NAL TR-810

ISSN 0389-4010
UDC 620.172.251.2

航空宇宙技術研究所報告
TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-810

電子光学式変位計による航空機用耐熱材料の熱変形の測定

青木由雄・多田保夫

1984年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

This document is provided by JAXA.

電子光学式変位計による航空機用耐熱材料の熱変形の測定*

青木由雄** 多田保夫**

Thermal Deformation Measurements of Heat-Resistant Structural Materials for Aircraft by Electro Optical Displacement Transducer

By

Yoshio AOKI and Yasuo TADA

Using an Electro Optical Displacement Transducer (EODT), thermal expansion tests ranging from room temperature up to 300°C were conducted with sheet specimens of Glass/Polyimide composite laminates.

The relations between thermal expansion properties and temperatures in fiber directions 0, 45 and 90 degree as well as those of stacking sequence of layers and out-of-plane deformation in heating were obtained by employing heat-resistant markers as the optical targets of the EODT.

The technique was also adapted in thermal expansion and tension tests of Titanium alloy (Ti-6A1-4V) specimens at temperatures ranging from room temperature to 500°C , and the results demonstrated the validity of the present technique.

概要

ポリイミド樹脂複合材の高温環境での材料特性データを得るために，電子光学式変位計を用いて熱膨張試験を室温～300℃で行った。この変位計を高温変形測定に用いるためには，標点となる白，黒のターゲットを耐熱性の材質で作る必要がある。ここでは耐熱塗料を用いてターゲットを改良し，各繊維方向(0°，45°，90°)の熱膨張特性と温度の関係ならびに積層構成と熱による面外変形の関係を求めた。また，この手法をチタニウム合金(Ti－6Al－4V)材に適用し，室温～500℃の温度において熱膨張試験，高温引張試験を行い，その有効性を立証した。

* 昭和59年3月17日受付

** 機体第2部

This document is provided by JAXA.

1. まえがき

現在，航空宇宙技術研究所で開発が進められているファンジェットＳＴＯＬ機は高揚力装置としてＵＳＢ（Upper Surface Blowing）方式を採用している。これはエンジン排気流を主翼上面に沿って流し，USBフラップによって高揚力を発生させる方式である。このためエンジン排気流にさらされる主翼上面ならびにUSBフラップには耐熱構造材としてポリイミド系樹脂複合材（ガラス／ポリイミド）およびチタニウム合金（Ti－6Al－4V）材の使用が予定されており，これら材料についての高温環境での材料特性データが必要となった。このポリイミド系樹脂複合材の航空機への適用については国内において，ほとんど実績がなく，また高温での有効な変形測定法もない。ここでは高温での変形特性を測定するための方法として電子光学式変位計の適用を試みた。一般に複合材料は金属材料のように均一性がないため，材料の変形特性を調べるにはゲージ長さを長くとれる，比較的大きな試料を用いて求めるのが望ましいと思われる。本変位計はゲージ長さが100 mmと長く，また，標点となるターゲットに耐熱性の材料を用いることで高温での変形測定が可能になる。本実験で用いたターゲットには高温で変色やはく離を起さない耐熱性のある塗料を用いた。このようにターゲットを改良すると同時に，測定系を高温変形測定が可能なように整備した。本研究においては始めにポリイミド系樹脂複合材の熱膨張試験を室温300℃の温度域で行い，熱膨張特性と温度の関係ならびに積層構成（対称，非対称）と熱による面外変形の関係を求めた。次に，この測定手法をチタニウム合金（Ti－6Al－4V）材の室温～500℃の温度域における熱膨張試験，高温引張試験に適用し，材料特性を明らかにした。

2. 供試材および試験片形状

実験に用いた耐熱材料はポリイミド系樹脂複合材料およびチタニウム合金（Ti－6Al－4V）材料の2種類である。ポリイミド系樹脂複合材料はポリイミド（＃F178 HEXCEL, Co）をマトリクス樹脂としたガラス布強化プリプレグ材（＃7781/F178 HEXCEL，Co）より成る6層積層材である。非対称積層材は一組がFiber/Matrixとなっているプリプレグ材を順に積層にしたものでFiberの含有率（Wf）は63.6％である。対称積層材は中央面をMatrix/Matrixとし，以後は中央面に対しMatrix/Fiberの順に対称に積層したものでWfは66.1％である。試験片は縦糸を繊維方向とし，0°，45°，90°に切り出した。図1，図2には試験片の形状と

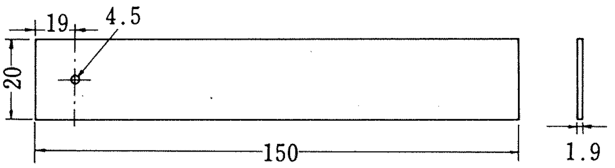
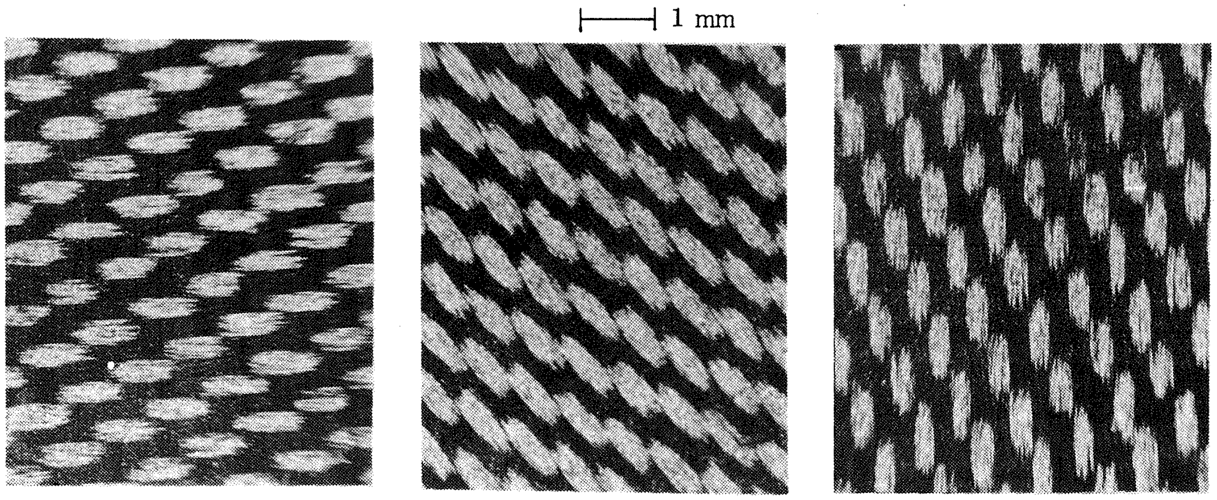


図1　熱膨張測定用試験片



繊維方向0°　　繊維方向45°　　繊維方向90°

図2　積層材表面の拡大写真

This document is provided by JAXA.

表1　材料の化学成分（Wt %）

合　金　名	Al	C	Fe	H	N	O	V	Ti
チタニウム合金	5.9	0.026	0.07	0.008	0.1	0.11	4.0	残　部

表2　材料の機械的性質（公称値）

合　金　名	縦弾性係数 E.（GPa）	降伏応力 $\sigma_{0.2}$（MPa）	引張強さ σ_B（MPa）	伸び %
チタニウム合金	110	892	971	10

試料面の拡大写真を示す。

チタニウム合金（Ti-6Al-4V）材はMIL 9046 Hである。その化学成分を表1に，また機械的性質を表2に示す。熱膨張試験用の試験片の形状を図3に，高温引張用の試験片の形状をそれぞれ図4，図5に示す。なお，切欠き試験片形状はASTMで規定された試験片形状に準拠したものである。

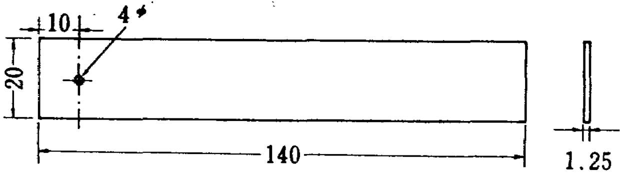


図3　熱膨張測定用試験片

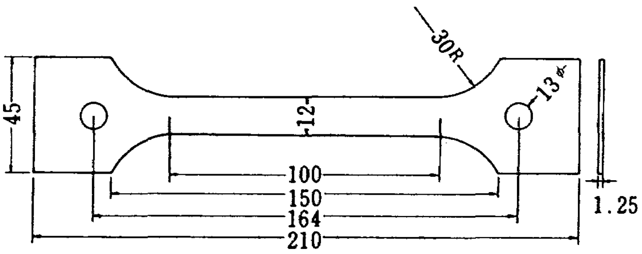


図4　高温引張用試験片

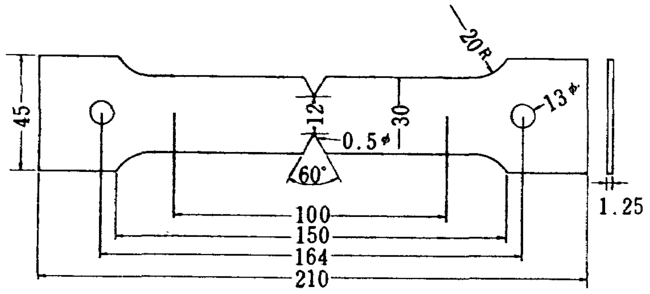


図5　高温引張用試験片

3. 実　験　方　法

3.1　実験装置

高温変形の測定には電子光学式変位計[1]（西独Zimmer社製Model 100-B）2台と加算・減算アンプ（Model 160-D）を使用した。なお，変位計のレンズは測定範囲に応じて交換できる構造となっており，使用レンズ（100-0.5）は分解能0.4 μm，測定範囲5 mmである。切欠き試験片の荷重負荷には変位制御型のインストロン1125型試験機を用いた。ひずみ分布の測定には高温モアレ装置を用いた。温度計測にはデジタルマルチ温度計を，データの記録にはX-Yレコーダを使用した。図6に高温炉と測定装置を示す。高温炉は観測用の窓が大きく開けてあり，これによる温度の不均一性を防ぐために，熱源回路を上中下3段に分割し，サイリスタを用いて温度の制御を行った。この炉は1125型試験機に取り付けられ高温引張試験を行うことができるようになっている。

3.2　高温変形測定における試料表面の処理

1）ターゲットの製作法

電子光学式変位計を高温で測定するには，ターゲットに耐熱性が必要とされる。改良したターゲットは黒色耐熱塗料（日本シーカ社製）と白色の修正液（ミスノンW-20）をターゲット材料として用いた。ターゲットの製作手順は，まず試料面に測定位置を定め，黒色耐熱塗料をはけで一様に塗る。十分に乾燥させた後，その塗料面の指定位置にセロテープを

This document is provided by JAXA.

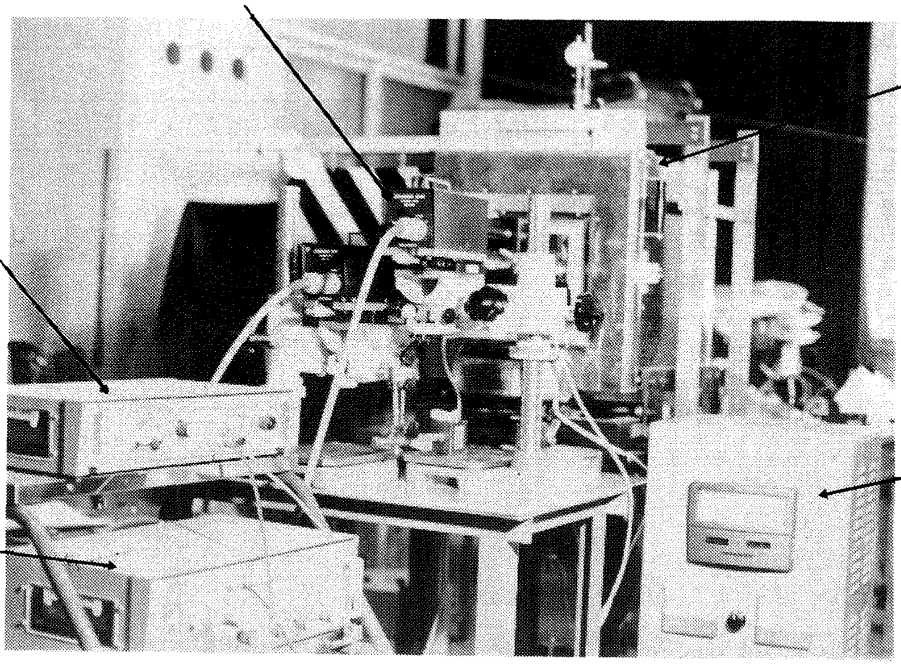


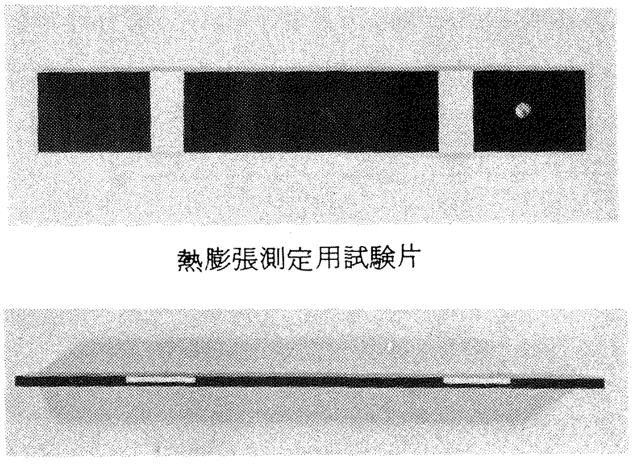
図6　高温炉と測定装置

用いて直線状の境界を設ける。次に，白色修正液をはけで一様に塗る。この様にして得られたターゲットは白と黒の境界が直線状に鮮明に区分された良好なもので，500℃の高温においても変色やはく離を起さず，複合材料のみならず金属材料に対しても有効である。このようなターゲットの考案が本実験の大きな特徴の一つになっている。図7にポリイミド系樹脂複合材の試料片におけるターゲットを示す。

2）モアレ用耐熱格子の製作法

モアレ法を高温における変形測定に使用するには，高温で破壊されない精密な格子と精度の良い計測装置が必要である。耐熱格子の製作手法は先に報告[2]したので，ここではその概要を記述するにとどめる。まず金属の試料表面に耐食性，絶縁性のある薄膜（レジスト）で格子を描く。次にこのレジスト格子を電気化学的処理によってエッチングする。以上の手順によって得られた格子は試料表面に異物をもって描かれたものではなく，試料自体に3～5ミクロン程度の深さに彫り込まれている。従って試料が高温にさらされても表面が溶融するまで格子は破壊されず，実用温度範囲内の変形測定は十分可能である。

図8にはチタニウム合金材の試料表面に製作した1000本/インチの耐熱格子の写真を示す。


熱膨張測定用試験片

反り変位測定用試験片

図7　ポリイミド系樹脂複合材におけるターゲット

Ti-6Al-4V材

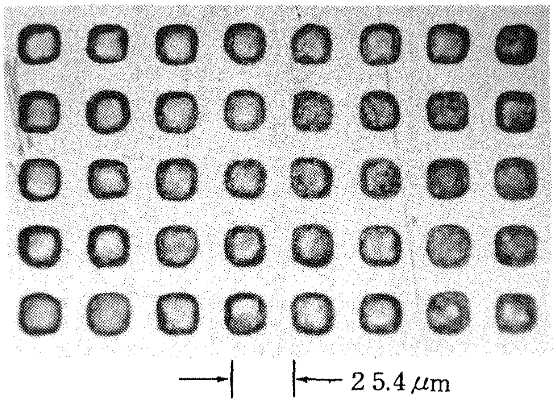


図8　耐熱格子の顕微鏡拡大写真（1000本/インチ）

This document is provided by JAXA.

3.3 熱膨張試験

1) ポリイミド系樹脂複合材

3.2項の図7に示したように，試料面にターゲットを標点間距離100㎜に描き，裏面には温度測定用のCA熱電対を高温接着剤で接着した。この試料を高温炉内に吊下げ，温度上昇率を約10℃/minとして室温から300℃まで加熱した。温度上昇に伴うターゲット間隔100㎜の熱膨張変位を電子光学式変位計で測定しX－Yレコーダに温度と同時に記録させた。試料の加熱は1回目～3回目までは室温～200℃，4回目には室温～300℃とした。測定は加熱2回目から行った。ここでは対称積層材および非対称積層材について行ったが実験方法は両者とも同じである。

2) チタニウム合金材

図3で示した試験片に，先の複合材で行ったと同様の方法でターゲットを標点間距離100㎜に描いた。試験は室温～500℃の温度域で行い，変位の測定は1試料について2回行った。試験方法は複合材における試験法と同じである。

3.4 複合材の面外熱変形測定試験

試験片の積層構成は対称と非対称の2種類である。これら試験片の板の側面に3.2項の図7に示したようにターゲットを間隔100㎜に描く。板の側面に描かれたターゲットの白と黒の境界線をy軸とすると，加熱に伴う板の反りによりターゲットの境界はx軸方向に変位する。この変位量を電子光学式変位計で測定した。実際には試料を高温炉内に上端を固定して吊下げ温度上昇に伴う板の反りを二台の変位計を用いて測定を行った。加熱条件および測定回数は熱膨張試験の場合と同じである。

3.5 チタニウム合金材の高温引張試験

試験温度は室温から100℃ごとに増して500℃まで6段階とした。負荷方法は試験片の上端を高温炉内の引張装置に取付け，下端を自由にして温度を規定温度に達した後，30分間保持してから下端を固定し，クロスヘッドの速度を0.5㎜/minの一定速度で負荷した。平滑材と切欠き材の試験条件は同じである。なお，切欠き底のひずみ分布を求めるために高温モアレ法を適用し，室温から300℃までの各温度で同様の試験を行った。

4. 実験結果と考察

4.1 熱膨張試験

1) ポリイミド系樹脂複合材

イ) 対称積層材；図9には繊維方向90°の室温～300℃の温度と膨張による伸びの状態を示す。180℃以下の温度域では直線的な特性を有し，190℃近くに変位が屈曲する，ガラス転移温度Tg[3]が存在することが観察できた。これらの温度と膨張による伸

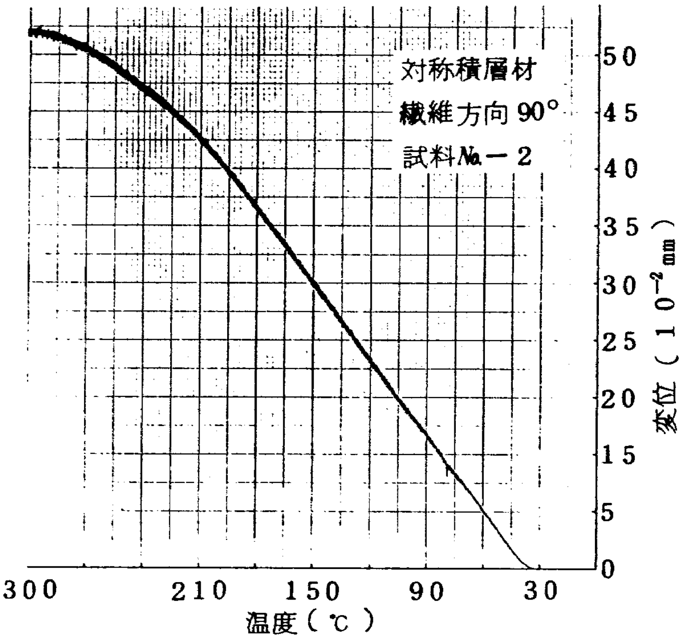


図9 熱による伸びと温度の測定記録例

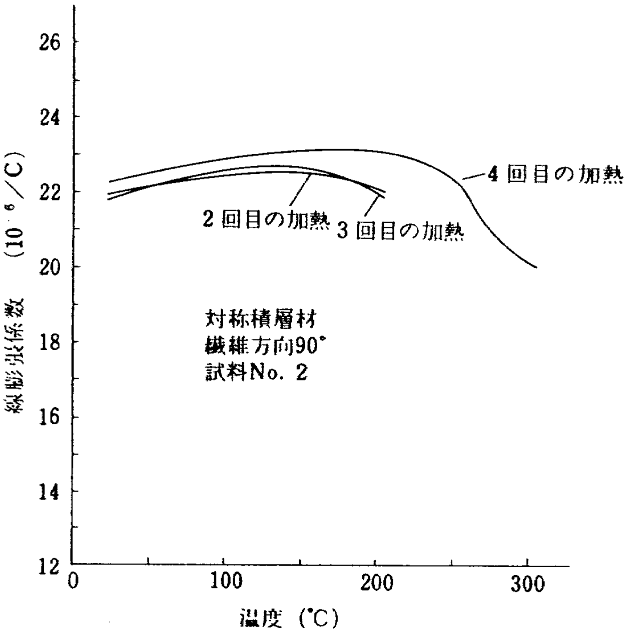


図10 熱膨張係数と温度との関係

This document is provided by JAXA.

びの線図から，温度T_1℃，T_2℃間における平均線膨張係数を次式[4]により算出した。

$\alpha m = \{ (L_{T_2} - L_{T_1}) / L_{T_1} \} / T_2 - T_1$ ，

ここで L_{T_1}, L_{T_2} は T_1℃，T_2℃ の標点距離である。得られた温度と線膨張係数の関係を図10に示す。表3には対称積層材の各繊維方向の20～180℃での平均線膨張係数を示す。たとえば繊維方向0°の20～180℃での線膨張係数は約20.9(10^{-6}/℃)となり，45°，90°に対して若干小さい値を示した。

ロ）非対称積層材，表4には20～180℃の温度範囲での平均線膨張係数を示す。表示のごとく各試料の平均線膨張係数の値はばらつきが少なく繊維方向0°では約19.3(10^{-6}/℃) 45°方向では約22.1(10^{-6}/℃)，90°方向では約22.8(10^{-6}/℃)の値を得た。

なお，繊維方向45°，No.2の試料については3.3項で示した試験温度とは条件を変え1回目の加熱から室温～300℃に昇温させ加熱を4回繰り返したが特別な現象は見られず，先の温度条件で得た線膨張係数とほぼ同一の値を得た。

2）チタニウム合金材

試料片の表面に描いたターゲットは加熱温度500℃を繰り返し負荷しても変色やはく離を起さず十分耐熱性を保持した。また，測定は同一試料で2回行ったがほぼ同一の値を得た。図11には室温～500℃での温度と熱による伸びの測定記録を示す。500℃までの温度域においては変位が極端に屈曲する点が存在しなく，ほぼ直線的な特性を有することが明らかになった。これら温度と線膨張による伸びの線図を用いて平均線膨張係数を4.1(1)で示した式により算出した。得られた温度と線膨張係数の関係を図

表3　対称積層材の平均線膨張係数

試験片No.	二回目の加熱 αm(10^{-6}/℃)	三回目の加熱 αm(10^{-6}/℃)	四回目の加熱 αm(10^{-6}/℃)
0°－1	19.6	22.1	20.6
0°－2	21.3	22.7	20.8
0°－3	21.2	20.0	20.1
45°－1	23.6	24.1	23.1
45°－2	22.3	24.5	24.2
45°－3	22.5	22.3	22.7
90°－1	22.6	23.4	22.6
90°－2	21.9	22.3	22.7
90°－3	23.5	24.4	24.1

表4　非対称積層材の平均線膨張係数

試験片No.	二回目の加熱 αm(10^{-6}/℃)	三回目の加野 αm(10^{-6}/℃)	四回目の加熱 αm(10^{-6}/℃)
0°－1	18.3	18.5	19.1
0°－2	19.7	19.3	19.9
0°－3	19.4	19.5	19.5
45°－1	21.7	22.2	23.7
45°－2	22.1	23.5	22.2
45°－3	20.7	22.3	20.5
90°－1	22.1	22.3	22.4
90°－2	22.5	23.0	22.7
90°－3	23.0	23.7	23.5

This document is provided by JAXA.

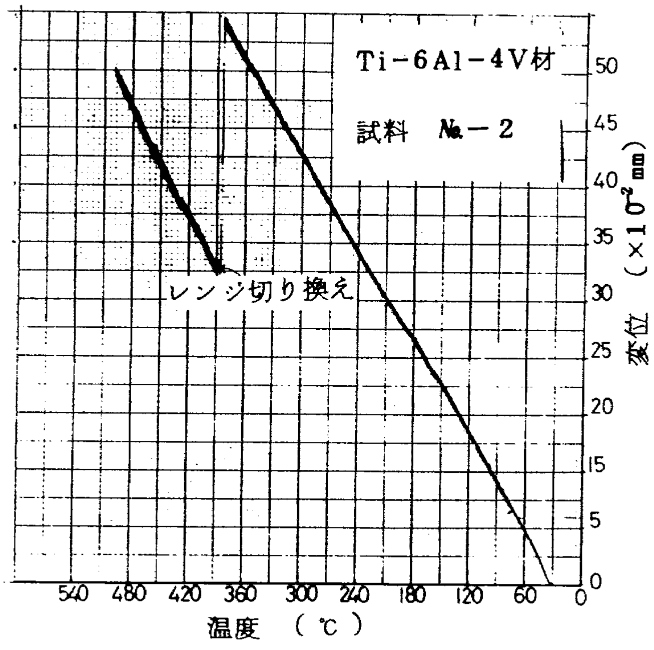


図11 熱による伸びと温度の測定記録例

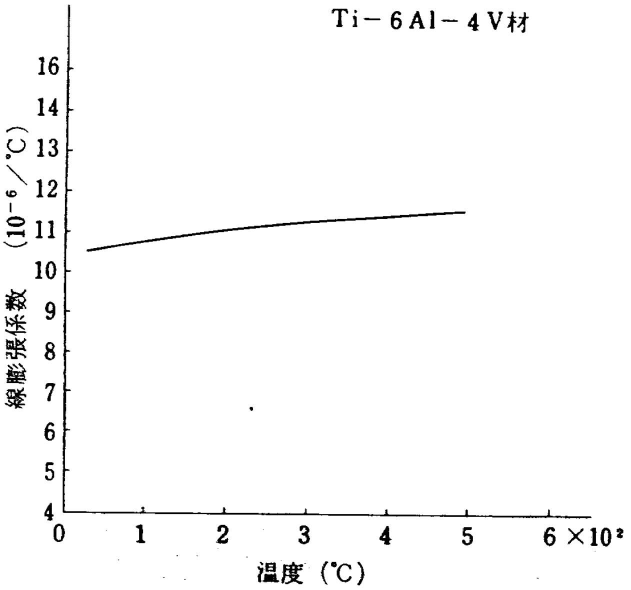


図12 熱膨張係数と温度との関係

12に示す。20〜200℃での平均線膨張係数は約10.8×10^{-6}/℃となった。

4.2 複合材の面外熱変形測定

非対称積層材の面外変形を測定した結果を図13に示す。図のAは試験片の上部，Bは下部の変位量である。温度上昇に対して反り変位量は直線状に増加するのではなく波状に増減を繰り返して変位していることがわかる。この現象は複合材特有のもので繊維が膨張して生じる，Twisting現象[5)]と呼ばれるものである。面外変位は300℃で最大となり標点距離100㎜で約0.26㎜の値を得た。一方,対称積層材の面外変位は150℃以上から10℃に対して約1.0×10^{-2}㎜の割合でほぼ直線的に増加し，300℃で約0.16㎜の値となった。

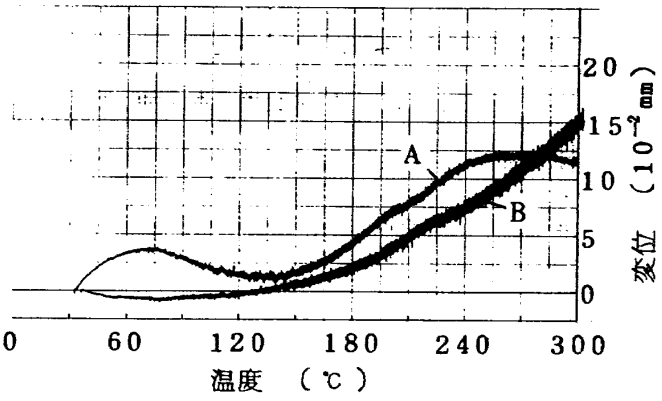


図13 熱による板の反り変形と温度の測定記録例

4.3 チタニウム合金材の高温引張試験

本実験では温度差は設定値に対して±2℃，引張速度の精度は0.1％であった。このような条件で求めた平滑材ならびに切欠き材の各温度における実験

表5 Ti−6Al−4V材の引張強さと温度の関係

	平滑試験片				切欠き試験片		
温度℃	引張強さ σ_B(MPa)	縦弾性係数 E(GPa)	降伏応力 σ_{YS}(MPa)	降伏点伸び(%)	引張強さ σ_B(MPa)	降伏応力 σ_{YS}(MPa)	降伏点伸び(%)
R･T	1,040	112	898	0.82	987	978	0.48
100	931	107	815	0.81	974	971	—
200	823	100	710	0.72	888	886	—
300	762	94	644	0.71	816	799	0.41
400	699	84	556	0.68	745	692	—
500	636	75	474	0.64	659	577	0.44

This document is provided by JAXA.

値を表5に示す。室温での縦弾性係数は112GPaの値を得た。これに対して500℃では75GPaと減少した減少の割合は34%となった。図14には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示す。

次に，切欠き靱性[6]について述べる。米国では航空宇宙用の材料は切欠き靱性の試験を行うことが規定[7]されている。表5にはASTMに準拠した試験片形状で求めた引張試験の結果を示す。これら実験値から各温度域での切欠き靱性を明らかにするために，切欠き材の引張強さを平滑材の引張強さで除した結果，切欠き強度比は約1となり切欠き靱性が優れていることが明らかになった。図15には切欠き引張強度比と温度の関係を示す。このチタニウム合金材は表5および図15の値から明らかなように，高温では切欠き強化の現象を示したので，切欠き底部の変形状態と温度の関係を明らかにするために高温モアレ法を適用した。図16には60°V形切欠きを持つチタニウム合金板材の300℃における引張試験により得られた，モアレじまを示す。なお，図に示した引張応力σは全引張荷重を最小断面積で割った値とした。

モアレじまの記録は次のように行った。まず，初期荷重（$\sigma=29$MPa）を加えた状態で撮影する。

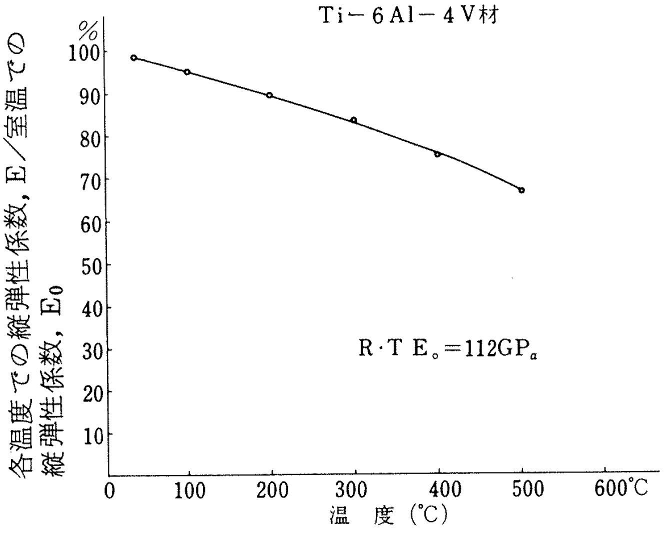


図14　縦弾性係数と温度との関係

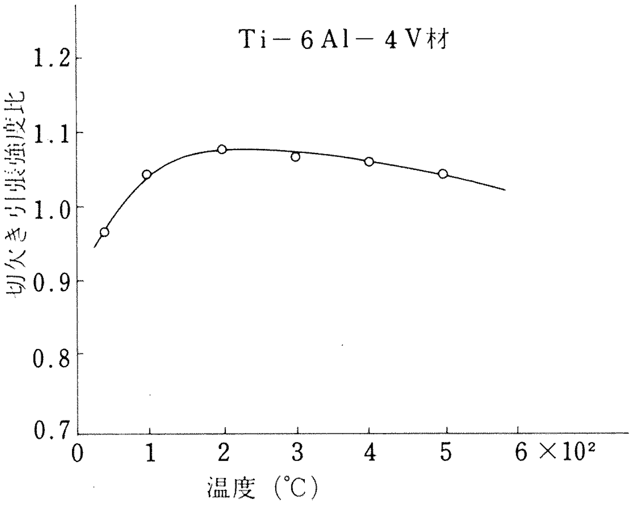
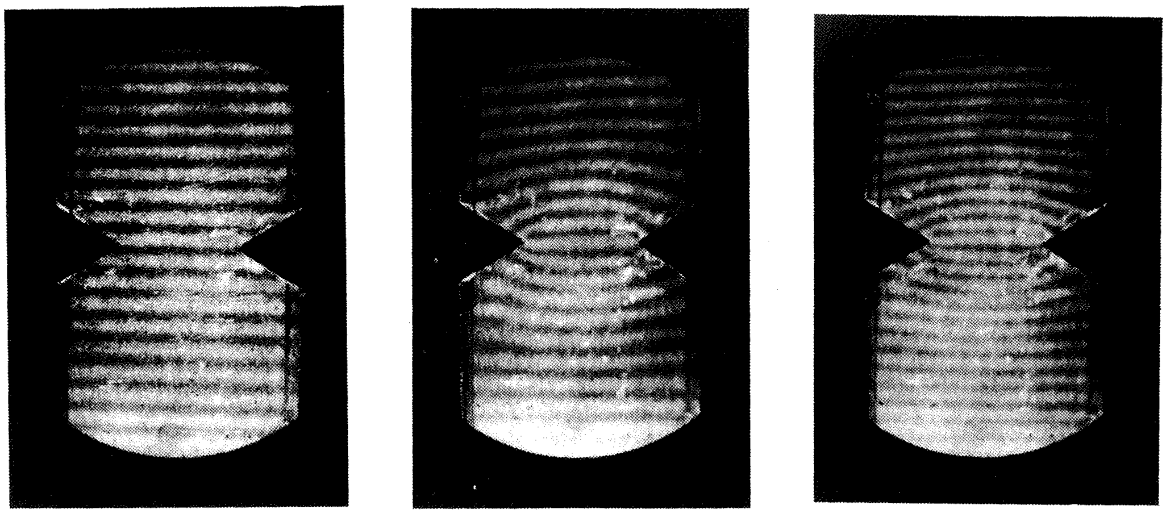


図15　切欠き引張強度比と温度との関係

Ti−6Al−4V材



29MPa　461MPa　716MPa

図16　引張負荷によるモアレじま（300℃）

This document is provided by JAXA.

次に荷重を増し，規定荷重に約20秒間保持させた後に撮影する。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。これらモアレじまから測定した室温ならびに300℃での切欠き底横断面のひずみ分布を図17～18に示す。なお，室温～300℃の温度域で求めたひずみ分布をもとにした，ひずみ集中率の計算は次のように行った。

ひずみ集中率 $\varepsilon_k = \varepsilon_{ymax}/\varepsilon_{yo}$ ここで ε_{ymax} は切欠き底のy軸方向の最大のひずみ，ε_{yo} は切欠き底横断面の中心部のy軸方向のひずみである。

これらひずみ解析の結果から，次のようなことが得られた。室温において変形が比較的小さい領域では，ひずみ集中率 ε_k は約3.1～3.2の値を得た。なお，変形が大きくなるに従って ε_k は減少し，切欠き底部の ε_{yo} が 2600μ～4300μ の範囲での ε_k は約2.7～2.9の値を得た。100℃の温度域での ε_k は室温とほぼ同一の値を得たが，200℃以上からは ε_k は顕著に減少することが明らかとなった。300℃での ε_k は変形が小さい範囲では約2.7～2.9の値となり ε_{yo} が3700～5200μの大きな変形範囲になると約2.5～2.6の値になった。このように切欠き底部の ε_k は高温になると減少し，その減少の割合は変形が大きくなるに従い，増加することが明らかになった。

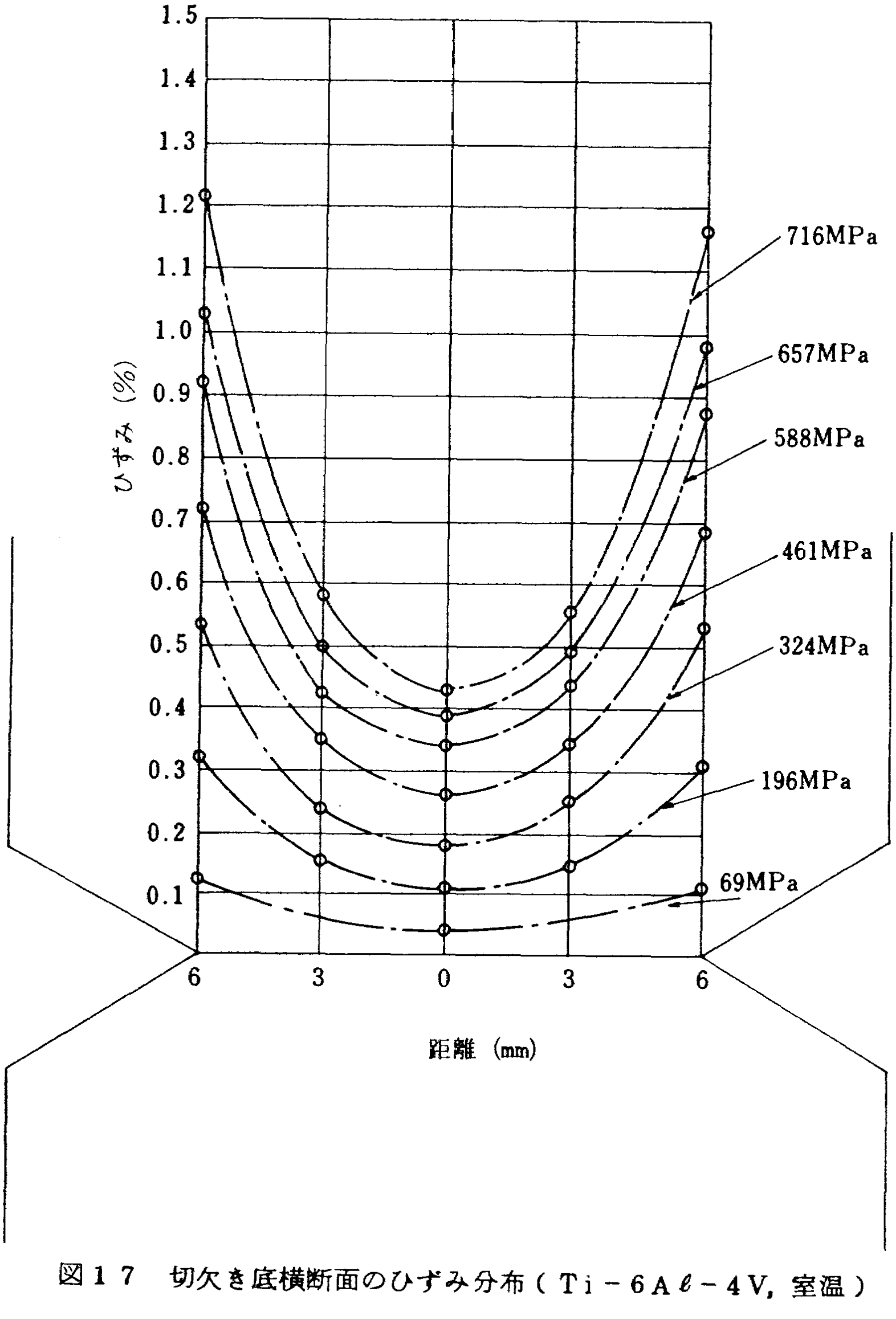


図17 切欠き底横断面のひずみ分布（Ti－6Aℓ－4V，室温）

This document is provided by JAXA.

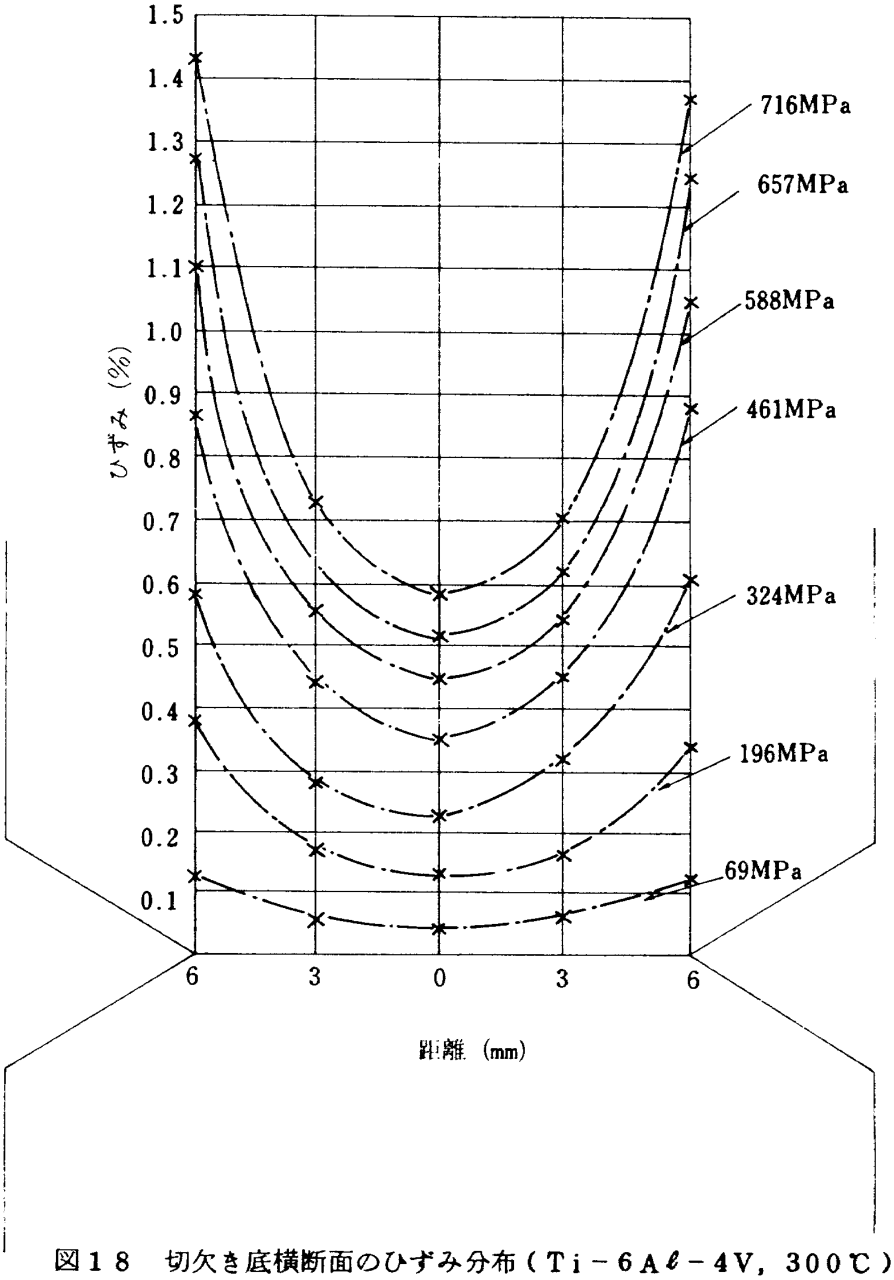


図18 切欠き底横断面のひずみ分布（Ti－6Aℓ－4V, 300℃）

5. まとめ

電子光学式変位計を高温での変形測定に使用するために，標点となるターゲットを改良し，ポリイミド系樹脂複合材ならびにチタニウム合金材の熱膨張試験，高温引張試験を行い，以下の結論を得た。

1. 高温変形測定におけるターゲットの改良

(1) 光学式変位計に必要な高温変形測定用のターゲットは耐熱性が必要とされる。改良したターゲットは500℃においても変色やはく離を起さず複合材料のみならず金属材料にたいしても有効であることを確認した。

2. ポリイミド系樹脂複合材

(1) 熱膨張試験

室温～300℃の温度域での温度と熱膨張ひずみの関係が求められた。本材料は室温～180℃の領域においては直線的な特性を有し，190℃近くにTgが存在することが明らかになった。

(2) 各繊維方向の温度と線膨張係数の関係

20～180℃の温度範囲における0°方向の平均線膨張係数は約19～20（10^{-6}/℃），45°, 90°方向では約21～24（10^{-6}/℃）の値を得た。

(3) 積層構成と熱による板の面外変形の関係

30～300℃において非対称積層材は標点間100

This document is provided by JAXA.

mmで最大0.26mm面外に変位し，対称積層材は標点間100mmで0.16mm面外に変位した。対称積層にすると板の反り変位は小さくなることを確認した。

3. チタニウム合金材

(1) 熱膨張試験

室温～500℃の温度域での温度と熱膨張ひずみの関係が求められた。これら実験値から各温度域での平均線膨張係数が得られ，20～200℃では 10.8×10^{-6}/℃の値を得た。

(2) 高温引張試験

引張強さは高温になるに従い，ほぼ直線的に減少し，500℃では室温に対して約63％となった。また縦弾性係数の温度に対する減少の割合は引張強さの低下に比較して緩慢で，室温での値は112 GPa，これに対し500℃では75GPaとなり，減少の割合は34％となった。

(3) 切欠き靱性強度

各温度域での切欠き強度比は約1となり，切欠き靱性は優れていることが明らかになった。

(4) 切欠き強化と弱化

本材料は室温において，切欠き弱化となり高温域では切欠き強化の現象を示したので，切欠き底部のひずみ分布を高温モアレ法で測定した結果，ひずみ集中率は高温になるに従って減少し，その減少の割合は変形が大きくなると増加することが確認された。

謝　辞

おわりに本研究を行うにあたり，適切な御指導と御助言を戴いた，前，航空宇宙技術研究所，機体第二部長で現在，都立工科短期大学の中井暎一教授ならびに宇宙開発事業団の藤森義典主任開発部員にたいし，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。附記して感謝の意を表します。

参　考　文　献

1. Instruction Manual; Electro Optical Displacement Transducer, Model 100-B (Zimmer, Co.).
2. 青木由雄，多田保夫；モアレ法による航空機用耐熱材料の高温特性の測定，航空宇宙技術研究所報告，TR－616（1980）
3. トボルスキ；高分子の物性と構造，東京化学同人社（1965）pp.55～79。
4 日本材料試験協会編；材料試験便覧（1977）
5. Robert M. Jones; Mechanics of Composite Materials, Script Book Co. (1975) pp. 152–160.
6. T.M. Cullen and J.W. Freeman; The Mechanical Properbies 1000° and 1200°F of Two Superalloys Under Consideration for USE in The Supersonic Transport, NASA CR-92, (Sep. 1964).
7. J.L. Shannon, Jr and W.F. Broun; ASTM Proceedings 63 (1963) pp. 809.

This document is provided by JAXA.

既 刊 報 告

TR-800	ロケット残留推力の実験 Experiments on Residual Thrust and Prediction for upper-Stage solid Propelant Rockets	1984年3月	三谷 徹, 高橋 守 新岡 嵩, 日下和夫 熊谷達夫, 他6名
TR-801	ガスタービン燃焼器研究用高圧燃焼試験装置 High Pressure Combustion Test Facility for Gas Turbine Research	1984年3月	田丸 卓, 下平一雄 堀内正司, 斉藤 隆 林 茂
TR-802T	Further Derelopments of a Nongradient Theory of Premixed Turbulent Flames	March 1984年	Goro MASUYA and Paul A, Libby
TR-803	多目的プラットフォームの振動解析 Vibration Analysis of a Multi-purpose Platform	1984年4月	塙 武敏, 狼 嘉彰 中井暎一, 只川嗣朗
TR-804	プロペラ型ロータと支持構造の連成による空力弾性的不安定についての若干の考察 Some Considerations on Aervelostic instabilities Caused by Coupling between Propeller-type Roter	1984年4月	市川輝雄
TR-805	上段用後方点火方式ロケットにおける推進薬の低燃速化（負触媒添加法） Catalyzed low burning rate Propellants for Upper-stage Solid Rocket Motor	1984年4月	新岡 嵩, 三谷 徹 高橋 守, 泉川宗男 岸 和男, 槍田敏寛
TR-806	ロケット用液酸ポンプの動特性の研究（その2） A Study on Dynamic Characteristics of Liquid Oxygen Pumps for Rocket Exgine (2nd Report)	1984年4月	志村 隆, 上条謙二郎
TR-807	地球の人工衛星の軌道運動に関する研究 Theory of the Orbital Motion of an Articifical Earth Satellite	1984年5月	武内澄夫
TR-808	織布強化型複合材料の弾性係数の理論とその実験的検証 The Theory of Elastic Modulus of Fabric Composites and Its Examination by Experiments	1984年5月	石川隆司, 松嶋正道 林 洋一
TR-809T	Distributions of Fatigue Life and Fatigue Strength in Notched Specimens of a Carbon Eight-Harness Satin Laminate	May 1984年	Toshiyuki SHIMOKAWA and Yasumasa HAMAGUCHI

航空宇宙技術研究所報告810号

昭和59年5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 実業公報社
東京都千代田区九段南4-2-12

This document is provided by JAXA.

Printed in Japan

This document is provided by JAXA.