

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-458

## NAL・STOL実験機USBフラップ 後縁複合材模型の熱変形試験

遠藤修司・古賀達蔵・松嶋正道  
熊倉郁夫・石川隆司・前川昭二  
大内田敏昭・山崎敏宏・米倉茂吉

1982年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# NAL・STOL実験機USBフラップ 後縁複合材模型の熱変形試験\*

遠藤修司\*\* 古賀達蔵\*\* 松嶋正道\*\*  
熊倉郁夫\*\* 石川隆司\*\* 前川昭二\*\*\*  
大内田敏昭\*\*\* 山崎敏宏\*\*\* 米倉茂吉\*\*\*

## 1. まえがき

現在、当研究所において開発が進められているS TOL実験機では、USB(Upper Surface Blowing)方式高揚力装置が用いられる。これは、エンジンを主翼上面前方に取付け、翼上面に沿ってエンジン排気を吹き出し、それをUSBフラップによって下方に偏向させ離着陸時の低速飛行時に高揚力を発生させる方式である。したがって、USBフラップの上面は高温のエンジン排気にさらされる。昭和54年7月に当研究所角田支所で行なわれたUSB方式動力装備試験による主翼・フラップ模型壁面温度の計測では、フラップ上面で176°Cの高温を記録した。このため、USBフラップの開発にあたっては、フラップ構造の高温における剛性および強度特性を明らかにしておく必要が生じた。特に、実験機のUSBフラップ後縁部は新技術確立の観点から耐熱性複合材構造の適用を計画しているため、これら高温特性には未知な点が多く、そのため、耐熱構造材料選定試験をはじめとして一連の構造・材料試験を実施して設計資料を得ることとなった。これらの試験結果からポリイミド系耐熱樹脂複合材および変性エポキシ・フィルム接着剤が最高200°Cの要求に対しすぐれた強度特性を示すことが明らかになり、USBフラップ後縁部用材料として選定された。また、これらの材料を用いて、実験機に計画しているハニカム・サン

ドイッチ構造と同一様式のUSBフラップ後縁複合材模型が加工成形性試験を兼ねて製作された。

本報告では、このようにして製作されたUSBフラップ後縁複合材模型を供試体として、当所において実施した熱変形試験について述べる。この試験の目的は、熱変形によるフラップの作動機構上の問題点およびフラップ空力特性への影響などを把握するための基礎資料を得ることである。試験は当所機体2号館に設置されている熱弾性試験装置を用い、昭和55年5月12日～16日および同年5月26日～27日の期間に実施した。なお、熱変形試験終了後、供試体の一部は剛性強度試験に供されたが、残部供試体を用い補充試験として再度熱変形試験を行ない、本試験の未確認点を補充したので、併せて報告する。

## 2. 供試体

実験機に計画されているUSBフラップの構造断面の概略を図1に示す。熱変形試験は、このうち後縁部のハニカム・サンドイッチ構造を対象とする。供試体は、C-1輸送機の炭素繊維複合材料製グラウンド・スポイラの製作に使用した治具を利用して製作された。したがって、実験機のUSBフラップ後縁部と構造様式は同一であるが形状はやや異なる。図2に示すように、供試体は翼弦方向にテーパを持つ楔型のハニカム・サンドイッチ構造である。外形寸法および重量は次のとおりである。

翼幅： 2315 mm.  
翼弦長： 545 mm.  
最大翼厚(桁部)： 50 mm.

\*昭和56年12月7日 受付

\*\*機体第一部

\*\*\*川崎重工業株式会社

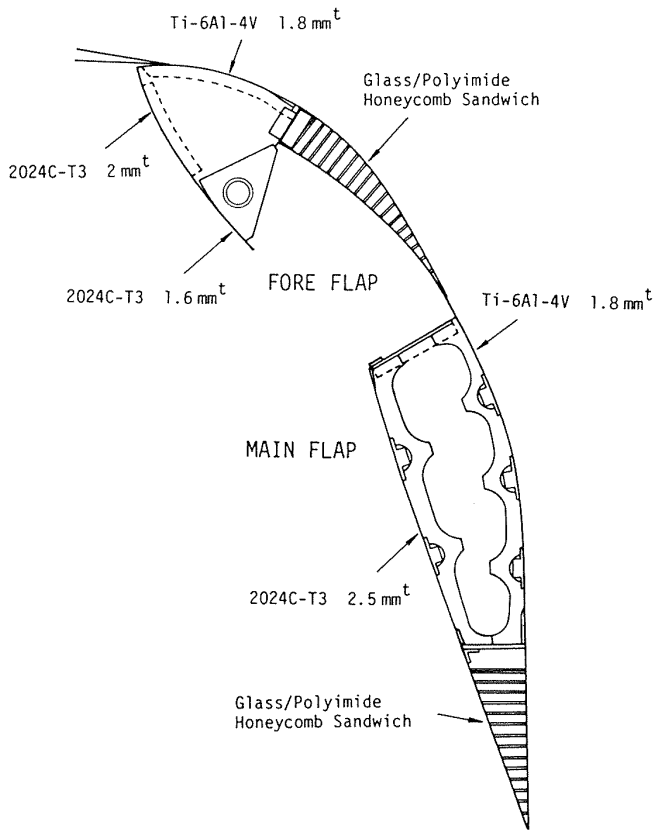


図1 USBフラップ構造断面

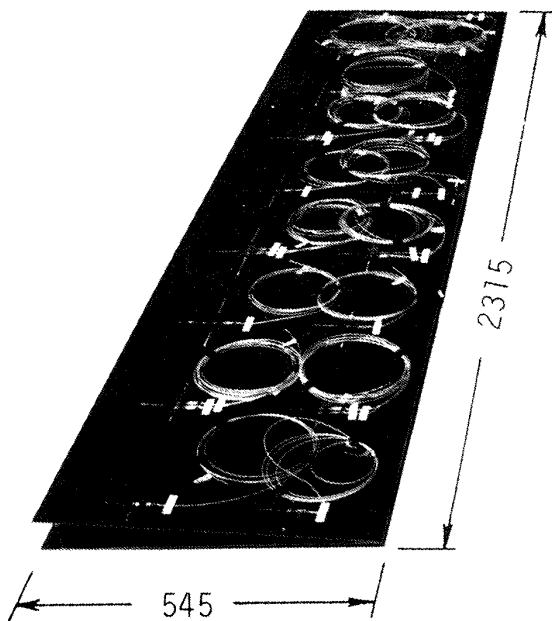


図2 供試体

重量： 11.7 kg .

また、材料構成は次のとおりである。

面板、桁およびエンド・リップ：

ガラス繊維／ポリイミド樹脂プリプレグ  
# 7781/F178 (HEXCEL Co.) をそれぞれ  
5層、4層および3層に積層成形。

ハニカム・コア：

ガラス繊維／ポリイミド樹脂 HRH327  
-3/8-4.0 (HEXCEL Co.)

面板とハニカム・コア接続用接着剤：

変性エポキシ樹脂フィルム接着剤 EA9649  
(DEXTER Co. HYSOL DIV.)

ハニカム接続用発泡接着剤：

ポリイミド系接着剤 HP906 (HEXCEL  
Co.)

### 3. 試験装置および試験方法

試験は、試験ケース1からケース11までの合計11  
ケースについて、当研究所に設置されている熱弾性  
試験装置を用いて実施した。

#### 3.1 熱弾性試験装置

熱弾性試験装置についてはすでに詳細な報告\*  
があるので、ここでは本熱変形試験に関連して簡単に  
述べる。熱弾性試験装置は、赤外線ランプ加熱器、  
加熱演算部、加熱制御部および電源部などから構成  
される。加熱は自動的な温度制御あるいは熱量制御  
によって行なうことができる。本熱変形試験は、供  
試体の片面の温度を 200°C に保持し、供試体各部の  
熱変形を測定することが目的なので、温度制御方式  
により加熱した。装置の温度制御システムの概要および  
主要性能を図3および表1に示す。温度制御は、図  
3に示すとおり次のようにして行なわれる。関数発  
生器によって、あらかじめ設定された温度に相当す  
る電圧を発生させる。一方、試験体に取り付けた熱電  
対によって試験体表面温度が電圧の形で検出される。  
温度調節計は、この設定温度と測定温度とを比較し、  
両者が等しくなければ誤差信号を発生し、誤差信号に  
対応する出力を加熱制御器に与える。このようにし  
て赤外線ランプ加熱器の出力は、設定温度に対して

\* 竹中幸彦：熱弾性試験法，航空学会誌，第12巻，第121号（1964年2月），pp.(37)~(44)。

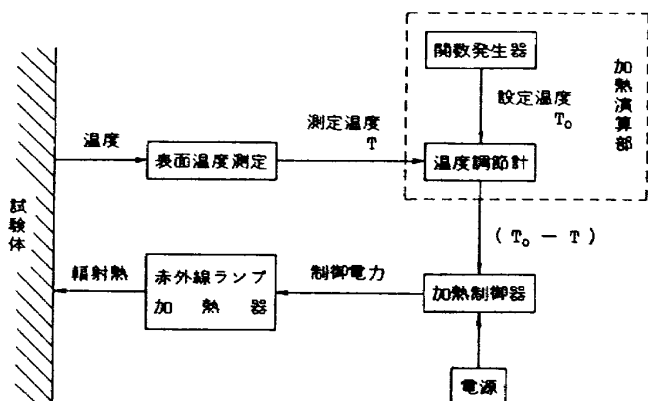


図3 温度制御加熱装置の系統図

表1 熱弾性試験装置の主要性能

最大出力	1200 kW/480V
温度制御系統数	12系統
赤外線ランプ加熱器出力 (赤外線管型ランプ8本装着)	24 kW/480V
赤外線ランプ加熱器数	48台
制御温度範囲	室温～500℃
試験時間	10～300秒間

自動的に制御される。

### 3.2 供試体の支持および加熱器の配列

供試体の支持は、図4に示すように、鋼製パイプで組立てた架台枠組に供試体支持用の溝形鋼材(100×50×5-3000)を取付け、これに供試体の後縁を下側にして桁部を5個のシャコ万力で締めつけ固定した。32台の赤外線ランプ加熱器を架台枠組に取付け、ランプ面が供試体の表面(加熱面)に平行に平面状になるように配列した。

### 3.3 温度制御プログラム

温度制御においては、供試体加熱面の1点の温度だけでなく、全体の温度分布を制御することが望ましい。そのためには、加熱源を数系統に分け、おのおの独立に制御する必要がある。本熱変形試験においては、熱弾性試験装置の性能および供試体の大きさに基づいて、赤外線ランプ加熱器4台を1単位として8系統に分割し、各系統に対応した供試体加熱面区画内に温度制御用熱電対を取付け、各系統ごとに温度制御を行なった。図5に、加熱ランプ配列と

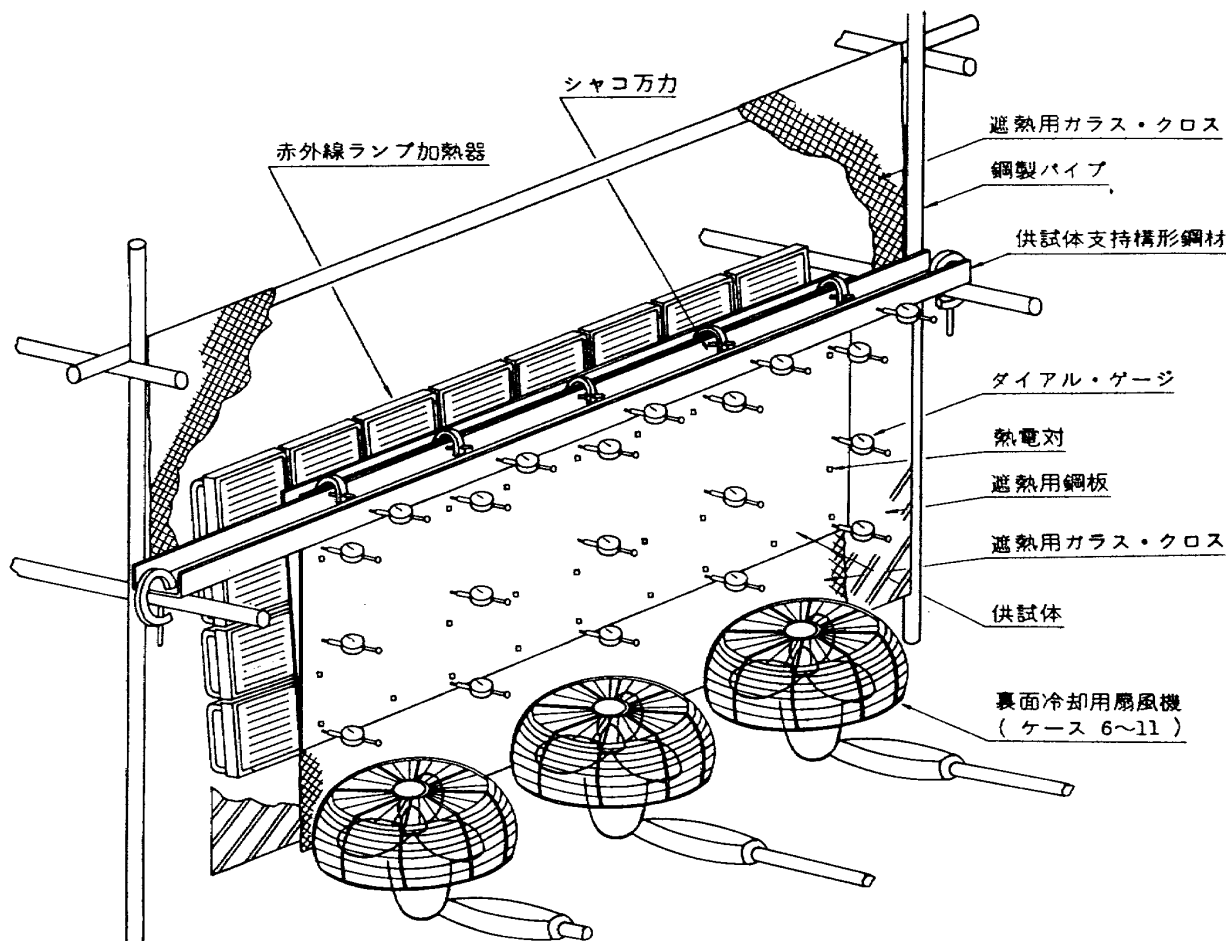


図4 供試体の支持状況

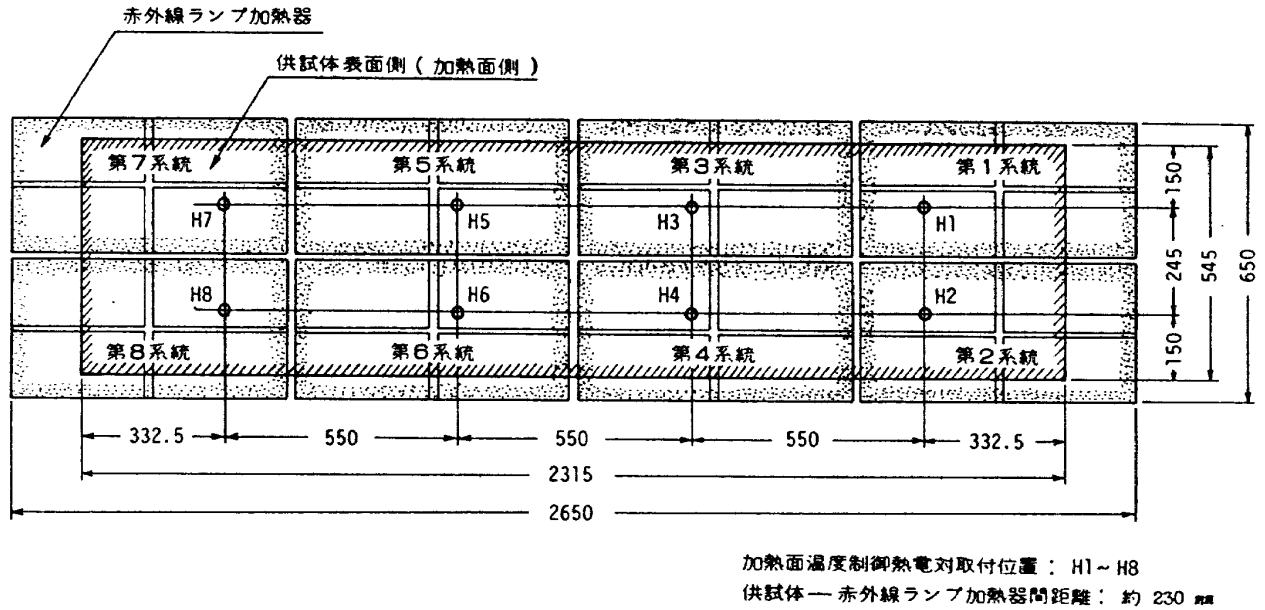


図5 加熱ランプ配列と供試体との相対位置および加熱面温度制御用熱電対取付位置

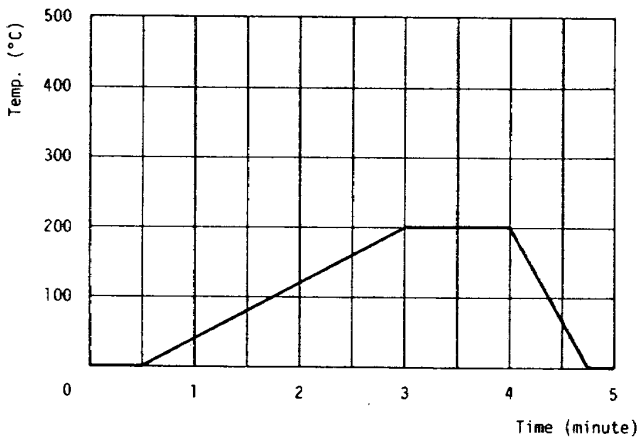


図6 設定温度プログラム

供試体との相対位置および加熱面温度制御用熱電対取付位置を示す。

関数発生器に設定した温度プログラムを図6に示す。試験開始3分後に設定温度条件の200°Cに達し、4分後には室温に向けて下降するプログラムであるが、これは熱弾性試験装置の性能上の制約によるものであり、実際の試験では、設定温度に達した時点で、関数発生器の時間進行を一時停止させ、供試体の温度がほぼ定常状態に達するまで設定温度の200°Cに保持した。

### 3.4 温度およびたわみ変位の測定

供試体の温度およびたわみ変位の測定には、それぞれ熱電対およびダイヤル・ゲージを用いた。

#### 3.4.1 温度分布の測定

非金属複合材料構造の供試体に溶接により熱電対を取付けるのが不可能なため、PHILIPS社製のPR6462B/00型サーモカップル・シート(Chromel-Alumel)のシート状熱電対、使用温度範囲-200°C～+400°Cを共和電業のストレンゲージ用接着剤PC-12(ポリエステル系2液混合常温硬化型、使用温度範囲-196°C～+180°C)を用いて供試体の表面(加熱面)と裏面の合計26点の測定標点に接着した。検出された温度は、横河電機製作所製の単点のデジタル温度計Type 2809と多点切換スイッチとを組合せて手動切換により測定記録した。ただし、試験ケース8～11では、測定標点を26点から50点に増し、タケダ理研工業会社製の-TR-2711Mマルチチャンネル・デジタル温度記録計を用いて自動記録した。図7にシート状熱電対の取付け状況を、図8にマルチチャンネル・デジタル温度記録計を示す。

#### 3.4.2 たわみ変位の測定

供試体の裏面後方の架台枠組に取付けた溝形鋼材にダイヤル・ゲージ固定用のアームを取付け、これにダイヤル・ゲージを固定し、供試体裏面の測定標点に垂直に触針の先端を接触させた。測定点は、供試体の裏面に15点、供試体支持形材の裏面に5点、合計20点とした。ダイヤル・ゲージの取付状況を図9に示す。ダイヤル・ゲージの指針の読取りは、5

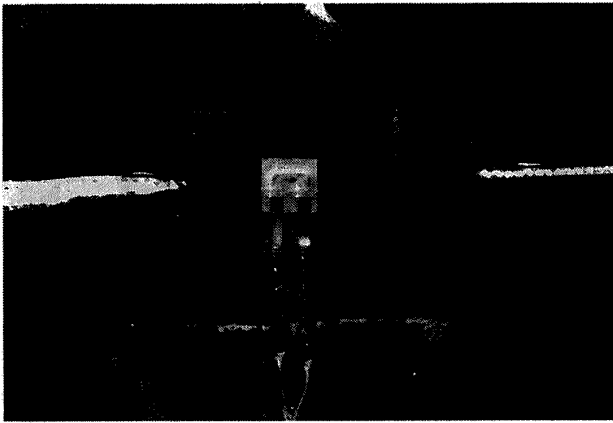


図7 接着型熱電対の取付状況



図9 ダイアル・ゲージの取付状況

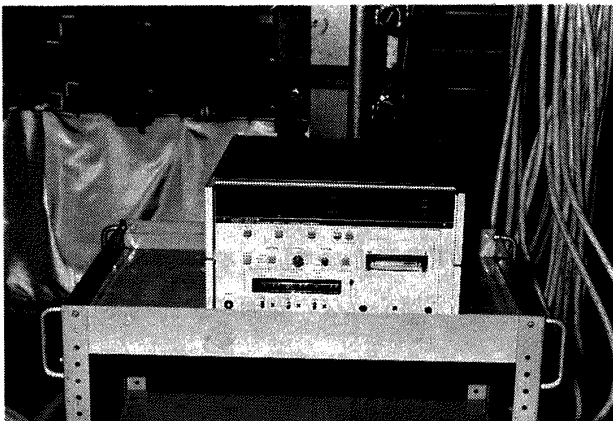
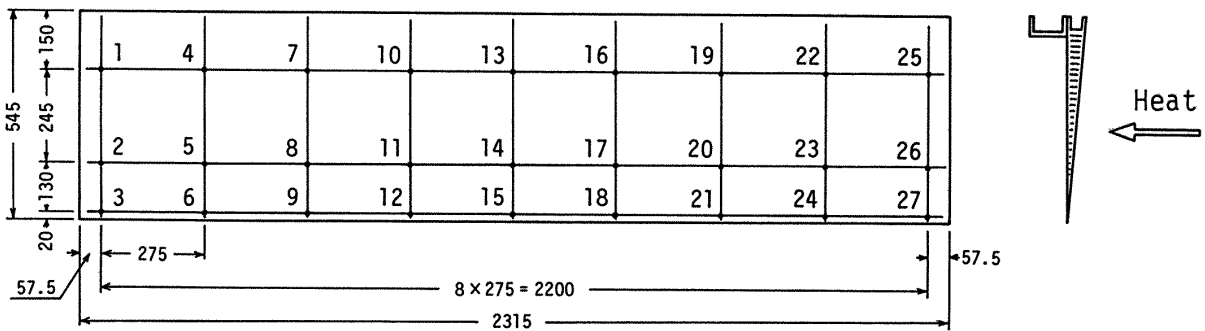
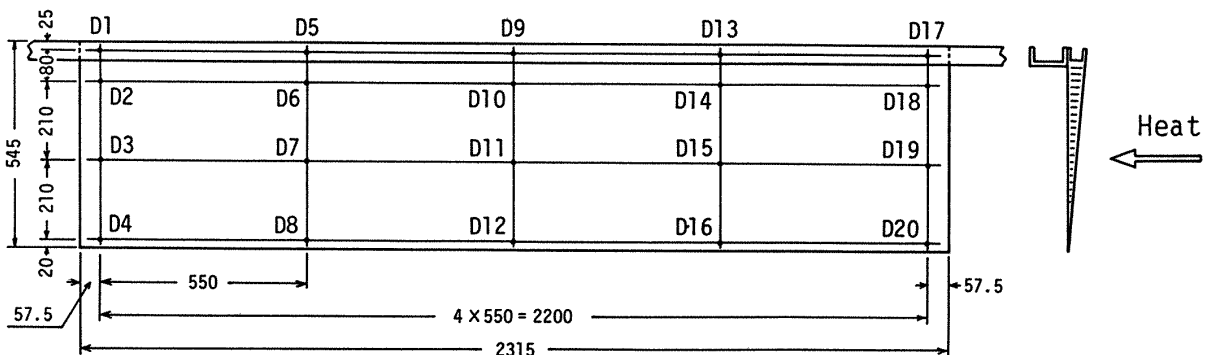


図8 マルチチャンネル・デジタル温度記録計



(a) 温度測定標点 接頭記号 T:加熱面測定標点 R:裏面測定標点



(b) たわみ変位の測定標点

図10 温度およびたわみ変位の測定標点

名の測定者が各々4個のダイヤル・ゲージを担当し、それぞれ読取り記録した。

図10に温度およびたわみ変位の測定標点を示す。温度測定標点は表裏同一箇所とし、表面（加熱面）とその裏面との温度差を知ることが出来るようにした。なお、測定標点の表裏の区別は図中に示した接頭記号を用いることとする。

供試体の温度分布が室温ではほぼ均一であることを確認し、ダイヤル・ゲージの初期値を読み取った後、熱弾性試験装置を始動させた。この時刻を基準として、代表測定標点の温度上昇およびたわみ変位を一定時間間隔で測定した。10分経過後に、それらがほぼ定常状態に保たれていることを確認するとともに、全測定標点の温度およびたわみ変位を測定記録した。なお、供試体の周囲は、ガラス・クロスで覆い、熱が供試体加熱面の裏面側にまわりこむことを防ぐとともに測定者の安全を確保した。図11に試験の状況を示す。

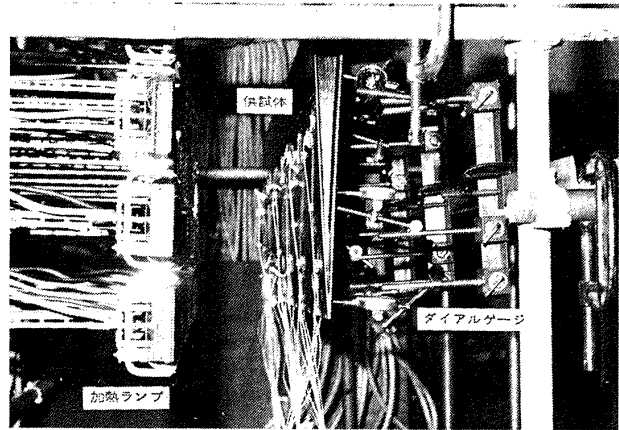


図 11 熱変形試験の状況

#### 4. 試験結果

表2に、各試験ケースの試験条件と結果の概略を示す。本報告では、これら試験ケースのうち、裏面冷却を行わず表面（加熱面）を全面加熱したケース5と、裏面冷却を行ない表面を全面加熱したケー

表2 試験ケース

試験ケース	設定温度	供試体取付方法	裏面冷却	備考
1	100°C	支持溝形鋼に厚さ6mmのアスベスト板を介し取付	なし	予備的試験
2	"	"	"	"
3	200°C	"	"	アスベスト板を介して供試体を取付けたことによる影響が供試体のたわみ変位に現われる
4	"	"	"	"
5	"	支持溝形鋼に直接取付	"	試験結果良好
6	"	"	扇風機にて冷却	熱座屈的変形
7	中央部のみ 200°C	"	"	試験結果良好
8	200°C	"	"	加熱操作失敗
9	"	"	"	試験結果良好
10	"	"	"	"
11	"	"	"	"

ス11および供試体翼幅方向の中央部のみを局部加熱したケース7のそれぞれの試験結果について述べる。

#### 4.1 温度分布

図12に供試体中央部の加熱面および裏面の温度履歴を示す。試験開始10分後には、温度分布はほぼ定常状態にあることが判る。加熱面温度は後縁付近を除けば設定温度プログラム（図6参照）に比較的良好に追従しているが、試験開始10分後の測定標点T14の温度は、ケース5では207°C、ケース11および7では、それぞれ229°Cおよび215°Cと、設定温度の200°Cに対してやや高目に制御された。後縁付近の加熱面温度は図12(b)の測定標点T15の温度にみられるように140°C程度で、他の部分に比較して局所的に低くなっている。これは後縁部は翼厚が薄いため裏面からの放熱とわずかながら自然対流の影響を受けたためと考えられる。

試験開始から10分後の供試体翼幅方向の温度分布を図13に示す。ケース5の加熱面温度分布は、後縁

付近および左右翼端付近を除けば比較的良好に制御され190~215°Cの温度範囲に保持された。本ケースは裏面冷却を行なっていないが裏面温度は80~110°C程度迄上昇した。供試体中央部における加熱面と裏面との温度差は100~130°Cである。ケース11は、裏面を3台の扇風機で送風冷却し、表面を全面加熱した場合で、加熱面温度分布は後縁付近および左右翼端付近を除けば、190~240°Cの温度範囲に制御され、裏面温度は後縁付近を除き50~80°C程度である。供試体中央部における加熱面と裏面との温度差は150°C程度である。ケース7は、裏面を冷却し、表面を翼幅方向中央部の4系統、すなわち、第3,4,5および第6系統の赤外線ランプ加熱器のみによって局部加熱した場合であり、加熱面温度分布は釣鐘状になった。

図14に試験開始から10分後の翼弦方向温度分布を示す。加熱面温度は後縁付近で急激に低下している様子が判る。

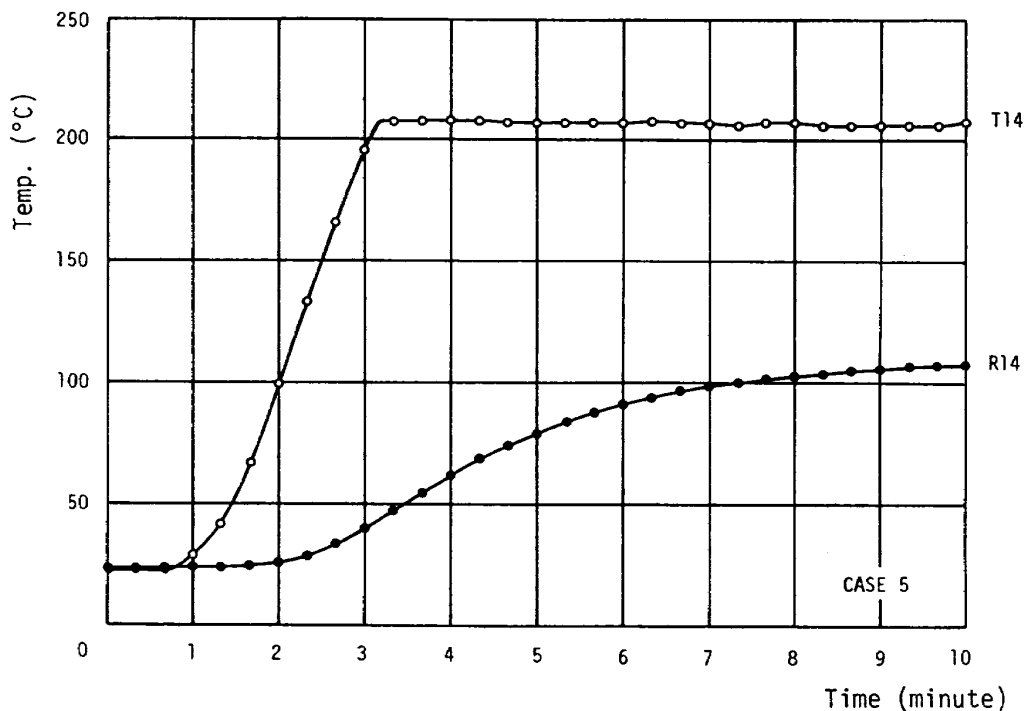


図12(a) 供試体中央部の温度履歴（ケース5）



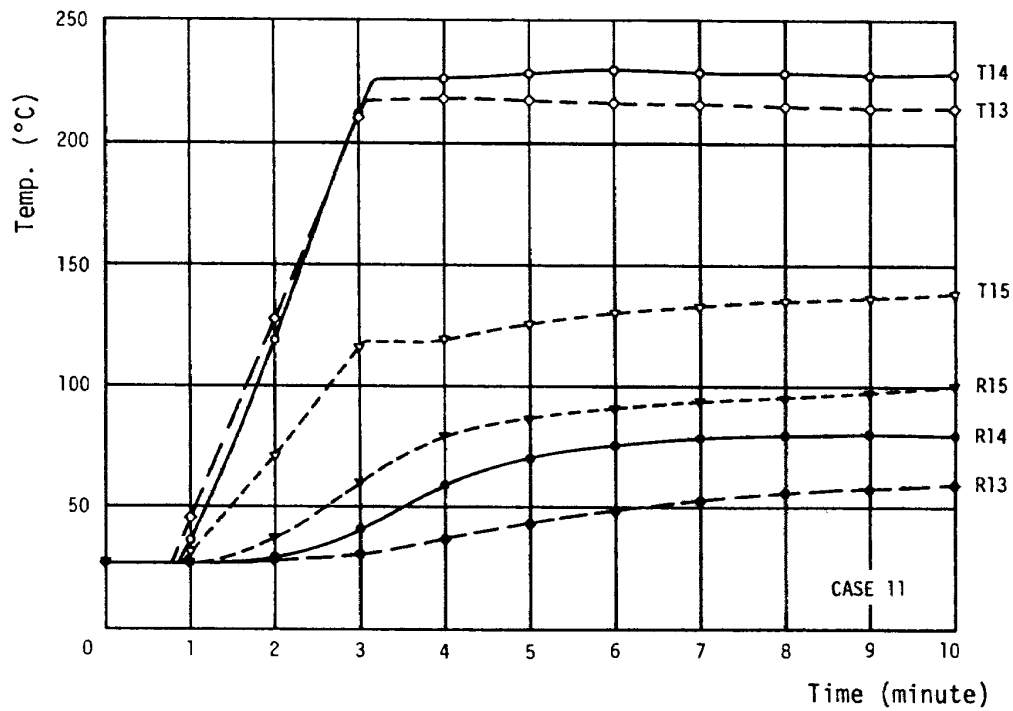


図 12(b) 供試体中央部の温度履歴 (ケース11)

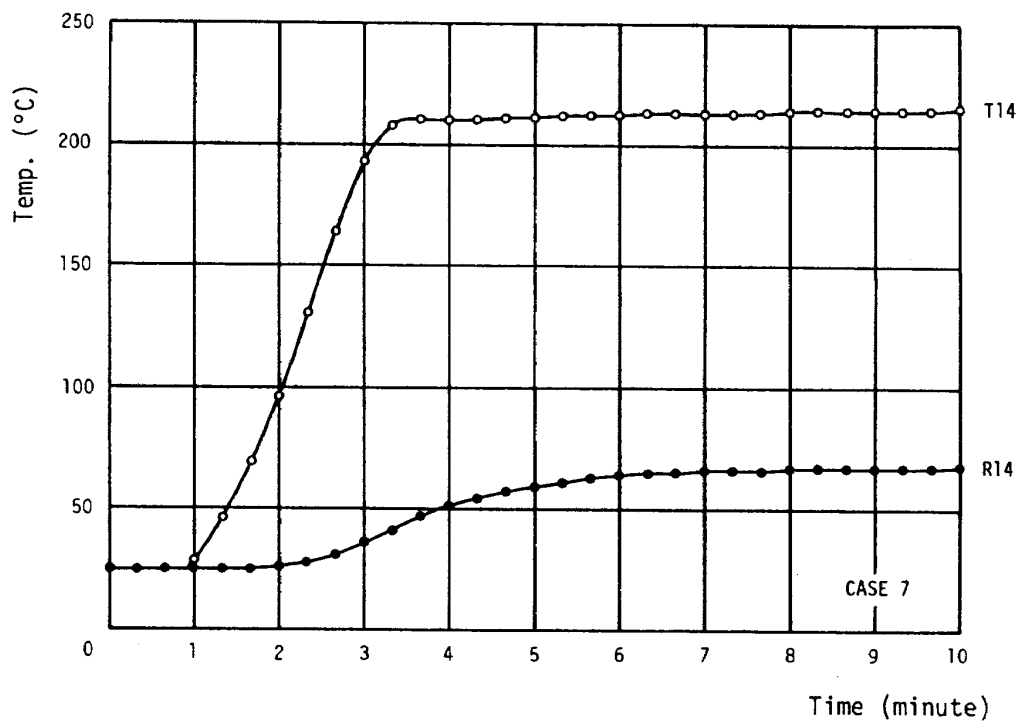


図 12(c) 供試体中央部の温度履歴 (ケース7)

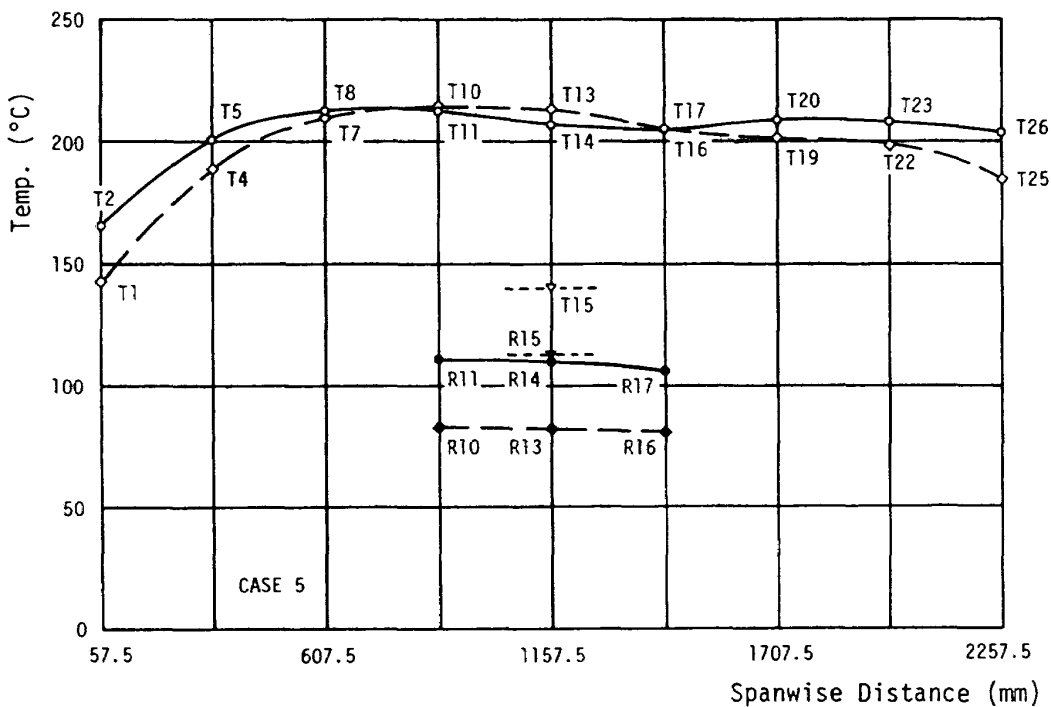


図 13(a) 翼幅方向温度分布—試験開始 10 分後 (ケース 5)

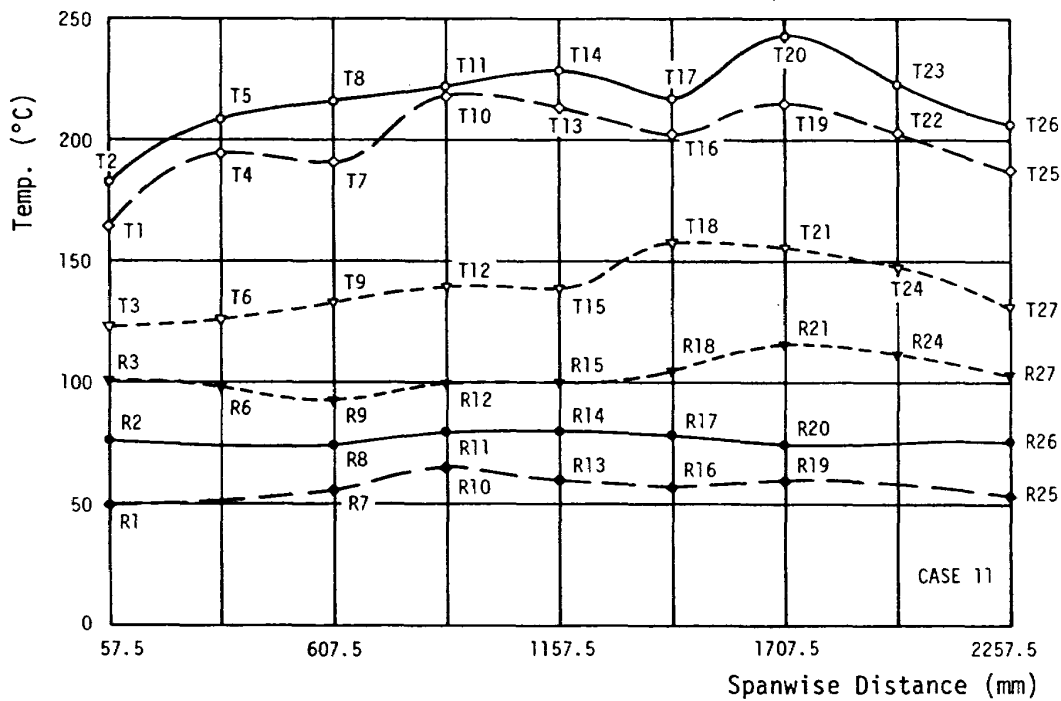


図 13(b) 翼幅方向温度分布—試験開始 10 分後 (ケース 11)

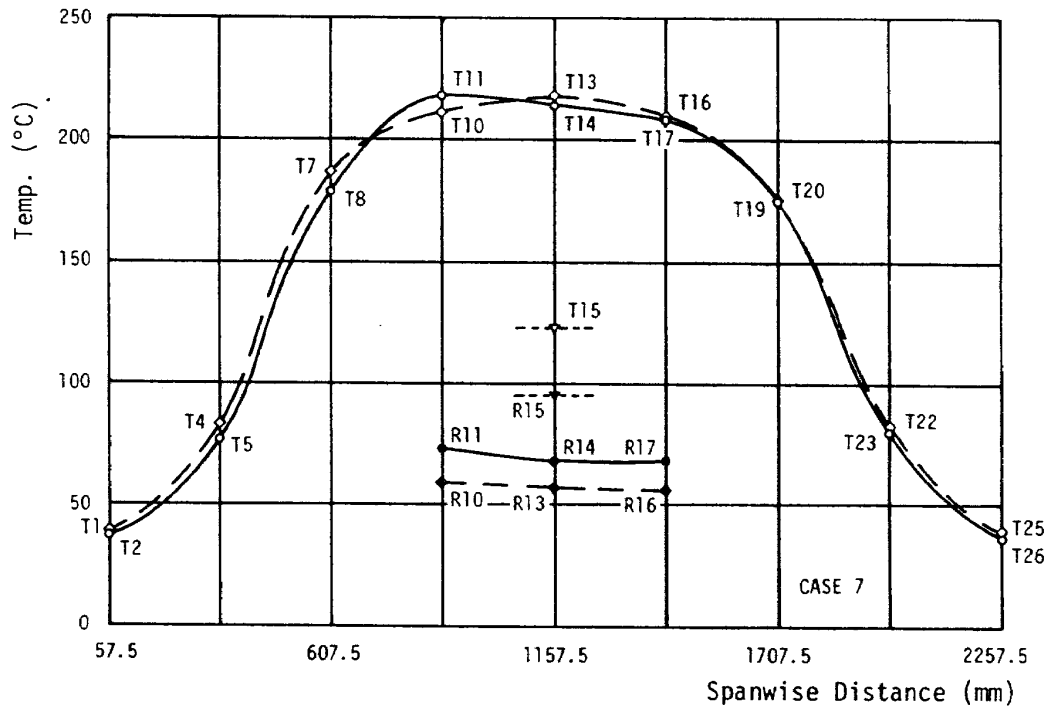


図 13(c) 翼幅方向温度分布—試験開始 10 分後 (ケース 7)

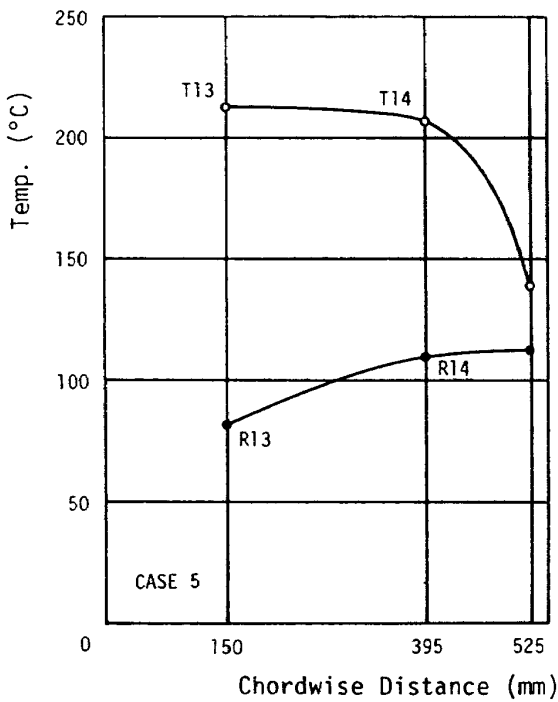


図 14(a) 翼弦方向温度分布—試験開始 10 分後 (ケース 5)

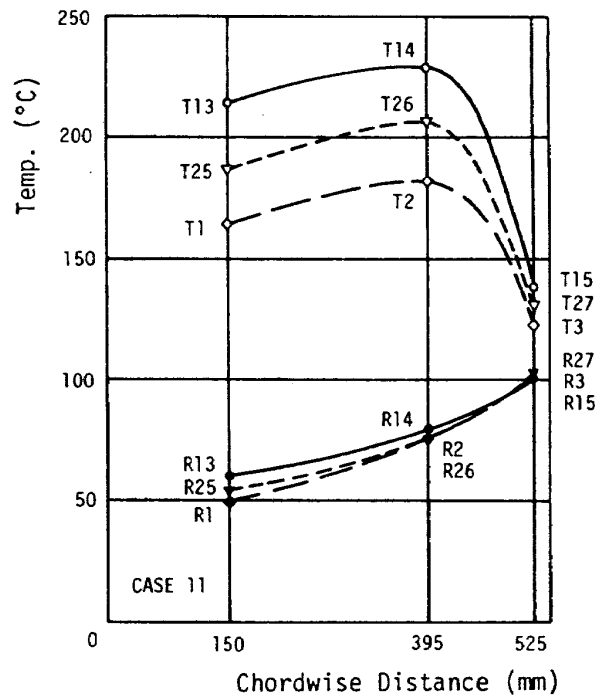


図 14(b) 翼弦方向温度分布—試験開始 10 分後 (ケース 11)

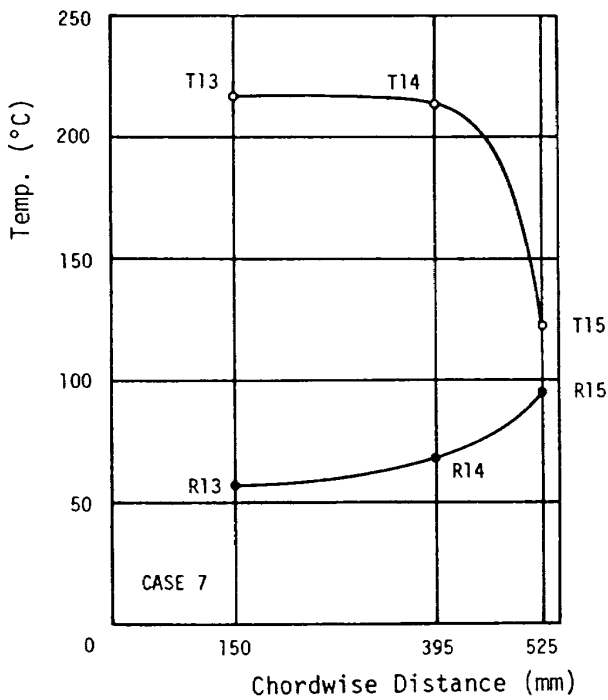


図 14(c) 翼弦方向温度分布—試験開始 10 分後 (ケース 7)

#### 4.2 たわみ変位

たわみ変位は、供試体の加熱前の状態における供試体裏面の位置を基準とし、それが外向き（加熱ランプから遠ざかる方向）に変位を増す方向を正、その逆を負とする。供試体後縁のたわみ変位の時間的变化を図15および図16に示す。供試体の温度履歴に対応して試験開始3分20秒で各測定標点は最大変位を記録し、10分経過後にはほぼ定常状態に達することが判る。

図17に試験開始10分後の翼幅方向のたわみ変位を示す。翼幅方向のたわみ変位は、翼幅の中央線に対して、ほぼ左右対称に生じていることが判る。最大変位は、左右の後縁翼端に生じ、ケース 5 および 11 で共に 12mm 程度であり、中央局部加熱のケース 7 では 7.5 mm と、ケース 5 および 11 に比べて 60% 程度に減少している。裏面冷却を行っていないケース 5 と、冷却を行なったケース 11 とを比較すると、後縁翼端に生じる最大変位量は両者にそれほど大き

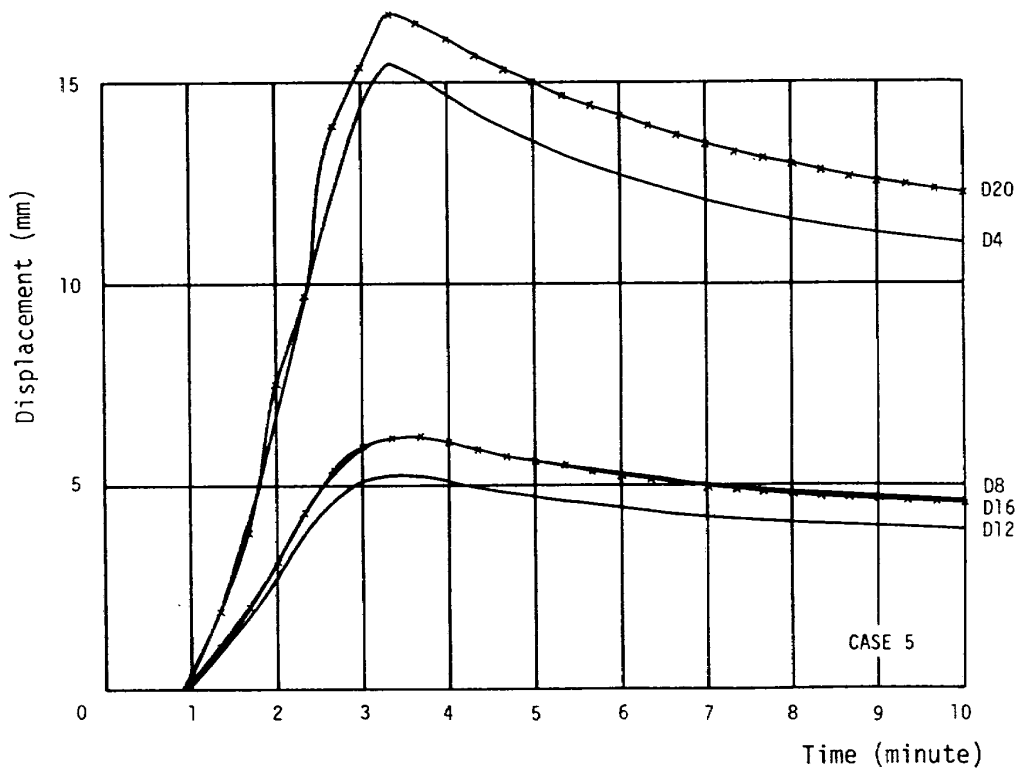


図 15(a) 供試体後縁のたわみ変位の時間的变化 (ケース 5)

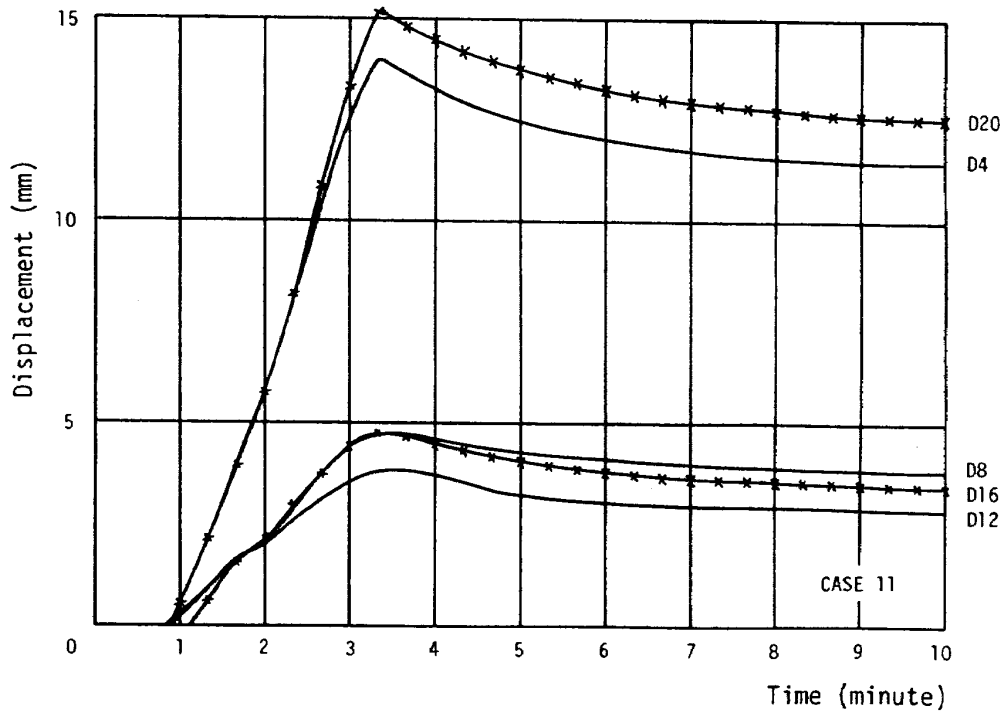


図 15(b) 供試体後縁のたわみ変位の時間的变化(ケース11)

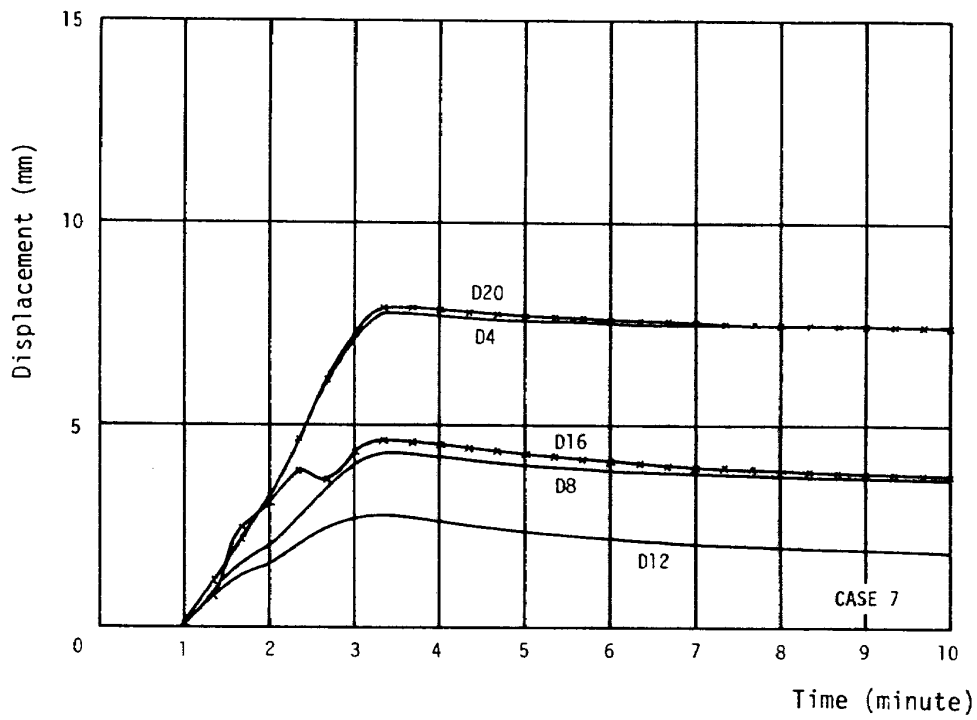


図 15(c) 供試体後縁のたわみ変位の時間的变化(ケース7)

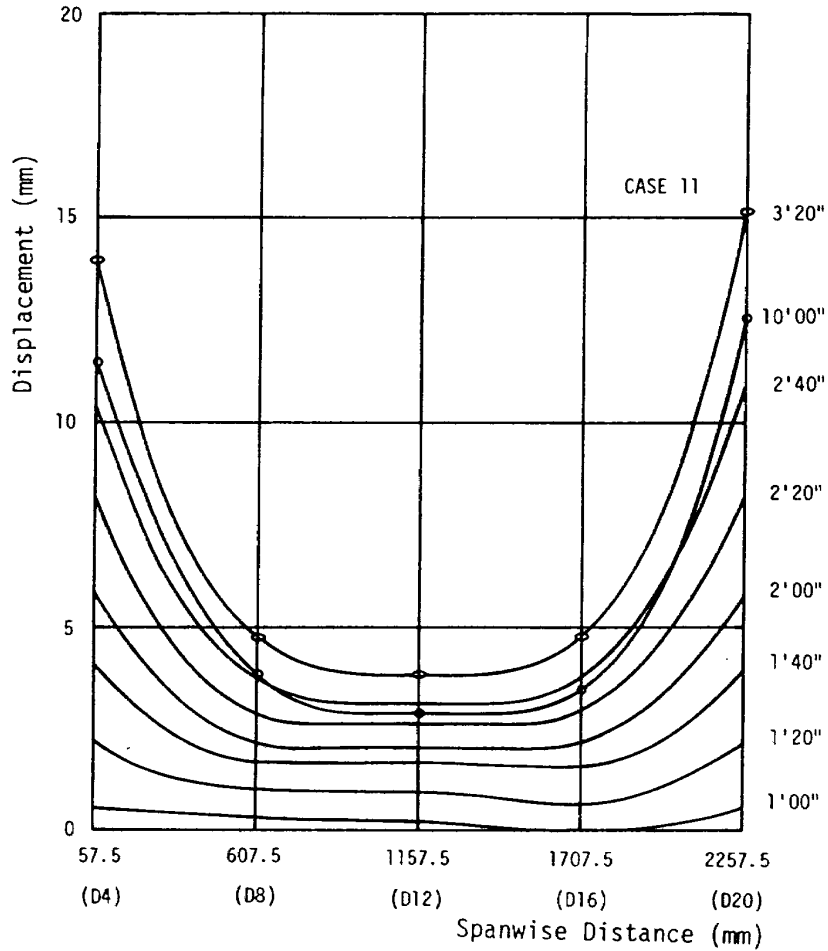


図 16 供試体後縁翼幅方向のたわみ変位の時間的変化 (ケース11)

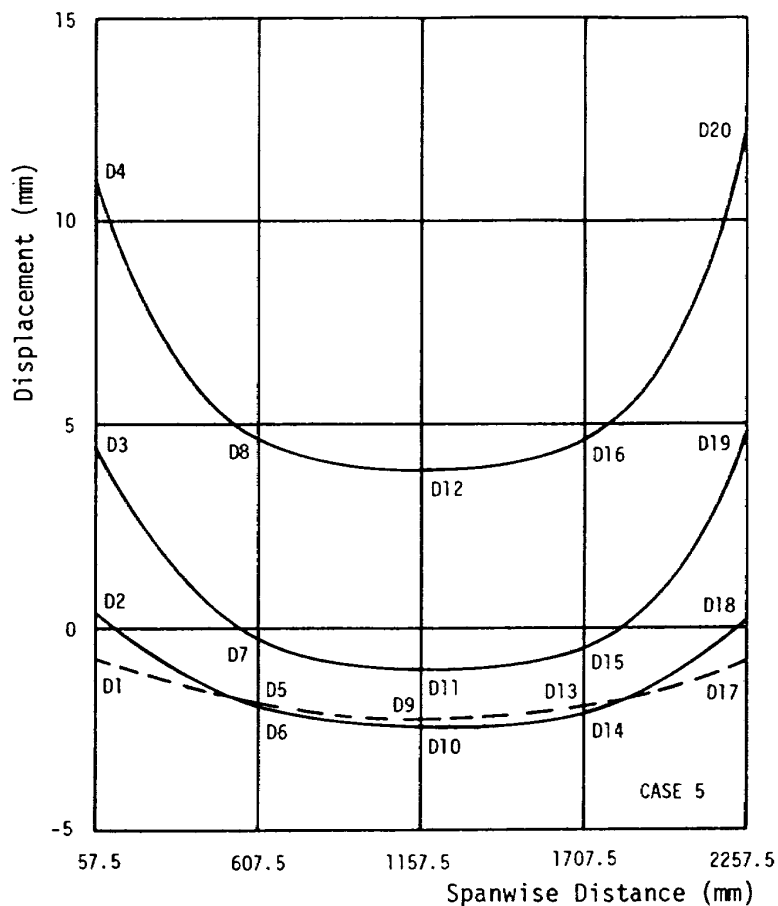


図 17 (a) 翼幅方向たわみ変位一試験開始 10 分後 (ケース 5)

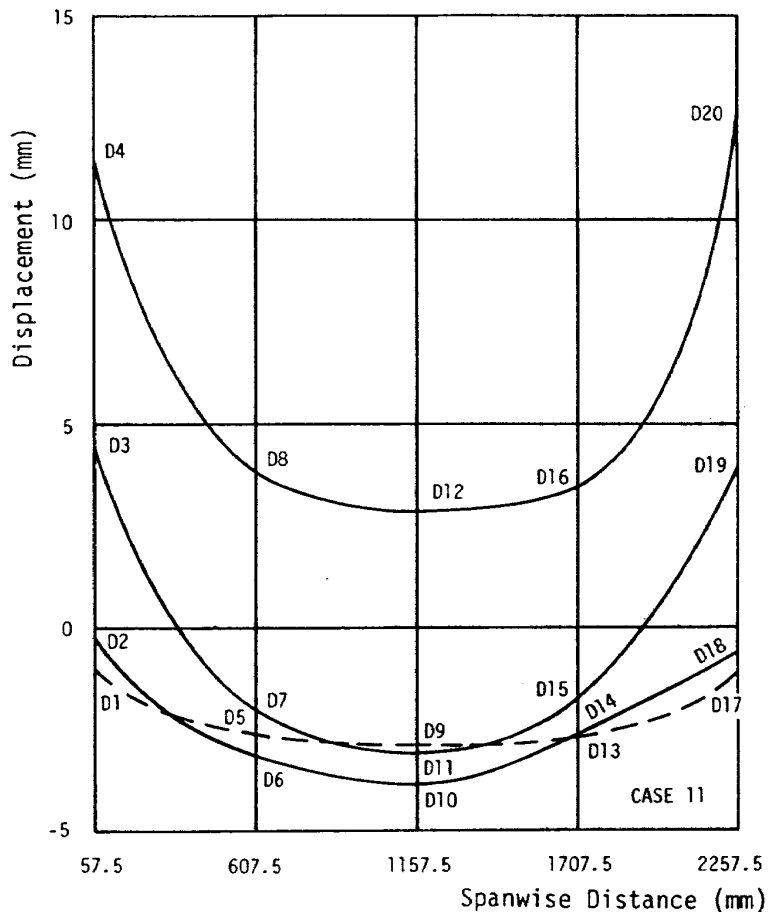


図 17 (b) 翼幅方向たわみ変位—試験開始 10 分後 (ケース 11)

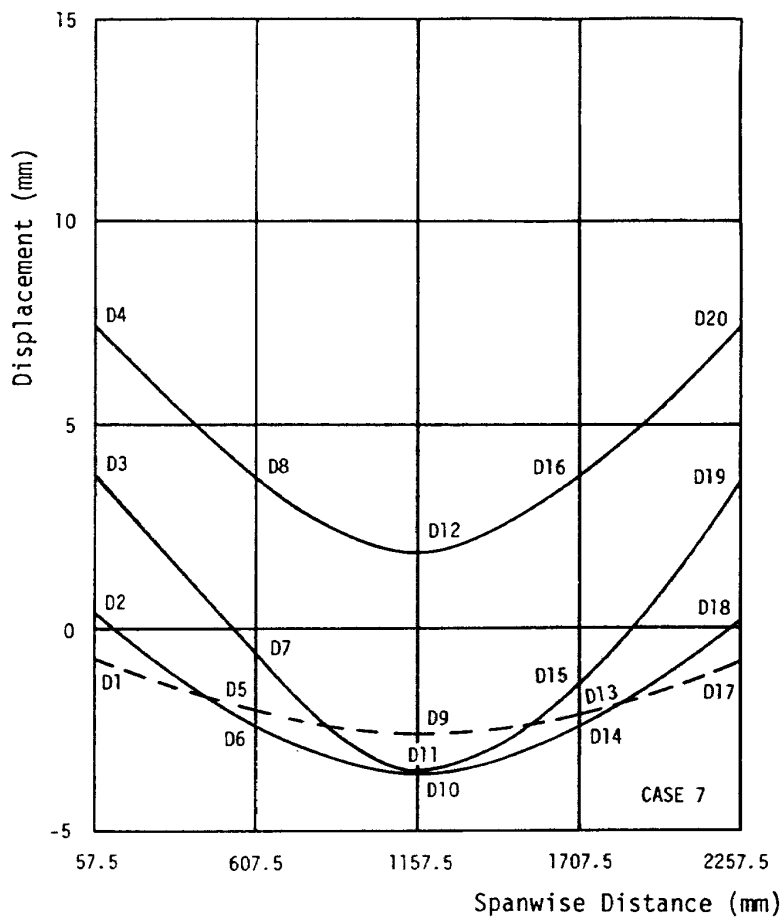


図 17 (c) 翼幅方向たわみ変位—試験開始 10 分後 (ケース 7)

な差はみられないが、翼幅中央の後縁に生じる変位量は、ケース5の値のほうがケース11の値に比べて大きい。したがって、翼幅方向のたわみ幅はケース11のほうがケース5の場合に比べて大きい。このことは、ケース11のほうがケース5より変形の曲率が大きいことを意味し、表面と裏面との温度差の相違による変形の違いを表わしている。例えば、後縁変位の最大値は翼端に生じケース5および11で共に12 mm程度であるのに対し、翼幅中央に生じる最小値はケース5で4 mm程度、ケース11で3 mm程度である。したがって後縁変位の最大値と最小値との差は、ケース5では8 mm程度であるのに対し、ケース11では9 mm程度となる。また、供試体の桁部をシャコ万力で締付け固定した支持形材も同様に變形し、左右翼端でケース5および11は、それぞれ-0.8 mmおよび-1 mm程度、中央で、それぞれ-2.3 mmおよび-2.9 mm程度のたわみ変位を生じ、そのたわみ幅は、ケース5で1.5 mm程度であるのに対し、ケース11では1.9 mm程度となる。中央局部

加熱のケース7の変形モードは、ケース5および11と異なり、加熱しなかった左右両端部にはほとんど曲率が発生せず、加熱した中央部のみに曲率を伴った変形が生じた。

図18に試験開始10分後の翼弦方向のたわみ変位を示す。変形が翼幅の中央線に対して、ほぼ左右対称に生じている様子が判る。

図19に試験開始10分後における供試体のたわみ形状の概略図を示す。翼幅方向の変形は加熱面側を凸に弓なりにたわみ、翼弦方向の変形は裏面側にたわむ様子が判る。

変形前後の供試体支持形材断面の位置変化を図20に模型的に示す。形材断面の回転角 $\alpha$ と、変位 $x_0$ および $y_0$ は、点A、BおよびCの変位 $x_a$ 、 $y_b$ および $y_c$ の値を測定により求めれば、図20に示す記号および値を用い、次式で計算できる。

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{y_c - y_b}{l_c - l_b}$$

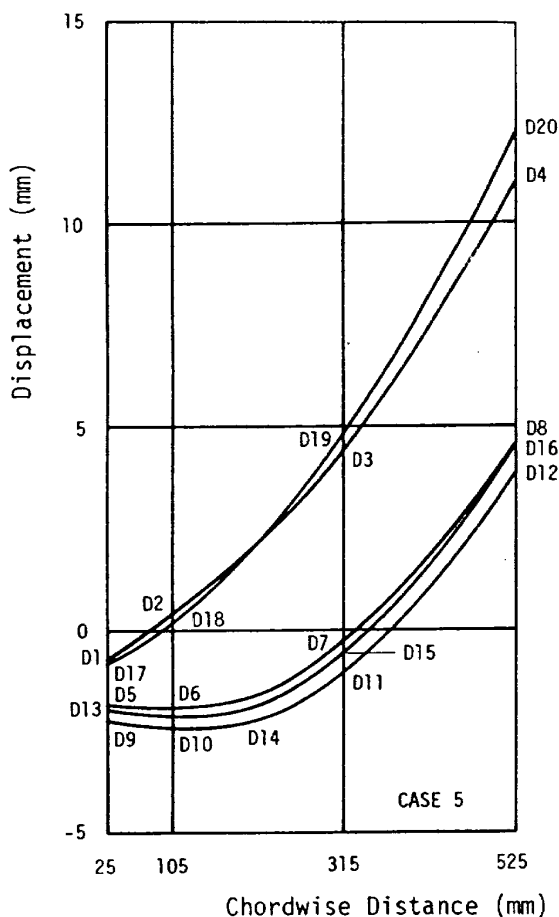


図 18 (a) 翼弦方向たわみ変位—試験開始 10 分後 (ケース 5)

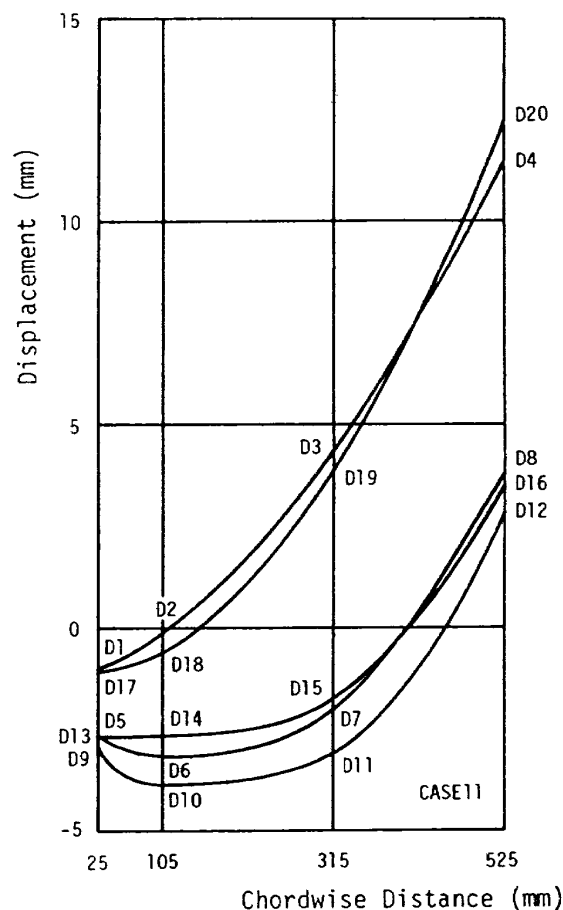


図 18 (b) 翼弦方向たわみ変位—試験開始 10 分後 (ケース 11)



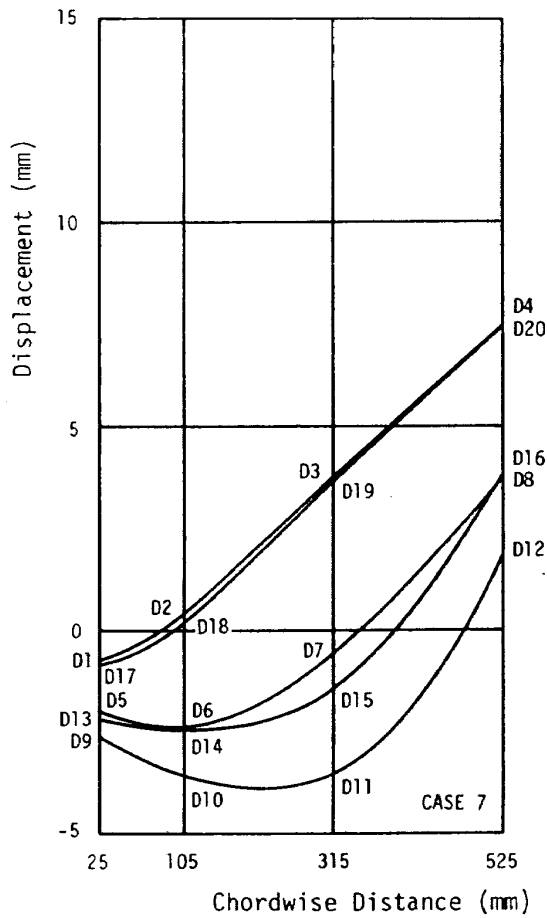


図 18(c) 翼弦方向たわみ変位—試験開始 10 分後 (ケース 7)

$$x_0 = \frac{x_a + (h - y_b) \tan \alpha + l_b \tan^2 \alpha}{1 + \tan^2 \alpha}$$

$$y_0 = y_b - (-x_0 + l_b) \tan \alpha$$

図21は、試験ケース11において、変位  $y_b$  および  $y_c$  の値を測定するため形材の翼幅方向中央部に直角にアームを取付け、アーム上の2点の変位をダイヤル・ゲージで測定している様子である。試験開始10分経過後の測定値は次のとおりであった。

$$x_a = -2.89 \text{ mm}$$

$$y_b = -0.16 \text{ mm}, \quad y_c = 3.81 \text{ mm}$$

これらの測定値を用いて、 $\alpha$ ,  $x_0$  および  $y_0$  の値を計算した結果は次のとおりである。

$$\alpha = 0.771^\circ$$

$$x_0 = -2.598 \text{ mm}, \quad y_0 = -1.676 \text{ mm}$$

すなわち、試験開始10分後には形材の翼幅方向中央部の断面は、供試体が正方向のたわみ変位を生ずる方向に、 $0.77^\circ$  回転していることが判明した。この値は供試体を剛体と見做した場合、後縁において7 mm 程度の変位を生じる。本試験のたわみ変位の実測値は、この支持形材の回転による剛体回転変位成

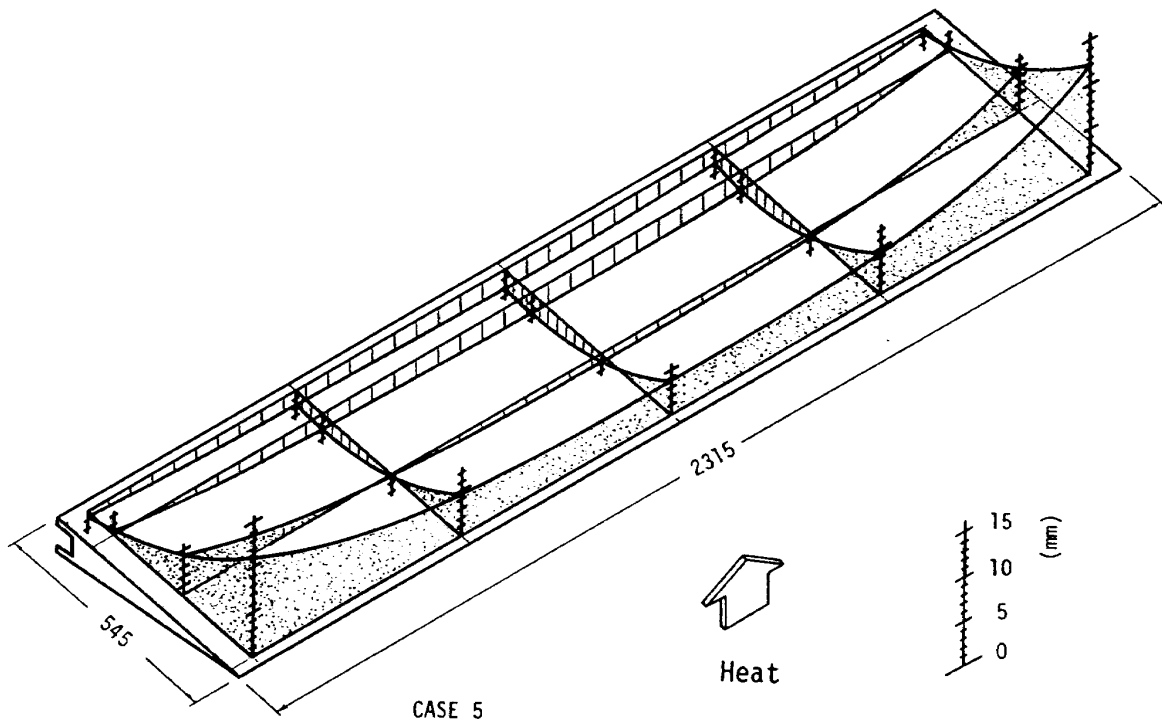


図 19(a) たわみ形状—試験開始 10 分後 (ケース 5)

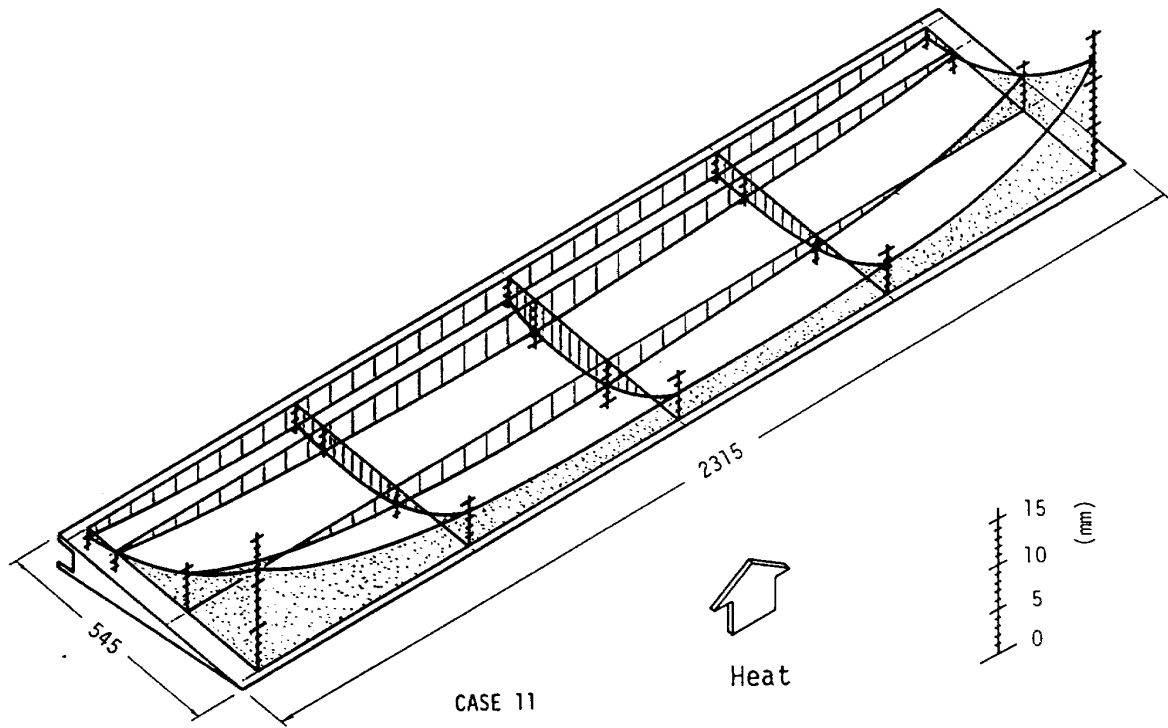


図 19(b) たわみ形状—試験開始 10 分後 (ケース 11)

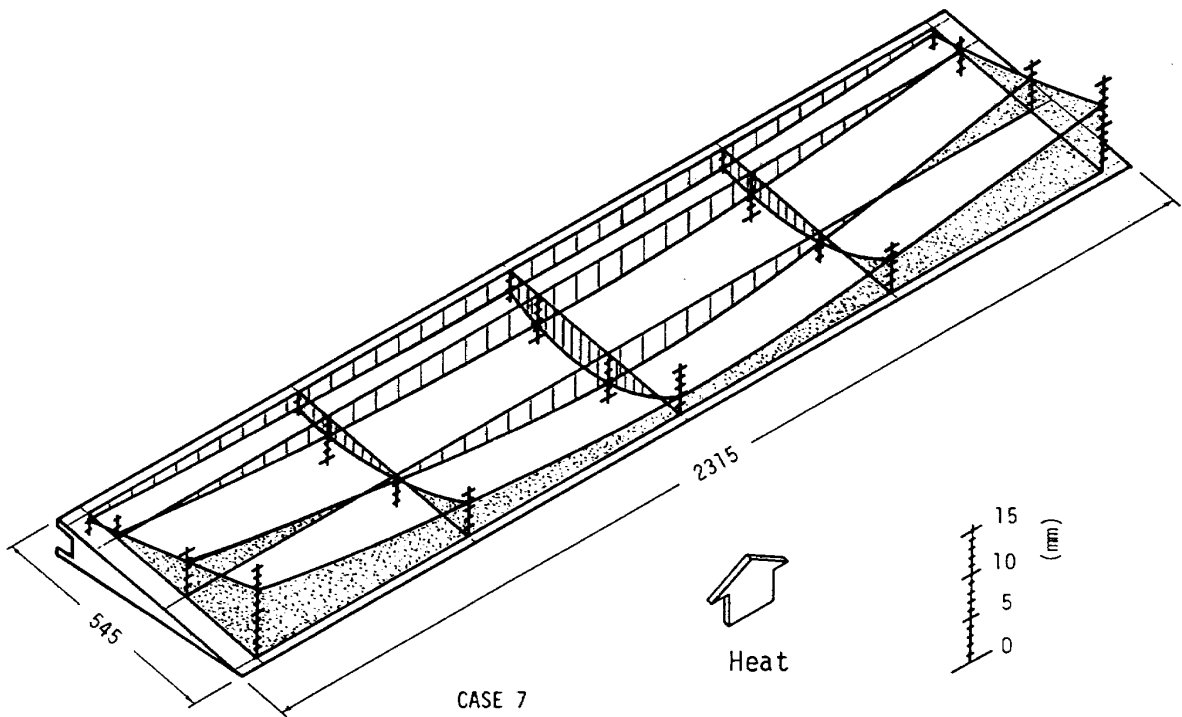


図 19(c) たわみ形状—試験開始 10 分後 (ケース 7)

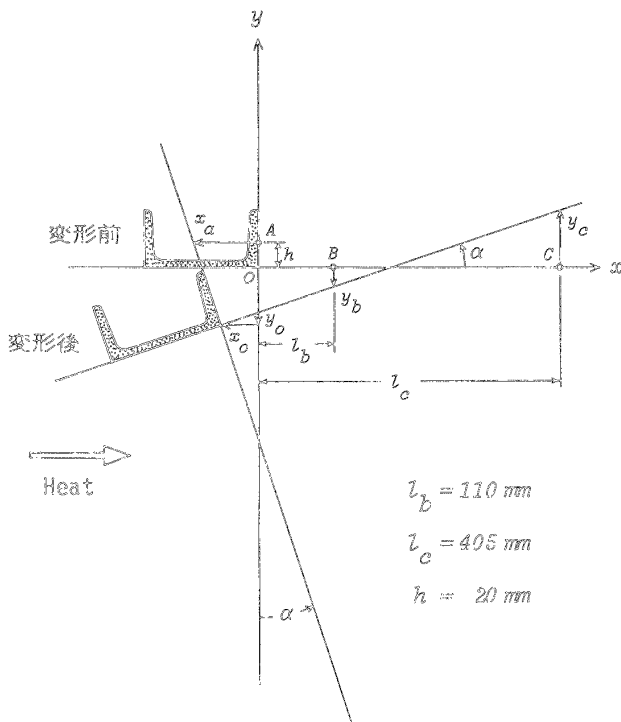


図 20 変形前後の供試体支持形材横断面

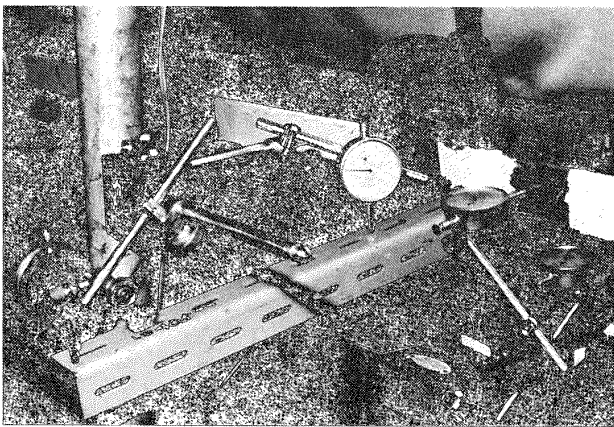


図 21 供試体支持形材の変形の測定状況

分を含んだ値であり、支持形材の剛性を高め完全な固定状態を実現できるならば、たわみ変位の値は本試験の実測値よりかなり小さくなるものと推測される。

## 5. 補充試験

熱変形試験終了後、模擬 USB フラップは翼弦沿いに切断され、その一部は剛性強度試験に供された。翼幅が 900 mm に短縮された残部を供試体として再び熱変形試験を実施した。再試験の目的は、限られた日程で実施した先の本試験の信頼性を確認することであり、特に加熱面温度分布の一様性の向上およ

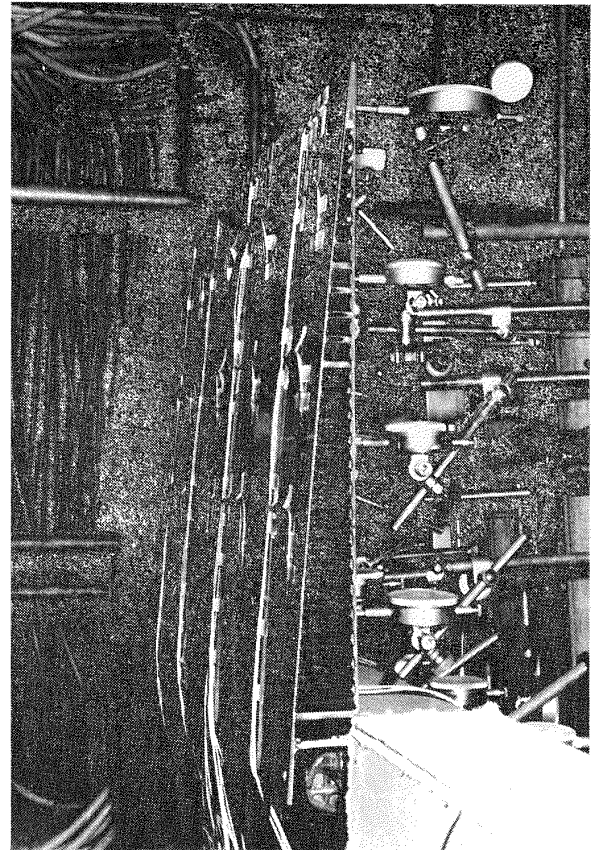


図 22 補充試験—供試体の支持状況

び供試体支持条件の改善に留意した。

補充試験における供試体の支持は、試験番号 1 から 7 までは本試験と同様に供試体後縁を下側に取付けたが、試験番号 8 から 30 では図 22 に示すように、供試体支持用の溝形鋼に供試体後縁を上側にして桁部を 5 個のシャコ万力で締めつけ固定した。後縁を上側にして固定したのは、本試験および補充試験の試験番号 1 から 7 までの試験で後縁付近の加熱面温度が高々 140°C 程度にしか上昇しなかった原因の一つに自然対流の影響が考えられたので、それを調べるためである。

加熱器は供試体の縮小化に伴い 16 台を用い 4 台を 1 単位とし 4 系統に分割し制御加熱した。

図 23 に温度およびたわみ変位の測定標点を示す。温度測定標点の表裏およびこれらとたわみ変位の測定標点（裏面のみ）との区別は図中に示した接頭記号を用いることとする。

以下、代表的な 2 つの場合、試験番号 26 および試験番号 30 について述べる。両者ともに表面は全面加熱であるが、前者は裏面冷却を行わず、後者は 1 台の扇風機を用い裏面冷却を行なった場合である。

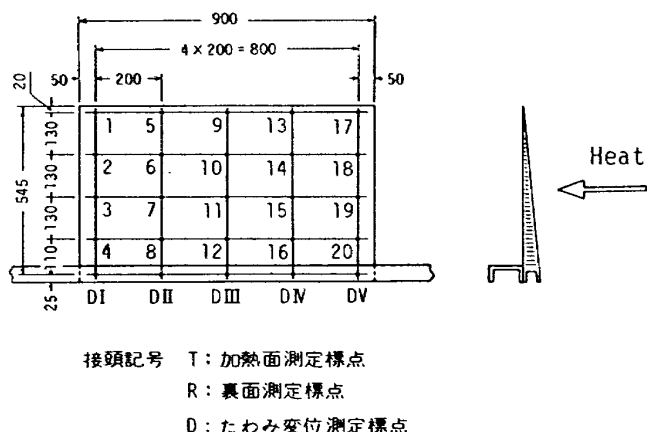


図23 補充試験—温度およびたわみ変位の測定標点

### 5.1 温度分布

赤外線ランプ加熱器の配置間隙および各系統毎の温度プログラム設定値の調節，自然対流による上空間への放熱を抑えるため，加熱器と供試体の間の上空間に水平にアスベスト板を設置するなど，試行錯誤によって加熱面温度分布の一様性の向上を図った。

図24に，試験番号26の供試体中央部の加熱面および

裏面の温度履歴を示す。後縁付近（測定標点T9）を除けば，加熱面温度は目標値の200℃に対し非常によく制御され試験開始15分後には，温度分布はほぼ定常状態にあることが判る。

図25に，試験開始15分後の供試体翼幅方向温度分布を示す。試験番号26および試験番号30ともに加熱面温度分布は，後縁付近および左右の翼端を除けば，非常によく制御され，それぞれ189～205℃ および186～203℃ の温度範囲に保持された。これに対応する裏面温度は，試験番号26では72～98℃程度，裏面を冷却した試験番号30では44～63℃程度である。供試体中央部における加熱面と裏面との温度差は，試験番号26で95～125℃程度であるのに対し，試験番号30では140～160℃程度である。

図26に試験開始から15分後の供試体翼弦方向温度分布を示す。加熱面温度分布は左右の翼端の分布を除けば，翼弦方向距離135～395mmの範囲で試験番号26および試験番号30とも，比較的良好に制御されていると言える。

このように，供試体端部を除く中央部分の設定温

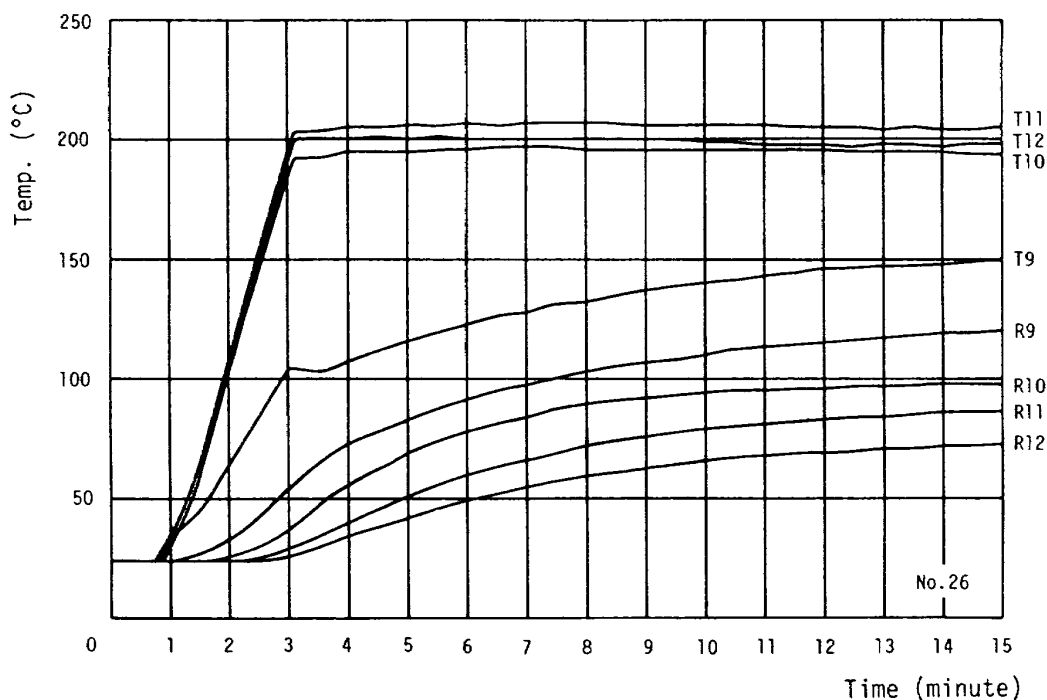


図24 供試体中央部の温度履歴（試験番号26）

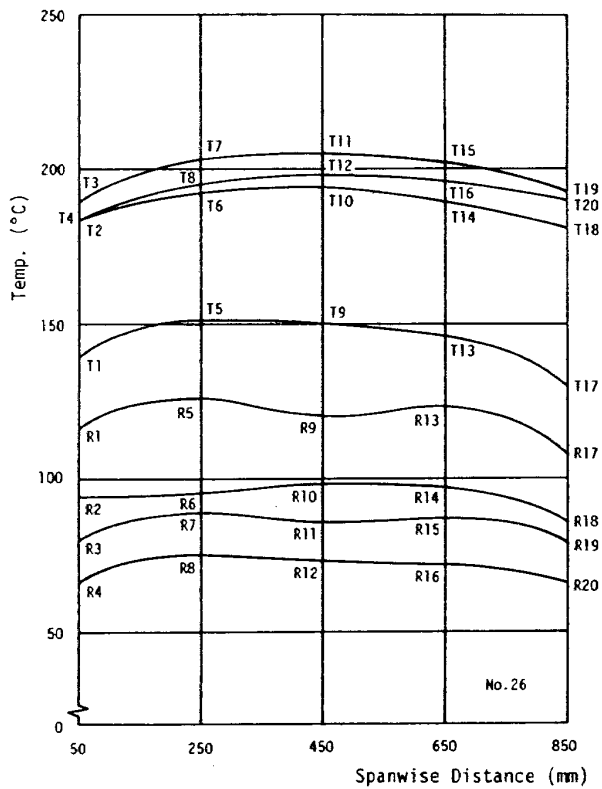


図 25(a) 翼幅方向温度分布—試験開始 15 分後 (試験番号26)

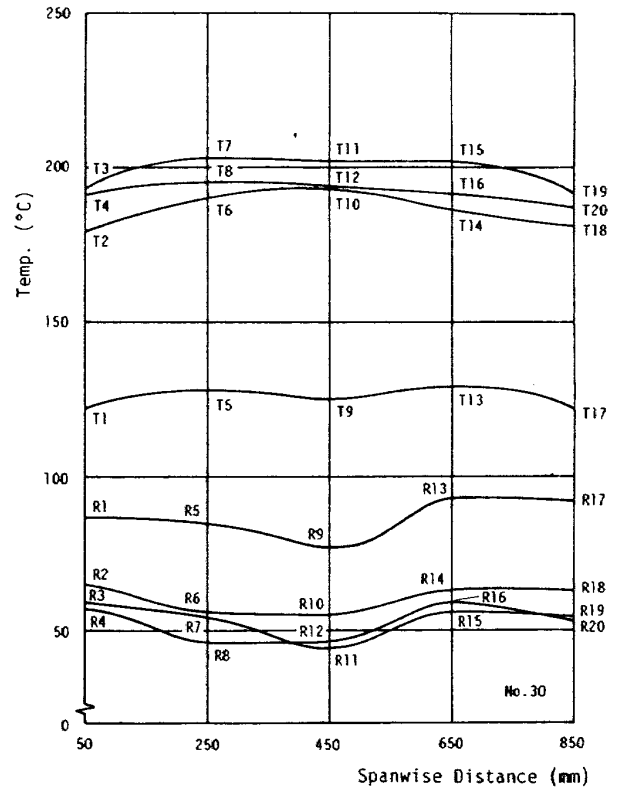


図 25(b) 翼幅方向温度分布—試験開始 15 分後 (試験番号30)

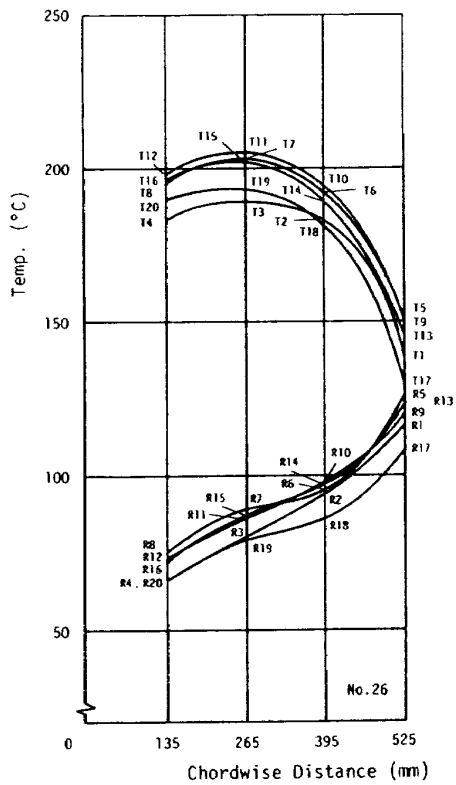


図 26(a) 翼弦方向温度分布—試験開始 15 分後 (試験番号26)

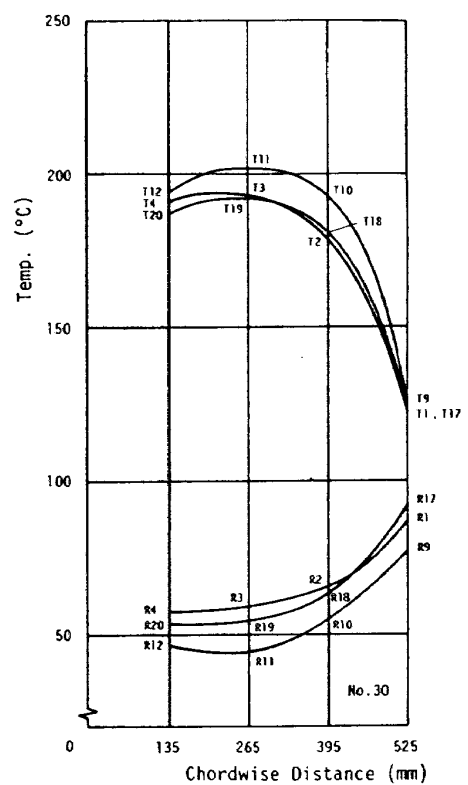


図 26(b) 翼弦方向温度分布—試験開始 15 分後 (試験番号30)

度に対する温度分布の一樣性は、前回の本試験に比較してかなり改善された。これは、中央部分の温度分布のバラツキが、主に、加熱制御系の各系統毎の応答の差異、系統間の相互干渉作用あるいは自然対流などに起因するもので、各系統の温度プログラムの設定値、赤外線ランプ加熱器の配置間隙あるいは供試体と加熱器との距離を試行錯誤的に調節することにより達成された。

一方、供試体後縁付近の加熱面温度の上昇を期待し、後縁を上側にして固定するとともに上空間への放熱を抑えるためアスベスト板を供試体後縁の上方に設置したが、図24、25および図26にみられるように、その効果はほとんど無く、後縁付近の加熱面温度は、本試験の結果と同様に、中央部分に比較して局所的に低く、測定標点 T9 において、試験番号26では  $150^{\circ}\text{C}$ 、試験番号30では  $125^{\circ}\text{C}$  であった。このことは、自然対流の供試体後縁温度分布に与える影響はごくわずかなものであり、後縁付近の温度低下は、翼幅が薄いため裏面からの放熱と、供試体の端部であるがための熱の放散に主に起因するものと推測される。

上述のとおり、供試体端部、特に後縁付近の温度低下を明瞭に改善することは出来なかったが、端部

を除く中央部分の設定温度に対する温度分布の一樣性は、前回の本試験に比較して全般的にかなりの改善がなされた。

## 5.2 たわみ変位

図27および図28に、試験開始15分後の翼幅方向および翼弦方向のたわみ変位を示す。裏面冷却を行っていない試験番号26と、裏面冷却を行なった試験番号30とを比較すると、試験番号30のほうが試験番号26より翼幅方向のたわみの曲率が大きいことが判る。最大変位は、左右の後縁翼端に生じ、試験番号26で8mm程度、試験番号30で8.8mm程度である。

供試体支持形材の熱変形を極力抑える手段として、直接加熱に暴される支持形材の部分をアスベスト板で覆い、その部分の温度上昇を防ぐことにより変形の減少を期待したが、これは支持形材の変形の防止に対して顕著な効果は無かった。支持形材の変形は、左右両端で試験番号26では  $-0.6\text{mm}$ 、試験番号30では  $-0.5\text{mm}$  程度、中央部で試験番号26は  $-0.9\text{mm}$ 、試験番号30は  $-0.8\text{mm}$  程度である。支持形材の翼幅方向中央部の試験中の温度を横断面方向に5点測定したが、結果は測定箇所で大きな差は無く、約  $10^{\circ}\text{C}$  の温度上昇であった。これは、供試体そのものが断熱材として大きく作用し、供試体の裏側に

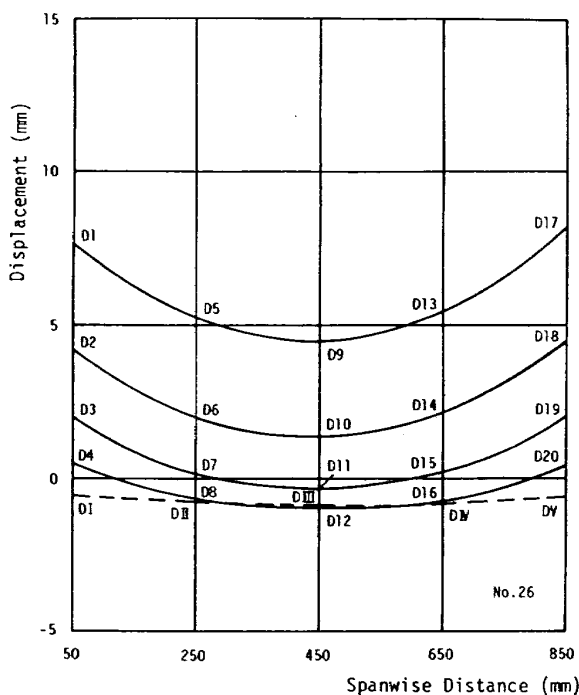


図 27 (a) 翼幅方向たわみ変位—試験開始 15 分後  
(試験番号26)

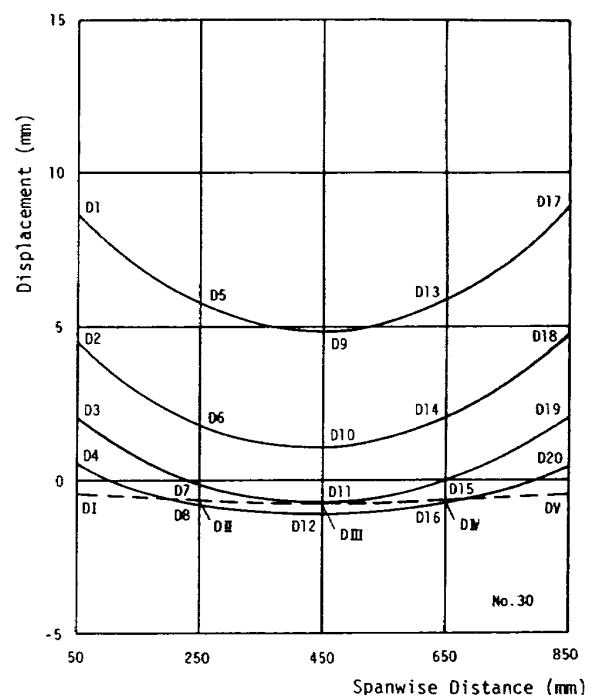


図 27 (b) 翼幅方向たわみ変位—試験開始 15 分後  
(試験番号30)

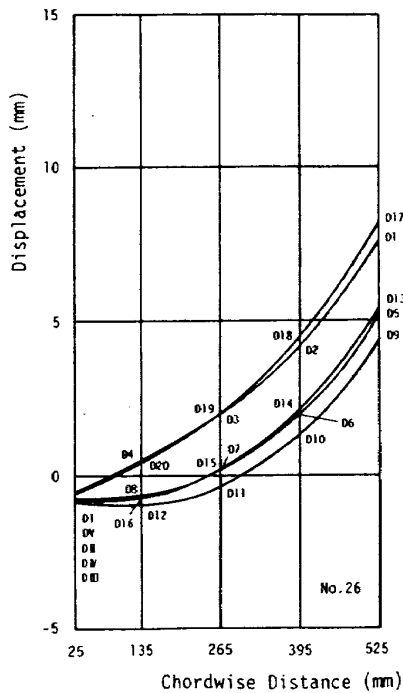


図 28 (a) 翼弦方向たわみ変位—試験開始 15 分後  
(試験番号26)

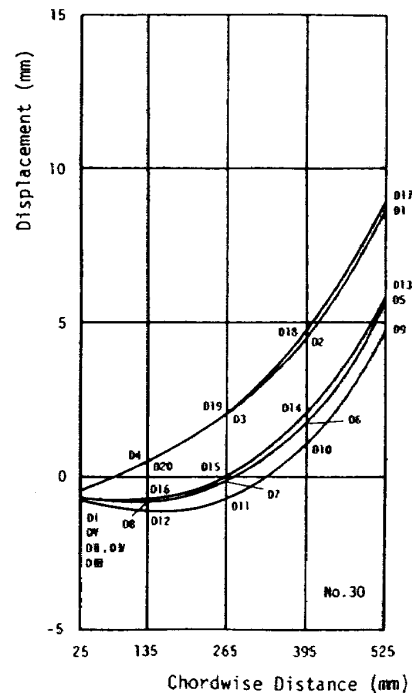


図 28 (b) 翼弦方向たわみ変位—試験開始 15 分後  
(試験番号30)

位置する支持材の温度上昇を防いだためと推測される。このことから、支持材の変形は材自体の熱変形によるのでは無く、材の剛性が不足していたため供試体の熱変形に伴って生じたものと考えられる。

補充試験では、主に温度分布の一様性の改善を図りながら、裏面冷却を行なわなかった場合および行なった場合の2通りの試験条件により、試験番号1から試験番号30まで、合わせて30回の試験を繰り返したが、熱変形量は、これら試験の同一試験条件におけるケース毎の温度分布のバラツキ程度ではほとんどその影響を受けなかった。また、供試体の寸法の相違を勘案すれば、先に実施した本試験の結果は設定温度 200°C に対して妥当な結果であると考えられる。

## 6. あとがき

本熱変形試験の代表例である裏面を冷却し、表面を全面加熱した試験ケース11では、最大変位は後縁

翼端に生じ 12mm 程度、後縁変位の最小値は翼幅中央に生じ 3 mm 程度で、後縁で 9 mm 程度のたわみ幅が生じることが判った。しかし、これらの値は、供試体支持材の回転による変位を含んでおり、供試体桁部および支持材の剛性を高めることによって、かなり減少するものと考えられる。本試験の結果をふまえ、実験機 USB フラップ後縁構造の設計では、当初の翼幅約 4600mm をほぼ中央で2分割して、そこにセンターサポートレールを取付けフラップ作動の円滑化とたわみの減少を図ることになった。

終りに、本熱変形試験を実施するうえで当所の竹内和之機体第一部長にはなにかとご配慮いただいた。また、試験を行なうにあたっては機体第一部の江川幸一総括室長のご助言をいただいた。さらに機体第二部の多田保夫機体強度研究室長ならびに藤森義典主任研究官のご好意によりダイヤル・ゲージならびに多点デジタル温度記録計をそれぞれ借用させていただいた。ここに感謝の意を表します。

---

## 航空宇宙技術研究所資料458号

昭和57年2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 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---



