

ロケットエンジン真空燃焼実験設備

秋葉鏖二郎・長友 信人・寺田 守男

1. ま え が き

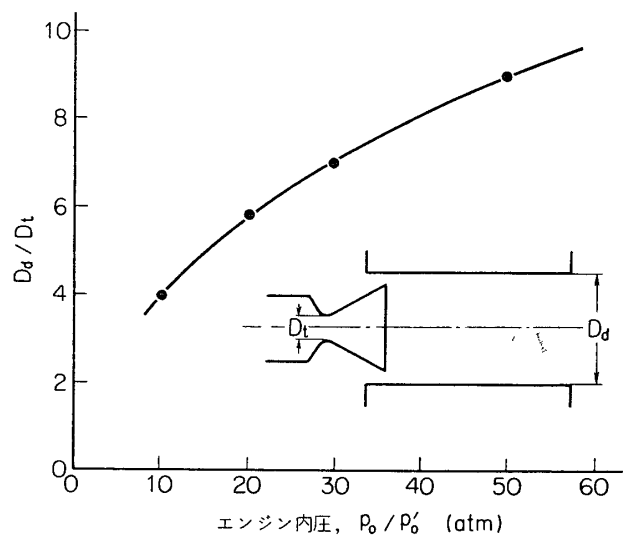
ロケットエンジンの環境テストのためには模擬すべき対象によってさまざまな種類のシミュレータが必要とされるが、最も基本的なものはここでのべるような大気圧以下の周囲圧力で作動する高膨張比ノズル付上段用エンジンの性能試験に使用されるものであろう。その中でもエンジン燃焼中の真空排気にエンジン噴出ガスによるエゼクタ効果を利用した自動排気方式のものは、今日、最も一般的なもので、ラムダ、ミューの上段エンジンの試験において日常的に用いられてきた。すなわち、このための設備には 480 S 用のたて型スタンド、M-30 までの試験に用いられた M-21 真空テストスタンドがある。ここでは 480 S のものは省略し、M-30 と M-21、とくに後者について詳しく紹介したい。

2. 作動原理と装置としての特長

以下の装置についての理解を深めるためにこのシミュレータの作動原理を装置としての特長を簡単に述べておこう。

エンジン燃焼中の装置全体はスチームエゼクタあるいは超音速風洞と同様な流れと圧力の関係になっていると考えてよい。ここでロケットにとって必要なことはノズル内部でショックができず、また実際の宇宙空間における推力を予測するさいに支障になるような外壁の圧力や流れの乱れが十分小さいことである。これを基本目標として、次のように設計する。

ノズル内部で衝撃波ができないための条件は試験用エンジンに対していかなるディフューザを組み合わせるかの設計条件でもある。ディフューザとしては直管式のものを用いており、与えられた試験用エンジンのノズルスロート径 D_t に対して、ディフューザの径 D_d をいくつにとるか、またディフューザの長さ L_d を D_d に対してどのくらいにとるかが問題となる。 D_d/D_t の決定は第 1 図の計算図表を用いて求めている。ここで、 p_0/p_0' はエンジンノズル上流の全圧を外気圧の比で、外気圧は気



第 1 図 直管式ディフューザの設計図表 (スタート条件)

圧なのでその数値はそのままノズル上流全圧を気圧で表わしたといってもよい。安全をみて、エンジン内圧 p_c の 1/2 位に p_0 をとって p_d/D_i をきめておけばよいようである。一方、 L_d/D_d の方は経験的に 5 以上とればよいことが従来の実験でわかっている。直管式のディフューザの製作は容易であるが、ノズル出口径がこれより大きくなるものについては実験できないという不便がある。

推力計測に対する外乱となるようなエンジン周辺圧力の変化は定常に作動していればもちろん生じない。実際の装置ではこれに近い状態は燃焼中だけとなってエンジン始動と燃え終りについてはそれぞれ特徴的な現象が生じる。次にこれらの時期について簡単にのべる。

まず点火時であるが、この方式は初期に大気圧下にあっても自動的に真空になるが、真空点火のテストもかねてあらかじめディフューザにふたをしてエンジン燃焼中よりはるかに低い真空にしておく。したがって点火薬の燃焼からエンジン推薬の着火までは十分低い圧力が得られるだけの真空タンク容積が必要であり、点火おくれの大きいエンジンの場合、はじめの点火薬燃焼によるガス圧でディフューザのふたが開かないことが条件となる。

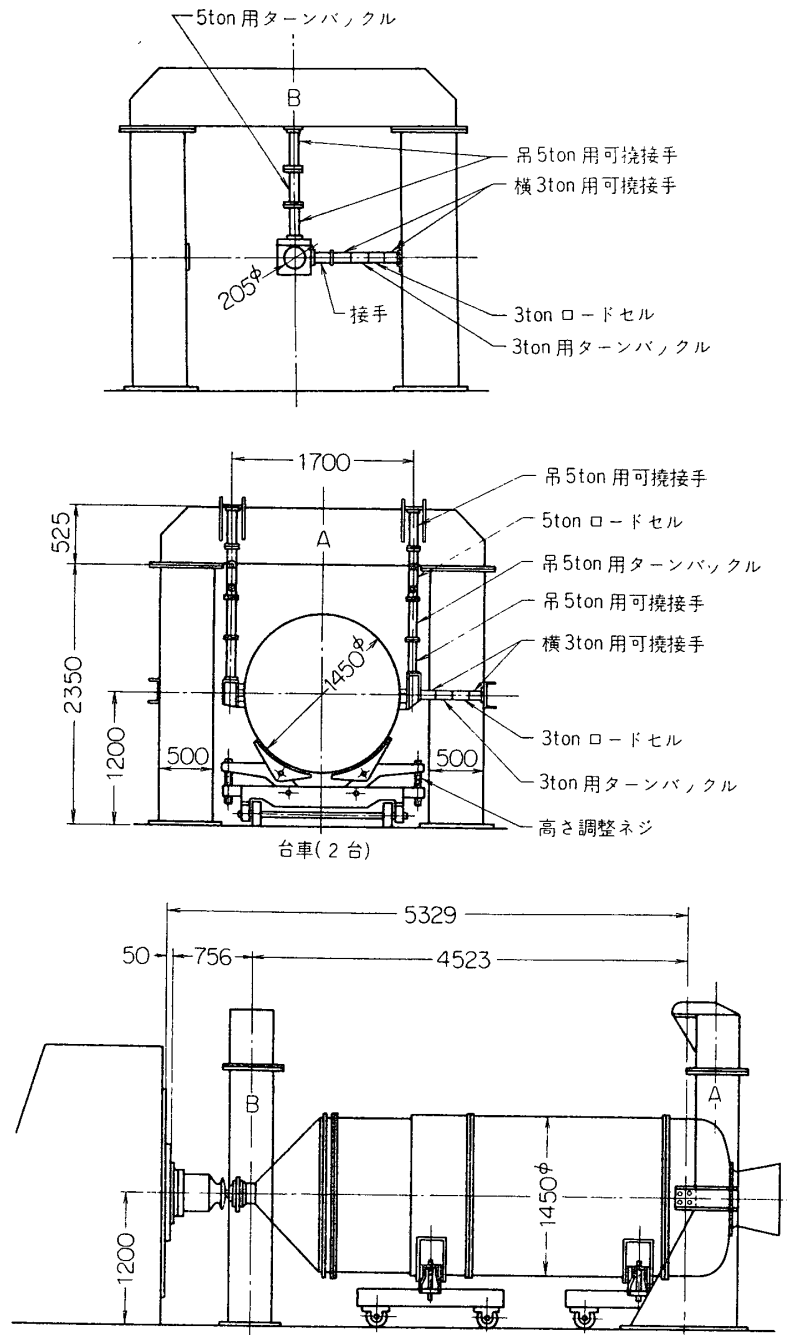
ディフューザの条件がなりたたなくなる燃焼おわりの時期ではエンジンノズル内に衝撃波が入るため推力の測定は不正確となる一方、燃焼ガスが真空タンク内に流入するため温度やその他の計測も不満足なものとなるおそれが多く、また試験用エンジンが高温ガスによって損傷して、燃焼後のノズル部および燃焼室外部の状態検査の材料としての価値を下げることもある。このため M-21 用のものはこの火炎の逆流を防止するためにディフューザ効果がなくなるまえに真空タンク内に空気をいれて大気圧にするようにしている。

3. テストスタンド

ここで説明する真空燃焼装置はいずれも能代実験場の中型テストスタンドに設置された。このテストスタンドは M-11 テストスタンドに並設され、ラムダ用エンジンおよびミューの 2 段目以上のエンジンの試験に幅広く用いられてきたが、目下計画中の大気圧燃焼用の中型テストスタンドが新しく完成すれば、これは専用真空燃焼テストスタンドとして機能の分離が行なわれることになっている。

テストスタンドは横型で推力方向に敷かれたレール上を移動する台車の上にエンジンをのせて、エンジンと推力受けのベースプレート部との間にロードセルをおいて推力を測定するのが本来の方式であった。このスタンドは推力 50 トン以下、直径 1,400 mm までのエンジンの試験ができる。大気圧燃焼で実施した最大のエンジンは M-20 であって、過去 3 機中 2 機を TVC 付きで行ない、多分力計測スタンドとして用いている。第 2 図は、この状態におけるテストスタンドの図面を示す。

テストスタンドに付属してドームとクレーン用鉄骨がある。ドームは元来エンジン保護のために設けられたが、大型真空燃焼装置が半固定状態となっている現在では、装置自体がエンジン保護の役割をはたしている。クレーン用鉄骨はエンジン準備室がなかった時代には、エンジンセットの唯一の方法として用いられた。



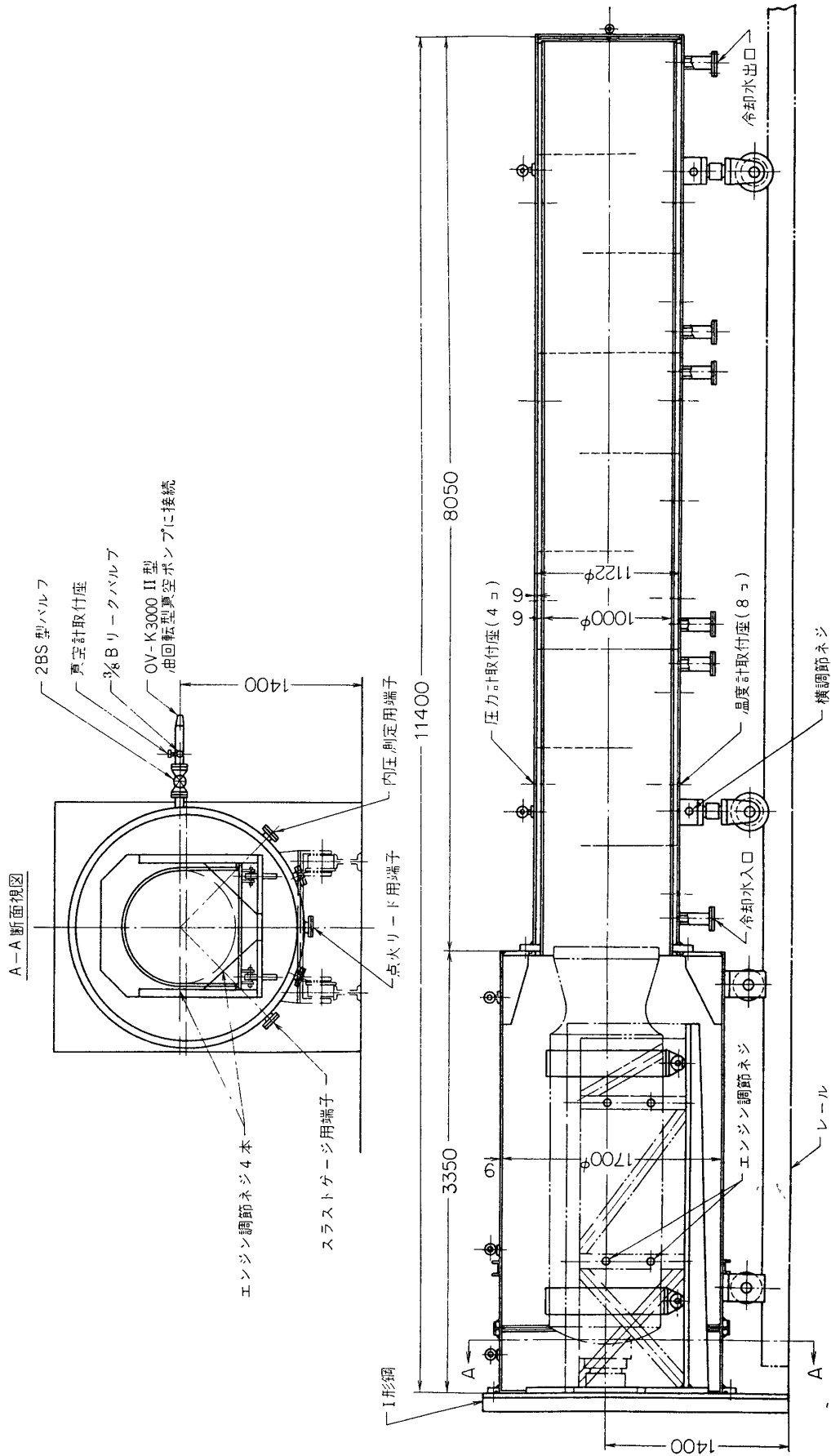
第2図 M-20 テストスタンド

4. 小型真空燃焼試験装置

能代実験場に最初に設置された真空燃焼試験装置は第4図に示す。これによってミュロケットの3段目 M-30 以下のエンジンが試験できた。

これを用いて試験したエンジンは第1表である。

試験槽の主要部構造は横型円筒形の軟鋼溶接構造で、内寸法は $1,470\phi \times 4,040L$ である。

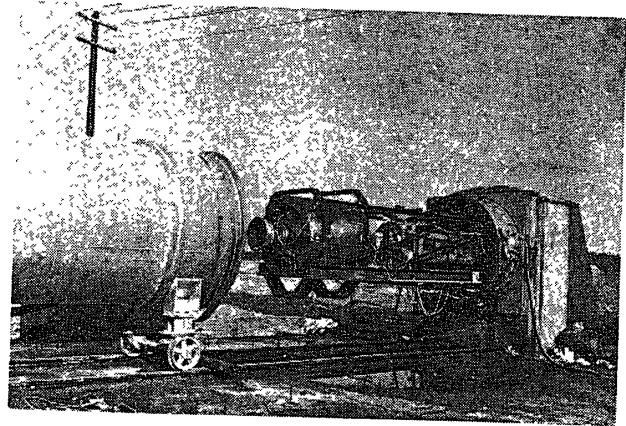


第 3 図 850φ 球形エンジン燃焼装置

第1表 小型真空燃焼試験装置を用いて行なったエンジン実験

実験年月日	機種名	備考
41・11・7	M-40-1	スピンなし
〃・12・14	M-40-2	スピンなし
〃・12・21	M-30-1	
43・3・28	500 FRP	TVC 付

ベースプレート部はコンクリート基礎に固定されている。これに固定する長さ 500 mm の円筒部にフランジを通して測定用リード線、点火用リード線、ピックアップ冷却水などがとりだせるようになっている。槽内はベースプレート部にブランケットを固定し、これにエンジンが支持できる構造になっている。このブランケットは最大 2.3 ton の重量を支えることができる。エンジンは軸方向（スラスト方向）に移動可能であり、円筒形の真空槽は車輪



第4図 小型真空燃焼試験装置のタンク内部、エンジンは M-40

付で軸方向に移動してベースプレート部でゴムパッキングによって結合シールされている。この装置は下記大型真空燃焼試験装置の完成とともにおきかえられ廃棄された。

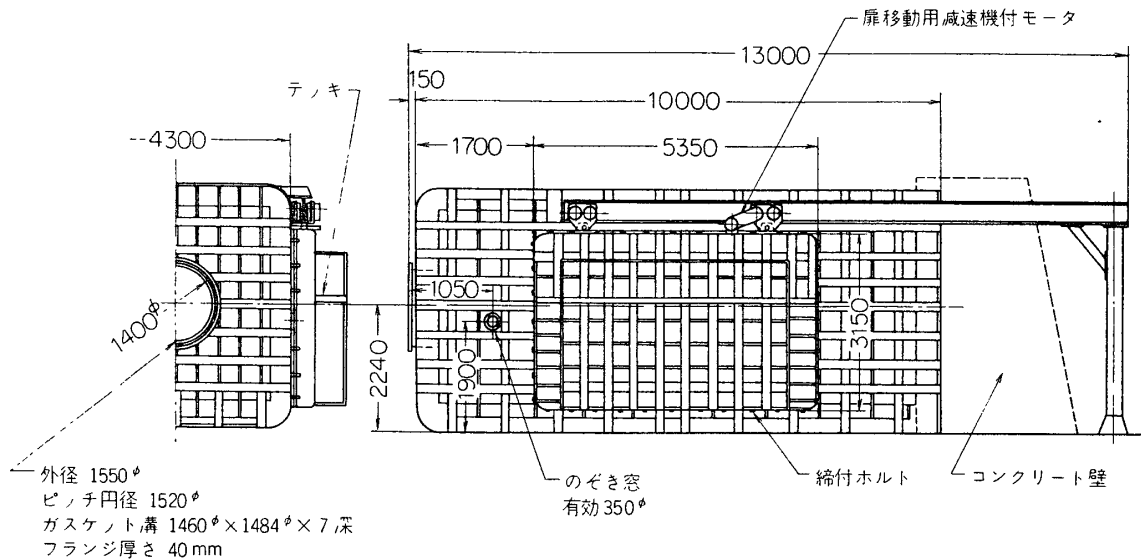
5. M-21 真空燃焼試験装置

5.1 設計の要点

この設備の計画にあたっては、上記小型設備による経験もあって、原理的な点では問題は全くなかったのですが、もっぱら「真空環境下で」いかにして「満足な性能試験」ができるかを配慮した。すなわち、推力、内圧、温度ひずみ、振動などの計測一般のほか、スピン状態での燃焼実験、二次流体噴射による推力方向制御のための装置と、それに関連した計測などの実験を行なうにあたって真空装置による制約を最小限にするように努めた。これに関連して生じた問題も含めて、具体的にとった対策は次の3点にまとめられる。

- i) 真空タンクの大型化
- ii) 拡散筒冷却能力の強化
- iii) 逆流火炎予防

i) についていえば、従来の経験から内部にロケットエンジンとテストスタンドを収容してなお内部で人が作業できるスペースをとるようにした。そこで、はじめに、第5図に示すような従来の大気圧地上燃焼のテストスタンドをすっきり内部に収容できるくらいの大きさをまず考え、テストエンジンとして M-21 を考慮して第5図のようなものを立案したが、予



第 5 図 M-21 真空燃焼試験装置 (原案の 1)

算的に M-21 エンジンの多分力テストスタンドを内部に収容するだけの大きさのものは無理であることがわかり、M-21 などの大型のものは真空タンク自体をスタンドとして用いる形式のものとし、分力計測用のロードセルは真空タンクから直接とるというのはなほだユニークな構造となった。一方、小型のエンジンはすべて台車スタンドをこの中に入れるように計画したので、大型と小型ではエンジンセットの点でまったく異なる方式となった。

ii) について、エンジンの大型化によって生じた派生的問題の中ではディフューザの冷却が最も大きかった。これに対しては冷却水供給源の能力強化をすると同時に、フィルム冷却式を採用するように試験を行なっている。

iii) の火炎逆流は予算の都合ではじめから完全なものは取付けられなかったが、次第に増備してようやく満足できるものになったと思われる。

以下この装置を、真空槽、拡散筒、排気系にわけてあらましを説明する。

5.2 真空槽

この真空槽は横型円筒形の軟鋼溶接構造 (第 6 図に示す) でできている。

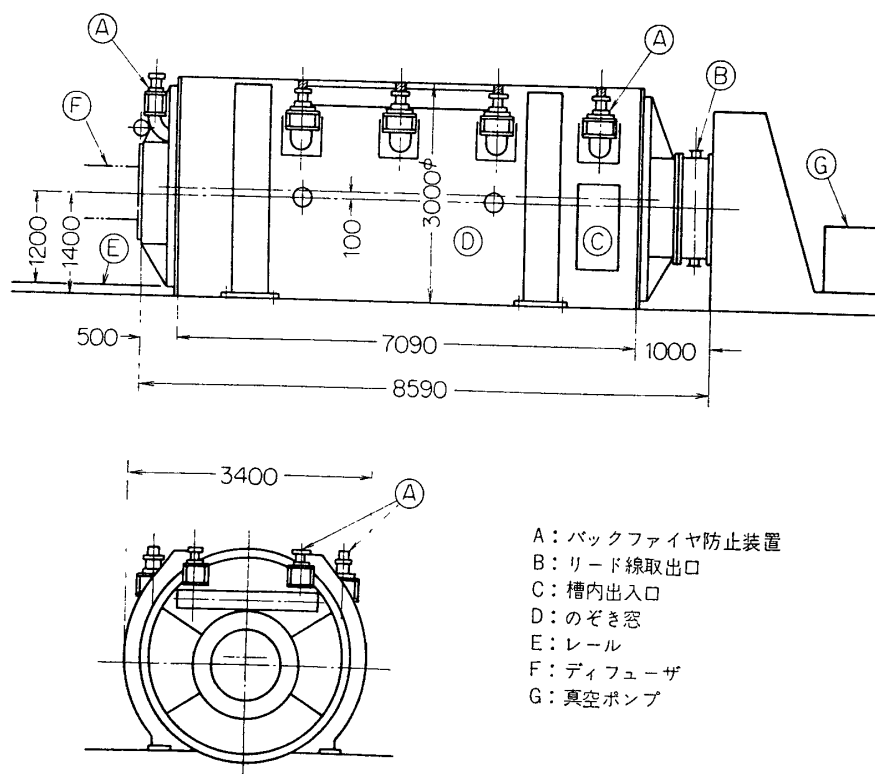
さきに述べたように、このタンクは真空容器としてのみならず、M-21 エンジンを試験状態にセットするための円形をかねているが、この強度はタンク外側に補強した外側リブがうけることになっている。タンクは、前部フタ、本体、後部フタにわかれているが、本体はさらに中央部で 2 分されてボルト締めである。

5.2.1 主要部構造

a) 前部フタ

これは、推力受けに取付けられた 1,490φ の円筒部である。この周囲には計測用リード線取入用のフランジがある。ここには約 60 点におよぶ計測系の端子板、内圧ピックアップ用冷却水取入口、点火系リード線取入口、また排気系のバルブなどが取付けられている。

b) 後部フタ



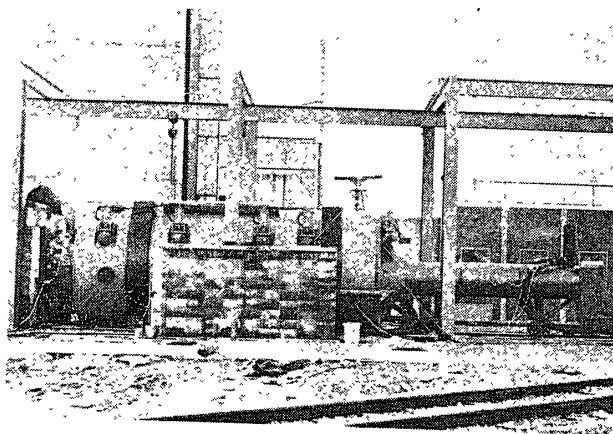
第6図 大型真空槽概略図

拡散筒のつく後部フタはチェンブロックによって上下可動式レール上を移動できるようになっている。ただしレールを台車スタンドと共用しているためエンジンの出入にさいしては、これをチェンブロックによって移動しなければならない。真空槽とフタとの結合面は真空漏れを防ぐためOリングパッキングが取付けてある。なお、このフタには、火炎逆流防止装置および真空圧測定用アダプタがおのおの2か所、またエンジン燃焼中のノズル部分の状態を観測するためのカメラ用窓がある。さらに拡散筒側のフタの先端はアダプタを換えることによって、大きさの異なる拡散筒が取換え可能である。

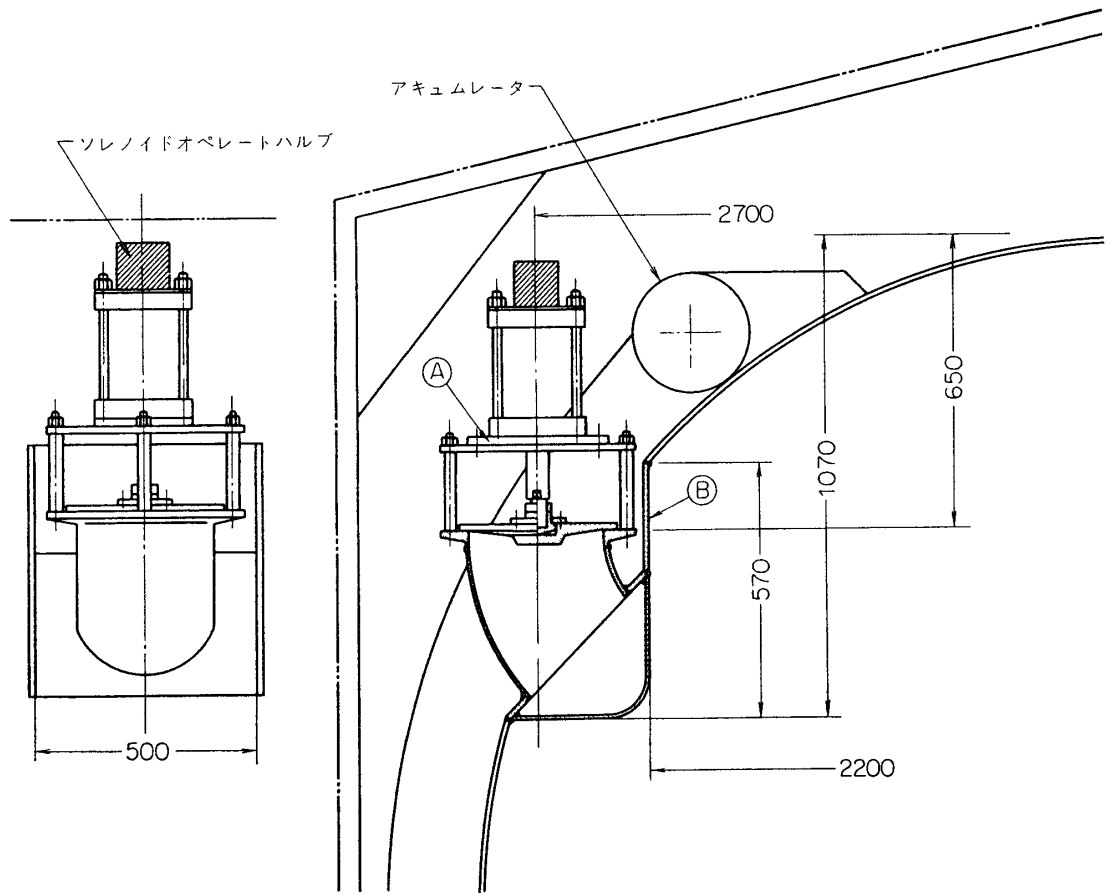
c) 真空槽本体

エンジンおよび計測点の状態を観測するため、側面および上面に 300ϕ の窓がおのおの2か所ある。さらに上面には後もえを防ぐための火炎逆流防止装置が8か所取付けてある。

ベースプレート部には推力を受けるアダプタが設置されており、エンジンの長さによってアダプタの長さを3段階に調節できる。なおこのアダプタには推力計が取付けられる。槽内



第7図 M-21 真空燃焼装置全景



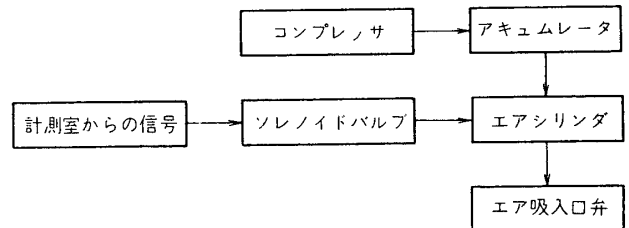
第 8 図

の両側面はエンジン回りの作業が容易にできるようにタラップがある。また、タラップの下部には槽内での計測系の干渉を防ぐためリード線が区分できるように固定金具が取付けられている。その他大型エンジンの TVC 実験に使われる横推力測定用ロードセル取付位置が明示されている。

5.2.2 火炎逆流防止装置

火炎の逆流による諸影響を防ぐため第 7 図④の位置に取付けられている装置が火炎逆流防止装置である。

構造については第 8 図に示す。次にこの装置の機能について述べると、第 9 図の系統図からわかるように、高圧タンク（アキュムレータ）にコンプレッサから圧縮空気（ 10 kg/cm^2 ）を蓄積しておき、外部（計測室）からの信号によって電磁弁を作動させ、高圧タンクから圧縮空気をエヤバルブに流し、その圧力でエアシリンダを作動すると、大気吹き込み口が開



第 9 図 火炎逆流防止装置作動系統

き、真空槽内に空気が流れこむ。これによって大気が拡散筒から流れこむことを防ぎ、同時に火炎の逆流を防止することができる。第 10 図にこの装置を作動したときの真空から大気にもどる状態を示す。

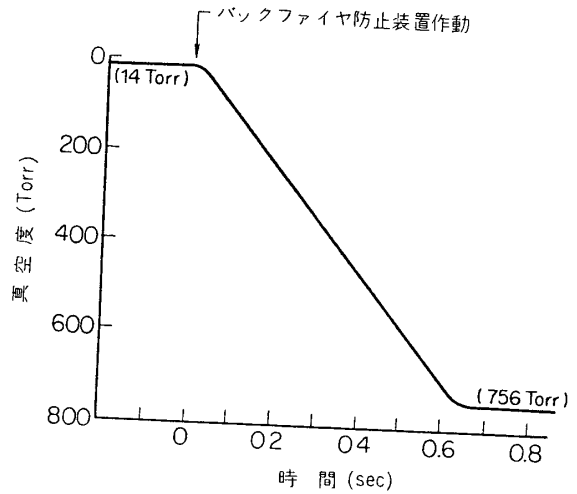
5.2.3 暖房装置

この暖房装置は、冬期実験において推薬温度の低下を防ぐために使用するものである。その方式は、温水をラジエータに送り、循環させながらその放熱によって槽内温度を上げ、同時に推薬温度を上げる最も簡単なラジエータ方式である。

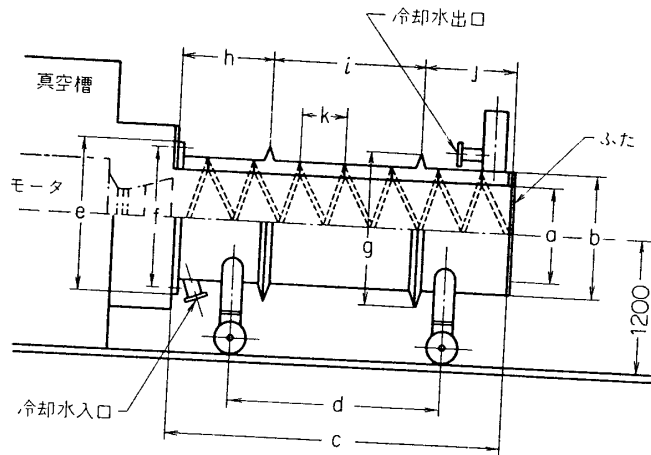
5.3 拡散筒

5.3.1 構造

拡散筒の構造については、壁面の冷却方式によって異なり、現在使用されているものは二



第 10 図 バックファイヤ防止装置作動における大気圧への戻り状況

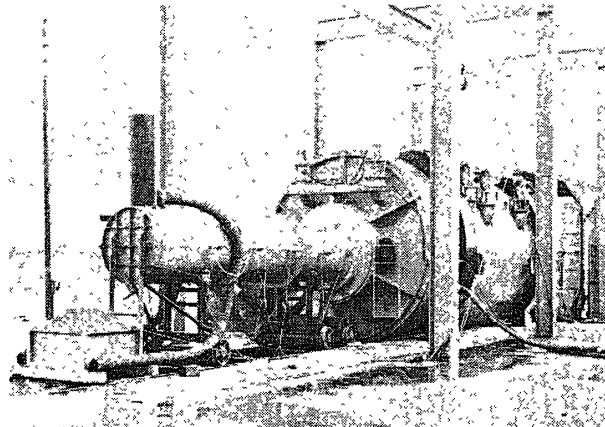


	a	b	c	d	e	f	g
D 420	420	509	3,000	1,800	1,000	920	740
D 500	500	624	3,500	2,300	1,000	920	800
D 700	700	824	4,500	2,600	1,000	920	1,000
D 860	860	1,028	6,000	3,540	1,400	1,320	1,280

	h	i	j	k	冷却水出入口
D 420	1,100	1,000	1,000	500	4 ^B
D 500	1,170	1,160	1,170	500	4 ^B
D 700	1,500	1,500	1,500	500	4 ^B ×2ヶ
D 860	1,600	2,800	1,600	800	4 ^B ×2ヶ

単位 mm

第 11 図 二重管式拡散筒の構造と種類一覧表



第 12 図 タンクに取付けられたディフューザ

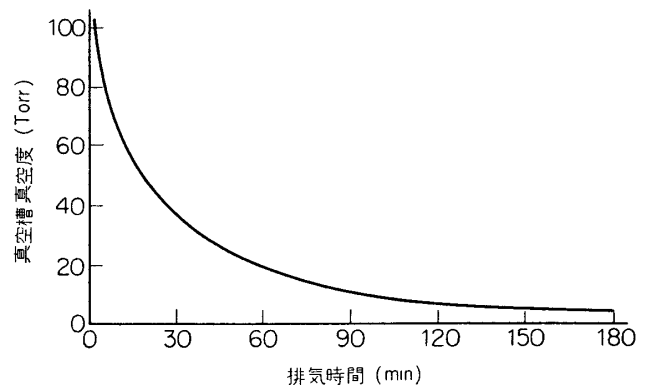
種類ある。これらはいずれも軟鋼溶接構造で円筒形をしたものである。

a) 第 11 図に示すように、全長にわたって内管と外管の二重壁構造になっており壁間は、ジャケットがスパイラル状にある。その幅は $D/2$ の大きさを持っている。このジャケット内に冷却水が流れ、燃焼中の内管の保護および圧力測定用ガス導入管を冷却している。なお、拡散筒は全体を車輪によって支えられており、移動が容易にできるようになっている。第 12 図はタンクに取付けられたこのタイプのディフューザである。

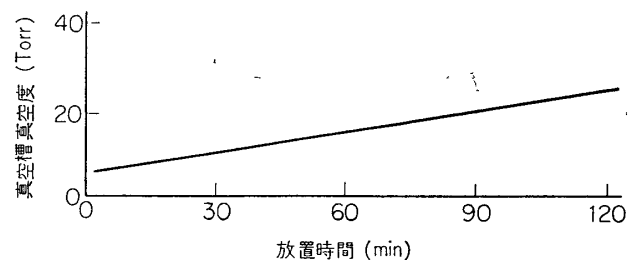
b) この方式は壁内面に水を噴入して、フィルム冷却を行ない、蒸発潜熱を利用して、冷却効果をあげると同時に、水の噴入をエジェクタ作用を利用して吸込ませる方式である。この装置を吸込式フィルム冷却ディフューザという。この装置は前記した a) の装置に比べて冷却水量が非常に少なく済み、よって送水ポンプや水タンクの容量が小さくてよい。

(構造については宇宙研報告第 7 巻、第 3 号、1971 年 7 月、“真空燃焼試験装置のための吸込式フィルム冷却ディフューサーについて”を参照されたい)

a) の方式を採用した場合使用する送水ポンプおよび水タンクの容量を下記に示す。



第 13 図 排気特性



第 14 図 リーク量測定結果

水タンク：20 m³

送水ポンプ：タービンポンプ3段式 2台流量 No. 1 1 m³/min
No. 2 0.65 m³/min

5.4 排気装置

真空燃焼試験装置を使用して行なった数列の燃焼試験はいずれも 1/10 気圧以下の環境下であり、比較的低い真空度を条件として行なわれてきた。そこで、この程度の真空度にするためには、特に性能のよい真空ポンプを必要とせず、ごく普通の小型油回転ポンプで十分である。

真空槽および拡散筒を結合した状態での排気特性を第 13 図に示す。またリーク量測定結果を第 14 図に示す。

なお、これらの測定結果からわかるように、実験時における真空度を 10 Torr 程度にするには約 90 分間を要する。またリーク量は 30 分間あたり約 5 Torr である。

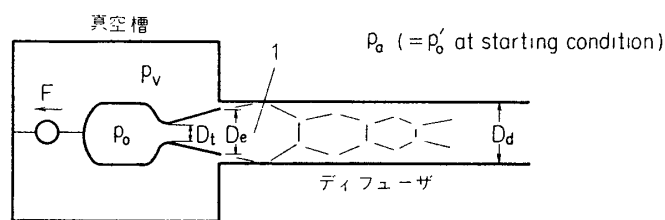
下記に真空ポンプの諸元を示す。

ポンプ型式：ロータリー式
排気速度：3,000 l/min
到達圧力： 5×10^{-3} mmHg
電動機：3.7 kW・4 P

1972年6月10日 新設部(工学)

付録 1 円筒ディフューザの設計法

真空燃焼試験装置のディフューザについては、二つの設計上の問題があるといえる。すなわち第1は、試験モータに対し、ディフューザが満足にその機能を果たすか否か、すなわち、風洞用語でいえばスタートする条件が満たされるかいなかであり、第2は、スタート後、達せられる真空圧力はどのくらいであるかということである。



付録第1図

ディフューザ動作中の概念図を付録第1図に示す。すなわち、ノズルから出たガスは一度、ディフューザ内壁まで膨張し、これから、管壁との干渉により、いくつかの衝撃波を通じ、亜音速流となって大気中に噴射する。この過程は大変複雑であるから、前述モデルを大幅に単純化して、次の仮定の下に解析する。

- i) ノズル～ディフューザの流れは定常1次元流とする。
- ii) 最初に流れがディフューザにぶつかるまでは、等エントロピー的である。

iii) ディフューザ中では 1 個の垂直衝撃で流れが亜音速となる.

iv) エネルギー損失は考慮しない.

考慮すべき基礎方程式は以下のものとなる.

$$\rho v A = \dot{m} (= \text{const.}) \quad \dots \text{質量保存} \quad (1)$$

$$\frac{1}{2} v^2 + C_p T = C_p T_0 (= \text{const.}) \quad \dots \text{エネルギー保存} \quad (2)$$

$$F + p_v A_d = (\rho v_1^2 + p_1) A_d \quad \dots \text{運動量保存} \quad (3)$$

$$p/p' = \text{const} \quad \dots \text{等エントロピー} \quad (4)$$

(0 から ① までの間)

$$\frac{p_0'}{p_0} = \left[\frac{(\gamma+1)M_1^2}{2+(\gamma-1)M_1^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[\frac{\gamma+1}{2\gamma M_1^2 - (\gamma-1)} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad \dots \text{垂直衝撃前後の淀み点圧力の比} \quad (5)$$

$$p/\rho = RT \quad \dots \text{状態方程式} \quad (6)$$

ここで、 ρ : ガス密度 v : 速度
 \dot{m} : 質量流量 A : 断面積
 C_p : 定圧比熱 T : 温度
 F : ロケット推力 p : 圧力
 γ : 比熱比 R : ガス定数
添字 1: 断面①での量 e : ノズル出口
 d : ディフューザ V : 真空槽
0: 淀み点

また p_0 は衝撃波のあとの値である.

(I) スタート圧力の計算

上記 i) ~ iv) の仮定より, (5) 式により, 衝撃波前後の淀み点圧力比を求め, $p_0' = 1 \text{ atm}$ となるような p_0 すなわちロケットモータ燃焼室圧力がスタートの条件となる. (5) 式を計算するには①でのマッハ数 M_1 を計算する必要がある. ところで, 仮定 ii) があるから, M_1 を求めるのに (3) の運動量の関係は不安で, (1), (2), (4), (6) のみで良い. (未知量 p, v, T, p だから.) すなわち, M_1 を求める式は, よく知られたノズル内の流れの関係式により, スロート断面積とディフューザ断面積の比 A_d/A_t によりきまる. 実用上は直径比 D_d/D_t が便利と思われるので, これと (5) の逆数 p_0/p_0' の関係を示したものが本文中の第 1 図である.

(3) 式の右辺は実は出口面積 A_d までエンジンノズルがあったとしても真空中の推力であって, これはノズル面積比を $\varepsilon_d \equiv A_d/A_t$ のときの推力係数を $C_F^\circ(\varepsilon_d)$ で表わすと, $C_F^\circ(\varepsilon_d) p_0 A_t$ になる.

一方, 左辺中の F はノズル面積比 $\varepsilon = A_e/A_t$ のときの推力係数を $C_F^\circ(\varepsilon)$ で表わすと

$$F = C_F^\circ(\varepsilon) p_0 A_t - p_v A_e$$

であるから, (3) 式は

$$C_F^\circ(\varepsilon) p_0 A_t - p_v A_e + p_v A_d = C_F^\circ(\varepsilon_d) p_0 A_t$$

機名	p_v/p_0	計算値 () 内は近似値	実測値
M-40-4 $\varepsilon_d=25$ $\varepsilon=22.5$		0.0042 (0.004)	0.0017~0.0023
735 ¹ / ₃ TVC $\varepsilon_d=24.6$ $\varepsilon=16$		0.0045 (0.005)	0.0010~0.0022
480 S FRP-2 $\varepsilon_d=52.5$ $\varepsilon=31.8$		0.0022 (0.0025)	0.00045~0.00067
420 ¹ / ₃ FRP $\varepsilon_d=18.0$ $\varepsilon=14.6$		0.0064 (0.006)	0.00095~0.0015

すなわち

$$\frac{p_v}{p_0} = \frac{C_F^\circ(\varepsilon_d) - C_F^\circ(\varepsilon)}{\varepsilon_d - \varepsilon}$$

となる。以上の結果を実際の値と比べてみると表のようになる。ここで $\gamma=1.2$ と仮定したので予測値はやや大きくなっているが、実測値は予測値の約 1/4 になっている。これは実際の流れは (3) 式右辺において損失がある結果、ディフューザ壁の近傍においてエゼクタ効果が生じているためであろう。

実用的には ε は 10~50, ε_d はこれよりやや大きいところで用い、この付近での $C_F^\circ(\varepsilon_d)$ の関係は $\log \varepsilon$ にほぼ比例しているとみなせる。そのときは p_v の予想値は次の式で近似される。これによって求めた値を表中に () で示す。

$$\frac{p_v}{p_0} = \frac{C}{\bar{\varepsilon}}$$

ただし, $\varepsilon < \bar{\varepsilon} < \varepsilon_d$

$$\begin{cases} C=0.1 & \left(\begin{array}{l} \gamma=1.2 \\ \gamma=1.3 \\ \gamma=1.4 \end{array} \right. \\ C=0.07 \\ C=0.05 \end{cases}$$

付録 2 M-21 真空燃焼試験装置 1 式仕様書

上記装置は、M-21 エンジンを高空相似条件下で燃焼せしめ、高空におけるエンジンの性能を試験することを目的とするものである。

このスタンドの製作にあたっては、別紙図面にもとづき下記条件を満足せしめるものとする。細部については本所掛員の指示によること。

記

1. 排気は燃焼前においては能代実験場既設の 3,000 l/min のロータリーポンプで 1 Torr まで排気可能のこと。
2. 燃焼中は M-21 用, $735\frac{1}{2}$, 780 用のディフューザー (後述) を用いてエンジン自体の噴射ガスにより排気すること。
3. 燃焼中ピッチ・ヨー・ロールおよび主推力の 4 分力が測定可能であること。前二者の精度は抵抗線型動歪計をもって誤差 1% 以下, 主推力に関しては同じく誤差 5% 以下の精度で測定可能のこと。
4. 主真空槽の直径は約 3 m 長さ約 8 m にして内外部については容易に諸作業を行ない得る構造とすること。(寸法は図面通り)
5. 内部の照明は外部より 6 ケの窓を通じて行ない内部作業が支障なく行なえるものとする。
6. ディフューザからの振動が測定を妨げないように振動防止を施工すること。
7. スタンドベースは, 能代実験場の中型スタンド (既存) の施設を活用するものとする。ただし, ベース長不足の際は, この延長工事も見積内とする。
8. 本装置は移動可能とし, 使用しない場合は取外し他の場所に保管できるものとする。
9. 推力計の校正が容易に行なわれ得る構造とすること。
10. 既存の台車を利用してエンジンをタンクの長さ方向に移動するレールを布設すること。
(構造強度=最大重量 15 ton 最長 6 m $1,400\phi$ のエンジンに耐えること)
11. 作業に必要な人員の出入扉を設けること。
12. ディフューザ寸法は大略下記のとおりである。
 - イ. M-21 用 $1,200\phi \times 6,000$
 - ロ. $735\frac{1}{3}$ 用 $700\phi \times 4,500$
 - ハ. 760 用 $500\phi \times 3,000$(ディフューザは強制水冷とする。ポンプは本仕様より除く (見積外とする))