



青春への回想 その(1)

栗野 誠 一*

これは戦前10年間、ピストン・エンジンからジェットエンジンへの遷移の時期に、航研に集った若人達の記録である。

1. 東大航研

昭和9年(1934)の春、私は大学を出るとすぐ富塚先生のお世話で、現在の東大宇宙航空研究所の前身である駒場の東京帝国大学航空研究所に嘱託として入れて戴いた。この嘱託制度は三井報公会の奨学基金によるもので、多くの若人がその恩恵を受け勉強することができた。当時は昭和初期の、現在の不況にも勝る一大不況時代が漸く終りを告げようとし、航空界も深い眠りから覚めようとしていた。この研究所は大正7年(1918)4月1日、深川越中島に創立されたが、幸か不幸か、大正12年(1923)9月1日に起った関東大震災によって烏有に帰し、大正15年(1926)8月以降改めて現在の駒場に再建、昭和6年(1931)5月11日には斯波忠三郎所長の下に新装成った研究所に陛下をお迎えして、その完成を祝ったばかりであった。当時の規模は極めて小さく、風洞、物理、測器、電気、材料、冶金、化学、飛行機、発動機、中央、工作の11部で、所員28、技師5程度のこじんまりした研究所であった。緑の大樹に囲まれ、春は桜が咲き乱れ、5月の頃には青い芝生に紅のつつじと山吹の黄が映えて、誠に見事であった。

その所員は陸海軍各2名以内の派遣所員を除けば、すべて東大の教授、助教授がこれに当

ていた。特に専任の所員には授業の義務がなく研究だけに専念すればよいという、わが国でも最も恵まれた研究所であった。そして研究はすべて“航空に関する基礎的学理の研究”という枠が嵌められていた。アカデミックな色彩が強く、その研究業績は航研報告を通して世界的にも高く評価されていた。

昭和7年(1932)10月、斯波所長の赴去に伴い和田小六教授が所長になられた。先生はその名の如く小兵ではあったが、有名な木戸内務大臣の令弟だけあって、その気宇は壮大、なかなかの名所長であった。先生は当時研究所の目標は“より遠く、より高く、より速く”を実現することにあると、オリンピックと全じょうな標語を掲げて、われわれを激励された。

さて、われわれが入門した発動機部には当時幸いなことに、日本の航空エンジンの草分けとも云うべき大先生方がおられた。達見とアイディアに満ちた2サイクルの富塚清先生、弾性学や高速カメラで有名な栖原豊太郎先生、温厚でねばり強い、そして星型エンジンのバランシングで世界的に有名な田中敬吉先生、材料力学、振動、ディーゼル、指圧計、ロケットと広い学識と明敏さで令名の高かった中西不二夫先生の四大先生が専任所員でおられた。栖原先生は私が入所後間もなく九大に移られたが、先生の本郷における名講義に魅せられてこの途を択んだ若人も多い。

弟子達の方は渡部一郎(敬称略、過給機、高空性能、田中研)、安川寛(力学、栖原研)、

(昭和51年6月4日原稿受付)

* 日本大学理工学部機械工学科教授

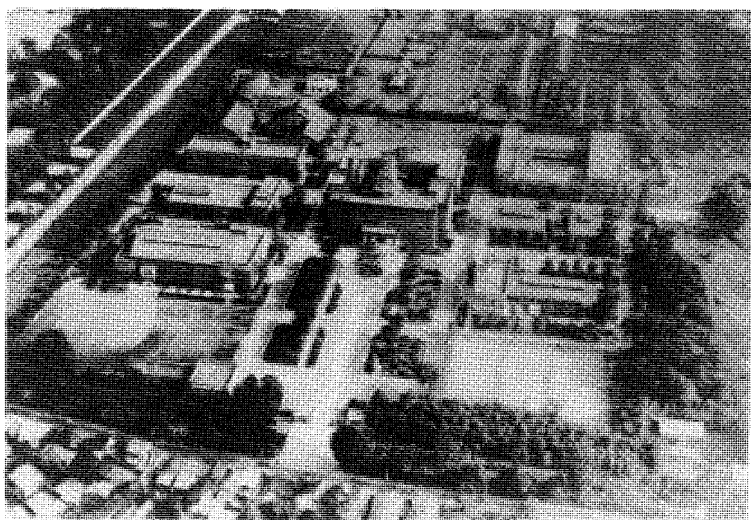


図1 昭和9年(1934)頃の東大航空研究所



図2 戦後旧発動機部の大先生方をお招きした小宴での記念写真

(前列左より田中, 栖原, 実吉, 中西, 富塚の諸先生方, 富塚先生を除いて今は既に皆亡くなりました。

後列左より栗野, 西脇, 野村, 渡部, 高月)

西脇仁一(ラジエータ, 伝熱, バランシング, 2サイクル, 栖原研), 故村田元之助(ディーゼル), 故野村正二郎(性能試験, ディーゼル)の諸先輩が既におられ, 小生と全時期には高月龍男(稀薄燃焼, 燃費低減, 富塚研), 故山田英夫(流体接手, 田中研), 浅野弥祐(燃料噴射, ノック, 中西研), 栗野誠一(性能, 燃焼, 田中研), 間もなく曾田範宗(潤滑, 富塚研), 八田桂三(指圧計, 振動, ロケット, 中西研), 更に少し遅れて平尾収(性能, 力学, 田中研),

尾園鉄次郎(性能, 田中研), 水町長生(ガスタービン, 田中研), 故橘藤雄(伝熱, 西脇研), 熊谷清一郎(燃焼, 富塚研), 横堀武夫(ピストン・リング, 富塚研)等が続々と入って来られた。この他簡野, 佐藤, 柳沢, 川口等の諸技師もおられたし, 又研究生として曾我良彦, 故竜江義知, 船山孝輔, 故小倉叶, 大崎正明, 水野潔, 八田竜太郎, 豊田英二, 中島桂太郎, 古谷善正等の諸兄が大先生を慕って集まり, それぞれの実り多き青春の数年を過された。

新人が入ると大先生方はどの研究室に配属すべきかを協議され, 且上

記のように各自の専攻すべき適切な研究目標を定めて下さった。然しどの先生方も研究の大綱を示されただけで, すべてを各人の自習自学に委ねられた。何時に来て, 何時に帰ろうとも全く自由であった。発動機部入口の鉄の扉には, エール社製の内からだけ開くセルフロック錠が取付けられており, 夜半最後の一人がロックすると建物は全くの無人になるという仕組みになっていた。

この研究所で良かったことの一つは, 図書室がすぐれていたことである。航空に関する総てのバック・ナンバーと新刊雑誌がそろえてあった。管理は喧しかったが, われわれ囑託でも自由に書庫に入り, 自由に閲覧することができ, 何の手続も不要であった。未だゼロックス等という便利なものはなかったので, 自分で読み, 自分で書き写さねばならなかったが, これが却って良かった。1月も図書室に通うと, 自分の研究しようと云う分野の, 世界の最高レベルを掴むことができた。そこから先は自分の力で切り拓いて行かねばならぬ未知の広野であった。

2. 航研長距離機

私は入所早々, 田中先生からエンジンの性能について研究するようにと仰せつかり, まず性能計算の基礎になるべき燃焼ガスの i_s -線図を作るお手伝いから始めた。当時は未だコンピュータも生れていなかったで, 計算はすべて手廻しのモノロー計算機であった。大日野, 小

林両氏の援助を受けて、約1年がかりで、過濃、理論、稀薄混合比に亘る5種類の線図を完成した。そして早速、それを使って航空用ガソリン・エンジンの性能解析に取り組んだ。¹⁾

そしてエンジンの燃料消費率を減らすためには、17~20程度の薄い混合比を使えばよいこと、摩擦馬力や無駄な損失を極力少くすればよいこと、なるべく小容積のエンジンを絞弁全開近くで使うような選択をすれば良いこと等、すべて今日では一般常識になっているようなことを、やっと自ら掴むことができた。

丁度その頃、昭和10年(1935)には、航研がそれまで長年に亘って蓄積した基礎研究の成果をあつめて、一つの試作機を作ろうという機運が起った。それが“より遠く”を求めるための「航研長距離機」、略して「航研機」であった。所長の下に、機体は飛行機部長であった小川太一郎先生が主任となり、木村秀政氏等がその実務にあたった。²⁾³⁾エンジンは発動機部長の田中先生を主任として、私の同僚の高月君が

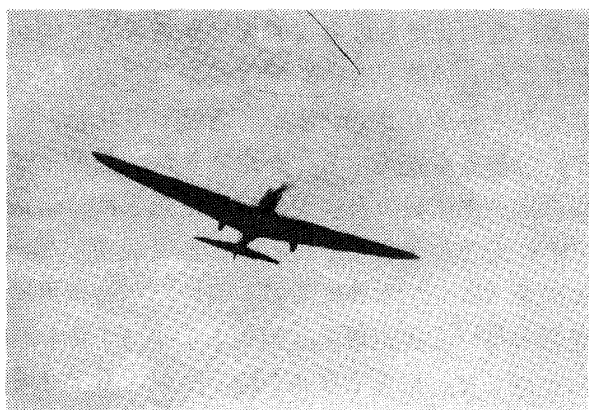


図3 航研長距離機(翼巾27.93m, 全長15.06m, 全高3.60m, 主翼面積87.3m², 縦横比8.71, 自重4,225kg, 搭載量4,975kg, 全備9,200kg, 乗員2~3, 固定ピッチプロペラ)

実務を担当した。機体の試作は東京ス電気機(後の日立航空機)が引受け、エンジン⁴⁾⁵⁾は川崎航空機で当時国産化していたBMW液冷12シリンダ60°V700HP/1,600RPMを改造して使うことになった。多分私達の研究の結果も取入れられたものと見え、空気対

燃料の重量比、所謂混合比を17~20の稀薄混合比で運転することになった。すぐれたエンジニアである高月君達の大奮闘が始まった。

彼はまず吸入管を改造して、シリンダ毎の混合比の平均化を計った。最も苦勞されたのは、稀薄混合比でも安全に飛べると云うことをパイロットや機関士に納得してもらうことであつたと云う。潤滑油はキャストル油、冷却はプレストン、小型ルーツを取りつけ、その圧縮空気で冷却する空冷排気弁が富塚先生の発案で実現し

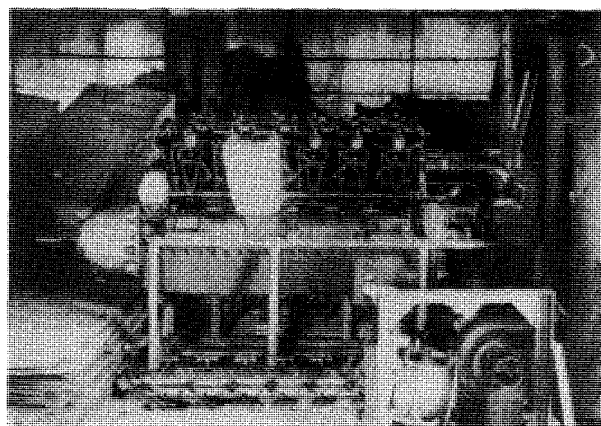


図4 航研長距離機用BMW 60°V12シリンダエンジン(離昇800HP/1800RPM, 巡航400~200HP, 減速比0.621, プレストン冷却, 空冷排気弁付) 右下のはラトー排気タービンで無関係, 又紙を張ってあるのは終戦時米軍にスクラップ・ダウンにしないよう申請のためのものである。

た。但し今から考えると、これはどうも不必要であつたのではないかという気がする。西脇さんも未だ若く、ラジエータと油冷却器の完成に風洞にもぐって全力をつくされた。このような多くの若人の努力の結晶として、アスペクト比8.7, 7,500ℓの燃料タンクを持った羽布張りの紅の翼が誕生した。

機体の方でも当時は未だオレオが実現しておらず、脚は機関士やパイロット達がウインチを手で廻して、ケーブルを捲いて引上げるという誠に原始的ではあつたが、兎に角何度かの失敗と改修を重ねて完成した。これは専ら富塚先生

のお仕事と承っている。

そして昭和13年(1938)5月13日から15日に亘って3日間、木更津飛行場を基点に関東一円を結ぶ三角周回飛行を行ない、藤田雄蔵大尉等是不眠不休の62時間22分49秒の飛行の後、11,651.011Kmの世界並に国際周回新記録並に10,000Kmコースにおける国際速度記録186.197Km/hを樹立した。

このエンジンの燃料消費率は175~190 gr/HPで、周回記録飛行中の平均値は186 gr/HPであり、当時としては画期的な値であった。

ちなみに、この機体の製作費は100万円、そのうち45万円が国家予算から支出された。

3. 航空用2サイクル・ディーゼルの開発

航研では昭和6年(1931)より昭和11年(1936)に亘って、富塚先生の掃気の研究や、中西先生の90°V バランシングの研究をとり入れ、航研機のエンジンとすることを目的として、2サイクル・ディーゼルの研究試作が行なわれていた。海防義会からの奨学金を資

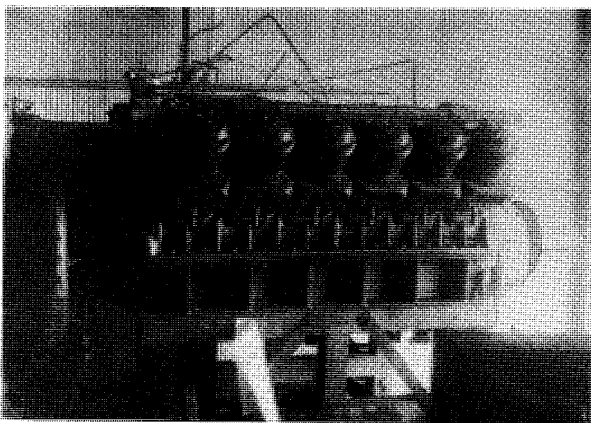


図5 航空用2サイクル・ディーゼル(公称750HP/1500RPM, 最大出力1000HP水冷12シリンダ90°V)

金として、野村、渡部、柳沢の諸氏が担当した。その設計製作については三菱名古屋発動機の成田豊二技師が協力された。単簡エンジンによる基礎研究の結果をとり入れて、昭和11年(1936)には液冷12シリンダ90°Vシ

リンダ径155×行程200, 750HP/1500RPM, 最大出力1,000HPの2サイクル・ディーゼルが完成した。第一次、第二次の性能試験が行なわれ、ほぼ予定の性能が得られたが、航研機用としては間に合わず、そのまま発展を見ることなく終って了った。

4. A-26 長距離機

昭和15年(1940)皇紀2600年を記念する朝日新聞社の記念事業として、航研、中島飛行機(株)、立川飛行機(株)の協力によってA-26長距離機を2機製作することになった。A-26は将来の実用を考慮して、二速過給付空冷二重星型14シリンダ「ハー115」の特別改造型2基を積んだ全金属製機となった。機体関係は航研側は小川、木村の両氏、エンジンは田中、高月、渡部の諸氏が担当された。このエンジンでもやはり17~20の稀薄混合比運転による燃費低減をベースとし、圧縮比の増加を計ったことは航研機と全様であった。気化器、吸入管、過給機の改造が行われ、点火栓の位置、点火時期の改良、多重火花方式の採用等によって薄い混合比でも確実に着火できるようになった。これらの諸兄と中島飛行機(株)の努力によって175~200 gr/HP, 最低150 gr/HPの燃費を実現することができた。潤滑油は永井雄三郎所員の合成潤滑油が使用され、1 gr/HP以下の消費率に収めることに成功した。このようにして学理に基礎をおいた当時世界に比類のない超長距離機が昭和17年(1942)に完成した。自重7,237kg, 全備16,725kg, 燃料タンクの容量12,216ℓであった。昭和17年の夏のことであったかと思うが、私も各務原の飛行場でその満載離陸試験を見る機会を得たが、燃料重量のために、暫く放置すると滑走路にタイヤがめり込んだのには驚かされた。このA-26は、二つの事故に見舞れた。その一つは、航研のわが国で初めて作られた防音運転場におけるエンジン・テスト中に起った。エンジン冷却用シロッコ・ファンのバースト事故である。夏のある日の午後、「バーン」という鈍い音をたててファン・ブレードが破壊し、飛び散ったブレードは数十mも離れた設計室にまで飛込んだ。その原因は、設計、製造、運転

等の三つか四つのミスが不幸にも重なり合っ
て初めて起ったことが判った。もう一つの不幸は
完成したA-26機の上に起った。昭和16年
(1941)の12月には、既に日米の間に戦
端が開かれていた。われわれは、寝耳に水の開
戦に驚かされ、即日空襲を受けるのではないかと
緊張したが、四方海に囲まれているお蔭か、
その事もなく日は過ぎて行ったが、戦は次第に
烈しくなった。昭和17年(1942)の夏頃
には、南方の海上輸送路が潜水艦のため封鎖さ
れ、盟邦ドイツとの連絡もとぎれ勝となってい
た。その対策としてドイツとの空路連絡という

大きな使命がA-26に負わされた。そしてシ
ンガポールを中継点とした東京-ドイツ間の無
着陸連絡飛行が敢行された。しかし、不幸にも
シンガポールを飛び立ったA-26の1機は、
インド洋上にその消息を断ち、行方不明となっ
た。この間の事情は文芸春秋の「海底よりの使
者」に詳しい。

その弔合戦の意味をこめて、残る一機を駆っ
て昭和17年(1942)11月、満州白城子
を中心とする三角飛行が行なわれ、16,435
Kmの世界周回記録が再びつくられたが、戦時中
のため未公認に終わった。

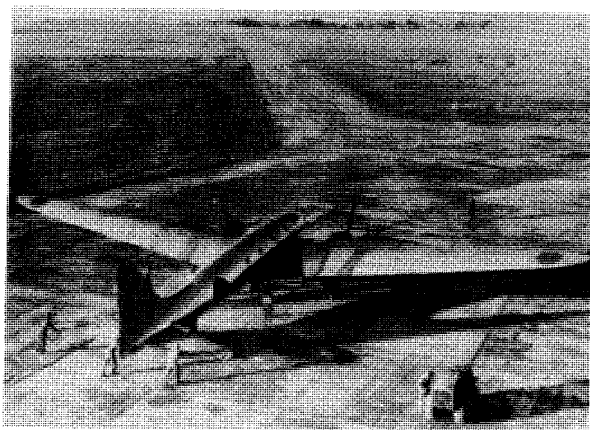


図6 満州の広野におけるA-26 (翼巾
29.44m, 全長15.30m, 翼面
積79.6m², 自重7,237kg, 全備
16,725kg, 燃料タンク12,216
ℓ, 潤滑油タンク520ℓ, 「ハー
115」特, 中島製空冷14シリン
ダ, 1170HP×2, 1090HP/145
Km, 1,000HP/4.3Km, 燃費186
gr/HP, 使用燃料92オクタン,
永井合成潤滑油, 全消費率1gr/HP)

参考文献

- 1) 田中敬吉, 栗野誠一, ガソリン発動機のサイク
ルに及ぼす混合比並に圧縮比の影響, 航
研集報, №144, 昭11/8.
- 2) 木村秀政, 航研長距離機性能計算書, 航研報告
№166, 昭13/8, 301/388頁
- 3) 木村秀政, 高月龍男, 航空研究所, 長距離機の
基本, 航続性能実例結果, 航研報告 №
175, 昭15/5, 127/148頁
- 4) 高月龍男, 長距離機用発動機の総合報告
(その1) 航研秘密報告第18号, 昭12/7
(その2) 航研秘密報告第21号, 昭13/6
(その3) 同 上 第15号, 昭12/4
(その4) 同 上 第25号, 昭15/3
(その5) 同 上 第22号, 昭13/8
(その6) 同 上 第23号, 昭13/9
- 5) 富塚清編, 航空発動機(共立社昭18/12)
第22章長距離機用発動機
(高月龍男執筆) 1239/1263頁

J E T E N G I N E 思いつくまま

日本航空株式会社 運航乗員部 山 本 健 二

地球は狭くなった。これは度々言われることであるが本当に大きな実感として感じる。我々の様にジェット機しか経験のない者にとってさえ、数年前まで、冬場の偏西風の強い時には、初期のファンエンジンの付いていないDC-8が来るとホノルルから東京へ直行出来ずウェーキ島へ燃料補給の為に降りなければならなかった。ましてレシプロ機で太平洋を渡っていた頃は追い風を受ける往路さえウェーキ島へ寄りホノルルへ行っていたのであるから諸先輩は大変な苦勞をされたことと思う。それが今や往路は勿論、復路さえ季節を問わずサンフランシスコから東京へ直行している。そして更に、ボーイング747のSP (SPECIAL PERFORMANCE) ではニューヨーク-東京間を直行で行えるのである。我々の感ずる二地点間の距離とは、何千マイル離れているかという地理的な距離でなく、何時間で到達出来るかの時間の尺度の上に立ったものと言え、その尺度で見限りSSTの登場で更に地球は狭くなったと言えよう。そしてこの時間距離の短縮には、単に推力の増大だけでなく、燃料消費率の改善を始めとする総合的な効率の向上されたエンジンの貢献が非常に大きいと言えるのであろう。機体に関して言えば、材料、構造、強度等、それぞれの分野で大きな発展のあるものの、M 0.82 ~ 0.84で飛ぶ現用のものでは、初期のDC-8からB747まで全体的にはそれ程大きな変りはないと言っても過言ではないと思う。勿論、エンジンの他にも、INS (慣性航法装置)を始めとする電子航法装置 (AVIONICS)の発展は忘れてはならぬものであるし、むしろ、驚異的とさえ言えるその進歩が、ここ数年のジェット旅客機の発展の主役とさえ言えるものであろう。

しかし乍ら、この様な長大な飛行に依って社会生活は確かに便利になったものの、その飛行に携る我々には、大きな時差の間を短時日で往ったり来たりすることとなり、その人体に与える影響はかなり大きなものであり、航空機の運行を一つの人間-機械系として考えた場合に、そのHUMAN FACTORの改善が今後の一つの問題点となるのではないだろうか。

私が最初にフライトエンジニアとして訓練を受けたのはボーイング727で、現在でも多くの国々で国内線用として活躍している。B727は所謂第二世代のジェット旅客機として、その前のDC-8や、同じボーイング社の707と比べるとそれらに依って得たノウハウを活かして造られた素晴らしい旅客機であると思う。ただ、当時日航にはDC-8 (エンジンはP&W社製JT4A, 同JT3D), コンヴェアCV-880M (エンジンはGE社製CJ-805)が現に有り、これらの隊列に更にB727 (P&WJT8D)が加わることになり、整備では機体もエンジンもそれぞれ異ったメーカーのものを手掛ることになり、あるゆる面で御苦勞の多かったことと思う。

CV-880Mに付いていたGE社製CJ-805は、軍用J-79の民間用であり、単軸、可変静翼付の、現今の大推力ファンエンジンから見るといかにも細く引き締った外観のものであった。静翼の角度を変えることに依り、圧縮機の段数を分けることなく流速とマッチングを取ったものであり、その部分はかなり複雑な様相を呈していた。私は直接携ったわけでないが、神経質なエンジンであり、又機体の方もその操縦性の上でかなりクリティカルな面がありパイロットにとっても、フライトエンジニアにとっても、手に入るまではかなり大変な飛行機であった様である。その為かどうかわからないが、CV

(昭和51年6月10日原稿受付)

ー880の乗員と我々B727の乗員の間の気質にもかなり異ったものがあった様である。このCJ-805は単軸の為、加速もよく、機体の操縦性能と相俟って、手に入った機長の方々には打てば響くという感じで良い飛行機であったそうだ。又、パワーのつきが良いということは、逆に何かの理由で1つのエンジンが不具合になった場合に、その推力の減少が急激であり、その対処の仕方（方向舵で軸線からのずれを修正する）は、そのタイミングと量のコントロールが非常に難しいものであったそうだ。このCJ-805にしても、P&WのJT4Aにしても、現在の様な環境規準が確立されていなかった為、その騒音と排気の煙は相当なものであった。よくCV-880の離陸を後から見ていると、真黒な煙の塊の中からゆっくりと機首を上げて浮上していくのが印象的であった。

私は、最初に取り着いたB727のJT8Dでも、次のDC-8のJT3Dでも、ことエンジンに関して大きなトラブルを経験していない。JT3Dは今となるとかなり古いエンジンであるが、それだけに、恰度DC-8がダグラス社にとって初めてのジェット機であった為、その機体に充分な強度を持たせた如く、かなり丈夫なエンジンであった。また、JT8Dは、JT3Dに比較してやや小粒乍ら、初めて原動機工場で見たとの印象そのままに、更に洗練され、運転も確実に信頼度の高いものであった。我々は訓練の時に、あらゆる故障を想定し、それに対処する操作を憶え、シミュレータや実機で繰り返し練習するわけであるが、ことエンジンに関する限り、JT3DでもJT8Dでも実際の飛行中にそれらに遭遇することは極めて稀であった。真冬の干歳でも、真夏の福岡でも、折からの高度成長時代の満席のお客様を乗せて、めまぐるしく星ったり降ったりしても、幸か不幸か、フライトエンジニアとしての腕の見せどころたる大きなトラブルは経験しなかった。

B727は短距離用であり、DC-8は長距離用であるが、機体のみならずエンジンに関してもこの二つの用途の間には大きさ差異があると思う。一つのフライトの“フェイズ”（Ph-

ase）、始動、離陸、上昇、巡航、下降、着陸を長距離の場合はかなり時間をかけて行い、時間の配分から見ると、その殆どがエンジンによって負荷変動の無い巡航である。勿論、長距離飛行の場合の離陸とそれに続く上昇は、機体の大きな重量（その半分近くが燃料であるが）故にエンジンの性能ギリギリのところで運転されているし、出発地、目的地の気候の差（温度差、飛行場の標高に依る外気圧の差、など）に依る外的条件の変動も大きい。一方短距離用の場合には、負荷的にも、外的条件的にも、かなり一定の枠の中で運転されるものの、飛行のサイクルが頻繁な為、受ける応力は大だと言わなければならない。又、ジェットエンジンに於る失速とか失火等の事故は殆どフライトのフェイズの変り目に起り易いことから考えると、一日に何回もそれをくり返す短距離用の方がそれだけトラブル発生の機会が多いと言えよう。

現在私の乗務しているB747には、P&W社製JT9Dが装備されている。因に、JT9D-7の推力は45500ポンド（水噴射時47000ポンド）、JT9D-7Aの推力は46150ポンド（水噴射時47670ポンド）である。実にJT3Dの2.5倍の推力である。最前段に一段のプロペラの様に大きなファンを付け、（バイパス比は5：1）離陸時の77%、巡航時の65%の推力はこのファンに依るものである。このエンジン4基で320トンに及ぶ巨体を押し上げるわけであるが、その巨大さに似ず、音はかなり静かなものである。このあたりにも、単に航空機にとって有利な性能の向上だけを主眼とした一昔前と異り、騒音、大気汚染の減少等、今までに増して大きな技術的課題を課せられ、それを克服した苦労がうかがえる。

しかし乍ら、現在ではオペレーションの落着いたJT9Dも、初期の-3の頃はかなり厄介なエンジンであった様である。始動時は、殆ど毎回の様にホットスタート（回転数がアイドルに達する以前に、排気ガス温度が限界を越えてしまう）し、やっと始動しても、地上滑走中に少しでも追風を受けようものなら排気ガス温度が限界を越えてしまう。或は、巡航から降下に

移行する時に、スラストレバーを引くとその引き方によってはすぐに圧縮機の失速をひき起してしまうとかのトラブルが続出した様である。この背景には、B747の設計段階に於る機体重量の増加をエンジン推力の増大に依ってカバーしようとした為、P & W社でも大分苦労したということを知っている。その後、使用者である我社でも様々な試行錯誤の後にこのエンジンの操作の定形が定まり、且つ現在はエンジン自体も-7から-7Aと改良型になり、我々の様な若輩でもマニュアル通りにやれば比較的楽に操作出来るようになった。

そうは言っても、低燃費で大出力を目指すため、高圧縮比と高いバイパス比を持たされたこのエンジンは根本的に失速に対して弱いようだ。大推力の基となる、大きな圧縮比は、最近の様に燃料節減の為、より高空を飛ぶことが多くなると空気の粘性の影響で圧縮機の効率が低下し、ストールマージン (Stall margin) を低下させてしまう。又、高いバイパス比のため、大きなファンの付いた低速圧縮機の慣性モーメントは、高速圧縮機のそれより相対的に大きく、減速時には低速側の減速が遅れるために、低速圧縮機出口での圧力が上ってこれ又ストールマージンの低下につながる。更に、吸込口面積が大きい為大きな迎角時や急激な機体の操作時に、吸入空気の圧力分布が不均一となり易く、この場合もストールマージンの低下に結びつく。

一方、最近の航空機の混雑は、何処でも激しくなる一方であり、航空交通管制の面からも、短時間で早く高空に昇らせられるような制度が付加される場合が多くなって来ている。この様な場合には、機体の性能、エンジンの特性を考慮に入れて総合的に操縦しなければならない。いずれにせよ、過去のJT8DやJT3Dに比較して、かなり気を使うエンジンであることには変りないようである。

長距離飛行の離陸重量は非常に大きい。300トンを超える機体を引き上げる離陸という作業は大変な仕事である。この離陸に使用される推力はB747の場合に、大別して、水噴射を使用する“WET”と、未使用の“DRY”とに

分かれ、更にそれぞれ“STANDARD”と“HIGH”に分れ、エンジン寿命の向上の為に必要に応じて使い分られている。これらを離陸重量、外気温度、外気圧、飛行場標高、使用滑

走路長等を勘案してその時々、の離陸に必要な推力を決定するわけである。外気温度の高い時に“WET HIGH”などを用いるのは、それだけギリギリの運転をすることであり、使用出来る滑走路長等が必要滑走路長とほぼ同じということもあり得る。この様な時は、地上滑走を始めて V_1 (離陸臨界速度であり、これを越えれば最早断念は出来ない) に達し、更に V_R (離陸の為に引き起し速度) に達する時間がとても長く感じられるものである。その間にも滑走路の端はどんどん迫って来る様で、速度計の針の動きがもどかしく、緊張するものだ。“ROTATION”の掛声と共に、機首を起してしばらくするとやっと車輪は地を離れ、すぐに滑走路端が足下をくぐり抜ける。思わず安堵の息がもれる一瞬である。そして車輪を上げ、フラップも上げ、CLIMB POWER にセットして定常上昇に移った時、操縦室内に3人のなごんだ空気が拡がる。

夜間の長距離飛行の巡行中は、仕事の合間にいろいろな事を考えるものだ。B747では満タンにすると、ドラム缶で900本以上の燃料が搭載出来る。この時点に於ても、地球上では数百便のフライトが行われているだろうから、加え合せたらそれらの石油の消費量は莫大なのであろう。早く石油に替る燃料は開発されないものだろうか？ こんなつまらないことを考えている間にも、4基のJT9Dは、確実に1分間に400ポンド内外の燃料を燃焼しつつ、INSに直結されたオートパイロットによって地球上の点と点の間を正確に飛行し続けていく。機体とエンジンと航法装置の発達によって文字通り、より速く、より遠くへと発展し続けた旅客機は、ついに先日SSTの商業飛行の実現を見るに到った。莫大な開発費が投ぜられ、音の壁以上の騒音、SONIC BOOM、成層圏にまで及ぶ大気汚染等の未知の分野の問題を突

き破り乍ら……。しかしそれらのマイナス面をも考慮に入れたバランスシートの上に立って観た場合、人間がそんなに速く旅行するということに本当に意義があるのであろうか？ 機械工業のみならず、あらゆる分野に於ての発展はますます細分化され、各々の分野で休まない前進をし続けているが、細分化故に、個々の効率を

追求するあまり、全体として見た場合に、本当に人間にとって幸せなのかどうかは矛盾が生ずる場合もあるのではなかろうか？ バンコックを飛び立ち、灯らしい灯もあまり見えないインド大陸や、真暗なイランの高原の上を飛ぶ南回りヨーロッパ線の夜間飛行では、柄にもなくそんなことにも思いをいたすものである。

お知らせ

主 催：ターボ機械協会 [協賛：社団法人日本機械学会，社団法人日本ガスタービン学会]

第3回ターボ機械講習会 最近のターボ機械の安全運転に関する配慮 その2<計画・設計・製作・保守上の問題点>

日 時：昭和51年11月26日（金）

会 場：日経小ホール（予定）

申込期日：11月20日

最近のターボ機械は、設備の近代化に伴い、大形化、高圧化、高速化に向っており、その関係者は最新技術導入による性能向上、省資源省力化によるコストダウン、スケールアップによる未経験技術の克服などと取組むと共に、如何に信頼性の高い安全運転が確保できるか日夜配慮しております。

そこで安全運転の要素である耐圧強度、回転強度、漏洩防止、負荷変動、過渡現象、熱膨張、異常現象対策、自動運転、保護装置、防音防振対策など、本体、付属機器を含めたシステムとして計画、設計、製作、保守上の問題を取り上げ、前回は蒸気タービン、高圧ポンプ、大形送風機に関する基本的な問題をお話いただき、更に全体にまたがるパネルディスカッションを行なって、多数の聴講者から非常に好評を得ました。

今回は、これに引き続き特殊流体に関するターボ機械について話していただきます。

以上のように本講習会で扱う問題は、先端の技術レベルと社会的に要請される安全との接点に関するものであり、新しい工学技術の方向を探る上からも、各分野の方々の御参考になる点が多いと考えます。ターボ機械に関係ある研究者、メーカの技術者および使用される技術者多数の御参加を希望致します。

時 間	講 師 内 容	講 師
9:30 }	1. LNG用ガス圧縮機 [司会：辻 茂君（東工大）]	㈱荏原製作所
11:00 11:10 }	パネラー：東京ガス、大阪ガス 2. プロセスポンプ [司会：辻 茂君（東工大）]	谷 島 昶君 新潟ウオシントン㈱
12:40 }	パネラー：日石化学、日本石油精製	未 定
14:00 }	3. ガスタービン [司会：加藤宗雄君（荏原）]	三菱重工業㈱
15:30 15:40 }	パネラー：東電 4. ターボ冷凍機 [司会：加藤宗雄君（荏原）]	竹矢 一雄君 ㈱日立製作所
16:30	パネラー：高砂熱学	未 定

○聴講料 会員（協賛学会を含む）5,000円、会員外10,000円、学生2,000円（教材1冊含む）

○教 材 教材のみご希望の方は1冊につき2,000円にて頒布致します。

○申込先 ターボ機械協会（東京都千代田区西神田2-3-18，TEL（03）264-2564



大型プロジェクト航空機用 ジェットエンジンの研究開発

通商産業省工業技術院 岩田 誠二
研 究 開 発 官

1. まえがき

通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度（大型プロジェクト）による航空機用ジェットエンジンの研究開発は、昭和50年度末をもって第1期5カ年計画を終了し、引き続き本年度（昭和51年度）からは第1期計画の成果をもとに実用エンジンとしての安定性、耐久性、信頼性の確立を目標とする第2期5カ年計画を開始した。この機会に、大型プロジェクト制度によるファンジェットエンジンの研究開発の必要性および第1期計画の経過と成果ならびに第2期計画のねらいについて紹介したい。

航空機用ジェットエンジン工業は、幅広い分野にまたがる高度の技術を必要とするため、多くの優秀な技術者と高度に発達した関連産業を有する先進工業国でなければ成立し得ない産業であり、技術集約産業の中核となることが強く期待される分野と言える。すなわちジェットエンジン工業は極めて付加価値の高い高加工度産業であり、しかもその技術開発成果は他の機械、金属、電子機器産業等に対する広汎な波及効果を有する技術先導型産業である。

次に航空旅客需要についてみると、航空機は今や簡便で安全な輸送手段となり、今後ともその需要は着実に増大してゆくものと期待される。このような状況に対応して、自主技術を基盤とする航空機用ジェットエンジン工業を発展させ

これを国内に定着させることは、わが国の産業政策上の懸案である技術集約的な産業構造への転換という点からも緊急の課題である。

さらに近年問題化して来た航空環境問題および省資源省エネルギー化の促進に対処するためにも、低騒音、低エミッションで、航行時の経済性の高い高性能ファンジェットエンジンの開発してゆく必要性は極めて高い。

本プロジェクトは、このような要請に応えるべく、官学民の密接な協力体制のもとに高性能ファンジェットエンジンの開発を推進するものである。

2. 第1期計画の経過と成果

昭和46年度に開始した第1期5カ年計画においては、開発エンジンの中間目標性能諸元を表1のように設定し、この目標を達成するために、フロントファン、高圧圧縮機、燃焼器、タービン等の個々の構成要素について性能向上の研究を行うとともに、それらの成果をエンジンの設計に反映しつつ試作研究を行うこととした。すなわち、エンジンの試作においては主として第1期計画発足当時までに蓄積されていた技術をもとに試作研究を行い、第2次試作においては第1次試作の結果および構成要素の研究開発の成果を総合して試作研究を行い、第1期計画の目標の達成をはかった。

中間目標エンジンの推力は、現有設備で実機大の要素試験が行えること、空冷タービン翼等の新技術を導入し得る大きさであること、従来

（昭和51年 月 日原稿受付）

表1 中間目標性能諸元

項 目	性 能
地 上 静 止	
推 力	5,000kg
燃料消費率	0.34 kg/kg/h
高度6,100メートル	
推 力	1,700 kg
飛行マッハ数0.7	
燃料消費率	0.61 kg/kg/h
ファン圧力比	1.5
最高全圧力比	2.0
最高タービン入口温度	1,150℃
バイパス比	6.5
騒音レベル	95EPNdB(80 ホンに相当)以下
排気煙濃度	A I A 2 5 以下

- (註) 1. 騒音レベルについては本プロジェクトによって開発されるエンジン3基を搭載した航空機を想定し、米国連邦航空庁(FAA)が定めるFAR36(1969. 12. 1)の騒音規制による測定法に準拠した離陸時の測定地点において、この航空機の騒音について測定したものとして推定した値である。
2. 排気煙濃度については、米国航空工業会(AIA)の測定法によることを前提とする。

からの蓄積技術を有効に利用し得る大きさであること等の理由から、地上静止状態で5トンに決められた。表1の中間目標性能諸元は、このクラスのエンジンとしては世界的に見てもトップレベルの目標値と言える。

第1期計画は、約70億円の開発費を使用し図1に示す研究開発経過の通り極めて順調に進捗した。研究開発の実施に当っては、ファンエンジン要素の研究開発および運転研究は工業技術院の協力依頼を受けて科学技術庁航空宇宙技術研究所が実施し、ファンエンジンの試作研究は民間企業が受託して行った。

試作エンジンは、図2に示す通りの高バイパス比ターボファンエンジンであり、ブースト段付フロントファン、可変静翼段付12段軸流圧縮機(第1次試作では13段)、燃料噴霧アニュラ型燃焼器、全段空冷式軸流2段高压タービン、軸流4段低压タービン、外装補機(第1次試作では内装型)から構成されている。第2次試作エンジン(FJR710/20)の外観を図3に示す。

運転研究は、図4に示す通り、昭和48年5

研究項目	年 度	46	47	48	49	50
要素の研究						
フロントファン			F-20(2次試作用)空力試験			
高 圧 圧 縮 機		HC-10(1次試作用)空力試験 HC-20(2次試作用)空力試験 HC-20改空力試験				
燃 焼 器		常圧アニュラ型試験 高圧セクタ型試験 高圧アニュラ型試験装置 高圧アニュラ型試験				
高 圧 ター ビ ン		HT-10C(1次試作用)空力試験 HT-10H(1次試作用) HT-20H(2次試作用) HT-30H(高温耐久) 冷却性能試験				
低 圧 ター ビ ン			LT-10C(1次試作用)空力試験			
補 機			センター試作 制御器試作 総合試験			
吸 音 ナ セ ル					吸音ナセル製作 実機装着試験	
試作研究			FJR710/10 ▽	▽	▽	
第1次試作エンジン		基本設計 詳細設計	1号機組完	2号機	3号機	
第2次試作エンジン				FJR710/20 ▽ ▽ ▽		
				基本設計 詳細設計 1号機組完 2号機 3号機		
運転研究						
第1次試作エンジン				性能試験 騒音試験 耐久試験		
第2次試作エンジン					性能試験 耐久試験	

図1 第1期計画研究開発経過

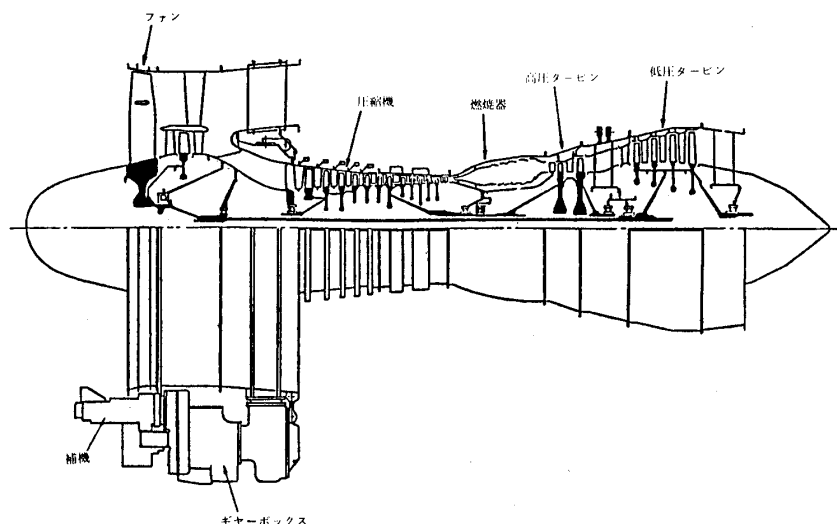


図2 第2次試作エンジン (FJR10/20) 概念図

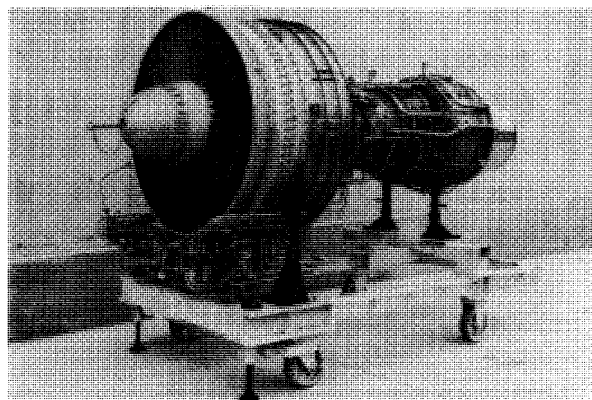
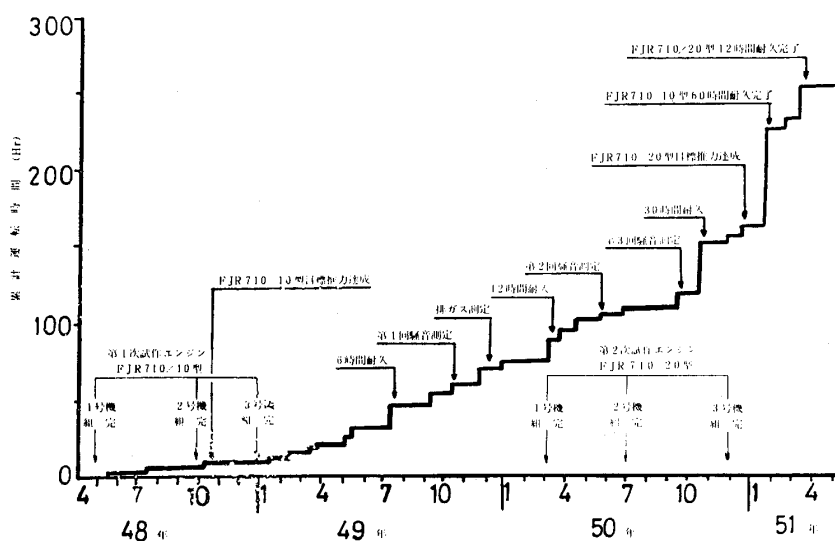
図3 第2次試作エンジン
(FJR710/20)

図4 FJR710ターボファンエンジン運転経過

月に第1次試作第1号機の自立運転に成功して以来順調に進み、昭和50年12月には第2次試作第3号機(通算6号機)の公開運転において目標推力5トンを達成した。この間、マッティング改良試験、航技研角田支所における騒音計測試験(図5)排気計測試験、PFR T(予備飛行定格試験)相当サイクルによる耐久試験等を行って性能

および耐久性の向上をはかった。第1期計画までの累計運転時間は約250時間に達し、第1次試作エンジンについて6時間×10サイクル、第2次試作エンジンについて6時間×2サイクルまでの耐久性を確認した。

3. 第2期計画について

第1期計画の最終年度に当る昭和50年度に、第1期計画の技術水準の評価と第2期計画の目標を明確にするための調査研究を行った。この調査には、需要動向、技術動向、開発期間と開発費、海外メーカーの開発動向、第2期エンジンのイメージドローイング研究等が含まれる。

これらの調査研究の結果、(i)世界の亜音速旅客機用エンジンの開発には、現在ニューテクノロジー化と呼び得るような技術の潮流があり、低騒音、低エミッション、高効率で、保守点検整備性の良い高バイパス比ファンエンジンへと世代の交代が進行しつつある。大型プロジェクト第1期計画で進めて来たエンジンの開発はこの方向に沿うものであり、引き

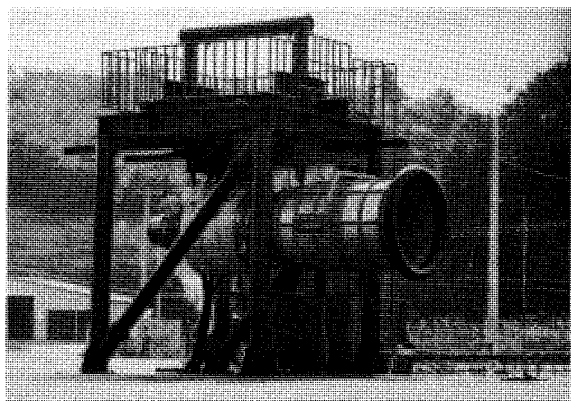


図5 航技研角田支所における騒音試験

続き安定性、耐久性、信頼性等の研究を進めれば、世界的水準のニューテクノロジーエンジンの開発が可能である。(ii)ニューテクノロジーエンジンの開発動向をみると、推力20トンクラスについてはP&W社のJT9D、GE社のCF6、R.R.社のRB211が既に開発されており、10トンクラスについては開発途上のGE社-SNECMA社のCFM-56およびP&W社-欧州各社のJT10Dがあり、4トン以下の小型エンジンについても開発が行われている。現在5～9トンの範囲については開発が行われておらず、わが国が先んじて開発に着手することは世界市場からもわが国の企業規模からも効果的である。(iii)需要動向調査によれば、50～120人乗りの中小型中短距離旅客機用として、推力7トンクラスのエンジンに対し、1980年代以降に2,000基以上の需要が期待出来る。(iv)開発中の10トンエンジンの例に見られるように、最近のエンジン開発は機体開発に先行して行われている。(v)各国とも航空機用エンジンの開発に対し国が主導的な立場を取り、直接または間接的に開発を支援している。また国の研究機関の充実に力を注いでいること等が明らかになった。

これらの調査研究結果を基に具体的な検討を

行い、第2期計画の研究開発目標を次のように定めた。

- (1) 民間航空機用エンジンとして以下のような特徴(ニューテクノロジー)を有する高性能ファンジェットエンジンの技術を確立する。
 - (イ) 低騒音
 - (ロ) 低公害(低エミッション)
 - (ハ) 総合効率が高い
 - (ニ) 頻繁な離着陸に耐える
 - (ホ) 保守点検整備性が良い

表2 目標性能諸元

項 目		性 能 諸 元
騒 排	音	米国連邦航空庁(FAA)のFAR36規制値-10EPNdB(機体搭載状態)
	気	米国環境保護庁(EPA)の1979年規制目標値以下 煙 AIA25 THC 0.8kg/(1,000kg推力・hr)/サイクル CO 4.3 " NOx 3.0 "
地 上 静 止	推 力	6,500 kg
	燃 料 消 費 率	0.34 kg/kg/hr
高度7,600m 飛行マッハ数0.75	推 力	1,900 kg
	燃 料 消 費 率	0.62 kg/kg/hr
基 パ ラ メ ー タ	ファン圧力比	1.4
	バイパス比	7
	全体圧力比	2.2
	タービン入口温度	1,250℃

- (2) 第1期計画の成果を基に推力7トンクラスの高バイパス比ファンジェットエンジンを設計試作する。なお目標性能諸元は表2の通りとする。

- (3) ファンジェットエンジンの安定性、耐久性および信頼性の確立をはかるため以下の

ような運転研究を行う。

- (イ) 性能試験
- (ロ) 機能試験
- (ハ) 耐久試験
- (ニ) 低周波疲労試験
- (ホ) 環境適応性試験

(ヘ) 高空性能試験

現用または開発中のファンジェットエンジンと大型プロジェクト第2期開発目標エンジンとの比較を表3に示す。

第2期計画は図6に示す研究開発計画図に従って実施する計画である。このうち総合三研究

表3 エンジンの比較

分類	低バイパス比ファンジェットエンジン		高バイパス比ファンジェットエンジン					
名称	Spey Mk511	JT8D (-17)	大型プロジェクト第2期目標	CFM56	JT10D	RB211 (-22)	JT9D (-7)	CF6 (-50)
メーカー	ROLLS ROYCE(英)	P & W(米)	工技院-航技研 民間研究団体	GE(米) SNECMA(仏)	P & W(米) R R(英) FIAT(伊) MTU(独)	ROLLS ROYCE(英)	P & W(米)	GE(米)
離陸静止推力(トン)	5.2	7.3	6.5	10	11	19	22	24
燃料消費率(巡航)	0.77	0.83	0.62	0.65	0.64	0.64	0.64	0.66
バイパス比	0.64	1.0	7	6.0	5.4	4.7	4.9	4.4
騒音レベル	高い	高い	非常に低い	非常に低い	非常に低い	低い	低い	低い
搭載機種	BAC-111	B 727 B 737 DC-9	—	—	—	L-1011	B747	DC-10 A300B

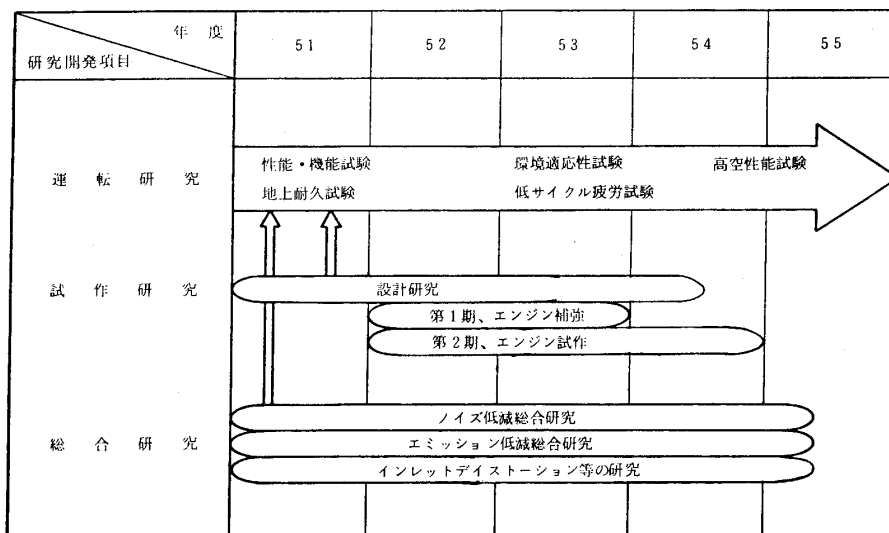


図6 第2期計画研究開発計画図

は航空宇宙技術研究所が実施し、エンジンの試作および運転研究は、民間研究団体に委託して行う。なお第2期計画における運転時間は約7,000時間に達する見込である。

第2期計画の初年度に当る昭和51年度は、ノイズ低減総合研究、エミッション低減総合研究、インレットディストーション等に関する研究、第2期エンジンの基本設計および主要部品

の詳細設計、第1期試作エンジンによる機能試験、耐久試験、環境適応性試験等の運転研究を行う。

4. あとがき

わが国の航空エンジン技術は、戦後の空白期間のため欧米に大きく遅れを取っていたが、昭和30年代からのJ3エンジンの開発、航空宇宙技術研究所によるリフトジェットエンジンJR100、-200の開発等を通じて自主開発能力を着実に蓄積

して来た。昭和46年度からの大型プロジェクト第1期計画が計画通りの成果を収めたことにより、わが国初の民間旅客機用ジェットエンジンの開発の基礎は大きく固ったと言える。引き続き51年度からの第2期計画によりエンジンの安定性、耐久性、信頼性の確立をはかり、国産エンジン実用化への道を実確なものにしなければならない。

水 素 燃 料 航 空 機

岡 好 彬

1. 水素燃料航空機出現の背景

日本を含む先進工業諸国を中心とした各国のエネルギーの消費量は年々増加の一途をたどっている。すでに総埋蔵量の16%が消費されていると考えられる化石燃料は、今後の石油発見を見込んでも一応西暦2000年が枯渇の目途となると予測されている。現実には実際に枯渇する以前に、次の2つの障害のため化石燃料の使用は強い制約を受けると考えられる。その1つは枯渇予測効果であり(1973年世界を襲ったオイルショックがその例である。)、もう1つは化石燃料の燃焼による大気の汚染である。従ってこれからは長期

の展望に立って化石燃料に代る新しいエネルギー源を確保し、国家的規模又はできれば世界的規模でエネルギー供給体制及び利用体制を確立して行く必要がある。化石燃料に代るエネルギー源(一次エネルギー)としては太陽エネルギーに代表される自然エネルギー及び核エネルギーが考えられるが、これ等のエネルギーは直接利用されることは稀であり、ほとんどは熱利用、動力利用、照明磁気通信等のため“電力”又は

エネルギーからの変換が容易であり、エネルギーとしての利用、更に他のエネルギー形体への変換も容易であるからであり、水素は一次エネルギーから電力又は熱エネルギーの形体を経て水の電気分解又は石炭等の化石燃料の熱分解(化石燃料が存在する場合)等によってほとんど無制限に得られるからである。水素を燃料として使用すると(燃焼によって)再び水に還元される。水素燃料は“ $2\text{H}_2\text{O} \xrightleftharpoons[\text{燃 焼}]{\text{電 気 分 解}} 2\text{H}_2 + \text{O}_2$ ”の過程において他の物質がほとんど生成されない点、水(H_2O)は地球上に無尽蔵に存在する

表1 水素及びジェット燃料比較

		液体水素	ジェット燃料	液体水素 ジェット燃料	航空機への影響
分 子 式		H_2	$\text{CH}_3 + \text{O}_2$	—	—
発 熱 量	Kcal/kg	27,700	10,300	2.68	・エンジン規模縮小 ・エンジン性能向上 ・機体性能向上 ・騒音減少 ・SSTソニックブーム減少
	Kcal/l	1,960	8,360	$\frac{1}{4.26}$	
冷 却 能 力 Kcal/kg (限界使用温度まで)		3,890 以上	97	40以上	・エンジン性能向上 ・極超音速機の空力加燃の冷却
沸 点 $^{\circ}\text{C}$		-252.8	約177	—	—
可 燃 範 囲 % (理論混合比に対する比)		14~250	52~400	2.32	・エンジン性能向上
密 度 kg/l		0.0708	0.8090	$\frac{1}{11.4}$	・燃料タンクの容積増加
分 子 量		?	約128	約 $\frac{1}{64}$	・ガス漏れの可能性増加
水 素 / 炭 素 比		∞	0.16	∞	・低公害性

“水素”と言う二次エネルギーに変換され利用されることになる。二次エネルギーとして電力及び水素が有力と考えられる理由は、電力は一次エ

点に注目されたわけである。この様な背景のもとに航空輸送の分野においても、将来は燃料を化石燃料から他の燃料(前述の通り水素の可能性が大きい。)へ変換を要求されることは疑う余地がない。

(昭和51年6月10日原稿受付)

2. 水素の物理的性質及び燃料としての性質

水素を航空機の燃料として利用する場合、その物理的性質を理解する必要がある。水素の物理的性質と従来のジェット燃料（JP燃料）の性質とを比較すると表1の通りである。表1を参考に水素の燃料としての性質を説明すると

(1) 発熱量が大きい 液体水素（以下 LH_2 と略称する。）は単位質量あたりの発熱量が大きく、通常のジェット燃料の約2.7倍である。従って従来使用して来たジェット燃料と同じ発熱量の LH_2 を搭載した場合、燃料重量は大巾に減少する。燃料重量が減少すると全備重量の低下、ペイロードの増加、航続距離の増加と言った性能上の向上を可能にする。

(2) 燃焼（Flammability）範囲が広い 燃焼可能な混合比（空気との）の範囲がガソリン等と比べて遥かに広いためエンジン設計の自由度が大きくなり、エンジンの性能、サイズ、重量、その他の要素を最適化する余裕がでてくる。

(3) Space Heating Rate が高い 水素燃料は Space Heating Rate が高いためエンジンの小型化が可能になる。

(4) 低公害性 化石燃料を利用した場合排気ガス中に未燃炭化水素、炭素、一酸化炭素、二酸化炭素、窒素酸化物が含まれ、公害問題として取上げられているが水素燃料の場合、燃焼によって発生する物質は、ほとんどが水であり問題はない。又前述した“単位質量あたりの発熱量が大きい”性質を生じて機体の重量を低く設計した場合には2次の効果として

(a) 空港における騒音の減少。

(b) 高々度飛行における地表騒音の減少。

(c) 超音速飛行時のソニックブームの影響減少。

が期待できる。

(5) 低温特性 水素を燃料として使用する場合、気体のまま機体内部に貯蔵することはその体積の膨大なことから不可能であり、固体（Hydride）を航空用燃料とする研究はまだあまり進んでいないので、ここでは現在研究の主流である液体水素燃料（常圧、低温）について解説することにする。

水素は 21°K （ -423°F ）とゆう絶対零度に近い低温で液状貯蔵され、エンジンで燃焼する直前には常温近くの温度まで戻される。従って“低温液体水素→気体”の過程で膨大な温度吸収が必要となり、これは逆に“温度又は熱のSink”としてエンジンの冷却、極超音速機の場合の空力加熱による機体表面の温度上昇を防止する冷却剤として使用可能とゆうことである。

しかし一方では LH_2 貯蔵タンク、移送系統の断熱が必要になって来る。絶対零度に近い低温を保つことは技術的に大きな問題であるがアメリカ及び日本等における宇宙開発において可成り研究されており実現は可能である。

(6) 水素のバルキー性 LH_2 の密度はジェット燃料の $1/11.4$ と非常に小さいため単位質量あたりの発熱量が約2.7倍と高いにもかかわらず体積は同じ発熱量のジェット燃料の約4倍にもなる。従って燃料のスペースを如何に確保するかが設計の一つのポイントとなる。（特に小型機、戦闘機）

(7) 安全性 水素を利用した飛行船ヒンデンプルグ号の事故等の歴史的背景から“水素は危険なものである”とゆう印象がまだ人々の心の中に残っているようであるが宇宙開発の実績等から LH_2 の取扱い、安全性についてはすでに技術的な問題はない。因にケロシンと比較して定性的に検討してみると、むしろ LH_2 の方が安全であり、取扱い上特に問題はない。（表2）⁽¹⁾

3. LH_2 燃料航空機の概要

LH_2 燃料航空機の特徴を理解していただくために前章で解説した水素の特性に従って(1)水素の貯蔵スペース確保のための全機アレンジ。(2)燃料重量の低下による性能向上。(3)燃料移送の方法。(4) LH_2 燃料航空エンジン。(5) LH_2 燃料タンク。(6)地上設備。について以下に説明する。

(1) 水素の貯蔵スペース確保のための全機アレンジ 従来の民間航空機の多くは翼内に燃料を搭載しているものが多いが LH_2 の場合、体積の大きさから胴体内又は外部タンクに搭載することを考えなければならない。燃料搭載の概念としては図1の5種類が考えられる。⁽²⁾

表2 水素とケロシンの安全性の比較

比較項目	比較		安全上 有利な方は
	水 素	ケ ロ シ ン	
取扱い中にこぼれたりもれたりした場合	液体水素は空気よりも重い、すぐに気化してしまう。 ガス状の水素はすぐに拡散してしまう。空気との混合ガスはその周辺に残らない。	ケロシン及びその蒸気は空気よりも重く、従って低い場所に集る。空気との混合ガスがその周辺に充満する。	水 素
引 火 性	点火に必要なエネルギーレベルは低いが、点火温度は比較的高い(1085°F)。 水素は低放射の炎で急激に燃焼するので、輻射効果が小さい。発煙は出ない。	点火温度が低い(500°F) 層には点火しにくい。 同量のケロシンは水素と比べて長時間燃焼する。 輻射効果は水素より大きい。発煙量が多い。	水 素
爆 発 性	低 い。	低 い。	優 劣 な し
人体に対する危険性	飛び散った少量の液体水素は、すぐに気化して危険は残らない。 多量の液体水素の場合は細胞組織を凍らしてしまい大火傷と同じ様になる。蒸気は無色、無臭、無害。	液体ケロシンは皮膚にはほとんど影響がない。蒸気は有毒である。	水 素
貯蔵時の状態からの温度上昇	外気圧で-423°Fで沸騰する。 下記の理由により温度が上昇すると蒸気圧も急激に増加する。 A 漏れによる温度上昇 B タンクの破れ C 液体を再冷却することによる温度上昇	液体の体積の増加はほとんどない。	ケ ロ シ ン
燃料と他の物質の混合	温度が非常に低いので問題はない。 LH ₂ は液化後まったく純粋で、他の物質との有機結合をささえるには温度が低すぎる。 腐食性はないが、ある種の金属をもろくする。	J P 燃料は有機、無機の混合を起し、ある種の金属の腐食を起す。	水 素

- (a) 胴体の上半分に搭載。
- (b) 客室の前後に搭載。
- (c) 胴体の下半分に搭載。
- (d) 外部タンクにより機体外に搭載。
- (e) 胴体全体に搭載。(乗客は外部タンクに収容。)

いずれの場合も燃料体積が大きく燃料の消費に伴って機体の慣性モーメント、ある場合には重心までも変化することになる。安全性の面では(a), (b), (c)は乗客のすぐ近くに LH₂ があり燃料の漏れに対する Fail Safe 設計が一層重要になる。(b)の場合は Cockpit と Cabin が燃料によって分断され機能上問題がある。(e)の場合

旅客が機体の重心から離れた所に位置しているため旋回時、ローリング時に余分の加速度を受けることになる。実際に行われた Conceptual Design の 1 例を図 2 に示す。図 2 の場合、客室の前後に LH₂ を搭載し、客室は上下 2 段に配置している⁽¹⁾。

(2) 燃料重量の低下による性能向上 重量、性能、機体形状等は表裏一体のもので、各要素を一元的に論ずることは出来ない。一つの方法として要求性能を一定にして、LH₂ 燃料航空機及びジェット燃料航空機を概念設計して例を比較して見るとその違いが理解される。今 400 人乗り、航続距離 5500 n.m., 速度 0.85 M (亜音速) の要求性能で比較して見ると図 3 及び表 3 の様になる⁽⁸⁾。

LH₂ 燃料航空機は重量が小さく、従ってエンジン推力、翼面積が小さくなっているが、胴体は大きくなっていて、燃料重量の低下の影響が出ている。同様に超音速機について 234 人乗り、航続距離 4200 n.m. 速度 2.7 M で比較して見ると図 4、表 4 の様になる⁽⁸⁾。亜音速の場合と傾向は同じであるが、LH₂ 燃料航空機の全備重量はジェット燃料航空機と比べ全備重量は非常に低くなっている、従ってエンジン推力、翼面積も低くなっているが胴体は大きくなっている。

(3) 燃料移送の方法 LH₂ を貯蔵タンクからエンジンに移送する方式としては機械的ボ

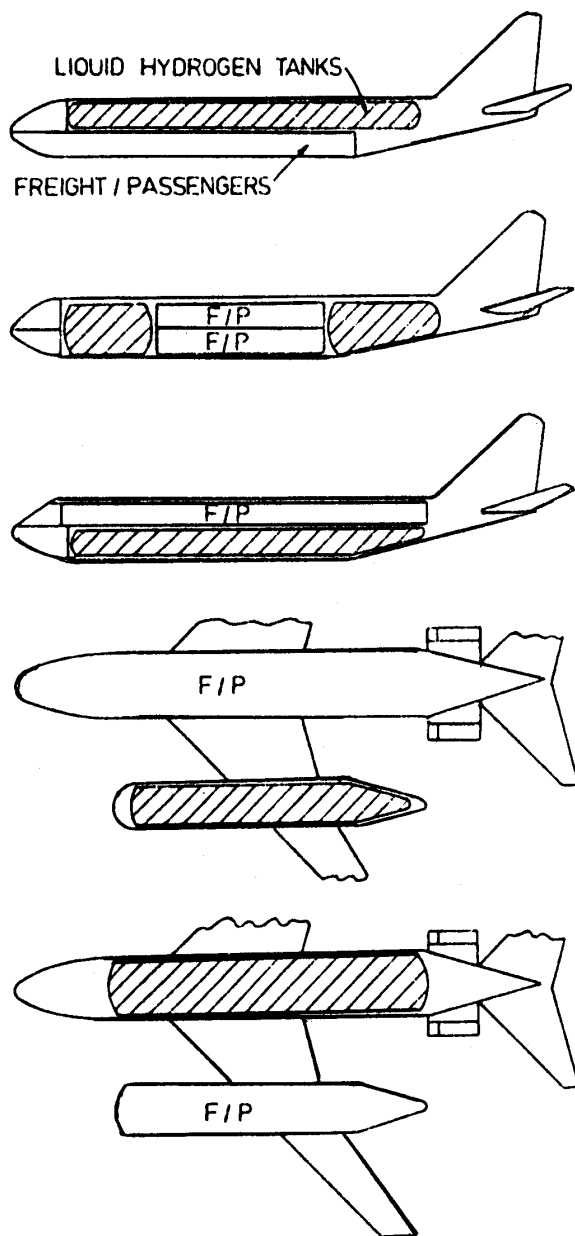
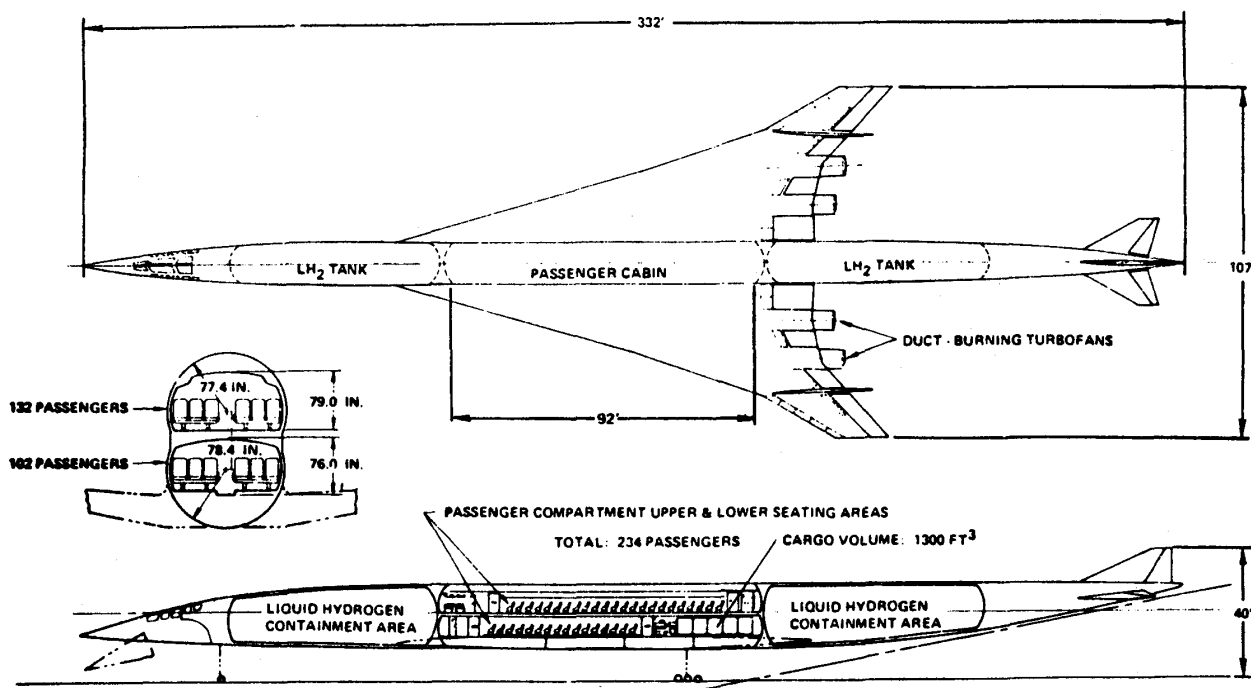


図1 タンク アレンジ

ンプを使用しない方法と使用する方法に大別することができる。機械的ポンプを使用しない方式の例としては LH_2 燃料航空機研究の初期、すなわち1950年代、米国で行われた実験の例がある。(図5)この方式は不活性のヘリウムガスの圧力を利用し LH_2 燃料タンクの内圧を上げ、 LH_2 を熱交換器を通じてエンジンに送りこむ方式である。この方式では機械的ポンプ(以下ポンプと略称する。)の開発を行わなくてもよいという利点がある一方で、加圧するためタンク等の燃料系統を耐圧構造にする必

要性から重量が増加するとう欠点ももっている。図5の例はNACAが1957年にエンジン1基を水素燃料型に改造して試験を行ったB-57爆撃機の改造試験機であるが、 LH_2 は左主翼の翼端タンクに貯蔵され、加圧用のヘリウムが右主翼の翼端タンクに貯蔵されている⁽³⁾。タンクから圧送された LH_2 はラム空気による熱交換器内で気化されエンジンに供給される。ポンプを使用したシステムとしては図6の様な例があるがこのシステムは断熱されたタンク、燃料ポンプ、熱交換器および流量レギュレータから成っている⁽⁴⁾。このシステムでは予備としてヘリウムがポンプ破損時又は緊急時の燃料放出用に準備されている。ポンプを含むシステムの採用の利点はタンクの壁厚を薄くすることができ、従って燃料系統の重量を軽減することができるとうことである。しかし一方 LH_2 移送にポンプを使用する場合ポンプ入口及び内部で水素を液状に保たなければキャビテーションの問題が起ってくる。この問題を解決するためポンプをタンク内に沈めるとか、タンクに隣接させる方法が考えられるが、装置を複雑にすると LH_2 の漏洩とう問題に遭遇する。更に水素は発火点が低いためポンプの駆動には電気モーターを採用するのは望ましくない。電気モーターを採用しない場合、気化した水素でポンプを駆動する方法も考えられるがこの場合はタービンを駆動する水素ガスによる熱の持込みの問題を附加することになる。従来のジェット燃料航空機の場合、ポンプは通常エンジンが消費する量より多い量の燃料を送り、余剰燃料はタンクにバイパスラインを通じて返送される様になっているが、 LH_2 燃料の場合は燃料の移送系統を通して温度が上昇してしまったものをタンクに返送することは不適當でありそれを避けるため変位量又は速度の可変な形式の容積型ポンプの開発が必要になる。

(4) LH_2 燃料航空エンジン 航空用ガスタービンエンジンの燃料として水素を用いることは水素の燃焼が極めて容易で本質的には問題が無い。亜音速機及び超音速機用のターボジェットエンジンおよびターボファンエンジンの燃料を従来のジェット燃料から LH_2 燃料(実際

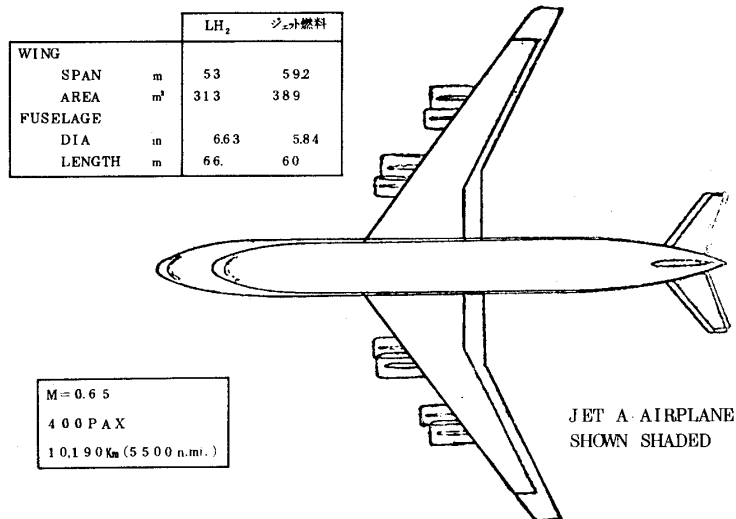
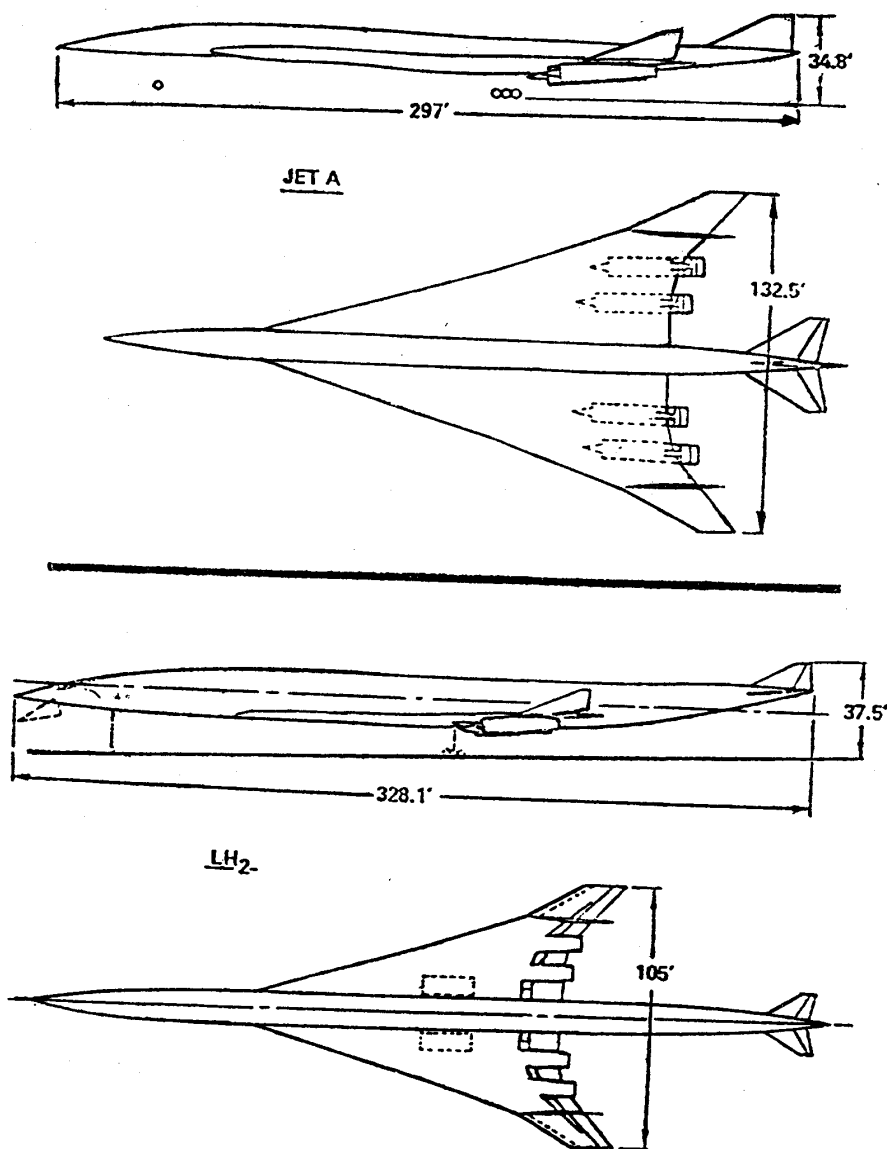
図2 LH₂燃料の超音速機の設計 (NAS 2-7732)表3 ジェット燃料及び LH₂ 燃料の亜音速機比較
(400 PAX, 5500 N. MI. M 0.85)

		LH ₂	ジェット燃料	Factor ($\frac{\text{ジェット燃料}}{\text{LH}_2}$)
Gross Weight	Lb	391,700	523,200	1.34
Operating Empty Weight	Lb	242,100	244,400	1.01
Block Fuel Weight	Lb	52,900	165,500	3.13
Thrust Per Engine	Lb	26,700	32,700	1.14
Wing Area	Ft ²	3363	4186	1.24
Span	Ft	174	194.1	1.12
Fuselage Length	Ft	219	197	0.90
Height	Ft	59.5	60.2	1.01
L/D (Cruise)		16.1	17.9	1.11
SFC (Cruise)	$\frac{\text{Lb}}{\text{Hr}} / \text{Lb}$	0.199	0.581	2.92
FAR T.O. Distance	Ft	6240	7990	1.28
FAR Landing Distance	Ft	5810	5210	0.90
Aircraft Price	\$10 ⁶	26.9	26.5	0.99
Energy Utilization	$\frac{\text{Btu}}{\text{Seat n.mi.}}$	1239	1384	1.12

燃焼器に供給される時は気体水素。)に切り替える場合を考えれば燃料供給管の設備変更(それも通常の複雑な燃料噴射弁または、それよりも簡単な構造の蒸発管から、全く単純な気体水素を噴出するチューブに変換するだけで技術上

の問題は全くない。)をする以外全くそのまま使用可能であり、水素の燃料としての優れた諸特性を生かして更にメリットを追求しようとするのでなければ、エンジン本体に新たな研究開発要因は無い。水素の燃料としての特性を生かすという意味では燃焼器の長さを短くすることは可能である。極超音速機用エンジンの分野では LH₂ はその燃焼特性、冷却能力から他の燃料と比べて遥かに優れた特性を持っており極超音速

機開発を含む航空機開発分野の長期的展望に従って今後とも大いに研究していく必要があると思われる。LH₂ 燃料航空エンジンとしてこれまで研究または提案されたものの内、代表的なものを2~3紹介する。

図3 ジェット燃料及び LH₂ 燃料亜音速機の大きさ比較図4 ジェット燃料及び LH₂ 燃料の超音速機の大きさ比較(a) 水素燃料型 J57エンジン (図7)⁽⁵⁾

1950年代後半にP & W社はJ57ジェットエンジンをLH₂燃料型に改造して地上試験実施の上B-57爆撃機に搭載して飛行試験を行った。図7は図式的構成図である。エンジン本体としては特徴はないが補機に特徴がある。すなわちLH₂はキャビテーションを防ぐためわずかに正のヘッドを与えられてエンジン駆動の遠心式燃料ポンプに送られる。ポンプを出てから圧縮機の抽気空気を用いた熱交換器を経て気化された上、燃焼器に送られる形式である。

(b) 熱交換器を持つ膨脹サイクルエンジン (図8)⁽⁵⁾

Pratt & Whitney社では水素燃料型J57エンジンの研究に引き続きLH₂の特性を生じた新しいエンジンの研究を志し、各種形式を検討した結果、水素をタービンの作動流体とすることにより、ある種の用途(例えば100,000 ft, M=2.5)に用いるとエンジン重量を相当軽減しうるという事が分ったので図8に示すような熱交換器付きの膨脹サイクルエンジンであるモデル304を設計し、研究している。

(c) HRE (Hypersonic Research Engine) (図9)⁽⁶⁾

マッハ数3~4以上の機速ではラムジェットまたはスクラムジェットエンジンがターボジェットエンジンより

表4 ジェット燃料及び LH_2 燃料の超音速機比較
(234 PAX, 4200 NMI, M 2.7)

		LH_2	ジェット燃料	Factor ($\frac{\text{ジェット燃料}}{\text{LH}_2}$)
Gross Weight	Lb	368,000	750,000	2.04
Operating Empty Weight	Lb	223,100	309,700	1.39
Block Fuel Weight	Lb	81,440	326,000	4.00
Thrust per Engine	Lb	46,000	89,500	1.94
Wing Area	Ft^2	6880	10,822	1.58
Span	Ft	105.6	132.5	1.25
Fuselage Length	Ft	328	297	0.91
Height	Ft	37.5	34.8	0.93
L/D (Cruise)		6.99	8.5	1.21
SFC (Cruise)	$\frac{\text{Lb}}{\text{Hr}} / \text{Lb}$	0.561	1.51	2.69
Aircraft Price	$\$10^6$	48.0	67.3	1.40
Energy Utilization	$\frac{\text{Btu}}{\text{Seat n.mi.}}$	4274	6102	1.43

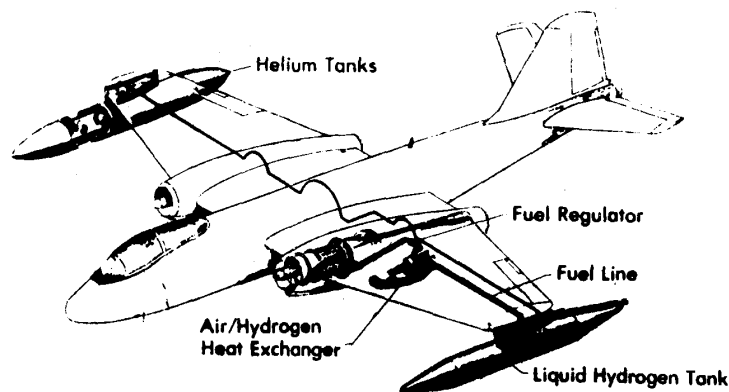


図5 エンジンを水素用に変更した B-57
"Canberra"。(NASA Lewis)

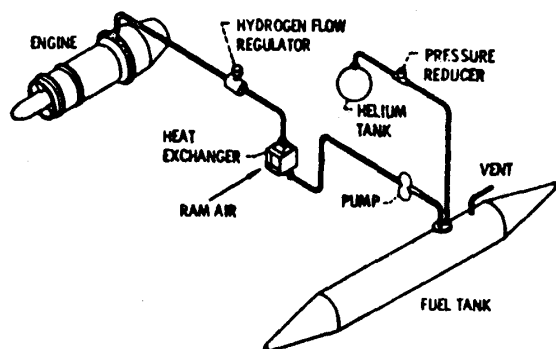


図6 LH_2 燃料系統概念図(ポンプ有り)

ている。極超音速空気流れの全温は極めて高いがラムジェットまたはスクラムジェットエンジンは、他のジェットエンジンに比べて回転部のない簡単な構造で内部の表面積も小さいため冷却も相対的に容易であり、燃料として LH_2 を使用する場合 LH_2 の低温特性を利用し燃料を燃焼器で燃焼させる前にエンジン内部を循環させてエンジン内面を冷却することができる。図9は NASA Langley 研究所で研究が進められている HRE である。このエンジンは当初 X-15 実験機に搭載されマッハ数3~8で飛行試験が実施されるよう計画されたが実現していない。HREは超音速燃焼、亜音速燃焼の両モードで運転可能で、従って亜音速から極超音速まで同一エンジンで飛行可能である。

(5) LH_2 燃料タンク 従来の炭化水素を燃料とした民間航空機は燃料を翼構造に密着させたタンクに入れており、一般に "Wing Box" とゆう主構造要素が "Wet Wing" 設計と呼ばれる燃料タンクとして利用されている。 LH_2 燃料タンクの場合図10に示した様にタンク断熱の設計は可成り今回の "Wet Wing" と比べて複雑になっている。 LH_2 燃料タンクの基本的問題とし

も効率がよくなることは数多くの文献に示され ては荷重伝達タイプにするか非構造タイプにす

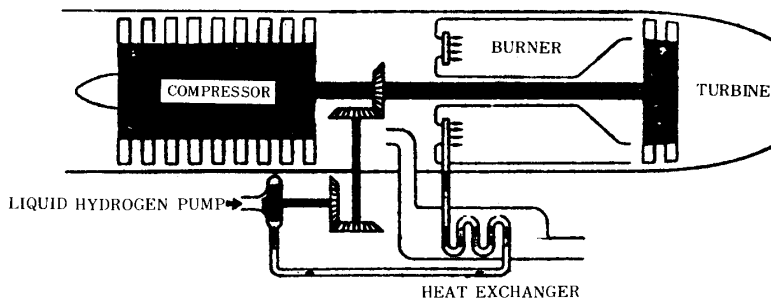


図7 水素燃料型J57の構成

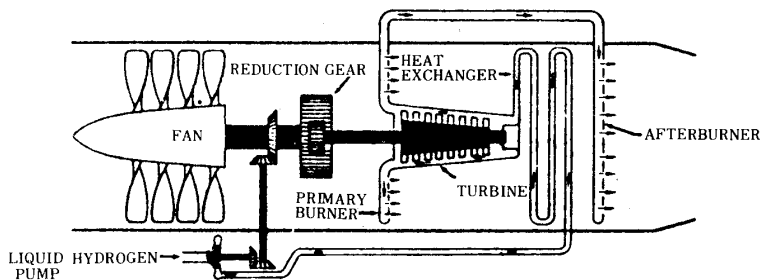


図8 膨脹サイクル・エンジン・モデル304の構成

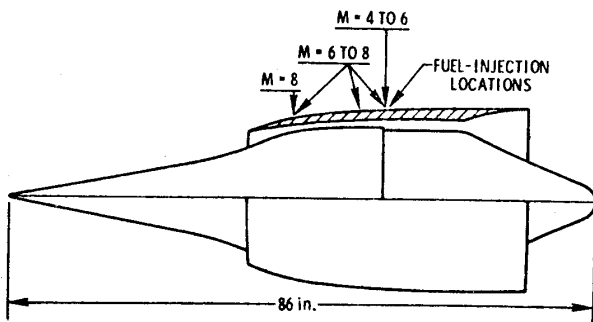


図9 NASA HRE 概略断面図

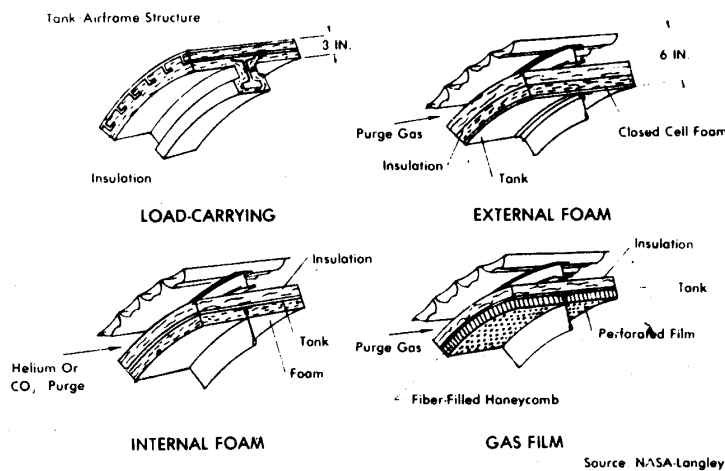


図10 航空機用タンクの構造

10に3つ示してあるが航空機の構造とタンクの外壁間を不活性にするため不活性ガスを充填したり真空にしたりする装置が必要になって来る。航空機構造とタンクの外壁間を不活性にしないと

(a) 燃料もれがあると水素と空気の発火性又は爆発性の混合ガスができる。

(b) 空気中の水が集り氷結する。ある場合にはタンクの表面が液体水素に近い温度になりうるので空気自身の凝縮が起る可能性もある。凝縮により液体酸素ができると可成りの危険性を持つことになる。断熱材を上手に使用するか外表面に加熱要素がある場合凝縮及び氷結に対して効果がある。断熱材としては Wrap

用材料及び繊維状の pack 用材料から

ポリウレタンの様な form 材まで利用可能で、断熱材を外面又は内面の直接 LH_2 に接触する所に配置するか又はその組合せによって断熱を行うことができる。 LH_2 燃料航空機を開発する場合、使用可能な断熱材、最適タンクの Integration が重要な研究要素の1つである。⁽⁷⁾

(6) 地上設備 現在航空機用ジェット燃料は生産地で生産された後タンクローリー車、ハシケ、貨車等により空港まで輸送され空港のタンクに貯蔵される。

タンクから航空機へはハイドラント方式により移送され、給油されるか(図11)タンクからタンクローリー車によって駐機場所まで運ばれて給油されている。将来はピットから航空機に直接給油されるハイドラント方式が主流になるものと考えられる。ジェット燃料が将来 LH_2 燃料に代ると仮定した場合、現在の貯蔵タンク、タンクローリー、ハシケ、空港における給油システム(ハイドラント方式等)を LH_2 用に改修又は新造することにより、地上の LH_2 補給体制はそれ

るかとうことである。非構造タイプの例を図

ほどの障害なしに確立可能である。

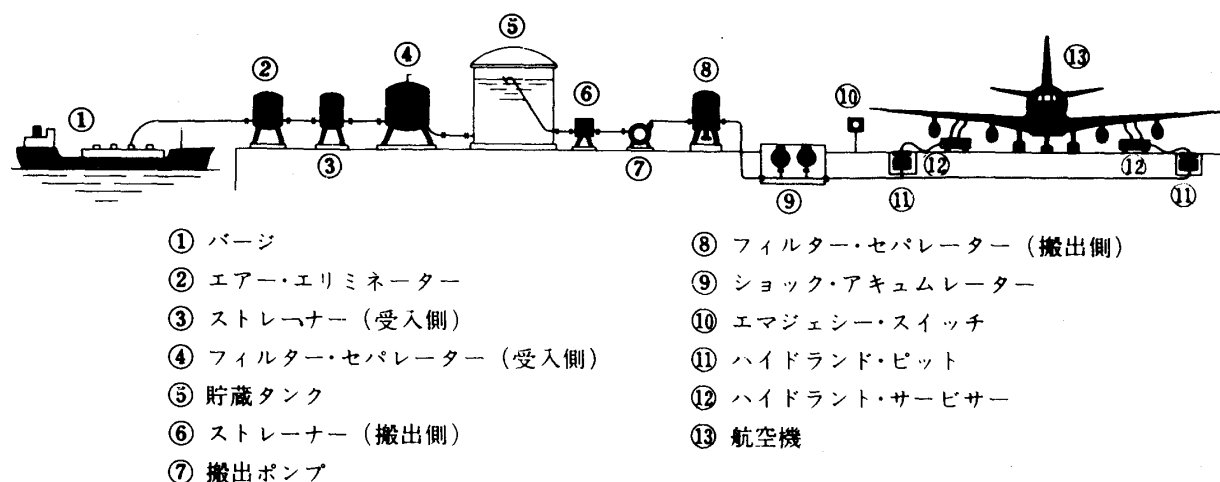


図11 航空燃料の受入れから給油まで

米国は LH_2 の貯蔵、タンクローリー、ハシケによる輸送にはすでに可成りの実績を持っており、日本においても今後の宇宙開発には LH_2 が利用されることになるのでその成果が期待される。

4. む す び

現在化石燃料のほとんどを輸入にたよっている日本においては長期的視野に立って、エネルギー計画の一環として燃料の自給又は供給体制を確立して行く必要がある。(サンシャイン計画により実施中。) 又将来のこの燃料の供給体制の変化(従って燃料の種類も変る。)に応じた燃料の利用技術及び体制の確立も遅れなく実施されなければならない。燃料の代替は生産から貯蔵、輸送、利用の各分野の協力のもとに国家的あるいは世界的規模で実施されなければならない。水素の利用の分野では宇宙関連が最も進んでおり、この技術を受けて次の段階では航空関連分野の利用が最も妥当であり、技術先導型の航空関連分野で利用技術が確立すると他の分野への波及効果も大きく、今後航空関連分野での研究開発を強力に推進していく必要がある。

aviation" Aeronautical Journal
May 1975.

- (3) Small, W.J. et al "Potential of Hydrogen Fuel for Future Air Transportation System." ASME 73-ICT-104 Sep. 1973.
- (4) Weis, S "The Use of Hydrogen for Aircraft Propulsion in View of the Fuel Crisis." NASA TMX-68242 Mar. 1973.
- (5) Mulready, R.C., "Liquid Hydrogen Engines Chapt. 5."
- (6) Henry, J.R. et al "Airbreathing Launch Vehicle for Earth-Orbit Shuttle - New Technology and Development Approach. Journal of Aircraft. Vol 8, No 5, May 1971.
- (7) Escher, W.J.D "Prospects for Liquid Hydrogen Fueled Commercial Aircraft. Report PR-37 September 1973.
- (8) Brewer, G.D., "Hydrogen Fueled Transport Aircraft." Lockheed California Company Burbank California U. S. A.

参考文献

- (1) Brewer, G.D., "The Case for Hydrogen Fueled Transport Aircraft" AIAA Paper No 73-1323, 1973.
- (2) Goodger, E.M., "Alternative fuels for

ダンパ軸受

航空宇宙技術研究所 宮 地 敏 雄
星 谷 昌 二
祖父江 靖

1. まえがき

回転軸のふれ回りによる振動問題は各種の回転機械のトラブルのうち、かなり大きい割合を占めている⁽¹⁾。

すべり軸受によって支持された回転軸においては、軸受の油膜が軸系の振動エネルギーの大部分を吸収することによって危険速度における振幅が抑制されている。これに対し、ころがり軸受はすべり軸受のような大きい振動減衰作用をもたない。したがって、危険速度における振幅の抑制のために、①軸受を支持する構造物の振動減衰作用を大きくする。②軸受を支持する剛性を調整して、危険速度が常用回転速度と一致しないようにする、などの対策が必要となる。

①、②のような振動対策をほどこした軸受部はダンパ軸受と通称されているが、この用語とその内容はまだ確定したものとはなっていない。適当な用語が定められることが望ましい。

本文の表題は「ダンパ軸受」としたが、ここでは主としてころがり軸受の外輪と軸受ハウジングとの間にすきまを設け、そこに油膜を形成し、そのしぼり膜作用によって振動エネルギーを吸収するスクイズフィルムダンパ (squeeze film damper) について述べる。

2. 軸受部の特性が軸の振動特性に与える影響

回転軸の振動特性に対する軸受部のばね定数および粘性減衰係数の影響について、簡単な軸系のモデルを挙げて説明する。これについては文献(2)に明快な記述があるので、その一部を引用する。

図1に示す両端を特性の等しい軸受で支持された質量をもたない弾性軸の中央に1個の質点

をもつ軸系を考える。この系において、軸受のばね定数を k_b 、軸のばね定数を $k_s = 48EI/L^3$ 、質点の質量を m 、軸受の粘性減衰係数 (振動速度に比例する抵抗力の係数) を c 、質点の変位を X 、軸受部の変位を x 、外力を f と

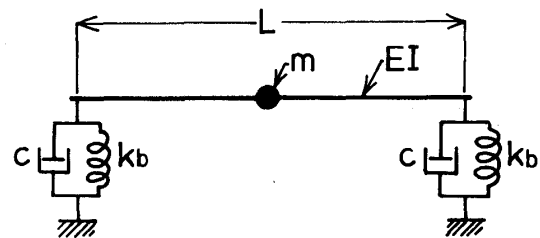


図1 1質点弾性軸系

すると、運動方程式は、

$$m\ddot{X} + k_s(X - x) = f \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$k_s(X - x) = k_b x + c\dot{x} \quad \dots\dots\dots (2)$$

計算の詳細は省略するが、 $\mu = k_b/k_s$ 、 $\zeta = c/(2\sqrt{mk_s})$ 、臨界減衰係数を c_c とすると、 μ をパラメータとして減衰比 c/c_c と ζ の

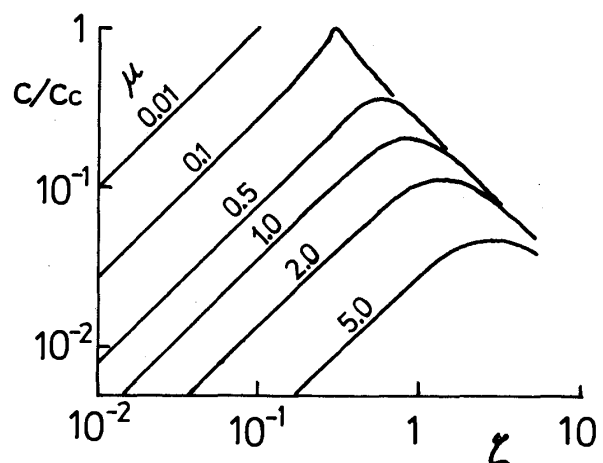


図2 1質点弾性軸系の減衰比

(昭和51年5月27日原稿受付)

関係が図2のように求められる。また、 ζ をパラメータとして c/c_c と μ の関係が図3のように求められる。図2から知られるように、 μ を

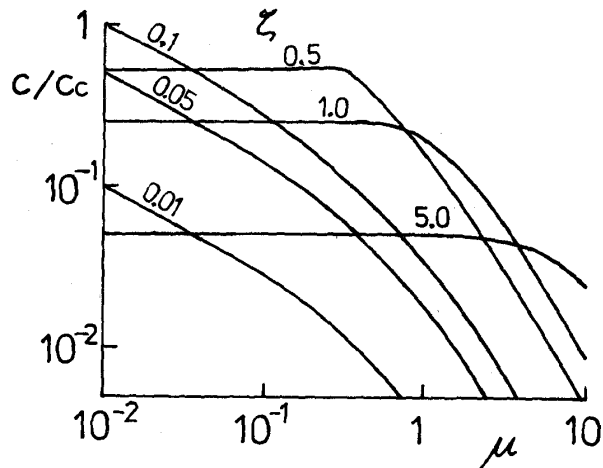


図3 1質点弾性軸系の減衰比

一定とすると ζ が小さい範囲では ζ の増加により c/c_c が増加するが、 μ が $1/8$ より大きい場合には c/c_c は極大値をとった後、 ζ の増加により減少する。また、図3によれば、 μ が増加すると c/c_c は減少している。これは他の条件が同じならば、軸受の剛性を高くするほど危険速度における振幅が増加することを意味する。

次に、図4に示す両端を等しいばねで支持された一様断面丸棒の固有振動について考える。

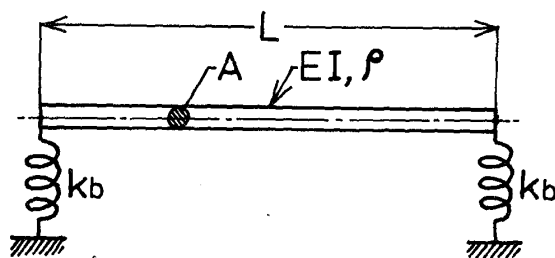


図4 一様断面軸系

ここで、棒の断面積を A 、密度を ρ 、長さを L 、曲げ剛性を EI 、支持のばね定数を k_b とすると、無次元固有振動数 $\beta = \omega L \sqrt{\rho/E}$ と無次元ばね定数 $K = k_b L^3 / (EI)$ との関係が図5のように求められる。図5から知られるように、 k_b の値を調整することによって危険速度を或

る範囲で変えることができる。これを利用して危険速度を常用回転速度からはずすと云う対策も考えられる。

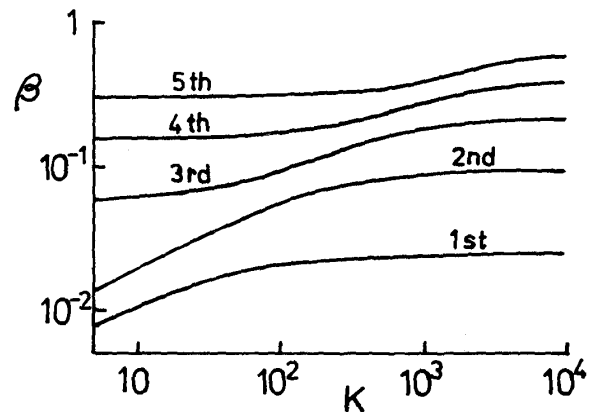


図5 一様断面軸系の固有振動数

以上のように軸受部の特性によって軸系の振動特性は大幅に変化する。

3. スクイズフィルムダンパ

3-1 構造 前節で述べたように、危険速度における振幅を抑制するためには軸の特性に対応する最適の k_b と c をもつ軸受で支持することが望ましい。ころがり軸受を用いる場合にこのような条件を満たすため、図6のような構造の軸受部が用いられた例がある。⁽³⁾これは航

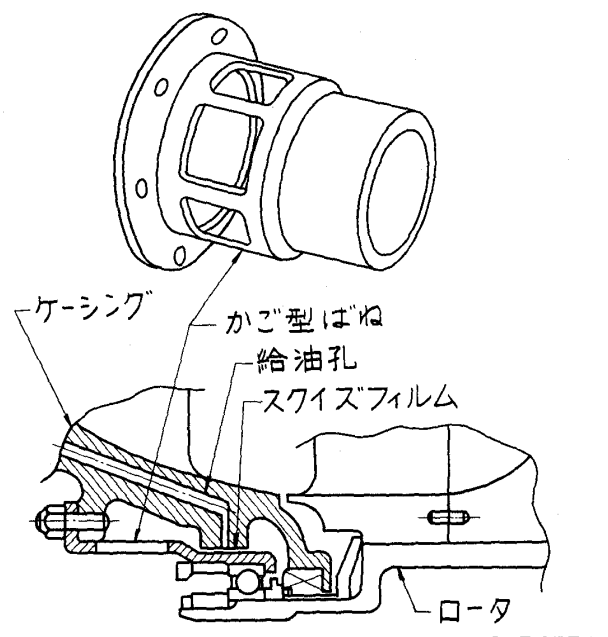


図6 かご型ばねとスクイズフィルム

空用小型ターボシャフトエンジンの例で、かご型のばねの弾性と、ばねの先端の円筒の外側の油膜（スクイズフィルム）の粘性減衰とが並列となって軸を支持する構造である。このような構造によれば、 k_b と c とにそれぞれかなり自由な値を与えることができる。

このほか、最近のジェットエンジンでは図7のように、ころがり軸受の外輪と軸受ハウジング

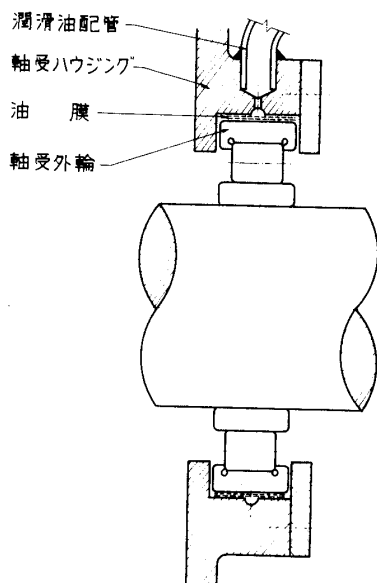


図7 スクイズフィルムダンパ軸受

グの間にすきまを設け、このすきまに油を供給してスクイズフィルムダンパを構成するものが次第に多く使われるようになっていく。

このスクイズフィルムダンパでは、軸受外輪（ダンパ内筒）は回り止めによって回転はしないが、軸受ハウジング（ダンパ外筒）とのすきまの中を運動できる構造となっている。すきまは直径差で0.1～0.2mm程度のものが多い。軸が高速で回転し、定常的な不つりあい振動をはじめれば、ダンパ内筒は油膜の中に浮き上って振動する。この状態ではすべり軸受の油膜のような弾性はほとんどあらわれない。低速回転時には軸の自重で内筒が外筒の下側に接触した状態となる。これを防ぐため、外筒の底部にばねによる支持装置を設け内筒を中心に保持する構造としたものがロールスロイス社のRB211エンジンなどに使用されている。

ダンパの両端にはOリングあるいはピストン

リングなどのシールリングを取付けたものも用いられているが、内筒（軸受外輪）の軸方向移動を防止するリングが適当な軸方向すきまをおいて取付けられている以外には、シールをもたないものも多い。なお、この形式のものはスラストを受持たない軸受に利用する場合には問題を生じないが、スラスト軸受にこのままの形で採用すると、内筒の端面の摩擦によってダンパとしての動作ができないと考えられる。スラスト軸受に利用する場合には内筒の支持方法に工夫が必要である。

このようなスクイズフィルムダンパの特性に関する理論解析あるいは実験は従来きわめて小数のものしか発表されていないので⁽⁴⁾次に筆者の行なった研究について述べる。

3-2 理論解析 図8に示す二つの固体表面にはさまれた薄い油膜を考える。 x , y ,

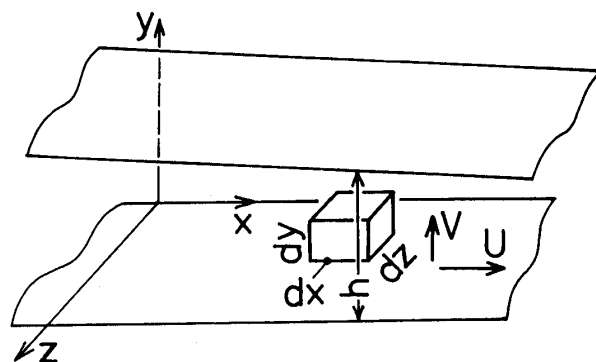


図8 油膜微小要素

z 軸を図のようにとり、それぞれの方向の油の速度成分を u , v , w , 油膜の厚さを h , 圧力を p とする。下側の固体表面は速度 U , V で運動し、上側の固体表面は静止しているとする。計算の仮定として、①流体は非圧縮性ニュートン流体とし、粘性係数は一定とする。②流体の慣性力は粘性力に比べて小さく、無視できるとする。③油膜の厚さは薄く、 x , z 方向の寸法に比べて小さい。したがって速度成分は u , w が支配的で、 du/dy , dw/dy 以外の速度勾配は微小となり省略できるとする。以上のようにすると、油膜の運動方程式として次の式が得られる。

$$\frac{1}{\mu} \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left(h^3 \frac{\partial p}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(h^3 \frac{\partial p}{\partial z} \right) \right\} = 6U \frac{\partial h}{\partial x} + 6h \frac{\partial U}{\partial x} + 12V \dots\dots\dots (3)$$

(3)式の右辺第1項はくさび作用 (wedge action), 第2項は引きのばし作用 (stretch action), 第3項は絞り膜作用 (squeeze action) をあらわしている。

静荷重のみを受けるすべり軸受では第1項だけを考えて解析するのに対し, スクイズフィルムダンパでは第3項だけを考えれば良い。

図9のような円筒型スクイズフィルムダンパ

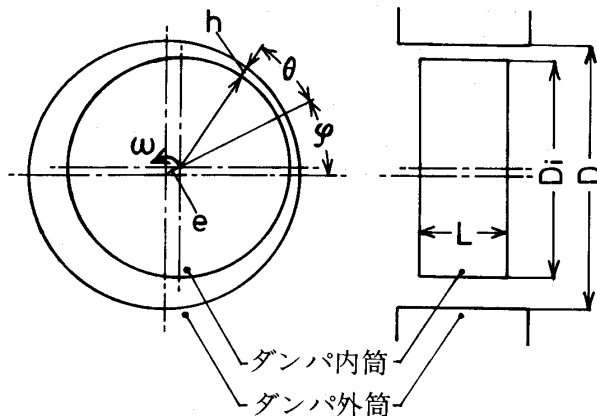


図9 スクイズフィルムダンパ

において, 直径 D_i の内筒が直径 D の外筒の中心を中心とする半径 e の円軌道振動をしているとする。途中の計算は省略するが, この場合(3)式は次のようになる。

$$\frac{1}{\mu} \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left(h^3 \frac{\partial p}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(h^3 \frac{\partial p}{\partial z} \right) \right\} = 12 \Delta R \epsilon \omega \sin \theta \dots\dots\dots (4)$$

ここで, $\Delta R = \Delta D / 2 = (D - D_i) / 2$, $\epsilon = e / \Delta R$, $\theta = x / R$, ω は円軌道振動の角速度である。

ひとつの極限の場合として, ダンパの幅 L が無限に大きいとすると, (4)式の左辺第2項は零となる。このような計算による粘性減衰係数

c_∞ は次の式であらわされる。

$$c_\infty = \frac{24 \pi \mu L}{(2 + \epsilon^2) \sqrt{1 - \epsilon^2}} \cdot \left(\frac{D}{\Delta D} \right)^3 \dots\dots\dots (5)$$

他の極限の場合としてダンパの幅が無限小であるとすると, (4)式の左辺第1項は第2項に比べて小さくなり, 省略できる。このことは円周方向の流れを無視することに相等する。このような計算による粘性減衰係数 c_0 は次の式であらわされる。

$$c_0 = \frac{2 \mu L \sqrt{16 \epsilon^2 + \pi^2 (1 - \epsilon^2)}}{(1 - \epsilon^2)^2} \cdot \left(\frac{D}{\Delta D} \right)^3 \cdot \left(\frac{L}{D} \right)^2 \dots\dots\dots (6)$$

(5), (6)式によると振幅比 $\epsilon = e / \Delta R$ が1に近づくとき, c_0 , c_∞ は急激に増加することがわかる。すなわち, スクイズフィルムダンパの粘性減衰係数は振幅依存性が強いことを示している。

ダンパの幅が有限で, また, 外筒に油みぞ, シールリングなどをもつ場合については, 油膜を網目状にいくつかの要素に分割し, 有限要素法によって計算する方法がある。すべり軸受については文献(5)に示されているが, スクイズフィルムダンパについても同様の方法が適用できる。有限要素法による解析の説明は省略するが, 単純な形状のものについての計算結果を(5), (6)式による結果と比較して図10に示す。図の縦軸には振動速度 1 mm/s によって生ずる油膜の圧力の平均値をとり, 横軸には軸受幅または(幅/直径)をとって示した。図によると有限要素法による値は L/D の極限でそれぞれ無限幅および無限小幅の計算値に漸近している。

ころがり軸受の外輪をダンパ内筒とするものの L/D は $0.2 \sim 0.3$ と考えられる。この範囲では無限小幅理論による値と有限要素法による値とはかなり近い値となるが, 無限幅理論による値はこれらよりはるかに大きくなる。

簡単な形状のものについての理論値は以上の通りであるが, 次に実物に近い形状のものについての実験について述べる。

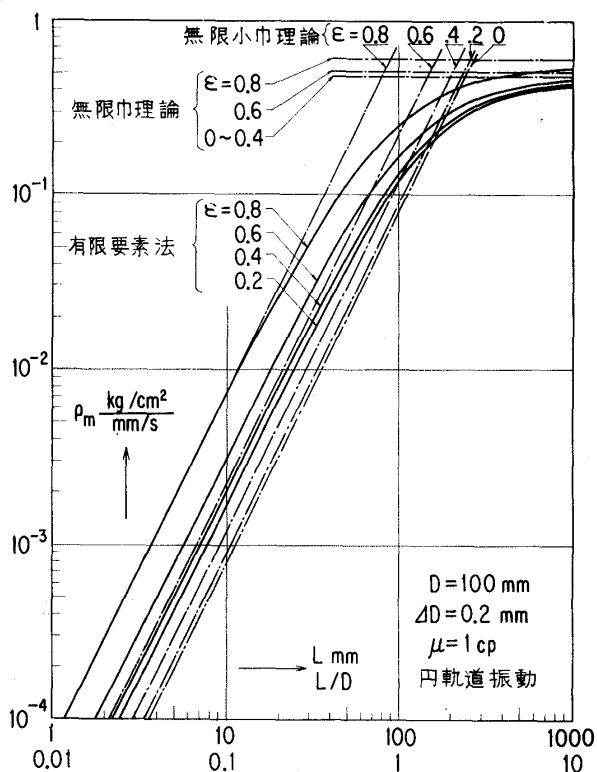


図10 各種の理論値の比較

3-3 実験 図11に筆者の行なった実験に用いた装置を示す。(6)この図には示していない

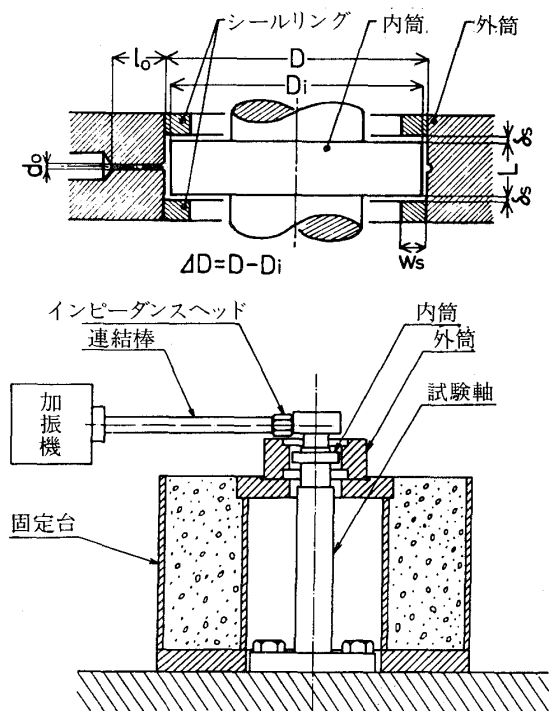


図11 実験装置

が、紙面に垂直方向にも加振機を置き、位相を 90° ずらして加振し、内筒を円軌道振動させる。測定は軸の固有振動数 (約 150 Hz) においてダンパと軸から成る系の機械インピーダンス (加振力/振動速度) を求め、その値から軸の値を差し引いてダンパの粘性減衰係数を求める方法によった。

供試ダンパの要目は次の通りである。

- 外筒； $D=100 \text{ mm}$ ，幅中央に半径 1 mm の半円形断面の油みぞ付および油みぞなしの2種，給油孔は加振機を取付けた 0° と 90° 方向に對し， 135° と 315° 方向に直径 2 mm
- 内筒； $L=20 \text{ mm}$ ， $\Delta D=0.1, 0.2, 0.4 \text{ mm}$ の3種
- 軸受端シール；シールすきま $\delta_s=0.1, 0.2 \text{ mm}$ ， $W_s=4 \text{ mm}$ (図11)，Oリング付，ピストンリング付，およびシールなしのもの。
- 給油圧力； $0.1 \sim 4 \text{ kg/cm}^2$
- 油；JIS，W3種2号水溶性切削油剤の30倍水溶液

油の温度は軸受幅の中央の円周3個所で測定し、粘性係数の算出に利用する。

なお、測定結果は粘性係数 1 cP の場合に換算して表示した。

シールをもたないものについての結果を図12に示す。図中の $C_0(20)$ ， $C_0(10+10)$ ， $C_0(9+9)$

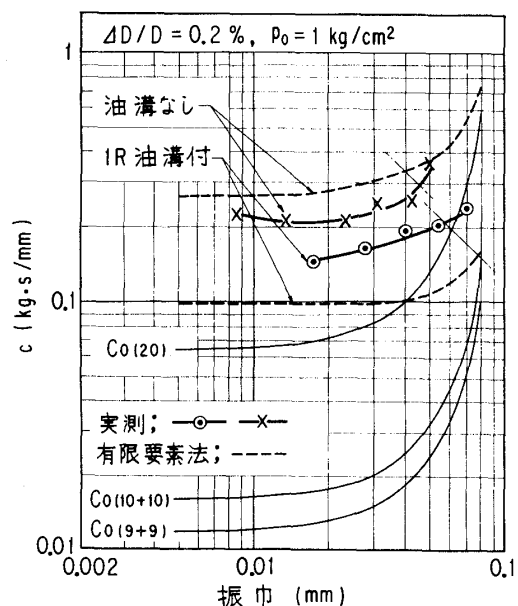


図12 軸受端シールなしの場合

はそれぞれ $L = 20 \text{ mm}$ 1個, $L = 10 \text{ mm}$ 2個, $L = 9 \text{ mm}$ 2個の内筒について無限小幅理論によって求めた値である。 $c_{o(20)}$ は油みぞなしの場合, $c_{o(10+10)}$ は油みぞ付であるが油みぞの幅を無視した場合, $c_{o(9+9)}$ は幅 2 mm の油みぞ付の場合に対応する。

実測値はいずれも油みぞなしの場合の有限要素法による値以外の理論値より大きい。また, 油みぞの有無による差異は実測値において理論

値におけるよりはるかに小さい。理論値の中では有限要素法による値が実測値に最も近いが, これも良く一致しているとは云えない。この傾向は ΔD が 0.2 mm 以外のものでもほぼ同様である。

次に図 13, 14 に ΔD , 油みぞおよび軸受端シールを変えた場合の結果を示した。 $\delta_s = 0.05 \text{ mm}$ とした場合には十分な再現性のある測定ができなかったので理論値だけを示した。

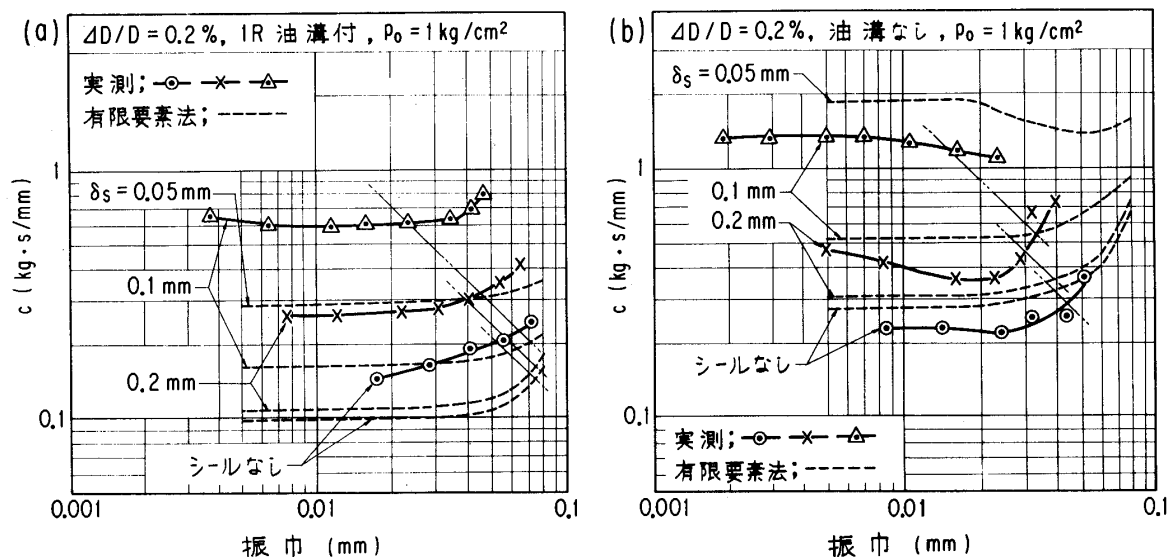


図 13 $\Delta D = 0.2 \text{ mm}$ の場合

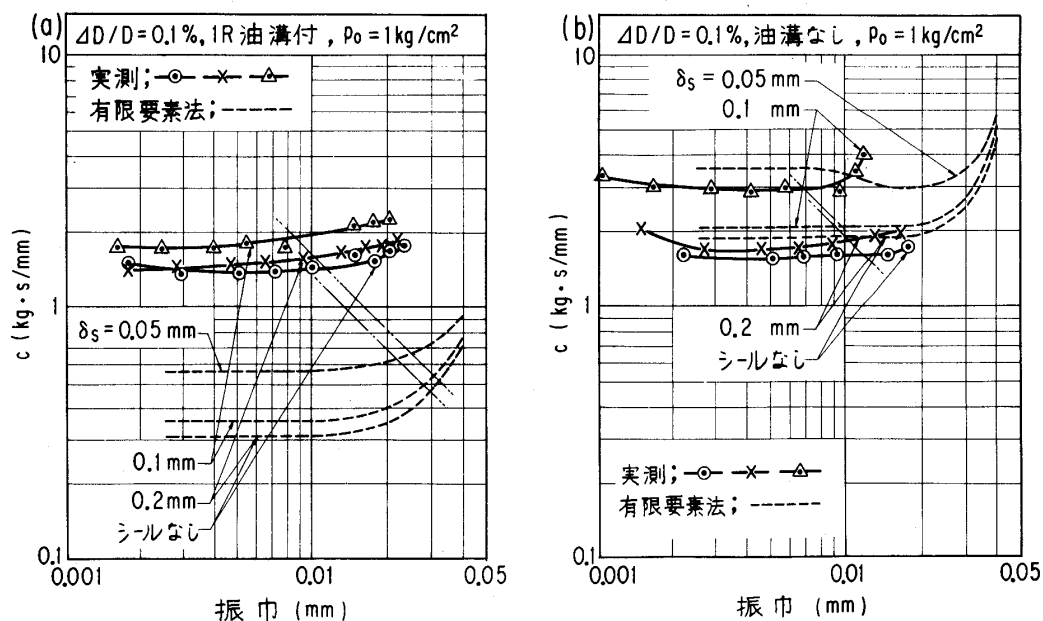


図 14 $\Delta D = 0.1 \text{ mm}$ の場合

図13, 14によると, 油みぞの有無の影響については図12と同様に, 実測値においては理論値におけるほど著しくあらわれない。そして, 油みぞ付の場合には理論値が実測値より低目に, 油みぞなしの場合には理論値が実測値より高目にあらわれている。

また, シールの有無, δ_s の大小の影響は実測値において理論値におけるより著しくあらわれている。

このような理論値の実測値との不一致の原因としては油膜の厚さが急変する部分に起る微視的な現象の影響などが考えられる。

以上に述べた結果は給油圧力 1 kg/cm^2 の場合であるが, 次に給油圧力の影響について述べる。図15に給油圧力を $0.1 \sim 4 \text{ kg/cm}^2$ とした場合を示す。実測値では振幅が小さい範囲でも給油圧力を 4 kg/cm^2 とした場合にはそれ以下の圧力の場合より粘性減衰係数が増大しているが, 理論値には振幅が大きい範囲に僅かな差があらわ

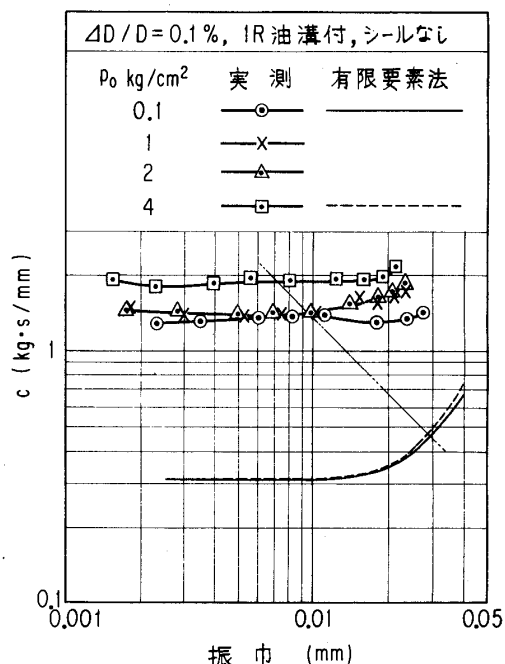


図15 給油圧力の影響

れるだけである。これは実際の現象には油膜の圧力の低下による油からの気体の溶出, 油の気化などがともなうが, 理論計算では負圧(絶対真空以下)が発生した場合, その領域の圧力を零(絶対真空)と置き換えて圧力分布の積分を

行なっていることによる。

$\Delta D = 0.2 \text{ mm}$, 油みぞなしのものについては, Oリング付およびピストンリング付の場合の実験も行なった(図16)。その結果を図17に示す。図14に示した軸受端シールの $\delta_s = 0.1$

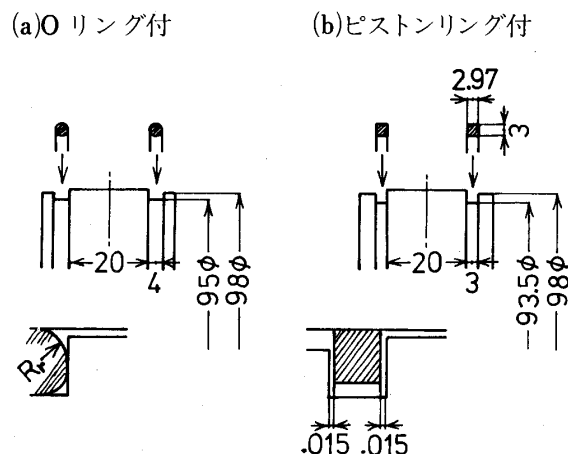


図16 シールリング付ダンパ

mmの場合に比べ, 約2倍の粘性減衰係数が得られている。

なお, Oリング付のものはOリングの材料減衰を含む値を示した。

図17には有限要素法による値も示したが, これは図16に示したようなすきまがシール端にできると仮定して計算した値である。

3-4 スクイズフィルムダンパを用いた軸系の振動 図18に示す軸系模型の右側軸受にスクイズフィルムダンパを用いた場合のつりあい振動の実測値と伝達マトリックス法による計算値を図19に示した。理論計算において右側支持部はスクイズフィルムをばね性をもたない粘性減衰 ($0.5 \text{ kg} \cdot \text{s/mm}$) とし, 軸受ハウジングを支持する構造をばねとし, この二つが直列となった形にモデル化した。理論値は図19に①で示したピーク以外では実測値とかなり良く対応している。①で示したピークはケーシングのねじり振動によるもので, 曲げ振動だけを扱った理論計算では求められないものである。

スクイズフィルムダンパの実際の作動状態は内筒の中心から外筒の中心を中心とする円軌道振動となるとは限らないが, この結果から上記

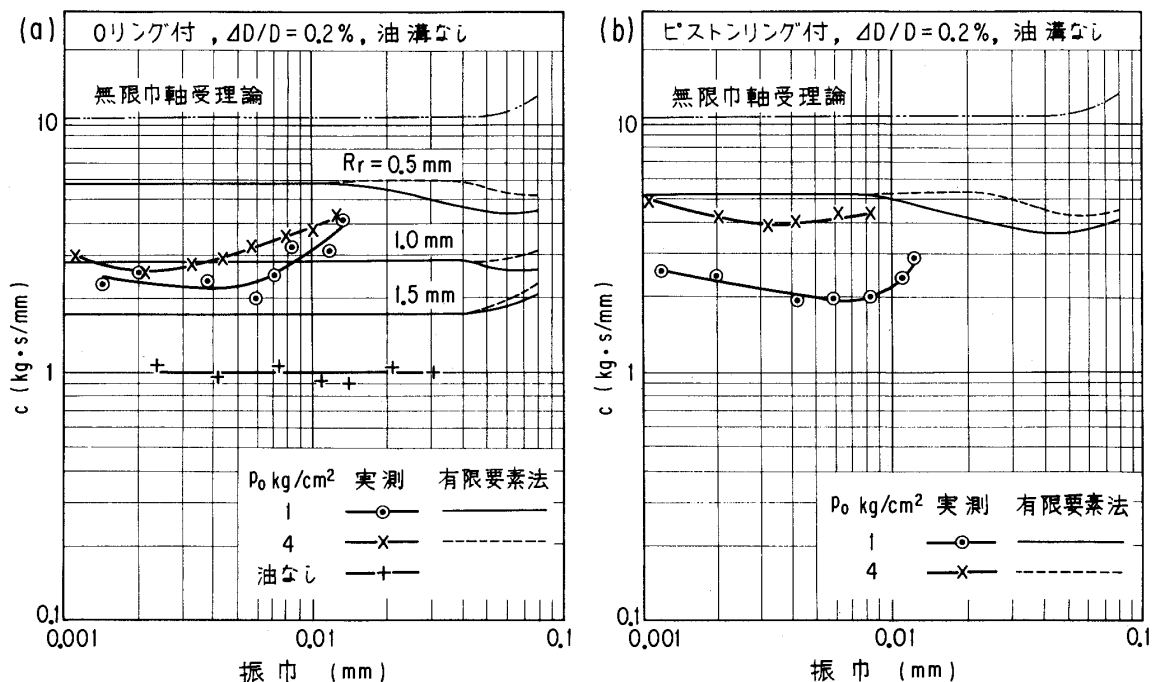


図17 シールリング付の場合

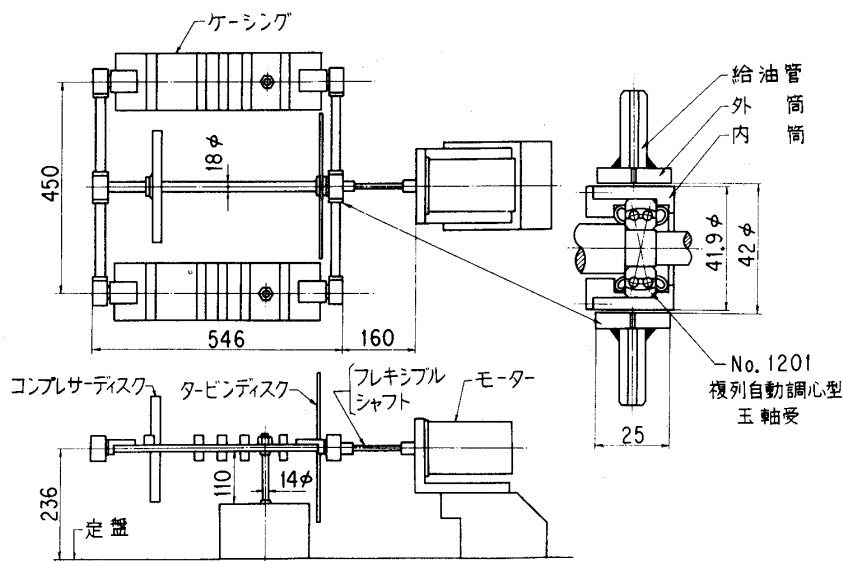


図18 軸受模型

のようなモデル化はほぼ妥当なものと考えられる。

4. あとがき

ダンパ軸受の実例を見ると振動問題が発生してから応急措置として採用されたようなものが多く、系統的な研究は少ない。また、筆者の経験も少ないので、ダンパ軸受一般に関する記述は不十分なものとなったが、円筒型スクイズブ

イルムダンパに関しては理論、実験および実際に用いた場合の軸系の振動についてひととおり概要を述べた。回転機械の振動対策に少しでも参考となれば幸いである。

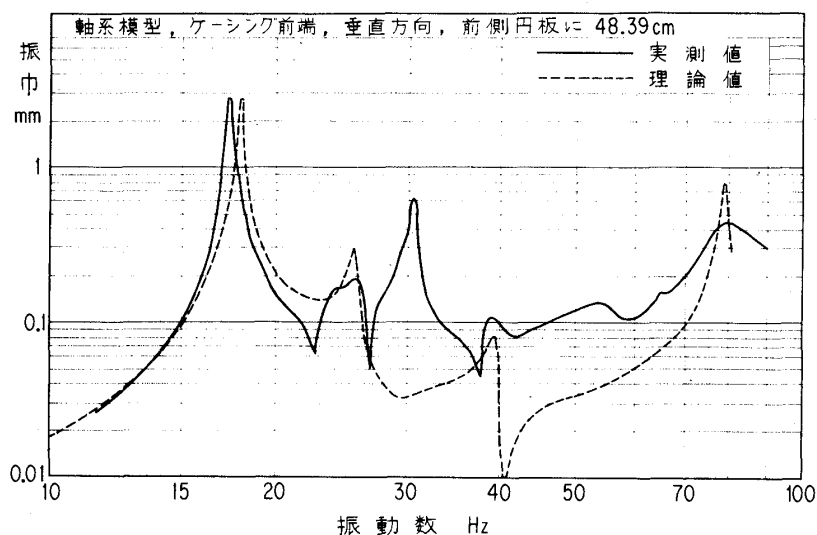
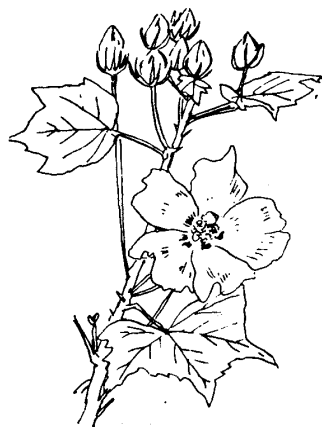


図 19 軸系模型の振動特性

文 献

- (1) 白木，機械学会誌，75巻639号（1972年4月），21
- (2) 斉藤，染谷，機械学会講演論文集，No.768-1（1976年3月），69
- (3) Hamburg, G., Parkinson, J., SAE Paper 382B(1961)
- (4) Thomsen, K.K., Andersen, H., Trans. ASME, Ser. B, 96-2 (1974), 427
- (5) 和田，林，右田，機械学会論文集，37巻，295号（1971年3月），583, 593
- (6) 宮地，星谷，祖父江，航空宇宙学会，航空原動機講演会講演集（1975年2月）



ホーバークラフトにおけるガスタービンの利用

三井造船(株)千葉造船所 大門 康 祐
ホーバークラフト工場設計課 白 沢 貴 夫

1. まえがき

従来の排水形の船舶、また新形式の各種高速船は原理的に水と縁を切れなため、走航中には造波抵抗がその速度に大きな影響を及ぼす。これらの船とは原理的に全く異ったところから出発したホーバークラフトは自身で作り出すエアクションによりその重量の全部或はほとんどを支持し積極的に水と縁を切り、走航中の造波抵抗を大幅に減少させようとするものである。従ってホーバークラフトは地面効果を応用した輸送機関であり、その設計思想もどちらかと云えば船舶よりも航空機に近いものとなっている。またホーバークラフトは運航採算の面からも輸送価値の高いものが積荷の対象となり、広い載荷空間も提供せねばならないことからその主機としては軽量小形で大出力のガスタービンが小形を除いたほとんどのホーバークラフトに採用搭載されている。表1にガスタービンと船用高速ディーゼルエンジンの性能比較の一例を示す。

表1 ガスタービンと船用高速ディーゼルの性能比較の一例

要 目	IM-100	12V331TC81	MB 820Db
製 造 者	IHI	MTU (独 国)	池 貝 鉄 工 機
短時間定格	1250 SHP (大気15℃)	1350 SHP	1350 SHP
連続定格	1050 SHP (大気15℃)	1125 SHP	1100 SHP
出力軸回転数	19500 rpm	2200 rpm	1400 rpm
長 さ	1500 mm	2700 mm	2500 mm
高 さ	410 mm	1334 mm	2080 mm
巾	540 mm	1192 mm	1454 mm
重 量	138 kg	2910 kg	3360 kg
馬力当重量	0.132 kg/SHP	259 kg/SHP	3.06 kg/SHP
燃料の種類	灯 油	軽 油	軽 油
燃料消費量	291 gr/SHP/HR	168 gr/SHP/HR	165 gr/SHP/HR

ホーバークラフト用ガスタービンはすぐれた実績を有する航空機用ガスタービンにさらに耐蝕性等の改良の改えられた転用型ガスタービンで

(昭和51年5月27日原稿受付)

あり、すでに相当の実績を上げている。我国においてもIM100がPP5形艇で67,000時間、TF25がPP15形艇で沖縄海洋博等で11,000時間の実績を上げている。以下三井造船での経験をもとにホーバークラフト用主機としてのガスタービン利用の実際を技術的観点より紹介する。

2. エンジンの選定要素

艇の計画性能、操縦方法、動力装置の配置等を考慮してエンジンを選定しなければならない。以下ホーバークラフトの操縦方法、使用環境の特殊性を考慮したエンジンの選定要素について概略記述する。

(1) 連続最大定格

ホーバークラフトでは通常の場合常に連続最大定格出力で運転されるので航空機における離昇時の短時間定格に相当するものは使用されない。ホーバークラフトでは航空機での連続定格を連続最大定格としている。エンジンの出力はエンジン入口空気温度、入口及び出口ダクト損失に著しく影響を受けるのでエンジンの実出力の査定に際しては艇への搭載状態、艇の使用環境が考慮されねばならない。図1にKTF25Bのエンジン入口空気温度と出力特性を図2にKTF25Bの入口及び出口ダクト損失と損失出力を示す。

(2) 負荷とのマッチング

ホーバークラフトでのエンジンの負荷としては基本的には浮上ファンと推進のための空中プロペラがある。その他充電用発電機、空調冷房用コンプレッサー、各潤滑油ポンプ、作動油ポンプ等、各種補機類がエンジンの動力によって駆動される。図3にPP15型艇に於る機関部系統を示す。本艇に於る動力

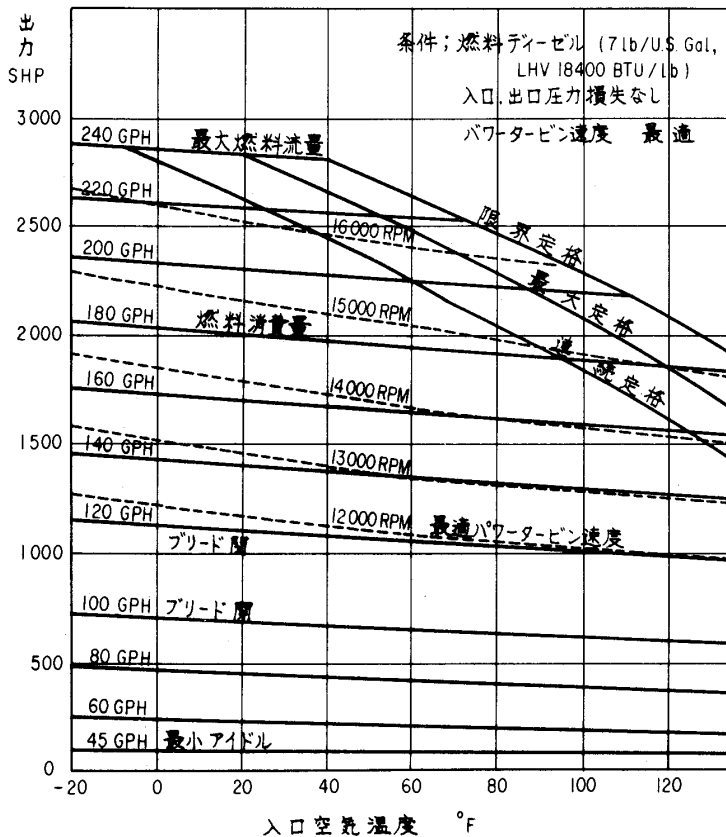


図1 KTF 25 B 入口空気温度と出力特性
(海面上)

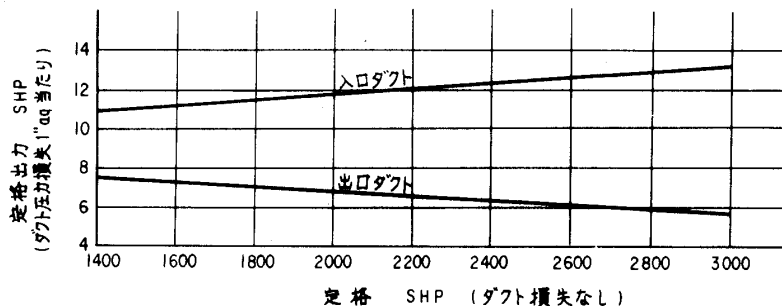


図2 KTF 25 B 入口及び出口ダクト損失
と損失出力

装置は左右両舷に機械的に全く独立した2組のガスタービンと浮上ファン、プロペラ、主要補機を装備し片舷の動力装置が故障しても自航可能であるよう考えられている。浮上ファンは固定ピッチの遠心ファンを、推進プロペラは可変ピッチプロペラを使用している。図4に負荷特性とエンジンのマッチング特性を示す。ホーバークラフトでは操船上エンジンの運転範囲が回転

数及び出力の両面に於て非常に広くなっているがフリータービン式の2軸のガスタービンの特性が良くこれに適合している。又フリータービン式の場合には起動トルクを考慮してのクラッチや流体継手等を必要としない。

(3) エンジンのコントロール

ホーバークラフトの操縦の原則は常に一定のクッションを確保しながら即ち浮上ファンの回転数を一定に保持しながら各操作を行うことを基本としている。

A. NI 制御方式

この方式はガスゼネレータ回転数一定、即ち出力一定形の制御方式で通常油圧機械式の定燃料流量形の制御装置が備えられたものである。この場合プロペラピッチの変化等の負荷変動があった場合には回転数に変化を生ずるため操縦者の手動操作により、一定の回転数に調整する必要がある。1艇につきエンジン1基の場合にはその操作も特に困難ではないので比較的簡単なこの制御方式が採用される。PP5形艇に於るIM100エンジンの場合この方式を採っている。

B. NII 制御方式

この方式はフリータービン回転数一定形の制御方式で電気式ガバナーと油圧機械式燃料制御装置を組合せた回転数一定形の制御装置の備えられたものである。この場

合プロペラピッチの変化等の負荷変動があった場合でも自動的に燃料流動が制御され一定の回転数が保持される。1艇につきエンジンが2基以上の場合にはNI制御方式では操縦者の操作が複雑で困難となるため、この制御方式が選定される。PP15形艇に於るTF25エンジンの場合この制御方式を採っている。この制御方式が採用される場合次の各項

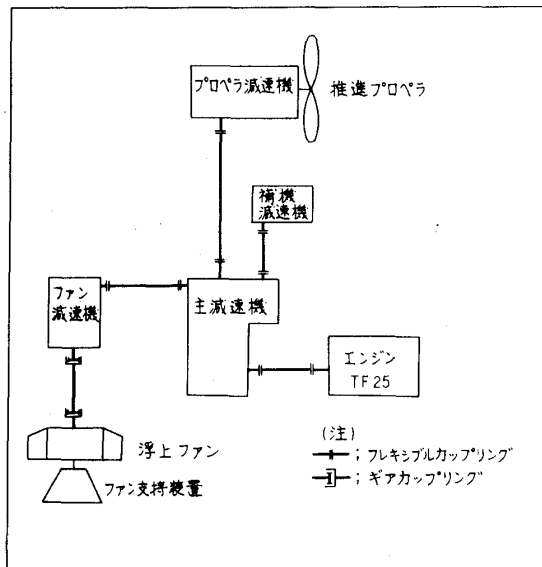


図3 P P 15 機関部系統(片舷分)

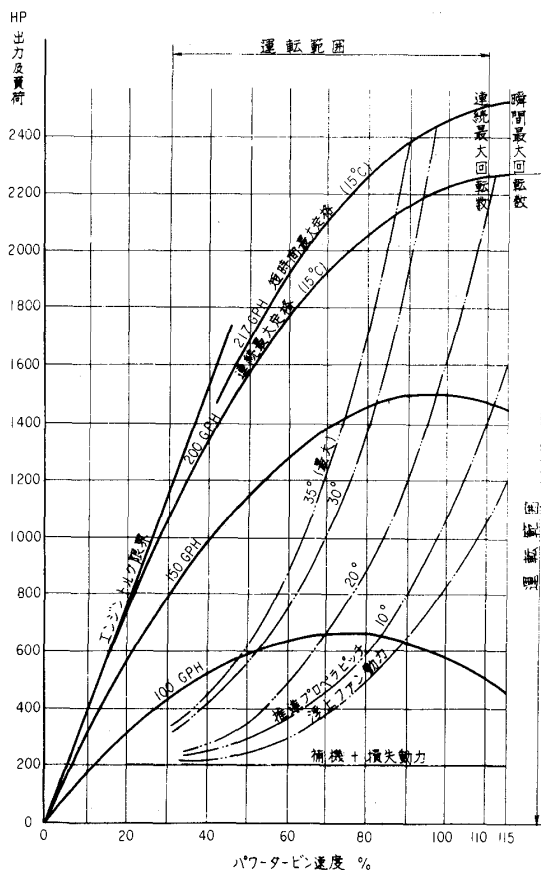


図4 P P 15 エンジン出力-負荷特性(片舷分)

について操縦方法、負荷特性等を考え合せ十分な検討がなされねばならない。⁽¹⁾

a. 制御回転数範囲は充分か。

b. Droop 量は充分に小さいか。

c. Over and under shoot 量は充分に小さいか。

d. 加速時間は早い。

e. 安定した動特性を有しているか。

f. 信頼性を有しているか。

(4) サージングの余裕

ガスタービンでは通常設計回転数より低い回転数においてサージング発生防止のためコンプレッサステータの角度をコントロールする可変静翼制御方式 (IM100 の場合) や、コンプレッサの空気を一部ブリードさせる抽気制御方式 (TF25 の場合) 等が採用され圧縮機の制御が行なわれている。一方ホーバークラフトにおいては機関室内も比較的せまくその動力装置配置も複雑になりやすいことから圧縮機入口部での流入空気の乱れが大きいことも考えられる。又海上航走中に吸込む塩分がコンプレッサブレードへ付着したり、その他油煙等がブレードへ堆積したりすることが考えられる。又操船上急加速、減速のひん度も比較的多い。従ってこれらを考慮するとエンジンとしてはそのサージング限界が圧縮機の作動曲線に対して十分な余裕を持ったものでなければならない。艇に塔載後も燃料流量が最も rich になるよう燃料コントローラを調整後 wave off test を行う等、実機に於てもサージングの余裕が十分あることを確認する必要がある。

(5) 安全装置

船用ガスタービンの安全装置としては出力タービン回転数超過、排気温度超過、潤滑油圧低下、潤滑油温度超過、潤滑油レベル低下、潤滑油内異物混入等、に対する安全装置があり、いずれも警報によりエンジンの異常を操縦者に知らせることができる。又これらの内その異常によりエンジンまたは艇に対して致命的な損傷を与える可能性のある出力タービン回転数超過、排気温度超過、潤滑油圧低下については自動的にエンジンを停止させる安全装置が併設される。ホーバークラフトはそれ自体で水面に浮ぶことの出来る浮力を有するものであるから洋上でのエンジン不具合が直ちに艇の遭難につながるものではない。従ってこれらの安全装置が作動し

た時には原則として直ちにエンジンを停止し不具合の原因を調査する。一方実際にはこれら安全装置自身の故障又は誤作動によるエンジン運転不能を回避し、最小限基地への自航を可能とするためこれら安全装置の作動を一時的に殺してエンジンの運転を可能とするための By-pass 回路も必要と考えられる。この場合航行中には回転数、温度、圧力等の計器を目視により注意深く監視せねばならない。

(6) 耐塩水処理⁽¹⁾

ホーバークラフトは自から上げる海水の飛まつがあるため他の一般船舶に比べて、あらゆる部品に十分な耐塩水処理が考慮されねばならない。海水中の塩分によるエンジンの障害としてはタービン動・静翼等高温部に生ずる高温硫化腐蝕や塩分の堆積によるコンプレッサの汚れによる性能低下や腐蝕等である。これらに対して艇への配置上はもとよりエンジン自体としても種々の研究対策がなされている。又日常のエンジン整備として内部の水洗浄と防錆を行うことにより圧縮機の汚れによる出力低下、腐蝕防止を行っている。しかしエンジン吸入空気中の塩分を100%除去することは不可能であり、又エンジンによってはその冷却空気が複雑な経路に流れる構造のものが、この経路に塩が堆積すると水洗浄では完全に除去できない。従って日常の水洗浄で塩を除去できない場所にある部品についても十分な耐蝕性が考慮される必要がある。

A. 高温硫化腐蝕対策⁽¹⁾

高温部の材料として第1段タービンノズルにはコバルト基合金が、又タービンブレードにはニッケル基合金が使用され、又これらの合金の寿命を向上させるため耐熱耐酸化性のコーティングが施され対策されている。

B. その他の腐蝕対策

航空機用エンジンで実績のあるマグネシウム系の合金は塩分による耐蝕性が乏しいため耐蝕アルミニウム系合金に変更されている。コンプレッサブレード等にはオーステナイト系ステンレス鋼が使用され、さらにサーメタルW等の耐熱耐蝕塗装が施されている。

3. ホーバークラフトへのガスタービンの搭載

ガスタービンの搭載に当っては動力装置系の配置及びエンジンと減速装置間の取合い、軸系の曲げ及びねじり振動、作動空気中の塩分除去、エンジン高温部の冷却、FOD防止、機関室の水密確保、保守整備の容易さ等あらゆる面から十分な検討がなされねばならない。

(1) エンジンの取付けと減速装置との取合い

エンジンメーカーは取付要領書又は図面により艇体側との取合い部分（例えば出力軸、エンジン取付マウント、排気管、コンプレッサ抽気取出口等）に対して許容される外部荷重の種類と大きさを規定している。従ってエンジンの取付け及び減速装置との取合いはまずエンジン外部からエンジンに加わる荷重が規定値以内となるよう考慮されねばならない。PP5のIM100エンジンの支持方式はその後部をジンバル継手（ユニバーサル継手）を有するトルクチューブで支え前部はその支点到球面軸受を有し完全な自由支持方式としており外部からの荷重及び熱膨脹による荷重を逃がす構造となっている。又減速装置の入力軸とエンジン出力軸との接続は2ヶ所にフレキシブルカップリングと1ヶ所に滑動形スプラインを有する伝動軸により行なわれ減速装置とエンジンの相対変位の吸収と熱膨脹による変位を逃がす構造となっている。又エンジン搭載時の減速装置との心出し作業は上記ジンバル継手の上下左右4ヶ所の隙間を計測することにより容易に行うことができる。又PP15におけるTF25エンジンの支持方式はエンジン前部空気取入口のコールドセクション4ヶ所をボルトで固定する剛支持方式とし後部のホットセクションはコールドセクションに片持支持で固定され熱膨脹は後部に逃げる構造となっている。又減速装置の入力軸とエンジン出力軸との接続は2ヶ所にフレキシブルカップリングを有する伝動軸により行ない減速装置とエンジンの相対変位と熱膨脹によって生ずる荷重がエンジンに許容される量以下となるように配慮されている。その他エンジンと接続される燃料油、潤滑油等の配管は小径の管を除いて全てフレキシブルホースを使用しエンジンの取付

部に無理な荷重が加わらないよう考慮されている。

(2) エンジン及び減速装置の振動

エンジンと組合せられる伝動軸、減速装置の回転部分の寸法決定やカップリングの選定にはそれらの曲げ振動、ねじり振動についても充分検討され、使用回転域に有害な Red Zone が存在しないよう考慮されている。曲げ振動についてはその1次の固有振動数が回転体の使用回転数より充分高くなるよう考慮されまたねじり振動については使用回転域に主として1節、2節の固有振動数が低次の起振力に一致することがないように考慮されている。ねじり振動の起振力としてはプロペラ、ファンが固定構造物を通過して回転する場合に発生するものと、エンジンのガバニングによる燃料流量の変動等によるものがある。前者については使用回転域で高い節数の固有振動数との一致はどうしても避けられないが、これは実測の結果からエネルギーが小さく実用上全く問題にならないことが判っている。また後者の場合にはコントロール装置が正常に調整されている場合には無視出来る。艇に搭載した状態でのエンジン及び減速装置本体の振動の起振力は主として回転体の不釣合によるもの、心出しの良否によるもの、プロペラ及びファンの各翼ピッチのバラ付きによるもの、プロペラ及びファンの後流にある構造物の振動によるもの、エンジンのガバニングの不良によるねじり振動によるもの等が考えられる。これらは各艇の工作、組立の良否により異常振動が発生することも多く、組立完了後エンジン、減速装置本体の振動を計測し、各部の振巾が許容値内にあることを検査している。エンジンの振動は周波数範囲毎の許容振巾値が定められており計測用の振動計も high pass filter 付のものを使用している。

(3) エンジンへの空気の入力

ガスタービンでは大量の空気を要した塩水により、高温腐蝕、圧縮機ブレードへの堆積による性能低下や腐蝕等の問題が発生することからいかにして塩分の除去された大量の空気をエンジンに導くかが重要な課題となっている。エンジンに許容される塩分の濃度は定説はないが、

0.006~0.05 ppm⁽¹⁾とも云われる。⁽¹⁾一方海上又は沿岸の大気中の塩分量は気象条件等に大きく左右されるが0.02~12 ppm⁽¹⁾と云う高い値が計測されておりこれは上記の許容値をすでに上向っている。ホーバークラフトは自から塩水飛まつをあげるものであるので空気中の塩分を除去することは非常に難しいことではあるが、充分な対策がなされねばならない。図5にPP15形艇に於る空気取入口の例を示す。

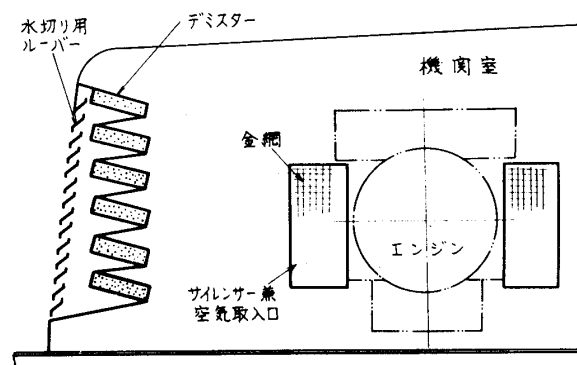


図5 PP15エンジン空気取入口

外側には直接デミスターに塩水が当たることのないように水切り用のルーバーを設けており、空気はまずルーバーで大きな水滴が除去される。次にデミスターにて細かい粒子の水分が捕獲され機関室内へ吸込まれる。機関室はプリナムチャンバーとして作用し空気は一旦そこで流速を落してからエンジンへ吸入される。なおエンジンの空気取入口にはFOD防止のために10メッシュ程度の金網の付けられた Air inlet silencer が取付られている。一方これらの装置はエンジンの入口損失を増し出力低下が生ずるので最適な形状寸法が検討されねばならない。

(4) エンジンの高温部外面の冷却

三井形艇に於てはエンジン高温部の冷却はエンジン自身の排気気流を利用した排気エゼクター方式により充分な冷却効果をあげている。冷却用の2次空気量としてはエンジン排気の一次空気量の10%程度が見込まれる。機関室内はエンジンの吸入作用により負圧となるためエゼクターの設計に際してはその負圧分が考慮されねばならない。

(5) customer air bleed の利用

ガスタービンには圧縮機から一部空気を抽気して艇体側で利用し得るような抽気ポートが設けられており、冬期の暖房熱源及び操縦装置用の空気圧シリンダーの圧力源として利用している。その量は通常全空気量の2～4%程度が許容されている。

(6) 起動方法

三井形艇に於るエンジンの起動方式はいずれも蓄電池による電気スタータ式を採用している。またエンジンの起動はその手順を手動で行うものと、自動的に行なわれるものとがある。前者は圧縮機の回転数に合せて手動で点火時期やある程度の燃料量を調整しながら起動を行うもので、後者はそれら全てが自動的に行われるものである。この両者にはそれぞれ一長一短があるがPP5形艇では前者がPP15形艇では後者が採用されている。

(7) 操縦装置

エンジンのスロットルは操縦席から遠隔に操作される。遠隔操縦装置は索やプッシュプルケーブル等機械的にエンジンスロットルと連結され操作されるものとポテンショメーターを使用して操縦席の操作レバーにより電氣的にスロットルを作動するものとがある。PP5では前者をPP15では後者が採用されている。

(8) 燃料ブースト

エンジン入口での燃料のガス・液比が最大30%に制限されているため、ポンプ入口部での負圧は200～300 mmAq 程度に押える必要がある。従って燃料タンクがエンジンと同一レベルにありエンジンと比較的近い場合にはブーストポンプを設置する必要はないが燃料タンクのレベルがエンジンよりも低い場合にはブーストポンプにより燃料を圧送する必要がある。PP5形艇に於てはブーストポンプは設置していないがPP15形艇ではブーストポンプを設置している。

4. ガスタービンの保守整備

ホーバークラフトでのガスタービンは全て航空機転用形であるため、その保守整備も基本的には航空機の方式に基いている。ホーバークラフトでは関係官庁の承認の基に次の保守整備の

方式がとられている。

(1) オーバーホール方式

定められた運転時間(TBO)毎にエンジンをオーバーホール工場に持込み、全部品の分解検査を行うと同時に運転時間及びDuty Cycle等により時間管理されている部品の交換及び修理を行い、規定される試験工場内運転が行なわれ合格したものが再び艇に搭載されるものである。現在オーバーホール期間中は艇の稼働率を上げるためスペアエンジンと換装して運航する等の工夫がなされているがオーバーホールには多くの費用を要するので経済的見地からTBOは出来るだけ長いことが望まれる。TBOは初めは短時間から出発し各運航会社毎にその解放検査時の実績に基き順次その延長が認可されていく。PP5のIM100エンジンではこのオーバーホール方式を採用しており、そのTBOは500時間より始まり現在では2250時間となっている。なおTBOの期間中にエンジンの安全性を確認するため主としてホットセクションを中心とした解放検査が各運航会社の基地で行われる。これを中間検査と称し現在ではオーバーホール後から750時間及び1500時間の2回行なわれている。これも実績により1125時間後の1回の検査のみでも技術的には問題ないことが確認されており、近く変更される見込みである。

(2) モジュールメンテナンス方式

エンジンの各モジュール毎に解放検査の時間を決めその時間に達したモジュールのみを取外し指定の工場に持込んで解放検査修理を行なおうとする方式である。この方式は経済的な見地からオーバーホール方式で行なわれている全分解検査による無駄を解消し艇の稼働率を高めようとするものである。PP15でのTF25エンジンではこの方式が採用され実績により将来はon conditioning, on craft 方式に移行することを目指している。TF25では現在ホットセクションのモジュールを指定の工場へ持ち込む解放検査は1500時間毎に、またコールドセクションのモジュールは3000時間毎に行なわれる。又この方式においても各ホーバークラフト基地で行う中間解放検査があり、

ホットセクションは750時間毎にコールドセクションは1500時間毎に行なわれる。

(3) 通常の整備

前項の大きな解放検査以外にも日常及び各運転時間毎に点検、整備項目が規定され各基地の整備員により順守されている。その中で最も重要な整備はなんと云っても毎日運転後に行なわれるエンジン内・外部の水洗浄及び防錆処置でありこれがエンジン寿命を長くする決め手となる。その他25時間、50時間、100時間、250時間毎に各種フィルター類の点検洗浄やチップディテクターの点検等を行っている。

5. あとがき

以上ホーバークラフトでのガスタービン利用

の概要を技術的側面より述べたが、経済的な見地からはその保守整備に要する費用が高価であるため各運航会社の経営を圧迫しているのが現状である。従って今後は各運航会社の実情に合せたガスタービンの信頼性の向上、保守整備性の向上が望まれる。これなくしては将来共ホーバークラフトでのガスタービン利用量の増加は望めないと云っても過言ではない。

引用文献

- (1) 大門, 日本船用機関学会誌, 8-8 (昭48-8) 126, 127, 128

当学会刊行物頒布のお知らせ

下記の刊行物の在庫が若干ありますので、購入ご希望の方は、購入刊行物名及び部数、送付先を名記の上現金書留もしくは振替で、当学会事務局（〒160東京都新宿区新宿3丁目17番7号、紀伊国屋ビル5階慶応工学会内）にご送金下さい。

在庫刊行物

・会誌 No. 1, No. 3～No. 13 : 700円

・ガスタービン・セミナー資料

第1回（新しいガスタービン技術の動向）：2,700円

第2回（環境問題と新しいガスタービン技術）：3,200円

第3回（ガスタービンにおけるエレクトロニクス技術の利用）：3,200円

・定期講演会前刷集

第2回（昭和49年度）：2,100円

第3回（昭和50年度）：2,000円

第4回（昭和51年度）：2,200円

・ASME GAS TURBINE DIV. ANNUAL REPORT

1973年版：800円

1974年版：1,000円

1975年版：1,000円

以上の金額はいずれも送料を含めた価格です。

航空用ガスタービンのモニタリング

日本航空株式会社 菊池 真一郎
技術部原動機技術課

1. まえがき

安全性、定時性の確保を第一の命題としている航空機にとって、エンジンは最も重要なものの一つであり、その信頼性は十分管理されていなければならない。それにはエンジン全般の品質維持向上と同時に、エンジン一台一台についても適確にその健康状態をモニターし、故障を極力防止していく必要がある。

モニタリングには

i) 或るエンジン・モデルに個有の特定故障防止のためのモニタリング

ii) どのエンジン・モデルにも共通して適用できる一般的なモニタリング

iii) 或るエンジン・モデル全体の品質の維持向上を図った総合的なモニタリング

等に分類されるが、何れも故障の予防とエンジンの効率的な運用につながっていると云えよう。以下に現在航空会社によるモニタリングの方法、考え方を紹介する。

2. 航空機用エンジンの整備変遷

航空機用エンジンには永年にわたって一定使用時間毎にオーバーホールが実施されて来た。兎に角使用時間が蓄積されてくると、何処か傷んでいるかも知れないので総分解点検修理をしようというのがオーバーホールの趣旨である。やがて登場して来た航空機用ガスタービン・エンジンはピストン・エンジンに比べて優れた信頼性、耐久性を示した。これらのエンジンは使用経験が積まれるにつれ、不具合な個処は逐次改良されて来た。その結果、オーバーホール時間間隔が延長され、更には二度に一度は、燃焼室やタービン部等熱劣化の想定される部分のみを点検修理する HSI (Hol Section Inspection) 方式が採用されるようになった。又実際にエンジンを分解してみると手入れ不用の部

分や、規定されたオーバーホール検査を省略できる部分が数多く見られることから、オーバーホールから不要作業を省いた EHM (Engine Heavy Maintenance) 等と呼ばれる方式が登場して来た。このようにエンジンの効率的な運用を指向して合理化を図っても、特に航空機用エンジンの場合、信頼性を犠牲にしてはならないことは論を待たない。それには平素からエンジンの使用時の故障状況、分解修理時の個々の部品の状況、他社での経験等を総合的にモニタリングし、分析検討した上でこれに立脚した整備プログラムを設定して行く必要がある。図 1 に日本航空に於ける DC 8 用の JT 3 D エンジンの整備方式とエンジンの不定期取卸し率 (故障又は修理のため、定められた使用時間限界以前に取卸ろされたエンジン台数を 1,000 エンジン使用時間で除したもの) との対比を参考迄に示す。この例では整備時間間隔延長や整備方式の変更にも拘わらず、永年不定期取卸し率が安定していることが判る。又不定期取卸し率の値は同じでも以前はエンジンが故障して取卸ろされる比率が多かったが、近年では故障原因を早期発見して取卸す故障予防措置の割合が大きくなっている。

ところで人間の社会では老若男女それぞれが個人の能力に見合った活動をしているが、エンジンの世界では同一モデルのエンジンであれば、新品のエンジンでも可成り使い込まれたエンジンでも全く同一の仕事を要求される。又航空機用エンジンの場合、手入をして行けば寿命は半永久的と云えるが、構成部品は新旧入混っているのが普通である。特に JT 9 D, CF 6, RB 2 1 1 等の大型エンジンはモジュール構成となっており (図 2 参照)、一台のエンジンが色々と使用経歴の異なったモジュールで組上げられている場合が少なくない。こうなると、エンジン一台一台が異なった状態にあり、これらを

(昭和 51 年 5 月 27 日原稿受付)

画一的な整備プログラムによって保守して行くことは不合理となつて来る。そこで最近の数年では従来の画一的な整備方式を廃し、必要な機会に、必要な部分に、必要な手入れを行なうという「オン・コンディション整備方式」が世界の主流となつて来た。この整備方式では個々のエンジンの状態のフォロー・アップが特に重要なことは言うまでもない。

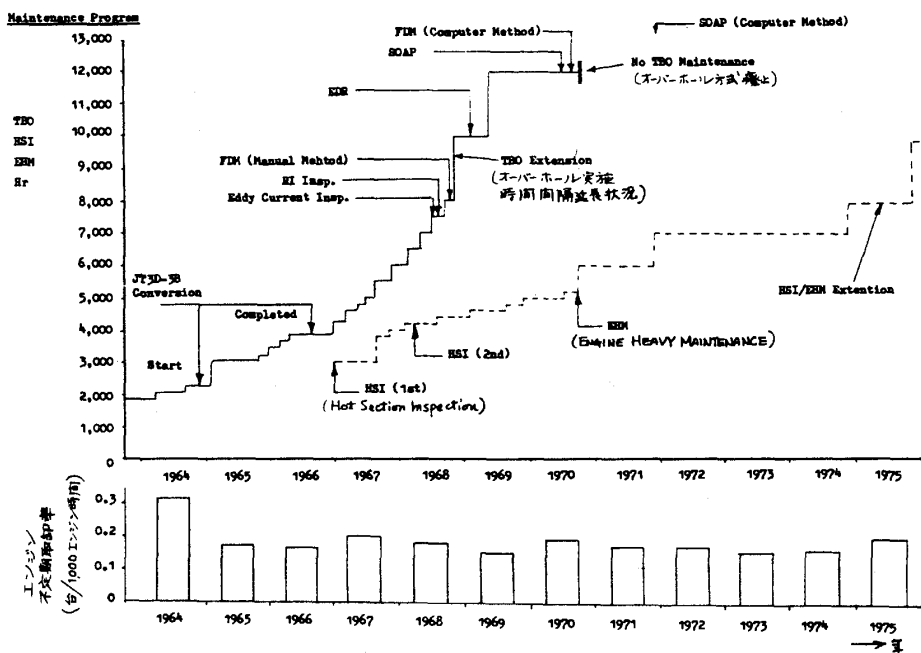


図1 JALに於けるJT3Dエンジン(DC-8用)の整備プログラムの変遷と不定期取卸し状況

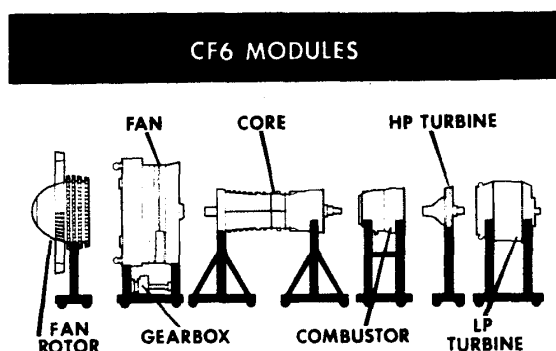


図2 CF6エンジン(DC10, A300, B747に用いられている)のモジュール略図

3. 航空機用ガスタービン・エンジンのモニタリング

エンジンの整備は、機体に装着されて稼動中

のものに対する整備(ライン整備と呼ばれる)と取卸ろされたエンジンに対する工場整備とに大別される。上述の第2項では主として工場整備について述べたが、エンジンにとっては何れの整備も極めて重要であることは言を待たない。エンジンの信頼性を維持又は改善しつつ、かつ効率的、経済的に稼動させるには、一重に適切なモニタリングが実施されているか否

かによる。それには故障情報を有効に使いこなす必要がある。ライン整備では定期的な外観点検、オイルの補給、オイル・フィルターの点検等伝統的な定例作業に加え、種々の手法の開発によりエンジン内部の部品の状態を診断する業務が拡大されつつある。最近のエンジンではこれらの手法の活用を考えて設計されており、診断手法の進歩と相俟って効果を上げている。

ライン整備に於けるエンジンの点検保守は機体の定期点検に合わ

せて行なわれる以外、必要項目については独自の検査間隔が設定されている。このような定例検査の結果、状況に応じて検査間隔の短縮や、更に深い検査が規定されているものと、画一的な規定化が困難な為発生ベースで技術指示が発行されて追跡検査を行なうものがある。場合によっては規定化されている内容に更に技術指示を加える場合がある。定例点検以外でも乗員からのエンジン不調が訴えられた場合は、その症状に見合った是正処置がとられるが、この場合も必要に応じて種々のモニタリング手法が利用されている。

ところで、実際にエンジンを使っていると、大小様々な問題に遭遇する。航空機用エンジンは単に頑丈で故障が少ないという丈でなく、軽量かつ高性能でその上低公害性が強く要求され

る。そこで新らしく開発されたエンジンには斬新な技術が盛込まれており、実用段階に入っても最初の何年かは各種の手直しが必要となるのが通例である。又十分安定した稼動を示しているエンジン・モデルでもロット単位で製造時又は修理時にミスが生じたり、改善を試みた部品の設計上の欠陥に気づかずに多数の部品が出荷されエンジンに組込まれてしまったりする場合もある。これらの事態はできる丈避けねばならないが不可避な場合もある。従って抜本的な対策がとられる迄は特別なモニタリング・プログラムによってエンジンの状況を確認する処置がとられる。この場合整備記録が完備されていれば、不良部品を組込んであるエンジンが区別でき、対象外のエンジンに対して無用の警戒をしなくて済む。又エンジン構造がボアスコープ検査、RI (Radio Isotope) 検査等の手法が利用できるように設計されていれば正確な状況診断ができ、故障防止に効果が上られる。

さて概論が大分長くなってしまったが、要約するなら航空機用エンジンの信頼性の管理には、整備での点検／検査、修理結果、部品交換状況、運航中の故障状況、他社やメーカーの情報全てを注意深くモニタリングし、その検討結果を整備方法、運航操作に還元してやる必要があるということである。

一般論はこの辺で止めることにして、以下に主として機体に装着され稼動中のエンジンの健康状態の診断方法に話題を転ずることにする。

4. 主な航空機用ガスタービンのモニタリング手法

表-1に主として機体に装着され稼動中のエンジンのモニタリング手法を示す。以下表-1のリストアップ順に説明を加える。

A. エンジン性能モニタリング エンジン使用時間が蓄積してくると、コンプレッサーやタービンのエア・シール類の摩耗、大気中の塵埃や化学物質による動翼、静翼の汚損、損耗、腐蝕、燃焼室やタービン等の熱影響部の熱による損耗、変形、によりエンジンの性能が徐々に劣化して来る。放置しておくと、部品の寿命短縮、ストール・マージンの低下の原因になる。又オイル・ショック以来の燃料費の高騰から燃

表-1 主な航空機用ガスタービン・モニタリング手法*

- (1) エンジン性能のモニタリング
 - a) FDM (Flight Data Monitoring)
 - b) AIDS (Aircraft Integrated Data System)
- (2) エンジン内部部品のコンディション・モニタリング
 - a) ボアスコープ (TVスコープ) 検査
 - b) R. I. (Radio Isotope) 検査
 - c) その他 (エディー・カレント検査, 超音波探傷, 振動測定等)
- (3) 軸受並びに潤滑システムのモニタリング
 - a) SOAP (Spectrometric Oil Analysis Program)
……エンジンオイルの分光分析
 - b) Oil Consumption Monitoring
(オイル消費量のモニタリング)
 - c) オイル・フィルター及びマグネティック・チップ・ディテクターの定期点検
- (4) 記録情報*
 - a) EDR (Engine Data Retrieval) System 等
……エンジン整備記録; 修理, 部品交換, 改修, 組込んだ主要部品の部品番号, 使用時間, ロット等の記録
 - b) 整備, 故障記録

(注)

* 主として機体に装着されて稼動中のエンジンに対するもの。

** 記録, 情報そのものはモニタリング手法とは云えないがエンジン整備プログラム, モニタリング・プログラム設定上不可欠の要素である。

料消費量の増大は、例え 0.5～1%のオーダーであっても莫大な経費増につながってくるので極力抑える必要がある。性能モニタリングの手法としてはFDMやAIDSが知られている。

A-1 FDM (Flight Data Monitoring) プログラム エンジンの飛行性能を

総合的かつ長期的にモニターする方法として、現在民間航空会社間で広く用いられている。日本航空では昭和43年に手計算によるFDMが導入され、昭和45年以後データ処置をコンピュータ化して現在に至っている。FDMのデータ採取は乗員によって毎飛行時、巡航中のエンジン運転状態の安定した時に行なわれ、飛行日誌のデータ記入欄に記録される。採取されるデータは

- i) EPR (Engine Pressure Ratio)
- ii) 回転数 (N_1 : 低圧ロータの rpm, N_2 : 高圧ロータの rpm)
- iii) EGT (Exhaust Gas Temperature)
- iv) Vibration
- v) OBP (Oil Breather Pressure)

等である。この飛行日誌の写頁が、飛行機の東京帰着時にコンピューター・センターに送付され、図3の如きフォーマットでアウト・プットされる。

此处でコンピューター処理の内容について、その概略を説明しておく。

- 1) データ補正 飛行高度、速度、外気温、出力等が毎回異なるので、データを

標準状態に補正した上標準性能と比較して差を出す。尚機体の与圧やエア・コンディショニングにコンプレッサー・エアを抽気している場合は、抽気量の補正を行なう。

- 2) スムージング 単に採取したデータを補正した上でグラフにプロットすると計算誤差、読取エラー、補機類の負荷変動等によ

って、バラツキが大きい。そこで過去数データの平均値をグラフにプロットしてカーブの傾向を見易くするようにしている。

このようにしてFDMはエンジン・データ・カーブの傾向を調べて、間接的にエンジン性能の変化又は部品の状態（振動によってロータのアンバランス、OBPによってオイル・システムの異常等）を調べようというものである。尚このアウト・プットでは同一機体に取付けられているエンジンの平均値からの偏差も下段に示されており、より明確な判断が下せるよう配慮されている。又計器やトランスミッターが交換されると許容誤差内で指示値の変動がみられ、その結果プロットされたグラフが変動することがある。そこでこれらが交換された場合は、グラフの右端の Maint Code 欄にその旨記号で示され判定を誤らないよう配慮されている。

FDMデータ・アウト・プットの頻度は日本航空の場合、現在週2回としている。エンジン性能劣化状況の把握等に活用しているが、データの種類、数量に制限があること、データ採取に人手を介することによる精度低下等に若干の問題があり、又利用方法等にも更に開発の余地

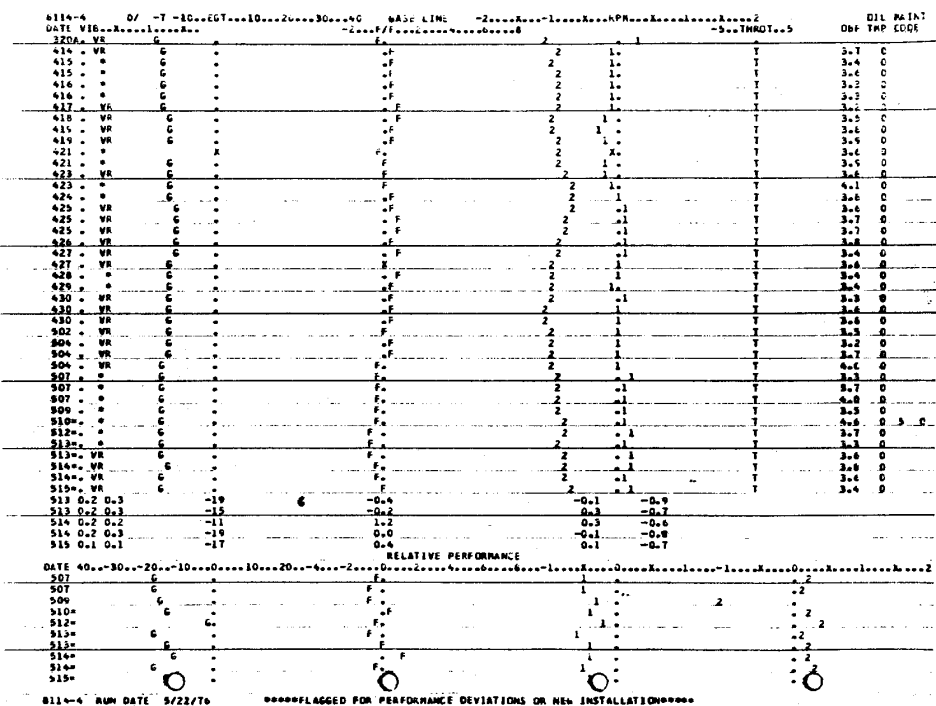


図3 FDM (Flight Data Monitoring)のコンピュータ・アウト・プット (B747用)

を残している。

A-2 AIDS (Airborne Integrated Data System) このシステムは航空機に小型コンピュータと数多くの付加センサーを装備し、エンジンばかりでなく、機体システム、運航状況全体を一括して自動モニターしようというものである。エンジン・データ・モニタリングもFDMの制限、問題点を補って余りある。現在のところ、最も進んだ飛行性能モニター手法と言えよう。日本航空に於いても昭和48年より18ヶ月間B747一機を使って実用テストを行なったが、データが余りにも膨大すぎ、これを如何に必要最小量に減ずるかが課題である。世界的にもAIDSは極く一部の航空会社で部分使用している以外、未だ実用化には至っていない。

B. エンジン内部部品の状況モニタリング

此処で述べようとするものは、エンジンを分解せずに内部の部品の状態を調べようとする方法であり、機体に装着されているエンジンはもとより、修理又は点検のために取卸るされたエンジンについても、分解を要しない部分の内部に異常がないことを確かめるのに用いられている。

B-1 ボアスコープ検査 エンジン内部にボアスコープ（内視鏡）を挿入して、直接対象部品を目視検査する方法である。旧式のエンジンのボアスコープを挿入する孔がエンジン・ケースにない為、利用できるケースは少ないが、最近のエンジンでは、図4のJT9Dエンジンの例に示す如く、コンプレッサー及びタービン動翼、燃焼室、タービン入口案内翼等重要部品が全てボアスコープで検査できるよう設計されており、この検査方法が大いに活用されている。ボアスコープ自体の歴史は可成り古いものと思われ、昔鉄砲の銃身を検査するのに用いられたのがその名の由来との話もあるが、ガラス・ファイバーの利用によるファイバー・スコープやライト・ガイドが出現する迄は光源が暗く利用価値

は小さかった。筆者の感想では、機械部品の検査は、ライトガイドを用いた外部光源方式によるソリッド・スコープ（レンズ型式）がファイバー・スコープよりも見易い。国産に優れたものがあり、医学用として作られた鏡筒が3mmφという細いものもあり必要発生ベースで適当なものを求めるのも比較的容易であることからタービン・エンジン以外の分野でも利用価値は少なくないであろう。このボアスコープとテレビジョンを組合わせたTVスコープも開発されている。

尚新らしくエンジンを開発する際はこのボアスコープがフル活用できるように設計して欲しいものである。設計の際に注意すべきことは、ボアスコープ孔へのアクセスが容易なこと、楽な姿勢で検査できるような位置にボアスコープ孔を配すること、及びエンジン・ケースのボアスコープ孔のボス周りからクラックが出ないようにすることを特筆しておく。

B-2 RI検査 (Radio Isotope inspection) これは放射性同位元素から出るガンマ線を利用した透過撮影検査である。X線検査に比べ線源の運搬が簡単で、電力も必要としない為、屋外での使用が可能なこと、線源が小さいので狭隘な個処にも挿入が可能なことなどの取扱い上の利点から、現在では世界的に利用されている。

線源としては Ir-192 / 100 Ci 又は Co-60

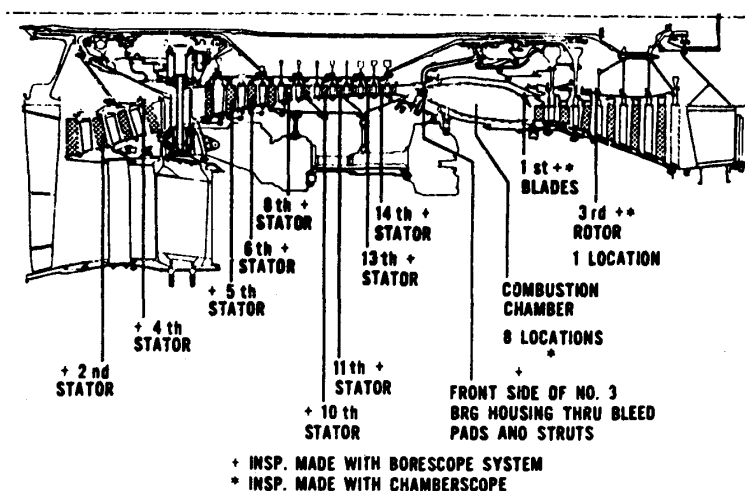


図4 JT9D Borescope Locations

(注) Statorと示されている Borescope Hole から前後の段のブレード（動翼）が点検できる。

／10 Ci 等が普通用いられている。最初にこの手法を導入したのは1964年米国のイースタン航空である。日本航空では1968年以来、本法による検査は、600台以上に及んでいる。現在実施中の項目には

J T 3 D エンジン

- ① 燃焼ライナーの位置決めラグの摩耗検査
- ② 第一段タービン案内静翼の変形検査
- ③ 第一段タービン動翼のアウター・シェラウドの欠損検査

J T 9 D エンジン

- ① 第2段タービン案内静翼の変形検査等がある。適用方法の略図を図5に示す。

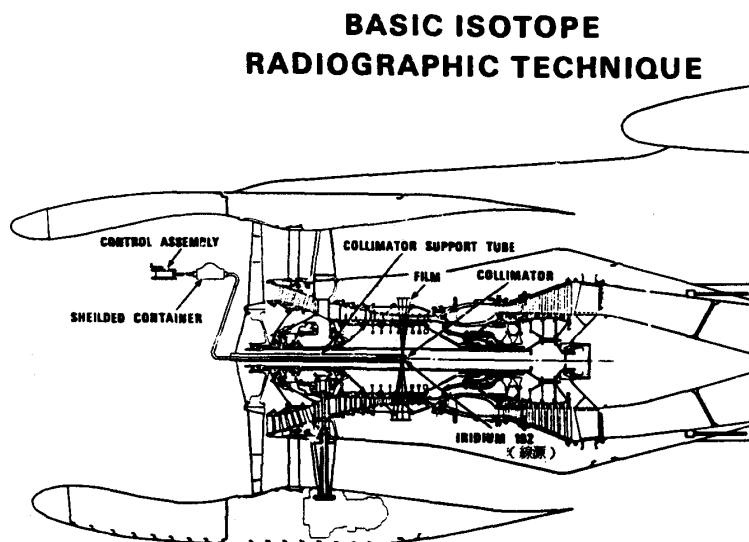


図5 RI検査の略例

通常線源はエンジンの回転軸内に挿入し、エンジンケース外側にフィルムを貼付ける。線源、フィルムの位置を軸方向に動かすことによって撮影部を変えることができる。

以上エンジン内部部品の状態を診断する代表的な二つの例について述べたが、この他にも渦電流や超音波探傷法を用いる方法、固有振動数を調べる方法など、問題個所に応じて種々の方法が考案されている。

C. 軸受並びに潤滑システムのモニタリング

軸受、軸受のシール、歯車、滑油ポンプ等エンジンにとって重要な役割を果たしている部分のモニタリング方法について述べる。

C-1 SOAP (Spectrometric Oil Analysis Program) : エンジン・オイルの分光分析 軸受やそのシール、歯車、滑油ポンプ等に摩耗や損傷が発生すると金属の微粒子がエンジン・オイル中に浮遊した状態となる。そこで定期的にオイルのサンプリングを行ない、オイルの分布分析器にかけて、オイルに含有されている金属粒子の種類と量を測定して、オイル系統に異常がないかを調べようというのがこのプログラムである。

サンプリングは極めて簡単で、ベロー状のプラスチックのサンプリング容器についている管を、オイル・タンク内に入れて吸入すれば良い。

尚分光分析器で測定されたデータは生データの為、金属含有量が少なかつたとしても、そのままでは安心できない。何故ならサンプリング間隔の間に補充されたエンジン・オイルで金属濃度が薄まっているからである。そこで生データを補充されたオイル量で補正してやる必要があるが、これは次に述べる。オイル・コンサンプション・モニタリングとリンクしており、コンピューターで処理されている。コンピューター・アウトプット例を図6に示す。尚これ迄の経験ではオイル消費量が大きいタイプのエンジンでは、例えオイル補充量で補正しても信ぴょう性は低いようである。因に日本航空でのオイル・サンプリング間隔は通常200時間毎で、要注意エンジンの場合は100時間、必要に応じて更に短縮

される。SOAP以外にも同様の目的でオイル中に含まれる金属を調べる方法がいくつか考案されたが、実用化されているものはないようである。

C-2 オイル・コンサンプション・モニタリング オイル消費量をモニターし、その消費率の変化の有無から、軸受部やオイル系統に異常がないかチェックしようというものである。エンジン・オイルが補充されると、その量が飛

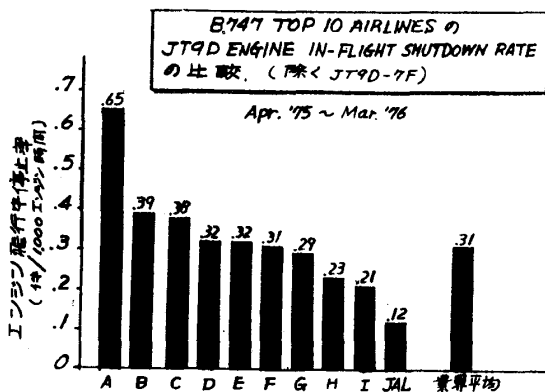


図 9

の開発が行なわれるが、総合的なモニタリングは各航空会社の努力による。最後に B 7 4 7 用 J T 9 D エンジンについて、安全性指標である飛行中停止率の主要航空会社 10 社間の比較を図 9 に掲げておく。日本航空はこの 10 社中最も優れた成績を示しているが、部品費は他社と比べて高くはない。これは総合モニタリングを活用した整備に力を入れた結果に負う所が多いと考えている。

以 上

ASME GAS TURBINE DIV. ANNUAL REPORT

1976 頒布のお知らせ

A S M E ガスタービン部門では、世界各国のガスタービン関係会社（メーカー、ユーザー、関連業界）、大学、学協会、研究機関などに於ける前年度の活動状況について年次報告書（Annual Report）を発行しており、

基礎研究、開発研究、新規開発機種の設計・製造、試運転とその結果、

受注状況、生産及び納入実績、運転実績、現在の問題点とその対策。

などを記載し、各国のガスタービン産業界及び学界の最新動向を具体的に示す唯一の資料であります。

本年度版では、46 の会社、大学、研究機関よりの報告と併せて A S M E ガスタービン部門各技術委員会の活動状況が記載されており、会員各位のご参考に資する所が大きいと思います。

本学会では、とくに A S M E ガスタービン部門のご好意によりこれを会員の皆様に実費提供しておりますので、ご入用の方は至急下記要領にてお申込み下さい。

申込方法：はがきに A S M E Annual Report 1976 申込と記入し氏名、所属、送付先、部数をご明記下さい。

頒布送料：送料共 900 円（20 頁）。

送付先明記のうえ現金書留もしくは振替（東京 179578）でご送金下さい。

申 込 先：〒160 東京都新宿区新宿 3 丁目 17 番 7 号

紀伊国屋ビル 5 階

（財）慶 応 工 学 会 内

日本ガスタービン学会事務局 TEL（352）8926

防衛庁技術研究本部第3研究所 におけるガスタービンの研究

第3研究所 神 津 正 男

1. まえがき

防衛庁技術研究本部には、5つの研究所があり、航空機、誘導弾に関する研究所が第3研究所である。立川市内の北部に位するこの研究所は、航空機等の機体を扱う第1部、原動機関係の第2部、機器類の第3部と、3つの部から成り、第2部では、主として、ガスタービンエンジン、ラムジェットエンジン、ロケットエンジン、複合エンジンに関する研究が行なわれている。第2部には、6研究室あり、このうち4つの研究室が、主としてガスタービン関係の研究を行なっている。

防衛庁の研究所と云う性格から、現用エンジンのサービス、次期装備品開発のための研究及び試験、将来装備品の研究が主要な任務であり、基礎研究よりは応用研究又は開発研究に向けられ、時には、各自衛隊から不具合調査、各種試験等を依頼されることもある。ここでは、昭和33年に第3研究所が創設されてから現在までのガスタービンに関する主要な研究、試験の内容と、施設の概略を記述する。

2. 主要な研究、試験について(表1)

(1) これまでの研究、試験の概要について

第3研究所が設立された時の、もっとも主要な業務はJ3ターボジェットエンジン(図1)の開発であり、昭和36年まで続いた。圧縮機のサージング、エンジンの破損、圧縮機翼、タービン翼の切損等、数々の問題点、不具合を経験したが、いずれも解決されて現在、航空自衛隊のジェット中間練習機T1Bと、海上自衛隊の対潜哨戒機P2Jのエンジンとして使用されている。

このほか、実用になったエンジン等には、F104始動空気源のGCM1エンジン(図2)

及びPS-1飛行艇吹出しフラップ用空気源BLC装置がある。

J3エンジン開発後は、その出力向上(1550kg)の試験、J3を用いてコンポーネント、アフトファン(図3)、アフターバーナ(図4)の研究が、昭和44年まで続けられた(表2)。

第3研究所のガスタービン研究の特徴の1つは、エンジンを実際に運転し、そこから問題点を把握して、次の研究テーマに還元することである。このような観点から、J3以后、小型エンジンSJ3(図5)、S1(図6)を試作、試験して、精密鑄造、簡易構造、電子式燃料管制装置、沿面蒸発燃焼器等に関する基礎的な研究を実施した。

J3以来、一連の試験中に種々の問題が発生したが、その中で、もっとも共通した問題は、空力のマッチング(圧縮機とタービン、あるいは低圧系と高圧系)と振動の問題である。前者は、性能が十分達成されないと云う点で問題になるが、后者は、エンジンを破損に至らせるかもしれないと云う危険を伴うので、原因が設計上の問題か、組立て、あるいは運転操作上の問題であるかを判断することのほかに、この振動が、エンジンにとって有害かどうか、又、破損に至るものであるかどうかを判断しなければならないため、非常に難しい問題であるように思われる。したがって、今後も、理論と経験、それに裏付けられた直感による判断が要求されるであろうが、高速回転体の宿命ではなかろうか。

(2) 現在行なっている研究の概要について

現在、もっとも重点的に研究、試験を行なっているのは、XF3-1ターボファンエンジン(静止推力1200kg、図7)である。これは、通産省の大型プロジェクトで行なわれている高バイパス比ファンエンジン(FJR710)と

(昭和51年5月27日原稿受付)

表1 第3研究所で研究・試験した主なガスタービンエンジン

分類	エンジン名	1) 形式	用途, 目的	最大出力	構造概要	2) 構成					年度	3) 製作	参照図
						ファン	圧縮機	燃焼器	タービン	フリータービン			
実用	J3-3	J	T1B ジェット中継	1200Kg		/	A 8	蒸発	A 1	/	30~36	NJE IHI	1
	J3-7	J	T1B-10, P2J	1400Kg		/	A 8	蒸発	A 1	/	36~40	IHI	/
	GCM1	抽気	F104 始動用	1Kg/s = 3		/	C 1	蒸発	A	/	34	MHI	2
	BLC	C	PS-1吹出しフラップ	12Kg/s = 19		A 3	T58-10			A 1	40	IHI	/
研究用	XJ3-F	F	ファン特性研究	1700Kg		A 1	J3-3			A 1	37~38	IHI	5
	XJ3-A/B-II	J	アフターバーナ基礎	2000Kg		/	J3-7			/	45~47	IHI	7
	J3変形	表 2 参照				/	J3-3			/	36~44	3 研 IHI	/
	SJ1	J	構成要素	100Kg		/	A 5	噴霧	A 1	/	37~38	3 研	/
	SJ3	J	構成要素	150Kg		/	C 1	沿面蒸発	R 1	/	41~44	MHI	3
	S1	S	構成要素	500Kg		/	A2+C1	沿面蒸発	A 2	A 2	44~47	MHI	4
	TF1002	F	ファン特性研究	2000Kg		A 1	T64-10			A 3	46	IHI	/
その他	XF3-1	F	ファン特性研究	1200Kg		A 1	A 5	噴霧	A 1	A 1	50~	IHI	6
	T64-10	S	出力増大 (水・メタノール噴射)	2850SHP		/	A	噴霧	A	A	46~48	IHI	/

1) J: ターボジェット

2) 構成 A: 軸流式

3) 製作 NJE: 日本ジェットエンジンKK

F: ターボファン

C: 遠心式

IHI: 石川島播磨重工業KK

S: ターボシャフト

R: ラジアル・タービン

MHI: 三菱重工業KK

C: 圧縮機

は異った分野の航空機に適用される技術であり、低圧回転系と高圧回転系の空力のマッチング、2軸の振動特性を把握することを主眼にしている。3研におけるファンエンジンの試験は、J3アフターファン(XJ3-F)、T64にファンをとりつけたTF1002エンジンについて、XF3-1が3番目のものであり、当分は、このエンジンを主体に、ソフト面、ハード面での研究が行なわれることになる。

そのほか、ガスタービン関係では、次に述べる研究が行なわれている。出来るだけ安価で、消耗器として使用できるようなターボジェットエンジンに関する周辺機器 火薬点火栓、グ

リース封入軸受、高速補機、簡易電子式燃料管制装置の研究、アフターバーナの燃焼、排気ノズル、コントロールに関する研究、ファンエンジンの動特性、エンジン入口流入空気に定常乱れ、非定常乱れがあるときのエンジン内部流の理論解析、エンジンシミュレータを使用した電子式燃料コントロール等に関する研究である。

3. 設備の概要

ガスタービンに関して、第3研究所が有している代表的な設備を表3に示した。

現在、各自衛隊が使用している航空機、ヘリコプター等のエンジンは、外国(主として米国)

表 2 J 3 一覧表

型 式		XJ3-3	XJ3-S1	XJ3-S2	XJ3-S3	XJ3-G	XJ3-F	J3-3(YJ3-6)	YJ3-7	YJ3-8	XJ3A/B-I	YJ3A/B-II
												
		試 作 型	燃焼器短縮	全 左	全 左 前面蒸発燃焼器	抽気エンジン	アフタファン	蒸気型(T1用)	推力増大型 (P2J用)	推力増大型	アフターバーナ付	全 左
試 作 ~ 試 験 年 度		31~35	35~36	36~38	40~43	35	37	34~38	37~40	40~43	36~40	40~43
圧 縮 機		軸 流 8 段										
空 気 流 量	Kg/s	22	22	22	22	22	22	22(23)	25	26	22	25
圧 力 比		4	4	4	4	4	4	4(4.3)	45	5	4	45
回 転 数	RPM	12600	12600	12600	12600	12600	12600	12700(13000)	12740	13000	12600	12740
タ ー ビ ン		軸 流 1 段										
入 口 温 度	℃	800	800	800	800	800	800	800(850)	800	870	800	800
燃 焼 器		環 状 蒸 発 型			浴 面 蒸 発 式		環 状 蒸 発 型					
燃 料 管 制 装 置		国 産 (F . S .)						米 国 ウッドワード社		国産P.C.	国産(P.S.)	米 国 ウッドワード社
フ ァ ン							遷移速軸流1段					
バ イ パ ス 比							16					
圧 力 比							14					
推 力	Kg	1200	1200	1200	1200		1700	1200(1300)	1400	1550	1600	1800
燃 料 消 費 率	Kg/Hr・Kg	105	105	105	105		0.84	102(103)	102	100	22	22
抽 気 量	Kg/s					6						
重 量	Kg	370	365	360	345	370	500	370	370	370	540	540
全 長	mm	1850	1760	1670	1530	1850	2770	1850	1850	1850	3900	3830

表 3 第 3 研究所のガスタービン関係の主要設備

施 設			機 能	諸 元
防 音 運 転 場	原動機	# 1 セル	ターボジェット, ターボファン計測運転 (防音耐火)	エンジン室断面 : 5×5 m 処理可能空気流量: 150 kg/s 最 大 推 力 : 8 ton
	試験場	# 2 セル		
ターボプロップエンジン運転場			ターボプロップ (プロペラ装着) ターボジェット, ターボファン計測運転 (防音耐火)	エンジン室断面 : 8×8 m 処理可能空気流量: 1200 kg/s 最 大 推 力 : 20 ton
原 動 機 整 備 工 場			エンジンの分解 検 査 組 立	分解室, 洗滌室, 検査組立室 非破壊検査 (マグナフラックス, ギャグロ探傷)
原 動 機 部 品 試 験 場			構成要素の燃焼, 空力試験 (防音耐火)	100馬力送風機: 100 mm Aq 210 m ³ /min ブローダウン超音速風洞: 3.2 M, 30 sec, 60×150 mm
原 動 機 部 品 強 度 試 験 室			回転強度試験 軸受, 材料試験	スピントスター: 500 kg, 50000 RPM ホットスピントスター: 10 kg, 1000000 RPM 800℃ 軸受試験装置, アムスラー共振型疲労試験機
原 動 機 補 機 試 験 場			燃料コントロール, 補機類 試験	燃料コントロール, 補機試験室, 電気, 電子式コントロール, 補機試験室 エンジンシミュレータ, テストスタンド, 校正装置

製のエンジンをライセンス国産している場合が多いが、国産した部品の認定試験（実用に供するための評価、資格試験）の1項目として、エンジンに部品を組み込んだ状態で、150時間の耐久試験を行なうことになっている。この試験は、第3研究所、会社の設備で行なわれるが、このうち、ターボプロップエンジンは、エンジンプロペラを装着して試験しなければならない、これが実施できる施設は、我国では第3研究所のターボプロップエンジン運転場（図8）のみである。ここでは、T64-IHI-10ター

ボプロップエンジン（2850馬力、海上自衛隊PS-1、P2Jに使用）にプロペラを装着して、ライセンス国産部品の認定試験等を含めて、各種試験を、現在まで、約1000時間、実施している。

以上が、第3研究所のガスタービンエンジンに関する研究、施設の概要である。日本の空に、国産エンジンの航空機が飛ぶ日の来ることを念願しつつ、毎日の研究に励んでいる。

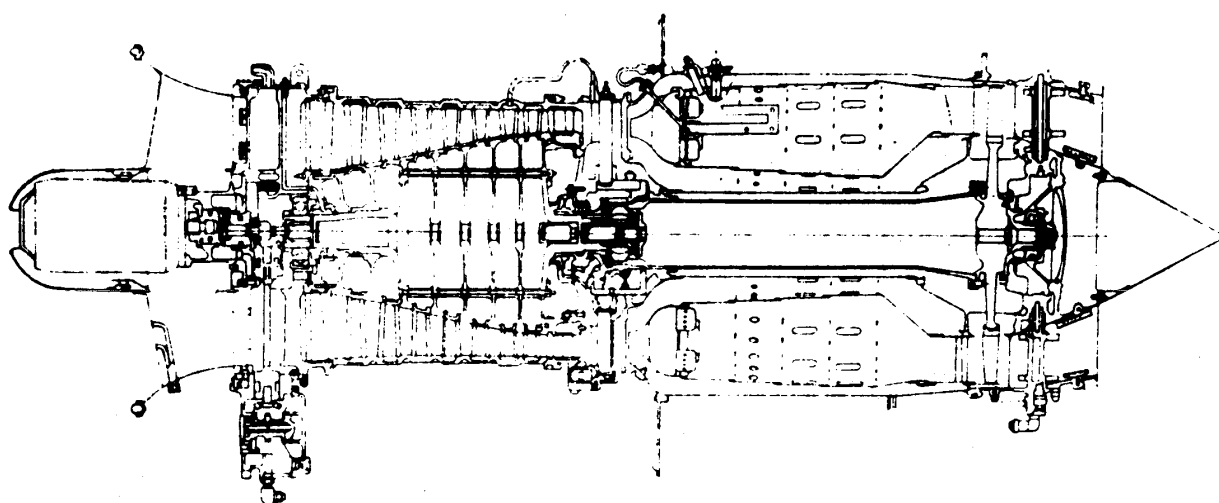


図1 J3・3ターボジェットエンジン

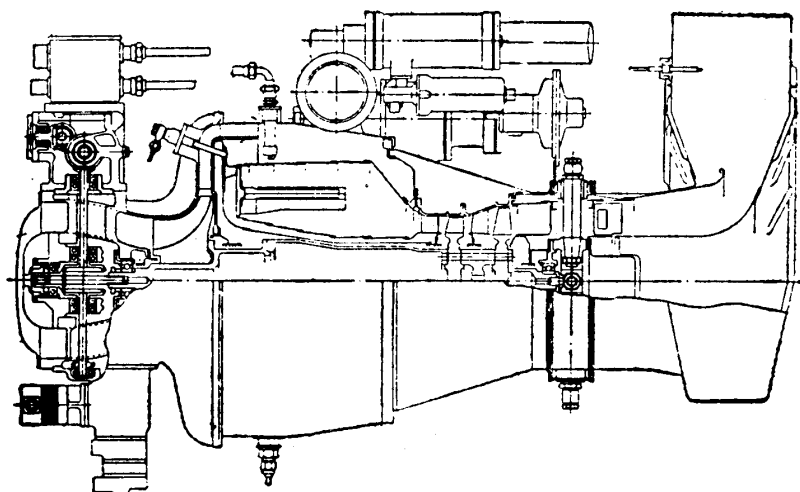


図2 GCM I 抽気用エンジン

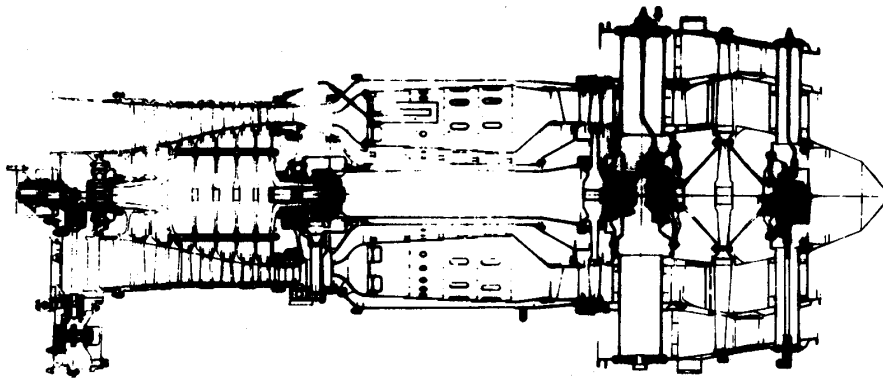


図3 XJ3-F アフトファンエンジン

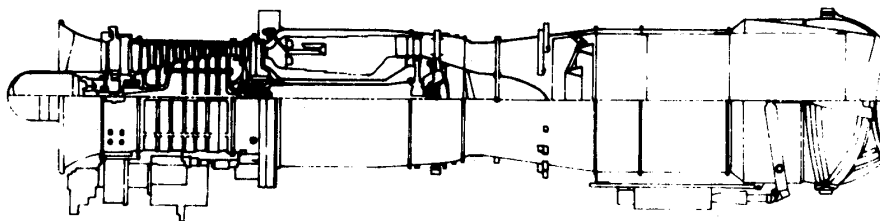
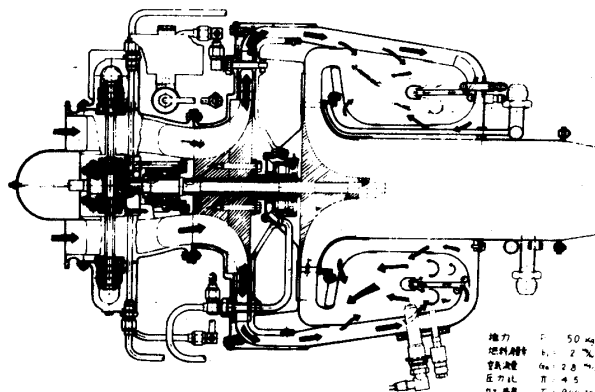


図4 XJ3-A/B-II ターボジェットエンジン



STXJ3 (SJ3)

図5 STXJ3 (SJ3) ターボジェットエンジン

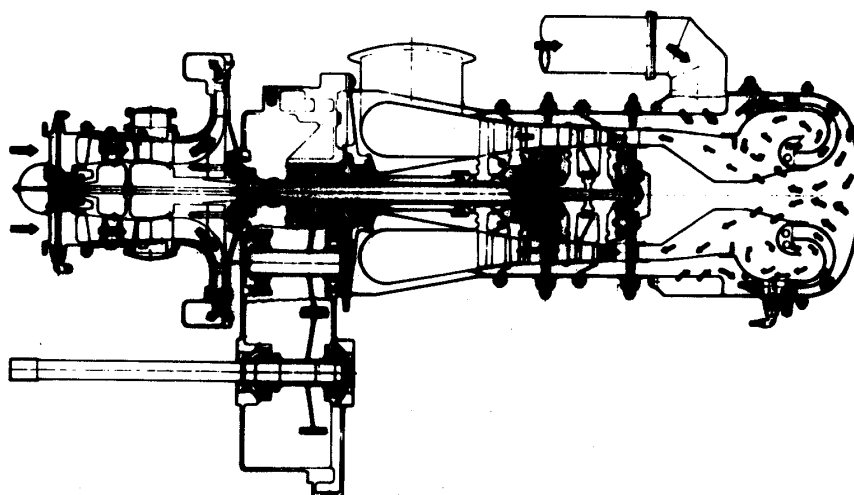


図6 SI ターボシャフトエンジン

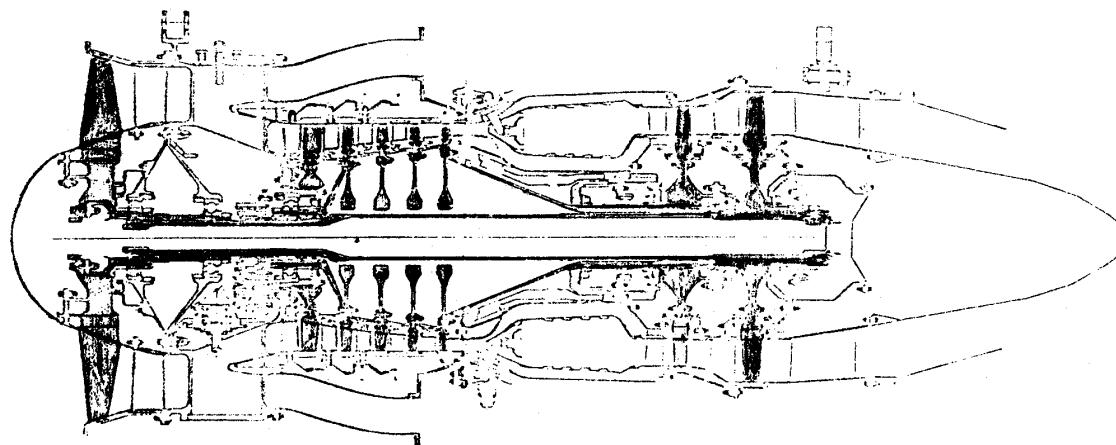


図7 XF3-1 ターボファンエンジン

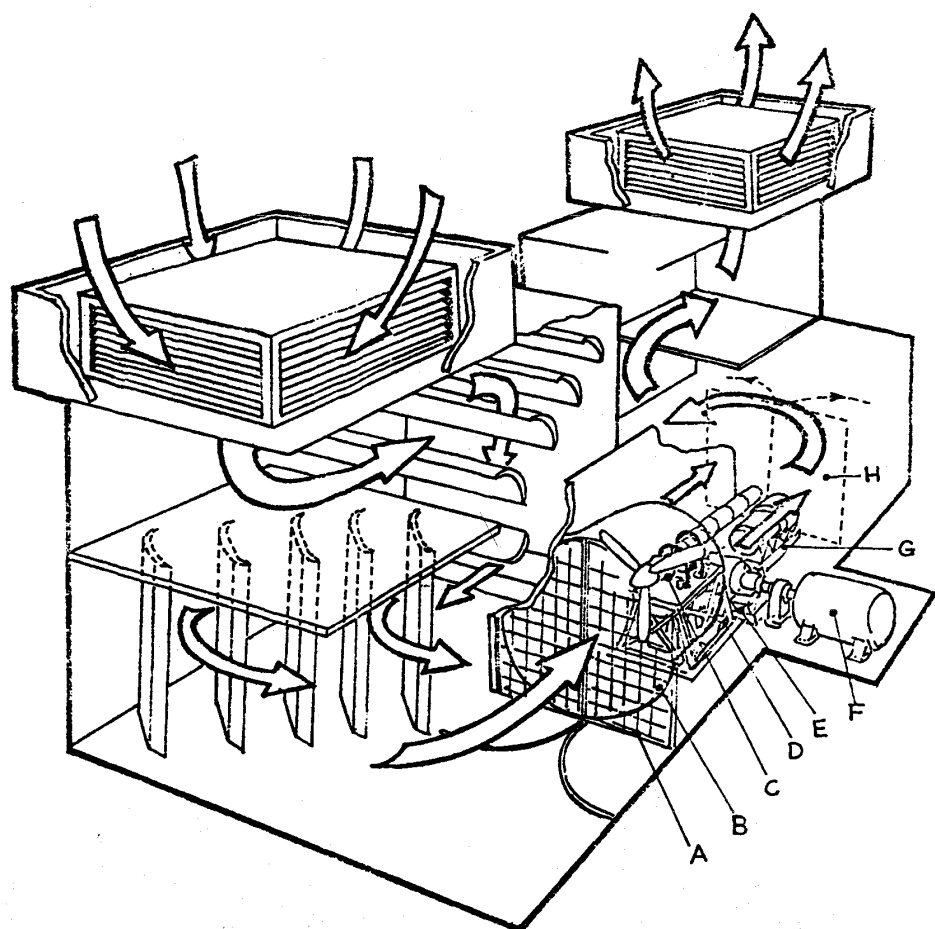


図8 ターボプロップエンジン運転場

A : 整流格子 (開閉式)

B : 整流ダクト

C : 供試エンジン

D : 主エンジン架台

E : 副エンジン架台

F : 渦電流式動力計

G : 排気ダクト (3 m 前後にスライド)

H : バッフル扉 (開閉式)

講義

高速回転機械軸系振動解析技術（その一）

日立製作所 機械研究所 小林 曉 峯
日立製作所 機械研究所 菊地 勝 昭

1. まえがき

近年、各種回転機械は機能向上やコストパフォーマンス改善をはかるために、高速軽量化あるいは大容量化が進み、いわゆる「高速」回転機械と総称される高度に発達した機械になってきた。

高速回転機械という呼称が一般に与えるイメージは、通常、機械の回転数と重なっており、暗黙のうちに材料強度からみた回転体の危険性に対する印象と結びついている。しかしながら回転機械の設計者にとっては、高速回転機械という言葉は上記のような材料強度面ばかりでなく、流体力学や動力学などの面から解決をせまられる重要問題の存在を示唆している。

回転機械の高速性を概念的に把握するには、多少乱暴ではあるが、つぎのようなパラメータによるのが便利である。

$$\text{動力学的高速性} \propto \left(\frac{\text{軸系の定格運転速度}}{\text{軸系の危険速度}} \right)$$

$$\text{材料力学的高速性} \propto \left(\frac{\text{回転体の実働応力}}{\text{材料の許容応力}} \right)$$

$$\text{流体力学的高速性} \propto (\text{マッハ数; キャビテーション係数})$$

本講義の対象とする回転機械の高速性は、もっぱら上記のうち動力学的高速性に関するものである。

図 1.1 は、代表的な産業用回転機械の定格回転数と回転軸長の関係を示したものである。この図から機械の回転数を比較するのであれば、多段圧縮機や高圧タービンポンプに比べて発電

機や発電用タービンは高速とは言えない。しかしながら図 1.2 に示すように図 1.1 の縦軸を、

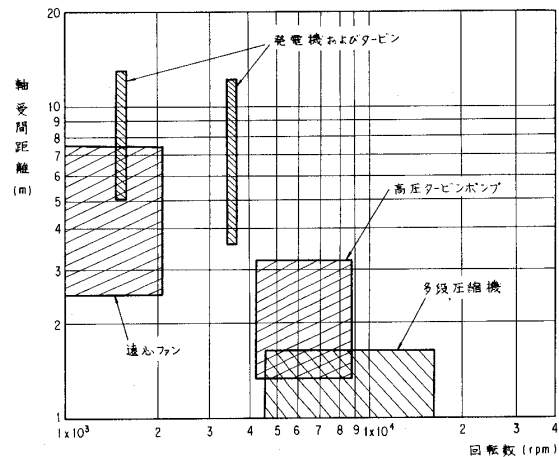


図 1.1 主要回転機械の回転数と軸受間距離の関係

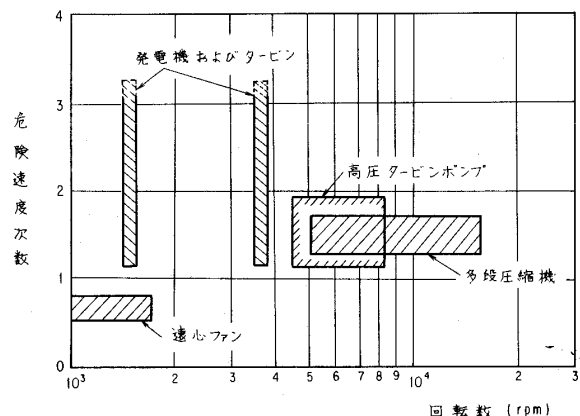


図 2.2 主要回転機械の運転範囲

次数にとりなおして整理すると別な結論に到達する。すなわち動力学的にみれば高圧タービンポンプは多段圧縮機と同等の高速回転機械であり、軸長の長い発電機やタービンはもっと高速の回転機械とすることができる。

本講義では動力学的高速、すなわち回転機械軸系の定格回転数が軸系の1次危険速度を越えた、いわゆるスーパークリティカル領域で運転される機械が主対象となっている。

以下、第2章では高速回転機械軸系振動解析技術として普遍性のある解析法とそれらが軸系の動的設計に際しどのように用いられるかにつき簡単に説明した。また第3章からの4章で代表的な解析技術の内容を紹介した。

2. 回転軸系の設計

動力学的にみた回転機械軸系の特徴は

(1) 回転運動を行なう。

(i) 遠心力、ジャイロモーメントの効果を受ける。

(ii) 運動エネルギーを内蔵している。

(2) 回転軸を支える軸系やケーシングがある。

(i) 軸受や軸受台の動特性と連成する。

(ii) 回転軸系と静止部との動的接触が起り得る。

(3) 回転して仕事を行なう。

(i) 周囲の流体と連成する。

(ii) 周囲の磁氣的、熱的狀態の変化で励振される。

(iii) 軸封、歯車など附随した機械要素と連成する。

などを挙げることができる。本質的にこれらの特徴を持つ回転機械を高速化していくうえで、どのような技術上の問題を解決しなければならないかということは、多分に個々の機械の用途から定まる構造の特殊性によって重点の置き方が異なってくる。しかしながら、図1.1に示した各種産業用回転機械の設計に際し、比較的共通な事項であり、かつ解析技術的に普遍性のある方法として、

- (1) 危険速度（固有振動）解析
- (2) 安定性解析
- (3) 不釣りあい振動解析
- (4) バランシング解析

をあげることができる。

この他に、強制外力に対する応答解析、歯車増速機などとの連成振動解析などもよく問題になっている。

これらの解析技術を具体的な設計に際してどのように用いるかは個々の機械によって異なっている。例えば図1.1に示す産業機械の中で、多段圧縮機や高圧タービンポンプなどの流体機械について、設計のステップとして検討すべき項目をそれに対応して使用する解析技術のフローを示すと図2.1のようなフローが一例として考えられる。

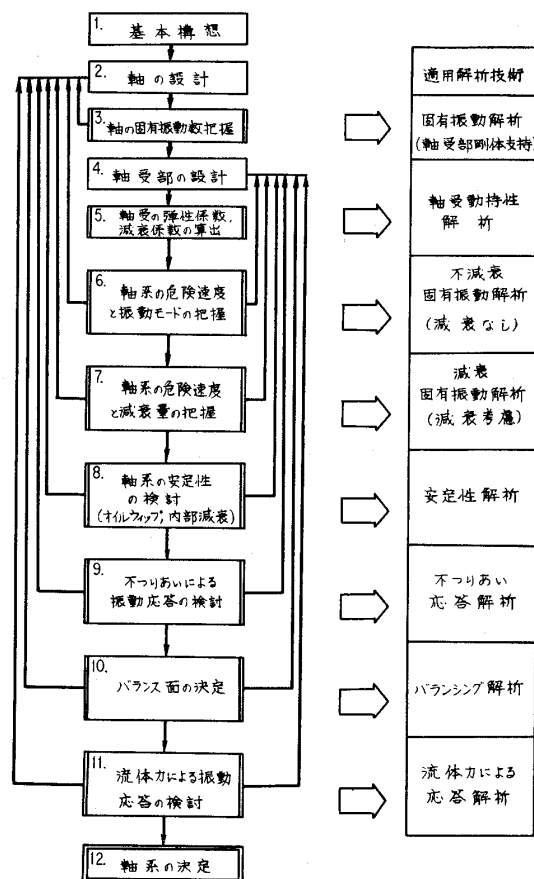


図2.1 流体機械の設計解析フロー例

これらの流体機械では、性能上の要求から羽根車の数や軸の定格回転数が最初に定まり、ついで流路形状や軸受、軸封装置の位置など軸系の構成が暫定的に決定される。一般に回転機械では、危険速度あるいはその近傍で運転することは機械の安全上絶対に避けなければならないので、暫定的な軸系諸元と簡単な解析により危

危険速度と運転範囲の検討が行なわれるのが普通である。図1.2から明らかなように、遠心ファンなどは1次危険速度以下で用いられ、多段圧縮機などは危険速度を越えて用いられる。

軸系の構成のつぎには軸の重量や運転速度などを考慮して軸受を選定しなければならない。通常、図2.1の対象とする流体機械では過去の設計経験によるノウハウから具体的な軸受の種類が決定されている。

軸受は、すべり軸受にせよころがり軸受にせよ、回転軸系の運動に対して、ばね作用と減衰作用をそれぞれ4個、合計8個の軸受特性係数として表わしている。いずれにせよ軸受がばね作用を持つことは危険速度が低下することを意味し、減衰作用によって危険速度通過時の共振倍率が定まることを意味している。また、ばねや減衰に連成項が存在するため自励振動の発生する可能性があることも分る。したがって回転軸系の動解析を行なううえで軸受の動特性係数を知ることは実際の設計上きわめて重要な問題である。しかしながら本講義ではこれらの諸係数は別途何らかの方法で求まっているものとし、それら係数を利用した解析技術についてのみ述べることにする。

軸受が選定され、軸受の動特性係数が与えられると、軸系の減衰固有振動（実用上の危険速度）が詳細に検討できる。この場合、従来は、後述する不つりあい応答における共振振動数による方法がよく用いられていたが、現在は複素固有値を解く方法が主力となってきているようである。

大型の流体機械の軸受は、荷重や寿命などの要求からすべり軸受が多用されており、オイルウィップと呼ばれる自動振動が発生する可能性がある。したがって、危険速度のつぎに必ず安定性解析が行なわれている。一時代前の設計では、軸系を単純にモデル化し、Hurwitzの判定条件式などが用いられていたが、これも現在は特性ベクトル法や複素固有値を解く方法などにより、複雑な軸系のまま安定性解析を行なうようになっている。

回転軸系が始動から定格速度に至る全運転範囲でどのような振動を生じるかをあらかじめ知

ることもまた大切な項目の一つである。これには、不つりあい応答解析が用いられる。すなわち、回転軸系の製作過程で発生すると予想されるさまざまな不つりあいの集積に対応した、不つりあい振動応答を検討する。不つりあいの具体例としては羽根車の残留不つりあい、羽根車と軸の偏心、軸の曲りやキー溝などがある。

僅かの不つりあいでも振動が大きくなりやすい、いわゆる不つりあいに敏感な軸系や危険速度を越えて使われる軸系では、バランス作業を考慮した設計を行なっておく必要があり、バランス解析が行なわれる。

軸の剛性が軸受のばね定数に比べて十分大きく、軸系の危険速度がもっぱら軸受のばね作用によって定まる範囲で使われる剛性ロータでは、バランス解析は単に力のつりあい計算であり特に問題はない。しかしながら、軸の剛性が低く、その変形が問題となる弾性ロータでは、不つりあいの分布が振動応答に大きな影響を与える。したがってバランス修正位置や修正方法などを設計の段階で検討しておく必要がある。この事前検討のためには影響係数法によるバランス解析を用いたシミュレーションがもっとも適しているようである。

なお、フィールドにおける大型機械のバランス作業では、影響係数法の他にモーダルバランス法なども多用されている。

産業機械の中でも流体機械では、高圧化や高速化が進むにつれて流体との連成振動が問題となってきている。この分野はまだ新しい問題が多く十分解明されているとは言えないので今後の研究が注目される。

以上、図2.1のフローを中心に、軸系の設計に際し、軸系振動解析技術がどのように用いられるかを簡単に説明してきた。しかしながら、図2.1のフローは流体機械軸系の動力学的设计検討項目の一断面にすぎない。すなわち軸系の横曲げ振動のみを考慮したフローになっている。既に述べたように、実機械では駆動動力を伝達する歯車機構などが含まれる場合が多い。したがって軸系の捩り振動が動力学に主要な問題となることもしばしば生じている。また、最近の機械では軸系の捩り振動と曲げ振動とが連成

する振動が問題となる場合も起きている。このような機械の設計フローは当然図 2.1 とは異なってくることを附記しておく。

3. 危険速度

一般に回転機械の軸系は図 3.1 に示すように、変断面軸に羽根車などのような円板相当部品が

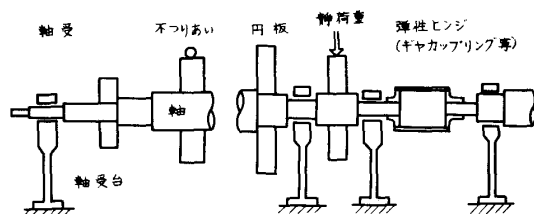


図 3.1 回転軸系

取付けられ、軸受および軸受台で支持される構造となっている。また駆動機と被駆動機とは、ギヤカップリングなどで結合されており、軸系は結合系としてみなければならないのが普通である。このような回転機械が危険速度以下で運転されるアンダークリティカルな機械であるか、それとも危険速度以上で運転されるスーパークリティカルな機械であるかを予め見極めておくことは設計上不可欠である。

危険速度の算出にあたっては、

- (1) 減衰を無視した軸系の不減衰固有振動数を求める
- (2) 減衰を考慮した軸系の減衰固有振動数を求める
- (3) 不つりあい応答における共振振動数を求める

の三つの方法がある。(2), (3)は、軸系に存在する減衰を考慮しているので、実際に近い状態での危険速度を与える。とくに(2)については、同時に安定性解析もできることから最近は多く活用されているが、(1)に比べて計算手法は高度になったり、多くの計算時間を要するという難点もある。したがって設計の当初からこの種の解析を行うことは実用的観点からは得策ではない。この点(1)の方法は比較的計算方法も明解であり、計算の時間や費用もわずかで済む。しかも不減衰固有振動数によって推定した危険速度で実用上は十分なことも多く、初期設計に対しては(1)

の方法は有効である。

3-1 不減衰固有振動数の解析 減衰を考えないときの回転軸系の危険速度を求めることは軸の曲げ振動の不減衰固有振動数を求めればよいとの観点から、古くから Rayleigh 法、影響係数法および Dunkerley 法などが用いられている。これらの方法は手計算が可能であり、軸系の危険速度の概略値を知る上では有効であるが、比較的単純な軸系に限定され、図 3.1 のような複雑な軸系を取り扱うのにはむいていない。その点、近年になって発達してきた Myklestad 法や伝達マトリックス法は、かなり複雑な系も容易に扱うことができる。両法とも実際の計算では電子計算機を用いるが、とくに伝達マトリックス法は電子計算機で計算を行うのに最適であり、その適用範囲も広い。

以下に伝達マトリックス法による不減衰固有振動数の求め方を説明する。

3-1-1 伝達マトリックス^{(1)*}

図 3.1 において軸は本来その質量と弾性とは分布する分布系であるが、ここでは等価的な集中質量と質量をもたない弾性軸に置き換えて考える。軸に取り付けている羽根車などの部品は剛体の円板として扱う。カップリングの動特性は弾性ヒンジとみなす。軸受部は軸受のばね、軸受台の質量、支持のばねと力学的にモデル化する。

したがって図 3.1 に示す回転軸系は軸変断面、円板、弾性ヒンジおよび軸系部などで区切って n 段に分割して、図 3.2 に示すような系に等価的に置き換えられる。軸の内部減衰や軸受部の減衰作用などすべての減衰は無視し、かつ軸系

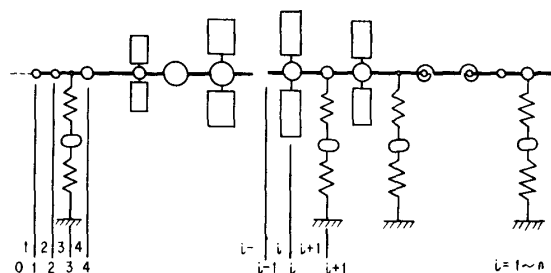


図 3.2 等価集中系（不減衰固有振動解析）

* 文献は最後にまとめて示す。

はすべて等方性であるとする。この仮定のもとでは、軸のふれまわりは円運動であるので、一平面内（図3.2の xz 面内）での単振動を考えれば十分である。

図3.2の各部分の構成の基本的なものとしては図3.3に示すごとくであり、軸系の基本要素と考えられる。この基本要素はさらに分解すると図3.4に示すような単体要素の組合せである。

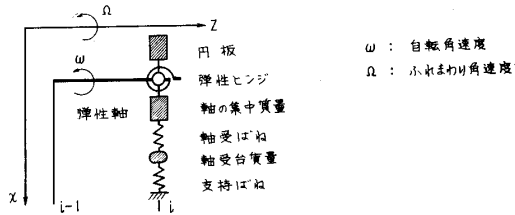


図3.3 基本要素

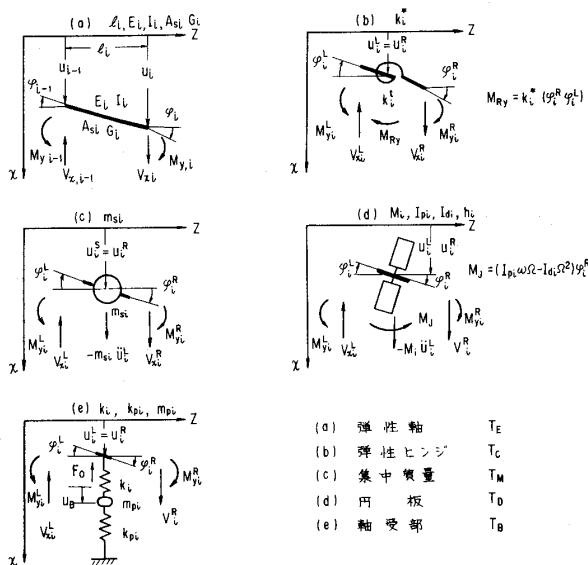


図3.4 単体要素

軸のふれまわり運動における軸の各区分の境界での状態量はたわみ u 、傾き角 φ 、曲げモーメント M_y 、およびせん断力 V_x である。基本要素の左側 ($i-1$) 点と右側 i 点との状態量の関係を導くには、まず各単体要素についてその関係を求めるのが便利である。弾性軸と集中質量を例にとり、その手順を示そう。

軸は中空であってもよいとし、曲げによる変形とせん断による変形の両方を考える。図3.4の(a)のように各状態量の正方向を定める。たわみ

u と傾き角 φ については材料力学のはりのたわみ理論から次式が成り立つ。

$$\left. \begin{aligned} u_i - u_{i-1} - l_i \varphi_{i-1} &= \frac{l_i^2}{2E_i I_i} M_{yi} \\ &+ \left(\frac{l_i^2}{3E_i I_i} + \frac{l_i}{G_i A_{si}} \right) V_{xi} \\ \varphi_i - \varphi_{i-1} &= \frac{l_i}{E_i I_i} M_{yi} + \frac{l_i^2}{2E_i I_i} V_{xi} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (3.1)$$

ここで、

- l : 軸長さ
- I : 断面2次モーメント
- A_s : せん断の断面係数
- E : 縦弾性係数
- G : 横弾性係数

さらにモーメントと力のつりあいから次式が成り立つ。

$$\left. \begin{aligned} M_{yi} - M_{y,i-1} + l_i V_{x,i-1} &= 0 \\ V_{xi} - V_{x,i-1} &= 0 \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (3.2)$$

式(3.1)と(3.2)を用いて、 i 点の状態量を $i-1$ 点の状態量で表わすようにすると次式のようなになる。

$$\left. \begin{aligned} u_i &= u_{i-1} + l_i \varphi_{i-1} + \frac{l_i^2}{2E_i I_i} M_{y,i-1} \\ &- \left(\frac{l_i^3}{6E_i I_i} - \frac{l_i}{G_i A_{si}} \right) V_{x,i-1} \\ \varphi_i &= \varphi_{i-1} + \frac{l_i}{E_i I_i} M_{y,i-1} - \frac{l_i^2}{2E_i I_i} V_{x,i-1} \\ M_{yi} &= M_{y,i-1} - l_i V_{x,i-1} \\ -V_{xi} &= -V_{x,i-1} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (3.3)$$

上式を次のようにマトリックス表示する。

$$\begin{bmatrix} u \\ \varphi \\ M_y \\ -V_x \end{bmatrix}_i = \begin{bmatrix} 1 & l & \alpha & \beta \\ 0 & 1 & r & \alpha \\ 0 & 0 & 1 & l \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_i \begin{bmatrix} u \\ \varphi \\ M_y \\ -V_x \end{bmatrix}_{i-1} \quad (3.4)$$

ここで、

$$\alpha = \frac{\ell^2}{2EI} \quad \beta = \frac{\ell^3}{6EI} - \frac{\ell}{GA_s} \quad r = \frac{\ell}{EI} \quad \dots\dots\dots (3.5)$$

さらに,

$$Z = \begin{bmatrix} u \\ \varphi \\ M_y \\ -V_x \end{bmatrix} \quad T_E = \begin{bmatrix} 1 & \ell & \alpha & \beta \\ 0 & 1 & r & \alpha \\ 0 & 0 & 1 & \ell \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (3.6)$$

とおくと, 式 (3.4) は

$$Z_i = T_{Ei} Z_{i-1} \quad \dots\dots\dots (3.7)$$

と書ける。

状態量 u , φ , M_y , V_x を列ベクトルに並べた Z が状態ベクトル (State Vector) であり, i 点と $i-1$ 点の状態ベクトルを結びつける正方マトリックス T_E が伝達マトリックス (Transfer Matrix) である。

つぎに軸の集中質量について考える。分割した要素内の軸の質量は 2 等分して両端に振り分け, 右隣の軸の質量の半分のあわせたものを一つの集中質量として扱う。すなわち i 番め, $i+1$ 番めの分割部分の軸の質量をそれぞれ m'_i , m'_{i+1} とすると, i 番め要素の右端に集中しておかれる質量は

$$m_{si} = \frac{1}{2} (m'_i + m'_{i+1}) \quad \dots\dots (3.8)$$

である。

この質量 m_{si} が角速度 ω で自転し, かつ角速度 Ω でふれまわっているときの動特性を求める。図 3.4 の(c)において明らかにように, 質点の左と右とではたわみ, 傾き角, 曲げモーメントは等しいから,

$$u_i^R = u_i^L, \quad \varphi_i^R = \varphi_i^L, \quad M_{yi}^R = M_{yi}^L \quad \dots\dots\dots (3.9)$$

が成り立つ。一方, 力のつりあいからは

$$V_{xi}^R = V_{xi}^L + m_{si} \ddot{u}_i^L \quad \dots\dots (3.10)$$

が成り立つ。質量 m_{si} は角振動数 Ω の単振動をしているのと同じであるから

$$\ddot{u}_i^L = -\Omega^2 u_i^L \quad \dots\dots\dots (3.11)$$

となる。式 (3.11) を式 (3.10) に代入すると

$$V_{xi}^R = V_{xi}^L - m_{si} \Omega^2 u_i^L \quad \dots (3.12)$$

となる。式 (3.9) と式 (3.12) をマトリックス表示すると

$$\begin{bmatrix} u \\ \varphi \\ M_y \\ -V_x \end{bmatrix}_i^R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ m_{si} \Omega^2 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_i \begin{bmatrix} u \\ \varphi \\ M_y \\ -V_x \end{bmatrix}_i^L \quad \dots\dots\dots (3.13)$$

となる。または

$$Z_i^R = T_{Mi} Z_i^L \quad \dots\dots\dots (3.14)$$

である。

以下同様にして図 3.4 に示した弾性ヒンジ, 円板および軸受部に関する伝達マトリックス T_C , T_D , T_B をそれぞれ誘導できる。

弾性ヒンジは回転ばねの特性であるから k^* なる回転ばね定数を用いて T_C が表現される。

円板については, 軸が角速度 ω で自転し, かつ角速度 Ω でふれまわっているためにジャイロモーメントが発生することを考慮し, 質量 M のほかに, 慣性モーメントを中心軸まわり I_p , 直径軸まわり I_d に分けて扱う, また円板の重心は軸との取付点に対して h だけずれているとする。

軸受部は軸受自身のばね (定数 k), 軸受台の等価的質量 m_p , および軸受台自身の弾性あるいは支持のばね (定数 k_p) から構成されているとする。

おのおのの伝達マトリックスの結果だけを以下に示す。

$$T_{Ci} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \frac{1}{k^*} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_i \quad \dots\dots (3.15)$$

$$T_{Di} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \delta_D & \alpha_D & 1 & 0 \\ r_D & -\delta_D & 0 & 1 \end{bmatrix}_i \quad \dots\dots (3.16)$$

ここで,

$$\begin{aligned}\alpha_D &= I_p \omega \Omega - (I_d + M h^2) \Omega^2 \\ r_D &= M \Omega^2 \\ \delta_D &= -M h \Omega^2\end{aligned} \quad \dots\dots (3.17)$$

$$T_{Bi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ -k_{sxx} & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_i \quad (3.18)$$

ここで,

$$k_{sxx} = \frac{k(k_p - m_p \Omega^2)}{k + k_p - m_p \Omega^2} \quad \dots (3.19)$$

以上のごとく各単体要素の伝達マトリックスが誘導されると, 図 3.3 に示した基本要素の伝達マトリックス T_i は,

$$T_i = T_{Ci} \cdot T_{Bi} \cdot T_{Di} \cdot T_{Mi} \cdot T_{Ei} \quad \dots\dots\dots (3.20)$$

として算出することができる。式 (3.20) に式 (3.4), (3.13), (3.15), (3.16) および (3.18) を代入すると次式のようになる。

$$T_i = \begin{bmatrix} 1 & \ell & \alpha & \beta \\ t_{21} & t_{22} & t_{23} & t_{24} \\ t_{31} & t_{32} & t_{33} & t_{34} \\ t_{41} & t_{42} & t_{43} & t_{44} \end{bmatrix} \quad \dots (3.21)$$

ここで,

$$\begin{aligned}t_{21} &= \frac{1}{k^*} t_{31} & t_{31} &= \delta_D & t_{41} &= S_{xx} \\ t_{22} &= \frac{1}{k^*} t_{32} + 1 & t_{32} &= \ell \delta_D + S_{y\varphi} & t_{42} &= \ell S_{xx} - \delta_D \\ t_{23} &= \frac{1}{k^*} t_{33} + r & t_{33} &= \alpha \delta_D + r S_{y\varphi} + 1 & t_{43} &= \alpha S_{xx} - r \delta_D \\ t_{24} &= \frac{1}{k^*} t_{34} + \alpha & t_{34} &= \beta \delta_D + \alpha S_{y\varphi} + \ell & t_{44} &= \beta S_{xx} - \alpha \delta_D + 1 \\ S_{xx} &= \alpha_M + r_D - k_{sxx} & \alpha_M &= m_s \Omega^2 \\ S_{y\varphi} &= \alpha_D\end{aligned} \quad \dots\dots\dots (3.22)$$

式 (3.21) によって i 番めの分割要素の伝達マトリックス T_i が求められると

$$Z_i = T_i Z_{i-1} \quad \dots\dots\dots (3.23)$$

であるから, 上式を系全体について示せば

$$\begin{aligned}Z_n &= T_n \cdot T_{n-1} \cdot \dots \cdot T_2 \cdot T_1 \cdot T_0 \\ &= T Z_0 \quad \dots\dots\dots (3.24)\end{aligned}$$

となる。実際の形で示せば

$$\begin{bmatrix} u \\ \varphi \\ M_y \\ -V_x \end{bmatrix}_n = \begin{bmatrix} \bar{t}_{11} & \bar{t}_{12} & \bar{t}_{13} & \bar{t}_{14} \\ \bar{t}_{21} & \bar{t}_{22} & \bar{t}_{23} & \bar{t}_{24} \\ \bar{t}_{31} & \bar{t}_{32} & \bar{t}_{33} & \bar{t}_{34} \\ \bar{t}_{41} & \bar{t}_{42} & \bar{t}_{43} & \bar{t}_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \varphi \\ M_y \\ -V_x \end{bmatrix}_0 \quad \dots\dots\dots (3.25)$$

となる。

3-1-2 振動数方程式 図 3.2 に示す

軸系の両端は自由であるから境界条件は

$$M_{y0} = M_{yn} = V_{x0} = V_{xn} = 0 \quad (3.26)$$

である。式 (3.26) を式 (3.25) に適用すると

$$\begin{cases} 0 = \bar{t}_{31} u_0 + \bar{t}_{32} \varphi_0 \\ 0 = \bar{t}_{41} u_0 + \bar{t}_{42} \varphi_0 \end{cases} \quad \dots\dots\dots (3.27)$$

を得る。 u_0, φ_0 が零でない解をもつためには式 (3.27) から

$$\Delta = \begin{vmatrix} \bar{t}_{31} & \bar{t}_{32} \\ \bar{t}_{41} & \bar{t}_{42} \end{vmatrix} = \bar{t}_{31} \bar{t}_{42} - \bar{t}_{32} \bar{t}_{41} = 0 \quad \dots\dots\dots (3.28)$$

が成り立たなければならない。ここで $\bar{t}_{ij}$ は自転角速度 ω とふれまわり角速度 Ω の関数であるから, ω を既知とすれば式 (3.28) は Ω についての方程式すなわち振動数方程式である。

ある任意の ω について式 (3.28) を数値的に解き, Ω を求めれば各回転数における軸系の固有角振動数が得られる。回転数ごとに固有角振動数が変わるのは, 円板のジャイロモーメント作用による。

不つりあい振動による共振を考えると, 不つりあい力の角振動数は ω であるから

$$\Omega = \omega \quad \dots\dots\dots (3.29)$$

となるきが共振点すなわち危険速度となる。

3-1-3 振動モード 固有角振動数あるいは危険速度が式(3.28)によって求められると振動モードは左端のたわみ u_0 を1としたときの相対値として決定される。式(3.27)の第1式で、 $u_0=1$ とすると

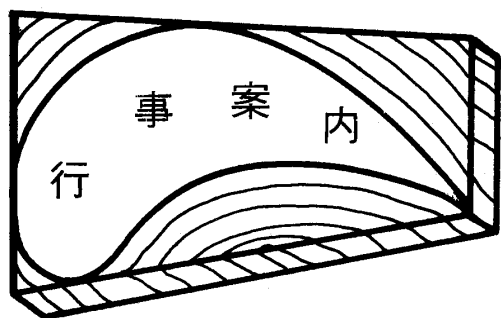
$$\varphi_0 = -\bar{t}_{31} / \bar{t}_{32} \quad \dots\dots\dots (3.30)$$

を得るから、

$$Z_0 = \{ 1, -\bar{t}_{31} / \bar{t}_{32}, 0, 0 \} \quad \dots\dots (3.31)$$

となる。このように系の左端の状態量はすべて既知となるので、各分割点での状態量は次式で計算できる。

$$Z_i = T_i \cdot T_{i-1} \cdot \dots \cdot T_2 \cdot T_1 \cdot Z_0 \quad \dots\dots (3.32)$$



「航空原動機に関する講演会」 講演募集

本会は今年度より標記講演会を共催することになりました。ついては下記により講演論文を募集致します。

- 日 時： 昭和52年2月18日(金)
- 会 場： 川崎重工業・明石工場(明石市川崎町1-1)

○共 催： 日本航空宇宙学会, 日本機械学会,
日本ガスタービン学会

○申 込 先： 本会事務局

○申込方法： はがきに「航空原動機講演会講演
申込」と題記して、

- (1) 講演題目
- (2) 発表者(氏名, 勤務先, 連絡先)
; 連名の場合は講演者に○印をつける。
- (3) スライド使用の有無
を記入してお込み下さい。

○講演申込期限：昭和51年11月13日(土)

○前刷原稿：前刷はオフセット印刷4頁(1292
字詰)とします。講演申込者には折
返し所定の原稿用紙をお送ります。

○前刷原稿提出期限：昭和51年12月13日
(月)

○講演発表時間：20分(討論5分を含む)

○採 否：講演発表の採否は本会に御一任願います。

記

講演募集のお知らせ

流体工学・流体機械講演会(本会協賛)

主 催 (社)日 本 機 械 学 会

協 賛 日本油空圧協会, ターボ機械協会, 日本ガスタービン学会

開 催 昭和52年7月10日(日), 11日(月)研究発表, 12日(火)遊 覧

開催地 沖 縄 県 那 覇 市 内

講演申込要綱等の詳細は日本機械学会会誌51年9月号以降の会告欄「研究発表講演募集一覧」をご参照ください。

注) 研究発表者(登壇者)は日本機械学会会員に限る。

となるきが共振点すなわち危険速度となる。

3-1-3 振動モード 固有角振動数あるいは危険速度が式(3.28)によって求められると振動モードは左端のたわみ u_0 を1としたときの相対値として決定される。式(3.27)の第1式で、 $u_0=1$ とすると

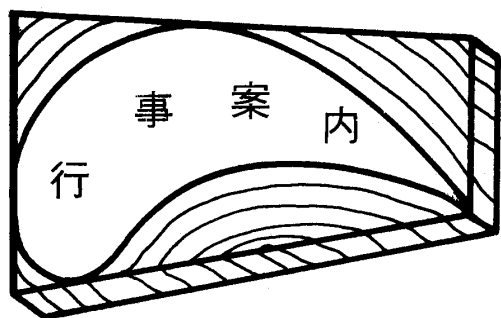
$$\varphi_0 = -\bar{t}_{31} / \bar{t}_{32} \quad \dots\dots\dots (3.30)$$

を得るから、

$$Z_0 = \{ 1, -\bar{t}_{31} / \bar{t}_{32}, 0, 0 \} \quad \dots\dots (3.31)$$

となる。このように系の左端の状態量はすべて既知となるので、各分割点での状態量は次式で計算できる。

$$Z_i = T_i \cdot T_{i-1} \cdot \dots \cdot T_2 \cdot T_1 \cdot Z_0 \quad \dots\dots (3.32)$$



「航空原動機に関する講演会」 講演募集

本会は今年度より標記講演会を共催することになりました。ついては下記により講演論文を募集致します。

- 日 時： 昭和52年2月18日(金)
- 会 場： 川崎重工業・明石工場(明石市川崎町1-1)

- 共 催： 日本航空宇宙学会, 日本機械学会, 日本ガスタービン学会
- 申 込 先： 本会事務局
- 申込方法： はがきに「航空原動機講演会講演申込」と題記して、
 - (1) 講演題目
 - (2) 発表者(氏名, 勤務先, 連絡先)
; 連名の場合は講演者に○印をつける。
 - (3) スライド使用の有無
を記入してお込み下さい。
- 講演申込期限： 昭和51年11月13日(土)
- 前刷原稿： 前刷はオフセット印刷4頁(1292字詰)とします。講演申込者には折返し所定の原稿用紙をお送ります。
- 前刷原稿提出期限： 昭和51年12月13日(月)
- 講演発表時間： 20分(討論5分を含む)
- 採 否： 講演発表の採否は本会に御一任願います。

記

講演募集のお知らせ

流体工学・流体機械講演会(本会協替)

主 催 (社)日 本 機 械 学 会

協 賛 日本油空圧協会, ターボ機械協会, 日本ガスタービン学会

開 催 昭和52年7月10日(日), 11日(月)研究発表, 12日(火)遊 覧

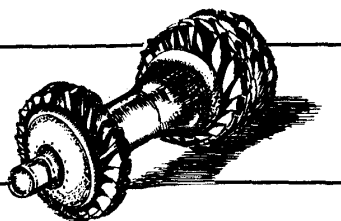
開催地 沖 縄 県 那 覇 市 内

講演申込要綱等の詳細は日本機械学会会誌51年9月号以降の会告欄「研究発表講演募集一覧」をご参照ください。

注) 研究発表者(登壇者)は日本機械学会会員に限る。

報 告

日本ガスタービン学会



(社) 日本ガスタービン学会 評議員会・総会報告

去る5月31日、文部省より公益法人としての認可をうけ、社団法人日本ガスタービン学会として第1回の評議員会および総会が6月4日(金)午後、東京、機械振興会館研修室において開催された。

まず評議員会は12時30分より開かれ同学会設立代表者入江正彦氏が議長となり議事が進められた。同氏による開会の挨拶に引続き、最初に出席者24名、委任状提出者35名で評議員会が成立することが確認されたのち以下の議案の審議が行われ、いずれも承認された。すなわち、第1期役員および評議員、学会の定款・細則(設立総会以降、文部省の指示により一部変更)、第1期事業計画、第1期予算の諸案^{*}を総会にはかることが承認された。岡崎卓郎氏の閉会の挨拶により同評議員会は終了した。

次いで13時より、第1期通常総会が開かれた。折から定期講演会当日であり、多くの参加者があった。まず旧日本ガスタービン会議第4期会長で日本ガスタービン学会設立代表者の入江正彦氏より開会の挨拶として法人化から学会設立にいたる経過が述べられた。次いで会長が選出されるまで学会設立発起人、水町長生氏(旧日本ガスタービン会議第3期会長)が議長となり議事が進められた。同総会への出席者73名、委任状提出者419名(会員数1040名の1/5以上)で総会成立が確認され、以下の議案の審議が行われた。

すなわち、第1期役員および評議員については、去年11月28日に開催された設立総会において予め説明されていた通り、日本ガスタービン会議第4期役員および評議員が就任することがはかられ別掲どおり承認された。これより第1期会長に入江正彦氏が選出され、就任の挨拶がのべられた。次に、定款・細則につき審議されたが、基本的には設立総会で承認を得ており、その後、文部省の指示により一部変更した箇所を中心に有賀基理事より説明が加えられ、本件が承認された。同定款にしたがい、以後の議事は会長が議長となり進められた。第1期事業計画については有賀基理事より、研究・調査、出版、講演会などの諸事業につき説明された。また特別事業として1977年国際ガスタービン会議東京大会の準備が進められていることも合せ述べられ、別掲通り承認された。また、第1期予算について有賀基理事、阿部理事が説明を行い、一般会計の歳入、歳出および国際ガスタービン会議のための特別会計内容につき明らかにした。なお、本年4月1日より学会発足までの期間については、旧日本ガスタービン会議として決算を要するため、この分の清算が終了次第、会誌上で報告することが了解された。本件につき、別掲内容通り承認された。

最後に、岡崎副会長より閉会の挨拶が述べられ、第1期通常総会は無事終了した。

^{*} 大綱については昨年11月の設立総会で予め承認。

1. 第1期（昭和51年度）役員および評議員

（敬称略，五十音順）

理 事

会 長 入 江 正 彦

副会長 岡 崎 卓 郎

総 括 有 賀 基

総 務 梶 山 泰 男（主担当），阿 部 安 雄，有 賀 一 郎，

加 藤 正 敏，木 下 啓次郎，高 瀬 謙次郎

企 画 松 木 正 勝（主担当），飯 島 孝，飯 田 庸太郎，

大 沢 浩，斉 藤 宗 三，塩 入 淳 平，山 本 厳

編 集 小茂鳥 和 生（主担当），須之部 量 寛，高 田 浩 之，

土 屋 玄 夫，鳥 崎 忠 雄，浜 島 操，葉 山 真 治

平 山 直 道，村 尾 麟 一

監 事

永 野 治，山 内 正 男

評議員

青 木 千 明，阿 部 安 雄，有 賀 一 郎，有 賀 基

栗 野 誠 一，井 口 泉，飯 島 孝，飯 田 庸太郎

生 井 武 文，石 谷 清 幹，石 田 啓 介，一 色 尚 次

今 井 兼一郎，入 江 正 彦，浦 田 星，円城寺 一

小笠原 光 信，大 沢 浩，大 塚 新太郎，大 東 俊 一

樗 木 康 夫，岡 崎 卓 郎，岡 村 健 二，加 藤 正 敏

梶 山 泰 男，甲 藤 好 郎，河 原 律 郎，木 下 啓次郎

木 下 昌 雄，久保田 道 雄，窪 田 雅 男，小 泉 磐 夫

小 島 勇 蔵，小茂鳥 和 生，近 藤 政 市，斉 藤 宗 三

佐 藤 豪，佐 藤 玉太郎，沢 田 照 夫，塩 入 淳 平

須之部 量 寛，妹 尾 泰 利，田 中 英 穂，高 瀬 謙次郎

高 田 浩 之，武 田 勝，竹 矢 一 雄，棚 沢 泰

土 屋 玄 夫，豊 田 章一郎，鳥 崎 忠 雄，中 川 良 一

長 尾 不二夫，丹 羽 高 尚，葉 山 真 治，八 田 桂 三

浜 島 操，平 田 賢，平 山 直 道，藤 田 昌次郎

古 浜 庄 一，本 間 友 博，松 木 正 勝，三 輪 光 砂

水 町 長 生，村 尾 麟 一，村 田 暹，森 康 夫

山 本 厳，渡 部 一 郎

2. 第1期（昭和51年度）事業計画

自 昭和51年 4月 1日

至 昭和52年 3月31日

2.1. 概 要

昭和51年度は、研究発表会、学術講演会および技術懇談会など数回の開催を計画し、さらに研究・調査の一環とし、同年度のわが国におけるガスタービンの生産統計の作成にあたる。また最新の学術論文、技術開発状況などを掲載した学会誌の刊行を行う。一方世界各国からの研究者が一堂に会し、ガスタービンに関する研究成果を発表・討論する国際会議を本学会が主催し、1977年にわが国において開催するための準備を行う。

これらの事業を通じ学術・技術の発展に寄与する。

2.2. 研究・調査事業

昭和51年度におけるわが国のガスタービン生産に関する資料を蒐集、集計し統計を作成する。

同事業には、ガスタービン統計作成委員会があたる。その結果は学会誌に掲載発表する。

2.3. 出版事業

(1) 定期刊行物

学 会 誌： 年4回刊行する。

Newsletter： 米国機械学会ガスタービン部門発行の Newsletter
の複写を同部門の了解のもとに年4回作成する。

(2) 不定期刊行物

講演論文集： 定期講演会における講演論文集を刊行する。

セミナー資料集： ガスタービンセミナーにおける資料集を刊行する。

2. 4. 附 帯 事 業

- | | |
|----------------|-----|
| (1) 定期講演会の開催 | 1 回 |
| (2) 特別講演会の開催 | 2 回 |
| (3) 技術懇談会の開催 | 3 回 |
| (4) 見学会の開催 | 3 回 |
| (5) ガスタービンセミナー | 1 回 |
| (6) 図書、資料の購入 | |

2. 5. 特 別 事 業

- (1) 国際会議の開催準備： 1977年国際ガスタービン会議東京大会（日本ガスタービン学会，日本機械学会，米国機械学会共催）準備のため，学会内に組織委員会を設け，その準備にあたる。

2. 6. 委員会活動

以下の委員会を設け，各事業の実施にあたる。

- (1) 総務委員会（常置）
- (2) 編集委員会（常置）
- (3) 企画委員会（常置）
- (4) ガスタービン統計作成委員会（常置）
- (5) 定期講演会委員会（常置）
- (6) ガスタービン技術情報センター運営委員会（常置）
- (7) 組織検討委員会（臨時）
- (8) 地方委員会

3. 第 1 期（昭和 5 1 年度）収支予算

自 昭和 5 1 年 4 月 1 日

至 昭和 5 2 年 3 月 3 1 日

3.1 総括表

事 項 会計別	歳 入	歳 出	差引残高	差引残高の処理	
				基本財産 へ 編 入	翌年度へ の 繰 越
一 般 会 計	11,092,926円	8,270,000円	2,822,926円		2,822,926円
G/T国際会議 特 別 会 計	17,850,000	11,080,000	6,770,000		6,770,000
計	28,942,926	19,350,000	9,592,926		9,592,926

3.2 収支予算明細書

3.2.1 一般会計

歳 入

科 目	予算額
1. 基本財産収入	300,000円
2. 運用財産収入	50,000
3. 会費収入	6,410,000
4. 事業収入	1,190,000
5. 雑 収 入	320,000
6. 繰 越 金	2,822,926
収 入 計	11,092,926

歳 出

科 目	予算額
1. 事 務 費	3,450,000円
2. 事 業 費	4,400,000
3. 予 備 費	420,000
支出合計	8,270,000

3.2.2 G/T国際会議特別会計

歳 入

科 目	予算額
1. 寄附金収入	17,850,000円
2. 会議参加費	0
3. 雑 収 入	0
収 入 計	17,850,000

歳 出

科 目	予算額
1. 事 務 費	6,060,000円
2. 事 業 費	3,670,000
3. 予 備 費	1,350,000
支出合計	11,080,000

社団法人 日本ガスタービン学会定款

第 1 章 総 則

(名 称)

第 1 条 この法人は、社団法人日本ガスタービン学会という。

(事 務 所)

第 2 条 この法人は、事務所を東京都新宿区新宿 3 丁目 1 7 番 7 号紀伊国屋ビル 5 階財団法人慶応工学会内におく。

(支 部)

第 3 条 この法人は、理事会の議決を経て必要の地に支部を置くことができる。

第 2 章 目的及び事業

(目 的)

第 4 条 この法人は、ガスタービンに関する研究発表・調査・知識の交換並びに会員相互間及び関連学協会との連絡・提携を図り、もって学術・技術の発展に寄与することを目的とする。

(事 業)

第 5 条 この法人は、前条の目的を達成するため次の事業を行う。

- (1) 研究発表会及び学術講演会等の開催
- (2) 学会誌及び学術図書の刊行
- (3) 内外関連学協会との連絡並びに協力
- (4) ガスタービンに関する研究・調査
- (5) 研究の奨励及び研究業績の表彰
- (6) その他前条の目的を達成するために必要な事業

第 3 章 会 員

(会員の種類)

第 6 条 この法人の会員は、次のとおりとする。

- (1) 正 会 員 この法人の目的に賛同する個人
- (2) 賛助会員 この法人の目的に賛同し、事業を援助する団体
- (3) 学生会員 この法人の目的に賛同する大学院、大学又は高等専門学校（これに準ずる施設を含む）の在学生
- (4) 名誉会員 ガスタービン及び関連技術に関し功績顕著な者又はこの法人に対し特に功労のあった者のうちから、理事会の推薦により総会において承認された者

(入 会)

第 7 条 会員になろうとする者は、入会金及び会費を添えて入会申込書を提出し、理事会の承認を受けなければならない。ただし、名誉会員に推薦された者は、入会の手続を要せず、本人の承諾をもって会員となるものとする。

(入会金及び会費)

第 8 条 この法人の入会金は、次のとおりとする。

- (1) 正 会 員 500 円
- (2) 賛 助 会 員 1,000 円
- (3) 学 生 会 員 500 円

2 この法人の会費は、次のとおりとする。

- (1) 正 会 員 年額 2,000 円
- (2) 賛 助 会 員 年額 1 口 50,000 円とし、1 口以上
- (3) 学 生 会 員 年額 1,000 円

- 3 名誉会員は、入会金及び会費を納めることを要しない。
- 4 会員は、会費を所定の期日までに納入しなければならない。
- 5 既納の入会金及び会費は、いかなる理由があっても返還しない。

(会員の権利)

第 9 条 会員は、この法人が刊行する学会誌の配布を受けるほか、この法人の行う全ての事業に参加する資格を有する。

- 2 正会員は、この定款及び別に定めるところにより、選挙権及び被選挙権を有する。

(会員の資格喪失)

第 10 条 会員は、次の事由によってその資格を喪失する。

- (1) 退 会
- (2) 禁治産若しくは準禁治産の宣言又は破産の宣告
- (3) 死亡・失踪宣言並びに賛助会員である団体の解散
- (4) 除 名

(退 会)

第 11 条 会員が退会しようとするときは、理由を付して退会届を会長に提出しなければならない。

(除 名)

第 12 条 会員が次の各号の一に該当するときは、総会において出席者の 4 分の 3 以上の同意を得て、会長がこれを除名することができる。

- (1) 会費を 1 年以上滞納したとき
- (2) この法人の会員としての義務に違反したとき
- (3) この法人の名誉を傷つけ又はこの法人の目的に違反する行為があったとき

第4章 役員・評議員及び職員

(役員)

第13条 この法人には、次の役員を置く。

(1) 理事 10名以上20名以内(うち会長1名、副会長1名)

(2) 監事 2名

(評議員)

第14条 この法人に、評議員を60名以上70名以内置く。

(役員を選任)

第15条 役員は、総会で正会員の中から選任する。役員を選任方法については、総会において定める。

2 監事は、他の役員を兼ねることができない。

(評議員を選任)

第16条 評議員は、正会員の中から正会員の投票で選挙する。

2 評議員は、役員を兼ねることができない。

(理事の職務)

第17条 会長は、この法人の業務を総理し、この法人を代表する。

2 副会長は、会長を補佐し、会長に事故があるとき又は会長が欠けたときは、その職務を代行する。

3 理事は、理事会を組織して、この定款に定めるもののほか、この法人の総会及び評議員会の権限に属せしめられた事項以外の事項を議決し、執行する。

(監事の職務)

第18条 監事は、民法第59条の職務を行う。

(評議員の職務)

第19条 評議員は、評議員会を通じ会務の運営に参加する。

(役員 の 任期)

第 2 0 条 この法人の役員 の 任期は、 1 年とし、 再任を妨げない。

2 補欠により選任された役員 の 任期は、 前任者又は現任者の残任期間とする。

3 役員は、その任期満了後でも後任者が就任するまでは、その職務を行ふ。

(評議員 の 任期)

第 2 1 条 この法人の評議員 の 任期は、 1 年とし、 再任を妨げない。

(役員 及び 評議員 の 解任)

第 2 2 条 この法人の役員 及び 評議員が次の各号の一に該当するときは、その任期中であっても総会において出席者の 4 分の 3 以上の議決により、これを解任することができる。

(1) 心身の故障のため職務の執行に耐えないとき

(2) 職務上の義務違反その他役員としてふさわしくない行為があったとき。

(役員 及び 評議員 の 報酬)

第 2 3 条 この法人の役員 及び 評議員は、無報酬とする。ただし、会務のために要した費用は支弁する。

(顧 問)

第 2 4 条 この法人に、顧問を置くことが出来る。

2 顧問は、理事会の推薦により総会の承認を得るものとする。

3 顧問は、この法人の運営に関する重要事項について会長の諮問に応ずる。

(事務局)

第25条 この法人の事務を処理するため事務局を設け、事務局長1名を含む
所要の職員を置く。

- 2 事務局長及びその他の職員は、会長が任免する。
- 3 職員は、会長の定めた職務に従事する。
- 4 職員は、有給とする。

第5章 会 議

(会議の種類)

第26条 この法人の会議は、総会・理事会・評議員会とし、総会は通常総会
・臨時総会とする。

- 2 総会は、正会員をもって組織する。
- 3 理事会は、理事をもって組織する。
- 4 評議員会は、評議員をもって組織する。

(総会の招集)

第27条 通常総会は、毎会計年度終了後2月以内に会長が招集する。

- 2 臨時総会は、理事会・評議員会又は監事が必要と認めたとき、会長
が招集する。また会長は5分の1以上の正会員から会議の目的である
事項を示した書面によって請求のあったときは、20日以内にこれを
招集しなければならない。
- 3 総会を招集するには、少なくとも14日以前に会議の目的である事
項・日時及び場所を記載した書面をもって正会員に通知しなければな
らない。

(総会の議長)

第 28 条 通常総会の議長は、会長とし、臨時総会の議長は、正会員の互選で定める。

(総会の議決事項)

第 29 条 総会は、この定款に別に定めるもののほか、次の事項を議決する。

- (1) 事業計画及び収支予算についての事項
- (2) 事業報告及び収支決算についての事項
- (3) 財産目録及び貸借対照表についての事項
- (4) 前各号のほか、理事会及び評議員会が必要と認めた事項

(総会の議決方法)

第 30 条 総会は、正会員現在数の 5 分の 1 以上の出席がなければ、その議事を開き、議決することができない。ただし当該議事につき、あらかじめ書面をもって意思を表示した者又は表決の委任者は出席者とみなす。

2 総会の議事は、この定款に別段の定めがある場合を除くほか、出席者の過半数をもって決し、可否同数のときは議長の決するところによる。

(理事会の招集)

第 31 条 理事会は、毎年会長が招集する。ただし、会長が必要と認めたとき又は理事現在数の 3 分の 1 以上から会議の目的である事項を示した書面によって請求のあったときは、会長は 20 日以内にこれを招集しなければならない。

2 理事会を招集するには、少なくとも 14 日以前に会議の目的である事項、日時及び場所を記載した書面をもって理事に通知しなければならない。

(理事会の議長)

第 3 2 条 理事会の議長は、会長とする。

(理事会の議決事項)

第 3 3 条 理事会は、この定款に定めるもののほか、次の事項を議決する。

- (1) 総会に提案すべき事項
- (2) 会務の執行に関する事項
- (3) その他、会長が必要と認めた事項

(理事会の議決方法)

第 3 4 条 理事会は、理事現在数の 3 分の 2 以上の出席がなければ議事を開き議決することができない。ただし、当該議事につきあらかじめ書面をもって意思を表示した者又は表決の委任者は出席とみなす。

- 2 理事会の議事は、この定款に別段の定めがある場合を除くほか、出席理事の過半数をもって決し、可否同数のときは、議長の決するところによる。

(評議員会の招集)

第 3 5 条 評議員会は、会長が招集する。ただし会長は評議員現在数の 3 分の 1 以上から会議の目的である事項を示した書面によって請求のあったときはこれを招集しなければならない。

- 2 評議員会を招集するには少なくとも、14 日以前に会議の目的である事項、日時及び場所を記載した書面をもって評議員に通知しなければならない。

(評議員会の議長)

第 3 6 条 評議員会の議長は、評議員の互選で定める。

(評議員会の議決事項)

第 3 7 条 評議員会は、この定款に定めるもののほか、次の事項を議決する。

- (1) 総会に提案すべき事項
- (2) 理事会が必要と認めた事項
- (3) 会務の運営に必要な事項

(評議員会の議決方法)

第 3 8 条 評議員会は、評議員現在数の 2 分の 1 以上が出席しなければ議事を開き議決することができない。ただし、当該議事につきあらかじめ書面をもって、意思を表示した者又は表決の委任者は出席者とみなす。

2 評議員会の議事は、この定款の別段の定めがある場合を除くほか、出席評議員の過半数をもって決し、可否同数のときは、議長の決するところによる。

(会員への議事の通知)

第 3 9 条 総会・理事会及び評議員会の議事の要領及び議決した事項は、会員に通知する。

(議事録)

第 4 0 条 この法人の会議の議事については、議事録を作成し、議長及び出席者代表 2 名以上が署名押印の上、これを保存する。

第 6 章 資 産 及 び 会 計

(資産の構成)

第 4 1 条 この法人の資産は、次のとおりとする。

- (1) 設立当初の財産目録に記載された財産
- (2) 入会金及び会費
- (3) 事業に伴う収入

(4) 資産から生ずる果実

(5) 寄附金品

(6) その他の収入

(資産の種別)

第42条 この法人の資産を分けて、基本財産及び運用財産の二種とする。

2 基本財産は、次に掲げるものをもって構成する。

(1) 設立当初の財産目録の中、基本財産の部に記載された資産

(2) 基本財産とすることを指定して寄付された財産

(3) 理事会で基本財産に繰り入れることを議決した財産

3 運用財産は基本財産以外の資産とする。

(資産の管理)

第43条 この法人の資産は、理事会の議決に基づいて会長が管理し、基本財産のうち現金は、理事会の議決を経て定期預金とする等、確実な方法により会長が保管する。

(基本財産の処分の制限)

第44条 基本財産は、譲渡し、交換し、担保に供し、又は運用財産に繰り入れてはならない。ただし、この法人の事業遂行上やむを得ない理由があるときは、総会、理事会及び評議員会の議決を経て、かつ文部大臣の承認を受けて、その一部に限りこれらの処分をすることができる。

(経費の支弁)

第45条 この法人の事業遂行に要する経費は、運用財産をもって支弁する。

(事業計画及び収支予算)

第46条 この法人の事業計画及びこれに伴う収支予算は、会長が編成し、総会・理事会及び評議員会の議決を経て毎会計年度開始前に、文部大臣

に届け出なければならない。事業計画及び収支予算を変更しようとする場合も同様とする。

(事業報告及び収支決算)

第 4 7 条 この法人の事業報告書・収支決算書・財産目録・貸借対照表及び財産増減事由書並びに会員の異動状況書は会長が作成し、監事の意見を付けて総会、理事会及び評議員会の承認を経て、毎会計年度終了後 3 月以内に文部大臣に報告しなければならない。

2 この法人の収支決算に剰余金があるときは、総会・理事会及び評議員会の議決を経て、その一部若しくは全部を基本財産に編入し又は翌年度に繰り越すものとする。

(新たな義務の負担等)

第 4 8 条 第 4 4 条ただし書及び前条の規定に該当する場合並びに収支予算で定めるものを除くほか、新たな義務の負担又は権利の放棄のうち、重要なものを行おうとするときは総会・理事会及び評議員会の議決を経なければならない。

(長期借入金)

第 4 9 条 この法人が資金の借入れをしようとするときは、その会計年度の収入をもって償還する短期借入金を除き、総会、理事会及び評議員会の議決を経、かつ文部大臣の承認を受けなければならない。

(会計年度)

第 5 0 条 この法人の会計年度は、毎年 4 月 1 日に始まり、翌年 3 月 3 1 日に終る。

第 7 章 定款の変更並びに解散

(定款の変更)

第 5 1 条 この定款は、総会、理事会及び評議員会において各々の現在員の4分の3以上の議決を経、かつ文部大臣の認可を受けなければ変更することができない。

(解 散)

第 5 2 条 この法人の解散は、総会、理事会、評議員会において各々の現在員の4分の3以上の議決を経、かつ文部大臣の許可を受けなければならぬ。

(残余財産の処分)

第 5 3 条 この法人の解散に伴う残余財産は総会、理事会及び評議員会において各々の現在数の4分の3以上の議決を経、かつ文部大臣の許可を受けて、この法人の目的に類似の目的を有する公益法人に寄附するものとする。

第 8 章 補 則

(細 則)

第 5 4 条 この定款施行についての細則は、総会、理事会及び評議員会の議決を経て別に定める。

(書類及び帳簿の備付等)

第 5 5 条 この法人の事務所に、次の書類及び帳簿を備えなければならない。
ただし、総会によりこれらに代る書類及び帳簿を備えたときは、この限りでない。

(1) 定 款

- (2) 会員名簿
- (3) 役員及びその他の職員の名簿及び履歴書
- (4) 財産目録
- (5) 資産台帳及び負債台帳
- (6) 収入・支出に関する帳簿及び証拠書類
- (7) 総会、理事会及び評議員会の議事に関する事項
- (8) 処務日誌
- (9) 官公署往復書類
- (10) その他必要な書類及び帳簿

2 前項の書類及び帳簿は、永久保存としなければならない。ただし、前項第6号の帳簿及び書類は10年以上、同項第8号から第10号までの帳簿及び書類は1年以上保存しなければならない。

附 則

1. 従来日本ガスタービン会議に属した会員及び権利義務の一切は、この法人で継承する。
2. この法人設立当初の理事及び監事は、第13条、第15条第1項の規定にかかわらず、次のとおりとする。

理事(会長)	入江正彦	理事	塩入淳平
理事(副会長)	岡崎卓郎	理事	須之部量寛
理事	阿部安雄	理事	高瀬謙次郎
理事	有賀一郎	理事	高田浩之
理事	有賀基	理事	土屋玄夫
理事	飯島孝	理事	鳥崎忠雄

理事	飯 田 庸太郎	理事	浜 島 操
理事	大 沢 浩	理事	葉 山 真 治
理事	梶 山 泰 男	理事	平 山 直 道
理事	加 藤 正 敏	理事	松 木 正 勝
理事	木 下 啓次郎	理事	村 尾 麟 一
理事	小茂島 和 生	理事	山 本 巖
理事	斉 藤 宗 三		
		監事	永 野 治
		監事	山 内 正 男

3. この法人の理事の数は、第 13 条の規定にかかわらず、昭和 52 年度に招集される通常総会終了の日までは、25 名以内（うち会長 1 名、副会長 1 名）とする。
4. 従来日本ガスタービン会議に属した評議員は、この法人設立当初の評議員となる。ただし、任期は、昭和 52 年度に招集される通常総会終了の日までとする。

社団法人 日本ガスタービン学会細則

第1章 名 称

第1条 本会の英文名は、Gas Turbine Society of Japanとし、その略称はGTSJとする。

第2章 本法人の研究・調査等の対象

第2条 本法人の研究、調査等の対象は各種ガスタービン（ターボ過給機を含む）およびその関連分野とする。

第3章 入会、退会および会員資格

第3条 理事会が入会を承認した時は、その旨を入会者に通知し、その氏名を会員名簿に登録する。

第4条 賛助会員がその代表者を変更した時は、その旨を速やかに届出なければならない。

第5条 退会を承認したとき、または定款第12条により除名した場合は会員名簿より削除し、その旨を本人に通知する。

第6条 会員は定款第9条に定むる権利をもつが、これらの諸事業への参加および資料配布にともなう費用は別に納入しなければならないこともある。

第7条 名誉会員は、正会員と同等の権利が与えられる。

第8条 賛助会員は、賛助会員1口につき、1名の事業参加資格を有する。

第9条 原則として会員にならなければ諸事業に参加することができない。

第4章 会 費

第10条 会費は1ヶ年分を前年12月末日までに前納する。ただし1ヶ年分

を2期に分けて前年12月と6月に分納してもよい。

第11条 法人が特別事業を行うに際しては、特別会費を徴集することがある。

第12条 会員は満1年以上会費を滞納した場合には、その資格を失うものとする。

第5章 会誌その他の刊行物

第13条 会誌の刊行は、1年に4回とする。

第14条 会誌には、論説、解説、論文、技術資料その他適当と認める記事を掲載する。

第15条 会誌に掲載された論文などは、その別刷若干部をその著者に贈与する。

第16条 会員は執筆要項に従って論説、論文、技術資料などを投稿することができる。

第17条 会費を滞納した会員には、理事会の議を経て会誌の送付を停止する。

第18条 会誌は理事会の議を経て寄贈、交換またはその他の処分をすることができる。

第6章 役員候補者の選任

第19条 役員候補者のうち会長・副会長・理事候補者は、理事会および評議員会の審議をへて決定し、総会に提案し、議決する。

2. 役員候補者のうち、監事は正会員の選挙により選出し、通常総会で報告しなければならない。ただし、この選挙は評議員選挙と同時に実施するものとする。

第7章 役員 の 任 期

第20条 役員の任期は定款第20条に定める通りであるが、2期を越えて重任することはできない。

第8章 監事ならび評議員選挙

第21条 評議員の選挙は毎年2月に行う。

第22条 評議員の選挙に当り、理事会は候補者の推薦を行う。但し投票者は推薦候補者以外の正員に対しても投票することができる。

第23条 監事の選挙に当り、理事会は候補者の推薦を行う。但し投票者は推薦候補者以外の正員に対しても投票することができる。

第24条 評議員ならび監事の選挙は本会で定めた投票用紙を用いるものとする。

第25条 評議員ならび監事の選挙およびその開票は、理事会で定めた選挙管理委員会が行い、得票順に当選者を決定し、その結果を通常総会で報告しなければならない。

第26条 評議員に欠員が生じたとき、次点者を繰上げるものとする。

第9章 総会・理事会・評議員会

第27条 総会は原則として年に2回開催する。

第28条 理事会は原則として2ヶ月に1回、1年に6回以上開催する。

第29条 理事は、総務・企画・編集の各々を分担する。また、これら業務の運営を統括する総括理事をおくことができる。

総務理事は、庶務、会計、渉外その他の会の運営に関する事項を担当する。

企画理事は講演会、講習会、見学会等各種の企画に関する事項を担当する。

当する。

編集理事は、会誌、論文集その他刊行物の編集に関する事項を担当する。

第30条 評議員会は、原則として年に2回開催する。

第10章 委員および委員会

第31条 理事会がその任務の遂行上、必要と認めた場合には、正会員より委員を委嘱し、協力を求めることができる。

第32条 第31条により定められた委員の構成になる次の常置委員会をおく。

総務委員会、企画委員会、編集委員会、ガスタービン統計作成委員会、定期講演会委員会

第33条 各委員会の委員長および委員は、正会員の中から理事会の議を経て会長が委嘱する。

2. 各委員会の委員長および委員の任期は1年とし、再任を妨げない。

第34条 常置委員会委員長は、理事会または評議員会に出席して意見を述べることができる。

第35条 本法人の目的を達成するため、第32条によるもののほか、理事会の議を経て各種の委員会を臨時に設けることができる。

2. 臨時委員会の委員長および委員は、理事会の議を経て会長が委嘱する。

3. 臨時委員会の委員長は、理事会または評議員会に出席して意見を述べることができる。

4. 臨時委員会の委員長は、委員会の事業が完了したとき会長に報告しなければならない。なお、長期にわたるときは、1年毎に報告するものとする。

5. 臨時委員会の委員の任期は、その事業が完了したときに終るものとする。

第11章 報 酬

第36条 会長が必要と認めたときは、理事会の議を経て謝礼することができる。

第12章 支 部

第37条 支部には、支部長その他の支部役員を置く。

支部役員の選任その他支部に関する事項は支部規則をもって定める。

支部規則は、理事会の議決を経て会長の承認を受けなければ、これを定め、また変更することができない。

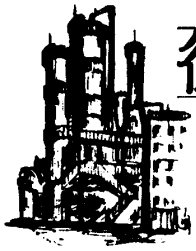
第38条 支部に対しては、予算の範囲内でその経費の一部を交付する。

第39条 会長は会務の円滑なる遂行をはかるため必要に応じ支部長会議を招集する。

第13章 雑 則

第40条 本細則の改正は、評議員会の議を経て行うことが出来る。

ただし、その結果を総会で報告しなければならない。



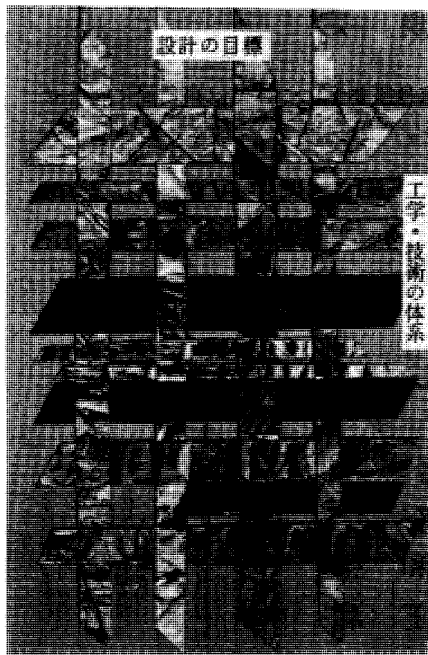
後記

ガスタービン設計者に

編集理事 小茂鳥 和 生

本学会の会員にはガスタービンの開発，設計にたずさわる方々がかなりの割合を占めているであろう。今回はその方々への提言としてペンを執った。

筆者は機械の設計については全く経験を持ち合わせていないが，学生に対して講義する立場から図のような機械設計のモデルを考えた。[※]



すなわち機械の設計とは，目標を定め，それらを縦糸とし，学問技術の体系を横糸として織りなしていく総合の操作にはかならない。目標を形成する糸は一本だけでなく，長さや太さは勿論，方向さえも違う多くの糸から成り立っている。横糸とすべき学問・技術も，強固に体系づけられているものからまだ明らかな体系を成していないものまでも含まれよう。これら多くの

糸をそれぞれどの程度にとり入れて，どうからみ合わせるかはすべて設計者にかかっている。だからこそ目標は同じでありながらも，千差万別の特色を持った製品が生れるのであろう。まさに設計の結果である製品の中には設計者の知識・能力は勿論，広い範囲の識見や夢，あるいは人間性までも具実されているのである。また設計という操作の基盤は創造力にはかならない。創造力は想像力（imagination）でもある。このような想像力は当然のことながら広範囲の工学・技術上の学識に加えて，幅広い視野と，特に，とらわれない柔軟な思考力から生れることを強調すべきであろう。

更に又，設計とは理論のみで進めていくことが出来ない点において，経験が重要な因子となる。経験は個人によるものから，国や団体，会社などに蓄積されたものまでその量も，質も異なるであろうが，これも又単に設計しようとする機械に対する経験に止まらず，より広く，深く，人間性なり社会観に基くものでなければならない。長い年月をかけて蓄えられ，選別され，みがき抜かれた経験を伝統という。設計者はそれらを受け継ぐと共に一そう育成していく責任を負う。

以上は筆者の理想化した設計者像であり，学生諸君に強調したところである。ところで此処で提案したいのは，設計者やそのグループはそれぞれ独自の経験なり，方法論を身につけておられることであろう。それらを単に秘伝の巻物としてしまい込む事なく，率直に公開し，討論し，共通の財としていく事はできないだろうか。その場として本学会，あるいは本誌は喜んで提供されるであろう。このような情報の交換によって日本のガスタービンの伝統を培っていきたいものである。

[※]小茂鳥和生，渡部英一著，内燃機関工学，実教出版社

学 会 誌 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き400字詰のものを使用する。
5. 学会誌は刷上り1頁約1800字であって、1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。
〒160 東京都新宿区新宿3-17-7、
紀伊国屋ビル、財団法人慶応工学会内
日本ガスタービン学会事務局
(Tel 03-352-8926)

自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集幹事会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし学会誌への掲載は投稿後6～9ヶ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第 4 巻 第 14 号

昭 和 51 年 9 月

編 集 者 小 茂 鳥 和 生

発 行 者 入 江 正 彦

(社)日本ガスタービン学会
〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7
紀伊国屋ビル(財)慶応工学会内
TEL (03)352-8926
振替 東京179578

印刷所 日青工業株式会社
東京都港区西新橋2の5の10
TEL (03)501-5151

非 売 品

