

ISSN 0452-2982

UDC 519.15:

534.83:

534.833:

536.49:

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-433

高温音響疲労試験のための予備実験

藤 森 義 典 ・ 佐 野 政 明

飯 田 宗 四 郎 ・ 江 川 幸 一

1981年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

高温音響疲労試験のための予備実験*

藤森 義典** 佐野 政明**

飯田 宗四郎** 江川 幸一***

Preliminary Study for Acoustic Fatigue Test at Elevated Temperatures

Yoshinori FUJIMORI, Masaki SANO,
Soshiro IIDA and Koichi EGAWA

ABSTRACT

An electric heating system has been installed in the travelling wave tube of the NAL Acoustic Test Facility. Also a new jig to fix test specimens has been prepared. The new jig and the test specimen (or specimens) play the role of an acoustic shield wall for the travelling wave tube.

The acoustic environment of the test section, with heating lamps and the new jig attached, has proven to be adequate in terms of noise intensity within the controllable frequency range.

In order to clarify the problems involved, a preliminary study, of consisting a static heating test and dynamic response measurements, has been conducted using the standard test panel of Ti-6Al-4V alloy.

The results show that fairly good precision in thermal buckling temperature detection and response characterization has been attained, which will fulfill the technical prerequisite of the acoustic fatigue test at elevated temperatures.

概 要

当所にある音響疲労試験装置を改修し、進行波管内に加熱ランプを取りつけ、加熱しながら音響加振実験を行えるようにした。進行波管内に加熱ランプと供試体を収納するのは無理であるため、供試体取り付け用治具を新たに製作し、それで進行波管を密封することとした。その状態で進行波管内部の音響環境を測定し、騒音の漏れは僅かであることを確かめた。

標準試験片を用いて 1) 静的加熱実験, 2) 加熱しながら音響加振実験, を行い熱座屈温度の検出法, 高温における動的応答のデータ処理に関する基本的問題点の抽出を行い, 精度の評価を行った。

結論として, 高温における構造模型等の音響疲労試験に要求される技術面での精度は, 十分達せられた。

* 昭和56年3月10日受付

** 機体第2部

*** 機体第1部

1. 結 言

1950年代から1960年代の始めにかけてエンジン排気騒音による機体外板等の損傷が多く報告され、音響疲労が注目されたことは記憶に新しい¹⁻⁵⁾。その後構造設計技術も進歩し、また排気騒音自体のレベルも低くなって来ているので、構造が騒音により疲労破壊に到ることは現在通常の航空機では考えられない³⁾。今日では音響負荷のみの場合の設計指針はすでにデータブック⁶⁾としてまとめられている。それ故この分野における研究の対象は客室内騒音レベルの軽減なり制御となっている⁷⁻¹¹⁾。これは乗客の乗心地に関係するので重要な研究項目である。航空機の胴体構造などは、軽量でしかも遮音能力が高いものであることが大切である。

しかしながらエンジンの排気熱や空力加熱等を受けると音響加振のみの場合とは構造の応答が異なってくる。このような場合の音響疲労については充分解明されているとは云い難い。それ故高温における音響疲労については検討されなければならない。

軍用機を別にすれば加熱下の音響疲労が問題となる航空機は設計された例も少なく、当然就航実績も僅かであろう。そのため現状においては実際の音響疲労強度の問題に対して十分安全な構造設計を行える段階に到っていない。このような高温音響疲労問題に関して安全性を証明する場合、計算のみで行うのは限界もあるので最小限の実験は必要であろう。そのような実験例について調べてみる。

一例として近く運用されるスペース Shuttleがある。これはいわゆる商業機ではないが、長期にわたって使用する計画なのでその熱防御系 (Thermal Protection System)¹²⁾の音響疲労試験が行われた。この試験は供試体を加熱するため進行波管の中に赤外線ランプを取りつけ、最高加熱温度 650℃、最大全音圧 163dB までの各種の実験条件を計算機で制御しながら行われた。動的な圧力変動が負荷されず、熱変形、熱伝達等だけが問題となる個所については、外側に熱蒲団 (Thermal Blanket) を取りつけ、内側には窒素ガスを流した冷却用パイプを配し温度分布を模擬している¹³⁾。

また将来の極超音速機の構造様式を模索した例¹⁴⁾

においては、構造の場所によっては音響疲労強度が十分でないかも知れないので、条件を実機と同じくして音響疲労試験を行う必要があると結論している。

最後に STOL 機でもエンジンの位置によっては機体に熱と騒音が加わるので、高温における音響疲労が問題となる。たとえば現在 NAL で開発中の STOL 機は USB 方式の高揚力装置を採用しているので、エンジン排気が直接当たる主翼上面は加熱を受け、Coanda 効果により、排気がフラップ上面に沿って下に曲がるため、主翼後縁部にある 2 段式フラップの上面は熱と騒音を同時に受ける。

加熱を受けると機体構造では温度範囲にもよるが、Al 合金は使えないと考えてよく、Ti 合金、ステンレス鋼、ポリイミド複合材等を用いることになる。これら素材の高温における音響疲労強度については研究例も数少ない。僅かながら Ti-6Al-4V の平板を加熱しながら機械的加振や音響加振で疲労試験を行った例¹⁵⁾、および熱による静的変形または熱座屈と動的応答が共存すると、構造形態にもよるが平衡点が飛び移るいわゆる飛び移り振動 (oil canning) が発生するという報告¹⁶⁾がある。

加熱温度が上昇すると S-N 線が当然下ることになるが、定量的に S-N 線を描くには試験片の数や試験条件の制御等困難なことも多いと思われる。また oil canning が発生すると疲労損傷が短時間内に蓄積され破壊が早くなる可能性が高い。

以上のような状況に鑑み、当所に設置されている音響疲労試験装置を、加熱も行えるように改修したのでその概略を報告するとともに、1mm 厚さの Ti 合金 (Ti-6Al-4V) 平板を用いて高温音響加振実験を行った結果について報告する。実験の目的は

- 1) 飛び移り振動の発生による応答歪みの変化をみる。
- 2) 平板の熱座屈計測
- 3) 点溶接型歪みゲージと接着型歪みゲージでは測定結果に違いが出るかを調べる。

の 3 項目である。この実験は構造物の高温音響疲労試験の予備実験として、特に実験環境の整備、計測技術上の問題点摘出等に主眼を置いている。

2. 計測とデータ解析の概略

この報告で対象となる物理量は音圧、歪み、温度であるが、それらの計測用計器とデータ処理について簡単にふれておく。

常温の音圧計測にはENDVCO社製2510型マイクロホンを用い、加熱中の音圧計測には同社製2520型耐熱マイクロホンを用いた。

温度計測および静的加熱中の歪み測定はタケダ理研製マルチチャンネルデジタル温度/電圧記録計TR2711M型を用いた。

動応答歪みおよび音圧はTEAC社製R410型データレコーダーに記録し、後日電算機(FACOM230-75)で処理した。なお、各点の温度は歪みを記録中0.1sec/pointの速度で記録し、歪みの温度補正を計算機で行うときの温度とする。データを記録する時間は約20~30秒ぐらいであり、この間に供試体の温度が5~6℃以上、上下することはないので、記録開始直前と、停止直前の2回温度計測を行えば、正確な温度補正ができる。

3. 高温音響疲労試験装置の概要と音響環境

今迄当所には常温で音響疲労試験を行うことのできる進行波管型の装置^{4,5)}があり、これに加熱装置を

取りつけることとした。即ち進行波管の内壁に加熱ランプを取りつける。ランプは機体の一部熱弾性試験装置に使用されているものである。進行波管にランプを取りつけたときの概念図を図1に示す。加熱ランプは4系統まで独立に制御することができる。1系統の最大電力供給量は10KWである。加熱ランプはラジアントヒーターを8本まで取り付けられ、種々の組合せができるようになっているが、進行波管の大きさと、ランプの寸法で取り付け方法が決まってしまうのであまり自由な組合せを取ることはできない。そのためとりあえず加熱ランプ3個を直列に接続し、それを1系統として制御することとする。将来供給電力を増加させることができるようにしてあるが、冷却装置や大型の受電設備を必要とする。加熱ランプへの電力量を制御する変圧器は計測室に配置し、供試体表面のモニター点の温度を測定しながら手動で制御する。

図1でTest Panel とある位置は本来は進行波管を密封するための扉の位置である。この場所に供試体を取りつけ、同時に扉の役目もするような治具を製作した。治具の概略を図2(a)~図2(j)に示す。治具全体の3面を図2(a)~(c)に示す。この図2(a)が加熱ランプと対向し供試体を取りつける面となる。小形の標準的寸法の試験片も実験できるように図2(a)のような鋼製の金具も製作した。その場合

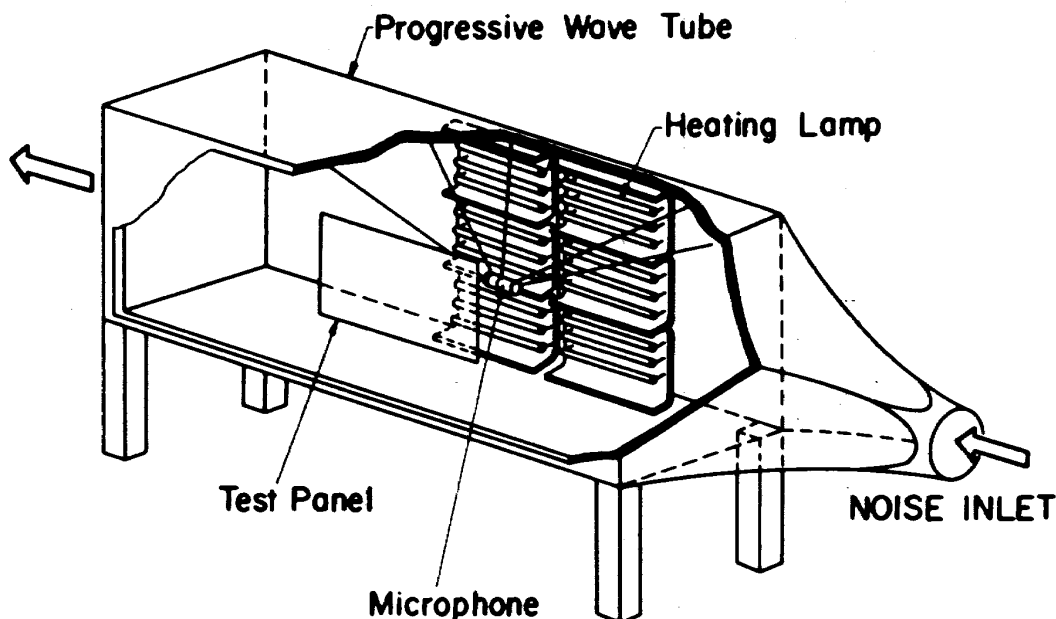


図1 概念図

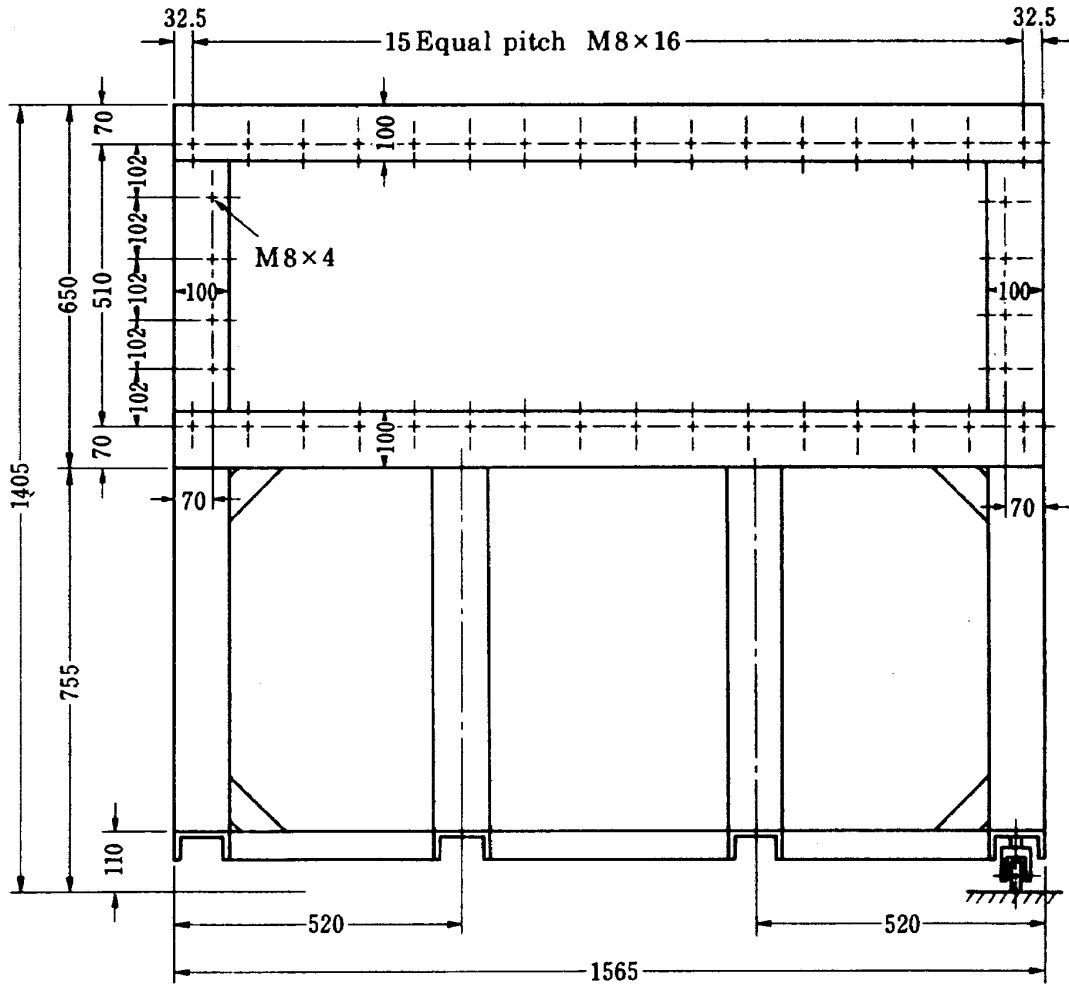


図 2(a) 供試体固定治具 本体正面図

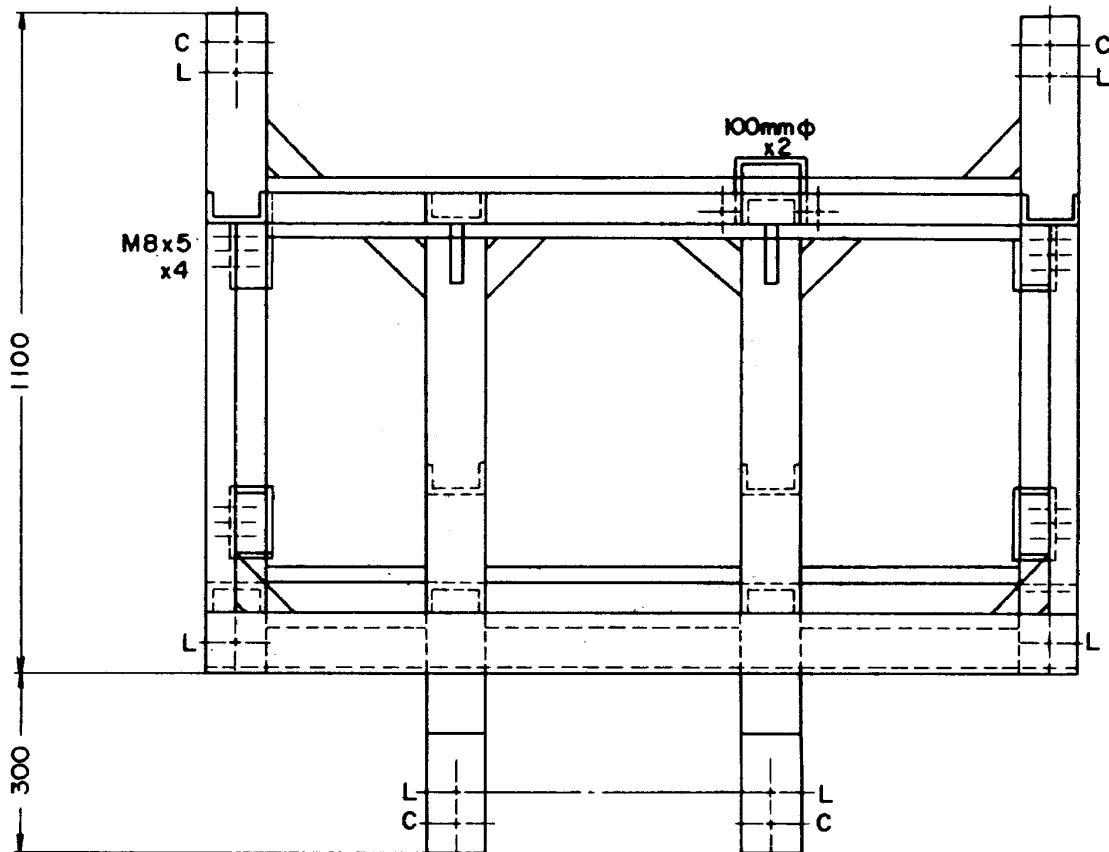


図 2(b) 供試体固定治具 本体平面図

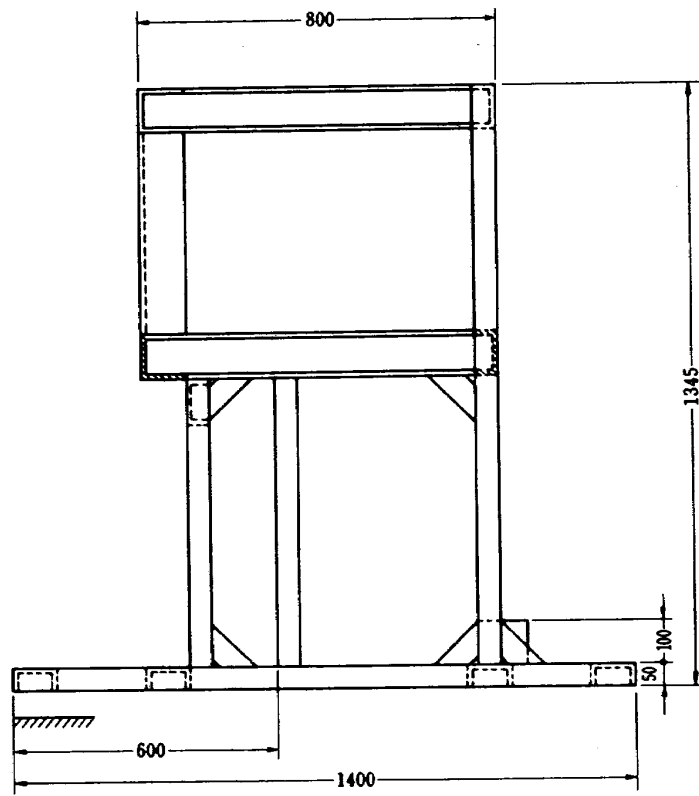


図 2(c) 供試体固定治具 本体側面図

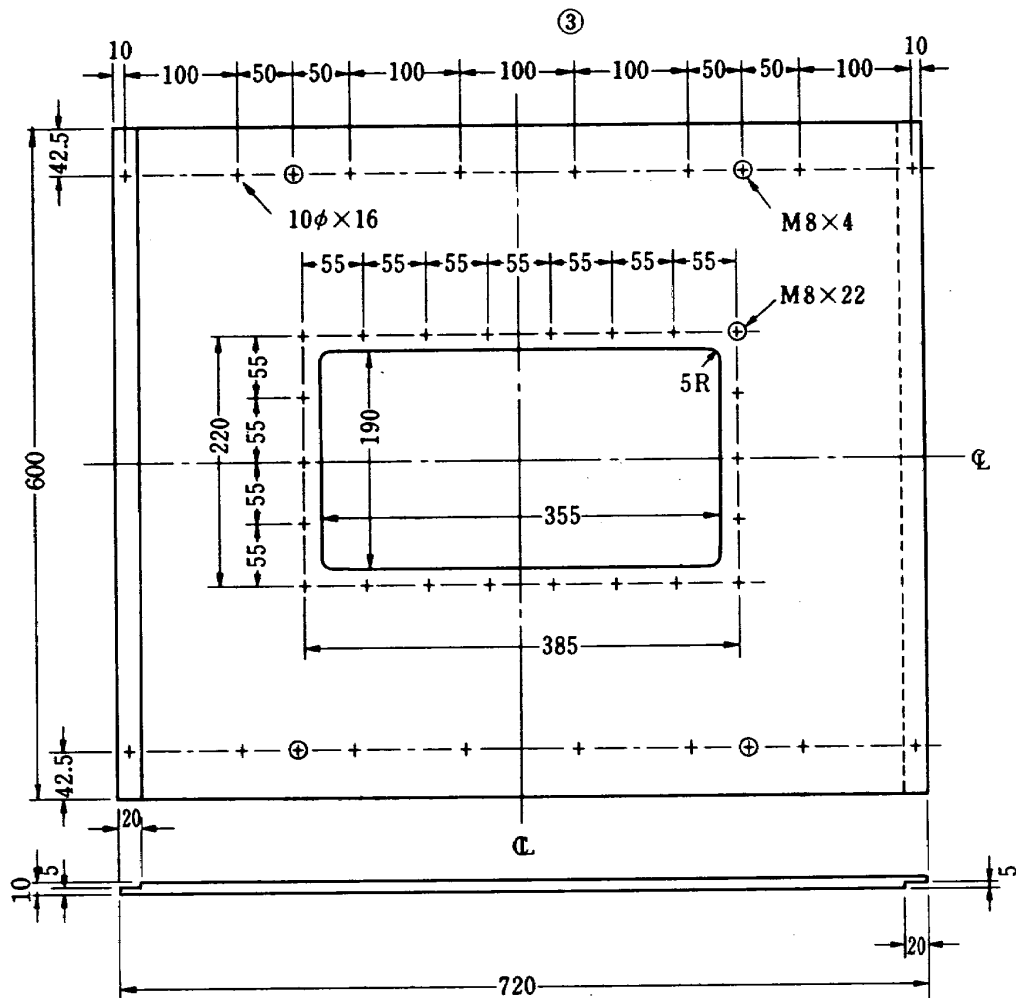


図 2(d) 供試体固定治具 標準試験片取付金具

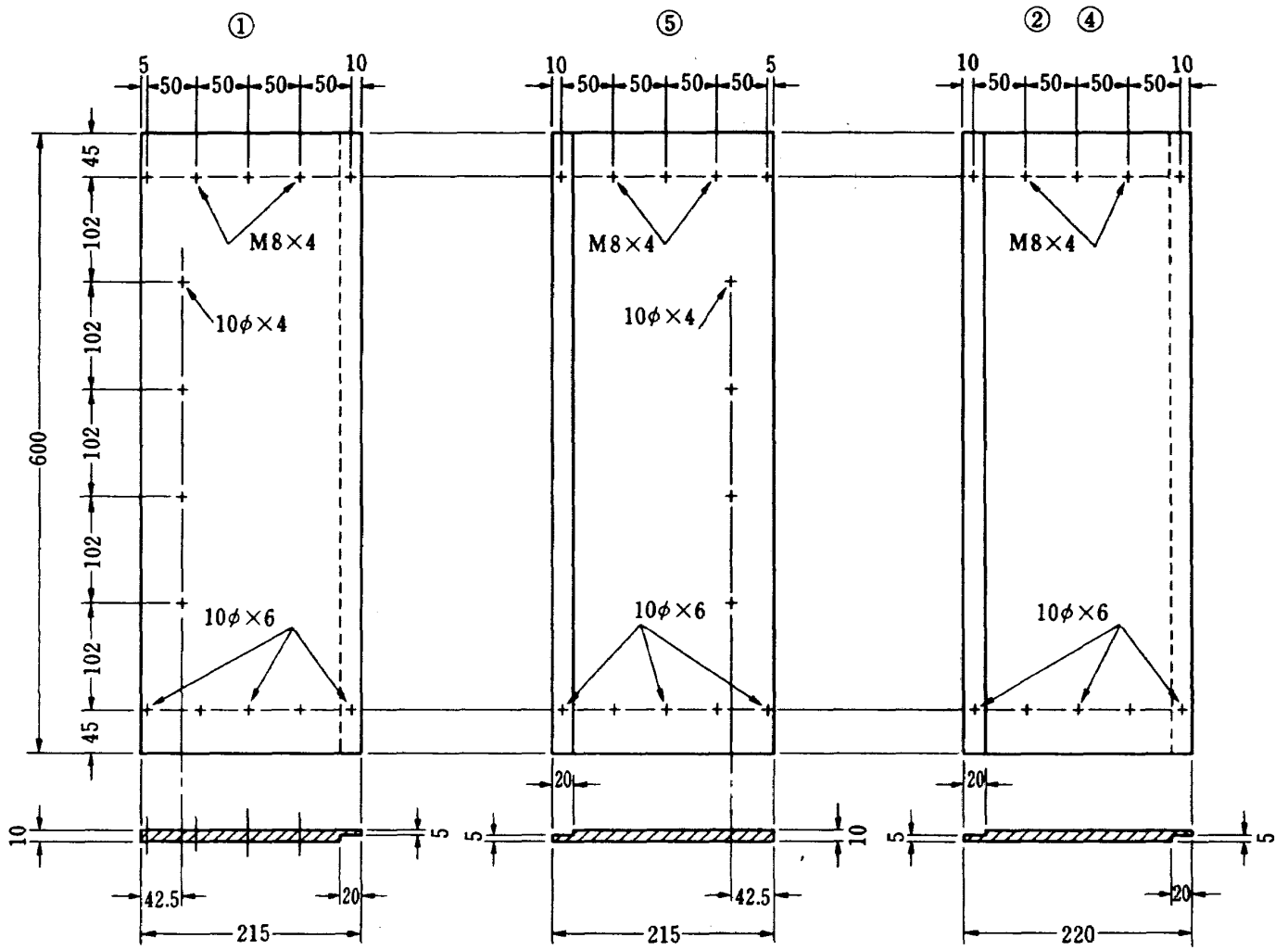


図 2(e) 供試体固定治具 本体遮蔽板

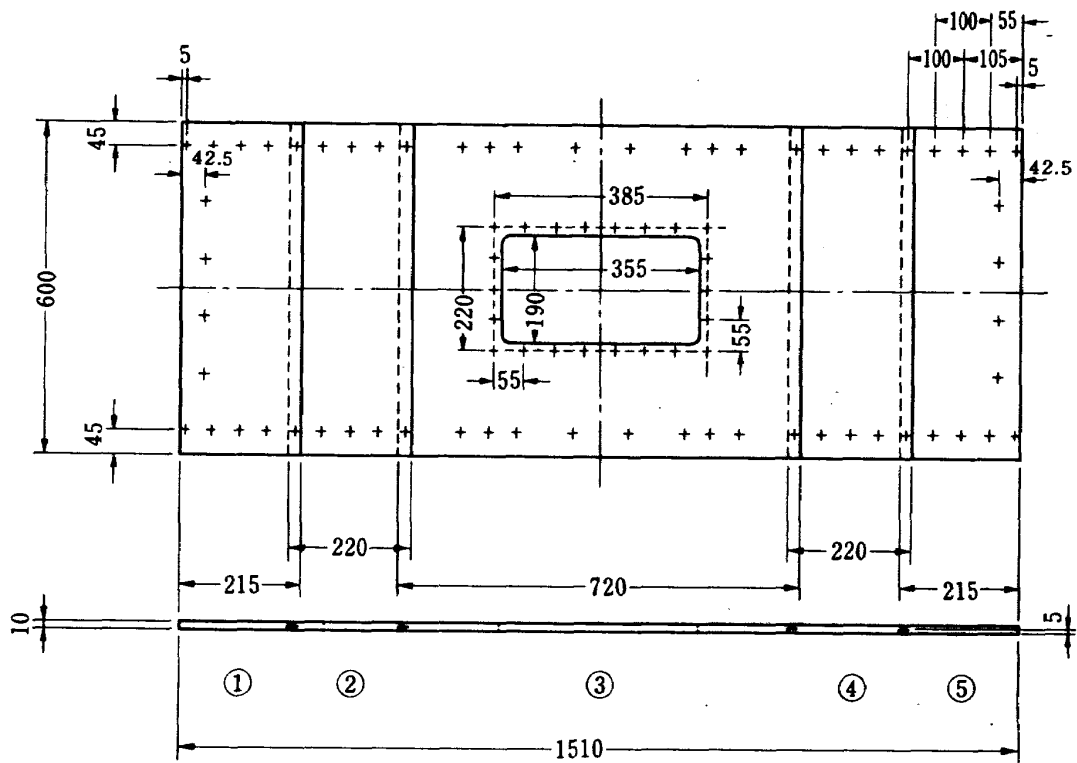


図 2(f) 供試体固定治具 標準試験片取付金具と本体遮蔽板の
本体正面上での組立て状況

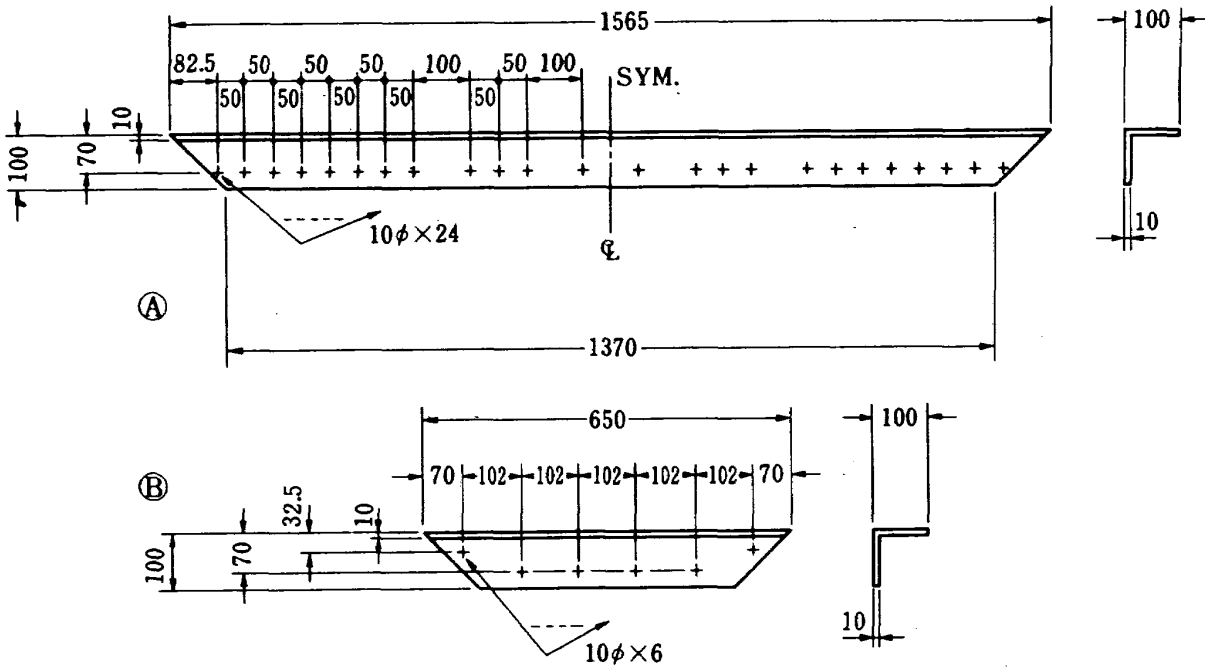


図 2 (g) 供試体固定治具 封緘板

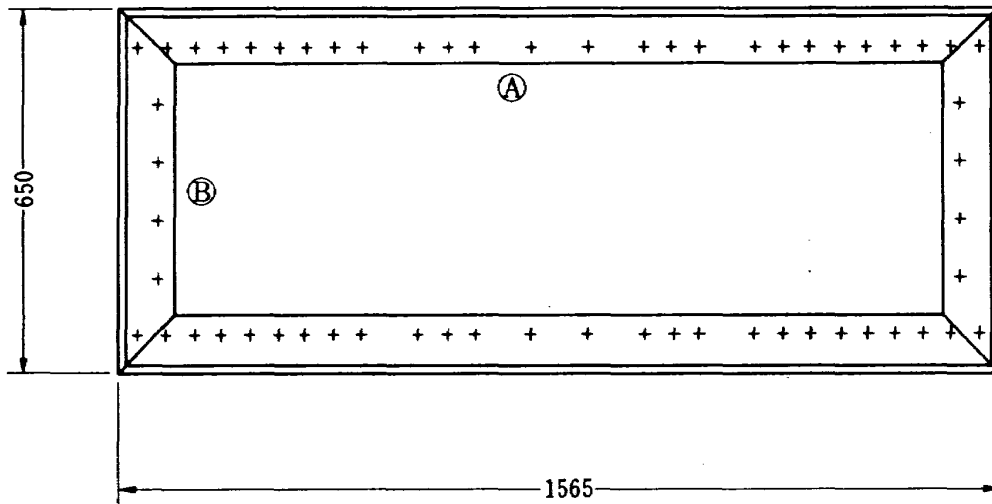


図 2 (h) 供試体固定治具 封緘板の本体正面上での組立て状況

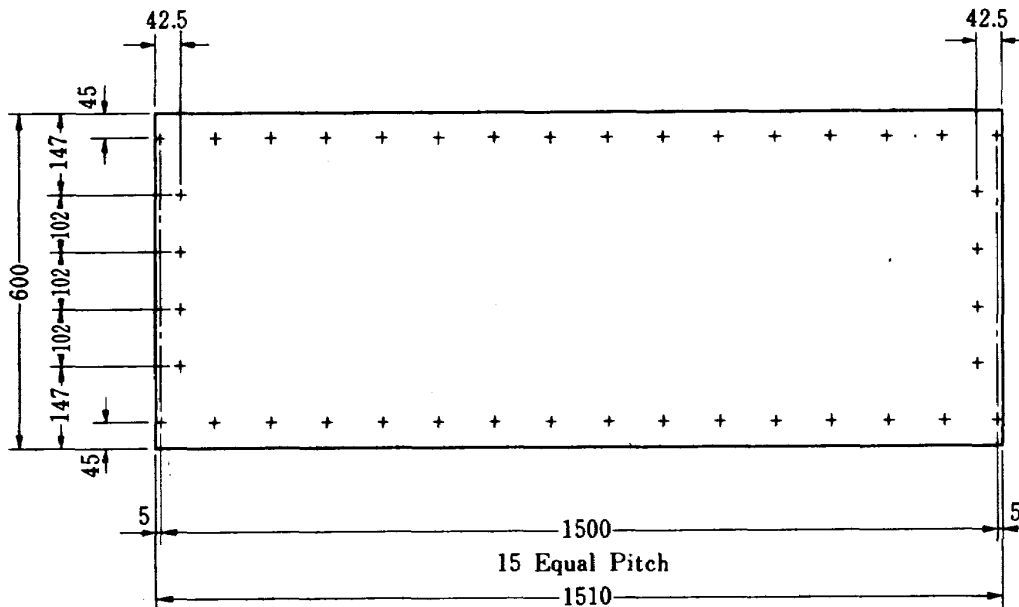


図 2 (i) 供試体固定治具 本体正面への取付可能な最大供試付寸法

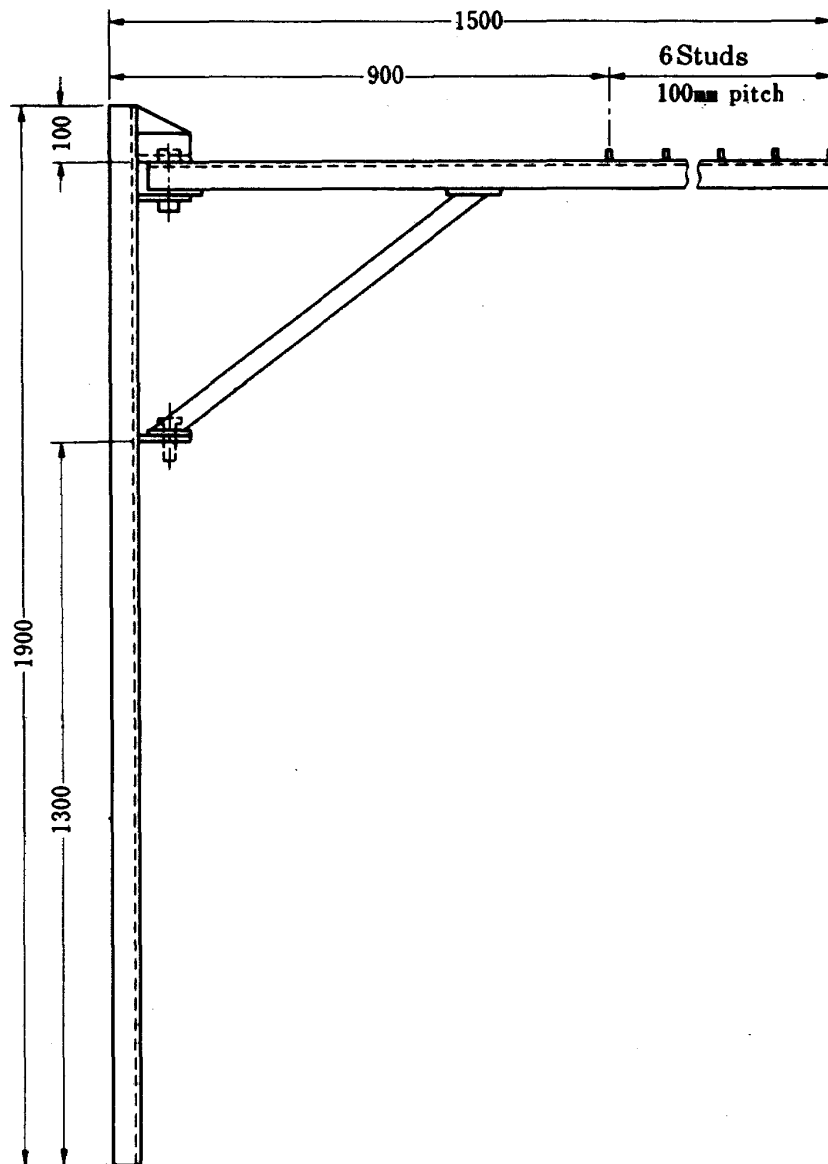


図 2(j) 供試体固定治具 ホイスト支柱

進行波管を密封するため図 2 (e) のような遮蔽板を取りつける。これらを本体に装着した状態は図 2 (f) のようになる。また凸型をした供試体も実験できるよう図 2 (g) のような封緘材を取りつけることも考えてある。これは凸面によって流路が狭められるので、取り付け治具を後退させたとき、進行波管と治具の間を密封するためのものである。重い供試体を取りつけるときはホイストを使用するが、そのために図 2 (j) のような回転柱を用意した。

治具全体の外観を図 3 に示す。治具全体の重量は標準試験片を取りつけるとき約 334 Kg である。進行波管の中にランプを配した状況を図 4 に示す。

新しい治具を取りつけたとき進行波管内の音圧がどのようになるか調べるために図 5 のようにマイク

ロホンを吊して音圧分布、スペクトル、波形を測定した。マイク #1, 2 の後方には加熱ランプが立ててあるので流路が多少狭められている。

波形例を図 6 (a), (b) に示す。大型電子計算機で処理してラインプリンター上に打出した結果で横軸は時間となっている。図 6 (a) が新しい治具の場合で、図 6 (b) は進行波管の扉を締めた場合である。いずれも一番上の波形が発信器からの制御信号、マイク番号は図 5 の位置に対応している。これらから、どの位置でも波形そのものはあまり変化していないが、正圧側に凸で負圧側に丸みのかかった上下非対象となっていることが分る。

マイク #1, 2, 3 の位置で音圧の RMS を求めた結果を図 7 (a) ~ (f) に示す。縦軸は dB で横軸は発

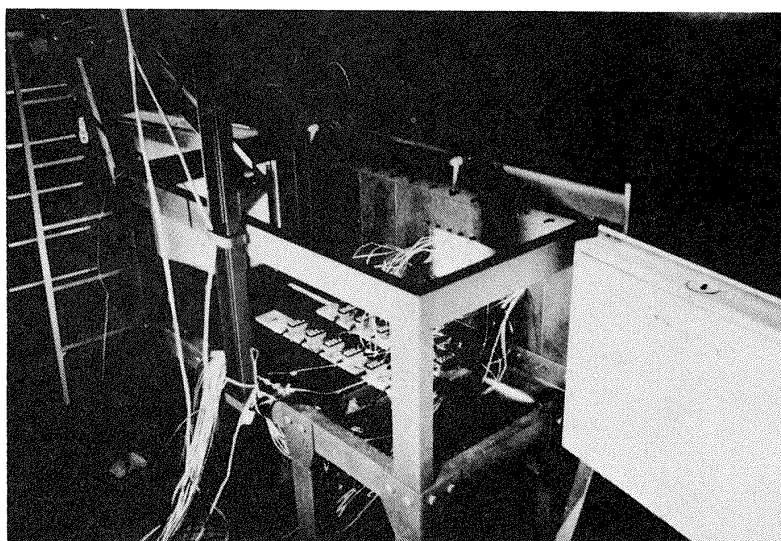


図3 供試体固定治具外観

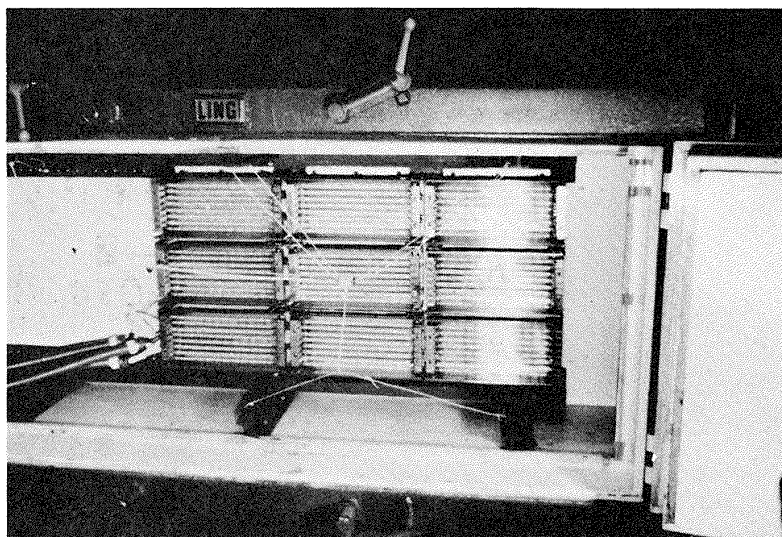


図4 加熱ランプ取付状況

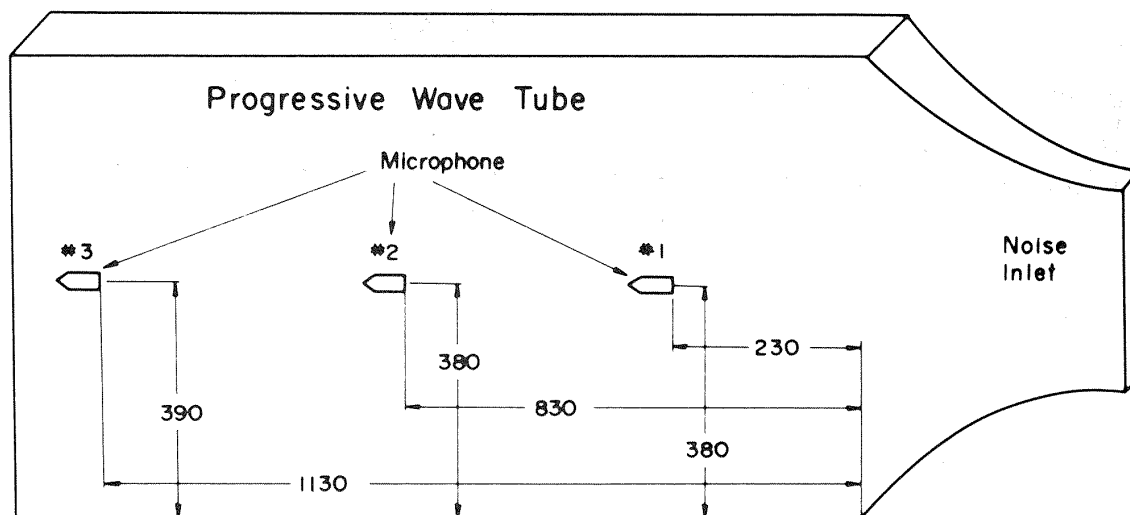


図5 マイクロホン位置

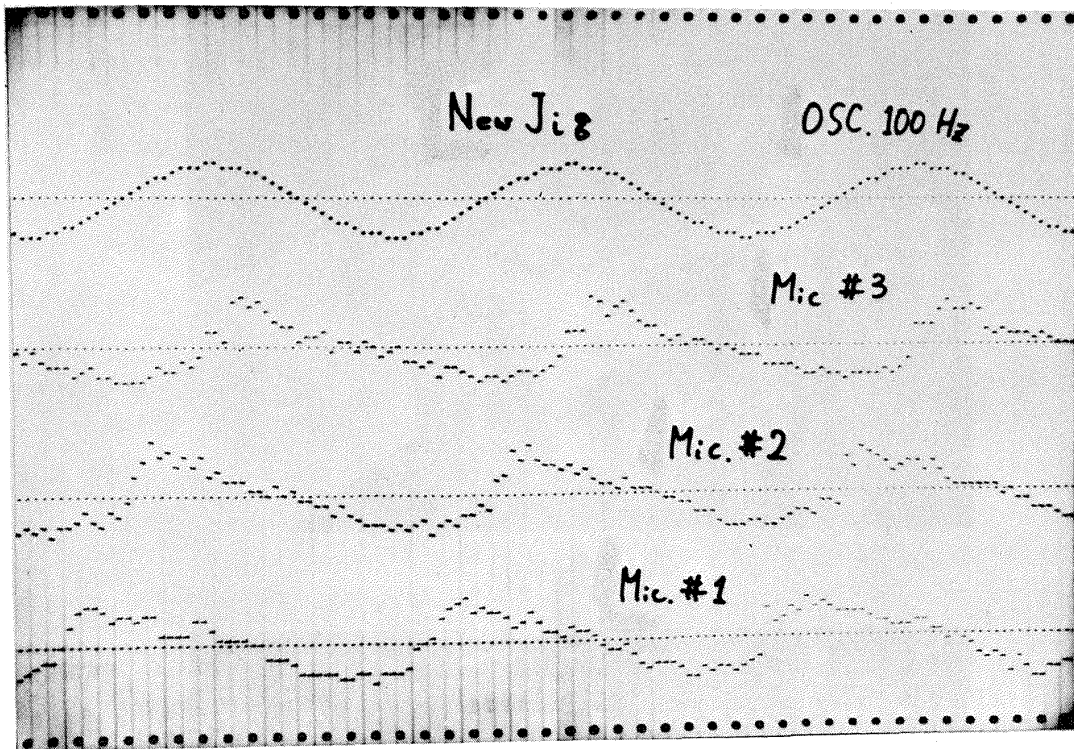


図 6(a) 騒音波形：新治具

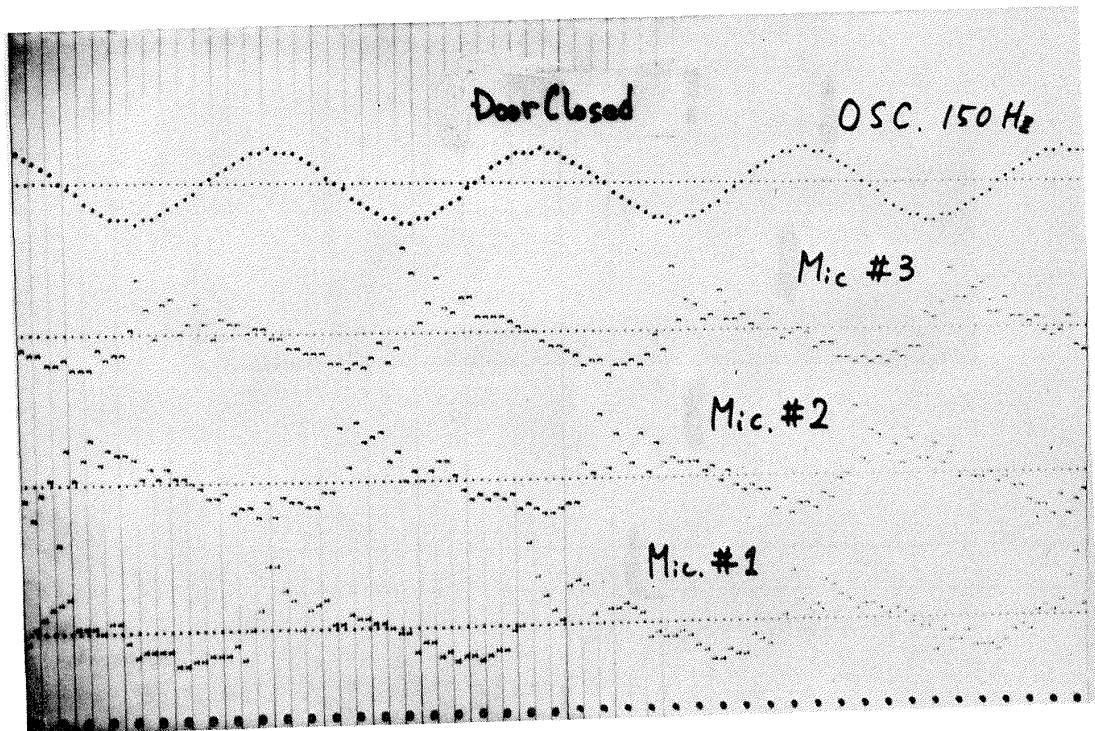


図 6(b) 騒音波形：扉密封

信器の掃引周波数である。各々の位置で新しく製作した治具で進行波管を塞いだ場合と、装置自体の扉を締めた場合を比較した。どの位置でも扉を締めてあるときの方が治具を取りつけたときよりも RMS 音圧が高く、治具の場合はかなり騒音が漏れていることが分る。各位置における RMS 音圧レベルはほ

ぼ同程度であるが、ホーンから遠い #3 の位置のレベルが、#1 より低くなっているのは当然であろう。また強音響を作り出すための一種の電磁バルブ系である EPT-94B は、波形観察からも 40~50Hz 以下の騒音を発生させることは困難であることが分っているが、この RMS 音圧レベルから見ても 70Hz 以

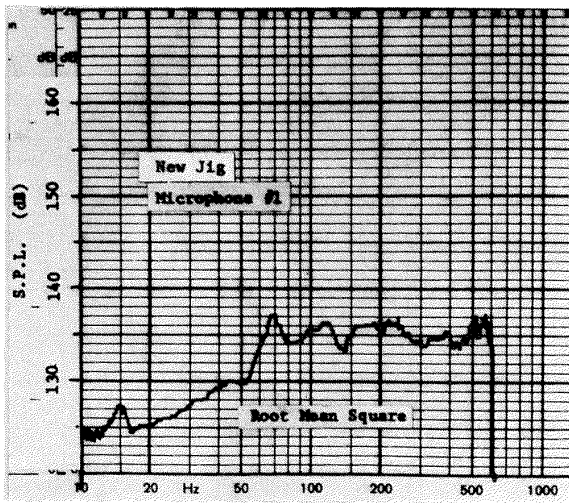


図 7(a) RMS 音圧レベル：
新治具マイク #1

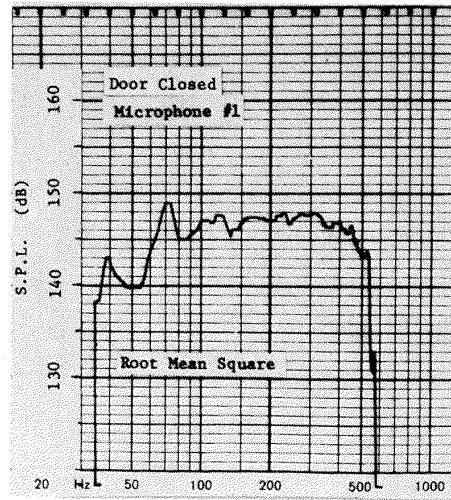


図 7(b) RMS 音圧レベル：
扉密封マイク #1

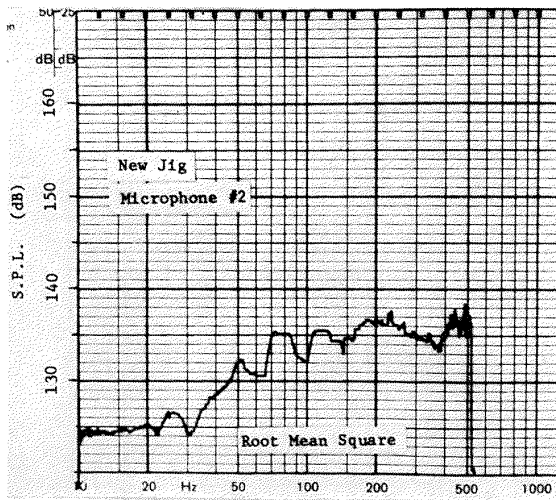


図 7(c) RMS 音圧レベル：
新治具マイク #2

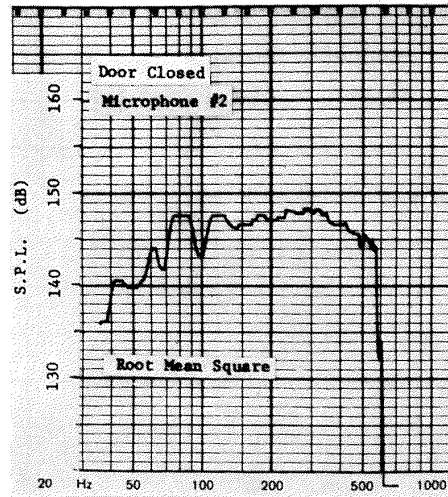


図 7(d) RMS 音圧レベル：
扉密封マイク #2

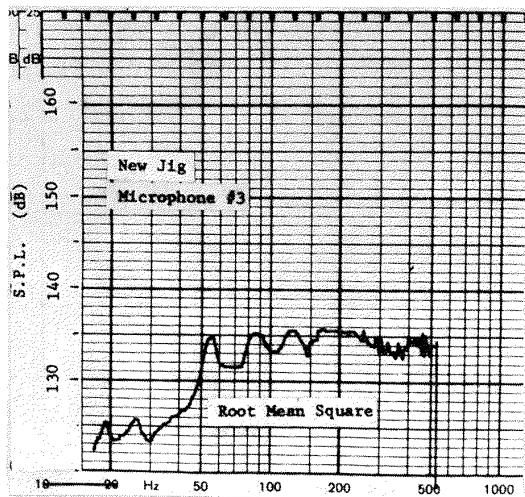


図 7(e) RMS 音圧レベル：
新治具マイク #3

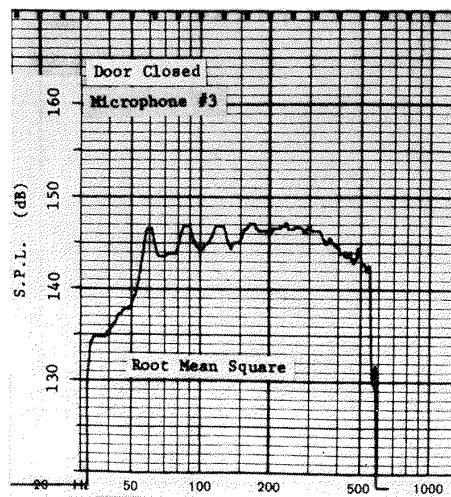


図 7(f) RMS 音圧レベル：
扉密封マイク #3

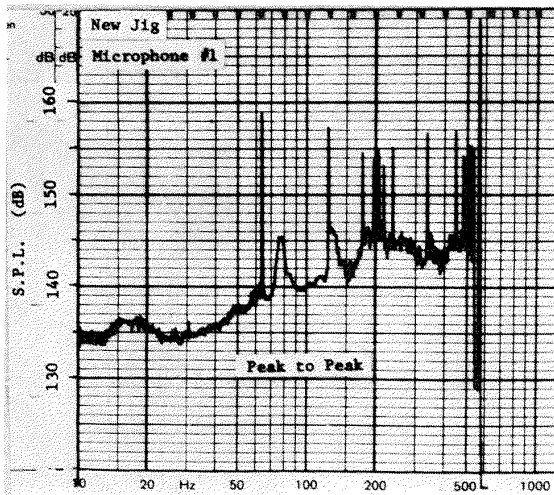


図 8(a) ピーク音圧レベル：
新治具マイク #1

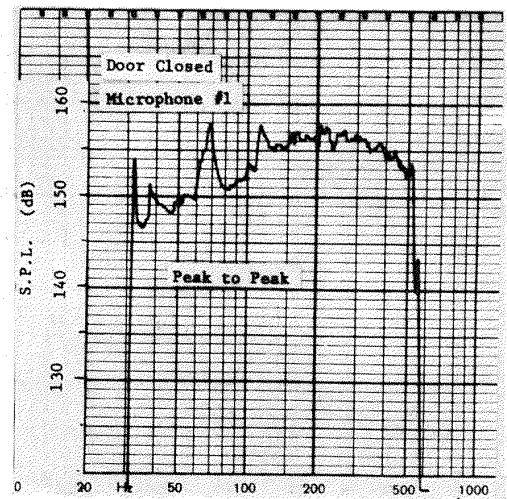


図 8(b) ピーク音圧レベル：
扉密封マイク #1

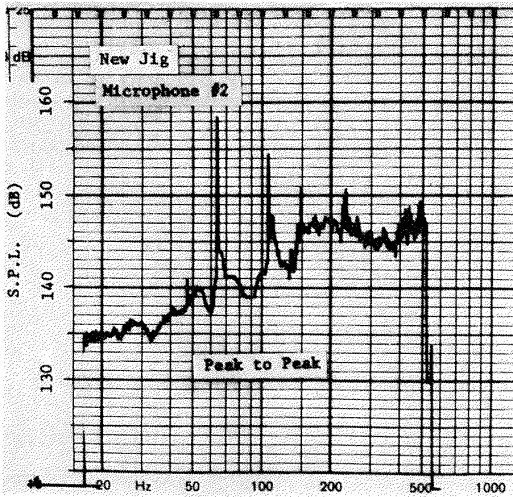


図 8(c) ピーク音圧レベル：
新治具マイク #2

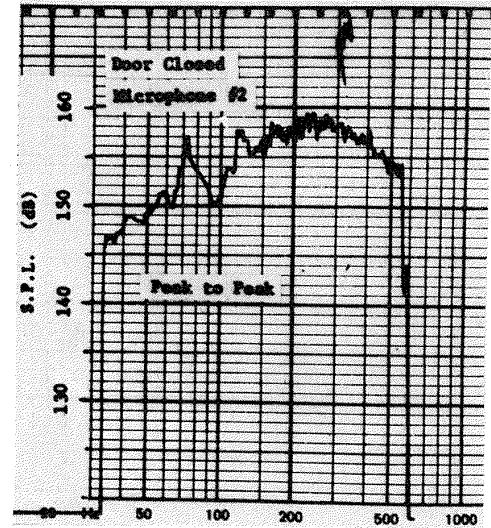


図 8(d) ピーク音圧レベル：
扉密封マイク #2

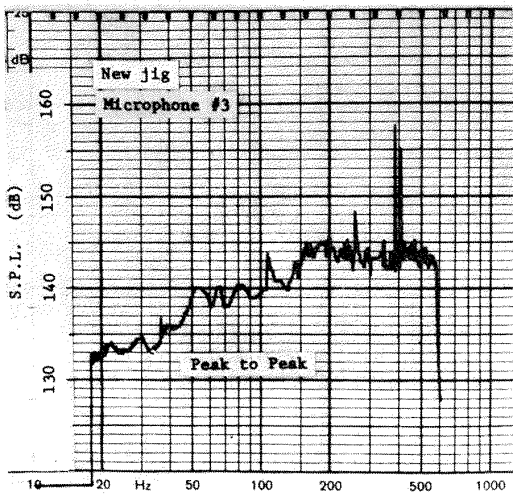


図 8(e) ピーク音圧レベル：
新治具マイク #3

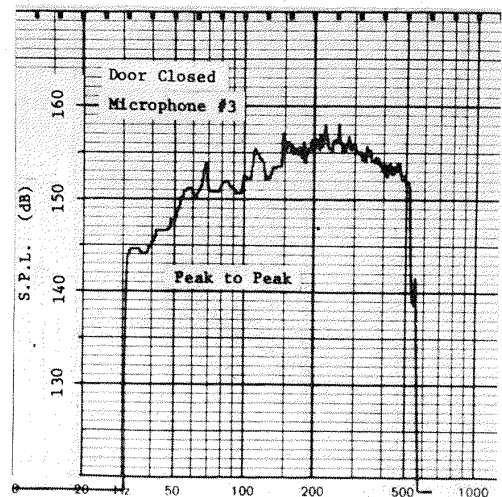


図 8(f) ピーク音圧レベル：
扉密封マイク #3

下では暗騒音的なレベルでしかないことが分る。

この同じ規則的な騒音について波形のピーク値を表示した結果図8 (a)～(f)に示す。定性的には前述の図7 (a)～(f)と同じであるが、音圧の山を測るのでRMS音圧よりは高くなる。この場合新しい治具については所々パルス状に高いレベルを示す周波数があるが、これは治具などが振動しているためではないかと考えられる。しかしRMS表示(図7 (a)～(f))の中には現われていないので、エネルギー的には小さい。

マイク#1における騒音スペクトルレベルを図9 (a)～(c)に示す。図9 (a)は治具の場合、図9 (b)は扉を締めた場合のスペクトルである。前者より後者の方が若干高目のスペクトルである。いずれも

100～200Hzのランダム波と、規則的な波のスペクトルとを重ねて描いてある。図9 (c)はランダム波だけを比較したものである。ランダム波の場合も治具を通しての騒音の漏れはやむを得ないのであるが、騒音レベルが極端に下がることはないと思われる。

以上の音響スペクトル測定には常温用のマイクで計測を行った。試験片等を加熱して実験するときはマイク#1の位置に耐熱マイクを吊るして騒音の測定を行う。しかしこの場合も進行波管内の空気そのものの温度はそれ程上昇することはないので、加熱試験中の進行波管内部の音響特性も常温のときのそれと大差ないと考えてよい。

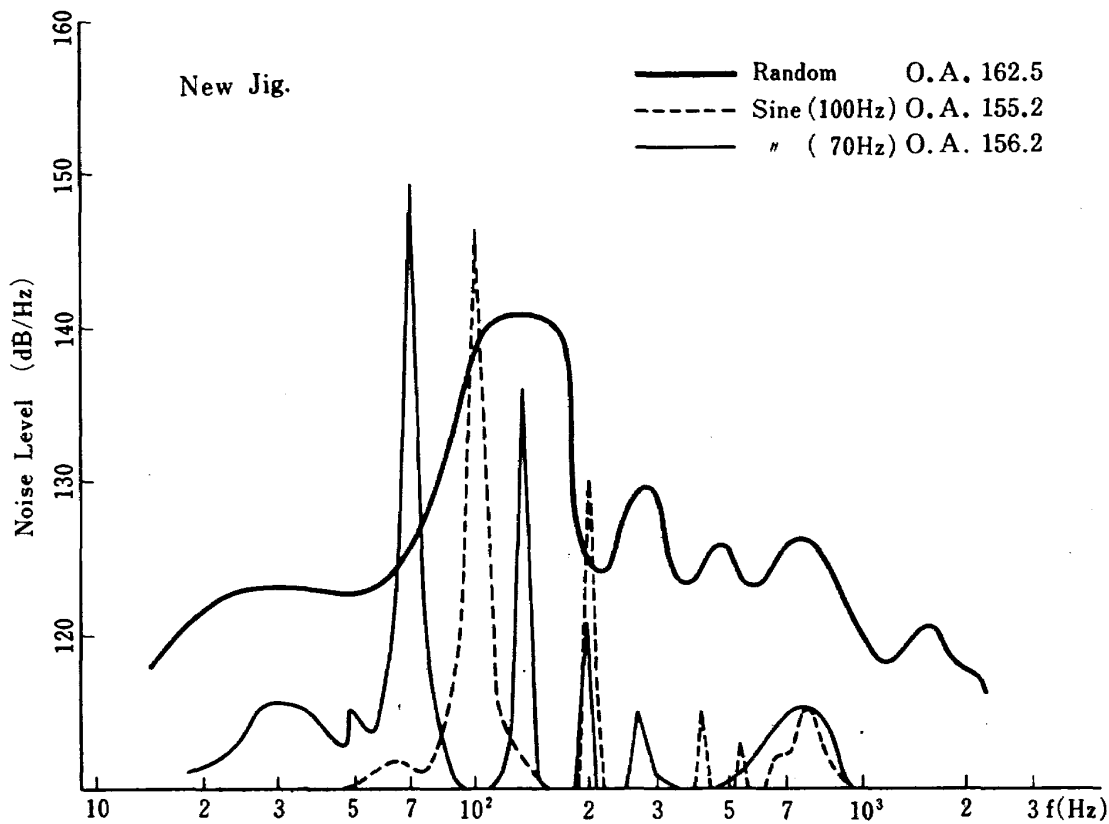


図9(a) 騒音スペクトル：新治具マイク#1

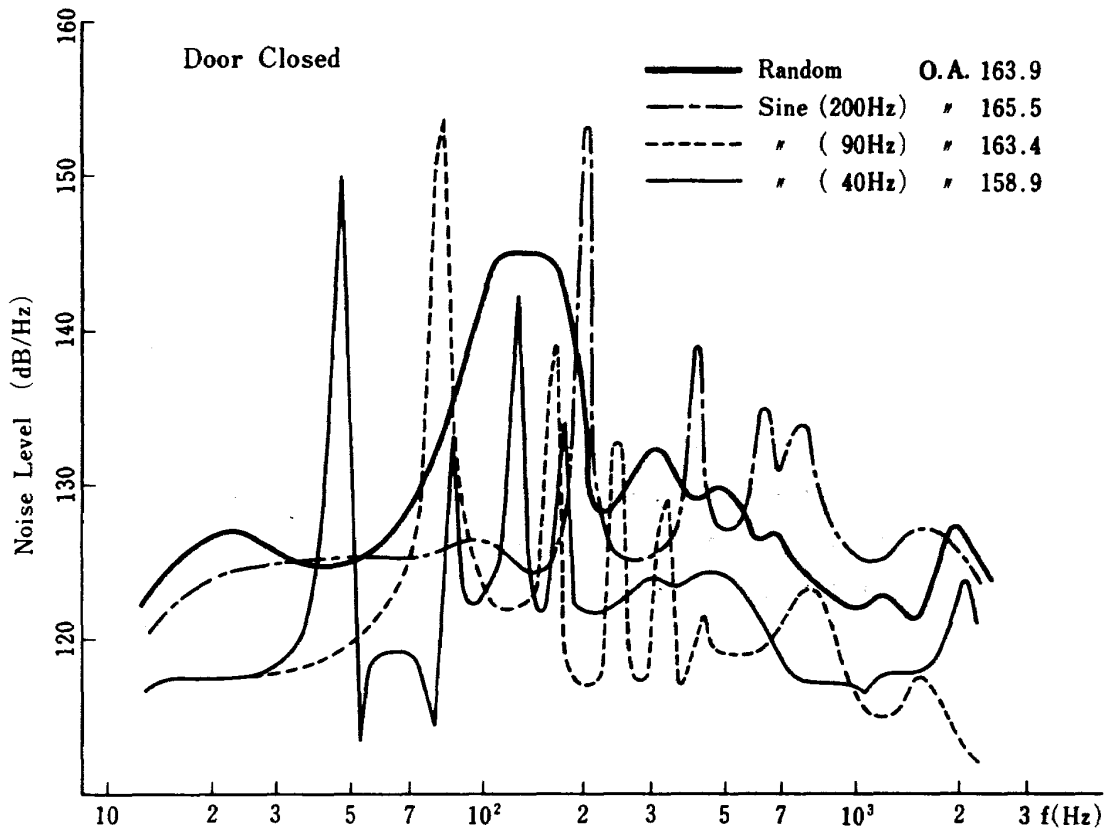


図 9 (b) 騒音スペクトル：扉密封マイク #1

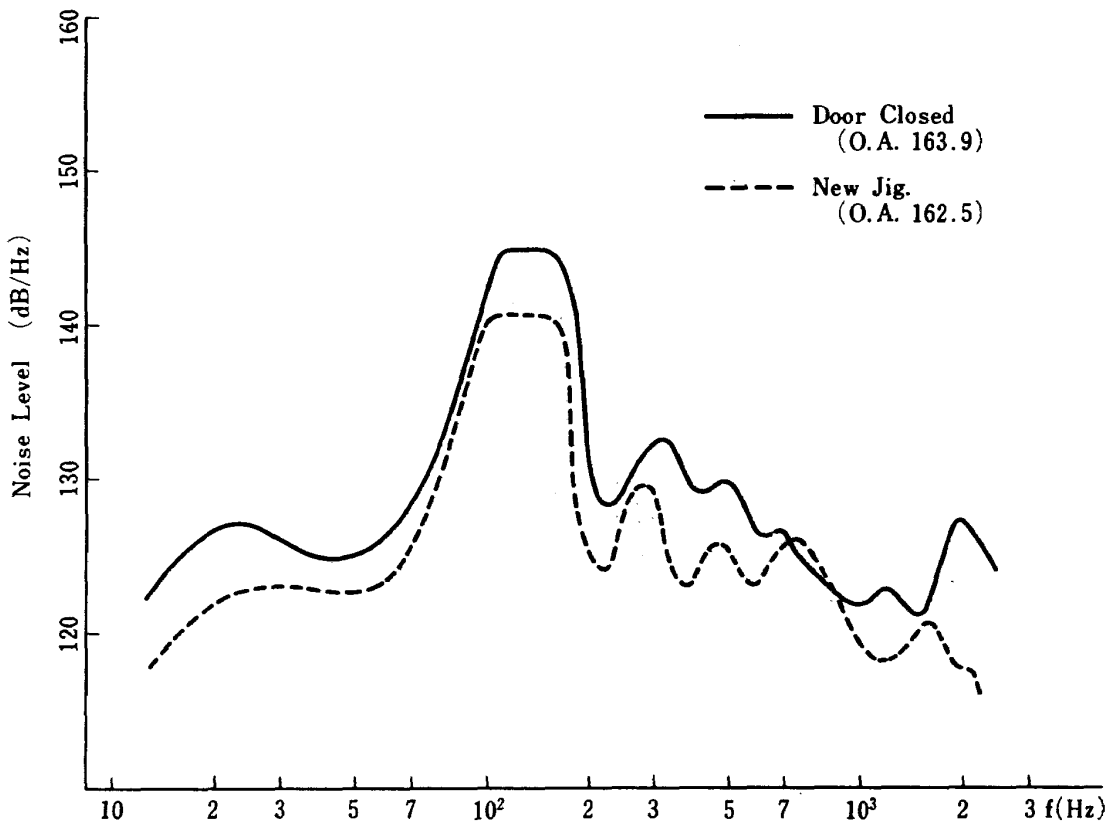


図 9 (c) 騒音スペクトル：新治具と扉密封の比較

4. 標準試験片を用いた加熱実験と動応答計測

4.1 供試体と歪みゲージおよび温度測定用熱電対の位置

供試体としてチタン合金の平板，寸法 355×190×1mm (Ti-6Al-4V)，を用いた。これを厚さ 10mm の鋼製金枠 2 枚で挟み，それを図 2 (d) に示した標準試験片取付金具に固定する。取付け状況を図 10 に示す。供試体の表面（加熱面）は黒く塗装してある。

用いた歪みゲージの種類と供試体上の位置および熱電対の位置を図 11 (a),(b) に示す。図 11 (a) が加熱面，図 11 (b) が裏面である。これら図中で BO は接着型歪みゲージを示す。また=やII印は CA (クロメルアルメル) 熱電対を示す。図から分かるように同程度の歪みが発生するであろう個所に BO 型と SW 型 2 種類の歪みゲージを貼り，両者の指示の比較をする。また中央面の歪みの量を見るために，加熱面上の歪みゲージ #1,2,3,4 の裏側に #5,6,7,8 の歪みゲージを貼ってある。

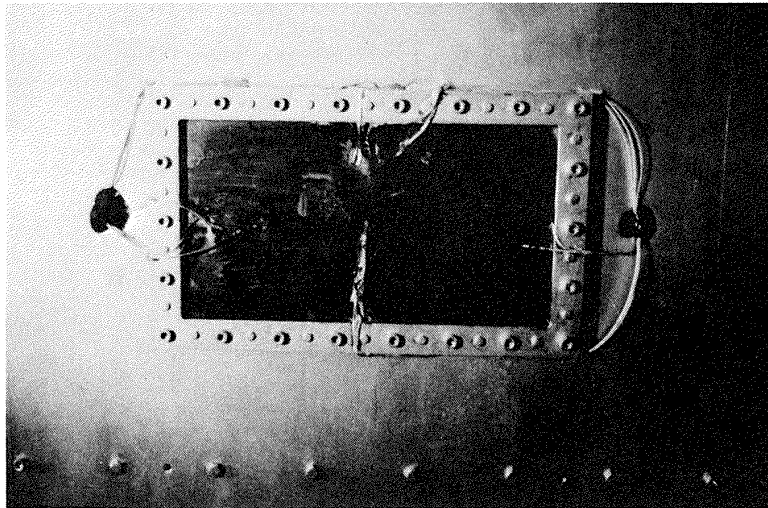


図 10 供試体外観

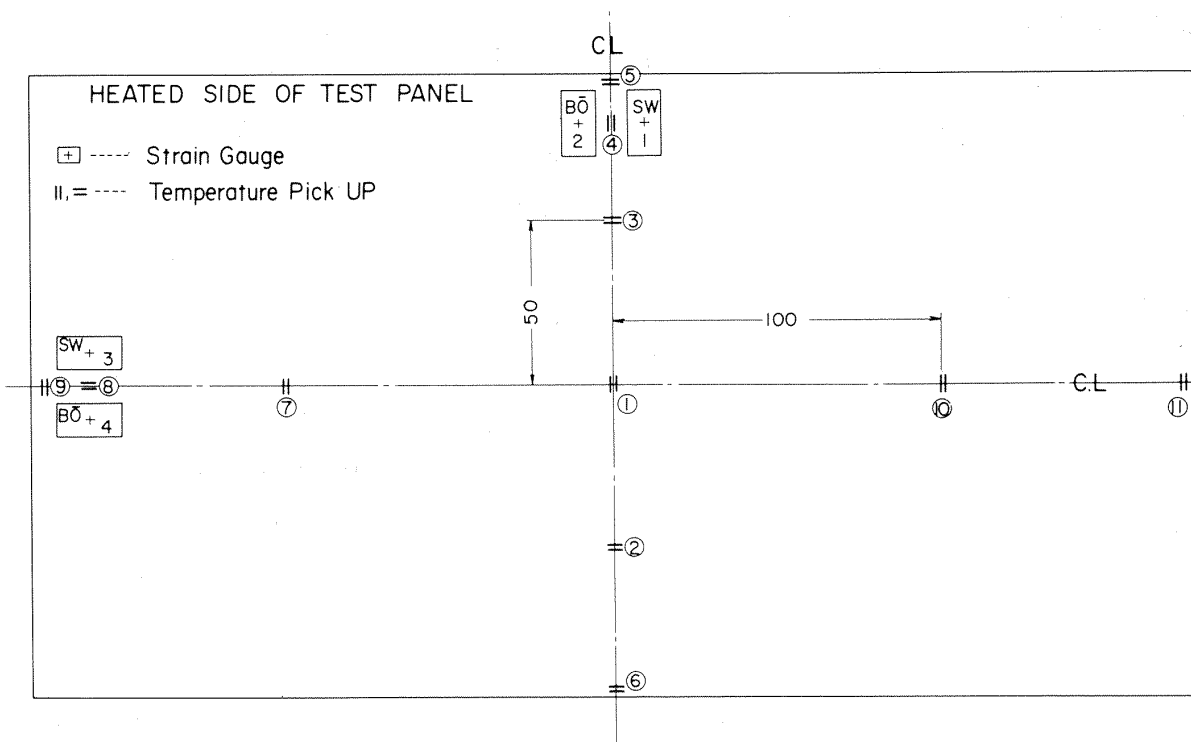


図 11 (a) 供試体加熱面上の歪みゲージおよび温度計測位置

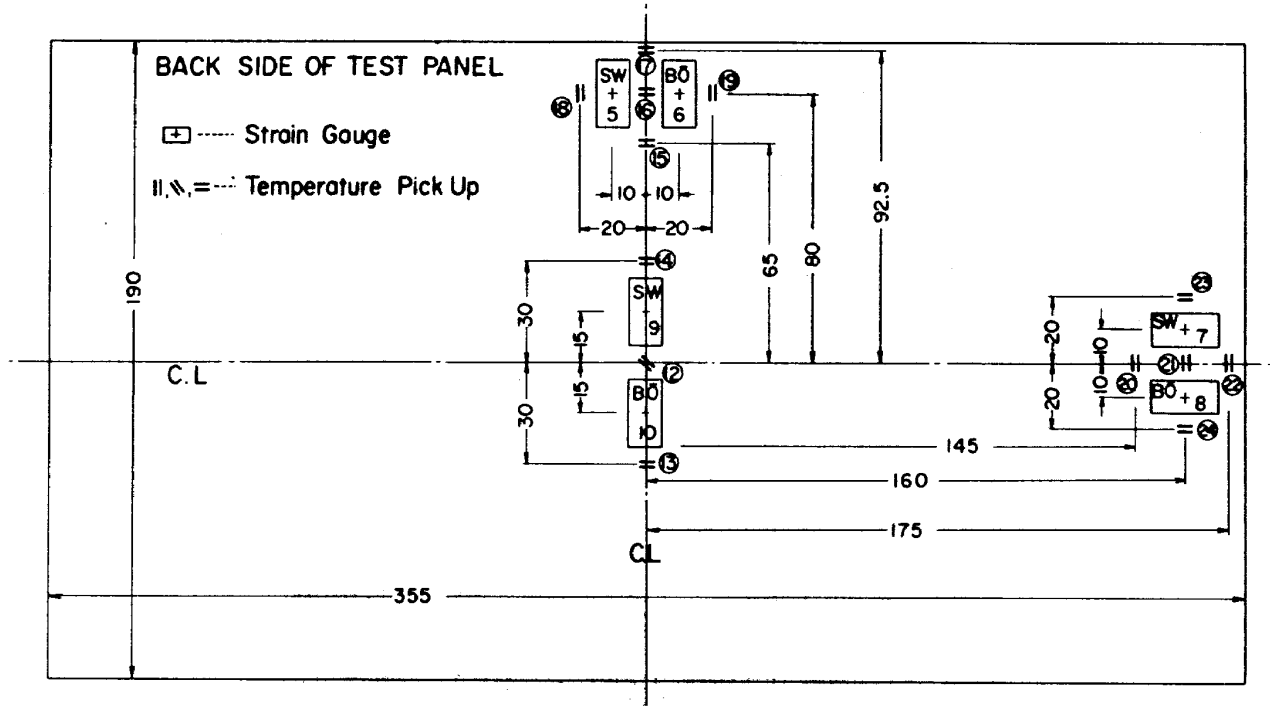


図 11(b) 供試体表面上の歪みゲージおよび温度計測位置

接着型歪みゲージは常温硬化型の接着剤を用いて供試体に貼りつける。点溶接型歪みゲージはステンレス箔に歪みゲージを貼ってある型なので、ステンレス箔の縁を供試体上に点溶接機で止める。この型の歪みゲージはAl合金や複合材には使えない。

BO型およびSW型歪みゲージの温度特性を図12(a),(b)に示す。使用する温度範囲でこの補正值が小さい程よい歪みゲージであるので、できれば図12(b)のように2次曲線でしかも最大補正值が50μ以下であることが望ましい。

4.2 静加熱試験結果

供試体を加熱して行ったときの歪み応答例を図13に示す。この場合熱平衡を保つようにゆっくり熱負荷を与えた。#3の歪みゲージ出力は14.6℃付近で極値を持つが、#7、#8の歪み量は温度上昇とともに増大している。表裏の関係にある#3と#7の歪みからその場所中央面の歪みとして両者の平均値を取ると図中点線のようになる。この歪み変化は明確な変曲点を持つことから、この位置では熱座屈が発生したと考えられる。しかし同じく表裏同位置の関係にある#1と#5、#2と#6、#4と#8の組合

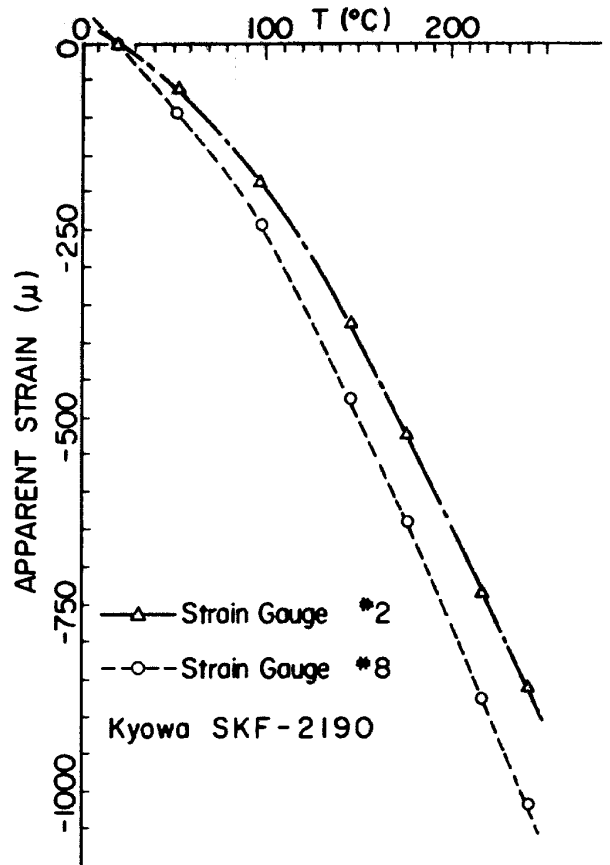


図 12(a) 接着型歪みゲージの温度特性

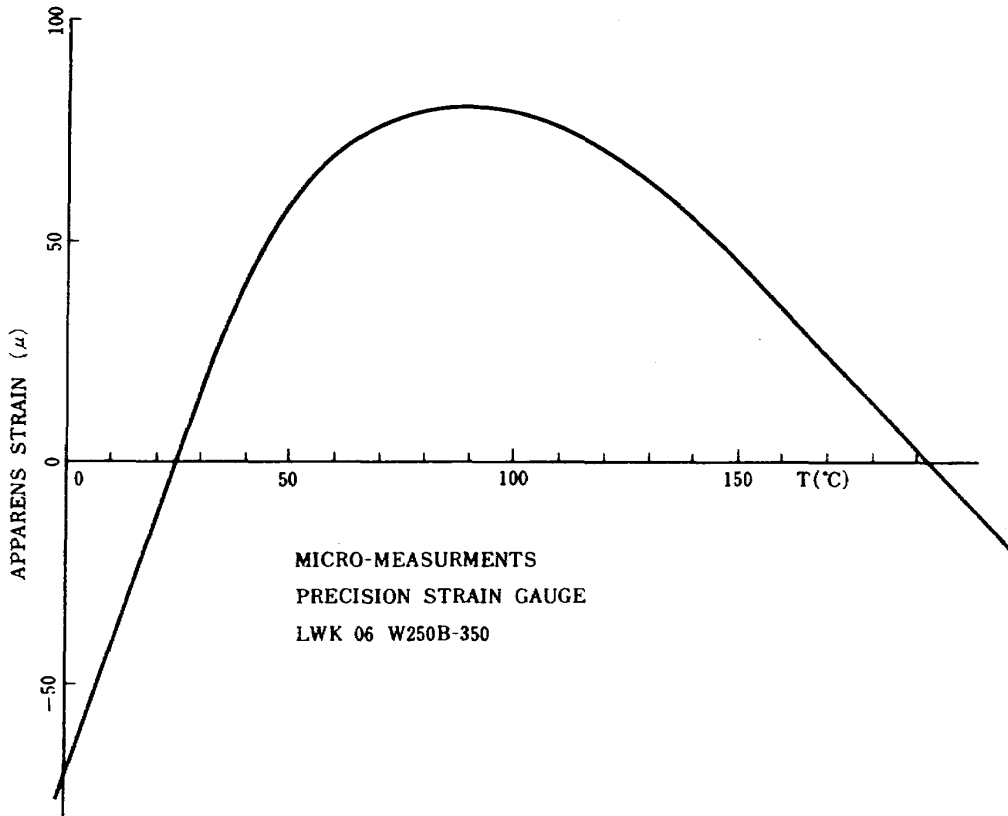


図 12 (b) 点溶接型歪みゲージの温度特性

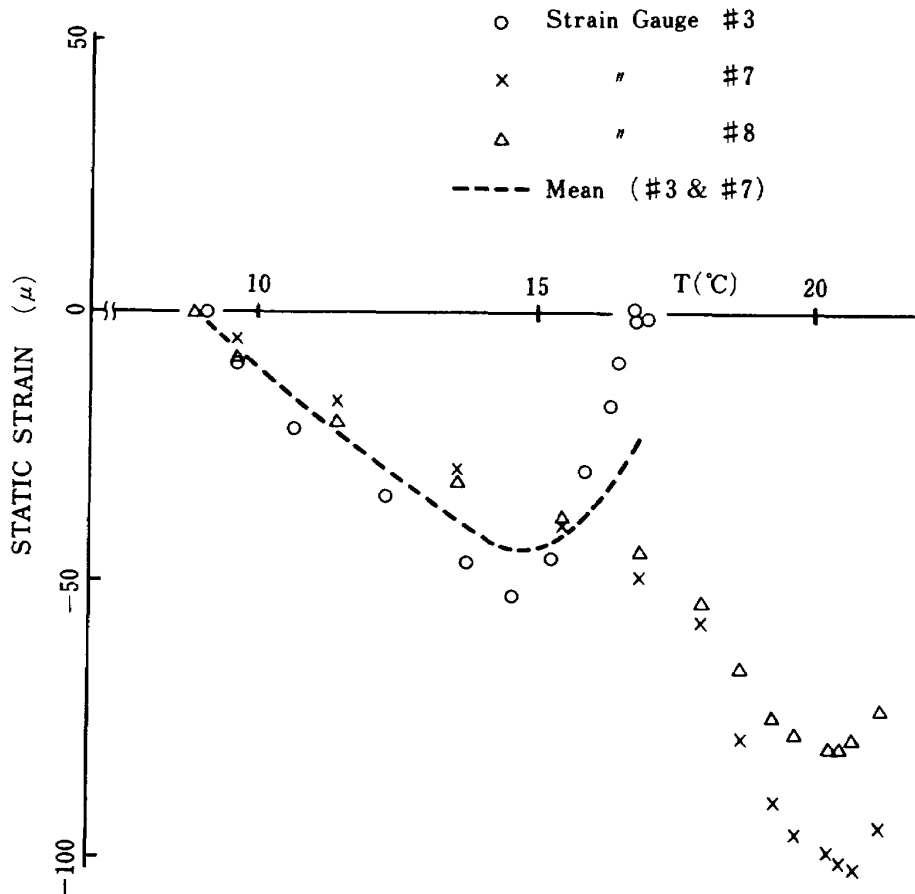


図 13 温度上昇による歪み変化

せから平均値を取った結果からは変曲点は得られていない。従って#3と#7位置での熱座屈は局所的な座屈であって供試体全体の熱座屈とは云えない。なお図13において熱歪みが0である温度(約9℃)は室温で、その温度で歪みゲージの0バランスを取ったことを示す。即ち#3と#7位置での熱座屈は供試体の温度上昇が歪みゲージ付近で5.6℃のとき発生したことになる。

次に加熱ランプの熱量を一定としたときの#3と#7歪みゲージの応答を図14に示す。横軸は電源投入後の時間(秒)である。約200秒後に173℃に達して平衡状態となった。このときの加熱は先の図13に比べて急激な加熱であり、歪み応答も過度的なものとなる。図に示すように約20秒後に平均歪み履歴は変曲点を持つ。この時の温度は約43℃であったがこれは室温からの温度上昇は約31℃となり先の図13の場合よりかなり高い値となっている。以上のごとく熱負荷速度により座屈発生温度は変わる。

供試体上の温度を知るため代表的な点の結果を図15に示す。供試体の周辺部の温度(#4, #21熱電対指示)より中央の温度(#12)の方が高くなるのは当然であるが、その差はあまり大きくないので、この標準試験片はかなり均一に加熱されていると考えてよい。

4.3 加熱音響加振試験結果

音響負荷パワースペクトルを図16に示す。図中直線で描いてあるスペクトルはエンジン排気騒音の実測スペクトルに近いもので、目標とするスペクトルである。しかし装置の出し得るスペクトルは全体的に低目であり、必ずしも満足な音響負荷を得ていない。特に100Hz以下の出力低下が著しい。

図16のような音響スペクトルで供試体を加振したときの応答歪みスペクトル例を図17(a), (b), (c)に示す。いずれも300μを0dBとした対数表示スペクトルである。図17(a)は接着型歪みゲージ#2の結果で、図17(b), (c)は点溶接型歪みゲージでそ

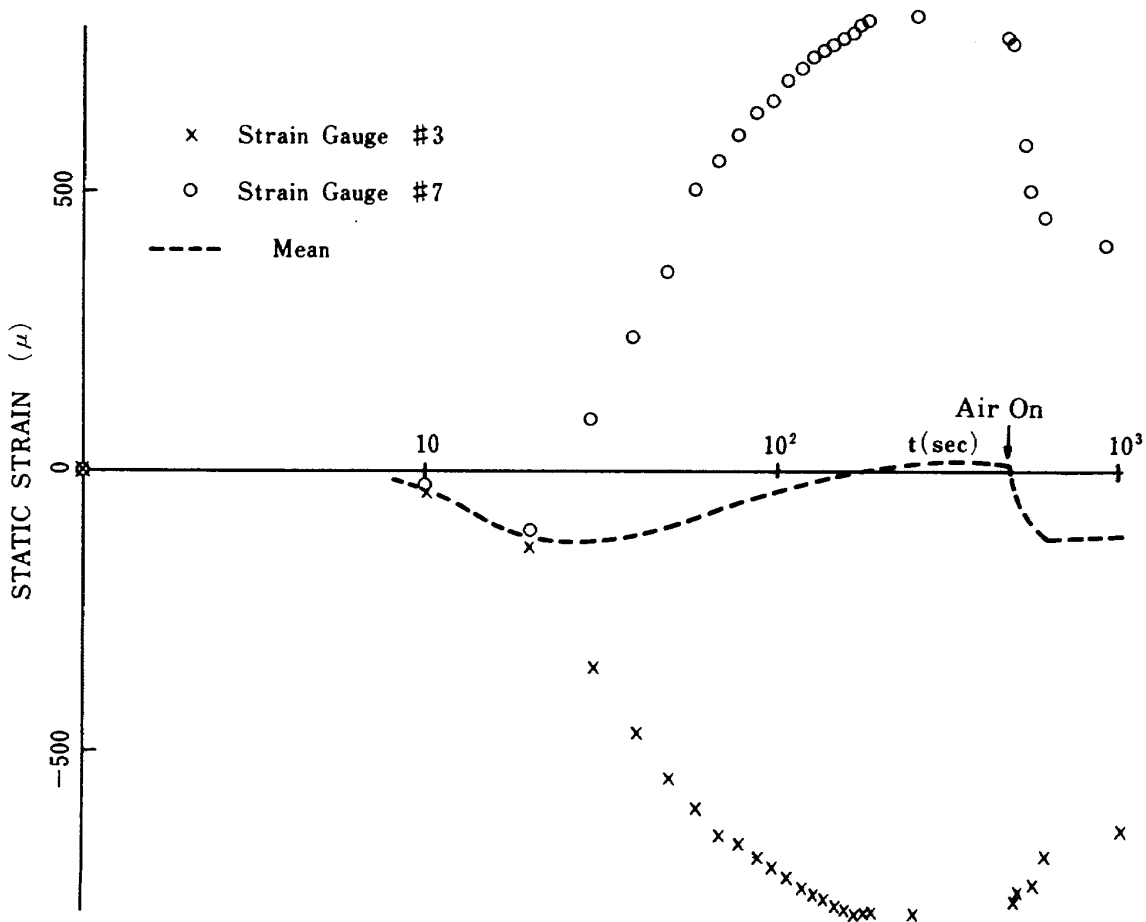


図14 一定加熱開始後の歪みの履歴

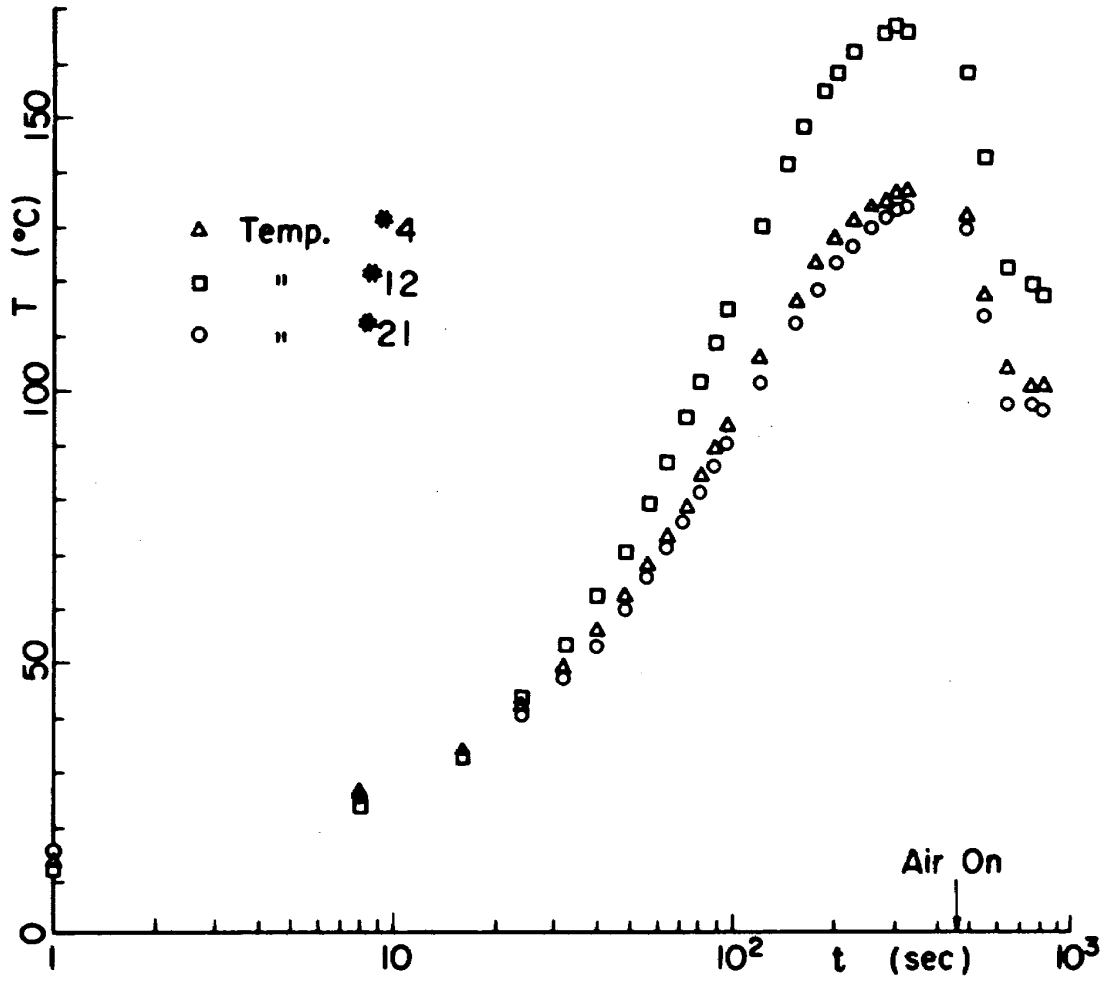


図 15 一定加熱開始後の供試体温度上昇

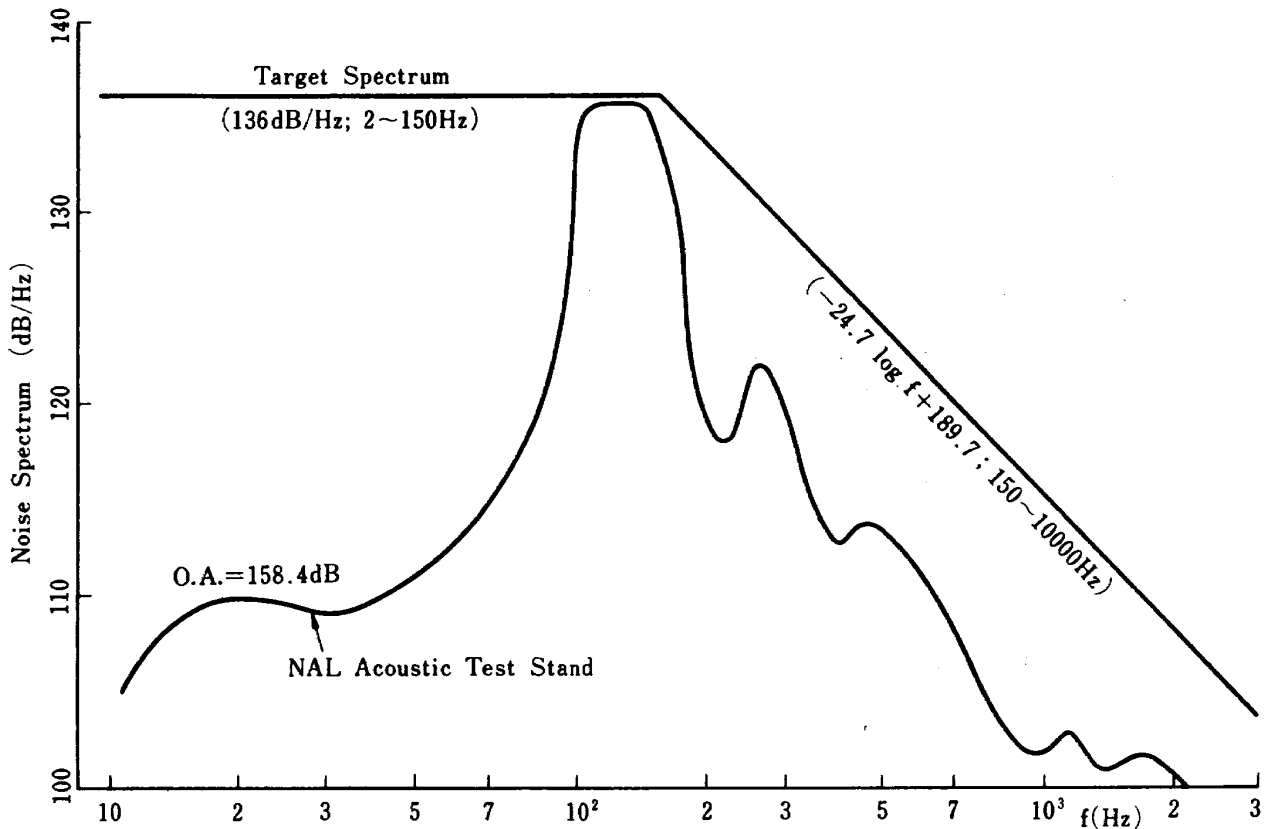


図 16 音響加振スペクトル

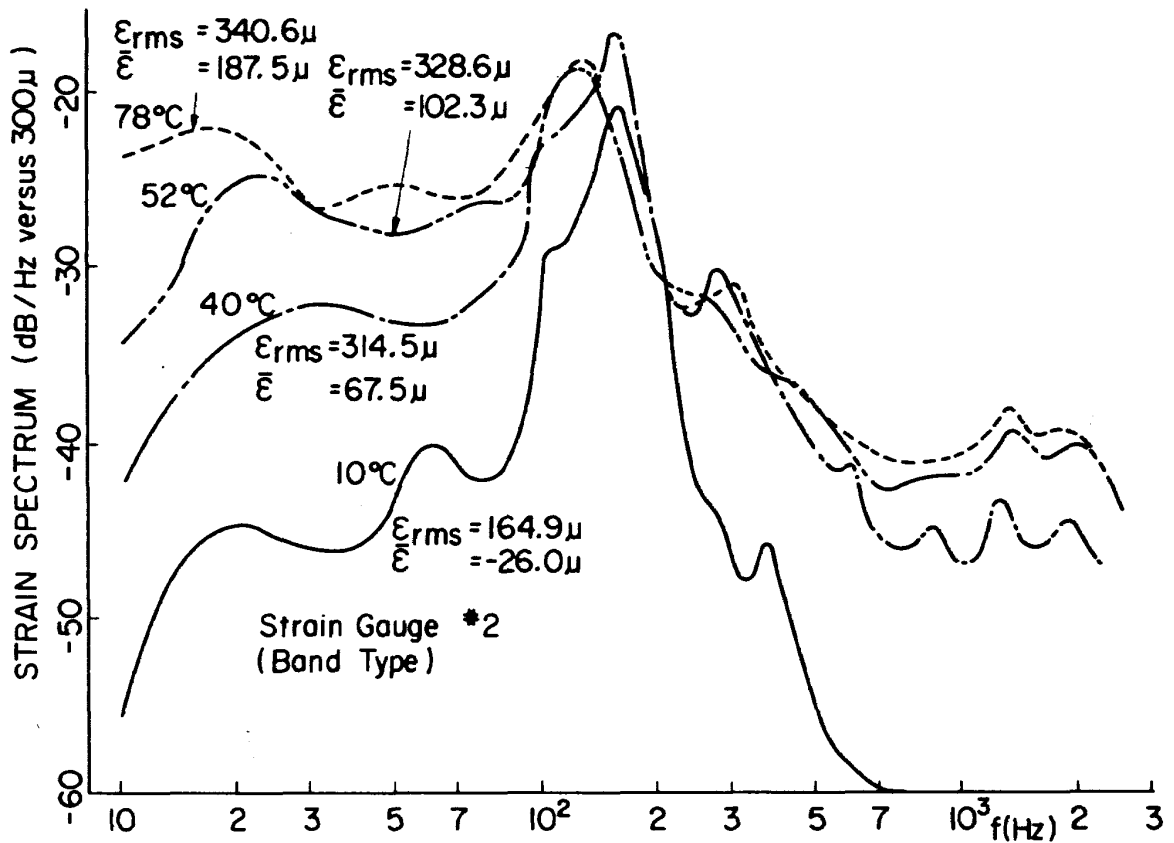


図 17(a) 歪み応答スペクトル：歪みゲージ #2 (接着型)

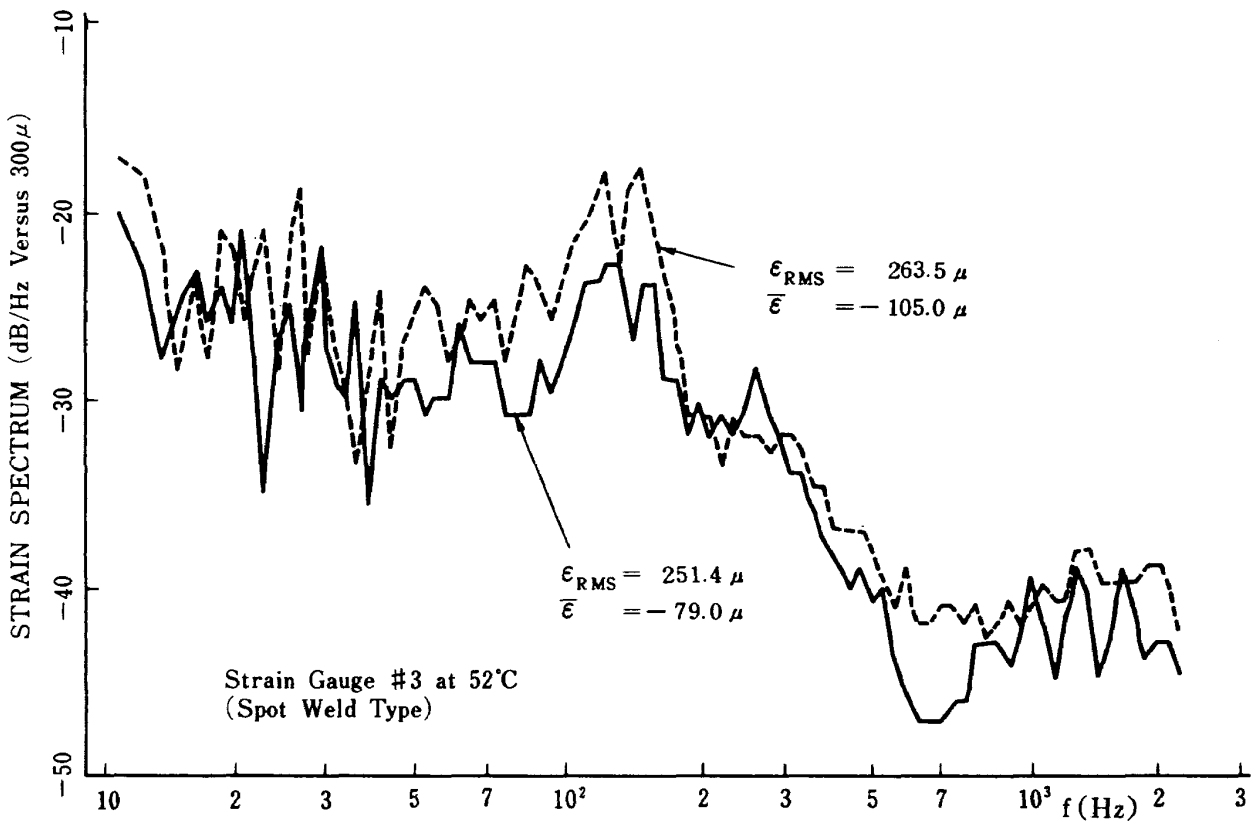


図 17(b) 歪み応答スペクトル：歪みゲージ #3 (点溶接型)

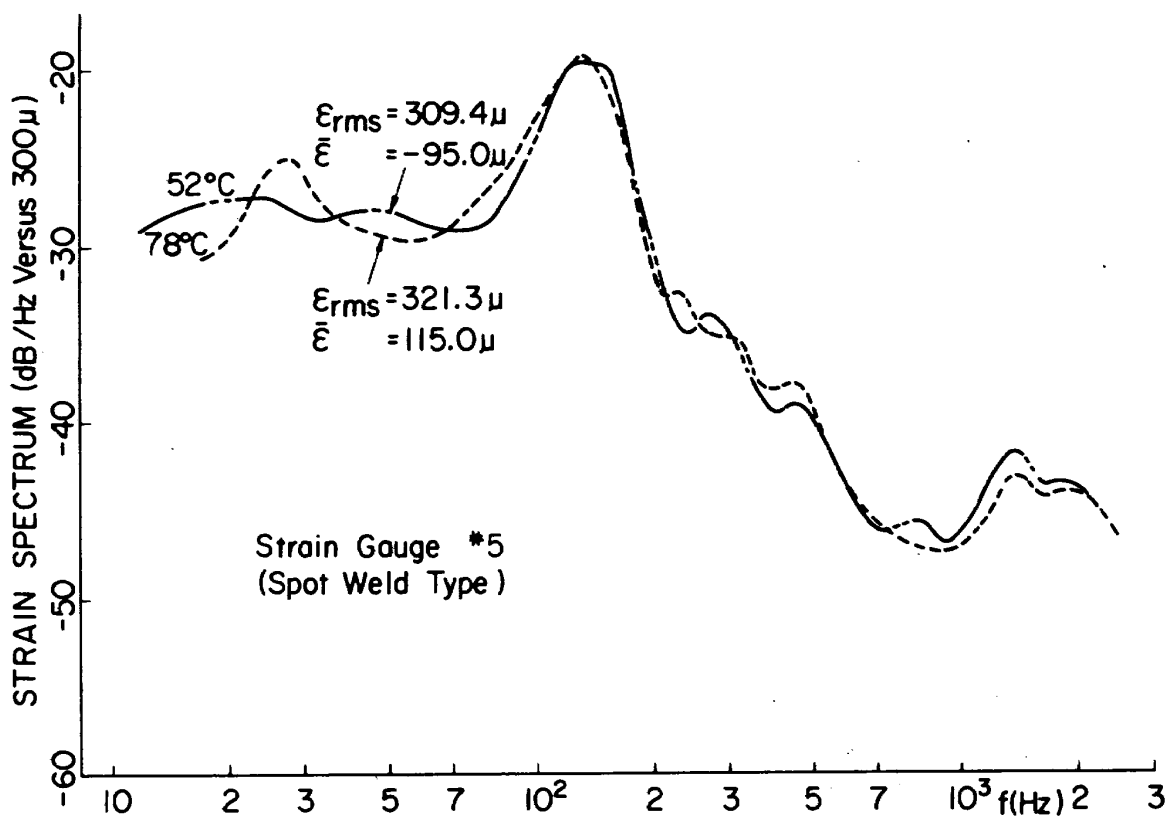


図 17(c) 歪み応答スペクトル：歪みゲージ #5 (点溶接型)

それぞれ #3, #5 の結果である。図中に示してある温度は歪みゲージ近傍に貼付してある熱電対の指示であるが、そのまま歪みゲージの温度としている。歪みゲージの回りに 2~3 ヶの熱電対をつけたが、どの指示もあまり変わらず、歪みゲージ 1 枚に熱電対 1 ヶを用意すれば十分であることも分った。

温度による歪みスペクトルの変化は図 17(a)によく示されていて、温度上昇により低周波側のレベル上昇が著しい。10℃は加熱を行っていない場合であり、この時は共振ピークのはっきりしたスペクトルとなっている。温度上昇とともにこのピークの高さや位置はあまり変わらず、全体的に裾野部分が高くなって平らなスペクトルとなって来る。図 17(b), (c)は加熱温度 50~80℃の範囲の結果であるが、この温度になるとあまりスペクトルが変わらない。

温度による歪みの RMS 変化を図 18 に示す。これより室温から 40℃くらいまでの変化が大きく 40℃から 80℃への変化はそれ程大きくないことが分る。これはスペクトルの変化とも対応している。

次の歪み応答の瞬時値の確率密度関係であるレベル分布を図 19(a), (b), (c)に示す。図 19(a)は #2 ゲ

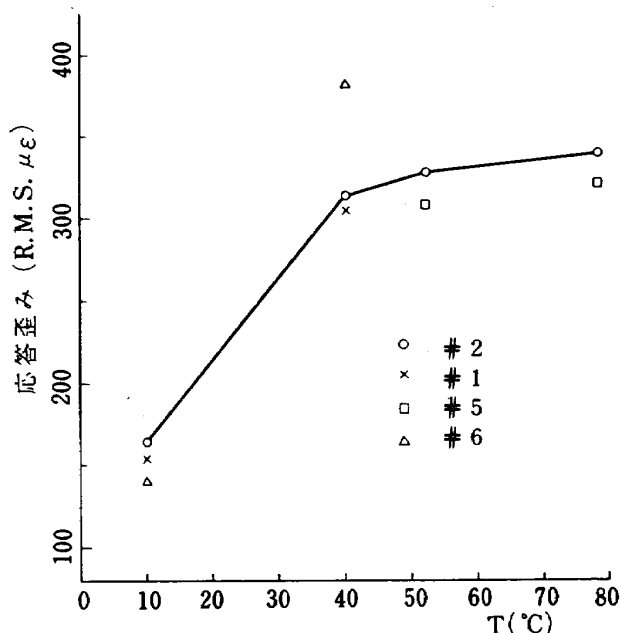


図 18 歪み RMS の温度による変化

ージの常温のとき、図 19(b)は #2 ゲージ加熱時、図 19(c)は #3 ゲージ加熱時の結果である。

常温のときの分布は初期不整がなく振動振巾が微小であれば Gauss 分布に近くなるのであろうが、本実験に用いた供試体では若干の初期不整と板中央変位が板厚の 3~5 倍になると予想される大変形の

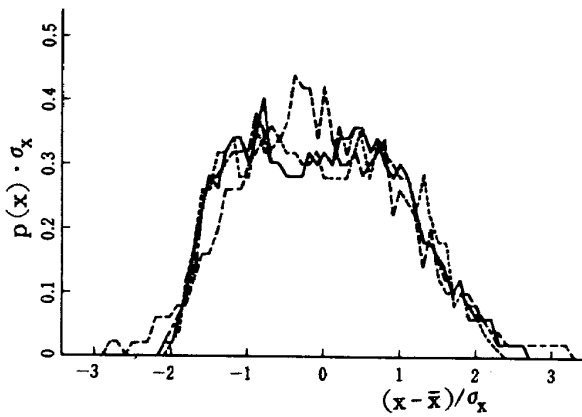


図 19(a) 歪み応答レベル分布：
歪みゲージ #2, 常温

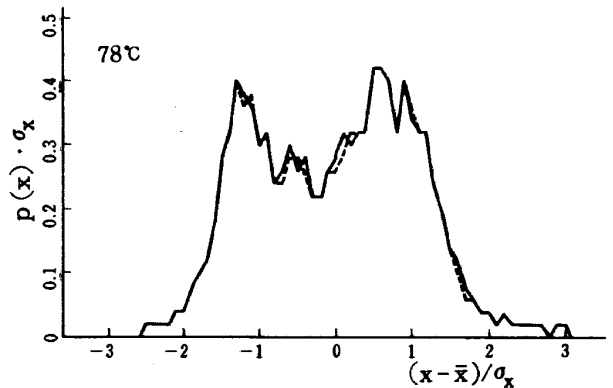
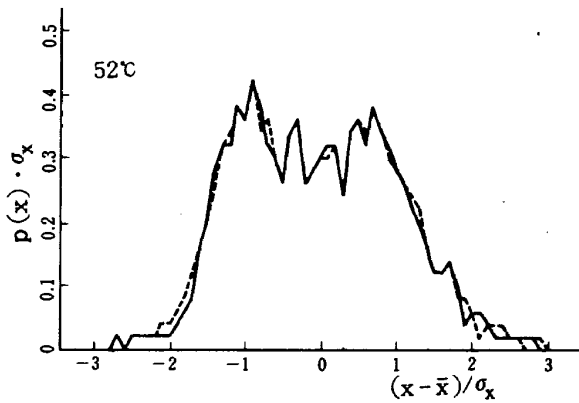
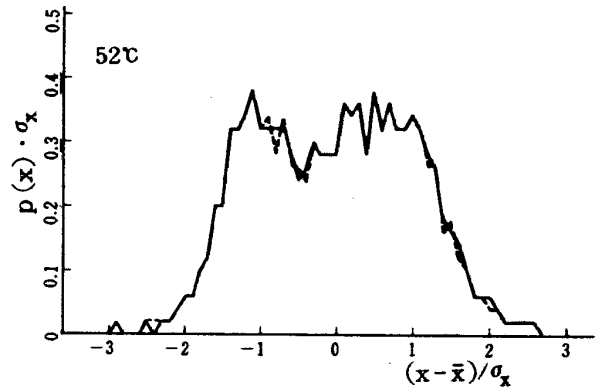


図 19(c) 歪み応答レベル分布：
歪みゲージ #3, 加熱

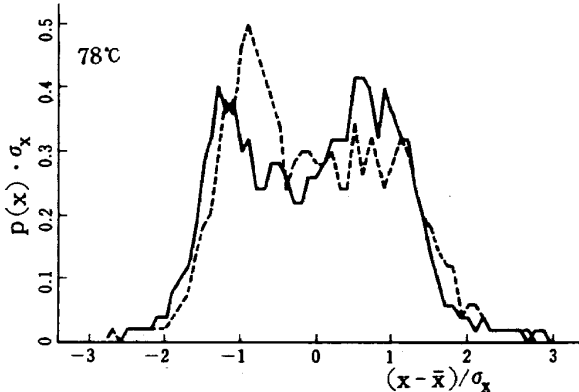


図 19(b) 歪み応答レベル分布：
歪みゲージ #2, 加熱

ため、図 19(a)に示すように分布が偏平となっている。図中に 4 種類の分布を示したが、これはデータのサンプリング開始時刻を変えた結果で、大体同じになる。

加熱しているときは図 19(b), (c)から分るように先の常温の場合(図 19(a))とは様子が変わっており、 $\pm 1 \sigma_x$ 近傍に分布のピークが現われる。このことは歪み応答が時間的な意味でも $\pm 1 \sigma_x$ 近傍に長く滞在している可能性を示しており、Oil Canning 的振動と対応しているのではないかと考えている。

4.4 接着及び溶接型歪みゲージの比較

本実験では応答歪みを計測するため、前述のように 2 種類の歪みゲージを使用した。両者の指示を比較するため #1 (SW型) と #2 (BO型) ゲージの歪みスペクトルを図 20 に示す。#1 と #2 ゲージの位置が少しずれているとは云え、両者の結果は定量的によい一致を示していると云えよう。

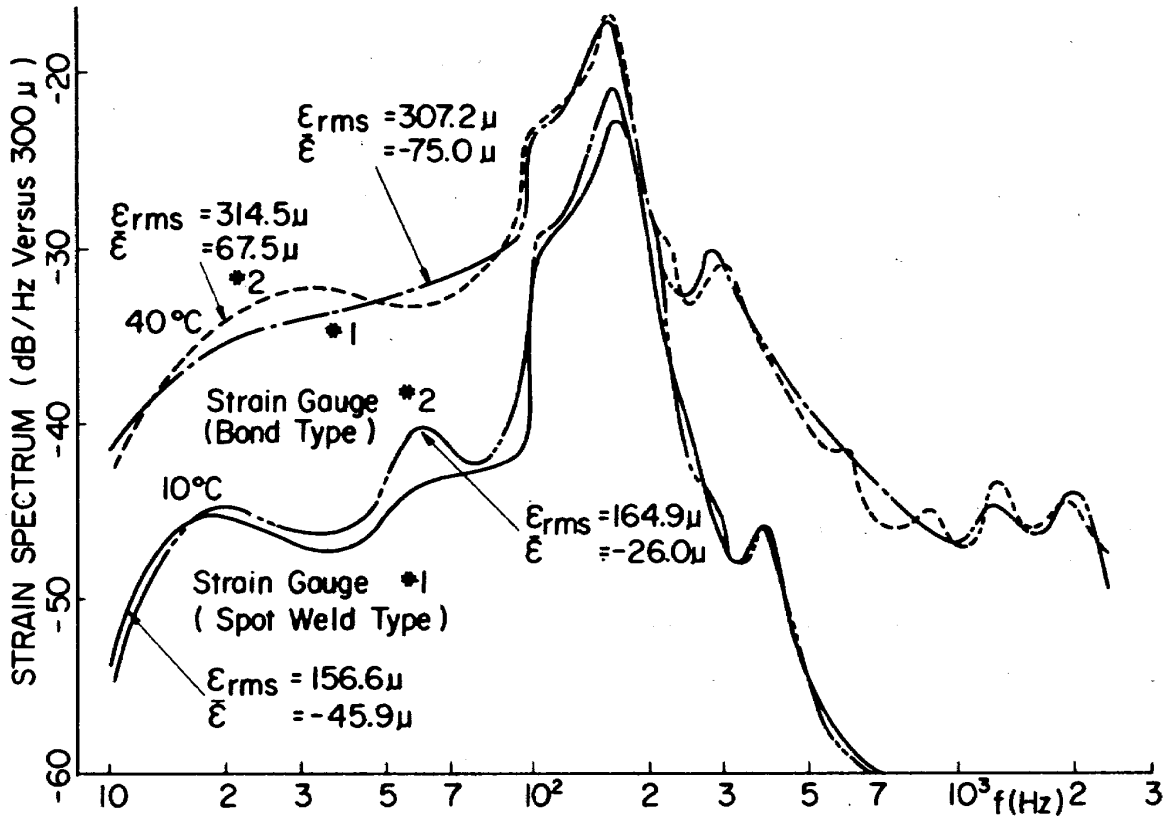


図 20 歪み応答スペクトル：接着型と点溶接型歪みゲージの比較

5. 結 言

音響疲労試験装置に加熱装置を追加し、新たに治具を製作した。この装置と治具の整合性を確かめるため音響環境を測定した。そしてチタン合金平板を用いて静的加熱試験および高温音響加振実験を行った。以下に結果をまとめる。

- 1) 加熱ランプを取りつけ治具で進行波管を密封したときの音響環境は良好であり、部分構造物の高温音響加振実験を行うことができる。
- 2) 静的加熱のみを受ける平板の局所的な熱座屈発生をとらえることはできる。全体的座屈の測定や座屈モード測定は今後の課題である。
- 3) 加熱と音響加振の両者を負荷した場合、歪み応答スペクトルは主要応答モードのはっきりしない平らなスペクトルとなる傾向にある。また歪みのレベル分布が $\pm 1\sigma_x$ で2ヶのピークを持つので、いわゆる飛び移り振動が発生していると推定される。
- 4) 応答歪みのRMSと温度上昇の関係は単調増

大であるが、ある温度まではRMSが急に上るもののその後の上昇は僅かである。

- 5) 接着型と溶接型の歪みゲージの指示はスペクトルで判定するかぎりよく一致しており差はないと考えてよい。

参 考 文 献

- 1) H. C. Schjelderup; Structural Acoustic Proof Testing, Aircraft Eng. Vol. 31, No. 369 (Oct. 1959), pp. 297 ~ 303.
- 2) B. L. Clarkson; Stress in Skin Panels Subjected to Random Acoustic Loading, J. of Royal Aeronautical Society, Vol. 722 (Nov. 1968), pp. 1000 ~ 1010.
- 3) W. J. Trapp, J. V. O'Keefe, J. P. Sandifer, J. B. Reed and G. E. Bowie; Material Damping Developments for Aircraft Light Weight Structures Subjected to Acoustic Loads, AIAA Paper #77-396.
- 4) 飯田宗四郎, 藤森義典, 下河利行, 佐野政明 ; 「音響疲労について」NAL N-12, Dec.

- 1970.
- 5) 飯田宗四郎；「音響疲労」日本航空宇宙学会誌，Vol. 23, No. 259, August 1975, pp. 441-451.
 - 6) Engineering Sciences Data Item No. 67028; Estimation of the R.M.S. Stress in Skin Panels Subjected to Random Acoustic Loading and Engineering Sciences Data Unit; Acoustic Fatigue Vol. 1, 2 and 3.
 - 7) 佐々木良平，石黒紀久男，岩月靖治，竹下保弘；「航空機の機内騒音に関する一近似推算法について」，日本航空宇宙学会誌，Vol. 25, No. 287, Dec. 1977, pp. 593-600.
 - 8) J. J. Pocha; Acoustic Excitation of Structures Analyzed by the Statistical Energy Method, AIAA J. Vol. 15, No. 2 (Feb. 1977), pp. 175 ~ 181.
 - 9) G. SenGupta; Reduction of Cabin Noise and Vibration by Intrinsic Structural Tuning, AIAA J. Vol. 16, No. 6 (June 1978), pp. 545 ~ 546.
 - 10) G. SenGupta; Reduction of Cabin Noise During Cruise Conditions by Stringer and Frame Damping, AIAA J. Vol. 17, No. 3 (March 1979), pp. 229 ~ 236.
 - 11) E. H. Dowell; Master Plan for Prediction of Vehicle Interior Noise, AIAA J. Vol. 18, No. 4 (April 1980), pp. 353 ~ 366.
 - 12) C. E. Rucker and R. E. Grandle; Thermoacoustic Fatigue Testing Facility for Space Shuttle Thermal Protection Systems, Fatigue at Elevated Temperatures, ASTM STP 520 (1973). pp. 255 ~ 263.
 - 13) Aeronautics & Astronautics (Dec. 1979).
 - 14) P. P. Plank and I. F. Sakata; Hypersonic Cruise Vehicle Wing Structure Evaluation, NASA CR-1568 (May 1970).
 - 15) C. W. Schenider and F. F. Rudder; Acoustic Fatigue Resistance of Aircraft Structures at Elevated Temperatures, AIAA Paper #73-994.
 - 16) M. J. Jacobson and O. F. Maurer; Oil Canning of Metallic Panels in Thermal-Acoustic Environments, AIAA Paper #74-982.

航空宇宙技術研究所資料433号

昭和56年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所

東京都調布市深大寺町1880

電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 三興印刷

東京都新宿区信濃町12 三河ビル
