

エンジン風洞におけるガス採取による燃焼効率測定

三谷 徹 (JAXA 宇宙推進技術共同センター)

Measurements of Combustion Efficiency in Engine Wind Tunnels

Tohru Mitani, JAXA - Kakuda Propulsion Research Center

記 号

1 目的

c_p	等圧比熱
D_a	(反応速度 / 冷却速度) 比を表す冷却ダムケラ数 ($= x_c^* / x_r^*$)
d	採取管の内径
E_1	分岐反応 (反応 1 の活性化エネルギー)
h_w	採取管壁の熱伝達率
k	反応速度定数
M	失活反応における第 3 体
m	採取管内の質量流束
N_u	ヌッセルト数
R^0	一般ガス定数
T	ガス温度
T_w	採取管壁温度
U	流速
X	ラジカル濃度
x_r^*	反応特性距離
x_c^*	冷却特性距離
x	流れ方向距離

α	失活に伴う無次元反応熱
β	無次元失活速度
η	無次元反応距離
κ	ガスの温度拡散率
θ	入り口温度 (T_0) で無次元化したガス温度
θ_a	無次元活性化温度 $\theta_a = E_1 / (R^0 T_0)$
λ	ガスの熱伝導度
ξ	冷却特性距離で無次元化した流れ方向距離 ($= x / x_c^*$)

添字

0 初期条件

* 特異点, あるいは臨界条件

ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF) で試験しているスクラムエンジンでは, エンジン出口で排気ガスを採取し, そのガス分析からエンジン内部性能を測定している¹⁾. この方法では, 採取した未燃焼反応物が採取管内部で反応すると実際より高い燃焼効率を示す. そのため採取ガスが採取管中で化学反応凍結していることが必要である. しかし NASA では, 総温 2000K までのスクラムジェット燃焼器を用いた実験から, ガス採取管での化学凍結は不可能²⁻⁴⁾ と結論している.

角田宇宙推進センターにおいても, ガス採取による燃焼計測を行ってきた. その中で空気総温が 2200K 程度までは, 採取管内の化学凍結は可能であることが分かってきた. ここでは最初にラジカル再結合に伴う発熱を考慮した場合の解の挙動, 特に凍結を与える臨界条件について調べる. その後, 採取装置の設計法を検討する.

2 解析^{5,7,9)}

a) エネルギーおよびラジカル支配式

図 1 に反応凍結実験に使用したピトー管型ガス採取プローブの断面図を示す. 外径が 7mm の水冷式 2 重管のプローブで, プローブ支持部から供給された水は, プローブ先端に向かって流れ, プローブ本体と内管を冷却した後, プローブ先端の肩の部分から後ろ向きに排水する構造となっている. (a) は NASA や宇宙推進センターの超音速燃焼装置でこれまで使用されてきたもので, 採取孔は直径 0.7mm の直管となっている. (b) は本稿で得られた反応凍結条件に従い新たに製作したプローブで, 採取孔径は 0.3mm, その直下流に膨張部を設けて反応凍結を促進する構造となっている. (c) はピトー管型方式における垂直衝撃波加熱を避けるために製作した, 静圧型プローブである. また (d) は, 反応凍結度を比較するための, 無冷却式の反応促進型プローブである.

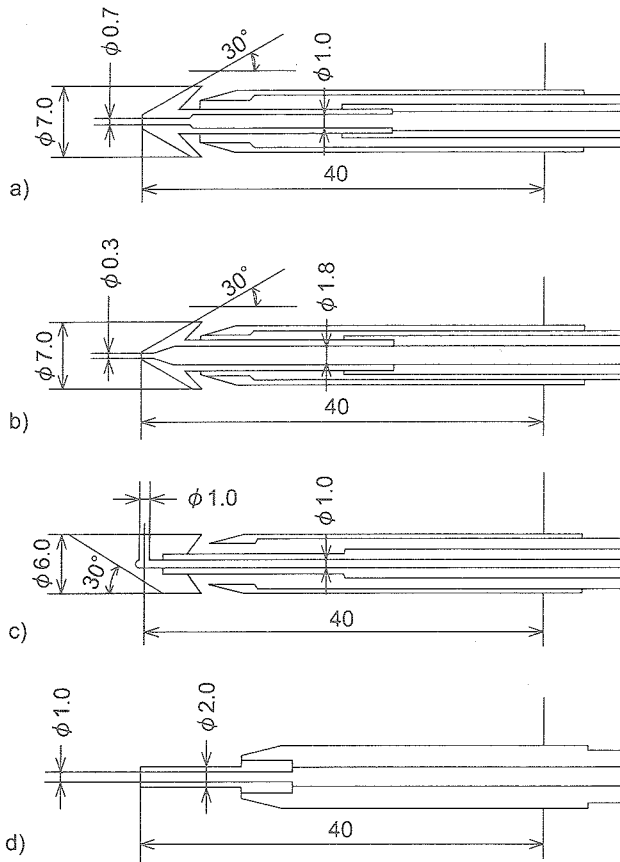


Fig. 1 Gas sampling probes designed in this study.

図1のa) から c) のプローブのように、ガス採取管が水冷され、壁温 T_w となっていれば、ガス温の流れ方向変化を以下のように書くことができる。

$$c_p m \frac{dT}{dx} = -\pi \cdot d \cdot h_w (T - T_w) \quad (1)$$

ここで簡単のために P_r 数は1に近似した。その結果、温度回復係数は1となり、試料ガスは総温と壁温間の対流熱伝達により冷却される。ここで以下に定義される冷却特性距離を用いれば、ガス温度について指数関数的に低下する以下の方程式を得る。

$$x_c^* = \frac{c_p m}{\pi N_u \lambda} \quad (2)$$

$$\frac{dT}{dx} = (T_w - T) / x_c^* \quad (3)$$

ここで採取流量 (m) は実験者が設定できる量であり、またガスの比熱 c_p や熱伝導度 λ も既知の定数である。このように採取条件から冷却特性距離が決まる。冷却距離で無次元化した独立変数 ξ を用いて、無次元温度 θ で書いたエネルギー式は次のようになる。

$$\frac{d\theta}{d\xi} = -(\theta - \theta_w) \quad (4)$$

採取管内の反応は、ラジカル (X) が増殖する分岐反応

($H+O_2 \Rightarrow OH+O:R_1$) と、 X が第3体と衝突し、失活して生成物になる反応、例えば $H+O_2+M \Rightarrow HO_2+M$ や $H+OH+M \Rightarrow H_2O+M$ を考える。分岐反応速度を k_1 、失活反応速度を k_q と書くと、2つの反応速度の比を表す失活速度係数 β を用いて、ラジカル濃度変化を決める式は次のようになる。

$$\begin{aligned} \frac{d[X]}{dx} &= \frac{1}{U} \cdot [k_1 \cdot [O_2] \cdot [X] - k_q \cdot [M] \cdot [X]^2] \\ &= \frac{1}{x_r^*} \cdot [X \cdot \exp\left(-\frac{E_1}{R^0 \cdot T_s}\right) - \beta \cdot X^2] \end{aligned} \quad (5)$$

$$\beta = \frac{k_q \cdot [M] \cdot [X]_0}{k_1 \cdot [O_2]} \quad (6)$$

ここで $[X]$ はラジカルモル濃度を、 X はその初期濃度 $[X]_0$ で無次元化した値で、反応特性距離を x_r^* とした。なお R^0 は一般ガス定数である。(6) 式の β は分岐反応に相対的な失活反応速度を表す係数である。

この反応に関する式を冷却距離で無次元化した距離で書く。その結果、(反応速度/冷却速度) 比を表す採取ダムケラ数が定義でき、ラジカル濃度 (X) の支配式は以下のようになる。

$$\frac{dX}{d\xi} = D_a \cdot \left[X \cdot \exp\left\{\theta_a \left(1 - \frac{1}{\theta}\right)\right\} - \beta X^2 \right] \quad (7)$$

ここで D_a は

$$\begin{aligned} D_a &= \frac{c_p \cdot m}{\pi \cdot N_u \cdot l} \cdot \frac{B_1 \cdot [O_2] \cdot \exp(-\theta_a)}{U} \\ &\propto \frac{P \cdot d^2}{4 \cdot \kappa \cdot N_u} \cdot \exp\left(-\frac{8450}{T_{s0}}\right) \propto (P \cdot d)^2 \end{aligned} \quad (8)$$

と書くことができる。また採取管入り口のガス温度で無次元化した温度を θ 、分岐反応の無次元活性化温度を θ_a とした。(7) 式は、ラジカル濃度が低く温度変化が無視できる反応初期において、ラジカルが指数関数的に増殖することを示している。ガス採取管内のラジカル濃度を見積もるためには、上の (3) と (7) 式を初期条件: $\theta(0)=1$, $X(0)=1$ で解けば良い。

(8) 式で温度拡散率 k が圧力に反比例することに注意すれば、ダムケラ数は結局反応圧力 P と採取管の内径の積の2乗: $(P \cdot d)^2$ に比例し、 N_u 数に反比例することが分かる。 N_u 数は Re 数の関数である。今標準状態で10cc程度の採取瓶に試料を1秒で採取する場合を考え、採取管の内径を1mmとすれば、 Re 数は350程度と見積もられる。したがって流れは層流である。

実験では採取管入り口で極力熱伝達を促進するため、冷却域(長さ L) を小さく取り、境界層の発達領域を利用するように設計した。この問題は Graetz Problem⁹⁾ と呼ばれる問題に帰着する。その Graetz 数 $\{=L/d/(P_r Re)\}$ を計算すると、我々が想定している採取管の N_u 数は層流でも

10から15と比較的大きくできる。また採取内径を小さくすれば流れは絞られ、採取部の圧力は低下する。このように、ガス採取管においてはその採取口径の選択が重要となる。

b) ラジカル失活による発熱の重要性

ここで展開パラメタ: $\theta_a (\gg 1)$ を用いて温度分布関数を $\theta = 1 - \eta / \theta_a + \dots$ のように展開し、(7) 式に代入すると、以下のラジカルに関する方程式を得る。

$$\frac{dX}{d\eta} = D_a \cdot [X \cdot \exp\{-\eta\} - \beta X^2] \quad (9)$$

この方程式の解は積分指数関数を用いて表すことができ、ラジカル最大濃度等を冷却ダムケラ数 (D_a) と失活速度係数 (β) の関数として見積もることができる。そして採取管内流速が冷却により低下する効果 ($D_a = D_{a0} / \beta$) や、温度に関する展開近似による誤差も解析的に調べられる。その結果、冷却速度を上げる (D_a を小さくする) とラジカル最高濃度は減少することは確認できる。しかし、ある D_a をしきい値として反応凍結するような臨界現象は見られず、 D_a に関して切れの悪い凍結度の応答が得られた。そこで以下のような検討を試みた。

着火初期においては、専ら分岐反応によりラジカル増殖が進行する。そのためラジカル同志の衝突頻度が低く、エネルギー式で失活反応に伴う発熱を考慮する必要はなかった。しかしガス採取管の凍結問題はラジカル再結合に伴う発熱が、被測定物である反応気の自発着火(後述する熱暴走)を誘起し、計測を不可能にする。ラジカル濃度に関する方程式には失活の項を考慮しているの、エネルギー式にも失活に伴う発熱項を加える^{7,9)}。

$$\frac{d\theta}{dx} = -(\theta - \theta_w) + D_a \cdot \alpha \cdot \beta \cdot X^2 \quad (10)$$

ここで発熱項に加わった係数 α は、採取気流の持つエンタルピに相対的な再結合反応の無次元反応熱 ($= Q / c_p T_0$) であり、例えば H_2O の反応熱 57.8 kcal/mol で代表すれば、 $\alpha = 3$ 程度の値となる。

c) 位相空間における解曲線と凍結条件

この式 (10) の付加項は第 1 項の冷却項に対して競合する項となるため、エネルギー式として式 (10) を用いた場合と (3) 式を用いた場合とでは、(7) 式との連立方程式のは大きく変わる。解の挙動を調べるために、独立変数である x を消去した温度とラジカル濃度に関する位相空間 (θ, X) を検討してみよう。

$$\frac{dX}{d\theta} = \frac{D_a \cdot \left[X \cdot \exp\left\{\theta_a \cdot \left(1 - \frac{1}{\theta}\right)\right\} - \beta \cdot X^2 \right]}{-(\theta - \theta_w) + D_a \cdot \alpha \cdot \beta \cdot X^2} \quad (11)$$

エネルギー式に発熱項が加わったことにより、分母=0となる特異線が現れ、分子=0を与える特異線とで、新しい特異点を作る。特異点の位置 (θ^*, X^*) は

$$X^2 \cdot \exp\left\{\theta_a \cdot \left(1 - \frac{1}{\theta}\right)\right\} - \beta X^2 = 0 \quad (12)$$

$$-(\theta^* - \theta_w) + D_a \cdot \alpha \cdot \beta \cdot X^{*2} = 0 \quad (13)$$

で与えられ、その線形化によりその性質を調べると不安定鞍点 (saddle) である。もう 1 つの特異点は凍結に相当する ($\theta_w, 0$) で、安定な節 (node) である。したがって凍結解は初期条件から勾配 ($-D_a$) で出発し、(θ^*, X^*) に近づいた後 ($q_w, 0$) に落ちる解である。

図 2 に横軸を温度、縦軸をラジカル濃度とした位相平面で、 D_a をパラメタにとった時の解曲線の例を示す。 $\theta = 0.4$ 付近で急激に増加する特異線は式 (12) で与える分子=0の線である。図の右端の初期値 (1, 1) を出発し、左上に向かって動く解は、その特異線を水平に横切らなくてはならない。一方、解曲線と重なっているが、 D_a をパラメタに取った時の解曲線の例を示す。 $\theta = 0.15$ から立ち上がっている特異線は式 (13) で得られる線で、分母=0ゆえに、解はそれを垂直に切るはずである。小さな D_a で小さな勾配で (1, 1) を主発すると、その解曲線は分子=0の特異線と先に交差し、それを水平に切り、左下の凍結解に落ちる。一方、大きな D_a 数の場合の解は初期勾配が大きく、先に分母=0の線を垂直に切り、それから正の勾配となり、ラジカル濃度と温度は時間と共に増加する。

図 2 について解の挙動を詳しく調べると、解は saddle 点に漸近した後、 $D_a = 8.04$ では凍結に、 8.06 では反応側に動く。このようにパラメタの値を指定すれば一義的に反応凍結のための臨界値 $D_a^* = 8.05$ が定まる。この温度とラジカルが増加する解は、失活による発熱により反応気温度が上昇、その温度上昇によりラジカル分岐反応が加速しラジカル濃度が上がる、いわゆる熱暴走 (thermal runaway) 現象に相当している。このような循環が始まると

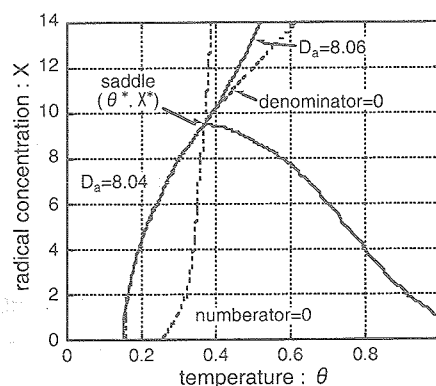


Fig. 2 Phase plane analysis for quenching of chemical reactions in gas sampling probes.

発熱速度が冷却速度を凌駕するため、反応物を消費するまで反応系は暴走する。この臨界 D_a 数は初期条件と特異点(θ^* , X^*)を結ぶ分岐線(separatrix)として与えられる。

現在、この分岐線を与える解析解は得られていないので、式(7)と(10)の数値計算によりラジカル失活速度係数(β)と採取管壁温度(T_w)をパラメタとして凍結臨界 D_a^* を計算した。その結果、失活反応速度が遅い程、あるいは壁温が低い程臨界 D_a^* が大きくなり、凍結し易いことが分かる。しかしそれらの依存性は弱く、限界 D_a 数は約10と見積もることができた。したがって、プローブダムケラ数をそれより小さくすれば、プローブ内での反応を無視できることが分かった。

3 数値解析⁹⁾

計算は1次元反応流計算コード¹⁰⁾に上述の熱損失項を加えたコードを作成して行った。このコードには水素空気反応については表1に示すような素反応が組み込まれており、ラジカル起鎖反応や分岐反応およびラジカル失活反応を追いかけることができる。この表の中で最も重要な反応はR6の $H_2+O_2 \rightarrow 2OH$ の起鎖反応、R1の $H+O_2 \rightarrow OH+O$ の分岐反応、および $O+OH+M \rightarrow HO_2+M$ の失活反応である。

採取管の凍結においては、採取する流れを超音速のままプローブに吸引し、その中で膨張させながらガス温度を下げ、その後衝撃波で亜音速に回復させることが望ましい。しかし既存のコードでは音速点を跨ぐような流れ場については計算できない。そのため計算はガスがプローブ先端の衝撃波で最初から亜音速に減速された後プローブに吸引されると仮定して行った。この条件は最も凍結しにくい場合に相当する。計算は入り口マッハ数($M < 1$)、静圧、静温、採取されるガス組成、および熱損失速度を指定して行った。エンジン内で燃焼すると採取ガス温度は上昇し、その燃焼ガスには未燃焼の反応物と共にラジカルが含まれる。このラジカルによる凍結妨害効果は採取ガス中の反応物にラジカルを共存させることにより模擬した。

図3にRJTF試験での条件に近い採取法(チップ内径1mm、採取管内圧0.1MPa、採取流量標準状態で59cc/s)で行った数値計算の一例を示す。横軸はチップ先端からの距離、縦軸はガス温度と採取管温度の温度差と採取管内に生成された H_2O モル分率の変化を示す。

ガスは壁との温度差により冷却されるため、管内の反応による発熱がなければ、図3の片対数グラフで温度差は距離に関して直線的に減少するはずである。事実、採取ガス温度が1500K時では、ガスの温度差はほぼ直線的に低下した。先端から15mmの所で少し温度低下率が低

下するのが見えるのは、そこで水素空気混合気が弱い発熱反応を起こしたためで、その結果、 H_2O 濃度が2.1%に増加している。しかしそこで反応は凍結し、 H_2O はそれ以上に増加していない。

ガス温度が1600Kになると、先端から6mmで顕著な発熱が始まり、 H_2O 濃度が急上昇している。そして7.5mmからはガス温度は上昇に転じ、冷却管内にも拘わらず、ガス温度は1100Kまで増加する。これが熱暴走現象で、これが始まると冷却による反応凍結は常に困難となる。熱暴走により採取ガス中の水素と酸素は殆ど消費され、31%の H_2O を含むガスが単調に冷却されているのが図3から読みとれる。

この数値実験から分かるように、両論混合比の水素/酸素ガスは1600Kでは凍結は不可能であるが、1500Kであれば可能性があると考えた。実際の採取管のピトー圧は最高で0.2MPaまで上昇する。このため、式(8)で得られた反応圧力と採取孔径の積($P \cdot d$)=一定の条件から、チップ内径を0.3mmに調整した。

4 プローブ先端部における再加熱

プローブ先端のオリフィス径とその下流導管を細くすればレイノルズ数は低下し、結果として粘性効果が大きくなる。その結果、プローブ内で摩擦チョーク現象が起こり、流れが亜音速となって、プローブ先端には衝撃波が形成される。その衝撃波による温度上昇が未反応ガスの反応を促進する可能性を調べるために、反応性コードを用いてプローブ先端の流れ場を調べた⁹⁾。

流れ場は、主流マッハ数2の流れをオリフィス径0.3mmのプローブでガス採取する場合を考えた。その代表レイノルズ数は約100である。図4の上の図はオリフィスの下流が一定断面で長さ0.5mmの直管の場合である。

オリフィス入り口にラムダ型の衝撃波が形成されている。しかしこのマッハ反射は下流部の形状によるものではないことは、下流部に膨張部を設けた図4下側の図の場合と比べれば分かる。このラムダ型衝撃波は、有限曲率を有するエッジ部にできた軸対称離脱衝撃波によるものである。したがってどのようなプローブで採取しても、オリフィス中央部で垂直衝撃波による採取ガスの加熱を避けることはできないであろう。

図4上側の図のマッハ数分布から、直管部で境界層が発達し、そこでは摩擦チョークとなっている様子が分かる。一方、下の図では垂直衝撃波直後から再加速が始まっている。この超音速加速により静温と静圧が低下し、採取ガスの反応凍結は促進される。上の図の直管部長を1mmとすれば、その温度回復した領域を通過する採取ガ

Table 1 H_2 - O_2 elementary reactions used in the reaction code.

No	Reaction	B	n	Ta
1	$O_2+H=OH+O$ Backward	2.000E+14 1.400E+13	0.00 0.00	8.452E+03 3.847E+02
2	$H_2+O=H+OH$	1.500E+07 6.730E+06	2.00 2.00	3.799E+03 2.687E+03
3	$H_2+OH=H_2O+H$	1.000E+08 4.620E+08	1.60 1.60	1.659E+03 9.317E+03
12	$HO_2+H=H_2+O_2$	2.500E+13 5.500E+13	0.00 0.00	3.521E+02 2.907E+04
13	$HO_2+H=OH+OH$	2.500E+14 1.200E+13	0.00 0.00	9.557E+02 2.017E+04
14	$HO_2+OH=H_2O+O_2$	5.000E+13 6.330E+14	0.00 0.00	5.030E+02 3.715E+04
4	$O_2+M=O+O+M$	5.100E+15 4.700E+15	0.00 -0.28	5.785E+04 0.000E+00
5	$H_2+M=H+H+M$	2.200E+14 3.000E+15	0.00 0.00	4.829E+04 0.000E+00
6	$H_2+O_2+M=OH+OH+M$	8.000E+14 2.760E+13	0.00 0.00	2.264E+04 1.351E+04
7	$OH+M=O+H+M$	8.000E+19 1.000E+16	-1.00 0.00	5.216E+04 0.000E+00
8	$H_2O+M=H+OH+M$	2.200E+16 1.400E+23	0.00 -2.00	5.282E+04 0.000E+00
9	$HO_2+M=O+OH+M$	8.180E+21 1.000E+17	-1.00 0.00	3.312E+04 0.000E+00
10	$HO_2+O+M=O_2+OH+M$	5.000E+13 6.420E+13	0.00 0.00	5.030E+02 2.848E+04
11	$HO_2+M=H+O_2+M$	2.310E+15 1.650E+15	0.00 0.00	2.309E+03 -5.030E+02

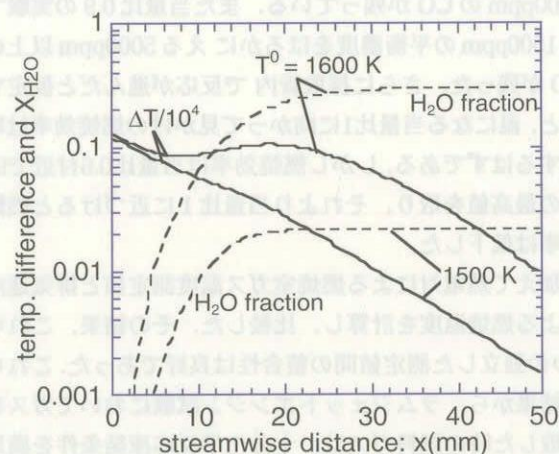


Fig. 3 Quenching of chemical reactions in gas sampling probes simulated by a one-dimensional kinetic code.

スの滞在時間は3msとなる。一方、下側の図のようにオリフィス下流に膨張部を設けたプローブにおいては温度回復領域での滞在時間はその1/100と短く、その間の反応進行は無視できる。このように、ガス採取オリフィスでは直管部の長さをできるだけ短くして、その下流に膨張部を設けることが必要である。膨張部の形状については文献5を参照されたい。

音速流にガス採取プローブを挿入した時、プローブ周りの圧力場によって分子量の小さな成分がプローブを避けて流れ、結果として分子量の大きな成分の相対濃度が上がる可能性が指摘されてきた^{11,12)}。しかしながら、図7.1.4から、衝撃波はオリフィス内側に形成されていること、またエッジ先端部からの離脱距離がオリフィス径に比べて小さいこと、の2つの理由から、この選択採取は生じないことが分かる。実際に水素を燃料とする超音速燃焼器を用いてガス採取を行い、燃焼器出口での未燃焼水素と H_2O から計算した水素の総流量と供給水素量とを比較しても、そのような選択採取は観測されていない。

5 ラムジェットにおける化学凍結

当センターで以前、メタンを燃料とする民間航空用超音速燃焼型ラムジェットのエンジン 験をRJTFで実施した。その際、エンジンの燃焼性能を、燃焼圧力とノズルスロート面積の関係、熱電対による燃焼温度測定、そして第3の方法として排気ガス組成のガス組成分析から調べた。図5にガス組成分析の結果をまとめた。図の上(a)図にRJTFを用いた超音速燃焼ラムジェットエンジンの燃焼試験で測定した酸素、 CO_2 、 CO 、残留炭化水素類、 NO_x 濃度の時間変化を、下の(b)図にはそれから算した燃焼効率と燃焼温度変化の例を示す⁵⁾。

実験では水冷採取管レークを超音速ノズル出口に設置して、内径1mm、長さ4mの導管で採取ガスを試験室外に導き、直接ガス分析装置に導入した。そして酸素は磁気式測定、 CO_2 と CO は非分散赤外線分析法、残留炭化水素は火炎イオン化法、そして NO_x 濃度は化学発光法によりリアルタイムに定量して、燃料流量による燃焼性能の変化を調べた。例えば上側の図5a)図の酸素濃度の変化を見ると、時間15秒のパイロットメタンの噴射による酸素消費とそれから順次主燃焼流量を増すことによる酸素濃度減少がはっきりと捕らえられている。

図5(b)にそのガス分析の結果から平衡計算で得た燃焼温度と燃焼効率の時間変化を示す。上の図の比から、燃料噴射量を増し、当量比を上げるに従い、燃焼効率は上昇し、最92%の燃焼効率を得た。この図5の実験では当量比が0.3から0.5と低いために燃焼温度は1300Kから1600Kと低い、一連の実験では採取レークの耐熱限界

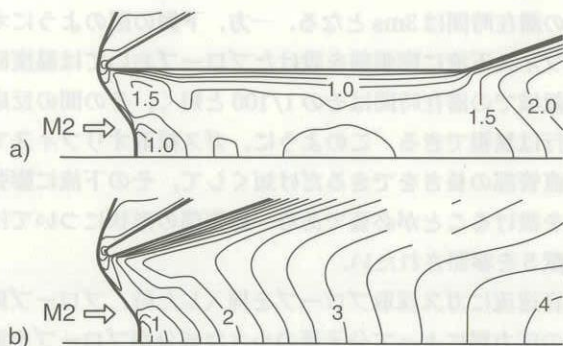


Fig.4 Flow field of sampled gas around 0.3 mm probe orifice calculated by an unreactive CFD code.

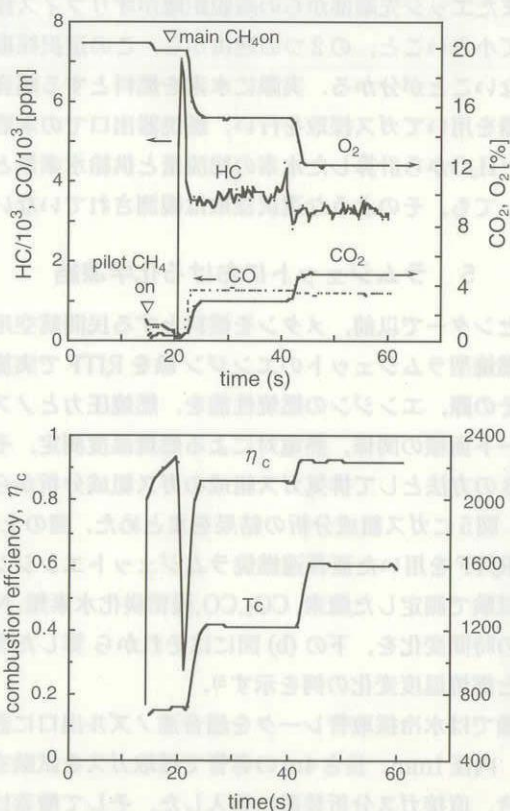


Fig.5 Gas sampling in the CH₄-fueled ramjet engine testing. Upper: a) Histories of mole fractions of O₂, hydrocarbon, CO, CO₂ in the exhaust gas from the nozzle, Lower: b) Variations of combustion efficiency and combustion temperature calculated from the gas analysis.

の2100Kの燃焼温度まで測定を試みた。

このような一連の測定と解析の後で、燃焼温度が2200Kに達するメタン燃焼ラムジェットにおけるガス採取法の精度が問題となった。そこで前節までの結果を利用して、メタン燃焼効率の信頼性を調べた。

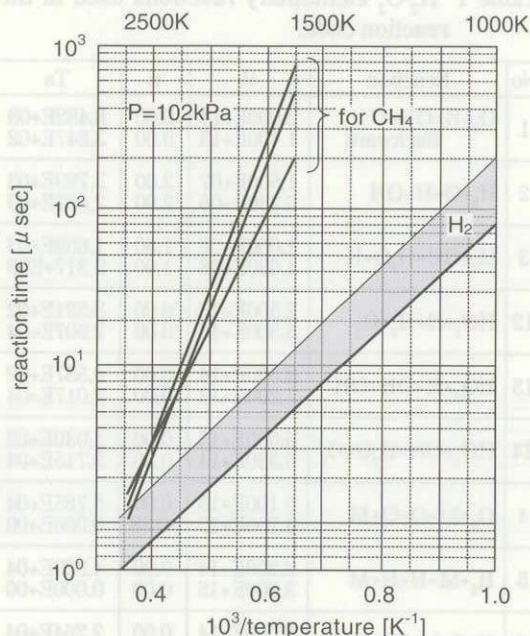


Fig.6 Comparison of ignition delay time of H₂ and CH₄-air mixture.

図6に文献5から引用した水素/空気とメタン/空気の量論比混合気の着火遅れ時間を示す。データの出典は、図中の番号を参照されたい。図からメタンの着火遅れ時間は、ラムジェット燃焼温度である2200K付近で水素反応時間の数倍、1800K付近では10倍と水素に比べて大きいことが分かった。したがって、メタン空気混合気の場合には反応凍結条件は容易に満たされ、2200Kの高温未燃焼ガスを大気圧で吸引しても採取管内の反応は無視できる。

事実、図5の当量比が0.5の実験結果を見ると、燃焼ガス中には約12%の酸素と3500ppmの炭化水素、そして1000ppmのCOが残っている。また当量比0.9の実験でも1500ppmの平衡濃度をはるかにえる5000ppm以上のCOが残った。さらに採取管内で反応が進んだと仮定すると、温になる当量比1に向かって見かけの燃焼効率は増加するはずである。しかし燃焼効率は当量比0.6付近で98%の最高値を取り、それより当量比1に近づけると燃焼効率は低下した。

加えて熱電対による燃焼室ガス温度測定値と排気速度による燃焼温度を計算し、比較した。その結果、これら3つの独立した測定値間の整合性は良好であった。これらの結果から、ラムジェットエンジン試験においてガスを採取した時の試料ガスは、十分化学反応凍結条件を満足していたと結論した。

6 採取管の設計

a) 細管内の Pousuille 流れ

採取管は導管により真空ポンプで吸引される。死容積を極力小さくするためには、導管の内径を小さくする必要がある。しかし細い導管では摩擦によるチョークが生じて、料ガスの吸引速度が制限される。この問題は衝撃波現象に対する圧力導管による測定遅れの観点からも研究されている¹³⁾。ここではガス採取法について検討してみた。

Re数が1000程度の層流の管内流れはPousuielle流れで近似でき、その導管当たりの質量流束は圧力差と密度に比例する。高圧側と低圧側の圧力をそれぞれ P_1 と P_2 と書くこと以下の式を得る。

$$m = \frac{\pi d^4 \rho (P_1 - P_2)}{128 \mu \cdot l} \quad (14)$$

今、壁温(室温)まで温度が低下した試料ガスを吸引しているため、流れは等温と近似でき、密度は圧力に比例する。導管の微小区間について量保存式を立てれば、拡散方程式に似た圧力に関する次の偏微分方程式を得る。ここで配管内圧力は、圧力導管入り口での吸引圧力で無次元化した。

$$\frac{\partial P}{\partial t} = \frac{P_1}{32\mu} \cdot \left(\frac{d}{l}\right)^2 \cdot \frac{\partial}{\partial x} \left(P \frac{\partial P}{\partial x}\right) \quad (15)$$

この式では、圧力に対する拡散係数が圧力に比例するため、非線形方程式となっている。これは低圧ほど体積流量が増し、抵抗が増加するためである。同様な式は、多孔質物質内の流れについてKiddler^{14,15)}によって得られている。ここでは定常吸引中の導管内圧力分布から圧力導管に必要な条件を、式(15)をx方向で平均化、あるいは集中係数化をして見積もる。

b) 定常吸引時の導管内圧力分布

真空ポンプで導管を定速吸引する場合を考えると、式から次の圧力分布に関する常微分方程式が得られる。

$$P = \frac{dP}{d(x/d)} = \left(\frac{128 \cdot \mu_1 \cdot m}{\pi d^3 \rho_1 P_1} \right) = C \quad (16)$$

この方程式の初期値、 $P(0)=1$ に対する解は、以下のように導管が長くなるにつれて圧損が大きくなり、有限の距離でチョークする解となる。

$$P = \sqrt{1 - C \cdot x/d} \quad (17)$$

実際の採取導管に適用してチョーク位置を計算すると、吸引圧力(P_1)が1気圧(100kPa)の時には $1.25 \times 10^4 d$ で、10kPaではその1/10の 1.25×10^3 となる。このことは10kPa程度の低圧の試料ガスを内径2mmの採取導管で吸引すると、2.5mで流れはチョークすることを示している。したがって、反応凍結の観点からは採取管圧力は低圧ほど好ましいが、その採取流量を 10^{-5}kg/s とした場合、圧力損失の観点からは採取管圧力は約30kPa程度とする

べきである。そして、採取導管長さは3m以内に採取ピンを置けばよい。

c) 採取ガスの充填時間

前節の検討では、試料ガスの質量流束が一定であると仮定して定常圧力分布を調べた。次に導管下流の採取ピン圧力を代表圧力、導管は集中した抵抗と近似して採取ピン(容積: V_0)の充填速度を計算する。採取管入り口の吸引圧力で無次元化した採取ピン圧力の時間変化は以下の式で支配されている。

$$\begin{aligned} \frac{dP}{dt} &= \left[\frac{P_1}{32\mu} \cdot \left\{ \frac{\pi d^4}{l \cdot (\pi d^2 + V_0)} \right\} \right] \cdot P(1-P) \\ &\equiv \frac{1}{t_p} \cdot P(1-P) \end{aligned} \quad (18)$$

ここで採取特性時間(t_p)を定義した。 $V_0=0$ の場合は、細長い導管の先に取り付けた圧力センサの測定遅れを表す方程式となる¹⁶⁾。

導管容積が採取ピン容積の10%以下の場合には、この特性時間は採取圧力と導管内径の4乗に反比例する。例えば導管を内径2mm、長さが2mとして容積50ccの採取ピンに1気圧の空気を吸入する時の充填特性時間は0.01秒、0.1気圧のガスを採取する時の特性時間は0.1秒となる。

採取ピン圧力の初期条件($P=P_2^0$)に対するこの解は以下のように与えられる。

$$\frac{t}{t_p} = \ln \left\{ \frac{P}{P_2^0} \cdot \left(\frac{1-P_2^0}{1-P} \right) \right\} \quad (19)$$

真空中に相当する $P_2^0=0$ は充填時間が無限大の結果を与えるが、これは流れがチョークするためである。例えば $P=0.1$ から0.9まで充填するための時間は式から $4.39t_p$ ・時間、 $P=0.05$ から0.9までには $5.14t_p$ 時間を要する。このように採取ピン内圧力を減圧し過ぎると試料流量が取れず、返って採取時間が長くなる。また密度一定とした時の充填必要時間に比べて密度変化が大きい採取導管の場合には、その約2倍の充填時間が必要である。

d) 配管パージ時間

ガス採取に際しても導管の死容積とその中を流れるガス流量から決まるガス交換時間が問題となる。そこで2mの1/16インチチューブ、およびその先端に0.5mm径のオリフィスを取り付けた場合について、そのガス充填時間を測定した。

その結果、チューブを流れる流量は差圧が100kPaから10kPaまでの平均で16cc/秒、プラグ流を仮定した時のガス充填時間は0.3秒、最も遅い攪拌混合(well-stirred)状態で0.9秒となった。この検討により、ガス採取のため

のシーケンスでは配管パージに1秒、157cc採取容器への充填時間を1.4秒に設定している。

また試料採取に先立ち配管や採取ピンのパージ時間も採取特性時間の3倍程度が必要である。以上のことから1回の採取シーケンス当たり $10t_p$ の時間を準備しなければならない。例えば内径2mm、長さ2mの採取導管の下流に約50ccの採取びんを取り付けた時、 t_p は0.012秒($P_1=100\text{kPa}$)から0.12秒($P_1=10\text{kPa}$)となる。このことから採取圧力が10kPaでも、パージも含めて2秒で採取が完了し、次の燃料噴射シーケンスに移ることができる。スクラムジェットエンジンの試験時間は10秒から最大60秒である。したがって10秒間の比較的短い燃焼試験においても、エンジンに供給する燃料流量を順次変化させ、ガス採取しながらその性能が計測できる。

7 ガス採取装置とそのシーケンス

小型風洞およびRJTFで使用しているガス採取装置とプローブレークを図7に示す。ガス採取装置は12チャンネルで、各チャンネルには開閉弁2個と3方弁1個が付いている。左のブルドン管の右に写っているのがピストン付きのガス採取容器で、その横の真空タンクに開閉弁を介して接続されている。ガス採取容器の内容積は157ccで、採取後マニュアルでピストンを圧縮することにより採取ガス圧を大気圧以上に上げること(最大圧縮率70)で、大気混入による試料の汚染を避けている。各電磁弁は遠隔によりシーケンサで駆動される。

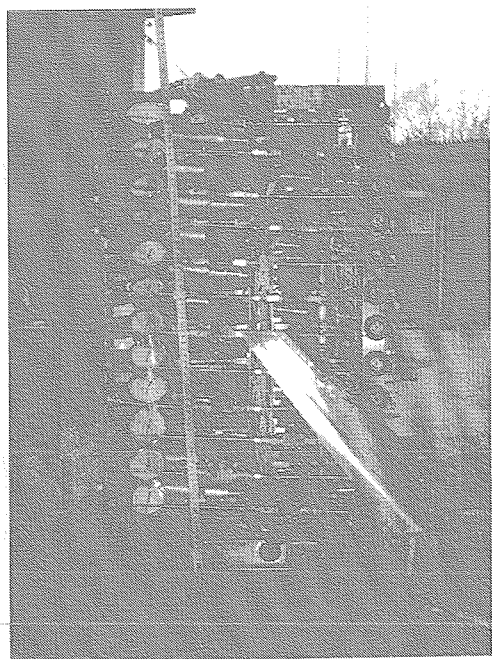


Fig.7 A probe rake and the gas sampling valve unit for the RJTF engine testing.

写真の右下は、後退角付きエンジン試験に用いたガス採取レーク(7本プローブ付き)である。このレークはエンジンのスパン方向に移動するトラバース装置に装着され、エンジンノズル下流に設置される。M8エンジン試験ではレークはエンジン排気流に、またトラバース装置も総温2600Kのノズル気流に晒されるので、トラバース装置全体はレークからの冷却水により保護している。

ガス採取レーク用のトラバース装置は、エンジンの下流に取り付けられるように高さ100mm、横幅300mm、長さ300の直方体形状とした。その上面にレークを取り付ける移動台(厚さ12mm、幅60mm、長さ268mm)がある。内部には定格駆動流0.87A、出力100W(定格トルク0.318N-m)のACサーボモータを収納し、減速比1/1.4の歯車とピッチ2mmのボールねじにより、移動台を駆動する。冷却水はゴム管で、また採取ガスはテフロンチューブによりレーク本体とトラバース装置内の固定継ぎ手と繋がっている。移動速度は10mm/s、最大移動距離は300mmである。

最も設計に苦勞したのは、1/100気圧下のトラバース駆動装置の使用環境からトラバース駆動部を保護することである。移動台を動かすには、駆動箱上面には開口部が必要である。駆動装置の一部は設備ノズルからの最高2600K・動圧50kPaの気流に晒され、エンジン燃焼時にはその燃焼ガスをかぶる。またレークから散水した冷却水で、駆動箱本体を熱保護する。従って内部のモータを保護するためには気密性の高い耐水が、そして外部に対してはM8の風圧と3000Kに対する対策が必要である。可溶性のある布のような材料では風洞気流に保たない。

そこで、台座の移動に合わせ、1mm板厚の幅50mmのSUS板を4枚、よろい戸式に組み合わせた2組の熱防御スライドで、駆動箱上面を覆った。台座の移動に伴い、開放側では防御板スライドが展開し、閉じる方ではスライドが重なって行くようにした。さらに駆動箱内部には防水布でモータを保護し、内部に窒素を供給して、外部より内圧を高めることにより、冷却水や高温ガスの浸入を阻止するようにした。

図8にガス採取装置によるピトー圧測定とガス採取のシーケンス例と採取ユニット1チャンネル分の系統図を示す。最初に機械式圧力スキャナで12チャンネル分のピトー圧を測定する。静圧に比べピトー圧は高い(約100kPa)ので、その走査時間は1チャンネル当たり0.2秒としている。

電磁弁SV1は真空弁で、SV2はパージ開閉弁、SV3はパージと採取を切り替える3方弁(採取弁)で、通常パージ側に繋がっている。最初SV2が閉の状態、圧力スキャナを動かしてピトー圧分布を測定する。それまでは

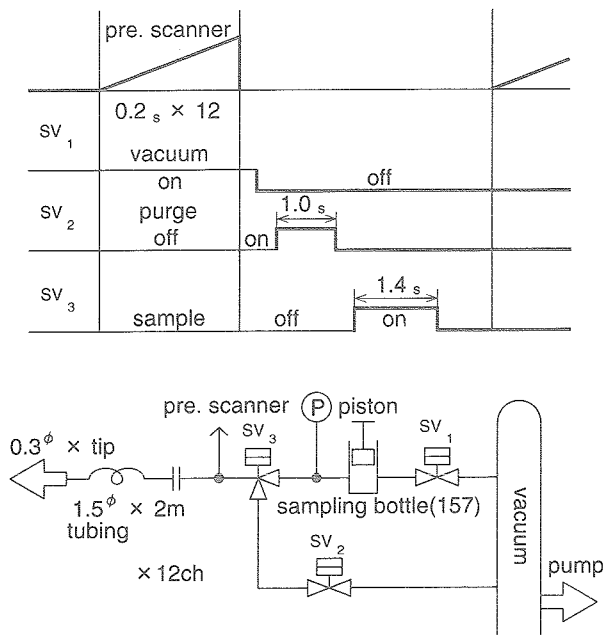


Fig.8 Sequence of gas sampling and pitot pressure measurements in the RJTF engine testing.

SV1を開として採取容器を真空に保っている。採取シーケンスに入ると、まずSV1を閉じ、パージ弁SV2を開とする。SV3はパージ側に繋がっているの、これによりプローブ先端から採取装置までのライン内のガスはパージされ、採取ガスに置換される。そのパージ時間は前節の検討から1秒としている。パージを終えるとSV3の採取3方弁を採取側として容器内に採取ガスを吸引する。この吸引時間はエンジン試験の場合1.4秒とし、採取後の容器圧が0.2気圧程度までになっている。各プローブ(図7.1.7のレークの場合は7本)からの採取ガスはそれぞれの容器に蓄えられる。

その測定位置での一連のシーケンスが終了すれば、トラバースを動かして次の測定位置にレークを移動させる。トラバース時間+1秒の待機時間内にプローブ導管内の圧力は新しい位置でのピトー圧に追従し、次のピトー圧測定→ガス採取シーケンスに入る。図7の7本プローブレークの場合には、12チャンネル採取装置を2台使えば、3測定位置で計21サンプル、3台用いれば5測定位置から計35本の採取ガスが得られる。実験後はなるべく早く採取容器のピストンを圧縮し、大気汚染を防ぐ。

8 ガス採取レークの焼損

2001年4月のM8エンジン試験において、トラバース装置とガス採取装置を用いて気流状態と燃焼状態でのピトー圧とガス組成測定を行った。エンジンに水素を供給しない、空気総温2600Kの気流時測定においては問題な

くピトー圧分布が測定できた。しかしM8-62試験でエンジンに当量比0.75相当の水素を供給し、ガス採取を試みたところ、トラバース中にレークが焼損した。

図9に使用したレークを示す。このレークは第2次エンジン用のもので、図7のレークとは異なっている。レークはエンジン形状に合わせ、後退角がなく、六本の採取プローブが付いている。エンジン内で燃焼した流れは左から右に流れる。レークの全長は305mmであり、レークの抗力を小さく、エンジン測への影響をなるべく避けるためにその厚さは10mmとした。レークには45mm間隔で6本の採取プローブが付いている。プローブは2重管となっており、右側の基部から冷却水が供給される。その冷却水はプローブ先端の傘部背面から下流に向けて放出される。

基部のプローブ取り付け部の中間には5箇所冷却水放出孔がある。その冷却水が前方に吹き出さないように、基部前縁には2mm厚さのニッケル製のカバーがあり、冷却水はその背面を冷却した後基部との隙間から下流に放出される。さらにプローブ内の採取管を冷却した水も、採取オリフィスがある傘(銅製)から下流に放出され、二

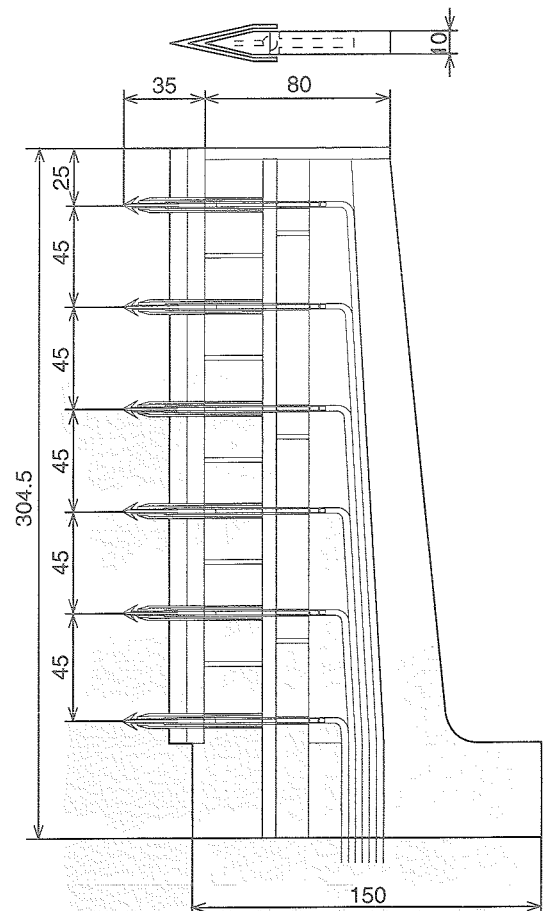


Fig. 9 The gas sampling probe rake used in the E2 engine without the swept-back angle in the combustor.

ッケル製カバーの上面を流れ、ニッケルカバーを保護するようになっている。採取した燃焼ガスはプローブ内の細管で冷却され、基部内部の冷却水の中のテフロンチューブを経由してレーク下部に導かれる。

図10に焼損したレークの詳細を示す。写真には6本の内の3本のプローブが写っている。その右側が冷却水通路となっている銅製のレークの基部である。基部の先端の5個の冷却水が凹状の窪みとして写っている。

RJTF-M8試験においては、起動時に先ず総温290Kの常温空気により風洞が起動する。その際レークから放出された水は、その低い静温のために凍結し、レークの下流端に海老状の樹水ができる。この観察により、冷却水が流れていることは確認した。

しかし燃焼試験後に調べると、エンジン壁圧データから燃焼が活発であった領域の下流域に位置していたプローブがひどく損傷していた。写真中央のプローブでは、採取オリフィスがある傘（銅製）部が溶けて、流れの動圧によりつぶれているのが分かる。熱伝導性のよいニッケル材もその背面が冷却されているはずの部分の損傷がひどい。写真下側では製のレーク本体、特に冷却水孔そのものが熔損している。

プローブの根元に焼損がなかったのは、プローブ傘部からの冷却水が高い流れ動圧により、根元に集中して冷却したためであろう。反対にそれらの中間部が焼損したのは、プローブからの冷却水が届かなかったこととニッケル板背面からの冷却が不十分であったことが考えられる。そして、プローブが作る円錐型衝撃波とレーク基部が作る衝撃波が3次的に干渉、局所的に高圧・高温域を形成した可能性がある。

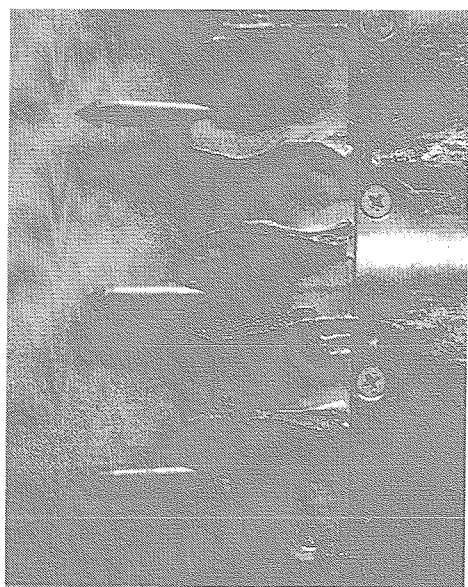


Fig.10 The probe rake used in a M8 engine test (M8-62)

採取したガス組成からは100%に近い燃焼効率が得られた。しかし写真の採取オリフィスの損傷状態から、そのガスが化学凍結条件を再検討しなくてはならない。総温2600Kの空气中で当量比燃焼した場合、その燃焼温度は3000K以上となり、低圧によりラジカル濃度も高くなる。ラジカル分岐反応の強い温度依存性からそのような高温での反応凍結はかなり難しくなる。今後第5.2節で議論した理論燃焼性能、エンジン試験で実測された推力、そしてCFDでえられるエンジン性能等と併せ検討し、エンジン内での実際の燃焼効率とプローブの凍結度を調べなければならない。しかし、ガス組成による燃料分布の測定は反応凍結度にはよらないため、万一凍結が不完全でもレーク測定は有益である。

現在焼損したプローブレークを改修している。第1に銅製のプローブ先端チップの円錐半頂を25度から20度に鋭くした。これによりチップの熱負荷は軽減される。そしてその材料を熱伝導率が高く、耐熱性の良いニッケルに変更した。しかしニッケルの化学的触媒性に問題があるので、銅製のチップも準備して比較実験する。また最も焼損が激しかったプローブ間に、冷却専用の短い放水管を設けて後ろ向きに散水するようにした。これによりレーク前縁に均一に散水され、冷却ニッケル覆いの焼損はなくなるであろう。さらに取り外し可能なブルドン管を、冷却水供給系に設置し、冷却と散水量を定量的に設定できるようにした。

9 まとめ

エンジンの燃焼効率をガス分析法により測定するため、化学反応凍結する条件を解析的に調べた。その結果は以下のようにまとめることができる。

- 1) 着火反応速度と採取管内部流で得られるプローブダムケラ数を10以下にすれば、水素/空気反応気を反応凍結できる。このような凍結の臨界現象が実際に生じることを、full kineticsを用いた1次元反応流計算により確認した。
- 2) エンジン試験に用いるために、プローブオリフィス径を0.3mmと細くし、その下流に急拡大の膨張部を設けたガス採取プローブを製作し、その凍結性能をM2.5超音速燃焼器で確認した。
- 3) プローブオリフィス周りの低レイノルズ数流れをCFDコードで析した。その結果、音速流のガス採取において、重い成分を優先的に採取する、いわゆる選択採取現象が生じないことを確認した。
- 4) メタンを燃料とする亜音速燃焼型ラムジェット燃焼効率測定にガス採取法を適用し、燃焼性能を調べた。メタン/空気系は水素に比べて反応速度が遅く、

またその活性化エネルギーが大きいため、プローブ内の反応は容易に凍結できる。

- 5) そのガス分析から燃焼器流速が100m/sのラム燃焼器において燃焼温度は1500Kから2200K、燃焼効率98%から92%の燃焼性能を確認した。
- 6) 空気総温が2500Kを超えるM8条件における燃焼では、反応凍結はかなり困難である。また分解能を上げるためにプローブを小さくすると冷却が困難となる。

文献

- 1) Mitani, T. Hiraiwa, T., Sato, S., Tomioka, S., Kanda, T. and Tani, K.J. Prop. Power, vol.13, No.5, pp635-642, 1997.
- 2) Anderson, G.Y. and Gooderum, P.B., "Exploratory Tests of Two Strut Fuel Injectors for Supersonic Combustion," NASA TN D-7581, 1974
- 3) McClinton, C.R., "Interaction Between Step Fuel Injectors on Opposite Walls in a Supersonic Combustor Model," NASA TP 1174, 1978.
- 4) Eggers, J. M., Reagon, P.G. and Gooderum, P.B., "Combustion of Hydrogen in a Two-Dimensional Duct with Step Fuel Injectors," NASA TP 1159, 1978.
- 5) Mitani, T., "Quenching of Reaction in Gas-Sampling Probes to Measure Scramjet Engine Performance," the 26th Symp. (Int.) on Comb., The Comb. Inst., pp2917-2924, 1996.
- 6) Mitani, T. et al., "Mach 2.5 Experiments on Reaction Quenching in Gas Sampling Probes for Scramjet Testing," the 27th Symp. (Int.) on Comb., pp2151-2156, the Combustion Institute, Boulder, 1998.
- 7) 三谷徹ほか, スクラムジェット用ガス採取管における反応凍結(1)理論解析, 日本航空宇宙学会誌 46巻539号 pp10-17, 1998
- 8) 三谷徹ほか, スクラムジェット用ガス採取管における反応凍結(2)超音速燃焼器を用いた検証実験, 日本航空宇宙学会誌 46巻539号 pp18-24, 1998
- 9) Mitani, T., Takahashi, M., Tomioka, S., Hiraiwa, T. and Tani, K., J. Propulsion and Power, vol. 15, No. 4, pp 572-577, 1999.
- 10) Radhakrishnan, K. and Bittker D.A., LSENS, "A General Chemical Kinetics and Sensitivity Analysis Code for Homogeneous Gas-Phase Reactions," NASA Reference Publication 1329, Feb. 1994.
- 11) Reis, V. H. and Fenn, J. B., "Separation of Gas Mixtures in Supersonic Jets," J. Chem. Phys., vol. 39, No. 12, Dec. 1963, pp 3240-3250
- 12) Waitz, I. A. and Marble, F.E. and Zukoski, E.E., "Investigation of a Contoured Wall Injector for Hypervelocity Mixing Augmentation," AIAA J., 31, No.6, June 1993, pp1014-1021