

UDC 621.454

航空宇宙技術研究所資料

TM-92

リフト・ジェットエンジン試験設備(Ⅰ)

—— 台上運転設備 ——

大山耕一・吉田 晃・中山 晋

菅原 昇・五味光男

1966年10月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法	1964年3月	小橋安次郎, 宮沢政文
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験	1964年3月	河崎俊夫, 竹内理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年4月	牛田健二, 高橋宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用された定温度型熱線風速計について	1964年4月	榎並敬之, 山本稀義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正について	1964年5月	長洲秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法	1964年5月	毛利浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験	1964年6月	高木廣治, 斎藤秀夫
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の結合影響	1964年7月	石原久蔵, 石井孝雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年9月	竹内和之, 川島矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑浄治, 大坪孔治
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	滝沢実, 古閑昌次, 田寺木一
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験結果	1964年12月	大塚貞吉, 鈴木邦男, 大松本宏, 石井浅五郎, 広木強, 山中国雅俊
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	竹内和之, 藤枝郭俊一
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の抵抗について	1965年1月	幸尾治朗, 岡遠一
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験	1965年2月	平木一, 橋本登崇, 林二識, 吉永
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	山口富夫, 幸尾治朗, 岡遠一
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	幸井祐之, 鎌田幸男
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	中井暎一, 塙武敏, 泉日出夫
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム—数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	谷喬, 高島明史, 原亘利, 近藤
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	板垣芳雄
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治, 坂元思無邪, 光山敏雄
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	河崎俊夫, 谷喬
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	石田誠, 河野哲雄
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	曾我男
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)	1965年9月	斎藤秀夫, 木村友昭, 近藤博, 増田惣平
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年9月	原亘利, 高島明夫, 関根英夫, 中一正
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	戸川保子, 矢沢健司, 広末健一, 田村征一, 塚野雄吉, 能村宏
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	江川幸一
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	飯田宗四郎
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池田為治, 坂元思無邪, 光山敏雄
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	武内澄夫, 宮地敏雄, 星谷昌二
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎藤隆, 堀内正司, 中村浩子

リフト・ジェットエンジン試験設備 (I)*

——台上運転設備——

大山耕一**・吉田 晃**・中山 晋**

菅原 昇**・五味光男**

1. ま え が き

航空宇宙技術研究所における V/STOL 機研究の一環として、研究試作される超軽量リフトエンジンの性能および過渡特性を調べるため、試験設備を設置することとなった。

通常の推進用ジェットエンジンは水平に支持されて運転されるのに対して、リフトジェットエンジンは垂直上向きに支持されて運転試験しなくてはならない。また、リフトエンジンは離着陸遷移飛行の際に短時間使用されるものであるからエンジンの全運転時間に対して、起動→全負荷運転および全負荷運転→停止の時間が占める割合は通常の推進用エンジンの場合よりもはるかに大きい。したがってエンジン性能としては回転数一定に保持した際の静的特性だけでなく、加速および減速の際における動的特性も重要であり、これらの特性を短時間で正確に計測し処理しなければならない。さらに騒音防止および安全性の確保に万全を期することも必要である。これらの要求を満足するような運転試験場を新規に建設するには多くの費用、時間および敷地が必要となろう。

以上述べた諸点について検討を重ねた結果、原動機部 5 号館に設置されている 15,000kW 圧縮機試験設備¹⁾の一部を利用すると非常に便利であり、短期間に少ない費用で整備できること、および推力 2,000kg 程度までのエンジン運転は可能であることが確認され、ここに試験設備を設置することになった。

試験設備は台上運転設備および計測設備に分けられるが、両者とも相当部分は圧縮機試験設備を利用してエンジンの試験に適応するよう整備したものであって、エンジン試験用として新規に設置されたものは比較的少ない。したがって、全面的に新しく計画され建設された設備と異なり、設備として若干複雑で不便な点が生じたとしてもやむをえないことであろう。図 1 に試験設備の全体配置を示してある。鎖線は既設の圧縮機試験設備のうち利用されない部分である。

* 昭和41年6月30日受付

** 原動機部

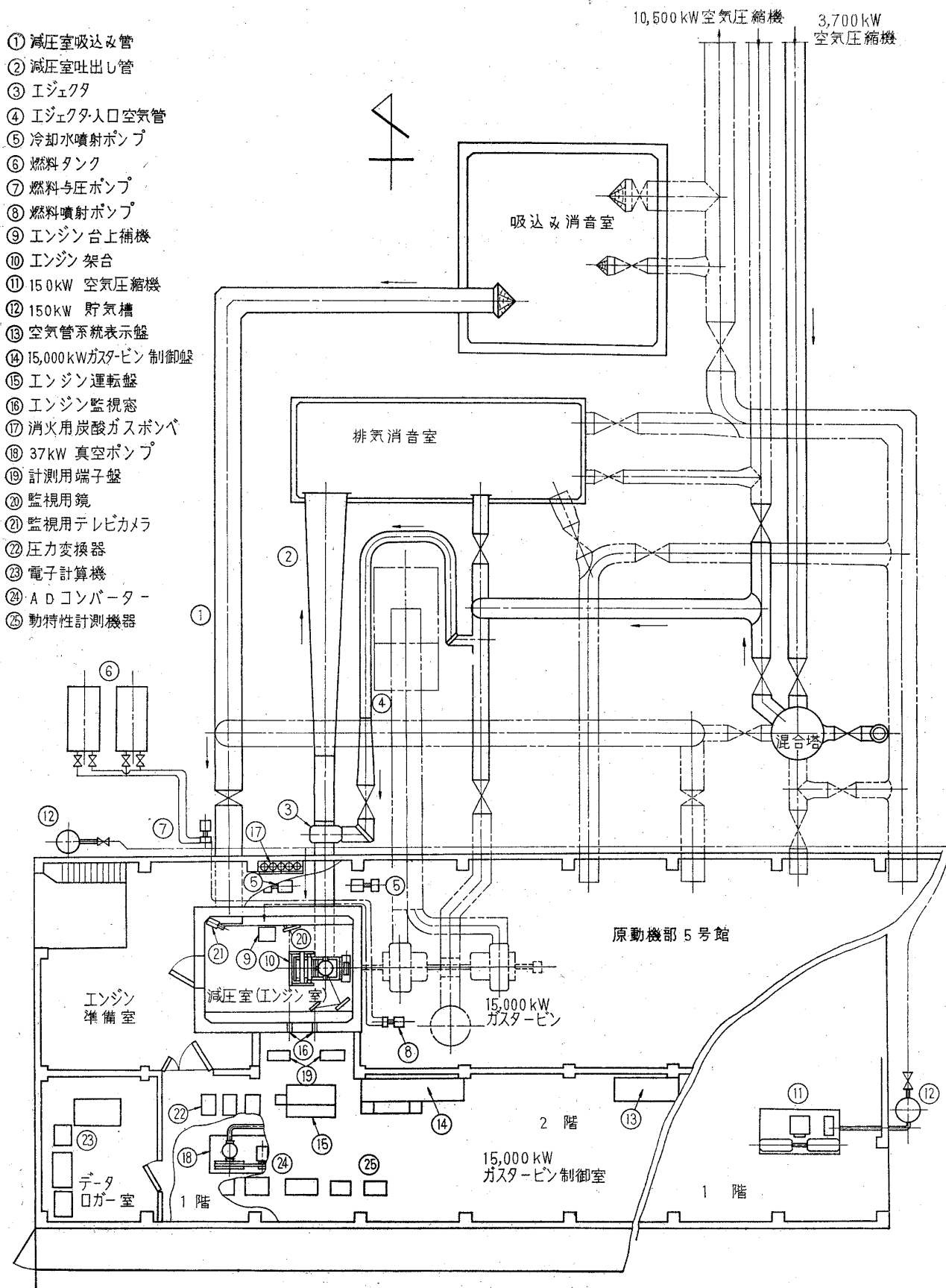


図1 リフト・ジェットエンジン試験設備配置図

2. 台上運転設備

2.1 概要

運転設備は次の各部分から構成されている。

1. エンジン室
2. 吸気排気系統設備
3. 冷却水系統設備
4. 燃料系統設備
5. 滑油系統設備
6. エンジン起動装置
7. エンジン架台
8. 運転装置
9. 監視および消火設備

これらのうち吸気排気系統、燃料系統、冷却水系統、エンジン起動の諸設備およびエンジン室は15,000kW 圧縮機試験設備の一部を利用しており、エンジン運転に適するよう改造工事を施したりして整備されたものである。

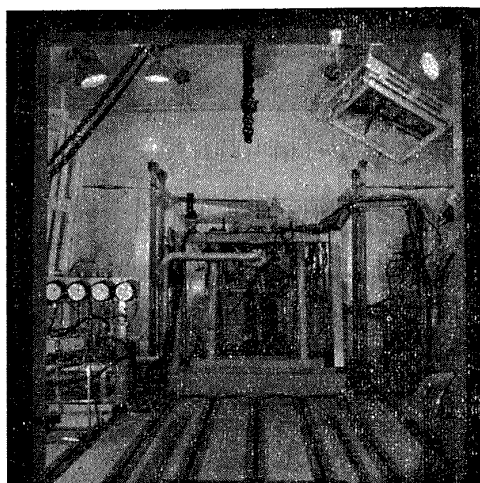
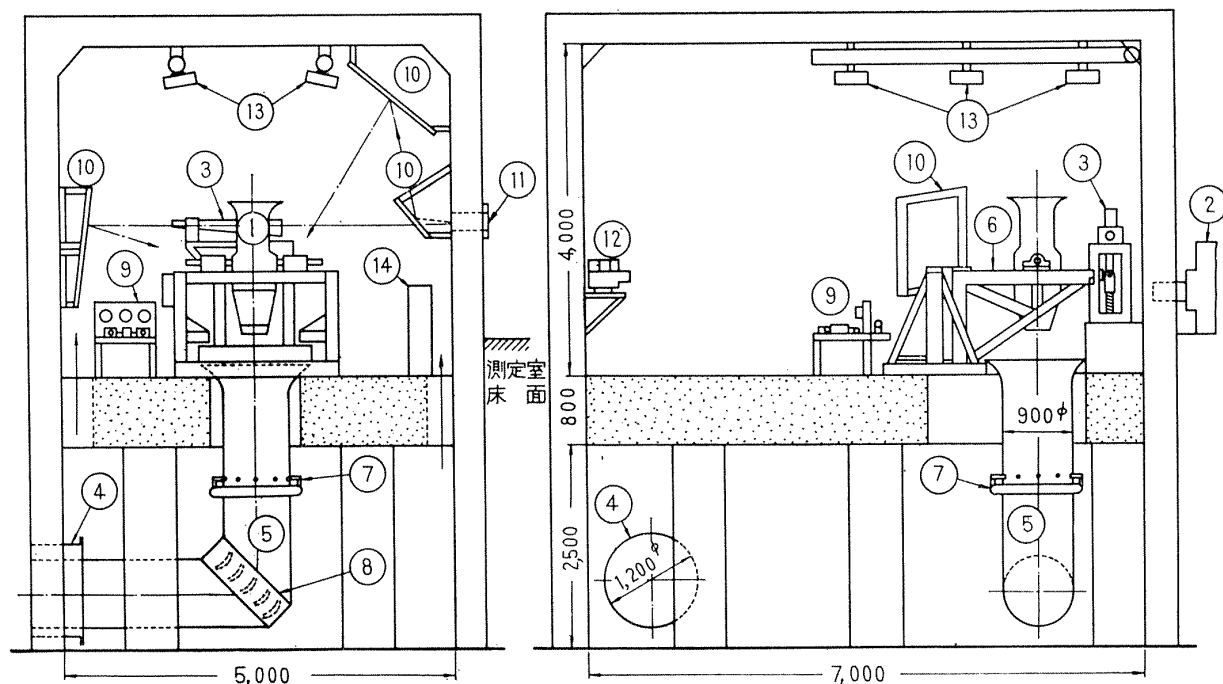
図1の配置図に示すように、吸気および排気用消音装置はエンジン室から相当離れており(約30m)、また、排気はエンジンから垂直下方に噴出され冷却された後に排気消音室から上方へ排出されるなどのため、管路抵抗が大きい。そこで運転に際して円滑に吸気および排気が行なわれるように大型のエジェクタを設置し、排気を吸い出すようにしてある。

補機の装備していない研究用試作エンジンの場合に備えて燃料系統、滑油系統設備があるのも一つの特徴であろう。

2.2 エンジン室

エンジン室は内壁を鋼板で内張りした鉄筋コンクリート壁、2階建の部屋であって耐火防音構造である。図2に示すように従来の推進用エンジン試験室とは相当異なった構造になっている。空気吸込み管は1階側壁にあり、エンジン架台は2階に設置されている。エンジン排気は垂直下方に噴出されて排気吐出し管内で冷却されつつコーナーベーンを通り、1階側壁を貫通してエジェクタへ吸い込まれてゆく。空気吸込み管から吸い込まれた空気は壁面に沿って1階から2階へ吹き抜けるようになっている。2階の天井付近に達した空気はエンジン吸込み口から吸い込まれ、床面およびエンジン架台付近の空気は排気吐出し管ベルマウスから吸い込まれる。一般のエンジン・テストセルに比較して天井は低く狭いこと、エンジンの位置が推力計側の壁に片寄っていることなど十分でない点もあるが、既設の圧縮機試験用減圧室をなるべくそのままの状態で使用することとし、改造

工事を極力避ける方針で計画された関係上やむをえないことである。試験の結果ではこれらの理由による悪影響は認められない。



- | | |
|-------------------|--------------------|
| ① リフトエンジン | ⑧ 冷却水噴射式コーナーベン |
| ② 15,000 kWガスタービン | ⑨ エンジン台上補機 |
| ③ 推力校正装置 | ⑩ 監視用鏡 (3枚) |
| ④ 空気吸込み管 | ⑪ 監視窓 (2か所) |
| ⑤ 排気吐出し管 | ⑫ 監視用テレビカメラ |
| ⑥ エンジン架台 | ⑬ 炭酸ガス消火装置ノズル (6個) |
| ⑦ 冷却水噴射装置 (環状) | ⑭ 計測用端子盤 |

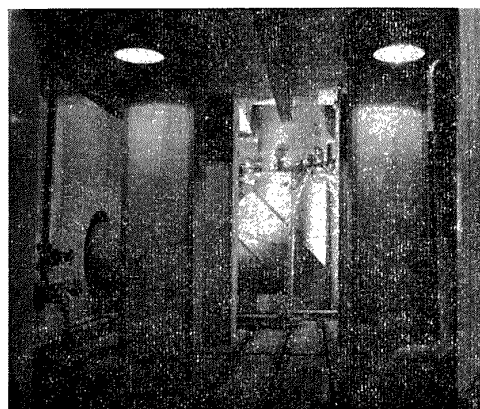


図2 エンジン室

2.3 吸気・排気系統設備

ジェットエンジンは大量の空気を吸込み、また大量の高温ガスを高速で噴射するので円滑な運転をおこなうためにはエンジン室へ十分な空気を供給すること、高温の排気を冷却しつつすみやかに排出すること、エンジンおよび吸排気より発生する騒音を防止することが必要である。

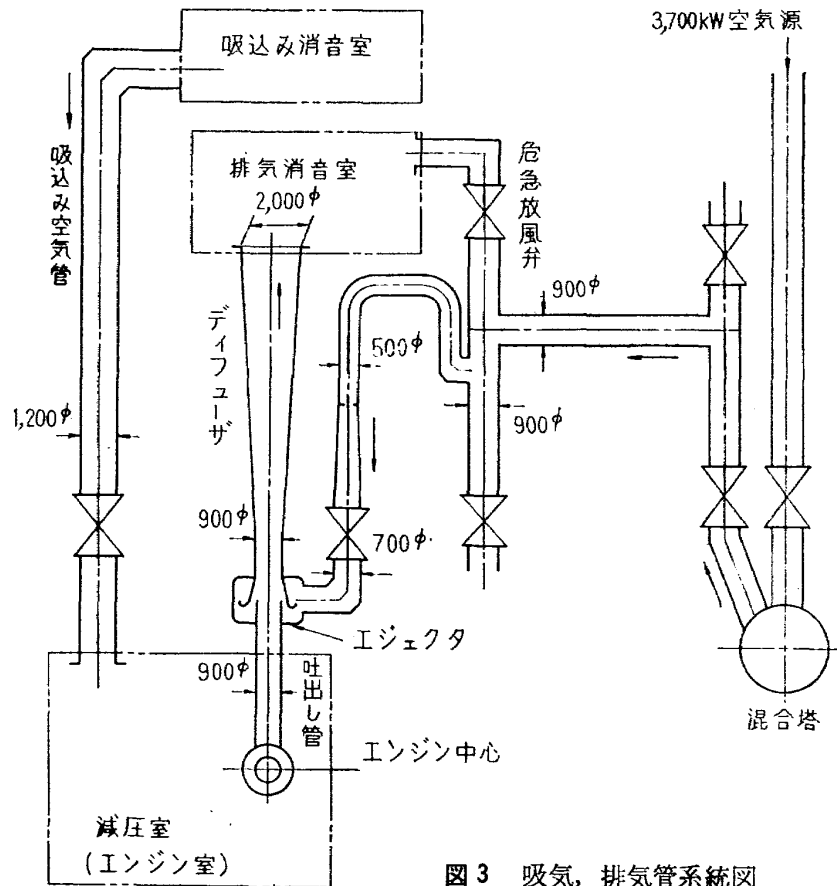


図3 吸気、排気管系統図

本設備には図3に示すようにエンジン室へ空気を供給する吸込み空気管、エンジン排気を冷却しつつ排出する排気吐出し管および吸気、排気用の消音室がある。

〔エジェクタおよび吸・排気管〕

吸気および排気は空気管および消音設備の抵抗にうちかって円滑に流れなければならない。そこで大型のエジェクタを設置しデューザで排気消音室と連結させ、排気を抽出するようにした。

エジェクタの効率 η_e を排気抽出のため有効に使用された仕事量と供給された一次空気の仕事量との比で表わすと

$$\eta_e = \frac{G_2 (H_x - H_s)}{G_1 (H_1 - H_x)} \quad (1)$$

次のように符号を定める。

v ; 流速

G ; 流量

- H ; 流体のヘッド
 P ; 圧力
 ζ ; 圧力損失係数
 h ; 有効煙突高さ
 D ; 管の直径
 γ ; 比重

(添字)

- 1; 給気 (一次空気)
 2; 抽気 (二次空気)
 A ; 空気吸込み消音室入口
 S ; エジェクタ吸込み口
 X ; ディフューザ出口 (排気消音室入口)
 Z ; 排気消音室出口
 a ; 大気の状態
 c ; 煙突

吸込み消音室入口 (A) よりエジェクタ吸込み口 (S) までの各要素の損失の和は

$$\sum_{n=A}^S \zeta_n \frac{v_n^2}{2g}$$

X より消音室出口 (Z) までの各要素損失の和は

$$\sum_{n=X}^Z \zeta_n \frac{v_n^2}{2g} \quad \text{で表わされるから}$$

$$\left. \begin{aligned} H_s &= H_a - \sum_{n=A}^S \zeta_n \frac{v_n^2}{2g} \\ H_x &= H_a + \sum_{n=X}^Z \zeta_n \frac{v_n^2}{2g} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

排気消音室の煙突効果は

$$H_c = h(\gamma_a - \gamma_x) / \gamma_x \quad (3)$$

抽気 (二次空気) 量 G_2 は (1) ~ (3) 式より

$$G_2 = \frac{\eta_e G_1 \left[R(T_1 - T_a) - \sum_{n=X}^Z \left(\zeta_n \frac{1}{2g} v_n^2 \right) \right] + h \frac{\gamma_a - \gamma_x}{\gamma_x} G_1}{\sum_{n=A}^S \zeta_n \frac{v_n^2}{2g} + \sum_{n=X}^Z \zeta_n \frac{v_n^2}{2g} - h \frac{\gamma_a - \gamma_x}{\gamma_x}} \quad (4)$$

(4) 式の中で、煙突効果は他の項の値に比べて非常に小さく、また、排気消音室の温度と外気温度との状態によっては $\gamma_a - \gamma_x < 0$ となる場合もある。

吸込みおよび排気の消音設備、空気管は大部分が既設の設備であり、損失係数はほぼ定まってい

て無理に減少させられない。結局 G_2 を大きく得るためには一次空気の圧力、流量を大きくすることと、エジェクタ効率を高くすることが必要なわけであるが、一次空気の空気圧縮機は既設の空気源設備を利用する方針であり容量に限度がある。したがって抵抗が少なく効率のよいエジェクタを設置せねばならない。

エンジン排気量と同量の空気量を冷却空気として使用できれば排気温度は 300°C 程度まで低下し、冷却水によって 200°C 以下に冷却可能となる。ターボジェットエンジンの推力当り空気流量はだいたい $17\sim 18\text{kg/sec.t}$ であるから推力 2t のエンジンを運転するには 70kg/sec 程度の空気流量が必要であり、一次空気を下記に述べるような条件で供給した場合、 $\eta_e \geq 0.37$ が必要条件である。

エジェクタ計画の要点は次のとおりである。

エジェクタ用の空気圧縮機として、既設の空気源設備²⁾ (圧力比3.1, 流量 25kg/sec , 電動機 $3,700\text{ kW}$) を用いることにしたが、この空気は数 100m 離れた地点から供給され、しかも管路が複雑であるので圧力損失は相当大きく見込まねばならず、圧力 1.4atg , 流量 23kg/sec , 温度 110°C の条件で計画した。

流路抵抗を極力減少させるため円環型のエジェクタとした。すなわち排気管の外周に円環型のノズルを設け、供給する空気 (一次空気) は排気管中心へ向って斜めに噴射させるようにしたので流路面積を減少するような突起物はない。

大流量を抽出する円環型エジェクタは実例がほとんどないので適当な資料は得られず、また本設

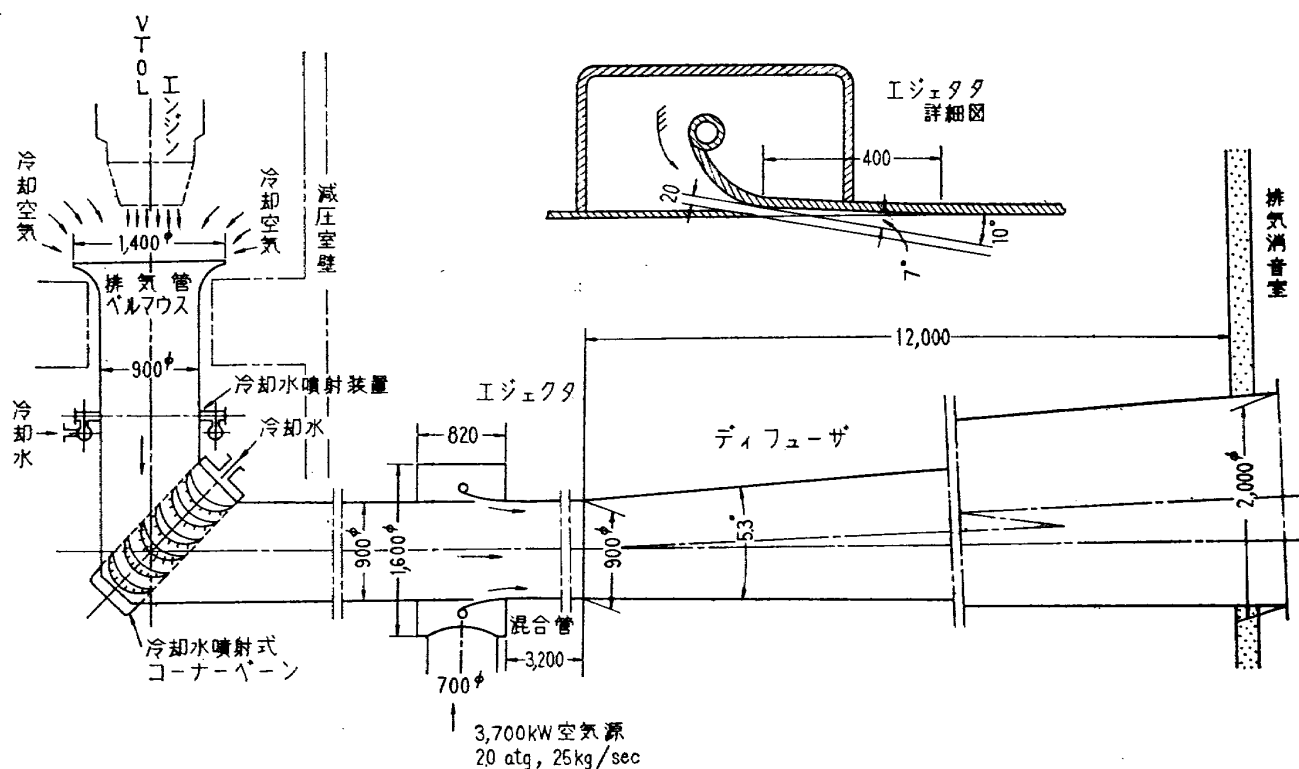


図4 排気吐出し管系の構造

備の工期の関係から予備実験を実施して資料を求めることもできなかった。そこで広がり流れ、および噴流についての一般的な資料からエジェクタおよびディフューザの形状、寸法を決定したしいである。

図4は排気管およびそれにつながるエジェクタ、ディフューザの概略である。

エジェクタのノズル面積は流量 23kg/sec 、温度 110°C の空気を音速で噴出させる条件を与えて求めた。排気管とノズルとの面積比は $23:1$ になった。混合管の長さは $3.6Ds$ (Ds は排気管直径) にした。ノズルの噴射角を 10° にしたが噴流の広がり角から推定すると、噴流が排気管の全断面をカバーするのは約 $1.2Ds$ であるので、残りの $2.4Ds$ は混合距離と考えられる。ディフューザは広がり角 $\theta=5.3^\circ$ 、出口と入口との直径比 $D_x/D_s=2.22$ 、長さとの比 $L/D_s=13.3$ である。 $\theta=5.3^\circ$ 近傍は最小圧力損失の広がり角であり、 $D_x/D_s=2.22$ 、 $L/D_s=13.3$ では静圧回復率80%以上とされている。

図5はエジェクタの特性を示し、図6は吸・排気管系の静圧分布を示す。混合管およびディフュー

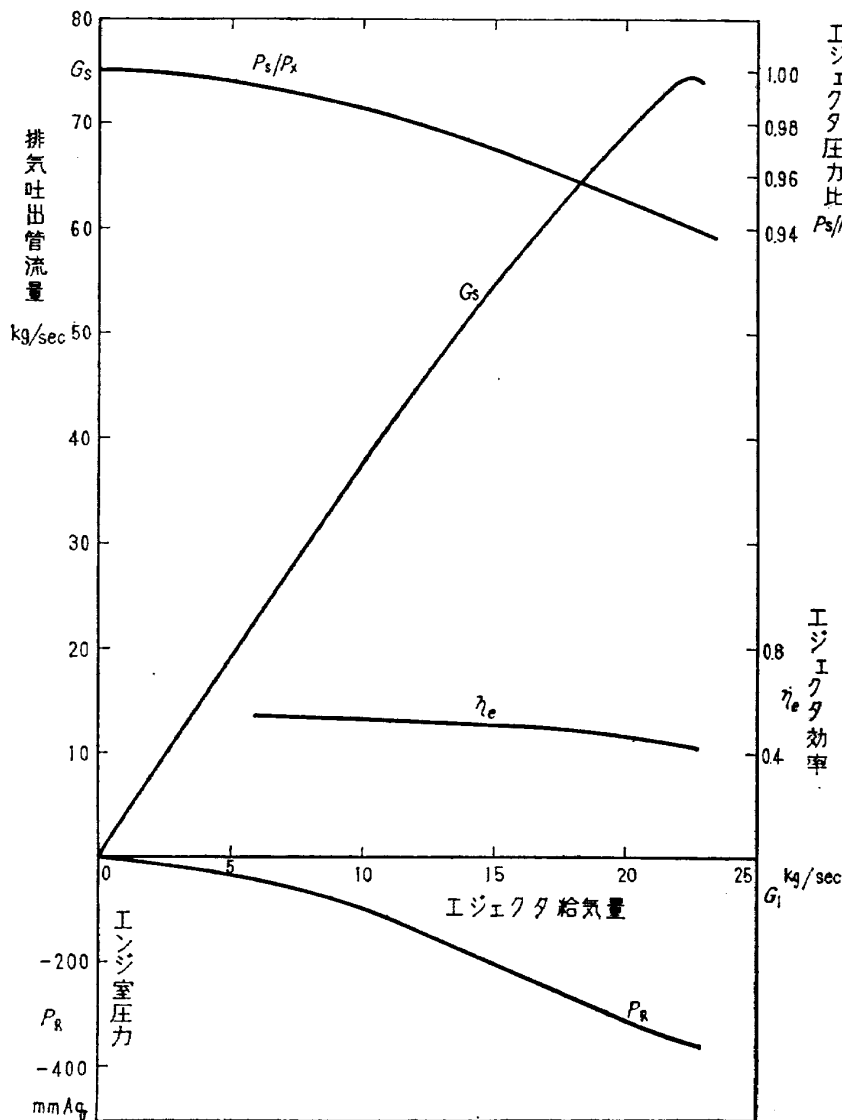


図5 エジェクタの特性

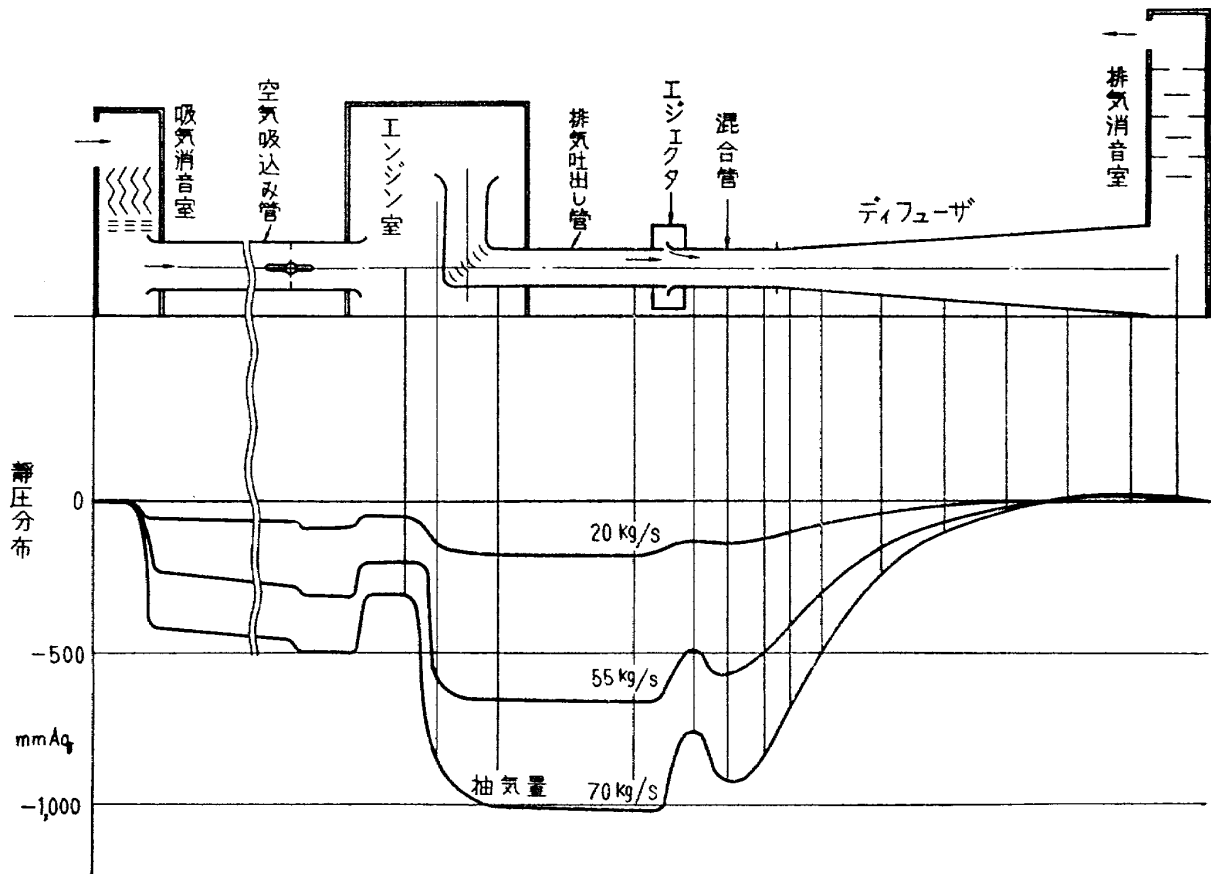


図6 吸・排気管静圧分布

ーザともにおおむね良好な機能を発揮している。

空気流量・70kg/secの状態では推力2,000kgのエンジンを運転した場合に、そのエンジンが使用する空気量と同量の空気量を排気冷却用に確保できるわけである。実際にエンジンを運転した場合はエンジン排気は吐出し管ベルマウス入口へ噴射されてエジェクタの役目を果すので、排気は促進され、流量は増加する。

一般に昼間は夜間よりも気温が高いので、起動前では $\gamma_a - \gamma_x < 0$ となって煙突効果は逆になり、排気管ベルマウスに逆流する。また、排気消音室の出口へ向って風が吹くと逆流は一層ひどくなる。エンジン着火直前の排気は燃料と空気との混合気体であるが、この混合気体が十分に排出されないでエンジン周辺に停滞しているとエンジン着火の際に爆発する危険を伴う。

これらの理由からエンジンを起動する前にエジェクタを作動させ、空気管にある程度の空気量を流しておく必要がある。

図5でわかるようにエンジン室圧は空気流量の影響を受けるから、エンジン回転数の変化に応じて室圧は絶えず変化する。したがって求めたエンジン特性はすべて基準状態へ換算しなくてはならない。

〔排気ガスの冷却機構〕

排気ガスの冷却機構は図4に示されるようになっている。下方へ噴射されたエンジン排気はエン

ジン周辺の冷却空気と混合しながら、排気管ベルマウスへ吸い込まれ、次に管壁に取り付けられた環状の冷却水噴射装置によって冷却され、冷却水を噴射するコーナーベーンを通過してさらに冷却される。

環状の冷却水噴射装置は

噴射ノズル 水平噴射角 90°

水 圧 7 atg 流量 24 l/min

8個を管壁へ円環状に配置してあり、噴射された水膜は通路をしゃへいする。コーナーベーンは中空になっていて、その中へ供給された冷却水はベーンの負圧面にあけられた多くの細孔から噴射され、その水膜によってコーナーベーンおよびその排気通路を包囲する構造になっている。

燃焼器の燃焼効率 η_F 、燃料の発熱量 Q_F 、供給される冷却水量 G_W 、温度 T_W 、エンタルピ i_W 、燃料流量 G_F 、温度 T_F とすると、燃焼ガスから受けた熱量によって排気温度は T_X まで上昇するから次式がなりたつ。

$$G_1 \int_{T_1}^{T_X} G_p dt + G_2 \int_{T_a}^{T_X} C_p dt + G_W [i_X - i_W] + G_F \int_{T_F}^{T_X} C_p dt = \eta_F G_F Q_F \quad (6)$$

大気温度 $T_a = 20^\circ\text{C}$, $T_a = T_W = T_F$, 一次空気温度 $T_{o1} = 110^\circ\text{C}$, エンジンの燃焼効率 $\eta_F = 0.95$, 燃料 JP-4 の条件を与えて、冷却水量 G_W , 抽気量 G_2 , 排気温度 T_X の関係を求めた (図7)。

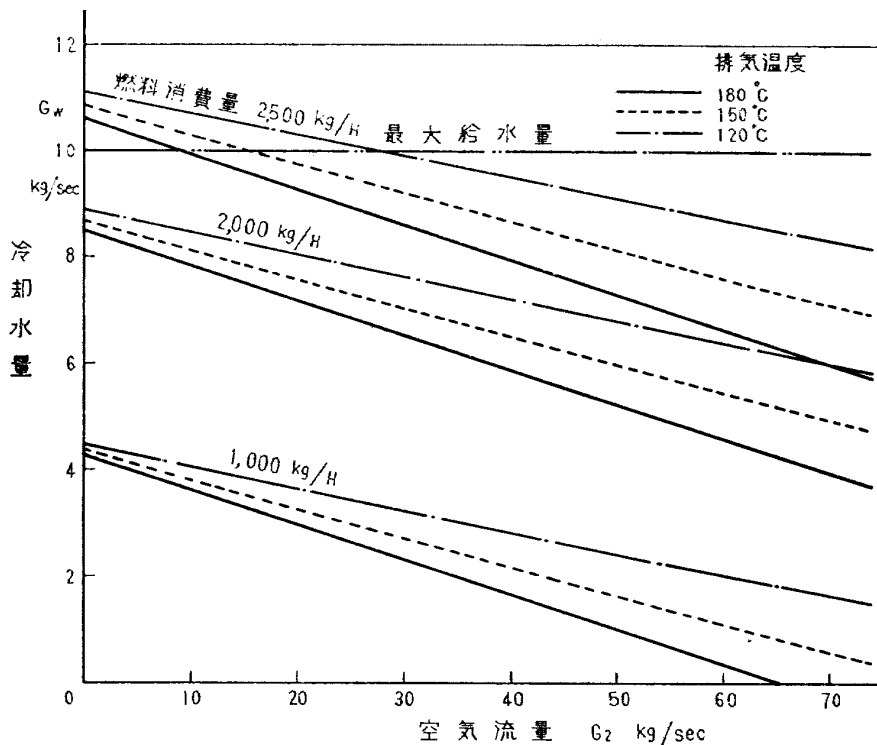


図7 冷却水量～排気温度～空気流量の関係

最初に運転を予定される JR 100エンジン³⁾ (推力 1,500kg) の燃料消費量は最大1,800kg/H, JR 200エンジン(推力 2,080kg) では最大 2,400kg/H である。したがって空気流量を 50~60kg/sec に

とれば排気温度を 150°C 以下に抑えて運転することができる。

〔消音室〕

吸込み空気に対して吸込み消音室、排気に対しては排気消音室がある。吸込み消音室にはスピリット構造の消音器と、エアフィルタ(湿式)が備えられている(図8)。

空気は消音器を通り、フィルタで浄化されてエンジン室へはいるので、長時間の運転に対してもエンジンの汚損はほとんどない。

排気消音室は曲り音道の構造になっており(図9)、ディフューザから排出された排気は消音室を上方へ抜けて大気中へ放出される。

これらは既設の15,000kW圧縮機試験設備に属する消音設備をそっくりそのまま借用したものであって、ジェットエンジンの騒音を消すために計画されたものではない。したがって、ジェットエンジンに対してどれほどの消音効果をねらえるか断定できない。しかし、15,000kWガスタービン(10,000rpm; 流量50kg/sec)およびそれによって駆動される圧縮機の吸気排気用消音設備として計画されたものであるから、推力2,000kg程度のジェットエンジン(13,000rpm, 流量37kg/sec)に対しては十分な容量をもち、適当な消音効

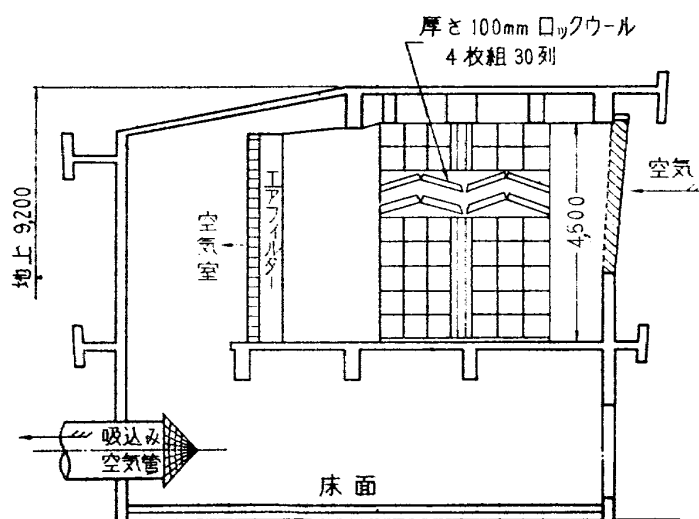


図8 吸込み消音室

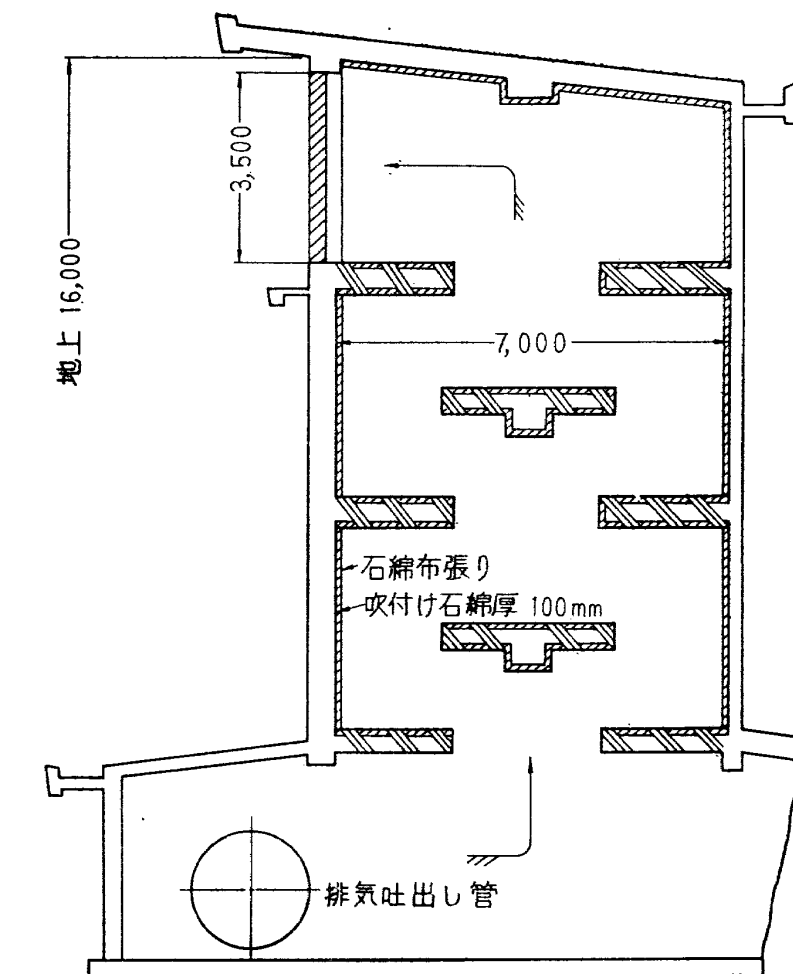
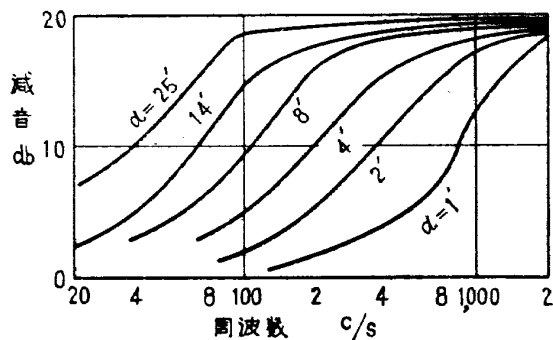
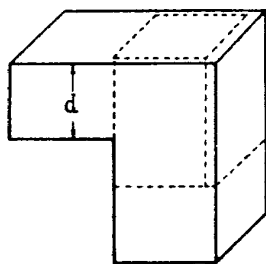
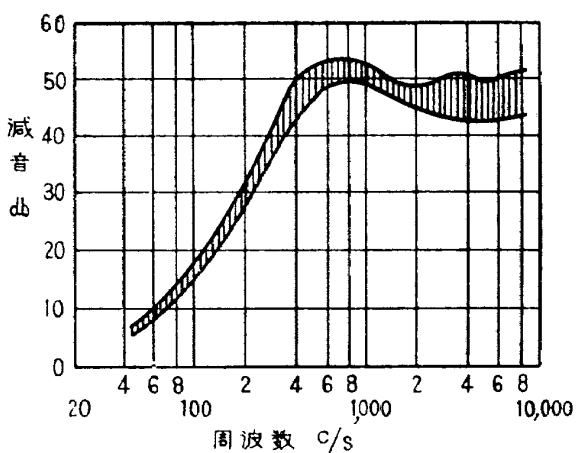
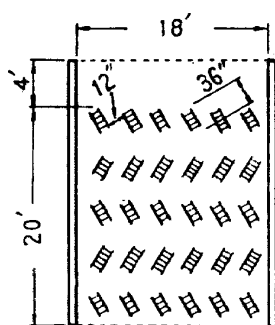


図9 排気消音室



(a) まがり音道



(b) スピリッタ構造

図10 風管の消音構造と減音効果

果をもつものと推定される。スピリッタ、曲り音道の両者とも図10に示すように高音に対する減音効果は大きいので、高速回転に対しても十分効果をあらわすはずである。

図11は JR 100 エンジン (13,600rpm, 流量 27kg/sec, 推力 1,500kg) を運転した際の騒音記録である。騒音指示計の作動範囲は 50~8,000c/s であるので 50c/s 以下はわからない。聴感補正回路は B (60~85ホーン) で測定した。計測点はすべて屋外平坦地であり、晴天無風状態で計測した。各計測点ともマイクロホンの向きによる影響はほとんど感じられなかった。エンジン運転前の計測値は63ホーンであったが、これは周辺の設備および作業場による騒音である。運転時の騒音は76ホーン以下に押えられており、消音効果は十分認められる。隣接の建物は構内道路をへだてて向う側にあるので騒音による影響はさらに緩和される。

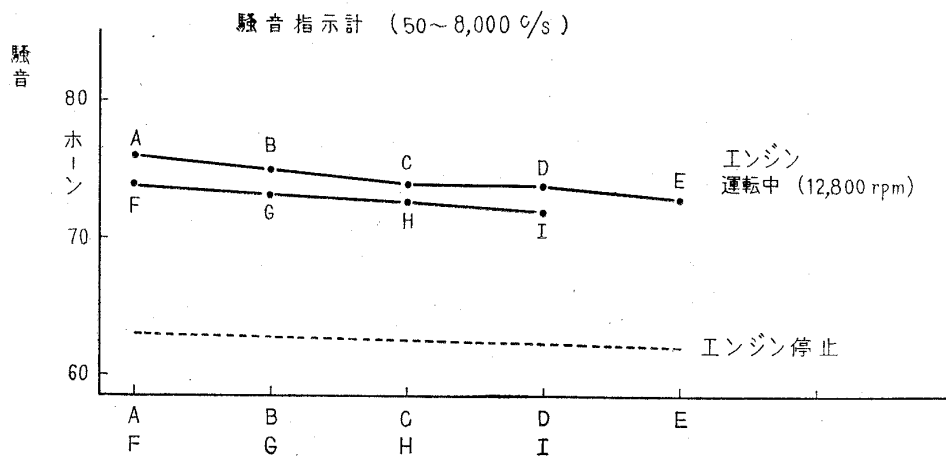
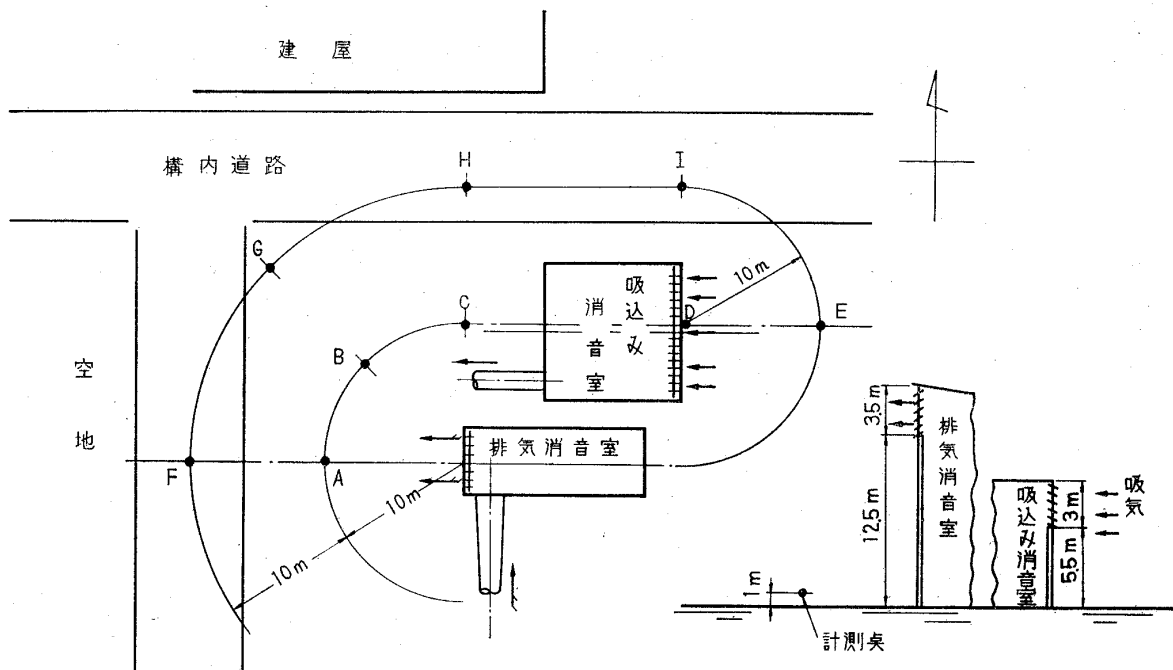


図11 エンジン運転中の騒音

2.4 冷却水系統設備

エンジン排気の冷却のほかに燃料系統，計測器および付帯設備の冷却も必要である。これらの冷却用として，既設の 15,000kW 圧縮機試験設備の冷却水系統設備を全面的に活用している。図12に冷却水の系統を示しているが，鎖線の部分は既設の冷却水設備のうち使用しない部分である。

冷却水ポンプは 2 台あって，冷却水噴射装置に接続されている。

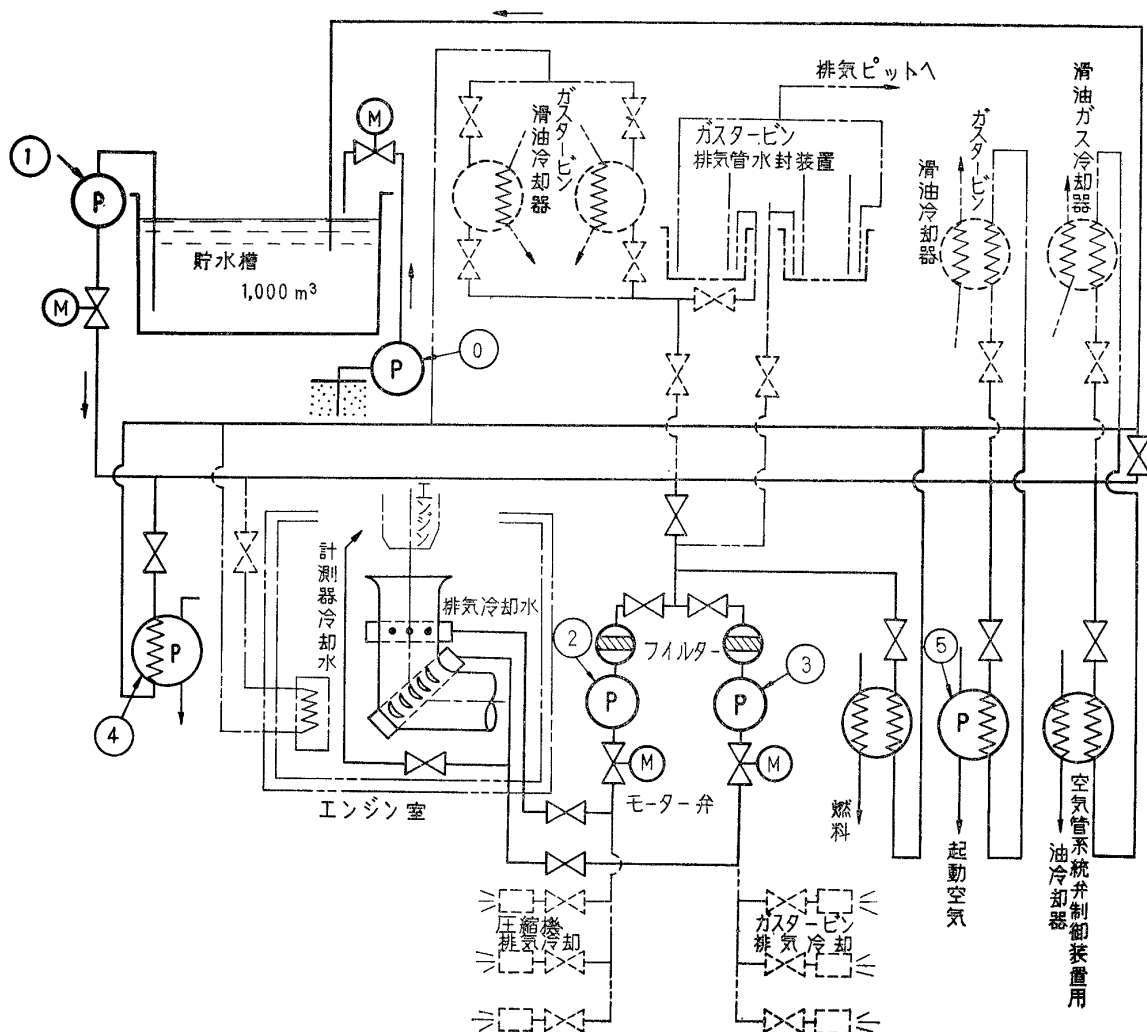
給水ポンプ 流量 200m³/h 揚程25m
電動機 22kW

冷却水ポンプ

1. (環状冷却水噴射装置)

流量 16m³/h, 圧力 9kg/cm²G, 電動機 11kW

2. (コーナーペーン冷却水噴射装置)

流量 $24\text{m}^3/\text{h}$, 圧力 $10\text{kg}/\text{cm}^2\text{G}$, 電動機 15kW

- (M) 電動弁
 手動弁
 (0) 貯水槽給水用 水中ポンプ
 流量 $100\text{m}^3/\text{h}$, 揚程 60m, 電動機 30kW
 (1) 圧縮機試験設備給水ポンプ
 流量 $200\text{m}^3/\text{h}$, 揚程 25m, 電動機 22kW
 (2) 試験用圧縮機排気冷却水ポンプ
 流量 $16\text{m}^3/\text{h}$, 圧力 $9\text{kg}/\text{cm}^2\text{G}$, 電動機 11kW
 (3) 15000 kW ガスタービン排気冷却水ポンプ
 流量 $24\text{m}^3/\text{h}$, 圧力 $10\text{kg}/\text{cm}^2\text{G}$, 電動機 15kW
 (4) 減圧室排気用真空ポンプ 37kW
 (5) 操作空気用空気圧縮機 150kW

図12 冷却水系統図

2.5 燃料系統設備

完成された実機の航空エンジンでは、エンジン自体に燃料ポンプおよび燃料管制装置を装備している。しかし、この運転設備は研究用の試作エンジンを対象としているので、補機を装備していな

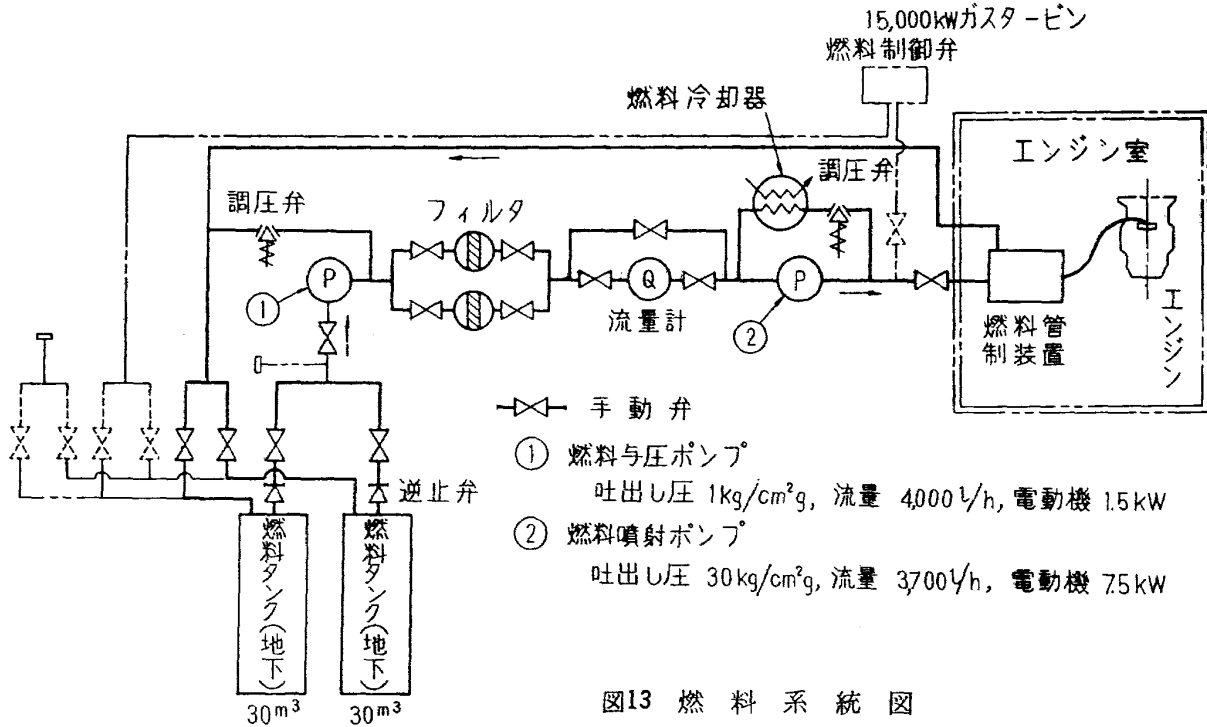


図13 燃料系統図

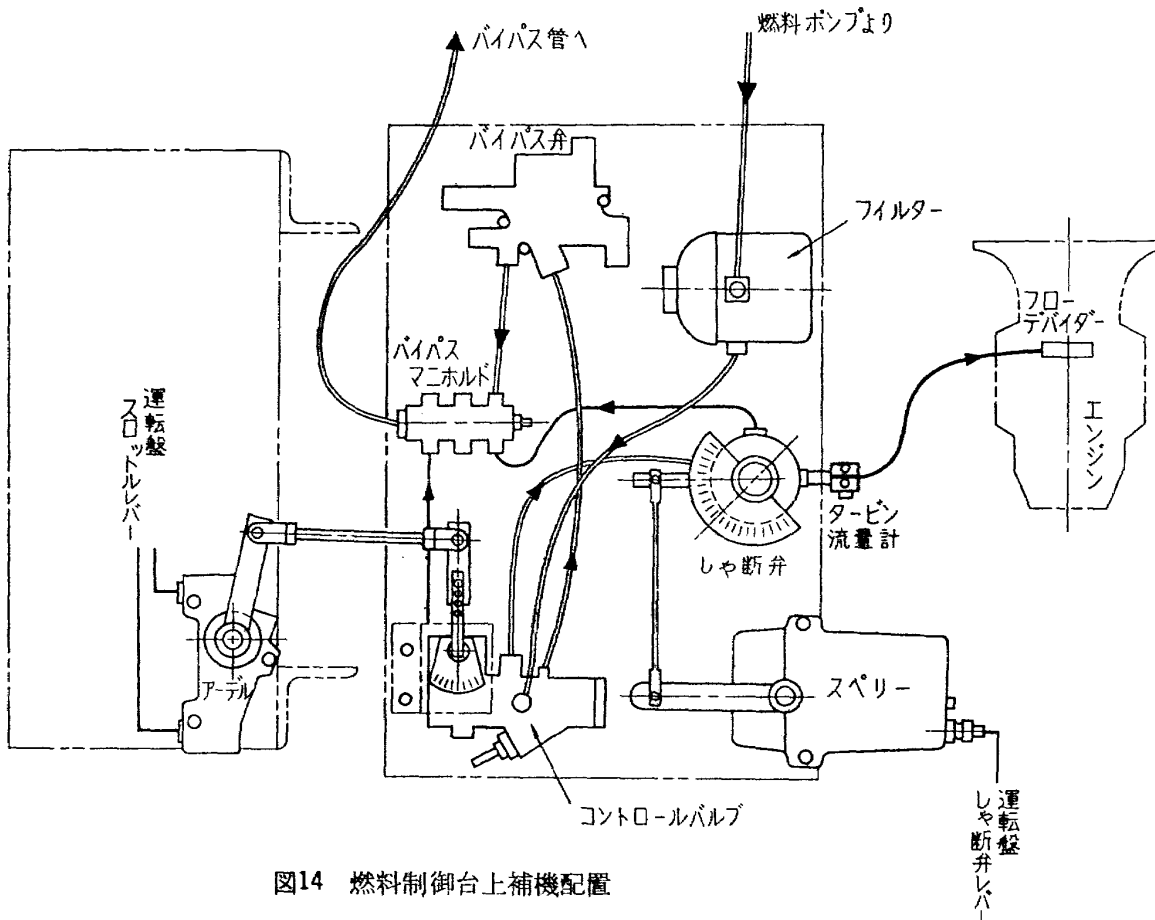


図14 燃料制御台上補機配置

いエンジンでも運転できるように、燃料系統設備を備えている。図13は燃料系統図である。エンジン室外の装置は既設の 15,000kW ガスタービンの燃料系統設備を利用している。燃料管制装置としては燃料制御系補機を1個の台にまとめた台上運転専用の補機を設置してある(図2)。一例として、JR 100 リフトエンジンの場合を図14に示す。

ターボジェットエンジンの燃料消費率は $0.8 \sim 1.2 \text{ kg/kg} \cdot \text{Hr}$ の範囲であるから、燃料与圧ポンプおよび噴射ポンプの両者とも推力 2,000kg 程度までのエンジンに対しては十分な容量である。

2.6 滑油系統設備

燃料系統設備の場合と同様に滑油系補機を装備していない研究用試作エンジンを運転する場合に備えて、滑油系統設備がある。JR 100 エンジンに使用される設備は図15の系統図に示すように、

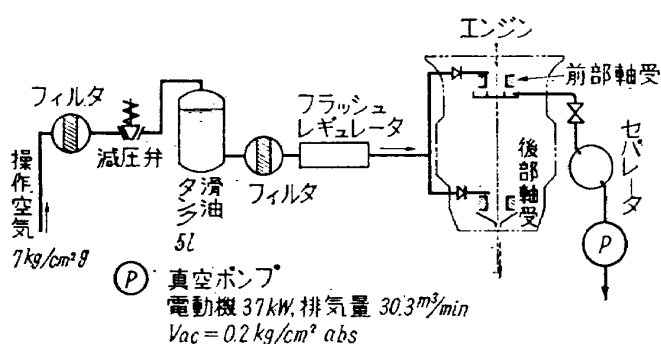
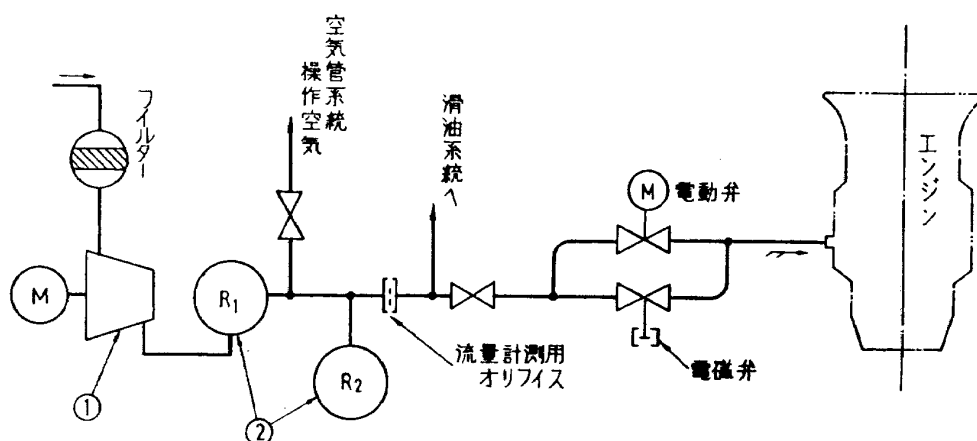


図15 台上試験用滑油系統図

滑油タンクに適当な圧力の空気を送って加圧し、フラッシュレギュレータによって間欠給油する。給油量はわずかであるので、もどり油は回収しない。すなわち圧縮機前部軸受に供給された滑油のもどり油はシール空気とともに真空ポンプで吸い出し、タービン後部軸受のもどり油は、エンジン排気とともに垂直下方へ滴下排出させる。

2.7 エンジン起動装置

エンジン起動用空気源として空気圧縮機および貯気槽がある。エンジン起動の際に使用されるだけでなく、一部分は滑油タンクへ供給されて滑油を加圧したり空気管系統の操作空気用として利用される(図16)。



① 空気圧縮機 150 kW 7 atg $0.5 \text{ N m}^3/\text{sec}$

② 貯気槽 7 atg 22 m^3 , 2基

図16 起動空気系統図

図17は JR 100 エンジンの起動特性である。起動して10秒程度で着火可能な回転数に達する。貯気槽の空気は起動後漸次消費してゆき、50秒を経過するとほとんど消費してしまい、その後は空気圧縮機から供給される空気だけで回転を維持する (約2,000rpm)。したがって起動後10~40秒の間に着火することが必要である。

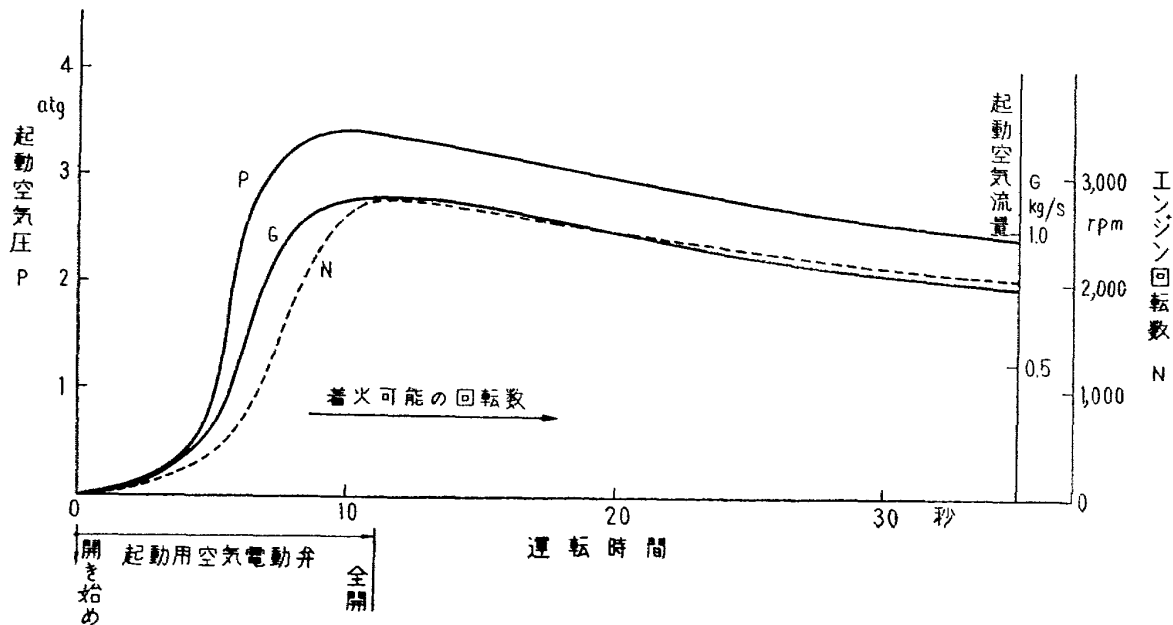


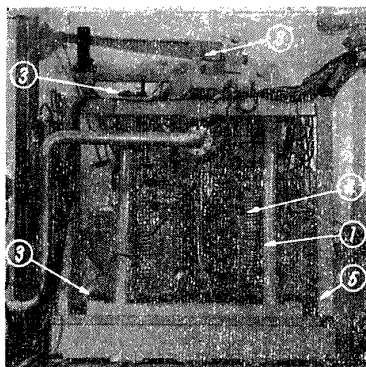
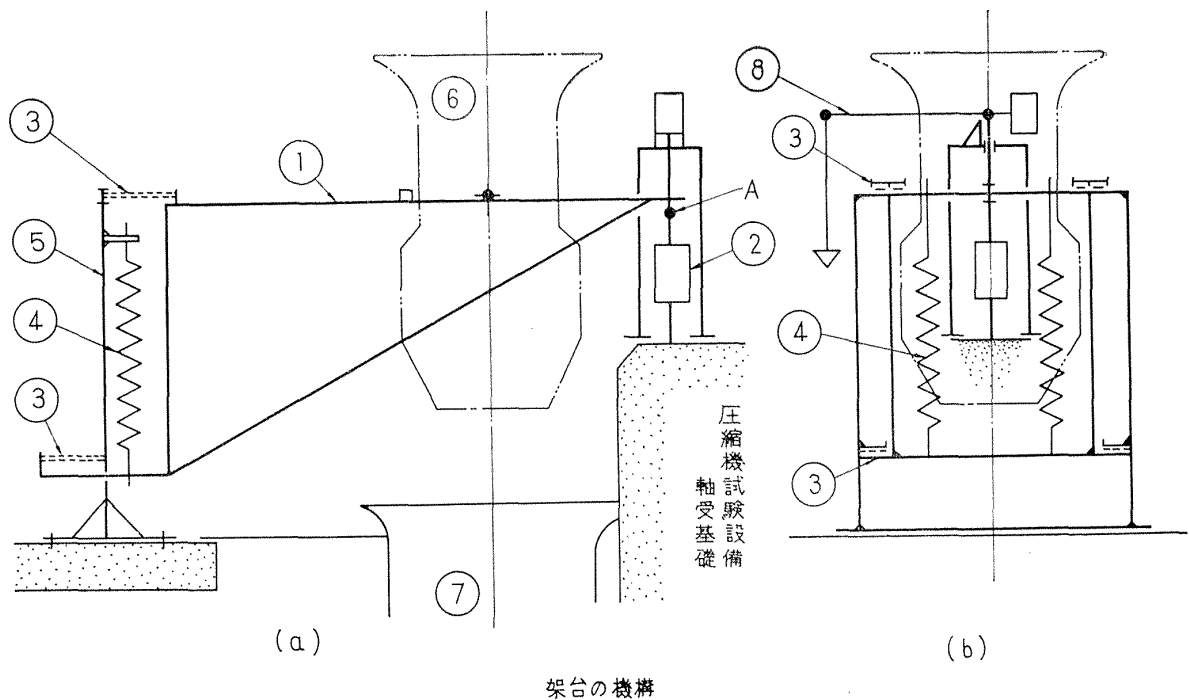
図17 JR100 エンジン起動特性

2.8 エンジン架台

エンジン架台は運転中エンジンを規定の位置に正しく保持するとともに、エンジン推力を正確に計測できるような構造でなくてはならない。エンジンは垂直上向きに支持して運転されるから、通常の推進用エンジンの場合のような水平に支持して運転するエンジン架台とは異なる方式のものになる。またエンジン室は既設の圧縮機試験設備を利用するのでエンジンの位置、排気吐出し管の位置および形状など非常に限定されており(図2)、そのためにエンジン架台の寸法、設置場所および構造の選定に大きな制限を受けている。以上述べた諸点を検討した結果、図18に示すようなエンジン架台を設置した。エンジン⑥はエンジン取付け架台①に3点で垂直に支持される。エンジンの出す全推力は推力計受感部②に作用してその引張り応力とつり合い、点Aを支点として推力によって生ずるモーメントは4枚の板ばね③に作用してその引張り応力とつり合う。つる巻ばね④はエンジンおよび取付け架台の重量をささえ、さらに推力計受感部②に初期張力を与える。架台の固有振動数は比較的 low、エンジンの運転に支障を生ずる恐れはない(付記)。推力によって取付け架台およびばねはわずかに変形して誤差を生ずる。エンジンの推力 F kg, 推力計の指示値 F_m kg とすると F は

$$F = 1.0125 F_m + 7.5 \times 10^{-6} F_m^2$$

によって0.2%以内の精度で求めることができる。



- | | |
|-------------|----------|
| ① エンジン取付け架台 | ⑤ 架台支柱 |
| ② 推力計受感部 | ⑥ エンジン |
| ③ 板ばね | ⑦ 排気吐出し管 |
| ④ つる巻ばね | ⑧ 推力較正装置 |

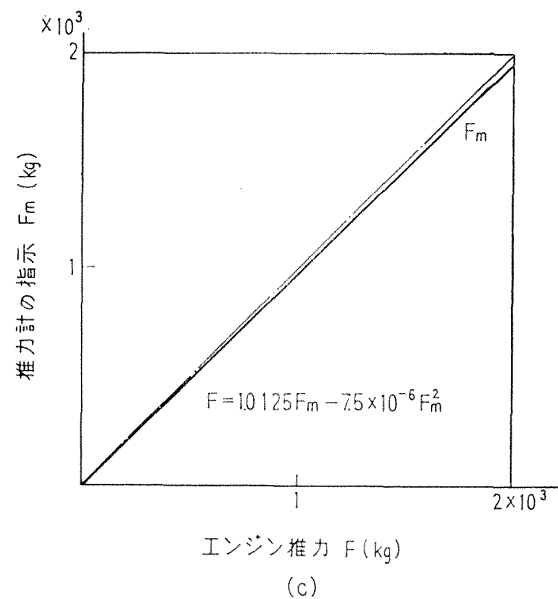
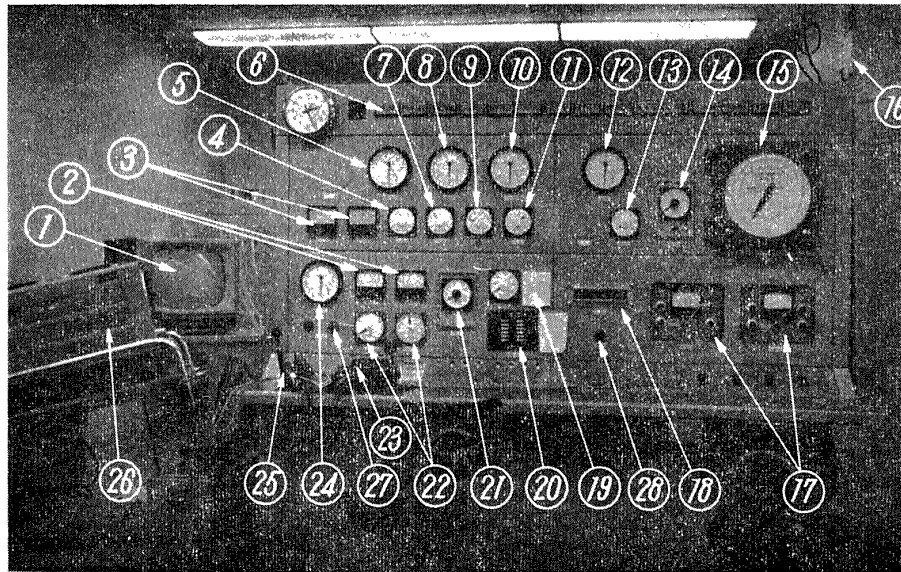


図18 エンジン架台

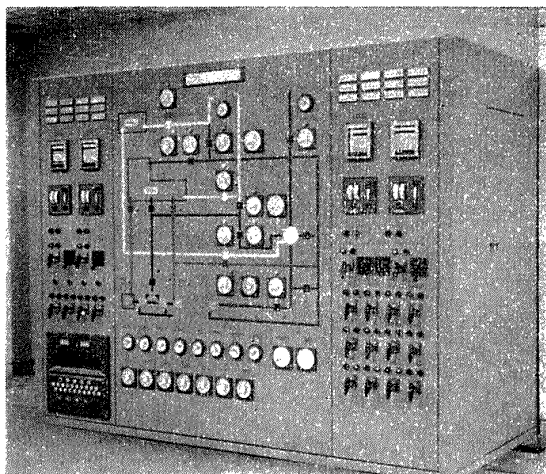
2.9 運 転 装 置

エンジンの運転に直接関係のある装置はエンジン運転盤上で操作できる(図19)。エジェクタ用空気源は独立した運転系統を持ち、その空気管系統の制御は空気管系統表示盤で操作される。エンジン起動用空気圧縮機、滑油排出用真空ポンプ、冷却水関係設備は15,000kWガスタービン操作盤で制御される。エンジン運転盤はエンジン室から離れた位置にあって直接肉眼で監視しながら運転できないので、テレビで監視する。このように運転系統が複雑になったが、これは15,000kW圧縮機試験設備を大幅に利用したために必然的に生じた結果であって、やむをえないことである。

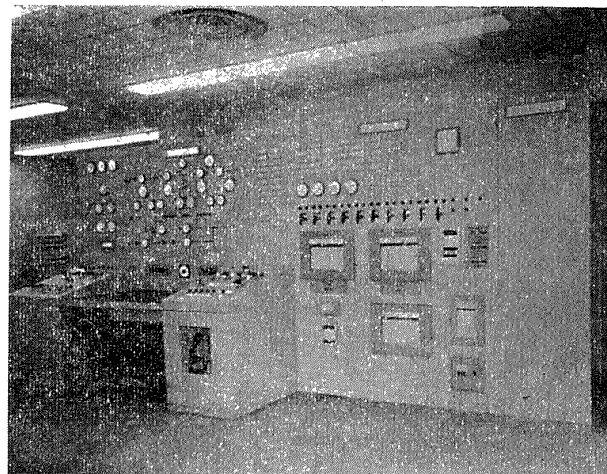


- | | |
|--------------------------------------|--|
| ① 監視用テレビ | ⑮ 推力計(2段切換) 0 ~ 1,000kg
0 ~ 2,000kg |
| ② 振動計(圧縮機側およびタービン側) | ⑯ 起動空気流量計測用マノメータ |
| ③ ベアリング温度計(圧縮機側およびタービン側) 0 ~ 300 °C | ⑰ 振動計(圧縮機側およびタービン側) |
| ④ メイン燃圧 0 ~ 30kg/cm ² | ⑱ デジタル回転計表示器 |
| ⑤ 起動空気元圧 0 ~ 10kg/cm ² | ⑲ 排気温度計 0 ~ 1,200 °C |
| ⑥ 標 示 灯 | ⑳ 排温切換スイッチ (12点) |
| ⑦ プライマリー燃圧 0 ~ 30kg/cm ² | ㉑ アナログ回転計 |
| ⑧ 起動空気圧 0 ~ 10kg/cm ² | ㉒ スロットル位置指示計 |
| ⑨ フローデイバイダ圧 0 ~ 50kg/cm ² | ㉓ 燃料スロットルレバー |
| ⑩ エジェクタ圧 0 ~ 10kg/cm ² | ㉔ 滑油元圧 0 ~ 10kg/cm ² |
| ⑪ ブースト燃圧 0 ~ 4 kg/cm ² | ㉕ 燃料シャ断弁レバー |
| ⑫ 冷却水圧 0 ~ 15kg/cm ² | ㉖ 振動波形監視用オシロスコープ |
| ⑬ 直流電圧計 (着火プラグ用) 0 ~ 30V D C | ㉗ フラッシュ・レギュレータ表示灯 |
| ⑭ 燃料流量計 0 ~ 2,500kg/h | ㉘ 危急停止ボタン |

㉙ エンジン運転盤



㉚ 空気管系統表示盤



㉛ 15,000kWガスタービン操作室

計測器受感部からの入力は一連の指示計に表示されると同時に、計測器の種類に応じてそれぞれ動特性計測装置および静特性計測装置へ送られ処理される。したがって一連の指示計器は正確安全な運転を実施するための監視および確認に使用され、性能計測には直接関係しない（計測器についての詳細は（Ⅱ）計測設備を参照）。

2.10 監視および消火設備

（1）監視装置

運転の際はエンジン室の監視用テレビおよび監視窓によって監視できる（図1，2参照）。監視窓（直径150mm）は2個あって室内壁に取り付けた3枚の鏡によってエンジンの両側面を観察できる。

（2）消火設備

引火性の強い燃料（JP-4）を使用するので、不慮の災害に備えて炭酸ガス消火設備を設置してある（図2）。すなわち、運転中に火災が発生した場合を想定し、火災発生からエンジン停止までの間に炭酸ガスを放出してエンジンおよびその周辺の計測器類を炭酸ガスで包囲し、空気との接触を断して消火するよう計画されている。

3. む す び

本設備は昭和39年9月に完成し、ひきつづいて現在まで試作1号機 JR 100 エンジンの運転試験を実施している。

運転設備の各装置はそれぞれ予想どおりの性能を発揮し、運転は順調に行なわれている。

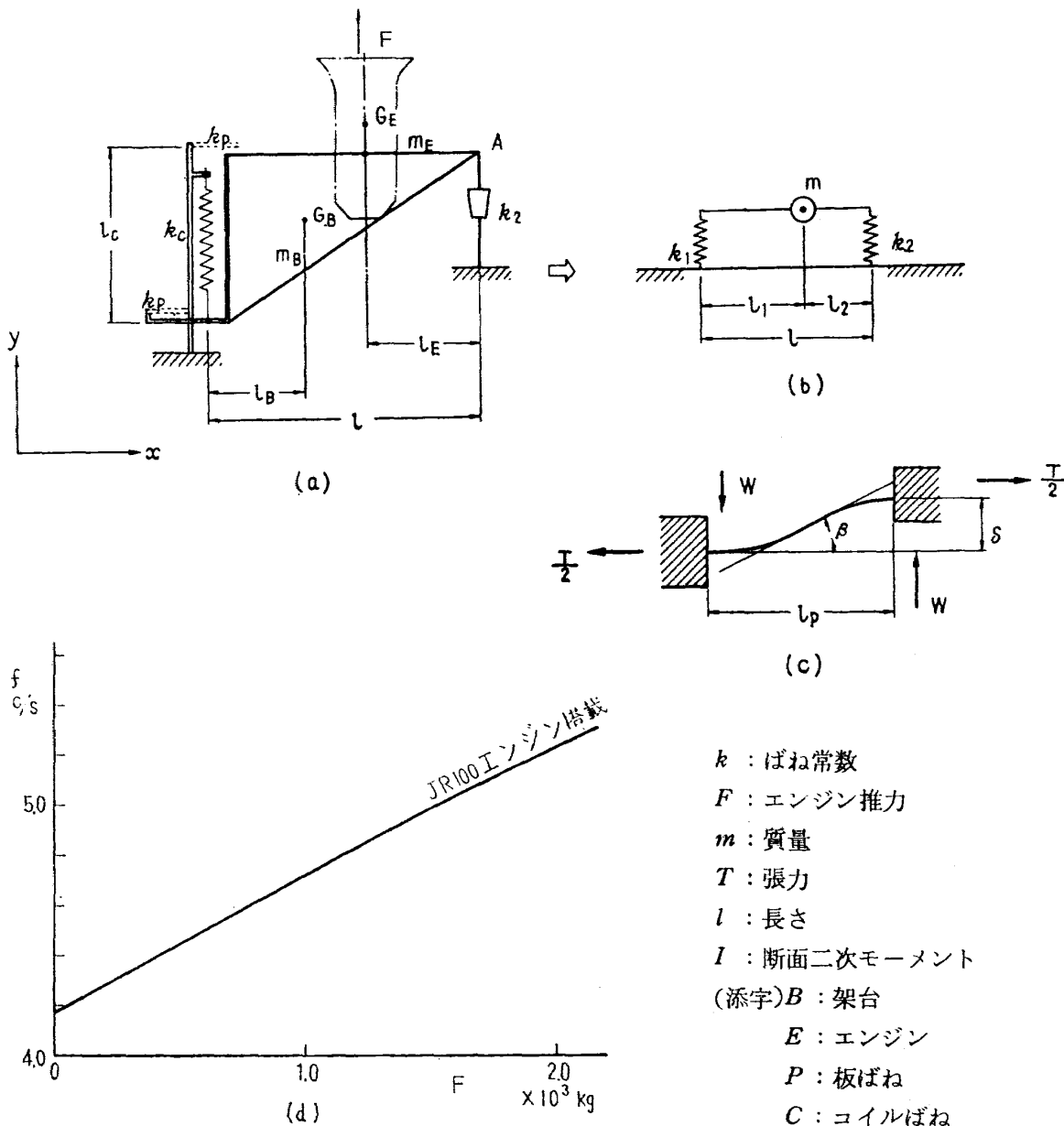
本設備の計画および建設の全般にわたって終始御指導いただいた原動機部松木部長ならびに鳥崎室長に厚く謝意を表するしだいです。

文 献

- 1) 航空宇宙技術研究所：航技研ニュース No. 72（昭和40/5）
- 2) 航空技術研究所原動機部：航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要素試験設備，航技研報告 TR-24（昭和37）
- 3) 航空宇宙技術研究所：航技研ニュース No. 67（昭和39/12）

付記 架台の固有振動

A. 上下方向の振動（付図A）



付図A $x-y$ 面の固有振動（上下振動）

図18(a)の場合、すなわち $x-y$ 面の振動は付図Aのごとく分配ばねの振動系として考えられる。板ばねは推力による張力 T を受けるので、ばね常数 kp は推力 F の関数となる。

張力 T は

$$T = \frac{l_B}{l_C} m_B g + \frac{l_E}{l_G} F \quad (\text{A.1})$$

板ばねは付図 A(c) に示すように張力 $T/2$ と荷重 W を受けて、変位 δ 、板ばねの傾斜角 β になったとする。 W は $T/2=0$ のときの荷重 W_0 と $T/2$ による荷重 W_T の和である。

$$W = W_0 + W_T \quad (\text{A.2})$$

$$\left. \begin{aligned} W_0 &= \frac{3}{2} EI_P \left(\frac{l_P}{2} \right)^{-3} \delta \\ k_{P0} &= \frac{3}{2} EI_P \left(\frac{l_P}{2} \right)^{-3}, \quad \tan \beta = \frac{1}{2EI_P} \left(\frac{l_P}{2} \right)^2 W_0 \end{aligned} \right\} \quad (A.3)$$

$$W_T = \left(\frac{T}{2} \right) \tan \beta = \left(\frac{T}{2} \right) \frac{1}{2EI_P} \left(\frac{l_P}{2} \right)^2 k_{P0} \delta \quad (A.4)$$

(A.2), (A.3), (A.4)式より

$$\left. \begin{aligned} W &= \left[1 + \frac{T}{4EI_P} \left(\frac{l_P}{2} \right)^2 \right] k_{P0} \delta \\ \therefore k_P &= \left[1 + \frac{T}{4EI_P} \left(\frac{l_P}{2} \right)^2 \right] \frac{3}{2} EI_P \left(\frac{l_P}{2} \right)^{-3} \end{aligned} \right\} \quad (A.5)$$

(b)図のような分配ばねのばね常数 k は

$$k = \frac{k_1 k_2 l^2}{k_1 l_1^2 + k_2 l_2^2}, \quad k_1 = 4k_P + 2k_C \quad (A.6)$$

固有振動数 f は

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k_2 (4k_P + 2k_C) l^2}{m [(4k_P + 2k_C) l_1^2 + k_2 l_2^2]}} \quad (A.7)$$

(d)図は(A.1), (A.5), (A.7)式より, JR 100 エンジンを搭載した場合の固有振動数を求めたものである。

B. 直線振動と回転振動の連成 (付図B)

図18(b)の場合, すなわち $y-z$ 面の振動は付図B(b)のごとく2自由度の振動系と考えることができる。直線振動の変位を x_1 , 回転振動の変位を x_2 とすると運動方程式は

$$m\ddot{x}_1 + 4k_2 \frac{(h_1 + h_2)^2}{h_1^2 + h_2^2} x_1 + 2k_2 \left\{ \left(\frac{h_1}{i} \right)^2 - \left(\frac{h_2}{i} \right)^2 \right\} x_2 = 0 \quad (B.1)$$

$$m\ddot{x}_2 + 2 \left\{ k_1 \left(\frac{b_1}{i} \right)^2 + k_2 \left[\left(\frac{h_1}{i} \right)^2 + \left(\frac{h_2}{i} \right)^2 \right] + k_3 \left(\frac{b_3}{i} \right)^2 \right\} x_2 + \frac{4k_2 (h_1^2 - h_2^2)}{h_1^2 + h_2^2} x_1 = 0 \quad (B.2)$$

円振動数 p で, それぞれ振幅 A_1, A_2 の調和振動と仮定すると,

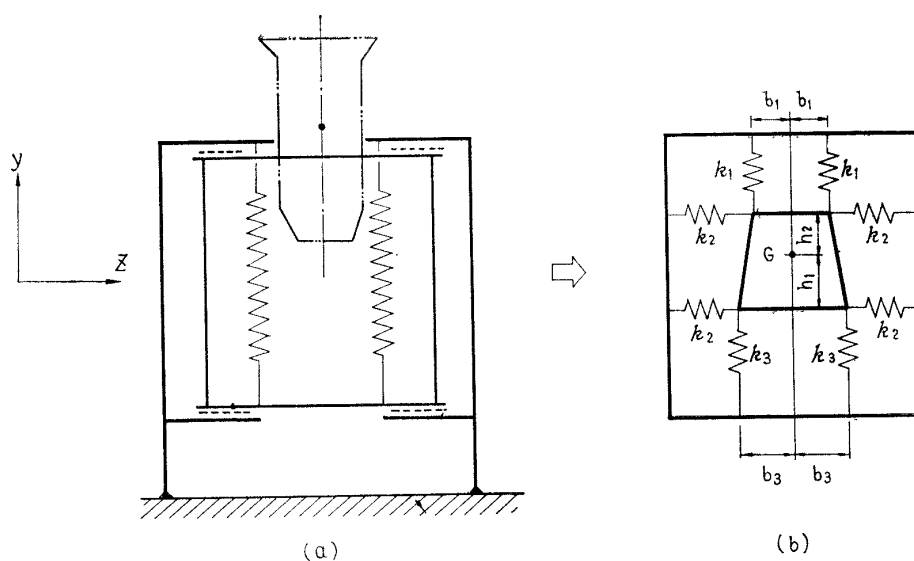
$$x_1 = A_1 \sin pt, \quad \dot{x}_1 = A_1 p \cos pt, \quad \ddot{x}_1 = -A_1 p^2 \sin pt$$

$$x_2 = A_2 \sin pt, \quad \dot{x}_2 = A_2 p \cos pt, \quad \ddot{x}_2 = -A_2 p^2 \sin pt$$

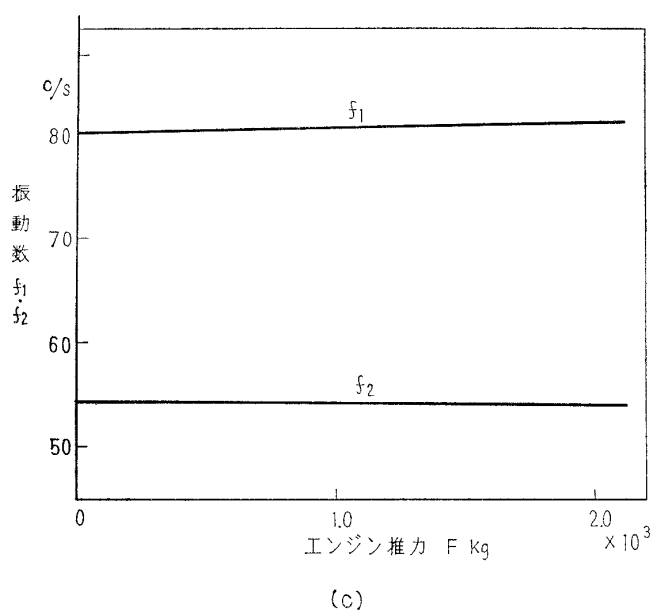
よって振動方程式は(B.1), (B.2)式より

$$\left\{ A_1 \left[-m p^2 + 4k_2 \frac{(h_1 + h_2)^2}{h_1^2 + h_2^2} \right] + A_2 \cdot 2k_2 \left\{ \left(\frac{h_1}{i} \right)^2 - \left(\frac{h_2}{i} \right)^2 \right\} \right\} \sin pt = 0 \quad (B.3)$$

$$\left\{ A_1 \left[\frac{4k_2 (h_1^2 - h_2^2)}{h_1^2 + h_2^2} \right] + A_2 \left[-m p^2 + 2 \left\{ k_1 \left(\frac{b_1}{i} \right)^2 + k_2 \left[\left(\frac{h_1}{i} \right)^2 + \left(\frac{h_2}{i} \right)^2 \right] + k_3 \left(\frac{b_3}{i} \right)^2 \right\} \right] \right\} \sin pt = 0 \quad (B.4)$$



k_1, k_2, k_3 : はね常数
 J : 慣性モーメント
 $J = ml^2$
 l : 回転半径



付図 B $y-z$ 面の固有振動

t に無関係になりたつべきであるから (B. 3), (B. 4) 式より振動数決定式は

$$\begin{vmatrix} -p^2 + \frac{4k_2}{m} \frac{(h_1+h_2)^2}{h_1^2+h_2^2}, & \frac{2k_2}{J} (h_1^2-h_2^2) \\ \frac{4k_2 (h_1^2-h_2^2)}{m (h_1^2+h_2^2)}, & -p^2 + \frac{2}{J} [k_1 b_1^2 + k_2 (h_1^2 + h_2^2) + k_3 b_3^2] \end{vmatrix} = 0 \quad (\text{B. 5})$$

(B. 5) 式より連成円振動数は

$$\left. \begin{aligned}
 p^2 &= \frac{1}{2} \left[(B+C) \pm \sqrt{(B-C)^2 + 4BD} \right] \\
 B &= \frac{4k_2}{m} \frac{(h_1+h_2)^2}{(h_1^2+h_2^2)} \\
 C &= \frac{2}{J} \left[k_1 b_1^2 + k_2 (h_1^2 + h_2^2) + k_3 b_3^2 \right] \\
 D &= \frac{2k_2}{J} (h_1 - h_2)^2
 \end{aligned} \right\} \quad (B.6)$$

連成振動の固有振動数 f は

$$f = \frac{p}{2\pi} \quad (B.7)$$

k_1, k_2, k_3 は付図 A の場合と同様にエンジン推力の影響を受けるが、振動数への影響は小さい (付図 B (c))。

エンジン回転数 3,000~4,800 rpm (50~80c/s) の範囲はエンジン着火直後に相当しており、急加速されて短時間に通過する領域である。

TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機体第一部, 計測部 原動機部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田寺木一, 泉日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	牛田健二, 清水福寿 吉永崇一
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小川鉦一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑浄治, 桜井善雄 三浦雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	堀川勇壮, 森幹彦 中野佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新田慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	檜崎哲二
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原久蔵, 斎藤秀夫 外立政隆, 榑原盛三 宗美均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(Ⅱ)	1966年4月	近藤博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利浩, 田村敦宏 佐野四郎, 能村実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	小野幸一
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷光栄, 畑山茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験(Ⅰ)	1966年9月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 木村友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井忠彦, 泉日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤博, 蓑田光弘 山崎紀雄

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料92号

昭和41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)44-9171(代表)

印刷所 一誠社綜合印刷株式会社
東京都武蔵野市御殿山1-6-10

