

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-616

モアレ法による航空機用耐熱構造材料の
高温強度特性の測定

青木由雄・多田保夫

1980年6月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

モアレ法による航空機用耐熱構造材料の 高温強度特性の測定*

青木由雄** 多田保夫**

Strength Property Measurements of Heat-Resistant Metallic Materials for Aircraft Structures at Elevated Temperatures by the Moire' Method

By Yoshio AOKI and Yasuo TADA

ABSTRACT

The paper presents the improved techniques on the conventional moire' method and the experimental results of the strength properties of aircraft structural metallic materials at elevated temperatures, obtained by the use of this improved method.

One of the techniques adapted is to make the high-density gratings at the surface of a specimen, without any special plaining work in the photo-printing process, and another is to attain high-contrast fringes in forming the moire' fringe pattern.

The thermal expansion tests and the uniaxial tension tests were conducted with sheet specimens of Titanium (AMS-4901), Al-alloy (ALCOA-6061), 17-7PH stainless steel (AMS-5528) and Hastelloy-X (AMS-5536). The stress-strain curves, the tensile strength, the thermal expansion coefficients and the elastic moduli of the materials were obtained from room temperature up to 600°C.

1. まえがき

航空機の高性能化に伴い、温度条件は益々厳しくなり、機体構造にも空力加熱やエンジン排気により加熱される部分には、チタニウムや特殊鋼などの耐熱金属が使用されるようになった。しかしながら、高温における応力やひずみの測定は困難なために、これら、耐熱金属材料の高温強度特性に関するデータは少ない。そこで高温ひずみ測定に有力な手法であるモアレ法を^{1),2)}これらの耐熱金属に適用し、高温強度特性を求めることを試みた。モア

レ法で高温変形を精度良く測定するためには耐熱性のある精密な格子と精度の良い撮影装置が必要である。これまでの耐熱格子の製作手法では試料面の高度な平滑性を要求されたためにチタニウムなどの硬い金属には格子を製作することが容易ではなく、また、高温では試料が酸化されるなどにより鮮明なモアレじまを得ることが困難であった。そこで今回モアレの手法を改良してこれらの難点を解決し、実用測定を実施した。ここでは、このモアレ法を4種類の航空機用耐熱構造材、すなわちチタニウム、耐熱アルミニウム合金、17-7PHステンレス鋼およびハステロイ-Xに適用し、熱膨張試験および高温引張試験を室温から600°Cまでの温度域で行ったので、この結果について報告する。

* 昭和55年4月16日 受付

** 機体第二部

2. 実験方法

2.1 供試材料および試験片形状

本実験に用いた材料は、いずれも実際に航空機に使用されている耐熱構造材料でチタニウム (AMS-4901)、耐熱アルミニウム合金 (ALCOA-6061)、17-7PH ステンレス鋼 (AMS-5528)、ハステロイ-X (AMS-5536) の4種類である。その化学成分を表1に、機械的性質を表2に示す。熱膨張試験用の試験片形状を図1に、高温引張試験用の試験片形状を図2に示す。なお、試験片の長手方向は素材の圧延方向に一致させてとった。

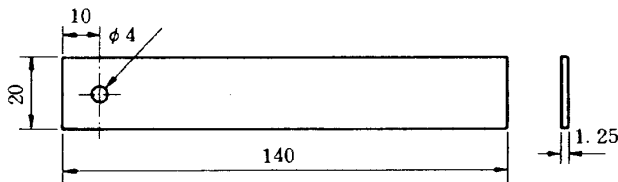


図1 熱膨張用試験片

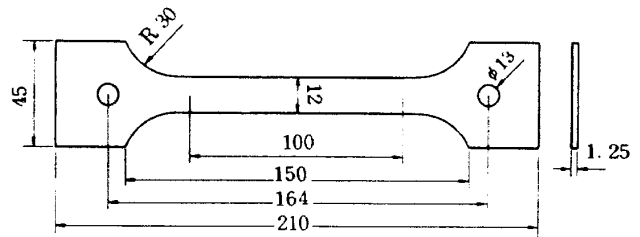


図2 高温引張試験片

2.2 耐熱格子製作法の改良

耐熱格子の製作法としては、写真の焼付と同様にカーボンアークを用いて、原板(フィルム)の格子を試料表面に焼き付け、更に電気化学的処理により格子をエッチングする方法が報告^{1),3)}されている。ここでは、この製作法を航空機用耐熱金属材に適用するに際し、精度の良い格子を安定して得ることを目的として、次のような格子焼付およびエッチング処理の改良を行った。

耐熱格子の製作手順は、⁴⁾まず金属の試料表面に感光液を塗布し原板格子を密着焼付する。これを現像処理する

表1 材料の化学成分

合金名	C	C _r	N _i	M _o	F _e
ハステロイ-X	0.15	22.0	45.0	9.0	残部

合金名	F _e	C	N	H	O	T _i	その他
チタニウム	0.50	0.08	0.05	0.015	0.40	残部	0.80

合金名	M _n	M _g	C _r	C _u	Z _n	T _i	S _i	F _e	Al
アルミニウム合金	0.15	0.80 ~1.20	0.15 ~0.35	0.15 ~0.40	0.25	0.15	0.40 ~0.80	0.70	残部

合金名	C	M _n	S _i	P	S	C _r	N _i	T _i	C _o	Al	F _e
17-7PHステンレス鋼	0.07	0.84	0.45	0.023	0.01	17.76	6.81	—	—	1.06	残部

表2 材料の機械的性質(公称値)

合金名	縦弾性係数 E kgf/mm ²	降伏応力 σ _{0.2} kgf/mm ²	引張強さ σ kgf/mm ²	伸び %
ハステロイ-X	2.04×10 ⁴	31.6	73.9	35.0
チタニウム	1.07×10 ⁴	49.2	56.2	18.0
アルミニウム合金	7.03×10 ³	8.4	15.5	16.0
17-7PHステンレス鋼	1.92×10 ⁴	40.6	95.4	38.0

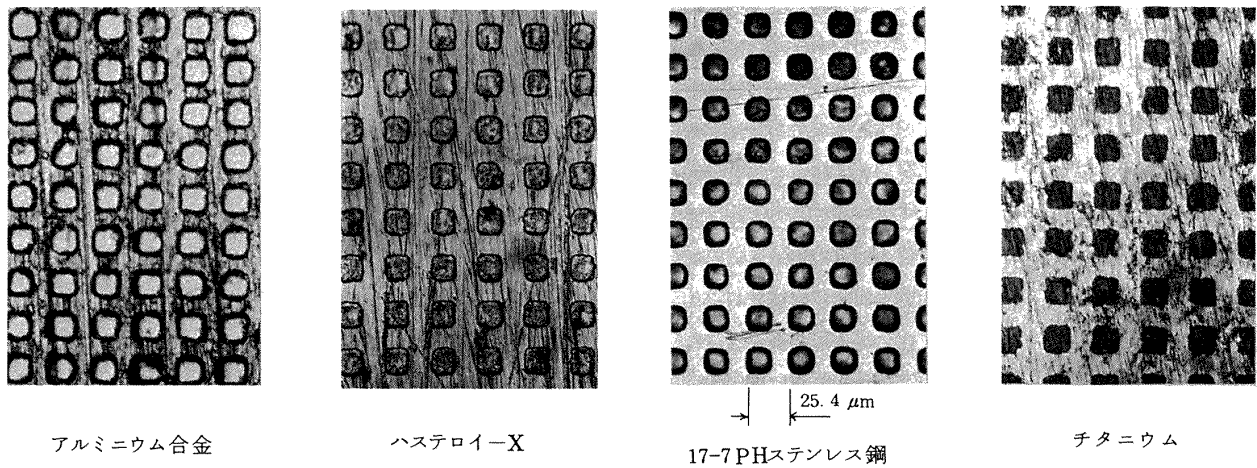


図3 耐熱格子(1000本/吋)の顕微鏡写真

ことにより耐食性、絶縁性のある薄膜(レジスト)の格子が得られる。次に、このレジスト格子にエッチングを施すことにより、試料金属自体に格子が3~5 μm 程度の深さで彫り込まれる。

ここで改良した事項を以下に記述する。

感光液の塗布法の改良

ここで用いた感光液は半透明の光硬化型の感光液であるために、感光膜が厚いと格子が内部まで均一に露光されない。従って、焼付された格子が現像される工程で溶解されてしまい精度の良い格子を得ることはできない。そこで市販の感光液をキシレンで希釈し、回転塗布機により均一に塗布させることにより、厚さ3~5 μm の一様な薄膜の製作が可能になった。

原板格子の密着焼付法の改良

従来、レジスト格子を製作するには試料表面に原板格子を密着焼付させるので試料表面の高度な平滑処理が必要であった。一般に平滑処理は耐水研磨紙を用いて行われたが、チタニウムなどの硬い金属では高度な平滑面が得られず格子の密着性に問題があった。ここでは、原板格子の上に厚さ2~3 mmの柔らかい透明な樹脂板を重ねることにより試料と原板の密着性を改善させる手法を考案した。この手法によれば真空焼付する時にガラスとフィルムの間置かれた樹脂板の弾性により金属粗面になじませることで、硬い金属にたいしても精確な格子を焼付することが容易になった。

格子エッチングの電気化学的処理法の改良

金属の種類に応じて、電解溶液の混合比、電流密度、電圧、電解時間は異なるが、過塩素酸を主成分とし抑制剤として無水酢酸を使用したエッチング法が各種材料にたいして最も有効であった。特にチタニウムは耐酸性が強くエッチングが困難であったが陰極板をエッチング面

積の約2倍にして良い結果を得た。

本実験に用いた材料は表1に示した4種類の耐熱材料で、これらの試料表面に、ここで考案した方法を適用し1000本/吋の精密な耐熱直交格子を製作することができた。これらの1例を図3に示す。耐熱格子は金属試料表面に3~5 μm 程度の深さで彫り込まれている。したがって試料が高温にさらされても表面が溶解するまでは格子は破壊されない。このため当該金属試料の実用的使用温度範囲内のひずみ測定は十分に可能である。

2.3 モアレじまの構成および撮影法

モアレじまを構成させる方法として、変形をともなり試験片格子に基準格子を直接重ねる方法と光学的に二つの格子を重ねてしまを構成させる方法の二通りある。ここでは、前に報告⁴⁾した光学的に重ねてモアレじまを生じさせる撮影装置を改良して用いた。改良前の装置はスリガラス上にモアレじまが構成されるために、コントラストの低いモアレじましか得ることができず、試料が高温で酸化された場合にはしまの撮影が困難であった。そこで、この問題を解決するためにスリガラスの代わりにレンズを用い、その面上にモアレじまが構成される方法を考案した。これにより鮮明なモアレじまが得られ、従って測定精度も向上された。

次に、実際のモアレじまを構成させる手順および得られたモアレじまを撮影する手法について述べる。図4に示すように、表面に1000本/吋の格子を描いた試料(1)を炉内(2)におき白色光源(3)によって照明する。レンズ(4)で倍率をわずかに変えた格子像を基準格子(5)に重ねることで干渉が生じ、レンズ(6)の面上にモアレじまが形成される。それをカメラ(7)で撮影する。ここではレンズ(6)により鮮明なモアレじまが得られたが、高解像力フィルム(ミニコビーHP II)を用い、さらにコントラストの良い

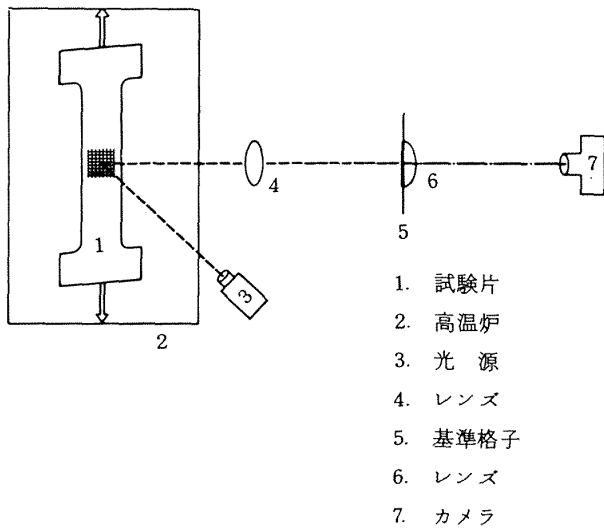


図4 高温モアレ装置の構成図

モアレじまを撮影することができた。

2.4 ひずみ解析法

基準格子のピッチを P 、変形する前のモアレじま間隔を δ_1 、変形後のモアレじまの間隔を δ_2 とすると、ひずみは、次式⁵⁾で与えられる。

$$\epsilon = P(\delta_1 - \delta_2) / \delta_1(\delta_2 - P) \quad (1)$$

本実験では試験片が一樣に変形するので、 l を標点距

離、 n_1, n_2 をそれぞれ負荷前および負荷後の標点距離内のしまの本数とすれば

$$\delta_1 = l/n_1, \quad \delta_2 = l/n_2 \quad (2)$$

の関係がある。(2)式を(1)式に代入すれば

$$\epsilon = P(n_2 - n_1) / l - Pn_2 \quad (3)$$

となり、結局、モアレじまの数でひずみが簡単に求められる。

2.5 高温試験装置および試験方法

高温試験は、熱膨張試験およびひずみ速度を規定した高温引張試験の2種類を行った。

2.5.1 熱膨張試験

図5に熱負荷試験装置を示す。高温炉はモアレじま撮影用の窓を大きく開けてある。これによる温度分布の不均一性を防ぐため、熱負荷回路を上中下3段に分割し、サイリスタを用いて温度制御を行っている。炉の性能は最高温度 750°C 、常用最高温度 700°C であり、容積は一辺30 cmの立方体である。熱源には2 KVAのヒータを3本使用している。

試験温度はチタニウム、ハステロイ-Xおよび17-7 PHステンレス鋼については、室温から 600°C まで、耐熱アルミニウム合金については 500°C までとした。

温度は試験片の中央および標点間50 mmの二つの標点の計3点にCA熱電対を溶接または接着して検出した。

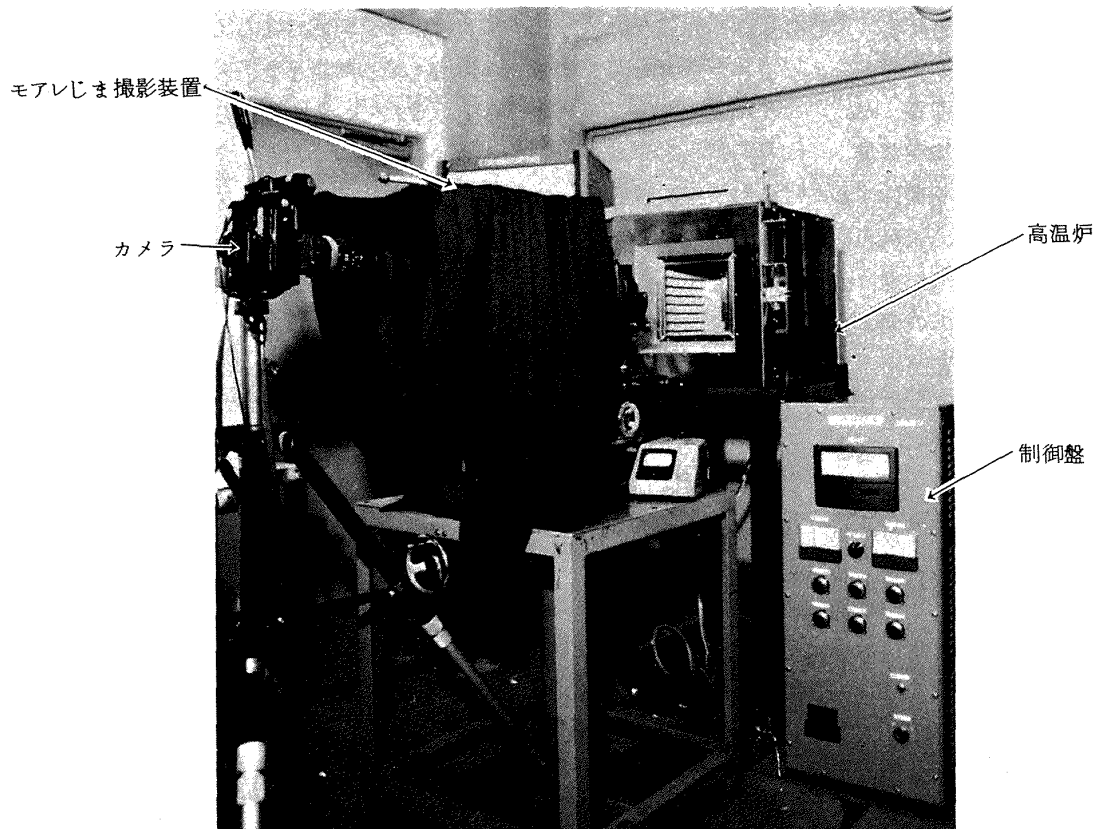


図5 熱負荷試験装置

中央の熱電対は炉の温度制御に、標点のものは試験片温度の記録に用いた。なお、チタニウム、ステンレス鋼、ハステロイ-Xには熱電対の溶接が可能であるが、耐熱アルミニウム合金には不可能であるために、高温接着剤（サーモスティック）で接着した。

温度の変動は設定温度にたいして $\pm 2^{\circ}\text{C}$ 以内であった。

試験片の温度差は標点間 50mm で 5°C 以内であり、均一加熱性を充分満している。

負荷方法は高温炉内に試験片を吊下げ、下端を自由として、温度を 50°C 間隔で上げ15分間保持した後、温度上昇に伴う熱膨張ひずみをモアレ法によって測定した。図6にチタニウムについて行った、熱膨張試験の温度の1例を示す。

2.5.2 高温引張試験

図7に高温引張試験装置を示す。引張試験機は変位制御型のインストロン1125型（容量10トン）試験機で高温炉を取付けるために、特にロードフレームを高くしてある。高温炉は先の熱膨張試験に使用したものである。温度記録計は横河電機製の多点記録計を用いた。引張治具はインコネルの削り出しで、試験片はピンで取付ける方式である。なお、試験片が面外に移動しないようにボルトで面外変位を拘束するようになっている。

試験温度は表3に示す各温度である。

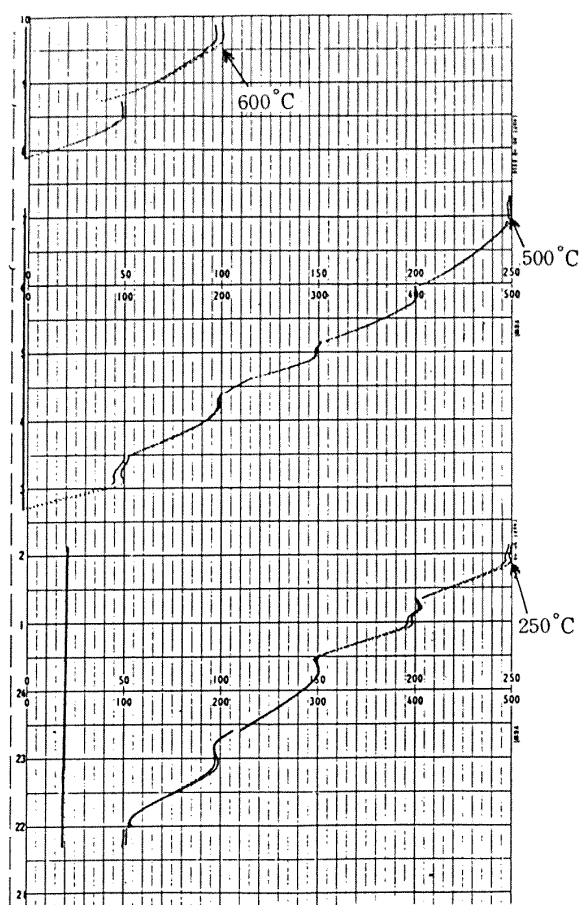


図6 チタニウム材の試験温度

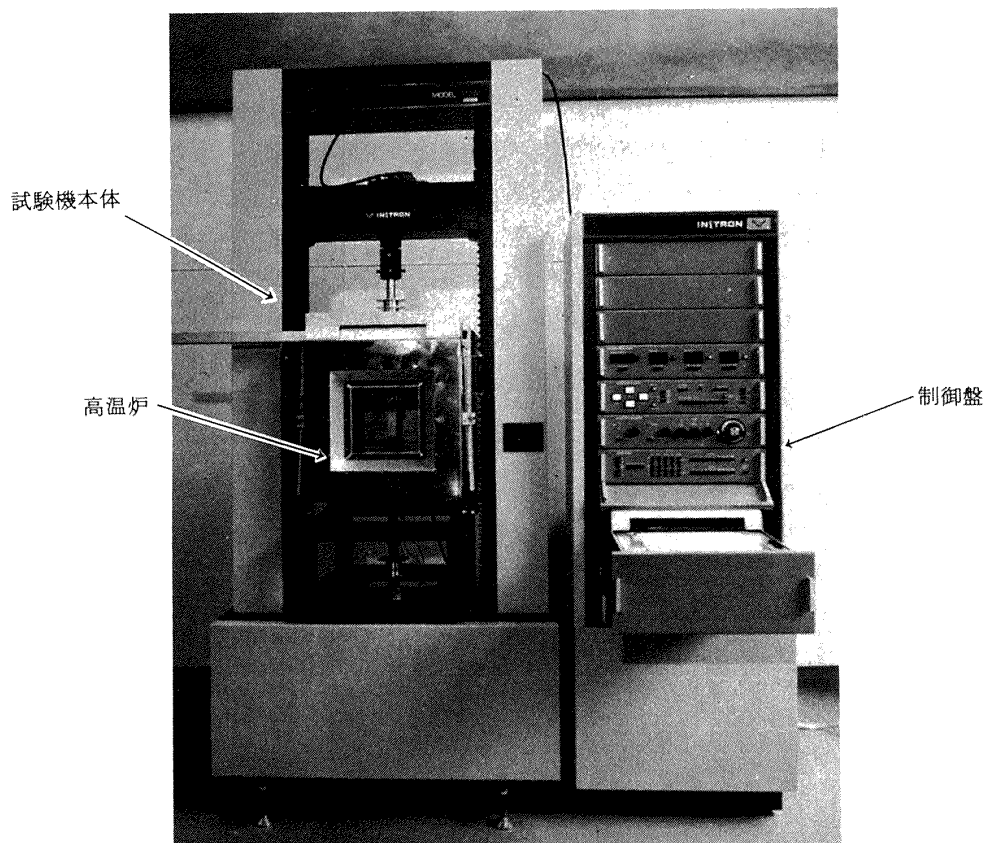


図7 高温引張試験装置

チタニウム (AMS-4901)

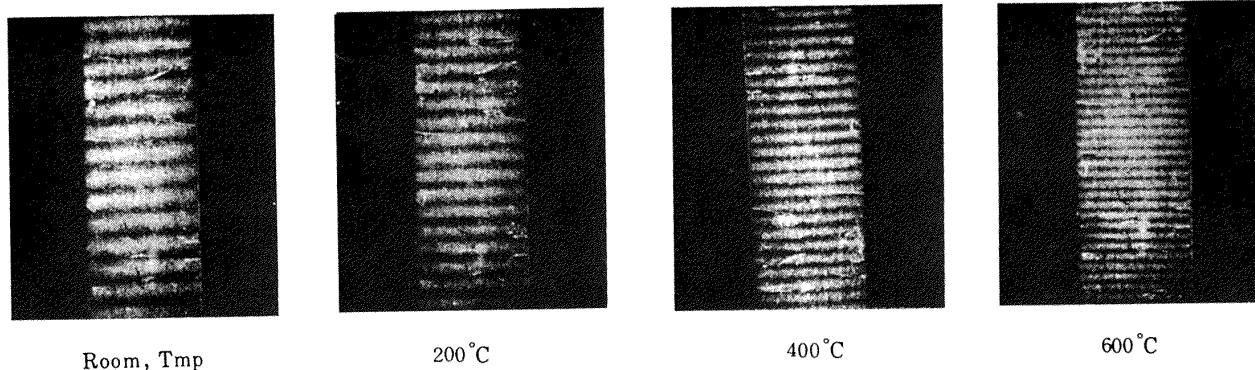


図8 熱膨脹によるモアレじま

表3 試験温度

合金名	試験温度 (°C)				
	室温	100	200	300	—
耐熱アルミニウム合金	室温	100	200	300	—
チタニウム	室温	200	300	400	500
17-7PHステンレス鋼	室温	200	400	500	600
ハステロイ X	室温	200	400	600	—

温度検出は先の熱膨脹試験で用いたと同様に3本のCA熱電対を溶接または接着し、中央部は制御用、標点間50mmの両端部は記録用とした。

温度の変動は設定温度にたいして $\pm 2^\circ\text{C}$ 以内であった。試験片の温度差は標点間50mmで 5°C 以内であり、JIS、ASTMの温度規定を満している。

荷重は試験片上端を高温炉内の引張治具に取付け、下端を自由として温度を上げ規定温度に達した後、30分間規定温度に保持してから下端を固定し、クロスヘッド速度を 0.5 mm/min の一定速度で引張荷重を加え、伸びが約2%に達した後は、 5 mm/min の一定速度で負荷した。

モアレじまの記録は次のように行った。まず、初期荷重(約 0.3 kg/mm^2)を加えた状態でのモアレじまを撮影する。試験片の伸びが小さい間は荷重を規定してモアレじまを撮影し、伸びが約2%になった後は試験片の伸びを規定してモアレじまを撮影する。ひずみは負荷前と負荷後のしまを比較することにより求められる。

3. 結果および考察

3.1 熱膨脹試験

ここでは、一方向の熱膨脹ひずみの測定を行うので、基準格子に平行格子を用いたところ、コントラストの良

いモアレじまが得られた。ハステロイ X、17-7PHステンレス鋼および耐熱アルミニウム合金については 500°C 以上においても鮮明なモアレじまを撮影することができた。チタニウムについては 500°C 以上になると急激に酸化が進みモアレじまのコントラストが悪くなったが、 600°C までの範囲においては撮影が可能であった。図8にチタニウムの熱膨脹試験により得られたモアレじまの状態を示す。温度上昇に伴い、しまの間隔が密になる様子が観察できる。なお、熱膨脹ひずみは基準温度におけるモアレじまと 50°C 毎に得たモアレじまを比較することで求められる。図9~12に耐熱金属材料の熱膨脹ひずみと温度の関係を示す。次に、これらの値から求めた温度と熱膨脹係数の関係を図13に示す。表4には、 20°C ~ 100°C の温度範囲での平均熱膨脹係数およびMIL規格による値を示す。表から明かなように耐熱アルミニウム合金、チタニウム、ハステロイ XはMIL規格と良好な一致をみた。しかし、17-7PHステンレス鋼はMIL規格に同一材の資料がみあたらないので、MIL規格で表示された含有成分の多少異なる17-7PHステンレス鋼と比較すると、本実験値の $13.1 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ にたいしMIL規格では $10.4 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ であり、この差は含有成分によるものと思われる。

表4 温度範囲 (20°C ~ 100°C) の平均熱膨脹係数

合金名	実験値 ($10^{-6}/^\circ\text{C}$)	MIL規格 ($10^{-6}/^\circ\text{C}$)
耐熱アルミニウム合金	23.2	23.2
チタニウム	9.6	9.5
17-7PHステンレス鋼	13.1	—
ハステロイ X	13.8	13.9

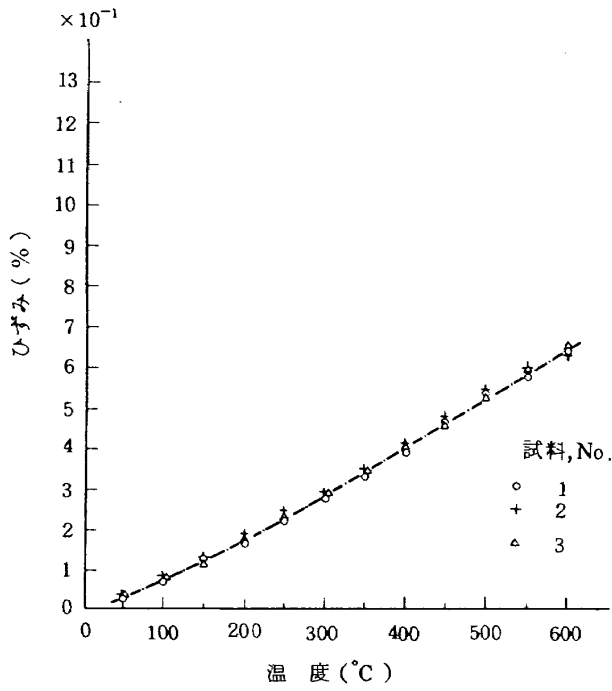


図9 熱膨張ひずみと温度との関係
(チタニウム)

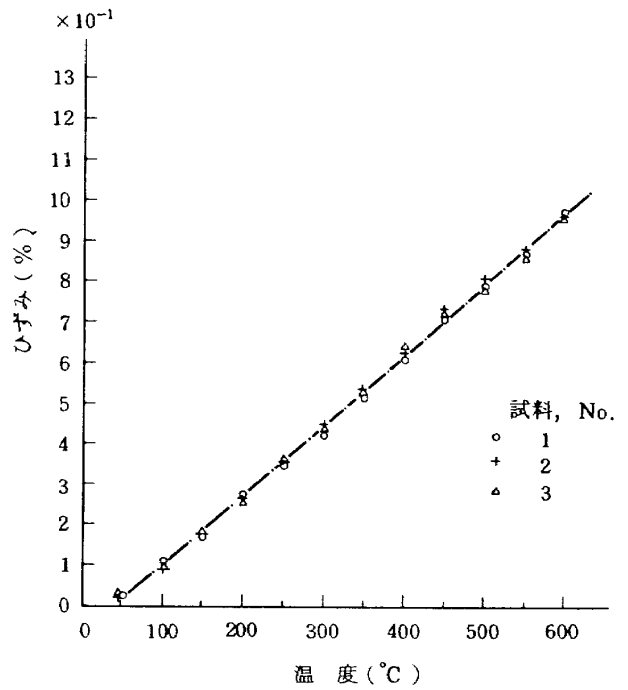


図11 熱膨張ひずみと温度との関係
(17-7PHステンレス鋼)

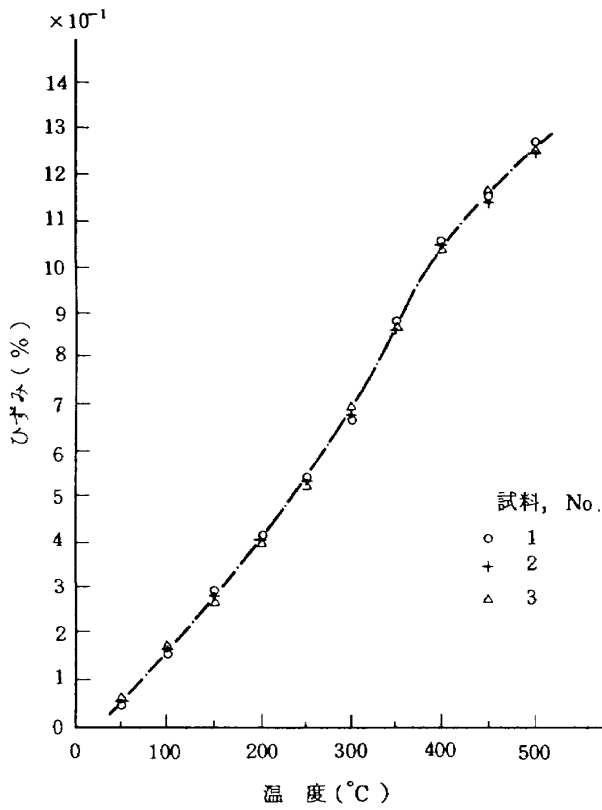


図10 熱膨張ひずみと温度との関係
(アルミニウム合金)

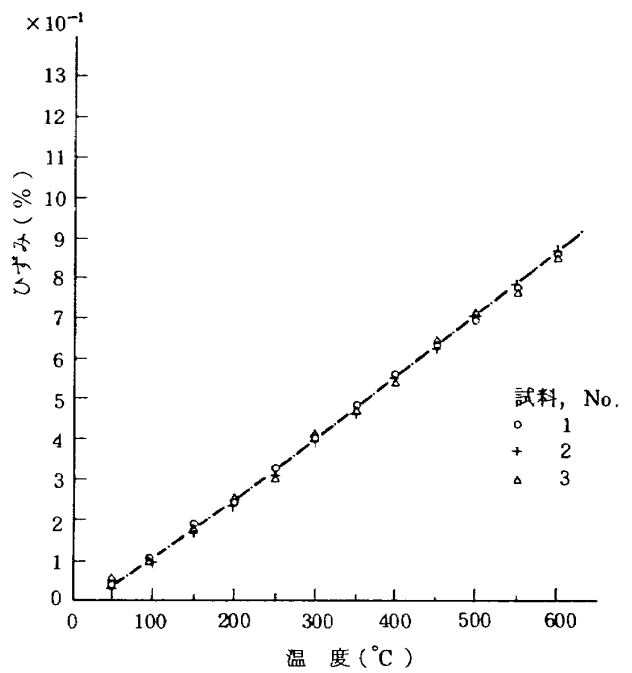


図12 熱膨張ひずみと温度との関係
(ハステロイ-X)

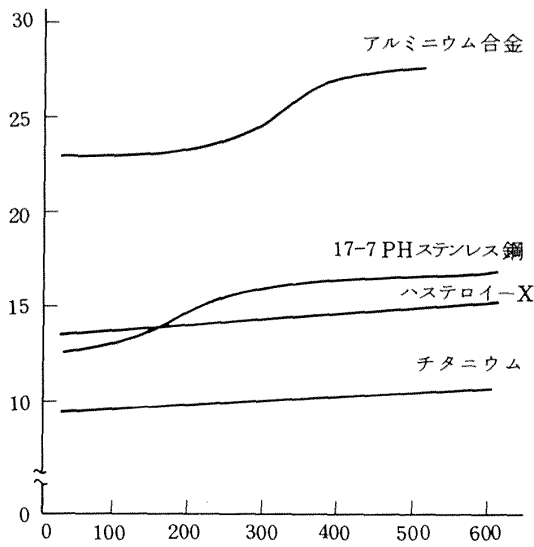
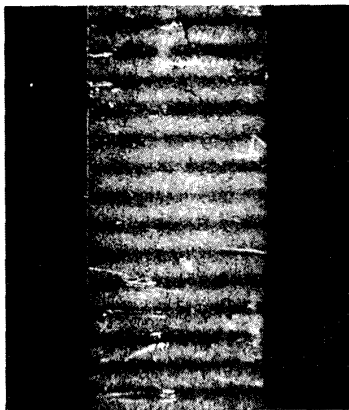


図 13 熱膨脹係数と温度との関係

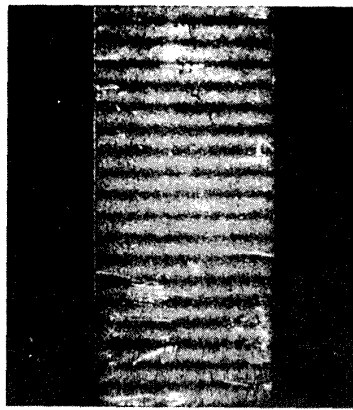
3.2 高温引張試験

高温引張試験では試験温度ならびにひずみ速度を規定値に保持することが重要である。本実験では、温度差は設定値にたいして $\pm 2^{\circ}\text{C}$ 、引張速度の精度は0.1%で行った。引張強さのばらつきは 400°C 以下の各温度では5%以内であり、 $400^{\circ}\text{C} \sim 600^{\circ}\text{C}$ の温度域では10%以内であった。図14に17-7 PHステンレス鋼の 600°C における引張試験により得られたモアレじまの状態を示す。負荷の増加に伴い、しま間隔が密になる様子をはっきりと観察できる。このようにして求めた4種類の耐熱材料の各温度における、応力~ひずみ線図を図15~18に示す。また、表5に引張強さを示した。チタニウムの室温での縦弾性係数は $1.07 \times 10^4 \text{ kgf/mm}^2$ であるが、これにたいし 500°C では $6.30 \times 10^3 \text{ kgf/mm}^2$ 、耐熱アルミニウム合金は室温で $7.03 \times 10^3 \text{ kgf/mm}^2$ にたいし 300°C では

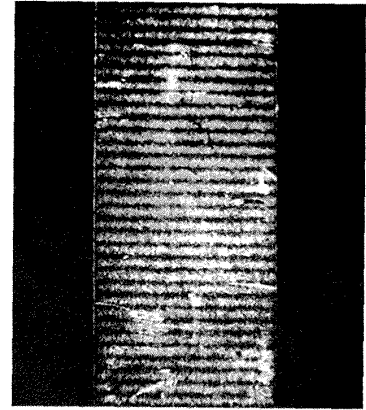
17-7 PHステンレス鋼 (AMS-5528)



P = 5 kg
(0.42 kgf/mm²)



P = 150 kg
(12.5 kgf/mm²)



P = 300 kg
(25.0 kgf/mm²)

図 14 引張負荷によるモアレじま (600°C)

表 5 材料の引張強さと温度の関係

温度 °C	アルミニウム合金		チタニウム		17-7 PHステンレス鋼		ハステロイ X	
	引張強さ kgf/mm ²	減少の割合 %	引張強さ kgf/mm ²	減少の割合 %	引張強さ kgf/mm ²	減少の割合 %	引張強さ kgf/mm ²	減少の割合 %
室温	12.9	100	67.0	100	82.2	100	78.5	100
100	12.6	97.6	—	—	—	—	—	—
200	7.7	59.7	38.2	57.0	60.8	74.0	73.0	93.0
300	3.8	29.5	28.4	42.4	—	—	—	—
400	—	—	24.3	36.3	57.3	69.7	65.9	83.9
500	—	—	23.5	35.1	56.3	68.4	—	—
600	—	—	—	—	39.6	48.2	61.4	78.2

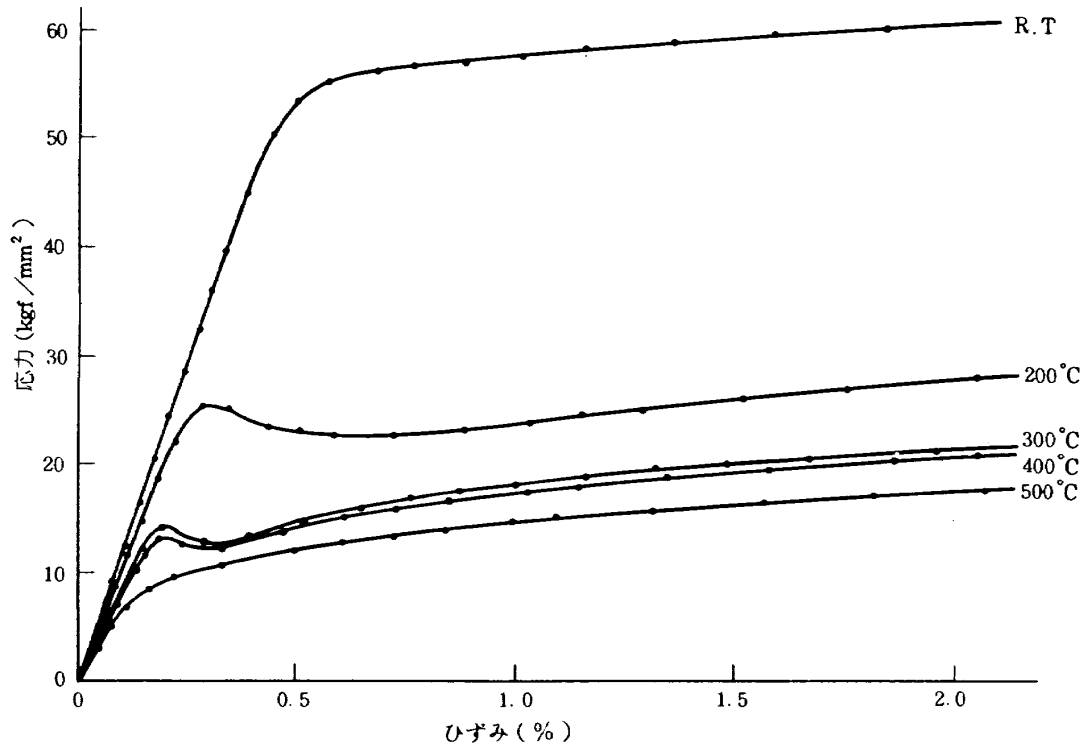


図 15 応力～ひずみ線図 (チタニウム)

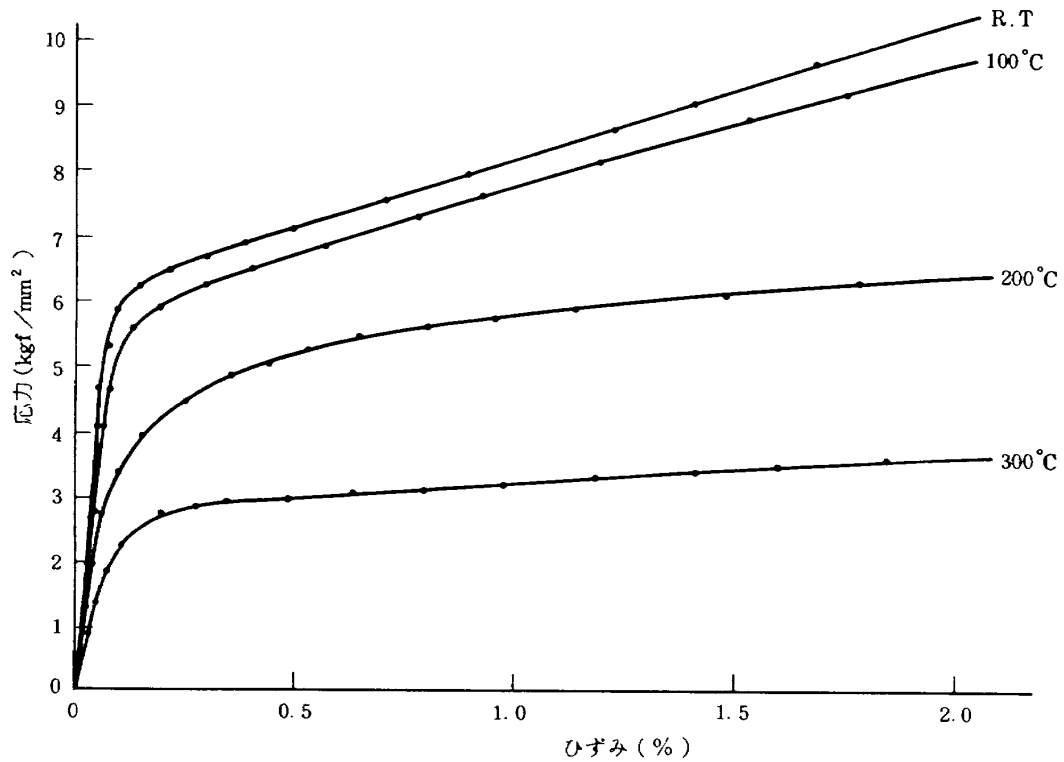


図 16 応力～ひずみ線図 (アルミニウム合金)

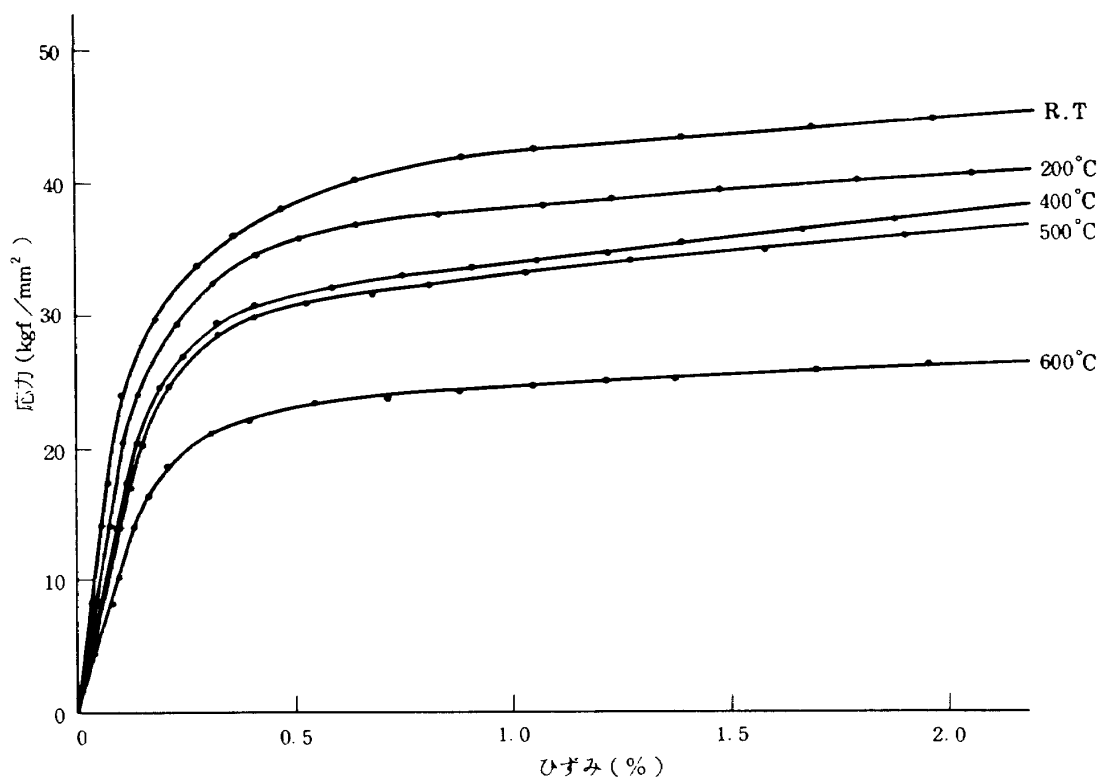


図 17 応力～ひずみ線図 (17-7PHステンレス鋼)

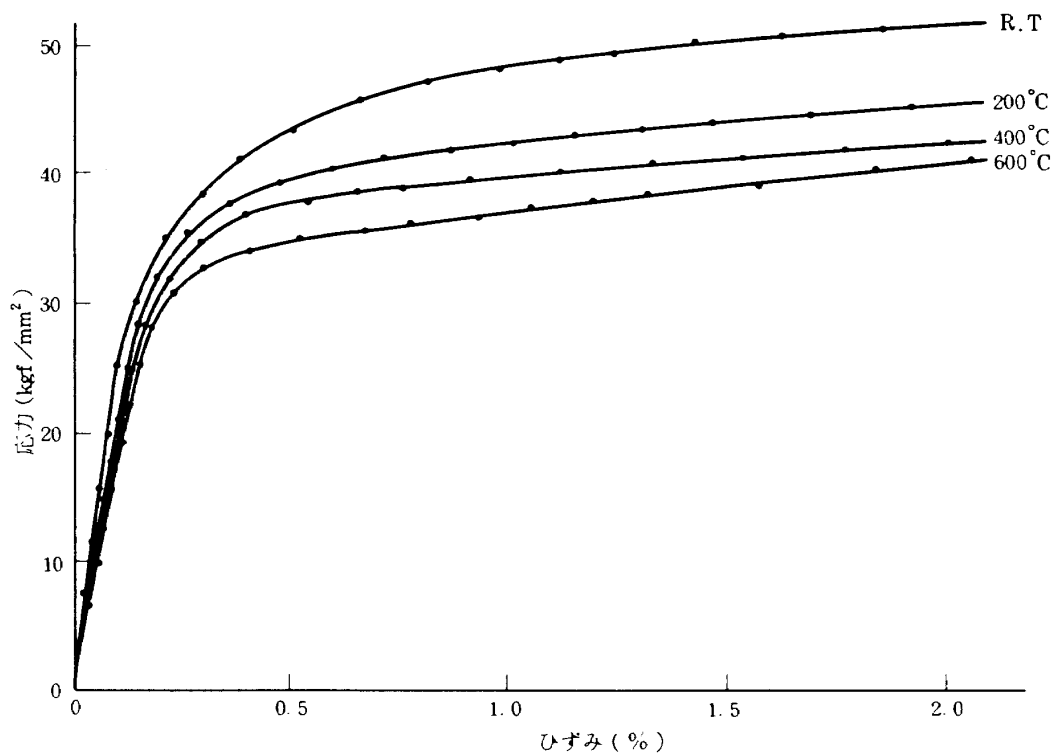


図 18 応力～ひずみ線図 (ハステロイ-X)

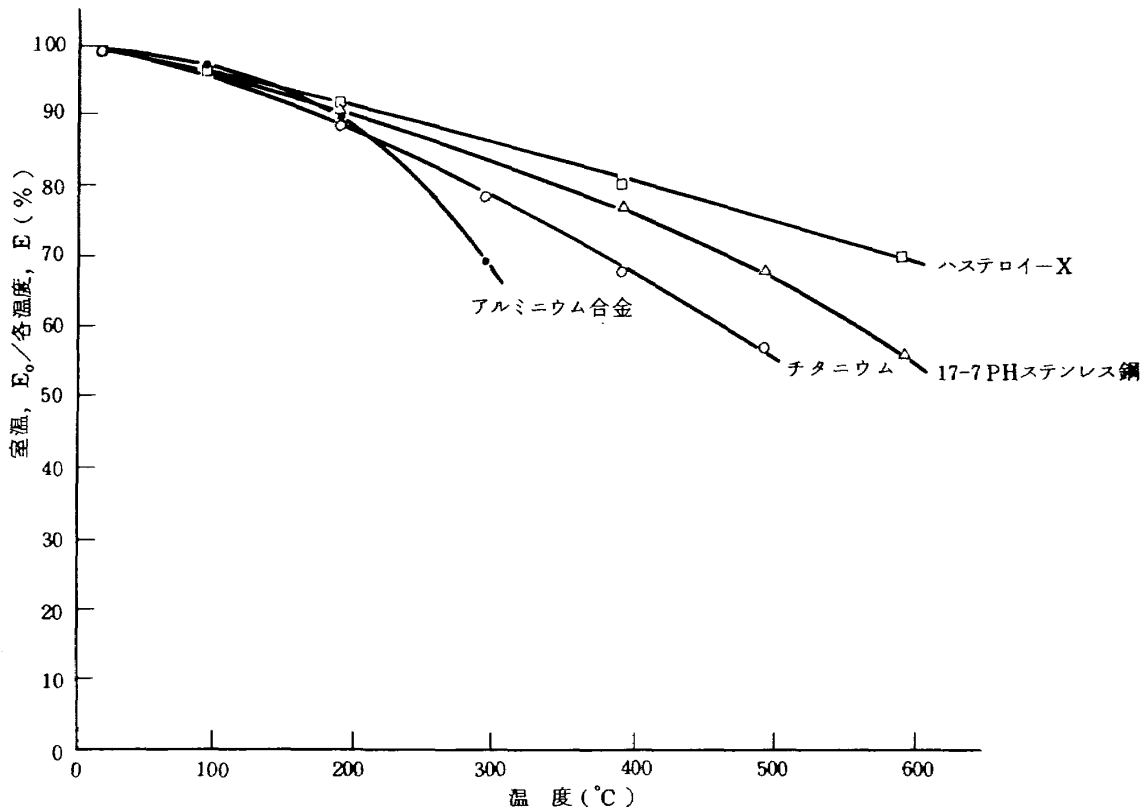


図 19 縦弾性係数と温度との関係

4. $90 \times 10^3 \text{ kgf/mm}^2$, また 17-7PH ステンレス鋼は室温で $1.96 \times 10^4 \text{ kgf/mm}^2$ にたいし 600°C では, $1.09 \times 10^4 \text{ kgf/mm}^2$ となり温度上昇にもない弾性率がゆるやかに低下した。ハステロイ-Xは室温で $1.94 \times 10^4 \text{ kgf/mm}^2$, 600°C では $1.41 \times 10^4 \text{ kgf/mm}^2$ となり直線的に減少し, 他の 3 種類の材料に比較してすぐれた耐熱性を示した。また, 各温度域での縦弾性係数の値と室温での縦弾性係数の値との割合をパーセント表示した結果を図19に示す。

4. まとめ

新しい手法をとり入れたモアレ法を用いて航空機用耐熱構造材料である, チタニウム, 耐熱アルミニウム合金, 17-7PHステンレス鋼, ハステロイ-Xの熱膨張試験および高温引張試験を行った。

まず, 本実験を行うに際し, 次の事項を改良した。

1. 従来の耐熱格子製作法は原板格子と試験片との密着性を良くするために試験片表面の高度な平滑処理が必要とされた, ここでは柔かい透明な樹脂板の弾性を利用して密着性を改良した, 同時に感光液の塗布法ならびにエッチング処理の改良を行ったことで, 素材のままの表面状態でも格子製作が可能になった。

2. これまでのモアレ装置はスリガラス面上にモアレ

じまを生じさせていたが, ここではこのスリガラスの代わりにレンズを置き, この面上にモアレじまを生じさせるようにした。この手法によって鮮明なモアレじまが得られ, したがって測定精度を向上させることができた。

次に熱膨張試験および高温引張試験では以下のような結果が得られた。

1. 熱膨張試験により 50°C 毎に 600°C までの温度域での温度と熱膨張ひずみとの関係が求められた。これら実験値から各温度での平均熱膨張係数が得られ, MIL規格と対比したところ, この両者はほぼ一致しており, その妥当性が明かとなった。

2. 引張強さは耐熱アルミニウム合金については, 200°C 以上の点から急激に減少し, 300°C では室温の引張強さにたいして29%になった。チタニウムは 200°C 以上の点から急激に減少し, 500°C では35%になった。17-7PHステンレス鋼は 600°C では48%となった。また, ハステロイ-Xは 600°C でも室温にたいし78%とすぐれた耐熱性を示した。

3. 弾性係数の温度にたいする減少の割合は引張強さの低下に比較して緩慢で, ハステロイ-Xは直線的に減少し, 耐熱アルミニウム, チタニウムおよび17-7PHステンレス鋼は 300°C 以上になると減少の割合は増加することが明かとなった。

謝 辞

おわりに本研究を行うにあたって、適切な御指導と御助言を戴いた東北大学工学部島田平八教授、同じく小幡充男助教授、ならびに当所の機体第二部中井暎一部長にたいし、慎んで感謝の意を表します。また、材料の入手については、川崎重工業航空機事業部の関係者を煩わした。附記して謝意を表します。

参 考 文 献

- 1) 島田平八, 小幡充男; モアレ用耐熱格子の溶接。高温クリープへの応用, 第5回高温および低温における応力測定シンポジウム講演論文集(1973), pp.1~6
- 2) C.A. Sciammarella and D. Sturgeon; Thermal Stresses at High Temperatures in Stainless-Steel Rings by the Moiré Method, EXP. Mech, Vol.23, No-1 (May, 1966), pp.235 ~ 243
- 3) G. S. Holister and A. R. Luxmoore; The Production of High-density Moiré Grids, EXP. Mech, Vol.25, No-1 (May, 1968), pp.210 ~ 216
- 4) 青木由雄; モアレ法によるひずみ解析, 航空宇宙技術研究所報告, TR-336
- 5) A. J. Durelli and V. J. Parks; Moiré Analysis of Strain, Prentice-Hall (1965)
- 6) 日本材料学会編, 金属材料強度試験便覧
- 7) MIL, Hand Book-5 B, Vol.1(1973)

航空宇宙技術研究所報告616号

昭和55年6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
