

ISSN 0452-2982
UDC 533. 6. 071
534. 8. 831
539. 43. 433
620. 179. 433

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-651

航技研遷音速風洞測定胴改修

その1. 第一屈曲部偏流翼改修と応力測定

小池 陽 ・ 細江 信幸 ・ 小国 保男
鈴木 弘一 ・ 三輪 等

1992年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. 記 号	2
3. 偏流翼について	2
4. 偏流翼改修の経緯	3
4.1 建設以来の主な履歴	3
4.2 平成2年の全面改修	5
5. 偏流翼の亀裂と応力測定	6
5.1 疲労破壊（亀裂）について	6
5.2 亀裂の状態	6
5.3 歪ゲージを用いた応力測定	7
5.4 気流の変動圧力測定	10
6. 応力測定試験の結果と考察	11
6.1 改修前の偏流翼に作用する応力	11
6.2 改修前の応力と変動圧力の相関	15
6.3 改修後の偏流翼応力特性	19
6.4 翼と風洞壁との溶接部における応力	22
7. あとがき	22

航技研遷音速風洞測定胴改修 その1. 第一屈曲部偏流翼改修と応力測定*

小池 陽*¹ 細江 信幸*¹ 小国 保男*¹
鈴木 弘一*¹ 三輪 等*¹

The Renewing of the Test Section of the NAL Transonic Wind Tunnel

Part 1. Reconstruction of the 1st Corner Turning Vanes and Aerodynamic Stress Measurement

Akira KOIKE, Nobuyuki HOSOE, Yasuo OGUNI,
Koichi SUZUKI, Hitoshi MIWA

ABSTRACT

National Aerospace Laboratory (NAL) Transonic Wind Tunnel was constructed in 1960, and in-depth repairs of its superannuated parts was begun in 1985.

In this paper, the newly reconstructed turning vanes are described.

The thickness of the turning vanes was 6 mm at first and it was increased to 9 mm in 1968 to prevent cracks caused by fatigue from developing.

Despite of this increase in thickness, cracks were observed again.

With the present reconstruction, the thickness was increased to 12 mm.

Tests designed to measure the stresses within the vanes by aerodynamic force and pressure fluctuations of incoming flow were conducted before and after reconstruction.

Results from the measurements are presented including a correlation analysis between the stress and the pressure fluctuation.

Keywords : Transonic wind tunnel, Turning vanes, Aerodynamic stress, Fatigue. Pressure fluctuation

1. ま え が き

航技研遷音速風洞¹⁾第一屈曲部の偏流翼(ターニングベーン)は、昭和35年(1960年)建設以来、翼列の補強の為に連結板を取付けたりして度々改修を重ねてきたが、それにも拘らず、連結板と翼との溶接部に亀裂が多数発生し、更にそれらが進

展し、異常振動を発生するに及んで、昭和43年度(1968年)に全面改修(第1次)を行った。この時の亀裂の発生の原因は、主に溶接に因る内部残留応力によるものと考えられた。

改修は、応力を緩和する目的で偏流翼の厚さを6 mm から9 mm にし、更に連結板との溶接部を分散し、応力が集中しないようにする目的で連結

* 平成4年9月25日受付 (received 25 September 1992)

*¹ 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

板を千鳥状に配置した。

しかし、その後数年で連結板との溶接部に亀裂が発生し、また成長した亀裂を止める為にピンホール加工を施したりしたが、平成元年（1989年）の調査では亀裂の総数が百箇所以上に及んでいた。

そこで、遷音速風洞の改修作業の一環として、平成2年度（1990年）に再びこの偏流翼の全面改修（第2次）を行うことにした。

この改修に先立って、その設計に供する目的で、偏流翼に歪ゲージを貼付して、通常の風試と同じ気流条件下で、各偏流翼に働く応力を測定した。また、亀裂の発生が気流の変動圧力によるものと考えられるので、それを第一屈曲部付近で測定し、応力との相関性を調べた。改修後にも同様な測定試験を実施した。

本報告では、偏流翼改修の経緯、応力測定、気流の変動成分と応力との相関性について述べる。

2. 記号

C : 偏流翼の翼弦長 [mm]

f : 変動の周波数 [Hz]
 M_∞ : 一様流（測定部）マッハ数
 N : 主送風機回転数 [rpm]
 P_0 : 一様流総圧
 P_1, P_2, P_3 : 圧力センサ
 Q : 動圧
 S_1, S_2, S_3 : 歪ゲージ（応力）
 S : 偏流翼々列の間隔 [mm]
 t : 偏流翼の厚さ [mm]
 u : 気流の速度
 α : 模型の迎角 [°]
 σ_a : 応力振幅 [MPa]
 σ_m : 平均応力 [MPa]
 Γ^2 : コヒーレンス関数

3. 偏流翼について

図1に遷音速風洞全体図を示す。風洞気流は、測定部に一様な遷音速流れを実現した後、拡散胴で減速され図2(a)に示すように第一屈曲部の偏流翼により90°偏向されてすぐ下流の送風機に至る。

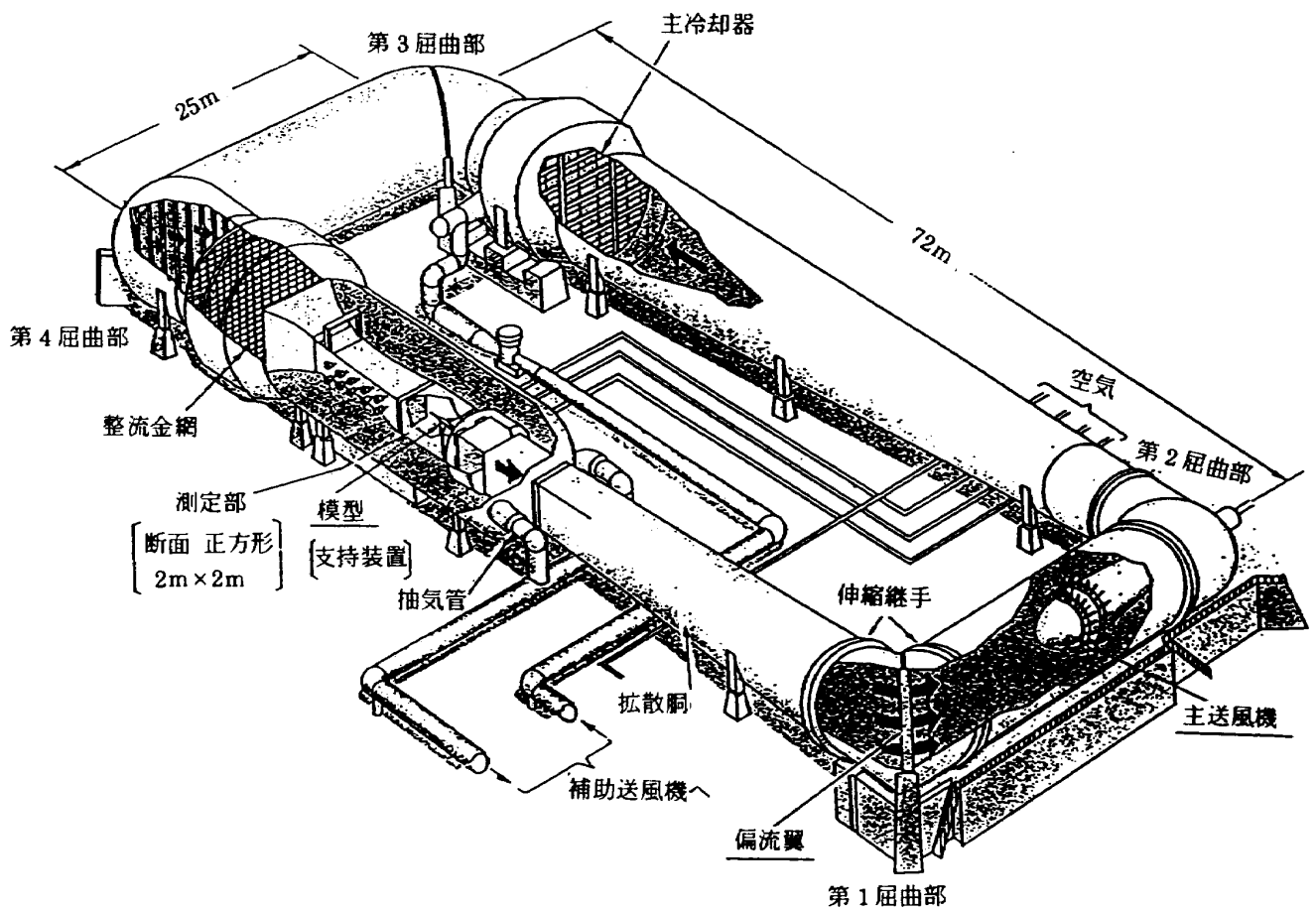
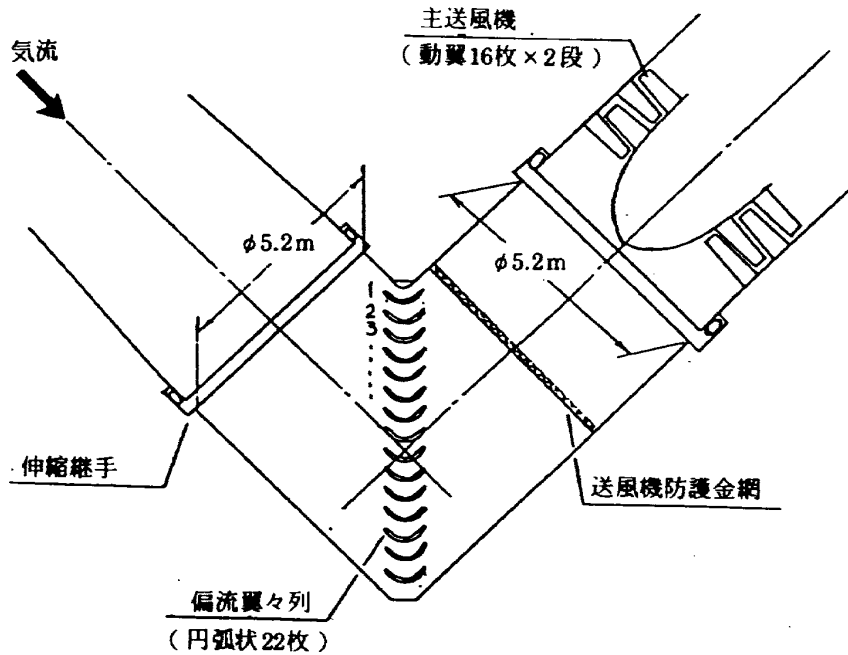
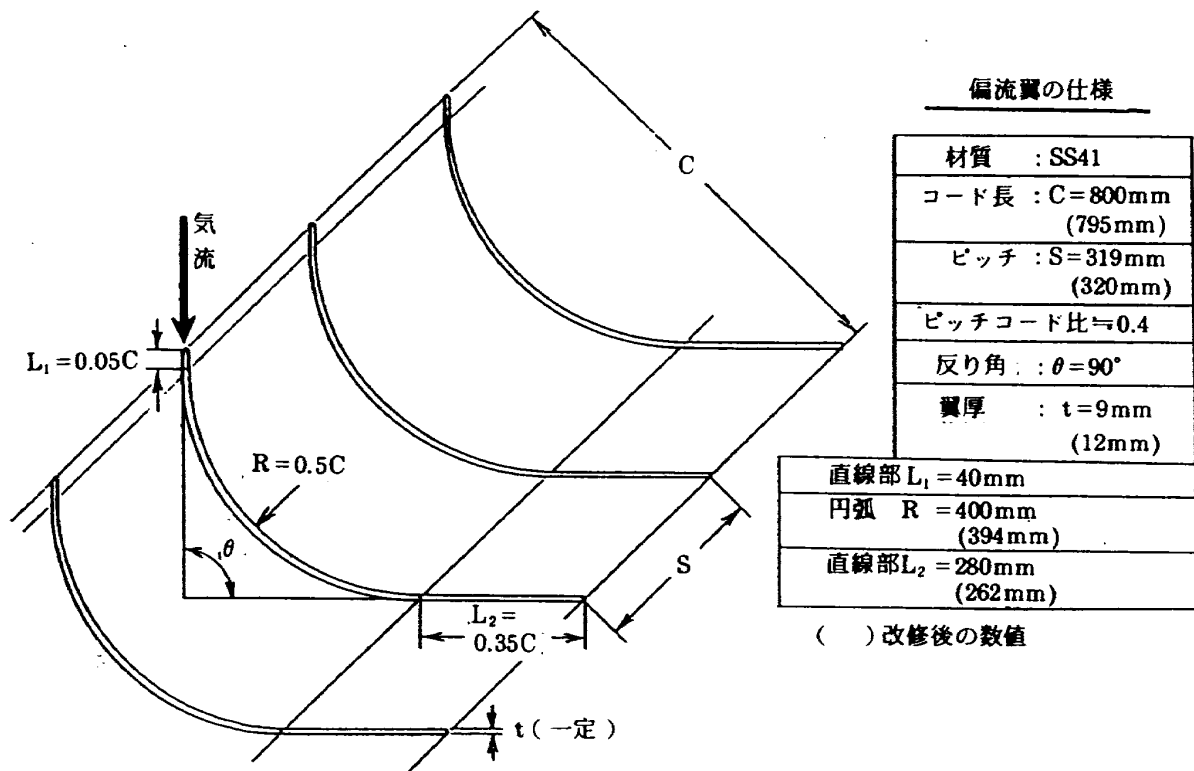


図1 遷音速風洞全体図



(a) 第一屈曲部拡大図



(b) 偏流翼詳細図

図2 第一屈曲部及び偏流翼

偏流翼は、同図(b)に示すように、厚さ一定の板を円弧状に曲げた翼列で、当遷音速風洞の建設当時の設計及び予備実験等によって最も効率の良い翼の形状、翼列の間隔等の諸元が決定された。しかし、実際の流れは乱れを伴い、これによって騒音が発生し、予備実験等によってこの騒音の周波

数は、第一屈曲部では195Hzを基本に、その整数倍の周波数となることが予測されていた¹⁾。

4. 偏流翼改修の経緯

4.1 建設以来の主な履歴

図3に偏流翼改修の経緯を示す。昭和35年(1960

年)に当遷音速風洞が建設され、風洞の基本性能試験、次いでAGARD標準模型、DC-8縮尺模型²⁾等を用いた、風洞の特性試験(対応風洞試験に相当)が開始され、この間に風洞の各要素の初期欠陥に対する補修等が行われた。

第一屈曲部においては、その2年後に、翼列を補強する目的で各翼を繋ぐ連結板が取り付けられ、以来、航空宇宙における研究・実機開発の為の風洞試験³⁾が急速に増大して、それに伴い第一屈曲部以外の風洞要素においても部分的な補強改修⁴⁾

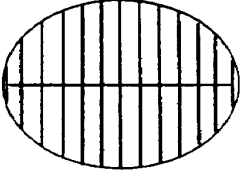
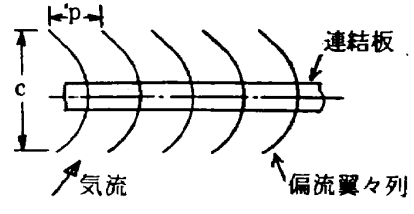
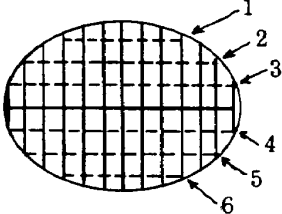
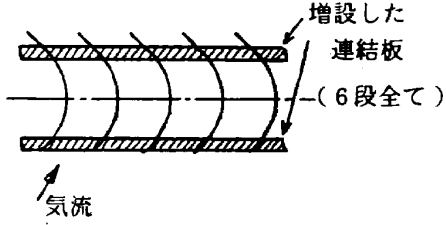
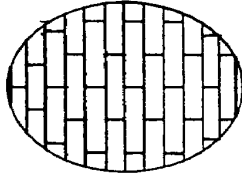
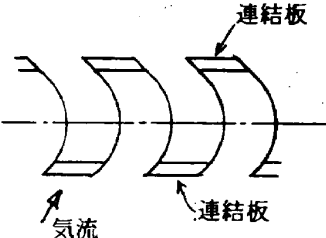
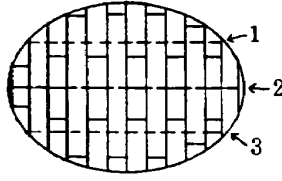
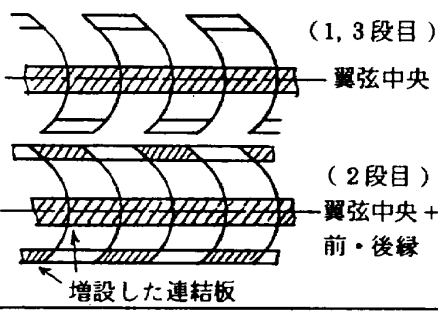
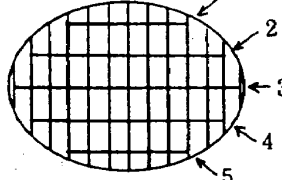
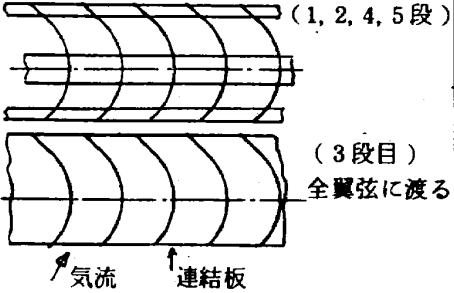
第一屈曲部偏流翼の正面概略図	翼枚数	p/C	翼厚 [mm]	連結板の取付方(板厚は偏流翼と同じ)
 <p>昭和35年(1960年)建設当時</p>	22	0.4	6.0	
 <p>昭和37年(1962年)連結板増設</p>	22	0.4	6.0	
 <p>昭和43年(1968年)第1次全面改修</p>	22	0.4	9.0	
 <p>昭和52年(1977年)連結板増設</p>	22	0.4	9.0	
 <p>平成2年(1990年)第2次全面改修</p>	22	0.4	12.0	

図3 偏流翼改修の経緯

を重ねてきた。

昭和43年（1968年）に偏流翼の一部が異常な振動を発生した為第1次の全面改修が行われた。この改修では、偏流翼の板厚を6mmから9mmに変え、連結板を千鳥状に配置し、また、連結板の取付け方は、偏流翼の前縁側と後縁側に幅75mmの帯板をそれぞれ取付けた。

図4に建設時から平成2年（1990年）までの風洞運転時間と偏流翼の亀裂の個数を示す。昭和43年までの亀裂個数は不明であるが、風洞運転時間がこの年にピークになっていることから推しても相当数あったものと推定される。当時の材料の非破壊検査法は、現在のカラーチェックのような簡便なものではなく、専門家がその経験と知識を駆使して時間をかけて調べるもので、一般的には目視検査であったと思われる。検査対象が風洞の内部であり、検査の為の時間が限られていたこともあり、ヘアクラックのような極めて小さい亀裂は殆ど見落されていたと推定される。

昭和52年（1977年）に、連結板を追加補強したが、この部分改修では、図3（1977年；連結板増設）に示したように翼列を水平に繋ぐ連結板を連続的に配置したのが特徴であり、その後の亀裂の発生数は激減した。特に、連続して繋いだ中央部では新たな亀裂発生は0となったが亀裂の進展は続いていた。

風洞運転時間に対する亀裂数の増え方は、それまでより少ないとはいえ微増しており、亀裂の進展も続いている事から、偏流翼の破壊事故になる前に全面改修が強く望まれていた。

4.2 平成2年の全面改修

昭和52年（1977年）の部分改修の結果から、第1次全面改修後に再び亀裂が発生したのは、溶接部の内部残留応力による脆性破壊だけではなく、気流の変動成分（共振）等が主な原因で疲労破壊したものと考えられ、連結板を連続して繋ぐことによって翼列の剛性と、振動に対する偏流翼の共振周波数を高めることにより、変動応力の緩和を図れることが分った。

これらの知見を今回の第2次全面改修に反映させることとした。

改修は、翼の剛性を高める為に、①各偏流翼を繋ぐ連結板を連続的にし、更に、翼の前縁側、後縁側及び中央部の3カ所に配置する。②翼の厚さを12mmとする設計指針に沿って行われた。

図3（1990年；第2次全面改修）に示したように連結板は水平に連続して繋げられ、中央、上下各2段の全部で5段設けた。中央の連結板は、その幅が翼の全翼弦に渡り翼列の全部の翼を繋いでいる。また、上下2段の連結板は、各偏流翼をその前縁側、中央部、後縁側の3カ所で繋いでいる。

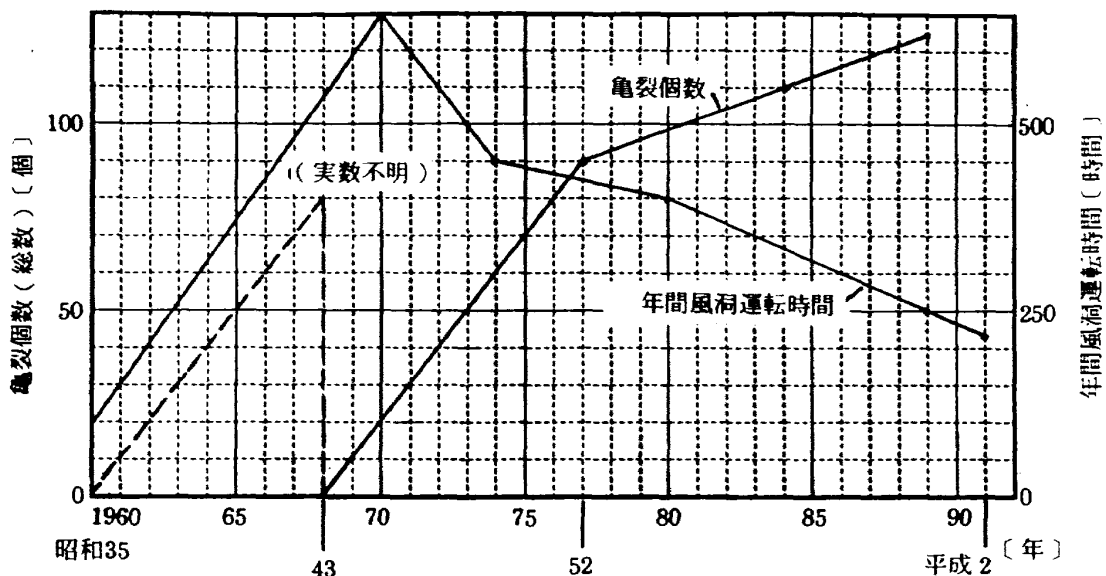


図4 亀裂個数と風洞運転時間

5. 偏流翼の亀裂と応力測定

5.1 疲労破壊（亀裂）について

偏流翼の亀裂は、その翼面に垂直方向に変動荷重が加えられ、偏流翼と連結板との溶接部に応力が集中した結果発生し、引続き変動荷重が加えられて亀裂が更に進展したものと考えられる。

亀裂の発生は、脆性破壊であれば材料の疲労強度より低い応力振幅でも起こるが、延性材であるSS41は、疲労強度より低い応力振幅では無限回の繰返し荷重を受けても疲労破壊しないと言われている。

そこで実際に亀裂が発生した事実を下に推論すると、脆性破壊と疲労破壊何れかの現象がこの偏流翼に起こったものと推定出来る。

偏流翼翼材料(SS41)は、延性材であるが、特に溶接部は冶金的に脆く変質している可能性があり、この部分では、脆性破壊を生ずることがあると言われている。また、溶接部における内部残留応力（引張り応力）が脆性破壊の起点になったり、更には、アークストライク（溶接棒を鋼材に瞬間的にショートさせてアークを発生させるが、この時局部的に急熱急冷をすることになり冶金的切欠きとなる）が脆性破壊の起点となると考えられている⁵⁾。初期の偏流翼には、このような脆性破壊の条件が内在していた可能性もある。

偏流翼には、気流によって揚力、抗力、モーメント等の空力荷重が、変動荷重（特に回流式風洞の場合、一定振幅繰返し荷重と考えられる）として加わるが、流速が遅いので応力としては小さい。しかし、繰返し荷重の周波数が偏流翼の固有振動数と共振する時には、溶接部周辺の材質が局部的に脆性化している処へ更に共振が加わることになり、材料の疲労強度より低い応力でも疲労破壊或いは脆性破壊は起こり得ると考えられる。

従って、偏流翼の亀裂を考える時、翼材料の疲労強度と共に、脆性破壊に対する加工上の配慮、及び疲労破壊に対する変動応力の大きさ及び変動の周波数が重要である。

5.2 亀裂の状態

亀裂の発生箇所は、図5及び図6に示す様に、22枚ある偏流翼の内、中央部分(No.7~17)に多く集中している。亀裂は、偏流翼に直角に溶接されている連結板の下流端、あるいは上流端の溶接ビードに沿って発生し、偏流翼の前縁に平行に、また、連結板の上下にはほぼ対称に進展している（図8スケッチ参照）。

図5の中で黒塗りは、進展長が20mmを越えている亀裂の個数である。また、図6に示した亀裂先端の小孔はピンホール加工で、亀裂の進展を抑える目的で、亀裂先端に小さな孔を穿け応力集中

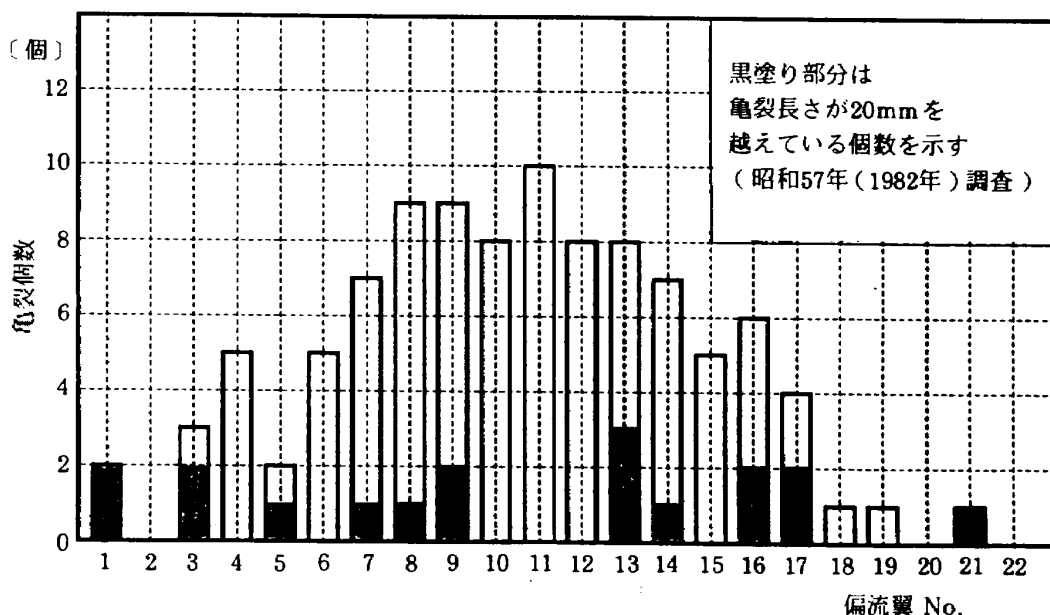


図5 亀裂個数の分布

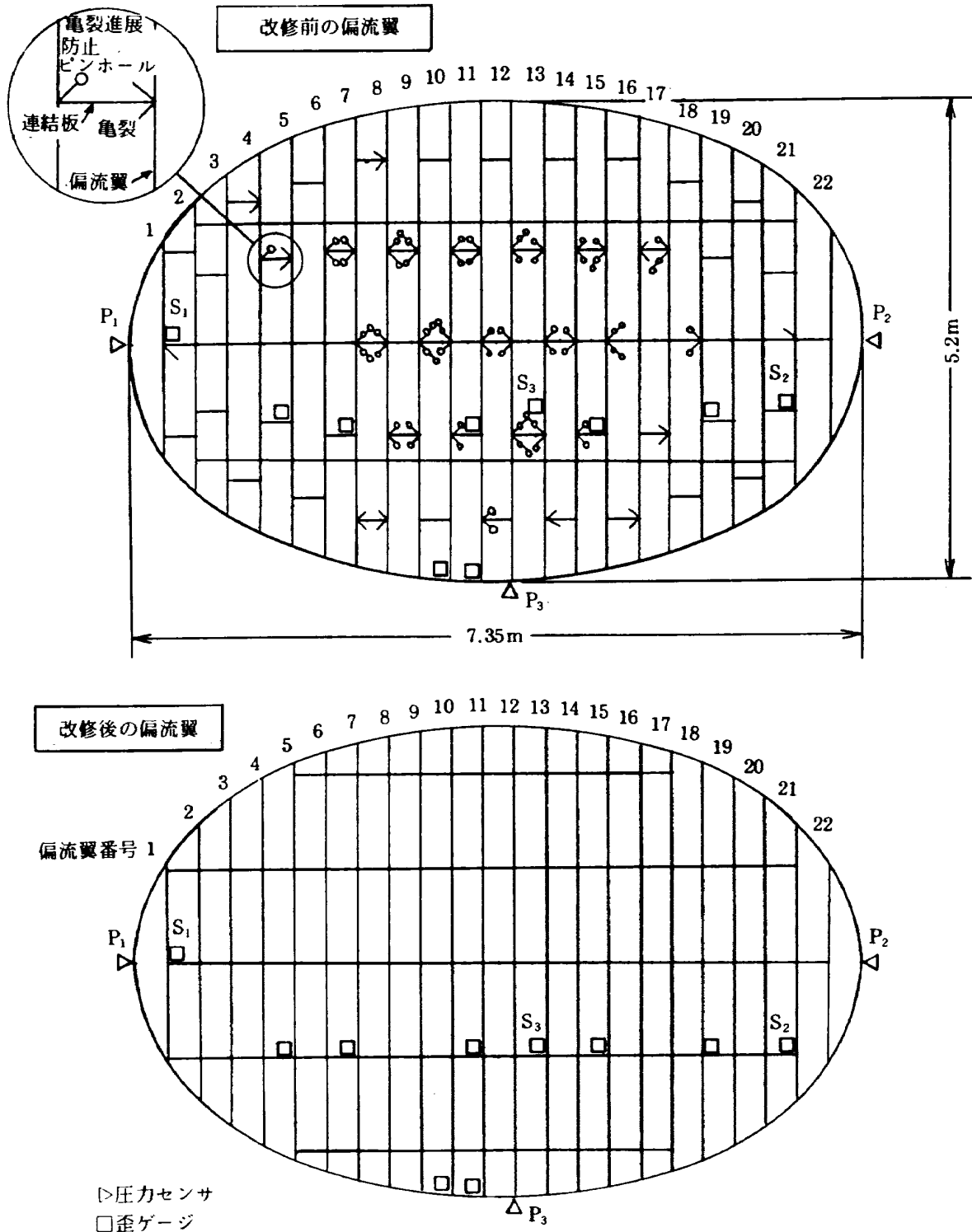


図6 偏流翼の亀裂箇所と応力測定位置

の緩和を図った。しかし、その効果がなく更に亀裂が進展したものも多数あることを示している。

5.3 歪ゲージを用いた応力測定

偏流翼の応力測定の為の風洞試験は、平成2年(1990年)2月(改修前)と、同年9月(改修後)に行われた。通常の遷音速風洞試験と同じ気流条件を得る為、全機模型用測定部に航空機の模型

を取付け、風洞内圧を80kPaとして風洞試験が行われた。試験内容を表1に、応力測定系統図を図7に示す。

測定対象とした応力は、偏流翼に定常的に作用する平均応力と、振動分を含む変動応力である。

歪ゲージの電気信号は、図7に示した計測・処理装置を用い、FFTアナライザで図10に示すような信号波形図とパワースペクトラムを得る。この

表 1 偏流翼応力測定風洞試験

A. 測定部マッハ数変化試験			B. 主送風機回転数変化試験	
試験ケース	M_∞	α [°]	試験ケース	N [rpm] ($\alpha=0^\circ$ 一定)
1	0.8	0	12	400
2	0.8	10	13	410
3	0.9	0	14	420
4	0.9	10	15	430
5	1.0	0	16	440
6	1.0	10	17	450
7	1.1	0	18	460
8	1.1	10	19	470
9	1.2	0	20	480
10	1.2	5	21	490
11	1.3	0	22	500

測定部 航空機形状全機模型
 風洞総圧 $P_o=80\text{kPa}$
 風洞総温度 $T_o\sim 320\text{K}$

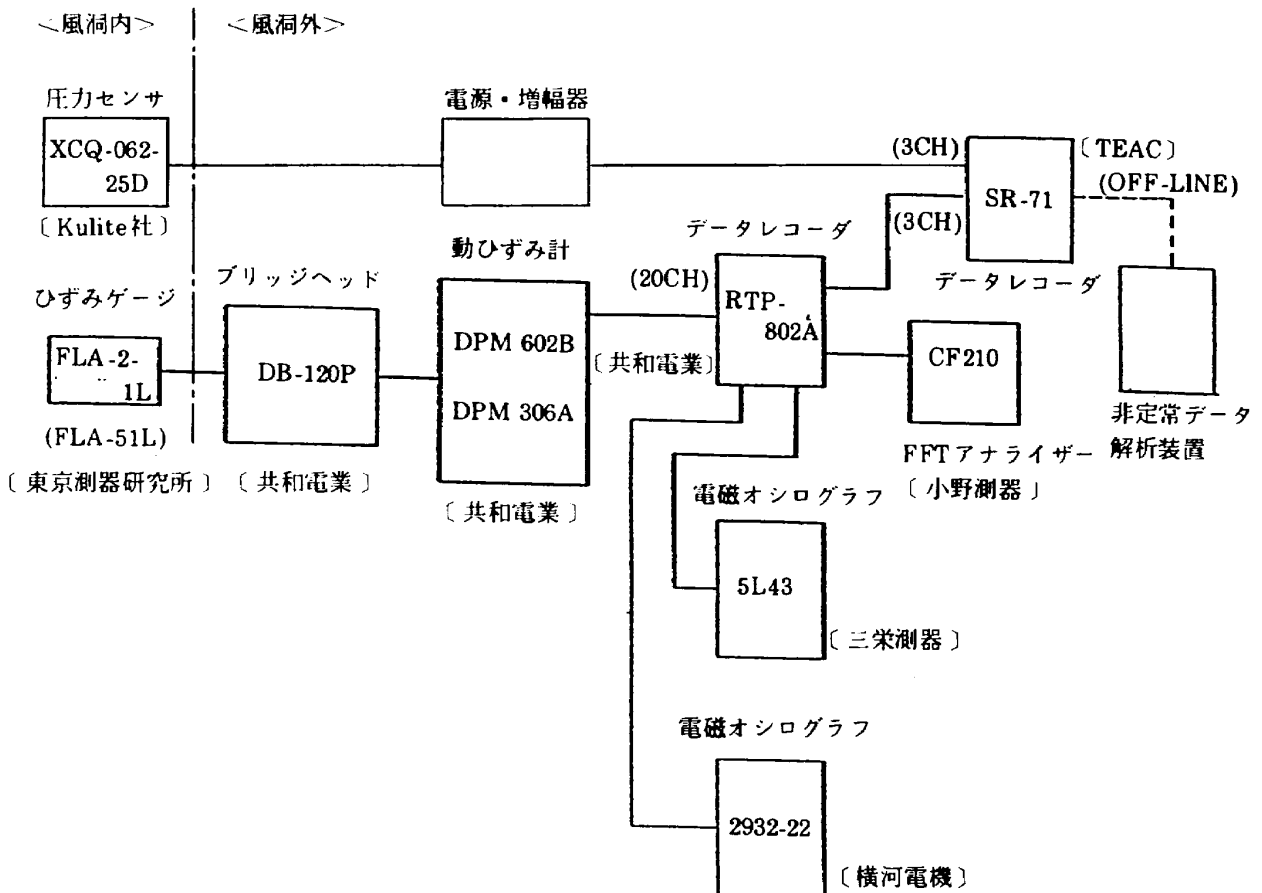


図 7 偏流翼応力測定系統図

波形図から最大応力 σ_1 と最小応力 σ_2 を読み取り、次式によって平均応力 σ_m 、応力振幅 σ_a を得た。また、変動周波数はそのパワースペクトラムのピーク周波数をもって決定した。

$$\sigma_m = \frac{1}{2}(\sigma_1 + \sigma_2), \sigma_a = \frac{1}{2}(\sigma_1 - \sigma_2) \quad (1)$$

通常、応力測定では3枚ゲージによる方法を用いるが、今回の偏流翼応力測定では、亀裂の存在から主応力方向が推定でき、また、より多数の偏

流翼でその応力を測るため1枚ゲージによる方法で行った。

応力測定に用いた歪ゲージは東京測器研究所製のFLA-2-1L及びFLA-5-1L(何れも1軸タイプ)である。

図8に、歪ゲージの貼付位置を示す。改修前の貼付位置を同図(a)に示すが、図中のゲージが連結板の中に貼られた様に示されているのは偏流翼と連結板の溶接部に貼られたものである。亀裂のあ

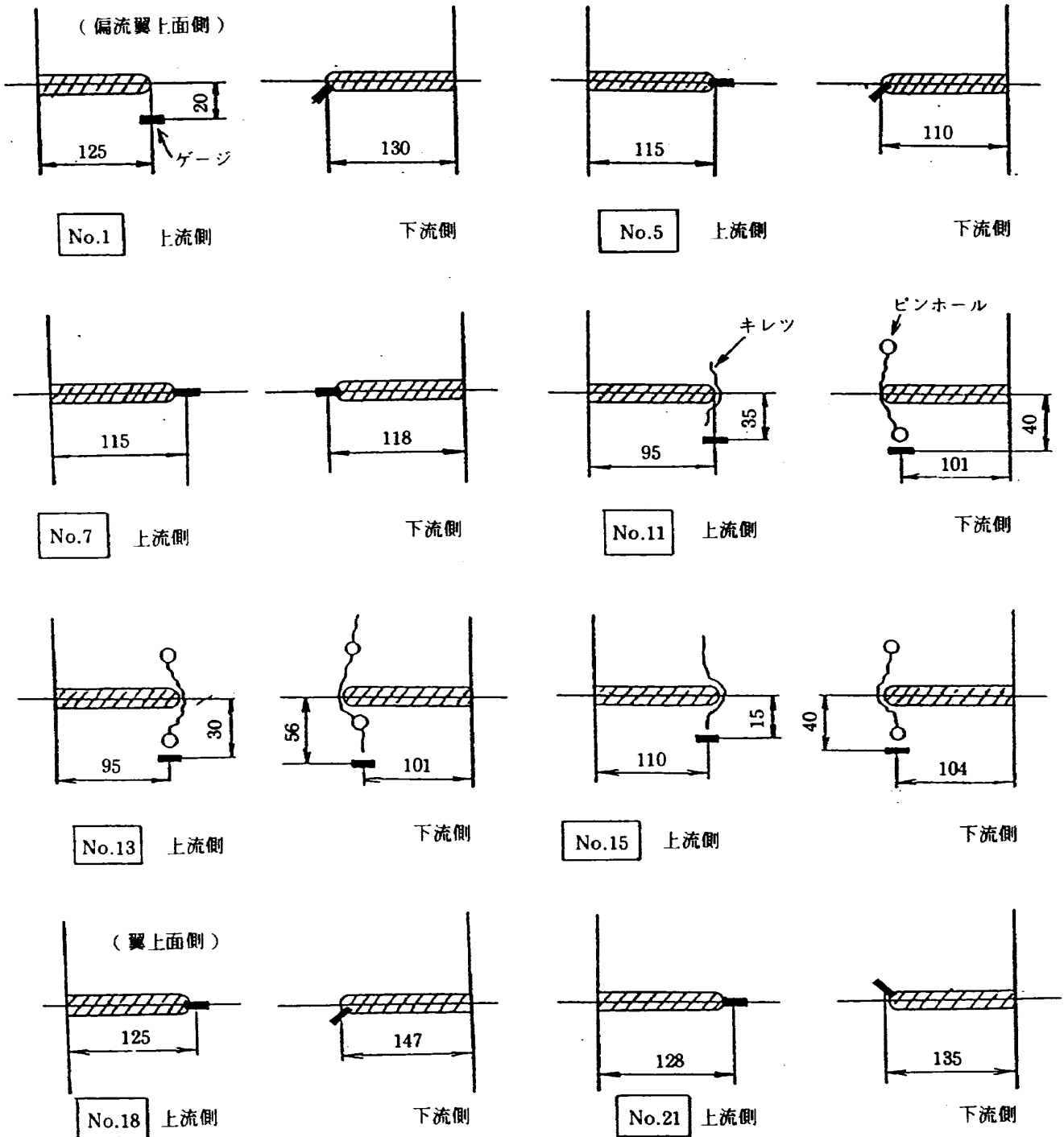


図8(a) 歪ゲージ貼付位置(改修前) (No.は偏流翼番号を表わす)

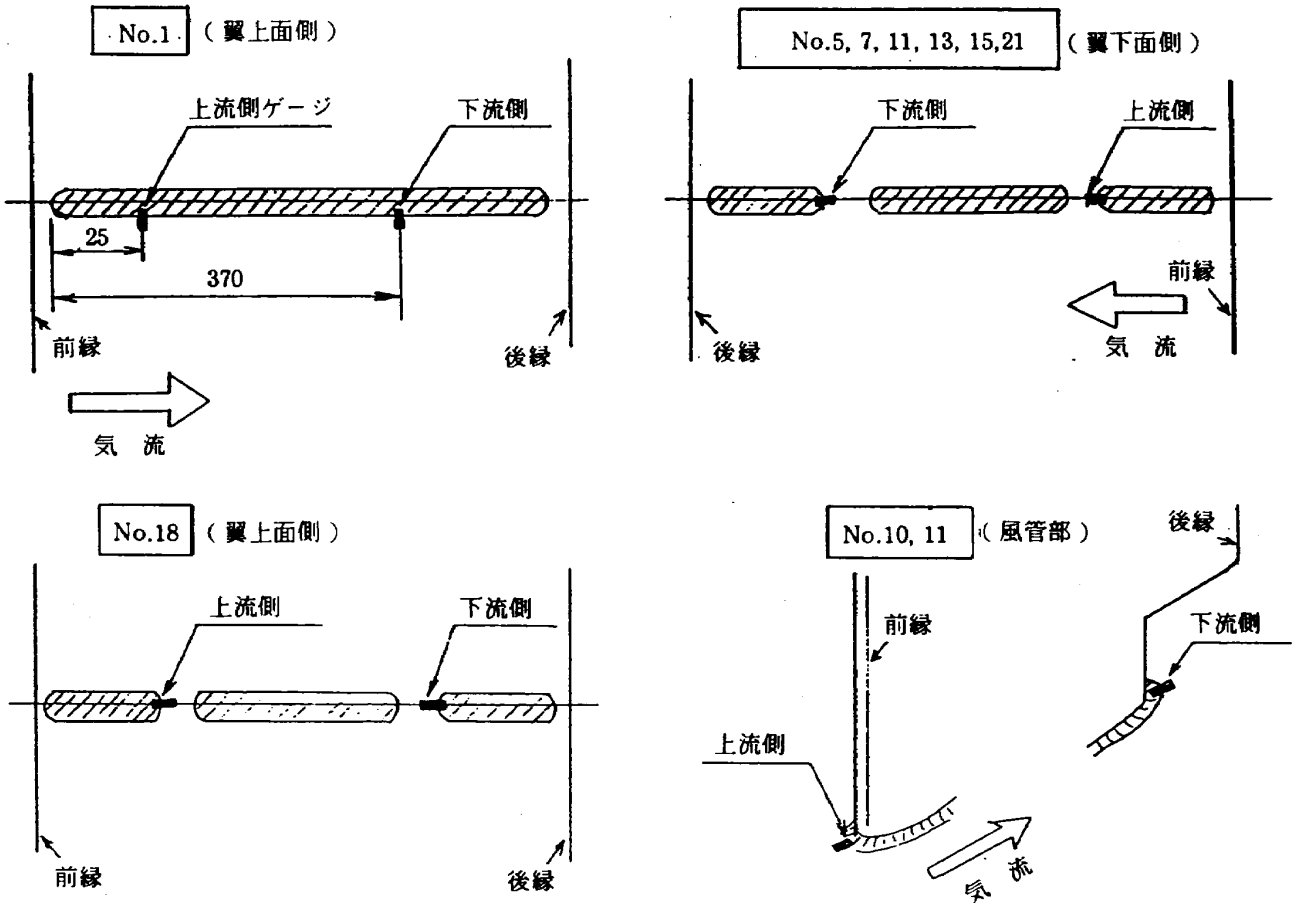


図8(b) 歪ゲージ貼付位置(改修後) (No.は偏流翼番号を表わす)

る場所ではその先端附近に貼った。

同じ偏流翼でも歪ゲージの貼付位置が、偏流翼の下面側か上面側かに依って荷重の種類(圧縮荷重か引張り荷重)が変わり、応力の極性が異なるが大きさは同じである。また、偏流翼を回る流れの様子から、ゲージ、リード線等の処理に有利な翼下面側を主に測定することにした(偏流翼No. 1と18は翼上面側)。

測定チャネルの制約から図に示したように8枚の偏流翼で各2カ所ずつ、偏流翼No.10, 11と風洞壁との溶接部で4カ所の合計20チャネルの応力測定を行った。

改修後の応力測定は、改修前と同じ偏流翼No.で計測点数も同じであるが、連結板の取り付け方が異なるので貼付箇所が少し異なる(同図(b)参照)。

5.4 気流の変動圧力測定

気流の変動圧力を調べる為に、屈曲部の上流側で、風管の伸縮継手後部の溝の中に圧力センサを取付け測定した。センサはキュライト社製の圧力

表2 センサ感度

圧力センサ	[kPa/mv]	歪ゲージ	[MPa/mv]
P1	— 0.69637	S1	0.10297 "
P2	1.34841 1.27486	S2	0.10297 "
P3	0.69637 1.34841	S3	0.10297 "

◎上段: 改修前(2月)に使用
 ◎下段: 改修後(9月)に使用
 ◎歪ゲージは2月はゲージ長2mm, 9月は同5mmを使用。
 (何れも同じタイプのものである。)

センサ XCQ-062-25Dである。

図6に示したように風管の下流に向かって、時計の3時の位置(センサ記号P₂), 6時(P₃), 9時(P₁)の位置でセンサ受感部が気流に平行になるようにアダプタ金具に取付け、その金具を、気流を乱さないように溝の中に納め取付けた。それぞれ偏流翼の応力S₂(偏流翼No.21), S₃(No.13), S₁(No.1)との相関を見る為である。

表2に圧力センサの感度を示した。ここで用いた圧力センサは、測定環境によって感度が微妙に変化するので通常は、試験の直前か直後に校正を行って感度を決定している。

6. 応力測定試験の結果と考察

6.1 改修前の偏流翼に作用する応力

測定結果の一例として、偏流翼 No.21及び18の場合を図9に示す。同図は、歪ゲージの貼付状態

を写真で示し、歪ゲージ出力を応力に換算し測定部マッハ数に対して、模型の迎角をパラメータとしてバークラフに表わしたものである。同図(a)は偏流翼 No.21、同図(b)は No.18の場合を示している。

模型の迎角は $\alpha=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ であるが、平均応力は、迎角の違いによって差がほとんど無い。測定部マッハ数に対しては、上流側貼付位置ではマッハ数によらずほぼ一定の変化であるが、下流側

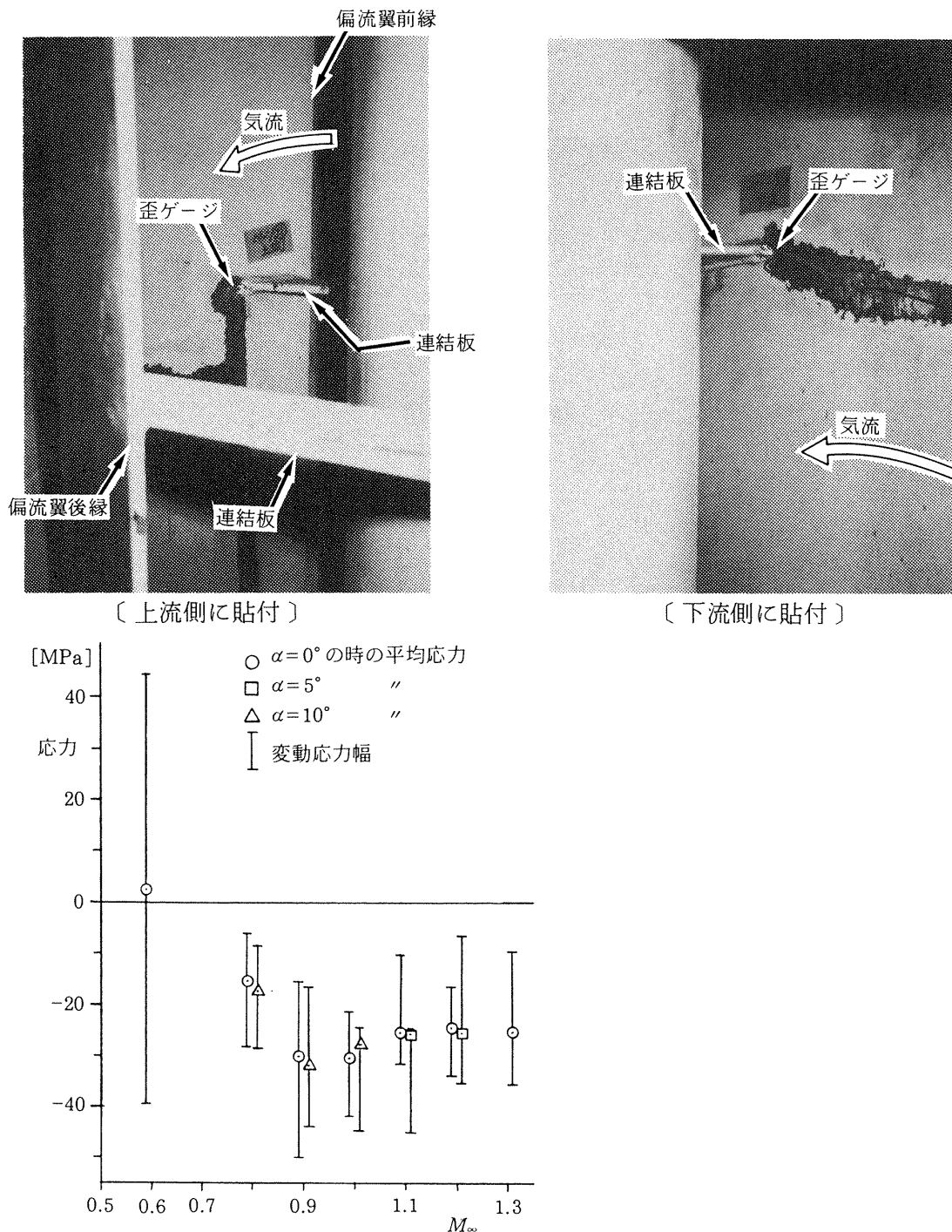


図9(a) 改修前の歪ゲージ出力・偏流翼 No.21

では $M_\infty=1.0$ 迄緩やかに変化し、それ以上のマッハ数ではほぼ一定の変化となっている。

変動応力は、模型迎角の違い、ゲージ貼付位置による差が見られるが不規則である。尚、偏流翼 No.21 の下流側の歪ゲージが試験中に故障し測定不能となったのでそのデータは示さなかった。

主送風機の回転数を 400~500rpm まで段階的に変化 (M_∞ は約 0.5~0.7 の間で変化) させた時、 $N=460\text{rpm}$ ($M_\infty \approx 0.6$) で、偏流翼 No.21 及び 18

で共振を示した。

図10にこの時の出力信号のFFT解析図を示す。同図(a)が偏流翼 No.21, (b)図が No.18 の場合を示しており、それぞれの上段が変動応力で、横軸は時間 (156.6 ms) を表わしている。

(1)式を用いて応力に換算すると応力振幅は偏流翼 No.21 で 41.7 MPa, No.18 で 30.2 MPa であった。また、平均応力も同様に(1)式を用いて得られ、偏流翼 No.21 で 2.6 MPa, No.18 で 4.4 MPa であ

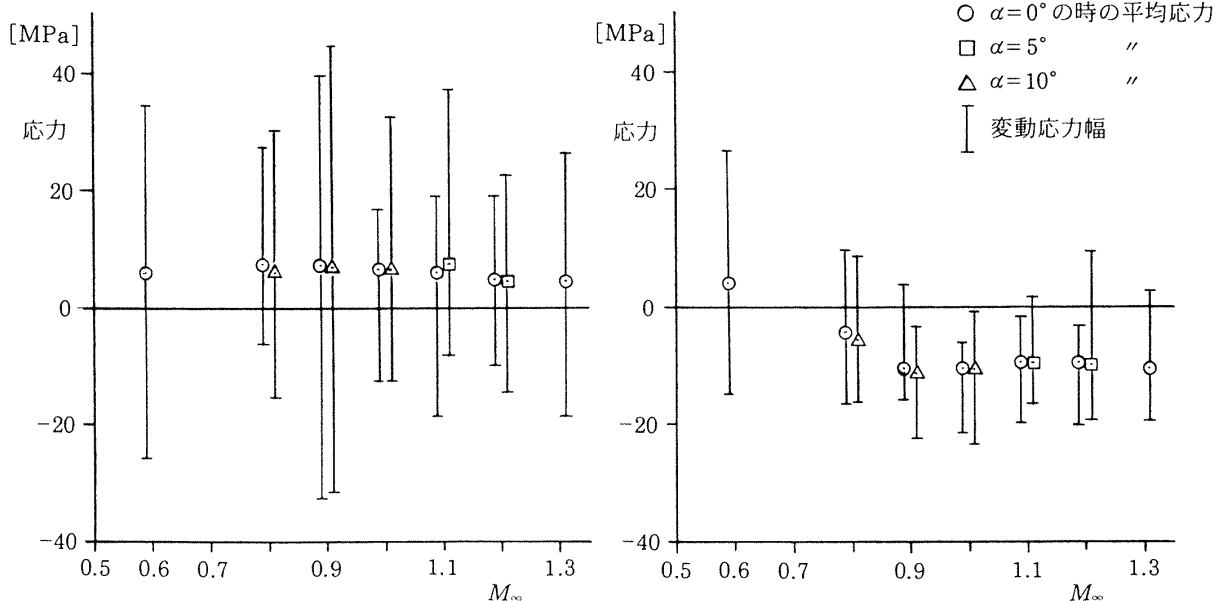
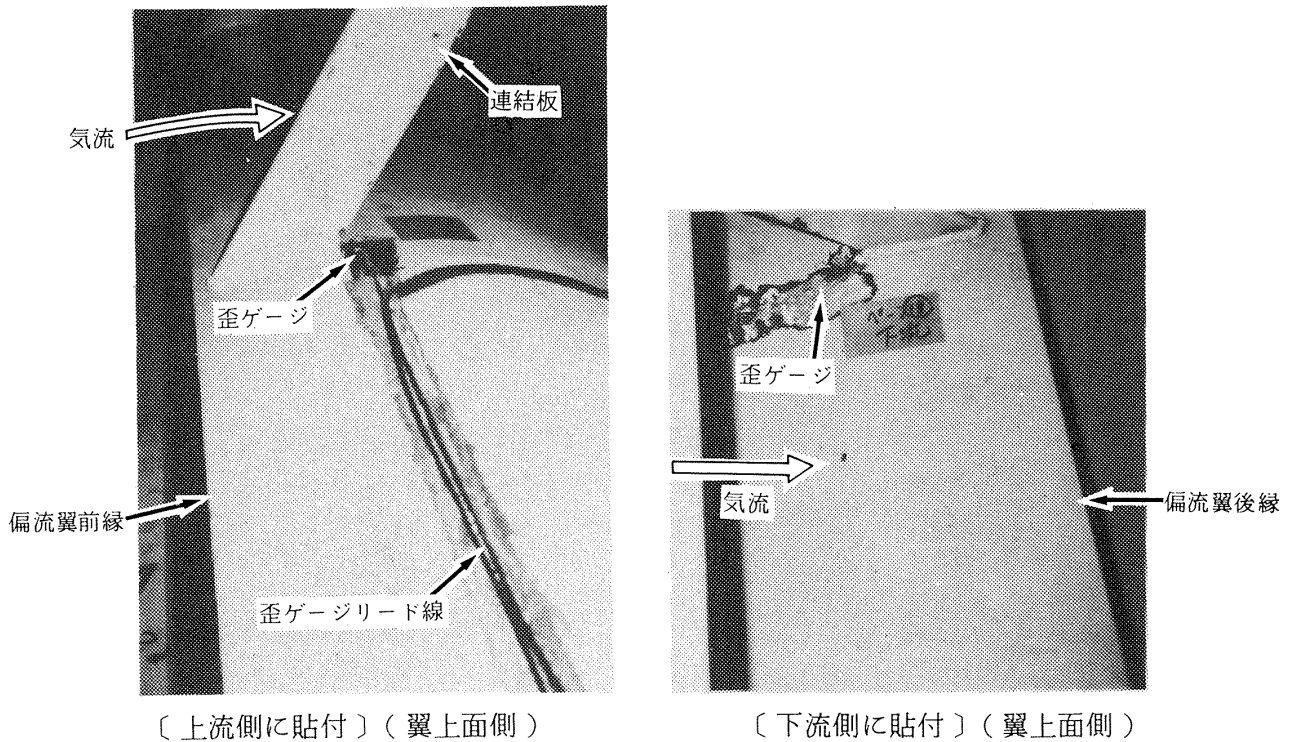
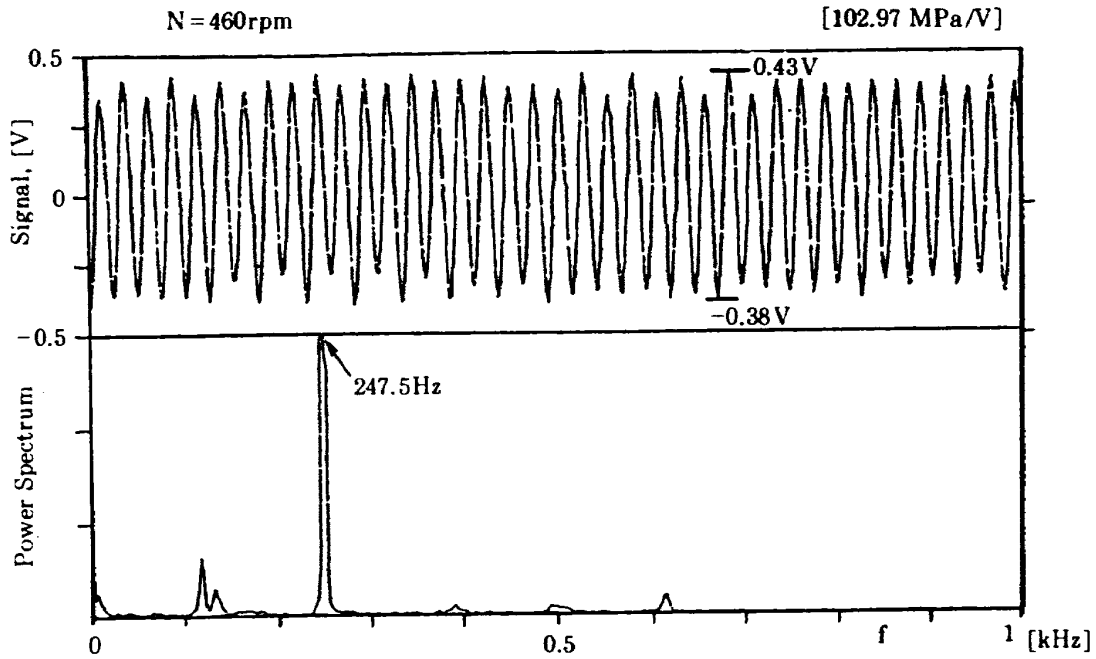
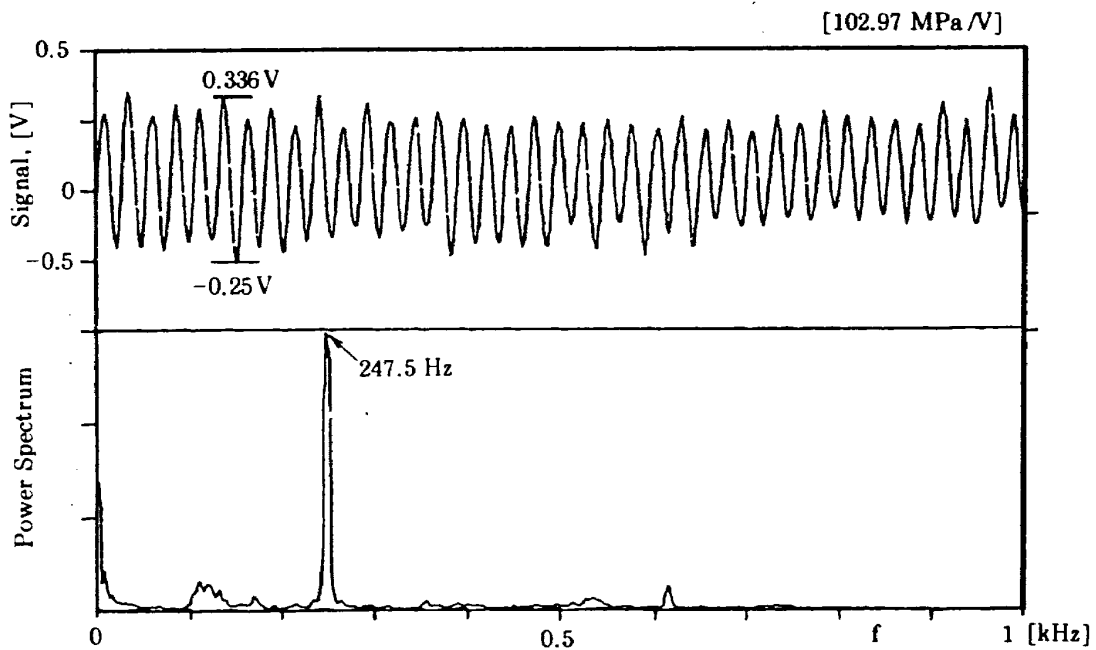


図 9(b) 改修前の歪ゲージ出力・偏流翼 No.18



(a) 偏流翼 No.21



(b) 偏流翼 No.18

図10 共振時の波形とパワースペクトラム

った。

下段に示すパワースペクトラムで共振周波数は共に247.5Hzであることが分った。他の回転数、偏流翼では共振は見られなかった。主送風機の回転によって、気流にそのブレードのピッチによる脈動を与える。この脈動(変動)の周波数 f は、ブレード枚数32枚、回転数を N とすれば次式によって表わされる。

$$f = 32 \times N / 60 \quad (2)$$

$N=460\text{rpm}$ の時、 f は約 245 Hz であり変動応力と気流の変動との共振は充分考えられ、このことは後節で述べる気流変動圧力の測定及び応力との相関で裏付けられた。

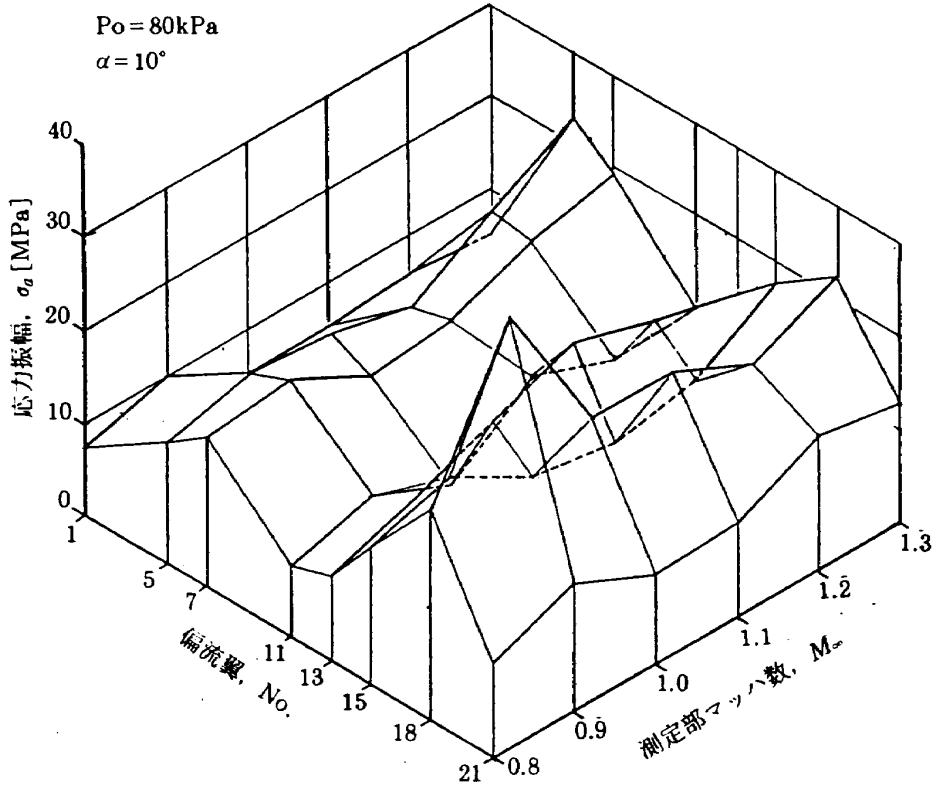
図11は、模型の迎角 $\alpha=10^\circ$ (一部 5°) の場合の、測定部マッハ数に対する応力振幅、平均応力の分布を偏流翼の配置と共に表わした。

同図(a)は $M_\infty=0.8\sim 1.3$ における応力振幅を示す。各偏流翼における応力分布は一樣ではなく、

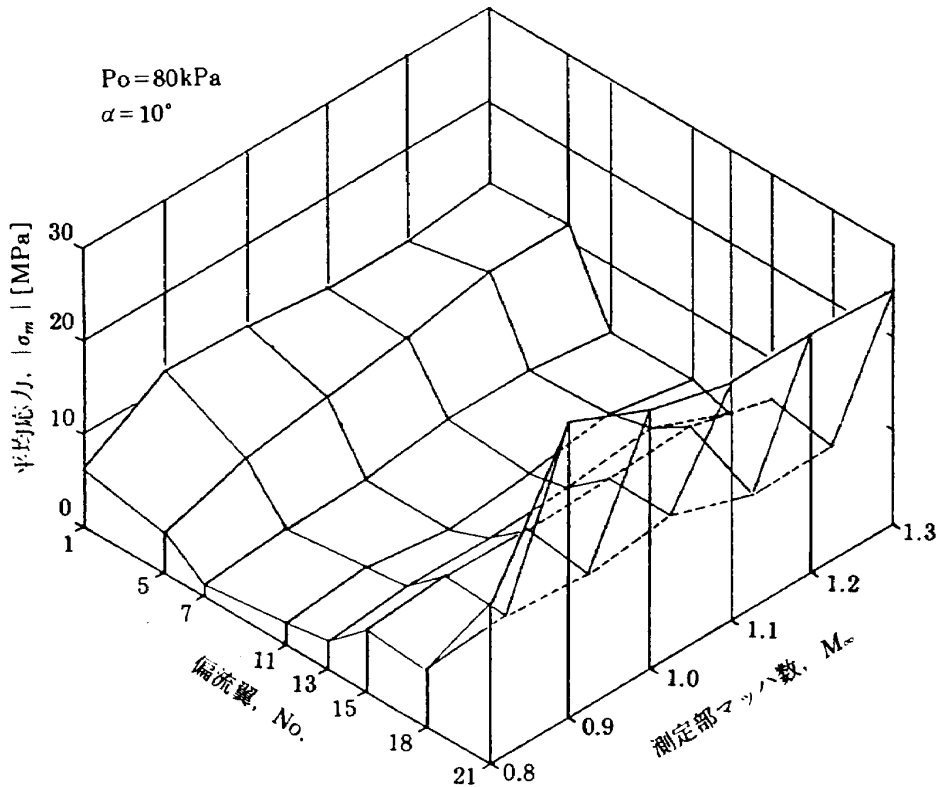
またマッハ数に対しても規則性はなく、その大きさは概ね10MPa程度であるが、偏流翼 No.18では $M_\infty=0.9$ で 38.2MPa とかなり高い応力値であり、共振を示していた。この時の主送風機回転数

$N=658 \text{ rpm}$ から、気流の変動周波数は(2)式を用いて 351Hz となり、変動応力のピーク周波数は 350Hz であった。

平均応力は、同図(b)に示すように、 $M_\infty=0.9$ の



(a) 応力振幅



(b) 平均応力

図11 改修前の偏流翼応力特性

時、偏流翼No.21で最大31.87 MPaで、更に高いマッハ数域でも20 MPa以上の高い応力を示しているが、他の偏流翼では概ね10 MPa 或いはそれ以下であった。各偏流翼における平均応力の分布は、応力振幅と同様に様ではないが、マッハ数に対してはほぼ規則的な変化をしており、特に M_∞ が1以上ではほぼ一定となっている。

応力振幅が、風洞気流の変動成分(主に圧力変動=騒音)に依ると考えられるのに対して、平均応力は定常的な力の成分即ち動圧に影響され、偏流翼附近の動圧は気流の速度に依存していると考えられる。

下式に示すように、測定部における動圧 Q_∞ は、 M_∞ に強く依存しているのに対して、流れの圧縮性を無視できる場合には、動圧 Q は風速即ち主送風機回転数 N に依存している。

$$Q_\infty = 0.7 \cdot M_\infty^2 \cdot P_0 (1 + 0.2 \cdot M_\infty^2)^{-3.5}$$

$$Q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot u^2, \quad u \propto N \quad (3)$$

測定部マッハ数が1.0までは主に回転数制御でマッハ数を制御するが、測定部マッハ数が1.0以上では測定部マッハ数の制御を他の方法で行うので、その回転数はほぼ一定になり、偏流翼附近の動圧

は一定即ち平均応力も一定になっているものと考えられる。図12に主送風機回転数と測定部動圧の関係を示した。

今回の改修前の偏流翼には多数の亀裂が存在し、また部分改修によって連結板が取付け補強されており、従ってその応力分布は第1次全面改修当時とは大分異なるものと推定される。この応力測定から得られた応力の大きさは、偏流翼の材料であるSS41の疲労強度($\sigma_e \geq 200 \text{ MPa}$)に較べて遙かに小さいものであり、共振により内部応力が増幅され、脆性破壊或いは疲労破壊に至ったものと推定される。

6.2 改修前の変動応力と変動圧力の相関

変動圧力と変動応力の相関は、 P_2 と対応する応力は S_2 (偏流翼No.21のゲージ)を用いた。また、 P_3 と対応する応力は S_3 (偏流翼No.13のゲージ)である。 P_1 のセンサが試験中に故障しデータが採れなかったため、 S_1 のデータと共に相関には用いなかった。図13は、変動応力の値が最大を示した、主送風機回転数460rpm ($M_\infty \approx 0.6$)における、変動圧力、変動応力のパワースペクトラムである。同図(a)は P_2 のパワースペクトルを示すが、250Hz

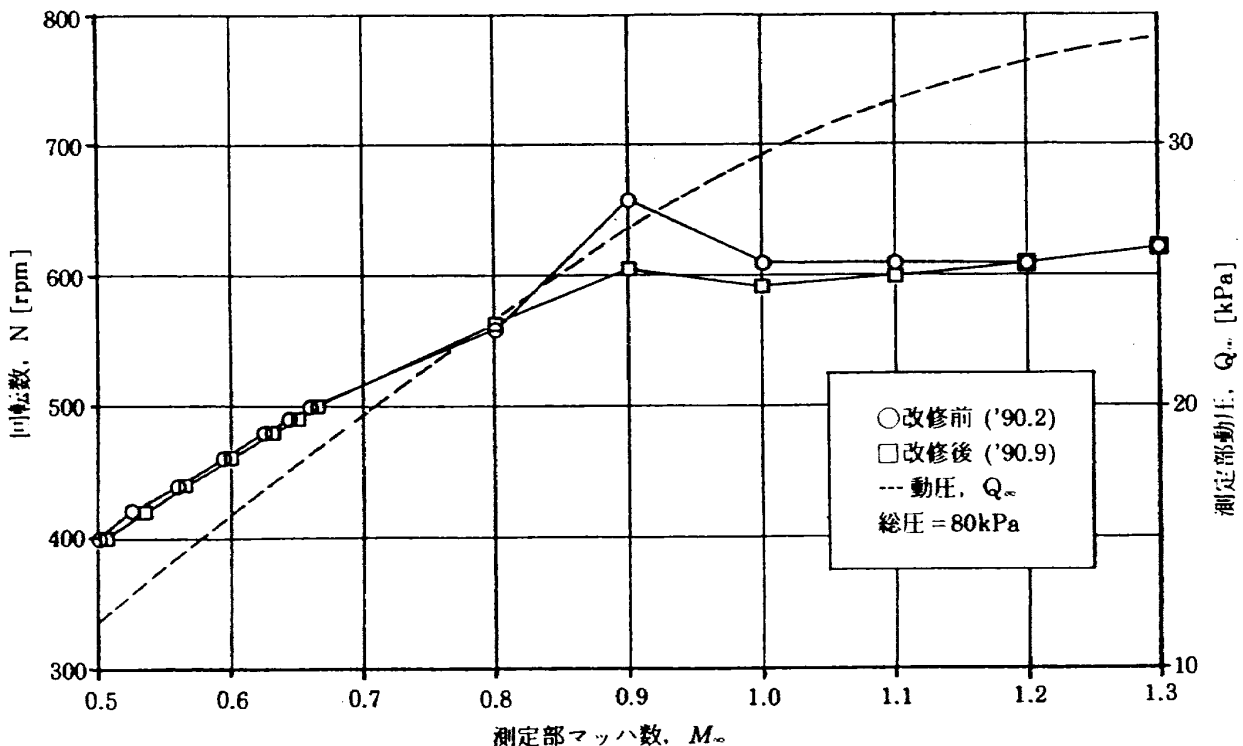


図12 主送風機回転数と測定部動圧の変化

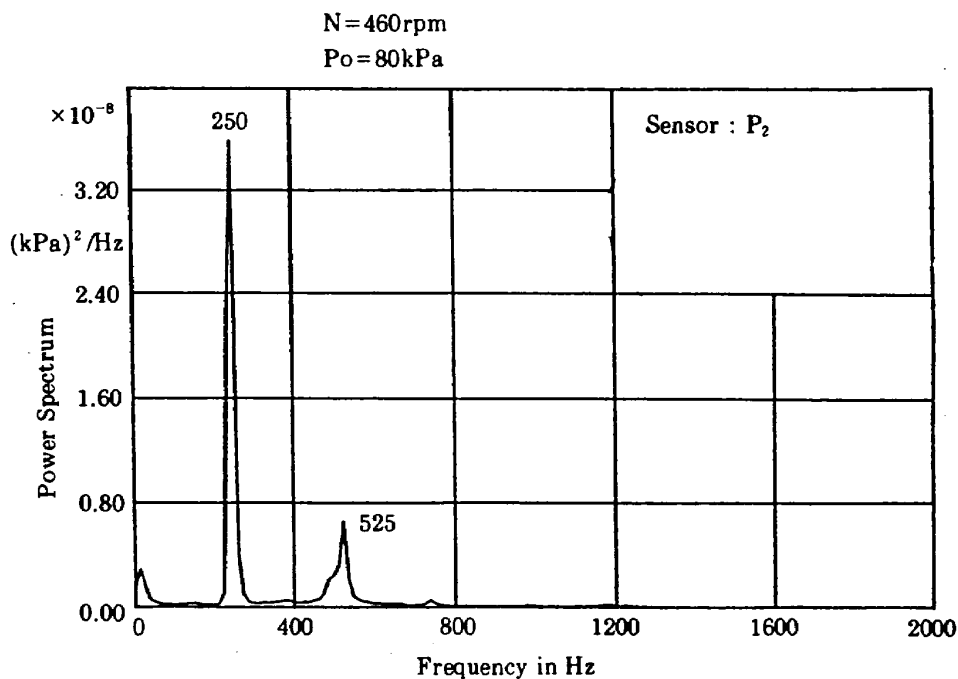
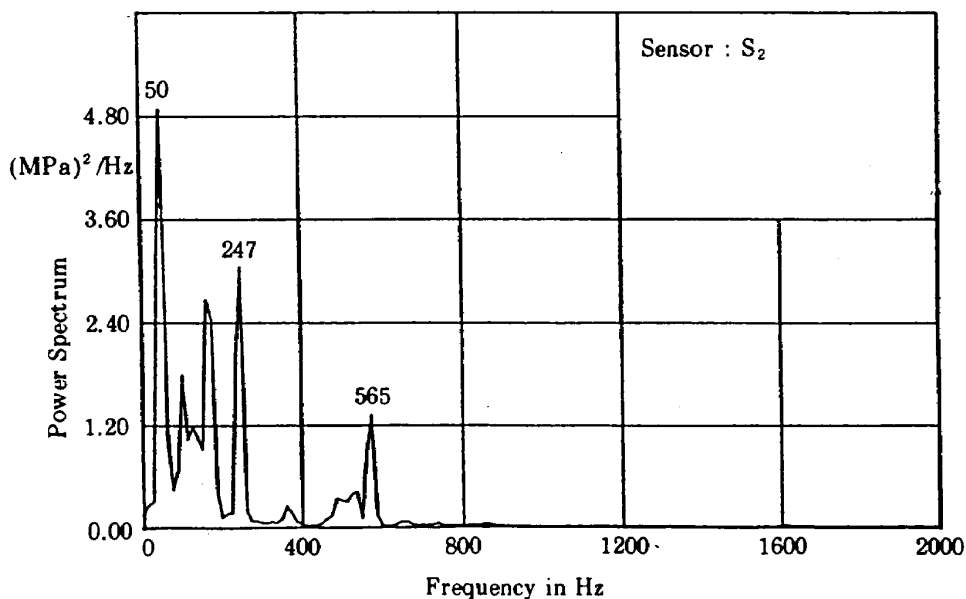
(a) 変動圧力 (P₂)(b) 変動応力 (S₂)

図13 変動成分のパワースペクトラム

に大きなエネルギーを持った変動成分があることを表わしている。

主送風機の動翼がもたらす気流の変動周波数は(2)式より約245Hzであり、P₂のパワースペクトラムに表われた250Hzとほぼ同じ周波数であると言える。

同図(b)に示したS₂のパワースペクトラムにおいては247Hz以外に50Hzを最大として幾つかの変動成分が見られるが、偏流翼の複雑な構造による

ものと思われる。偏流翼 No.21の固有振動数が約120Hzであることから、二次モードの振動で240Hz付近で共振したものと予想される。

図14は、2つの変動成分の相関関係を表わしたもので、縦軸の Γ^2 はコヒーレンス関数あるいは関連度関数と呼ばれ、S₂の出力パワー(P_y)の内、P₂の出力パワー(P_x)と線形相関のあるパワー(P_{xy})の割合を表わし、次式のように表わされる。

$$\Gamma^2 = (P_{xy})^2 / (P_x \cdot P_y) \quad (4)$$

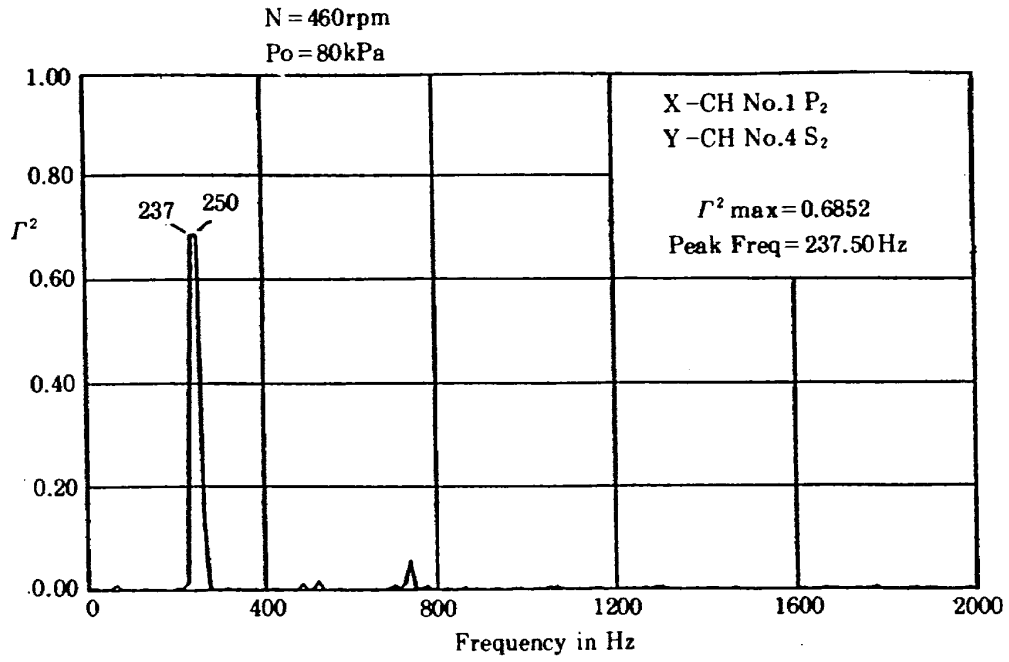


図14 P₂とS₂の相関

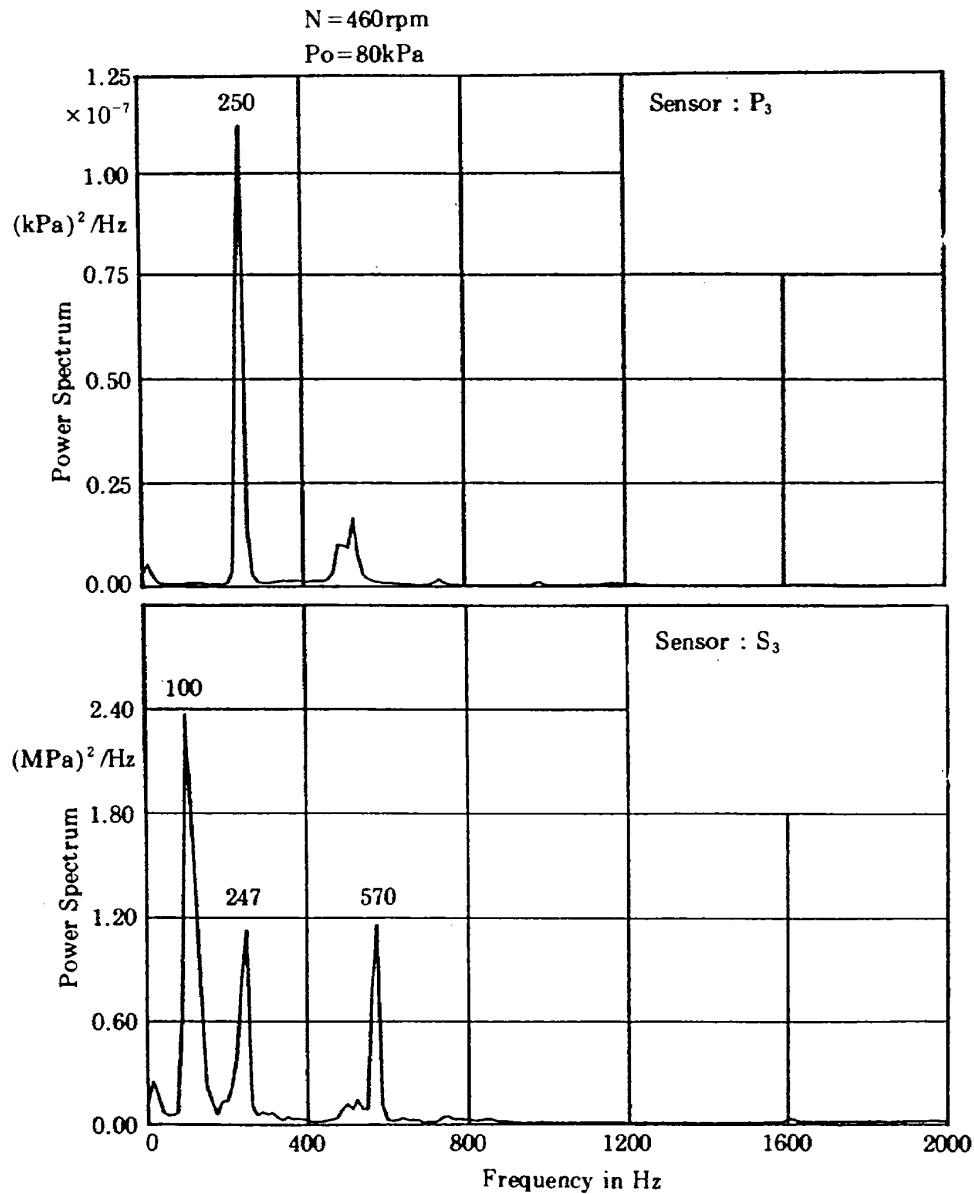


図15 変動成分のパワースペクトラム

$\Gamma^2=1$ の時、両者の因果関係が1対1に対応した現象と言える。同図で見ると、250Hz付近の周波数においてかなり強い相関があると見ることが出来る。

図15は、 P_3 と S_3 のパワースペクトラムであるが、ここでも P_3 において250Hz、 S_3 において247Hzが特徴的である。

図16は、 P_3 と S_3 の関連度関数を表わしたもの

で、同図で見ると、 P_2 と S_2 の相関と同様に250Hz付近の周波数において強い相関があると見ることが出来る。

図17に送風機騒音（その周波数は(2)式で表わされる）と気流の変動圧力(P_2)、及び偏流翼の変動応力(S_2)の中で大きなパワースペクトルを持つ特徴的な周波数を測定部マッハ数に対して表わした。送風機ブレードに因る気流の圧力変動が気流変動

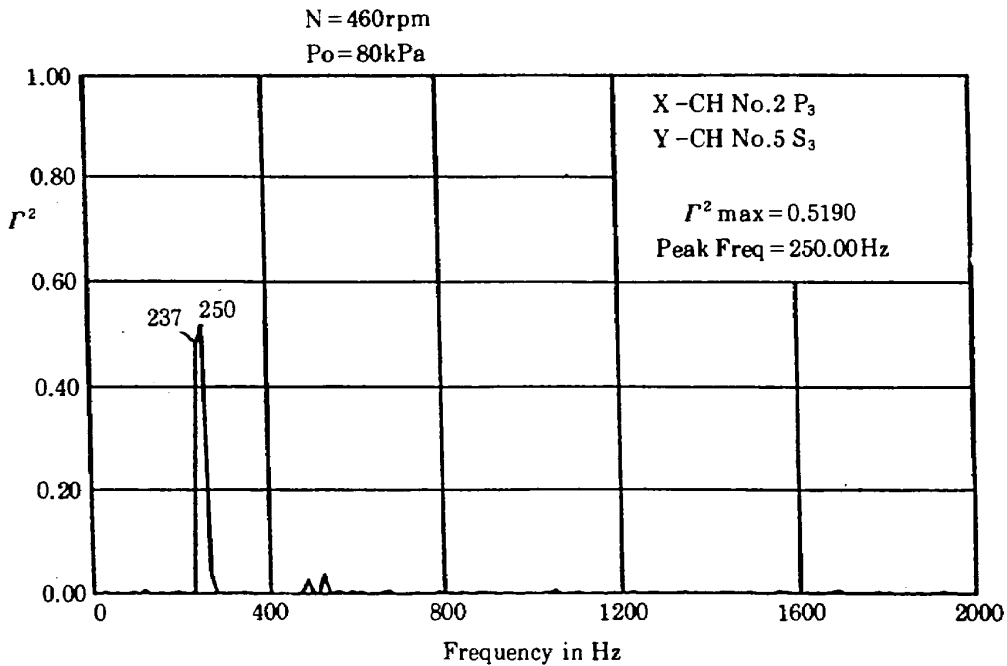


図16 P_3 と S_3 の相関

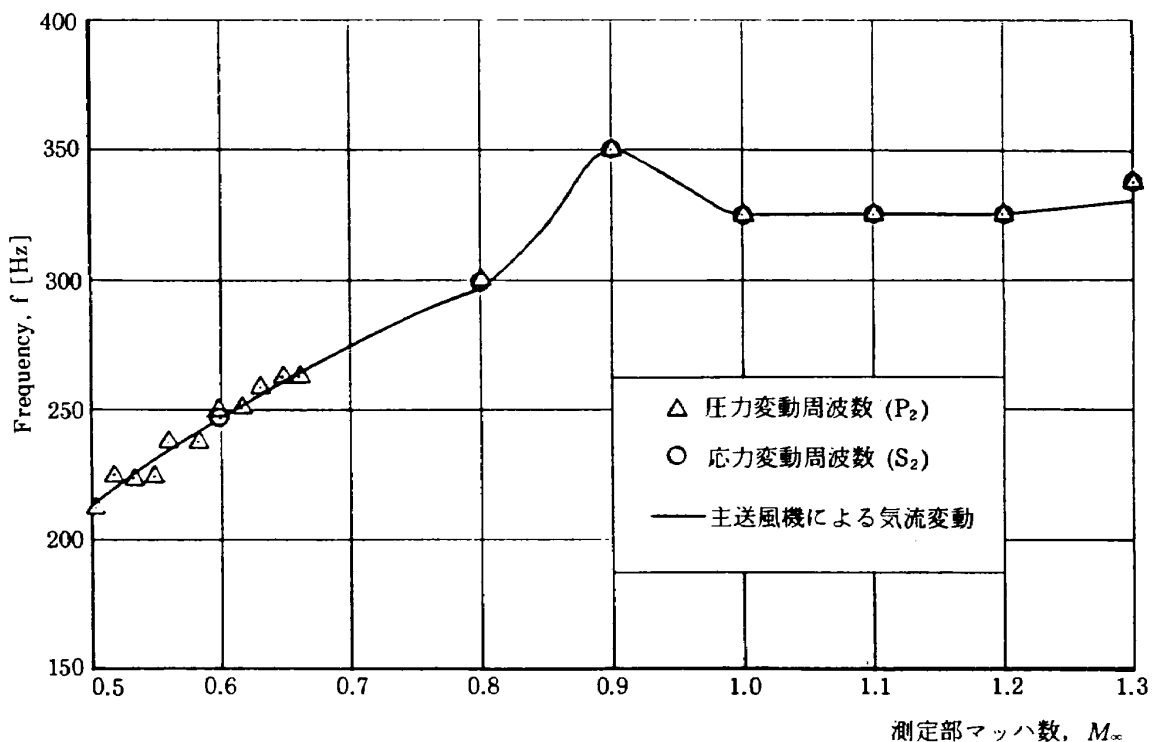


図17 変動成分の特徴的な周波数（改修前）

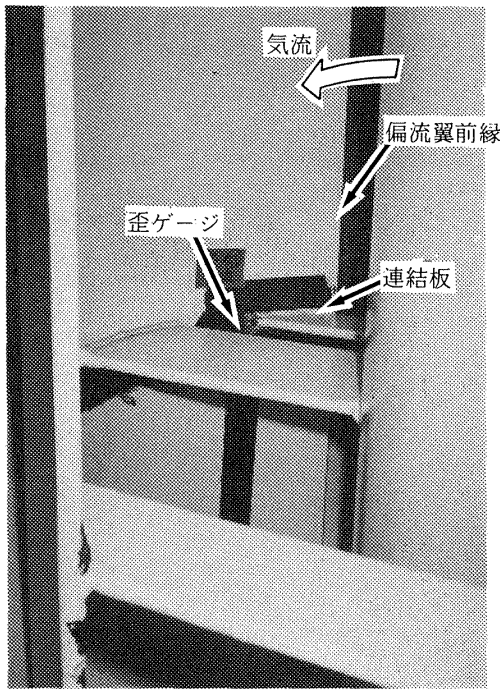
と偏流翼の変動応力に強く影響していることが分る。

前述のように、改修前の偏流翼では250Hz及び350Hz附近で共振していた。そこで、偏流翼の厚さを増し、更に連結板の取付け方を変えて、固有振動数を高くすることによって、気流の変動周波数 ($M_\infty=0.5\sim 1.4$ ($N=400\sim 700$ rpm), $f=200\sim 380$ Hz) とは共振しないこと、更に変動応力を低下させることを目的として改修を行った。

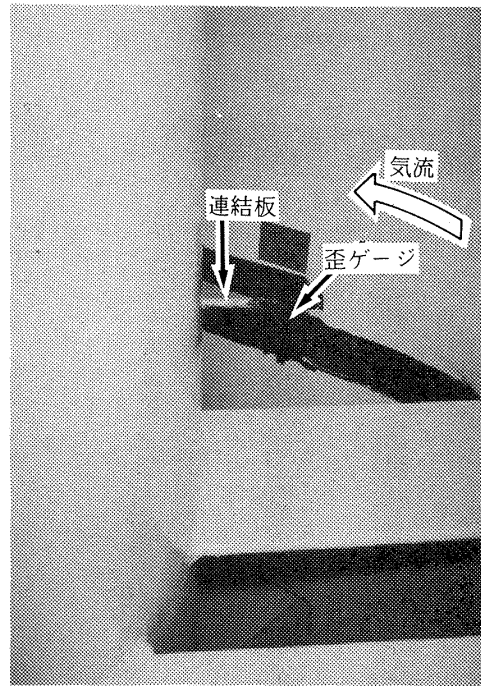
6.3 改修後の偏流翼応力特性

改修後に再び応力測定風洞試験を実施し、所期の成果が得られたことを確認した。図18に改修後の結果の例を示す。改修前の測定において共振を示した偏流翼 No.21 と No.18 である。同図(a)は偏流翼 No.21, (b)図はNo.18を表わす。何れにおいても、変動応力の幅は改修前に比べてかなり小さくなったが、平均応力はあまり変化していない。

図19に全面改修後の各偏流翼の応力特性を測定



〔上流側に貼付〕



〔下流側に貼付〕

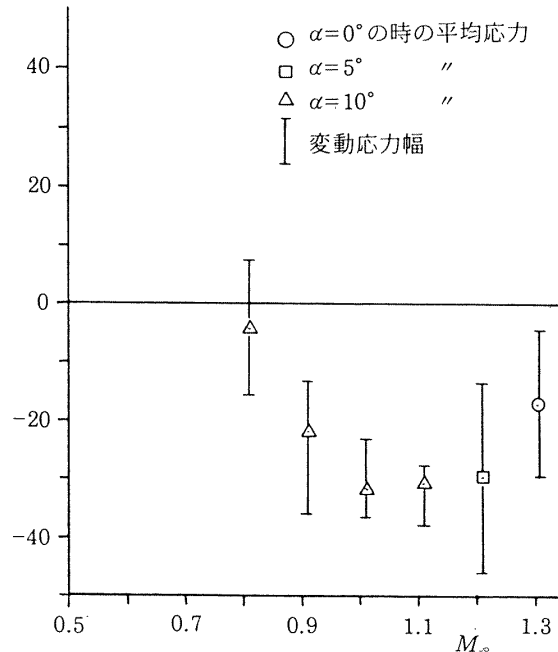
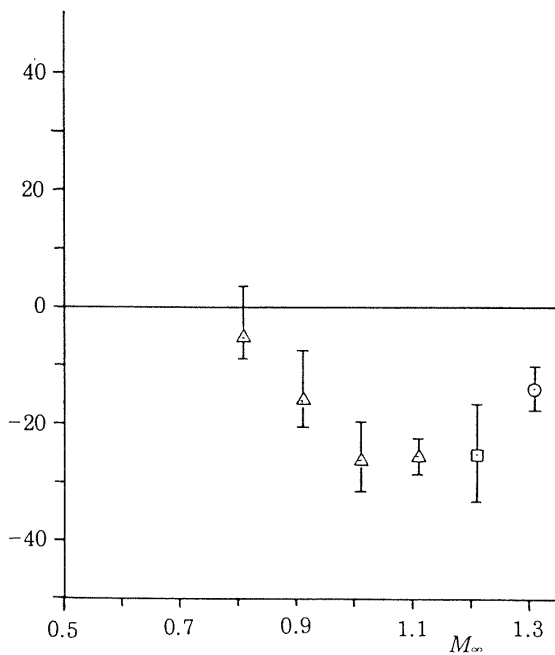


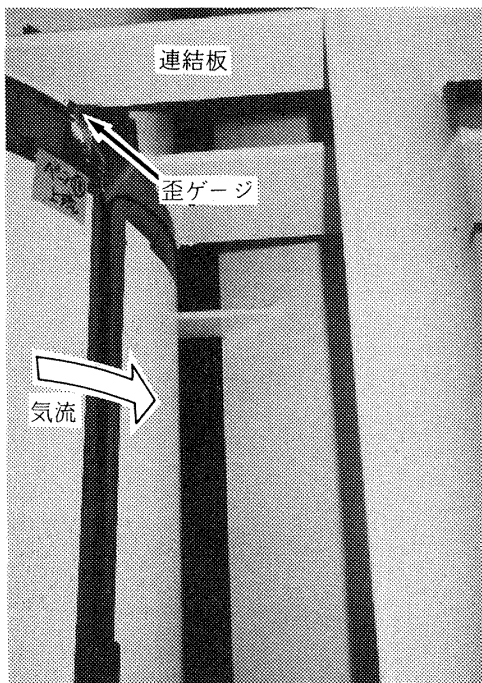
図18(a) 改修後の歪ゲージ出力・偏流翼 No.21

部マッハ数に対して示す。(a)図に応力振幅を示すが、全体的に応力振幅は改修前と比較してかなり低下(5MPa程度と半減)し、測定部マッハ数が1.3迄の間で応力振幅の最大値は偏流翼No.21で8.33MPa ($M_\infty=1.2$)と約1/5に減少した。

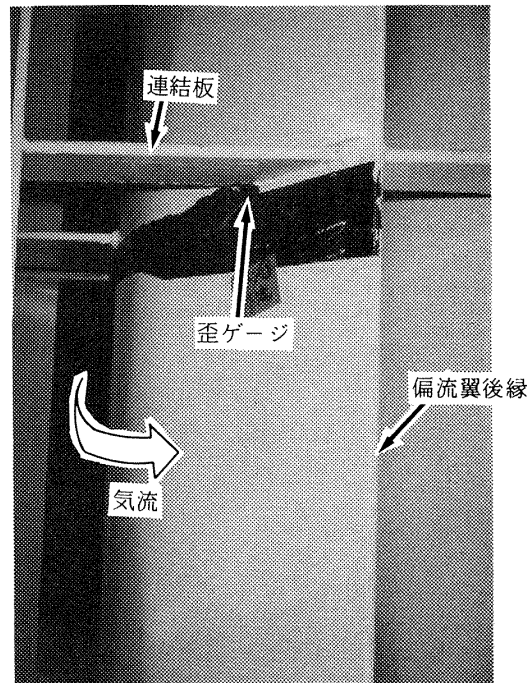
平均応力は(b)図に示すように、偏流翼 No.7では増大し(10MPa程度)、偏流翼 No.21ではその最大値が改修前に32MPa ($M_\infty=0.9$)から改修後に26MPa ($M_\infty=1.0$)と僅かに減少した。改修

前の No.7 の偏流翼には既に幾つかの亀裂と進展防止の小孔加工が施されており、測定した平均応力が正確にその偏流翼の応力を表わしているとは考え難いので、単純に比較はできない。

測定した偏流翼の全てで共振は観測されなかった。変動応力の周波数は図20に示すように、気流の圧力変動と密接な関係にあるが、偏流翼の固有振動数が高くなり、共振が起き難くなったものと推定できる。ハンマイパクト法による固有振動



〔上流側に貼付〕(翼上面側)



〔下流側に貼付〕(翼上面側)

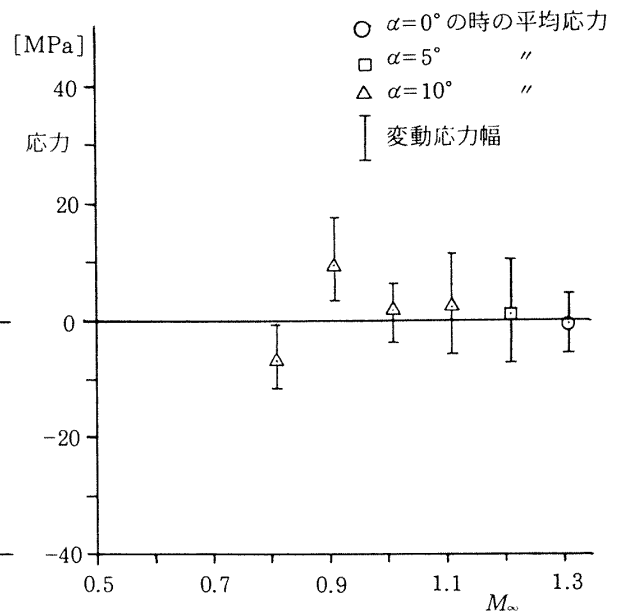
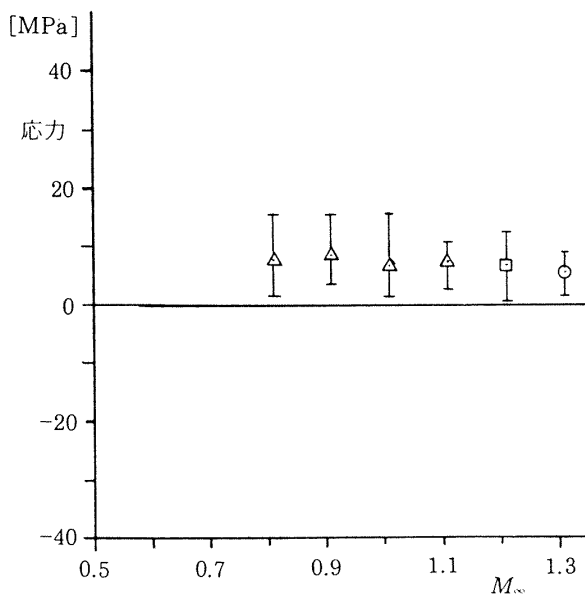
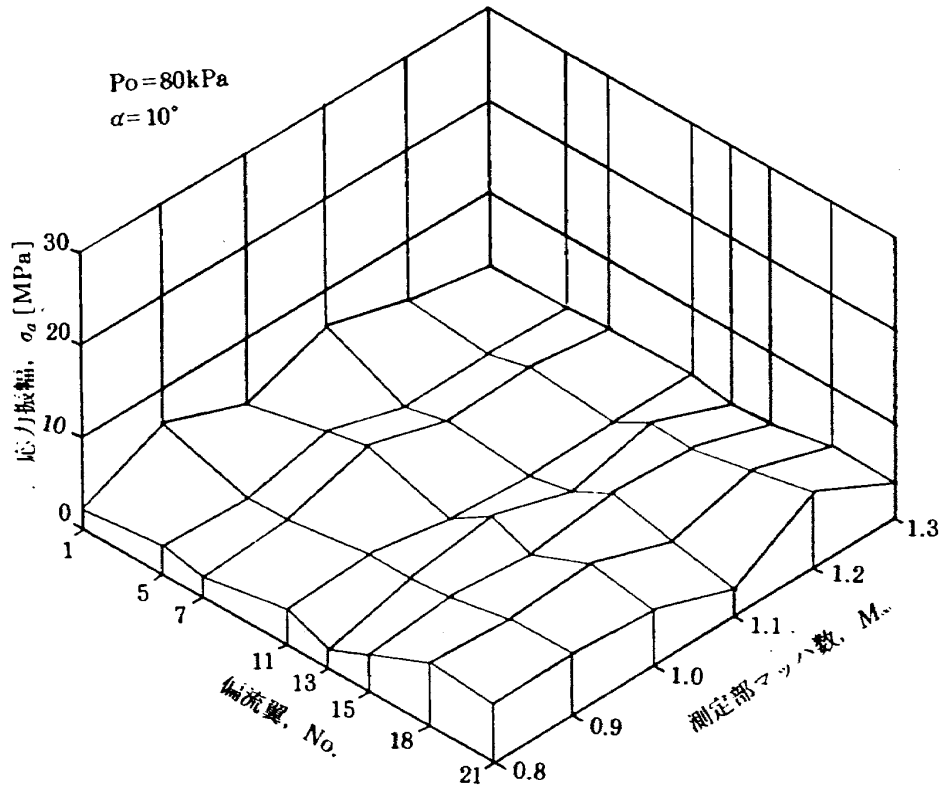
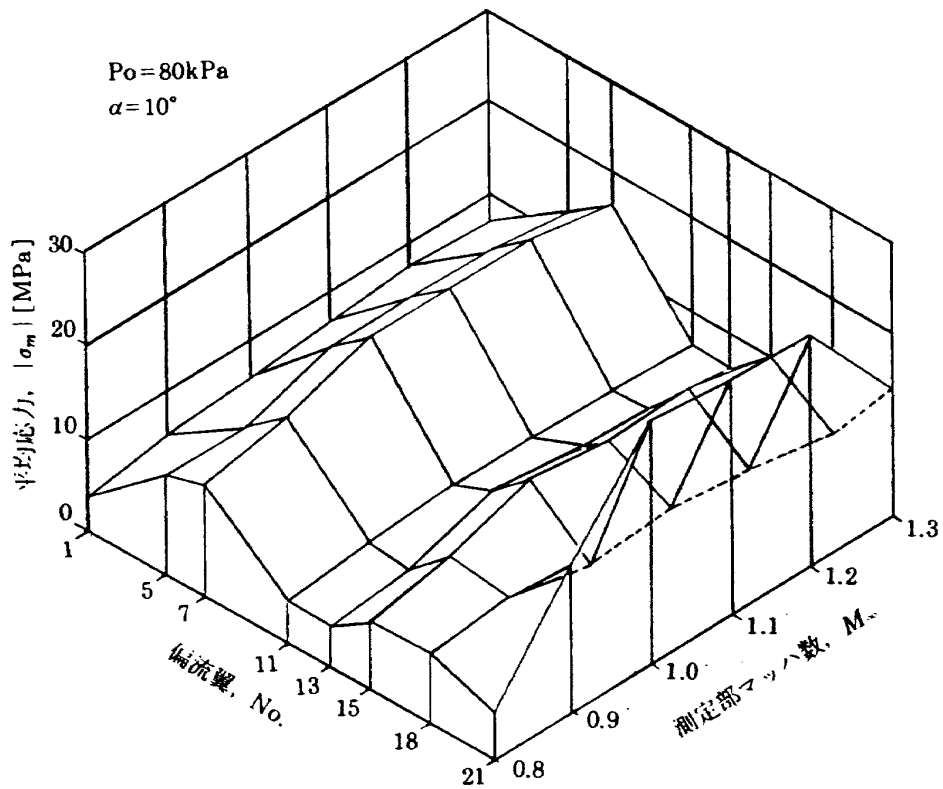


図18(b) 改修後の歪ゲージ出力・偏流翼 No.18



(a) 応力振幅



(b) 平均応力

図19 改修後の偏流翼応力特性

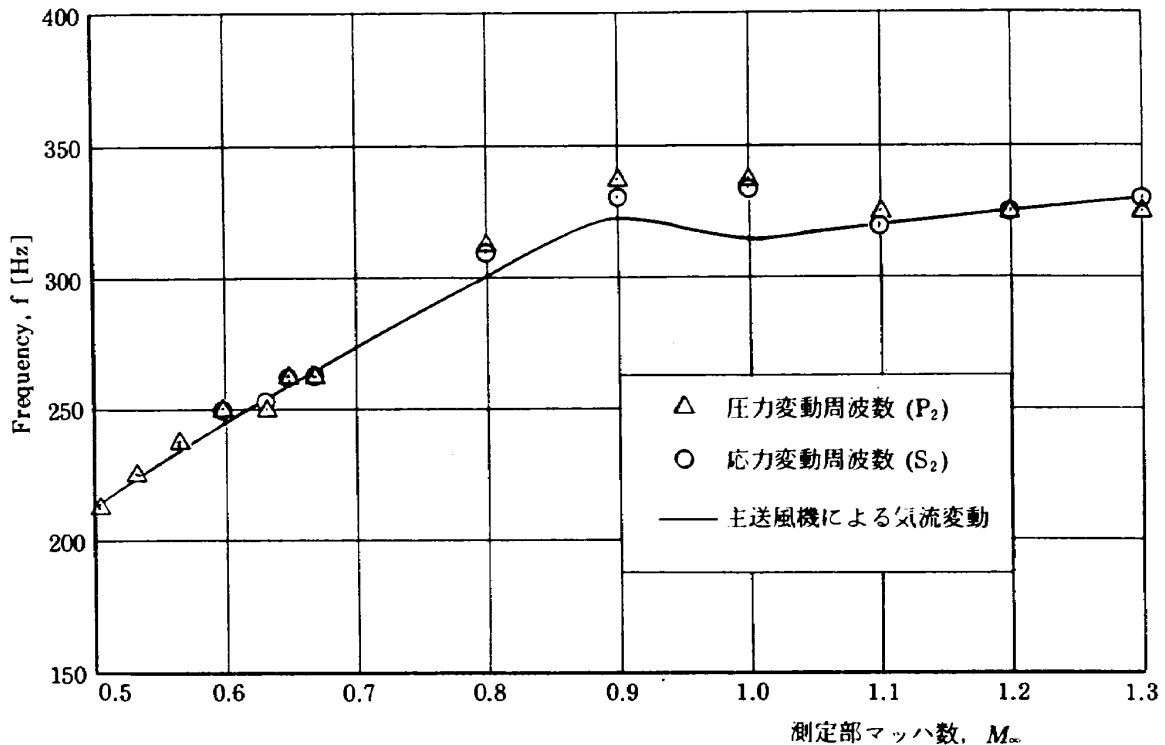


図20 変動成分の特徴的な周波数（改修後）

数の測定では偏流翼の多くが500Hz程度であった。

6.4 翼と風洞壁との溶接部における応力

偏流翼 No.10と11の足元の溶接部のビード部分に歪ゲージを貼付して応力を測定した。図21に、翼前縁側と翼後縁側における平均応力と応力振幅を一様流マッハ数に対して表わした。

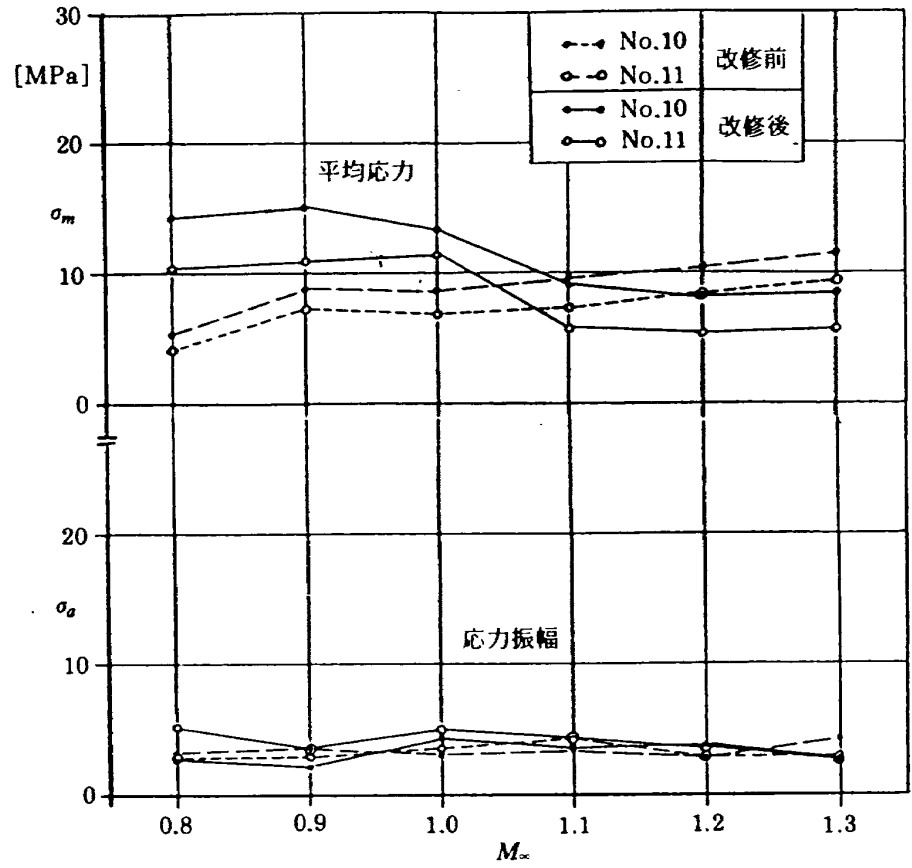
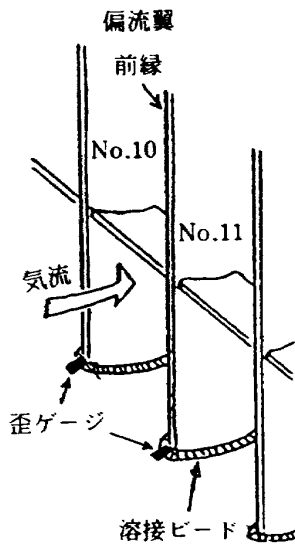
両方の位置において、応力振幅は、 M_∞ に対して傾向、大きさ（約5MPa）共殆ど同じであった。平均応力は、5MPa～15MPaの幅を持ち、改修前（図中破線で示す）と後（同実線）では、 M_∞ によって変化の仕方が変り、又、翼後縁側（下流側）では、偏流翼 No.10と11で改修後の応力の変化が反対の傾向を示した。

平均応力、応力振幅共その値は小さく、また変動応力の周波数は、気流の変動周波数と同じであったが、溶接箇所が風洞壁であり、共振は改修前及び改修後にも見られなかった。

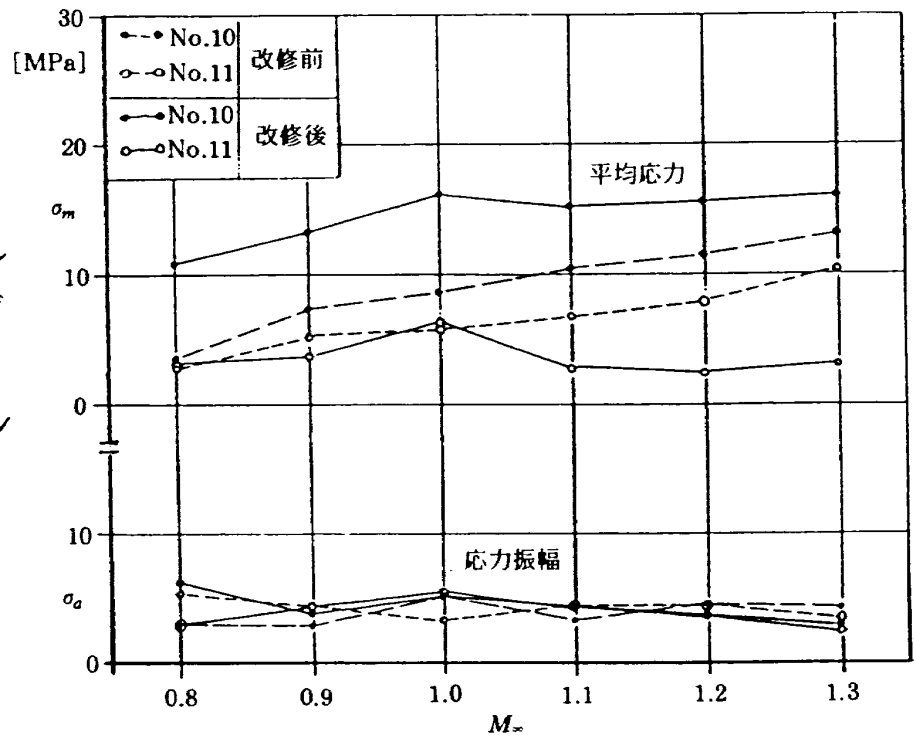
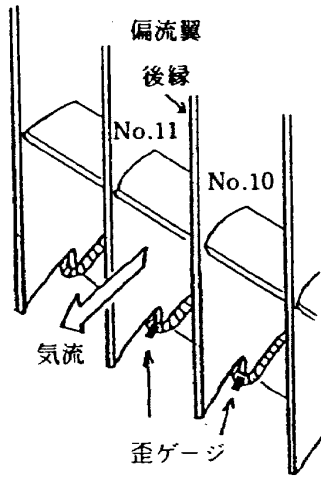
7. あとがき

第一屈曲部偏流翼の全面改修の機会にその前後で応力測定を行った。これらの結果をまとめると以下ようになる。

- (1) 改修前の偏流翼における応力振幅は、最大で41.7MPa、変動周波数が約250Hzで気流の変動成分と偏流翼が共振することが分った。
- (2) 第一屈曲部における気流の変動成分は、測定部にある模型が発生する擾乱として上流から伝わったものではなく、送風機の回転によってもたらされる気流の圧力変動（騒音）で、これが偏流翼に影響（振動原因）を与えているものと考えられる。
- (3) 改修は、偏流翼板厚を9mmから12mmとし、連結板の取付け方を千鳥状から、水平に連続して繋ぐ方式とし、構造的にも剛性を高めるようにした。また、改修作業においては、翼の材料取りから溶接加工まで、内部残留応力（特に引張り応力）、溶接欠陥、等の無いように細心の注意が払われた。
- (4) この結果、変動応力は、応力振幅で概ね5MPa（最大8.33MPa）に低減すると共に、固有振動数は約500Hz程度（ハンマイパクト法による測定）で、気流の変動成分との共振は起き難くなった。
- (5) これらの結果から、新しい偏流翼では脆性破壊や疲労破壊は発生し難くなり、安全性は極め



(a) 歪ゲージ貼付位置上流側



(b) 歪ゲージ位置下流側

図21 偏流翼と風管部との溶接部における応力

て高くなったと言える。

最後に、本改修は、遷音速風洞測定胴改修作業の一つとして平成 2 年に川崎重工業（神戸）によって行われたこと、偏流翼の応力計測の風洞試験は同社と共同で実施したことを記して同社の協力を謝意を表します。

引用文献

- 1) 航空宇宙技術研究所，航技研 2m×2m遷音速風洞の計画と構造，TR-25，1962年 3月
- 2) 河崎俊夫，竹内 理：亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験，TM-31，1964年 3月
- 3) 高木廣治，竹内 理等：小型超音速機の遷音速および超音速風洞試験，TM-35，1964年 5月
- 4) 牛田健二，高橋 宏：遷音速風洞の防音，TM-32，1964年 4月
- 5) 機械設計便覧編集委員会編，機械設計便覧，第 3 版（平成 4 年），pp.309～310，丸善株式会社

航空宇宙技術研究所資料651号

平成4年12月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18
