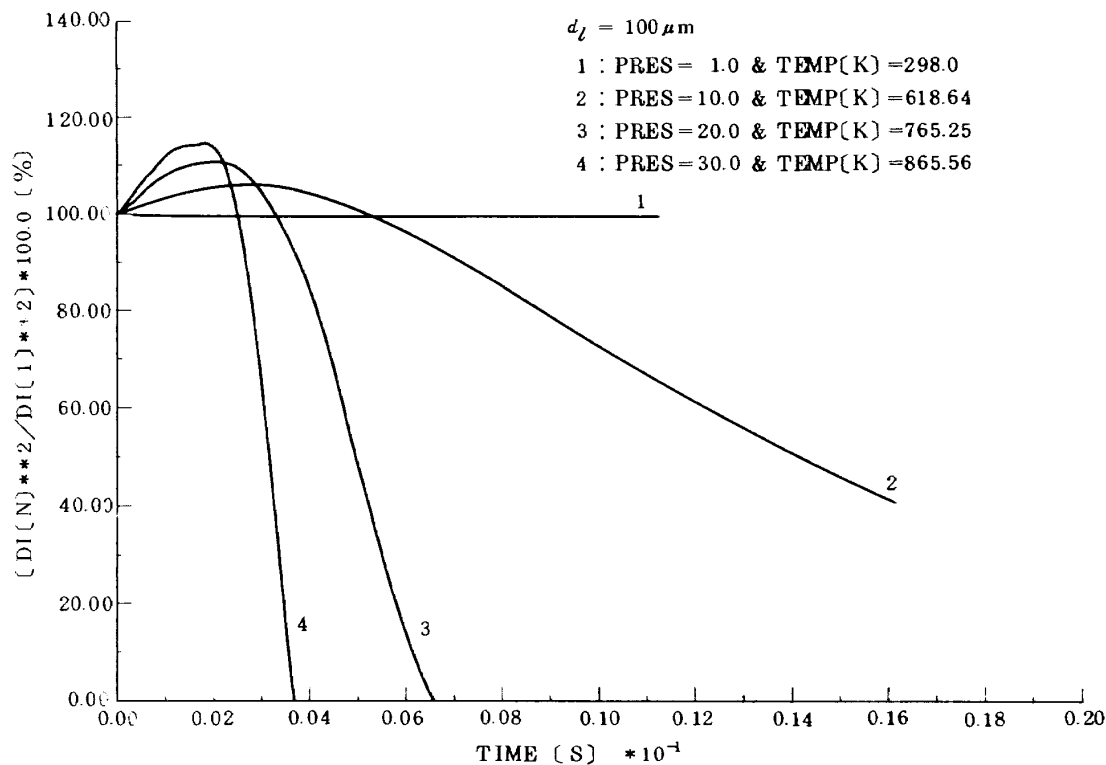


図 28 液滴の蒸発曲線 (JP-5)

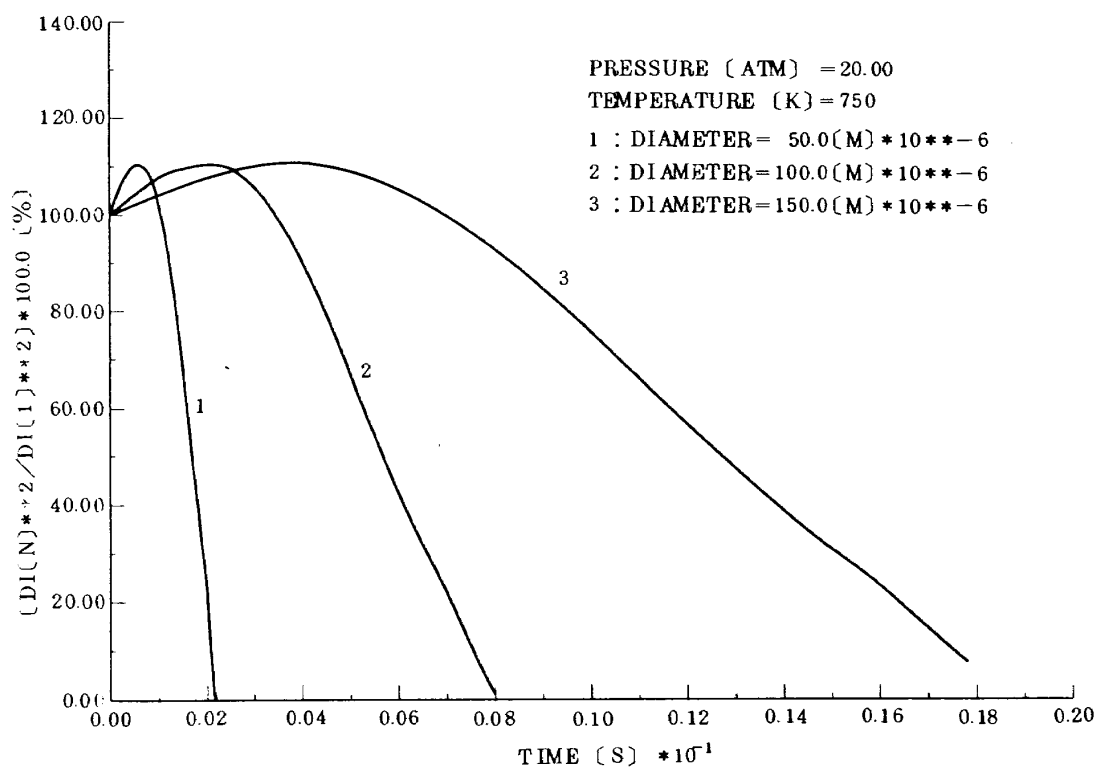


図 29 液滴の蒸発曲線 (JP-5) - 液滴直径をかえた場合

$$\frac{d}{dt}(d_L)^2 = \text{Const} = C_e \quad \dots \quad (14)$$

を用い、燃焼器内滞留時間（具体的には燃焼器長さ）を決定する際の一つの因子にするが、図28中には、このような直線的に変化する範囲もみられる。しかし、 C_e 値は、雰囲気条件によって大幅に変化することが判明する。

図29は液滴直径を変化させた場合である。雰囲気圧力 20 atm、温度 750 K の状態では、 $50 \mu\text{m}$ の液滴の蒸発時間は 22 ms になっているが、これは、ガスタービン燃焼器内の平均滞留時間 10~30 ms に比べて相当に大きな値である。⁹⁾ 雰囲気温度の上昇（図 27）と同時に、液滴直径を小さくすることが、未燃焼燃料の排出防止につながる事が明瞭である。

6.1.4 液滴の速度変化

各種の雰囲気条件における液滴の速度変化の様子を図30に示す。時間 10 ms 付近の複雑な挙動は、スワラ空気流の影響によるものである。条件 3 で 66 ms のとき線が折曲っているが、ここで液滴の蒸発が完了したことを示す。条件 2, 3, 4 では、大きな差異はない。図31は、初期速度をかえた影響を調べたものである。これによると、初期速度の大きなときほど速度の減衰が大きく、25 ms 以後になると、低速で噴射したときのほうが大きな速度を示す。この理由は、図2の速度分布と図40の液滴軌跡を合せてみると判明する。すなわち、液滴初速度

が大きな場合、スワラからの空気流は液滴の飛翔方向を少し曲げる程度の作用をするのみで、液滴はスワラ空気流層を通り抜けてしまう。その後は静止雰囲気中を飛翔することになり、速度が急速に減少する。これに対し、液滴初速度の小さな場合は、気流との相対速度が小さく、液滴の抵抗係数が大きくなって、スワラ空気流の影響を大きく受ける。スワラ空気流速は図2から判明するように 40 m/s 程度あり、遅い液滴は加速され、スワラ空気流によって飛び、静止座標系からみた速度低下が少い。

図32は、雰囲気温度をかえた場合である。初期には空気密度の大きさが速度減衰率を左右し、次の段階で、スワラ空気流の影響を受けて複雑な挙動を示す。このスワラ空気流の影響については、図31の場合と同様で、図42からその理由が判明しよう。

6.1.5 半径方向の距離と液滴未蒸発分

噴射された燃料の燃焼器ライナ内の分散の様子及び液滴の未蒸発分がライナ壁へ衝突する量を見積る指針を得るため、燃料噴射弁中心軸から半径方向にとった距離と未蒸発割合を求めた。図33は、雰囲気圧力と温度を変化させた場合である。圧力 30 atm、温度 865.6 K において、 $100 \mu\text{m}$ の液滴は半径方向 7 cm まで到達することを示している。図34は、液滴直径をかえた場合で、到達距離/液滴直径比は小さな液滴ほど小さな値になる。図35は液

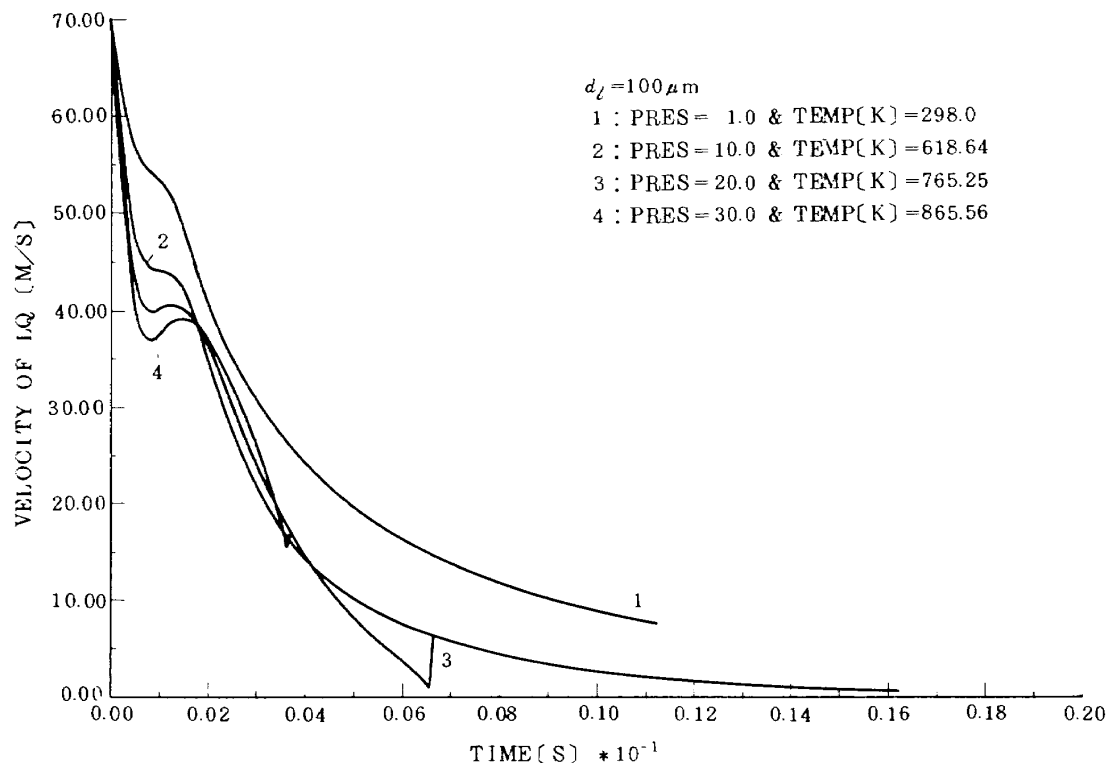


図 30 液滴速度の変化 (JP-5)

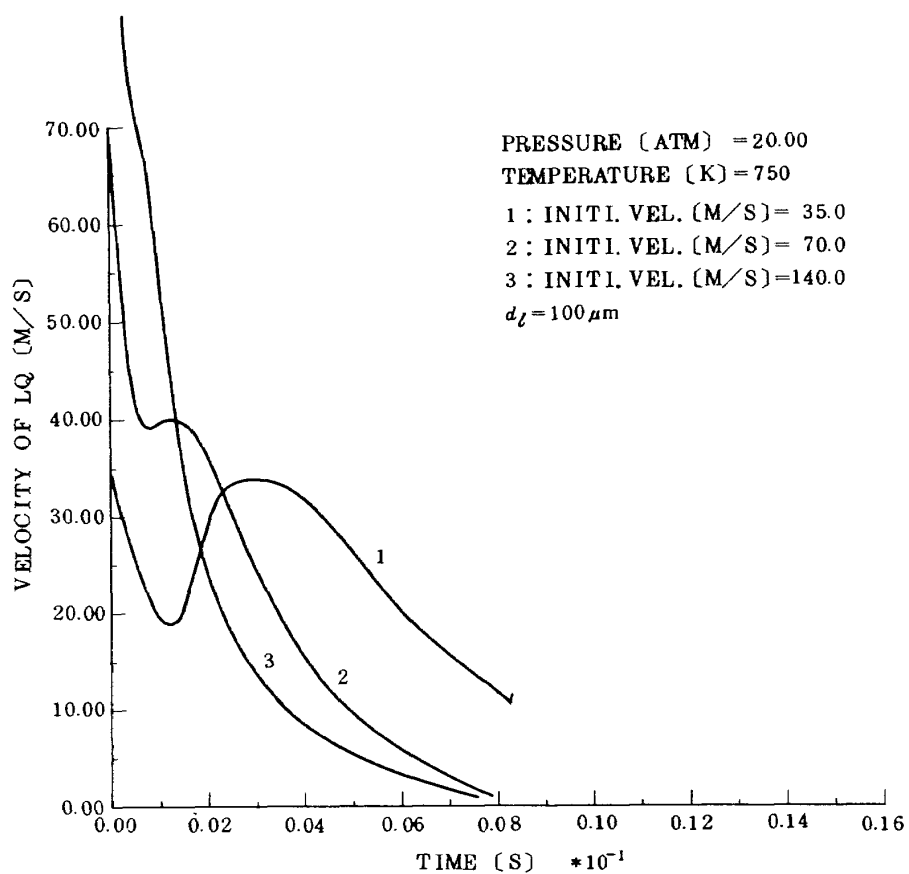


図 31 液滴速度の変化 (JP-5) - 初期速度をかえた場合

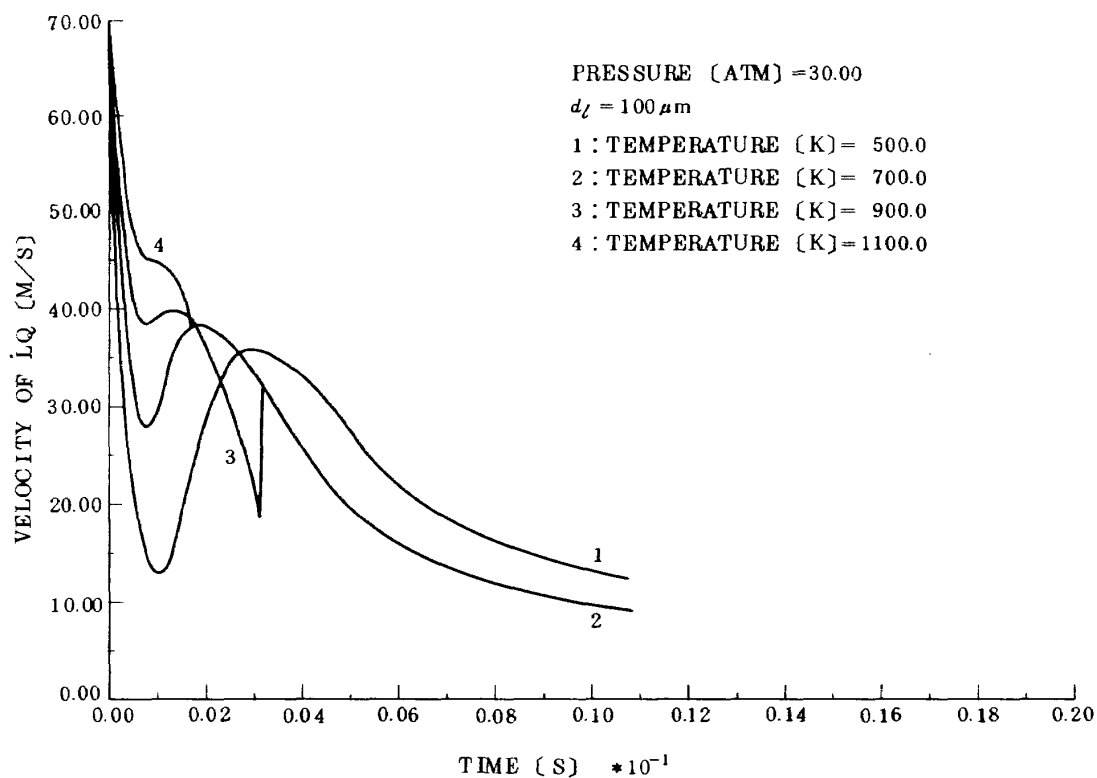


図 32 液滴速度の変化 (JP-5) - 雰囲気温度をかえた場合

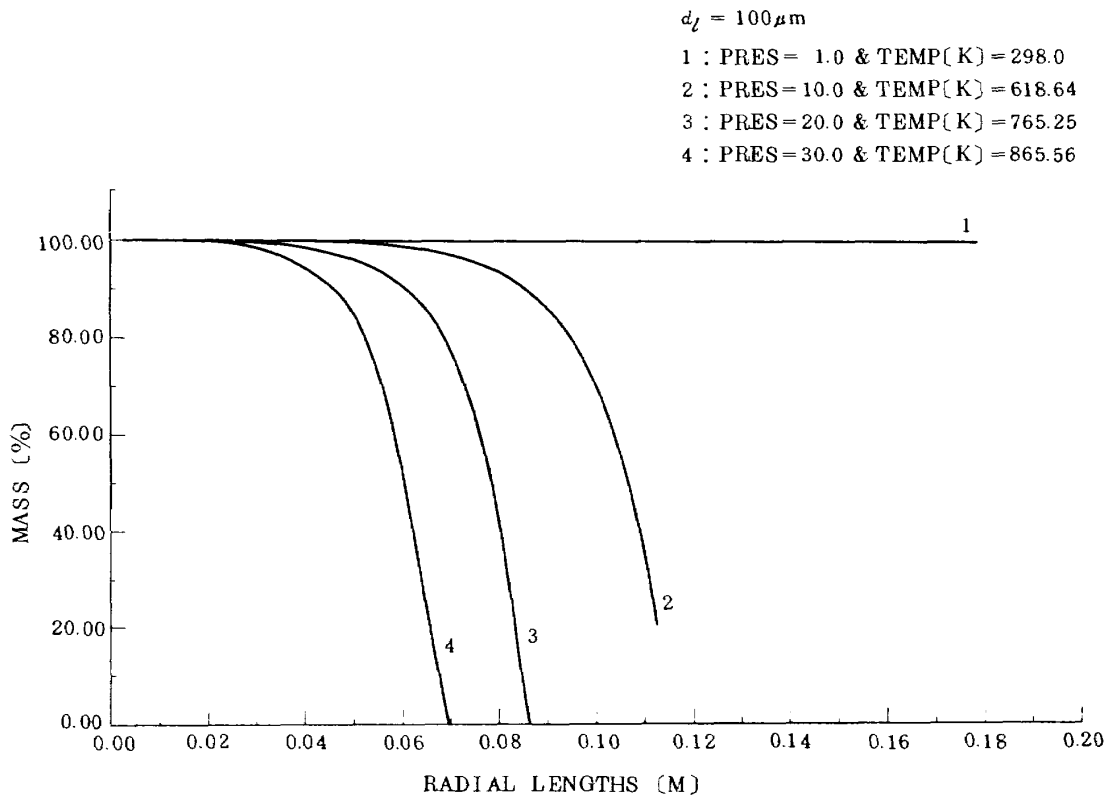


図 33 半径方向距離と未蒸発割合 (JP-5)

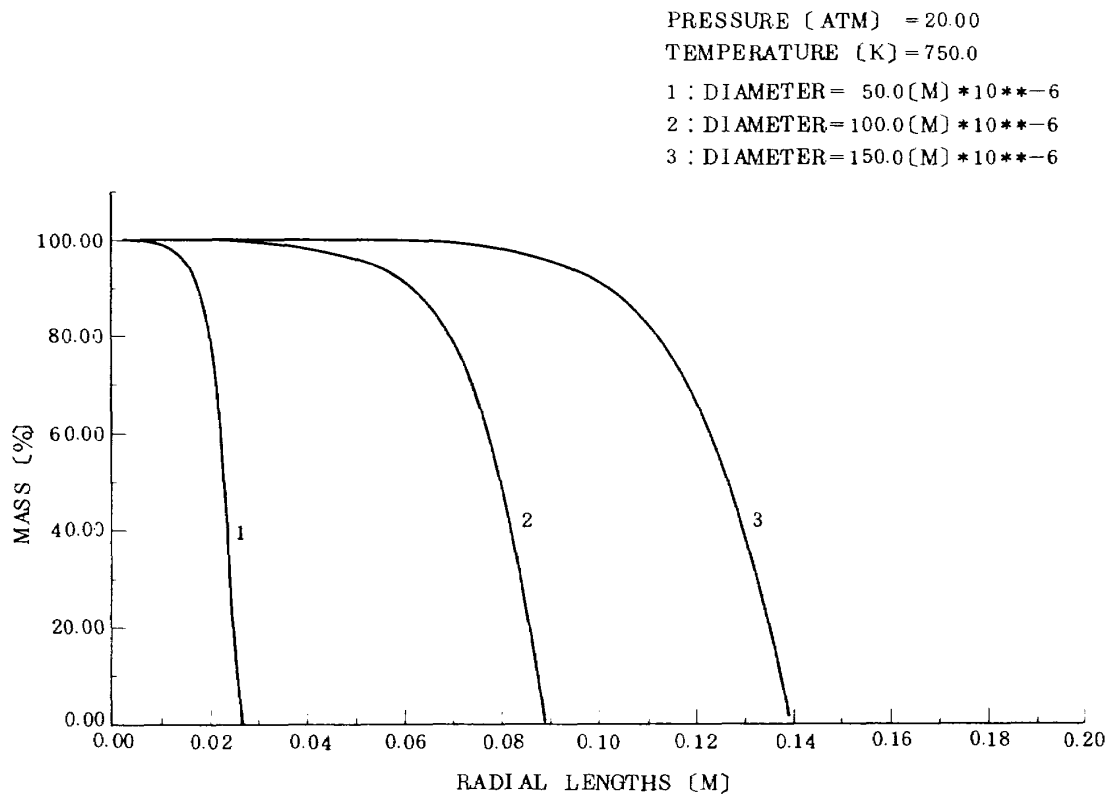


図 34 半径方向距離と未蒸発割合 (JP-5) - 液滴直径をかえた場合

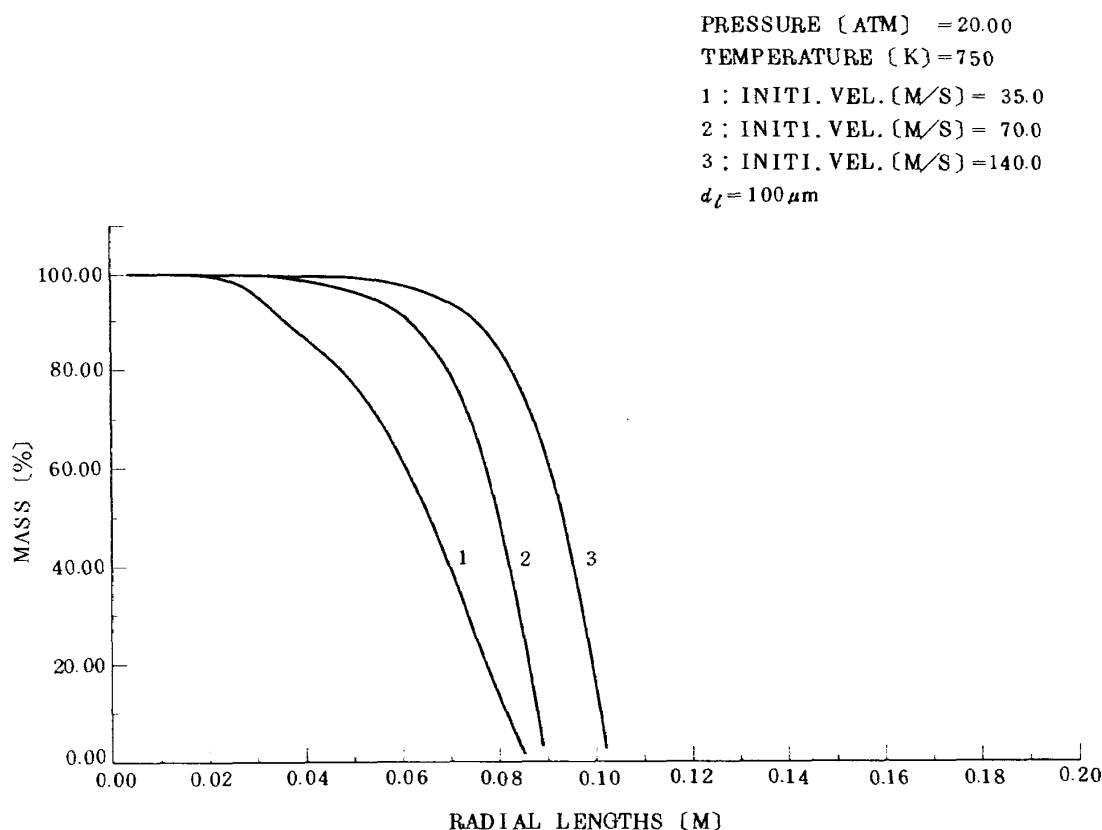


図 35 半径方向距離と未蒸発割合 (JP-5) - 初期速度をかえた場合

滴初期速度をかえた効果である。初期速度の大きなもののほうが、いくぶん大きな距離まで到達する。

6.2 燃料液滴の経路

図36は直径 $100 \mu\text{m}$ の JP-4 の液滴の経路を示したものである。液滴は OX 軸, OZ 軸を含む平面内の, OZ 軸から 45° の角度で噴射している。マークの間隔が 0.5 ms に対応しているから、これから液滴の速度を知ることができる。マークの終りは蒸発完了点 ($d_l \leq 1 \mu\text{m}$) を示している。

図37は、JP-5 の場合で、他の条件は図36と同一である。高圧力時、JP-4 に比べて液滴の飛翔距離が大きい。

液滴直径の影響を図38に示す。液滴径が小さくなると貫通距離は急激に減少する。

図39は直径 $100 \mu\text{m}$ の JP-5 の噴射角度の影響を調べたものである。この影響は、図38の液滴直径の影響と比較すると、小さい。

図40は液滴初期速度の影響である。初期速度が小さいと、スワラ気流の影響を大きく受け、貫通距離がとれ

ない。

雰囲気温度の影響を図41および図42に示す。大気圧, $500 \text{ K} \sim 1100 \text{ K}$ の範囲では、液滴の経路にほとんど差はない。しかし、加圧条件では、図42に示すような差を生ずる。図42によると、雰囲気温度の低い場合のほうが気流の影響を受けやすいが、これは空気密度が高いためである。

図36～図42によると、OX 方向に 20 mm 以下では、図2で想定したスワラ形状から、液滴は気流の影響をほとんど受けない。しかし、これ以上の距離になると条件によって大幅な経路の変化があり、距離 50 mm 付近にもなると気流の影響を大きく受けることが判明する。

図43は、スワラの中心軸まわりの液滴回転角度を調べたものである。図中のスワラ空気流 1 倍は、図2の分布形のまゝを意味する (表1)。液滴回転角度に及ぼすスワラ空気流速の影響は、流速を 2 倍または $\frac{1}{2}$ 倍にしたとき、その割合以上に現れる。また、JP-4 と JP-5 では、JP-4 のほうが回転角度が大きい。

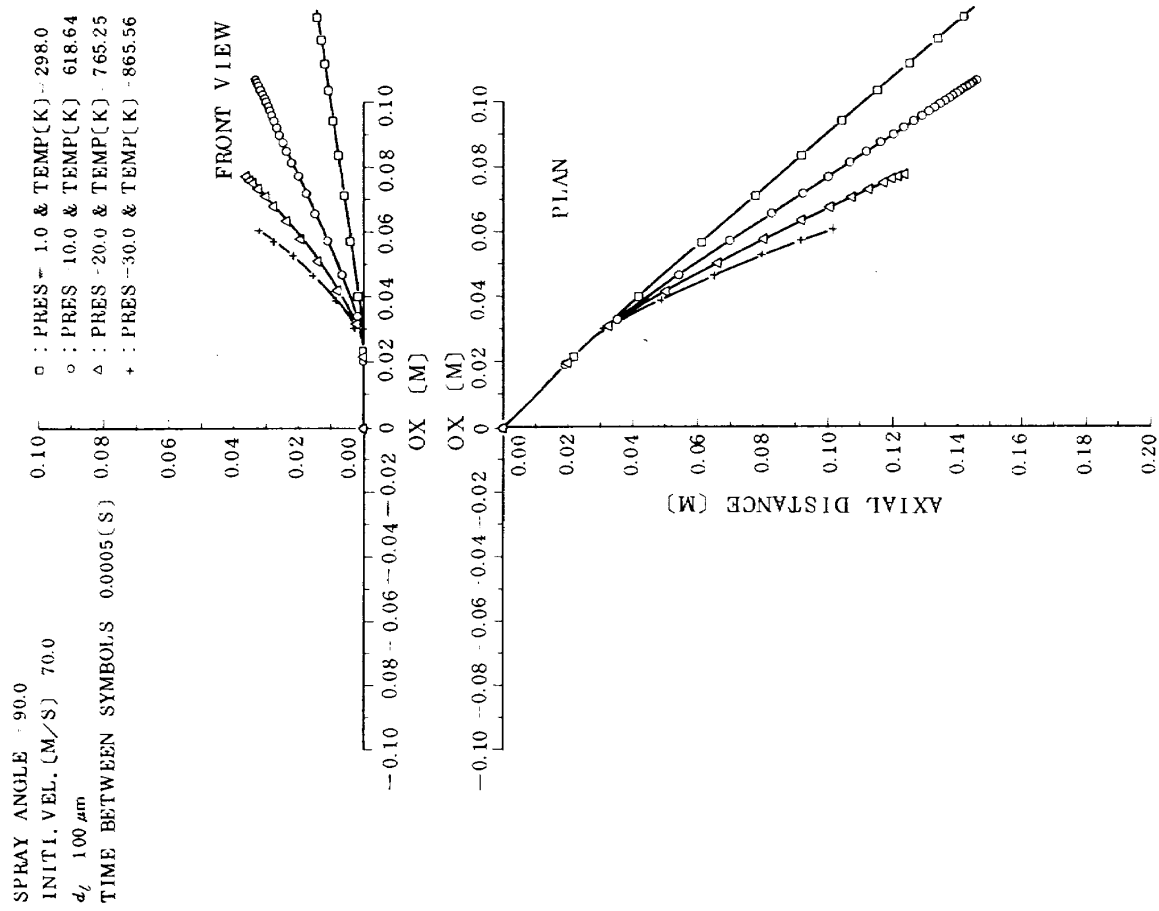


図 37 単一液滴の経路 (JP-5)

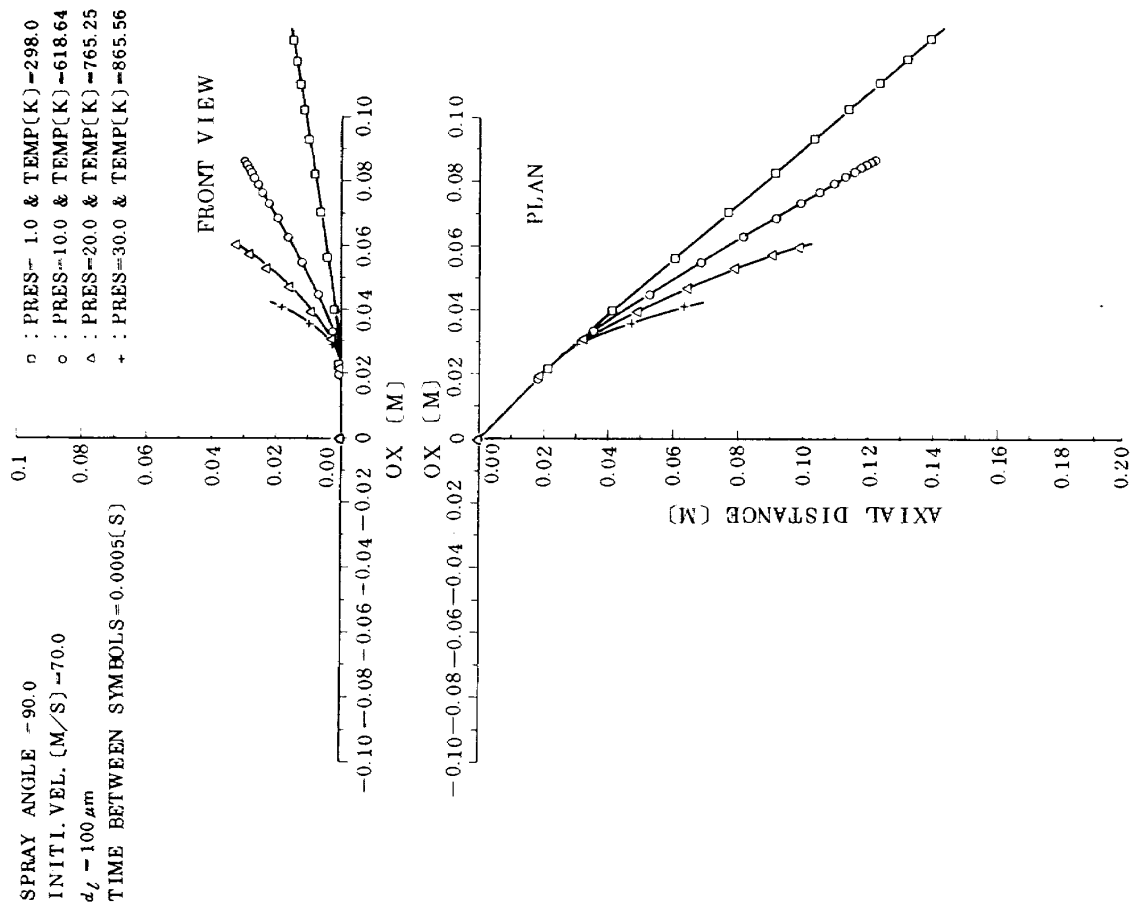


図 36 単一液滴の経路 (JP-4)

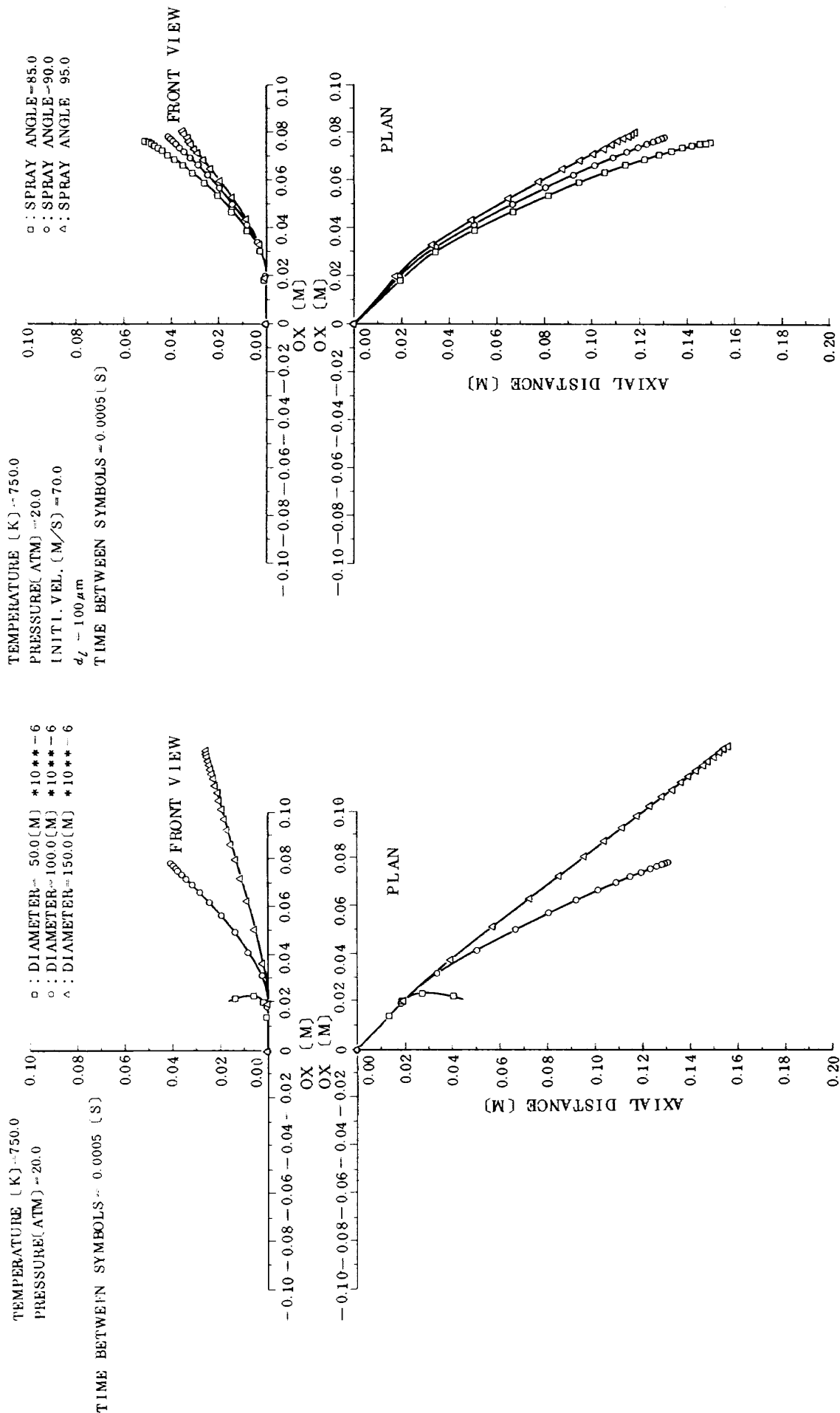


図 38 単一液滴の経路 (JP-5) - 液滴直径をかえた場合

図 39 単一液滴の経路 (JP-5) - 噴射角をかえた場合

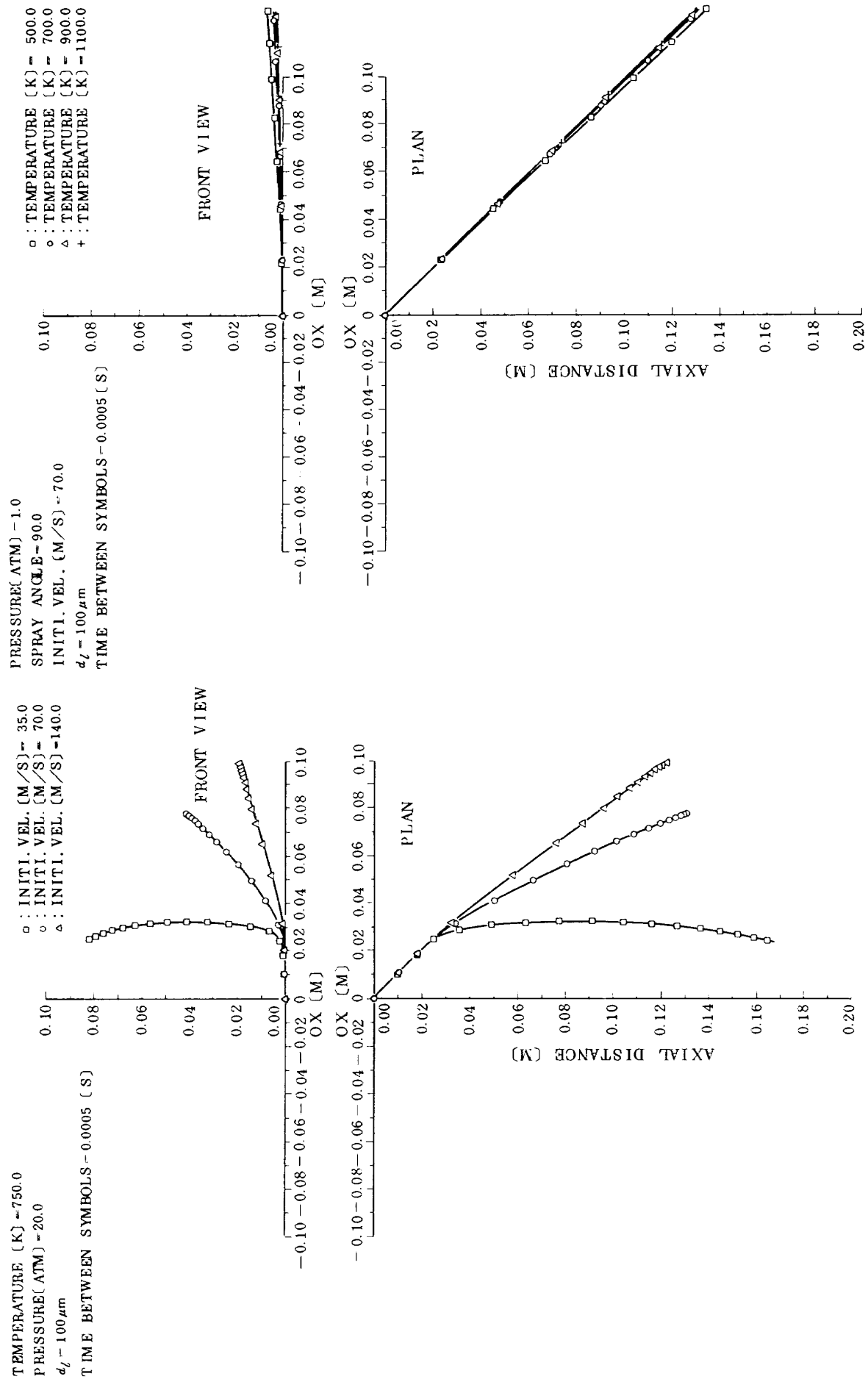


図 40 単一液滴の経路 (JP-5) - 初期速度をかえた場合

図 41 単一液滴の経路 (JP-5) - 雰囲気温度をかえた場合 (I)

PRESSURE [ATM] = 30.0
 SPRAY ANGLE = 90.0
 INITI. VEL. [M/S] = 70.0
 $d_L = 100 \mu\text{m}$
 TIME BETWEEN SYMBOLS = 0.0005 [S]

□ : TEMPERATURE [K] = 500.0
 ○ : TEMPERATURE [K] = 700.0
 △ : TEMPERATURE [K] = 900.0
 + : TEMPERATURE [K] = 1100.0

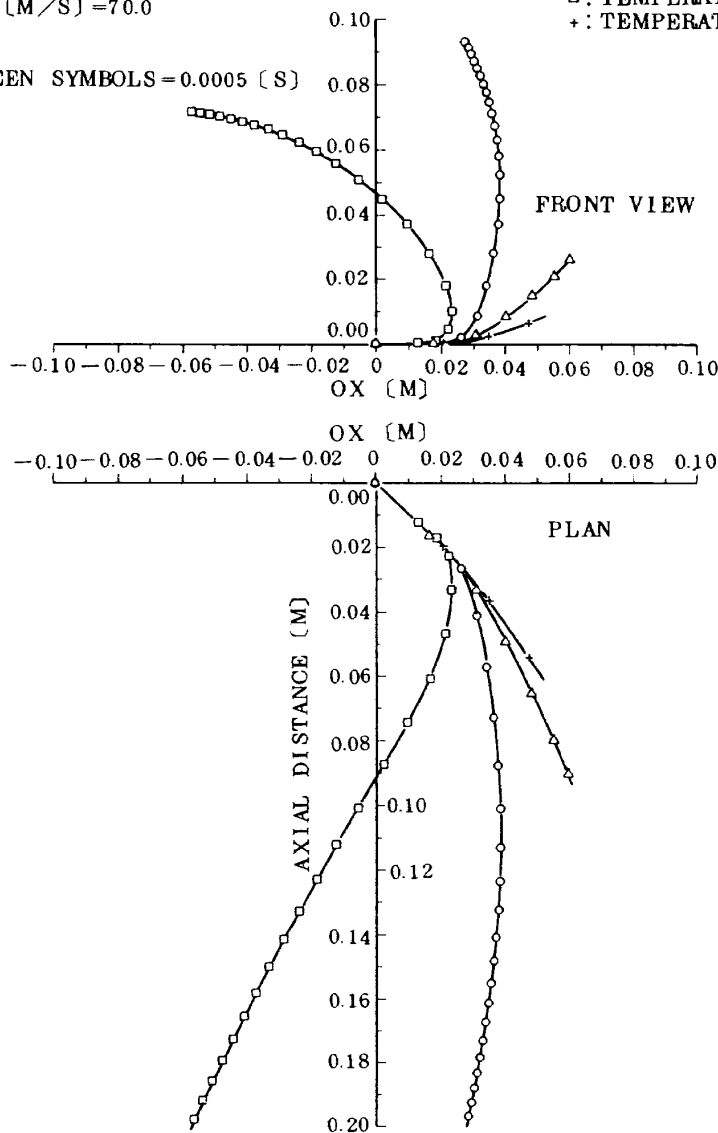


図 42 単一液滴の経路 (JP-5) - 雰囲気温度をかえた場合 (II)

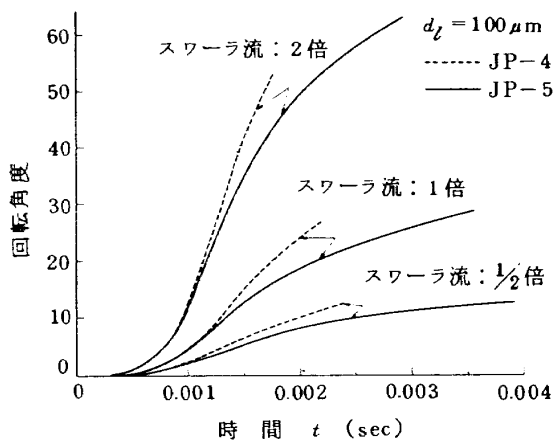


図 43 スワールの中心軸まわりの液滴の回転角度
 ($P_B = 30 \text{ (atm)}$, $T_B = 865 \text{ (K)}$)

7. ま と め

ガスタービン燃焼器内部に相当する高圧・高温雰囲気内における燃料液滴の挙動を調べるため、ジェット燃料 JP-4, JP-5 を対象に燃料噴射弁から噴射された単一液滴の軌跡、蒸発量等を計算により求めた。また、スワロー空気流を想定し、この影響についても調べた。主要結果は、次の通りである。

(1) 液滴の温度は、雰囲気温度の高いときほど高くなり、平衡温度に達するまでの時間が短くなる。また、雰囲気圧力を高めても液滴温度は上昇する。

(2) 蒸発している液滴の寿命は、雰囲気温度の低いときは高圧になるほど長くなるが、高温状態では逆転し、高圧のときのほうが寿命は短い。

(3) 液滴が定常温度に達するまでの加熱時間は、液滴寿命のうちの大きな割合を占める。

(4) 液滴速度の減少率は、雰囲気が低温・高圧になっているとき大きい。これは空気密度が大きくなっていることによる。

(5) 液滴の飛翔距離は、空気密度の大きなときほど小さく、また液滴の蒸発の早いときほど小さくなる。蒸発のあるとき抵抗係数は減少するが、液滴直径が小さくなると R_e 数が減少して抵抗係数が増加する。この抵抗係数増加の効果が大きく現われる。

(6) 噴射角 α_f の液滴軌跡に及ぼす効果は $\alpha_f = 85 \sim 95^\circ$ の範囲で、角度変化分に相当する程度である。

(7) 雰囲気温度の液滴軌跡に及ぼす効果は、大気圧状態ではほとんどないが、高圧状態にすると著しく大きくなる。

(8) スワロー空気流の液滴速度への影響度は、液滴速度の遅いときのほうが大きい。低速度の液滴は、スワロー空気流により大きく加速される。

(9) スワロー空気流速を高めると、液滴の回転角度はその速度増加割合よりも大きくなる。また、JP-4 と JP-5 では、JP-4 のほうが大きな影響を受ける。

(10) 本計算結果は、エンジンの着火性能の解析、火炎長さや燃焼器出口温度分布、ライナ壁面上の炭素堆積の傾向調査、煙や NOx 排出制御等にも利用することがで

きよう。

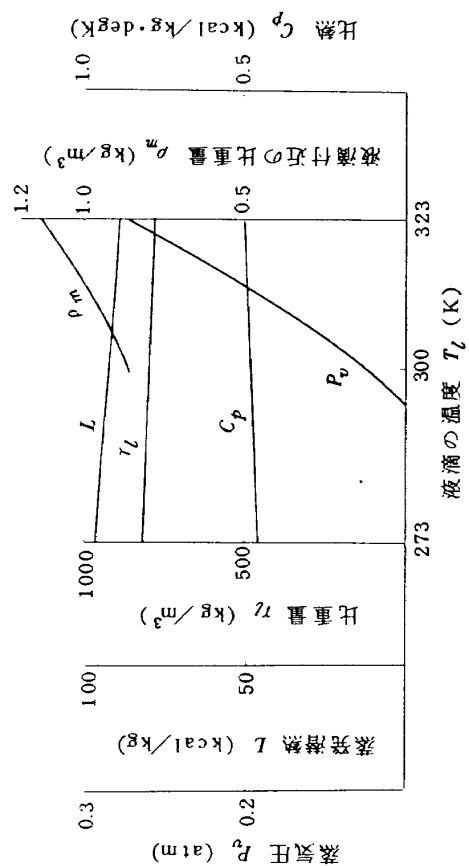
あ と が き

本報告の研究は、元航空機公害研究グループ、第3研究グループリーダ故相波哲朗氏が、死の直前まで進めていたものである。ここに、残された資料をまとめて故人の御冥福をお祈りする次第である。

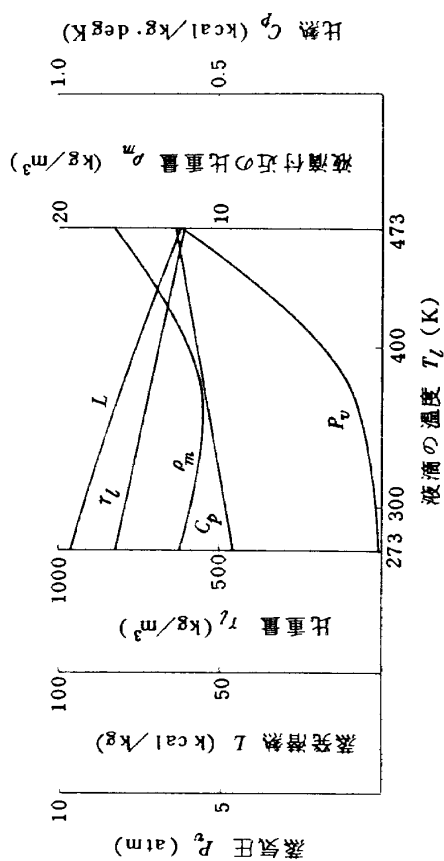
また、計算とデータ整理に協力された当時技術研究生で東海大学学生であった御園裕一君、アルバイター岡田昌也君に感謝の意を表します。

文 献

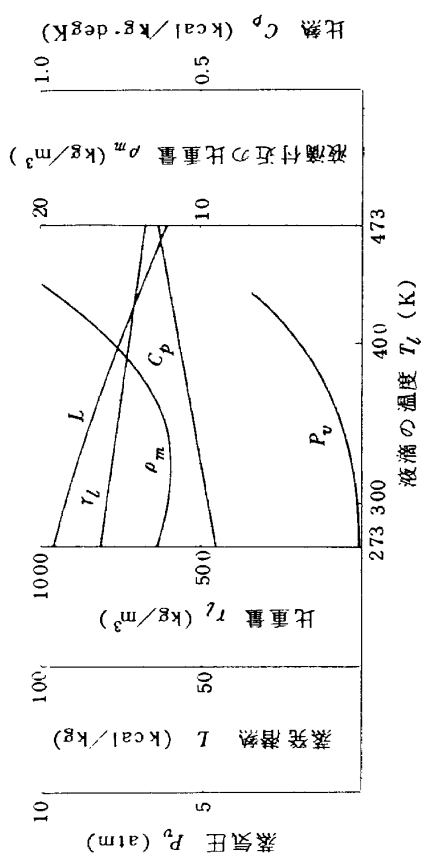
- 1) 相波哲朗；加圧時のジェット燃料の物性値，航技研資料 TM-314(1976-10)。
- 2) T. Aiba, Y. Enzaki; Properties and Evaporation of Jet-Engine Fuels at Pressurized Conditions, Proc. of the 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress (1977-5).
- 3) R. Bird, et al.; Transport Phenomena, Wiley, (1958), pp. 495 ~ 684.
- 4) 角田敏一，広安博之；高圧高温の気体中における単一液滴の蒸発，日本機械学会論文集，42巻，356号（昭51）pp. 1216~1223。
- 5) P. Eisenklam, et al.; Evaporation Rates and Drag Resistance of Burning Drops, 11th Symp. (International) on Comb. (1967) pp. 715 ~ 718.
- 6) B. V. Raushenbakh, et al.; Physical Principles of the Working Process in Combustion Chambers of Jet Engines (1964), FTD-MT-65-78.
- 7) W. E. Ranz and W. R. Marshall; Evaporation from Drops, Chem. Eng. Prog., Vol. 48, No. 3, pp. 141 ~ 146; No. 4, pp. 173 ~ 180 (1952).
- 8) 相波哲朗；スワローからの流れについて (I)，航技研報告 TR-376 (1974)。
- 9) 鈴木邦男，相波哲朗，田丸卓；ガスタービン燃焼器の設計プログラム (I)，航技研資料 TM-275(1975)「配布先限定」。



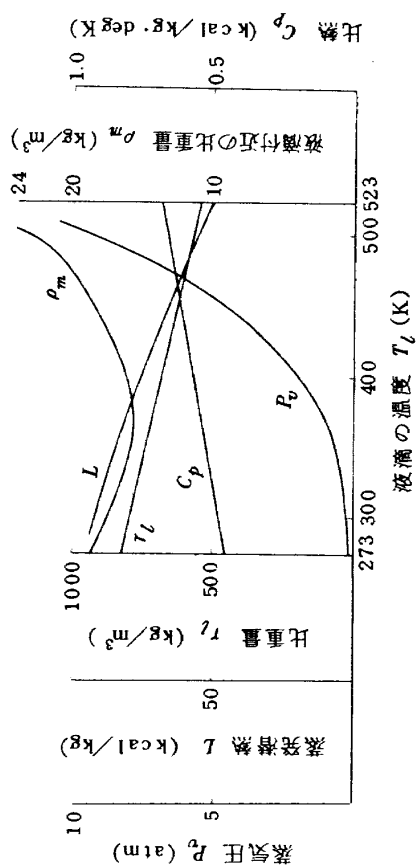
付図1 液滴 (JP-4) の物性値 (内圧 1 atm)



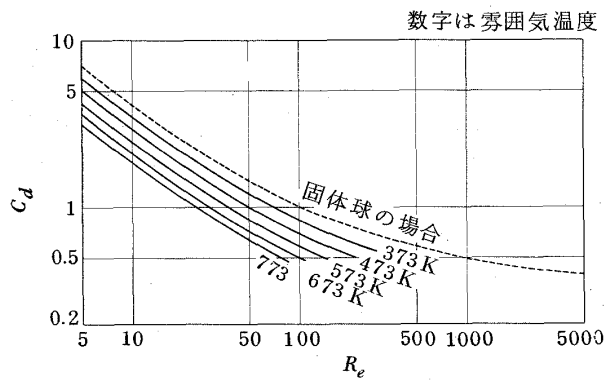
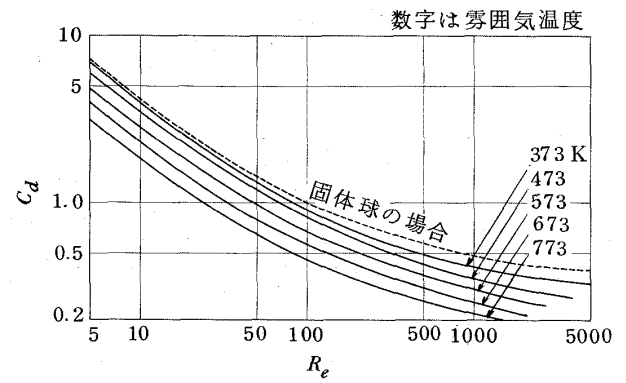
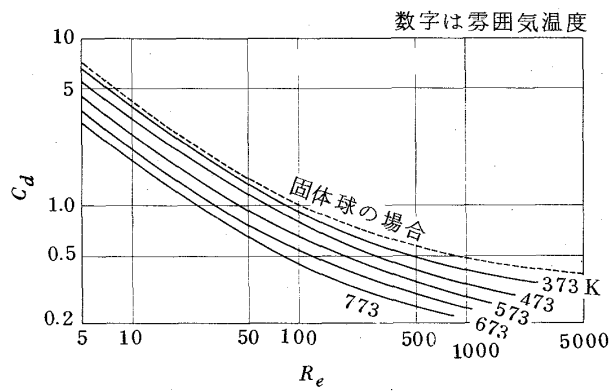
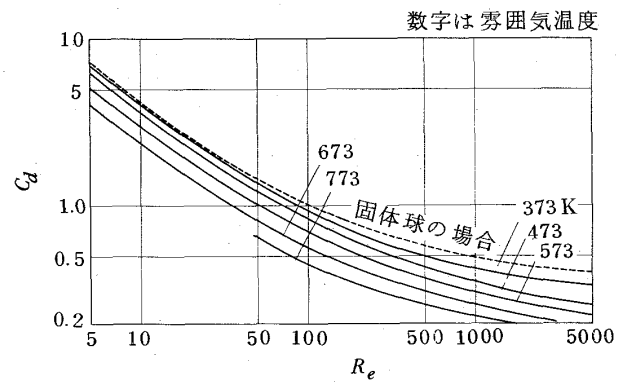
付図3 液滴の物性値 (内圧 20 atm)



付図2 液滴の物性値 (内圧 10 atm)



付図4 液滴の物性値 (内圧 30 atm)

付図5 C_d-R_e (1 atm, JP-4)付図7 C_d-R_e (20 atm, JP-4)付図6 C_d-R_e (10 atm, JP-4)付図8 C_d-R_e (30 atm, JP-4)

航空宇宙技術研究所報告 548 号

昭和 53 年 10 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 4-1-7(羽田ビル)
