

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1058

複合材構造試験設備を用いた
熱膨張制御テーラリング技術の基礎的実証

石川隆司・福永久雄・林洋一

松嶋正道・野口建

1990年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

複合材構造試験設備を用いた 熱膨張制御テーラリング技術の基礎的実証

石川 隆 司^{*}, 福 永 久 雄^{*}, 林 洋 一^{*},
松 嶋 正 道^{*}, 野 口 建^{**}

Fundamental Verification of Tailoring Technology for Control of a Coefficient of Thermal Expansion by Composite Testing Facilities

Takashi ISHIKAWA, Hisao FUKUNAGA,
Yoichi HAYASHI, Masamichi MATSUSHIMA and Tatsuru NOGUCHI

ABSTRACT

Fundamentals of lamination tailoring technology are proposed here in order to control one coefficient of thermal expansion of carbon/epoxy composites in one principal direction. The theory of this technology consists of the two concepts of thermoelastic invariants and lamination parameters. The expansion free condition yields to a parabola in the feasible region of the lamination parameters. The calculated curves for a wide range of temperature intersect at almost the same point. A laminate with the lay-up construction corresponding to this point exhibits an approximately null coefficient of thermal expansion in one direction in that temperature range. Experimental results with plate and tubular specimens indicate that the present technology is fundamentally verified.

和 文 概 要

CFRP 積層板の一つの主軸方向の熱膨張係数を制御する一種のテーラリング技術を提案した。この技術の基礎となる理論は、熱弾性不変量と積層パラメータの二つの概念から成立している。ここで導いた式から、熱膨張係数零の条件が積層パラメータの許容領域での放物線となることが明らかとなった。広い温度範囲での実際の材料特性値を代入すると、これらの放物線はほぼ一点で交わる。この交点の積層パラメータを与える積層構成を用いれば、広い温度範囲でCFRP 積層材の一つの方向の熱膨張係数を零に近づけることが可能となる。複合材構造試験設備の一部を用いて行った板状試験片およびフィラメントウィンディング法による円筒試験片による実証試験結果は、この技術の基本的部分が立証されたことを示している。

1. 緒 言

複合材料、特に連続な炭素繊維を用いた繊維強化プラスチック(CFRP)の最大の長所は、軽くて強

いことであることはよく知られている。しかし近年では、従来のアルミ合金等に比べて熱膨張係数が小さく、熱的寸法安定性が良いことに着目したCFRPの応用分野が、特に宇宙構造物の分野で開拓されつつある。例えば、大きな温度振幅を受ける人工衛星の構体などの宇宙構造物がその典型的な例である。しかし、宇宙用の光学・通信用電波部品、あるいは大型宇宙構造物等では従来にも増して高い寸法安定

平成2年1月20日 受付

^{*} 機体部 複合材構造研究室

^{**} 機体部 技術研修生(日本飛行機㈱)

性が要求されており、特別な技術を用いた材料設計をしない CFRP 積層材では、母材樹脂や炭素繊維自身の物性の温度依存性のため、広い温度範囲では熱膨張係数が零から離れ、厳しい寸法安定要求を満足しないことも、材料・構造設計者の側では明らかとなってきた。さらに、継手に金属部品を併用するような構造部材の設計では、その熱膨張を補償するため、純 CFRP 部分では負の側へ偏った熱膨張係数へ制御することも要求される可能性がある。

こうした要求に応えるため、常温を中心に広い温度範囲で十分に小さな熱膨張係数を示す積層複合材の構成を与える技術を着想し、航空技術分野でフラッタ速度を制御するため確立しつつある空力弾性テラリング技術にならって熱膨張制御テラリング技術と命名した。本報告では、この技術の背景、その基礎理論を提示するとともに、板状試験片・フィラメントワインディング法による円筒状試験片について基礎的な実証結果を得ることを目的として実施した実験結果について述べる。

このような技術が広い範囲で完全に確立されれば、宇宙用光学・電波部品や将来の宇宙ステーションの構造要素であるトラス部材などとして、このような積層構成を持った CFRP 材を採用する強固な必然性が得られよう。また、宇宙用部品のみならず、温度等の環境変動がある中で、特に寸法精度を要求される特殊な民生用機器等への応用も開けると期待される。

2. 本技術の背景と従来の研究の簡単なレビュー

本技術が着想された背景には、最近の我が国における宇宙開発への本格的な取り組みの姿勢がある。従来からも、図 1 に示す米国の宇宙天文台衛星¹⁾ HEAO-B (熱膨張係数要求は 1.8×10^{-7} 以下) 等に CFRP が使用されているように、高比強度、高比剛性と低熱膨張係数を両立し得るのは CFRP しかないと考えられている。しかし、最近の衛星のミッション機器、特に光学・電波部品では、これ以下の熱膨張係数要求が真剣に考慮されることも多い。また、すでに述べたように、宇宙ステーションの構造部材としては、熱膨張係数が低いほど有利となる

ことも周知の事実である。このような厳しい要求条件が本技術を育てる土壌となっている。

このような背景の下で従来の研究による知識を整理すると、まず、強化繊維を土 θ 方向に配列させたアングルプライ CFRP 積層材では熱膨張の挙動が

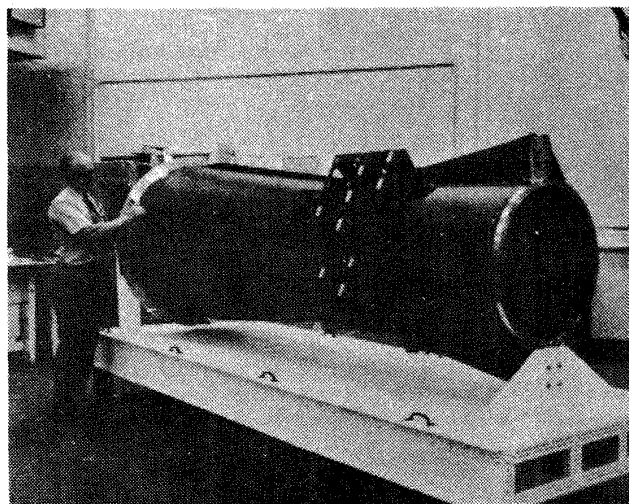


図 1 米国で開発された宇宙天文台衛星 HEAO-B

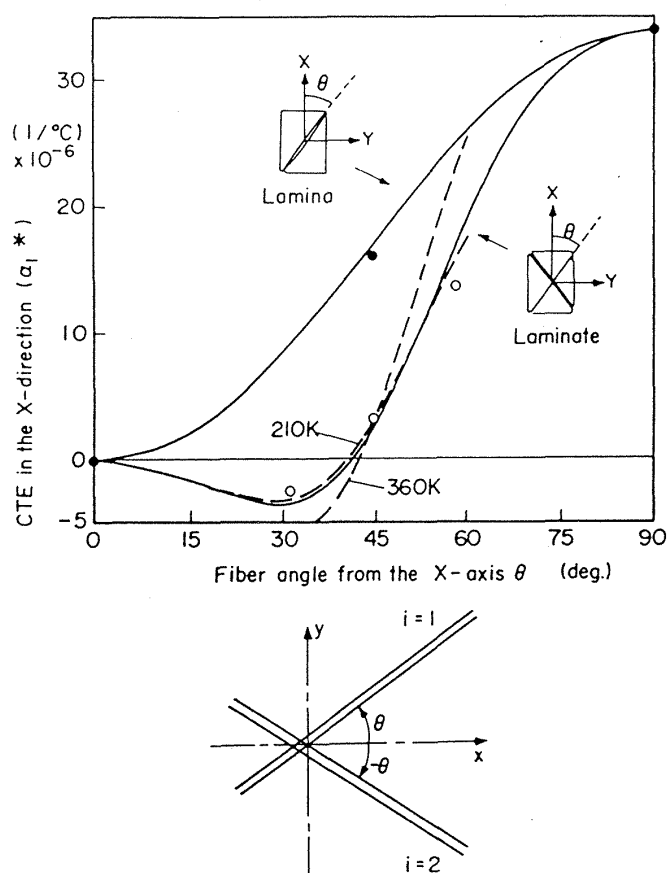


図 2 一方向及びアングルプライ CFRP 材の熱膨張係数と Off-Axis 角 θ の関係²⁾ (x, y の表記は原著通り)

通常の均質等方性材料とはまったく異なり、 θ を 0° から増加させていくと、負から正に変動する^{2), 3)}ことは、かなり以前から知られている。この理論解と実験値の比較²⁾を図2に示す。実線が常温の物性値に基づく原論文の結果で、破線は指示した温度における計算結果を新たに追加したものである。この符号の変る点に対応する交角(高強度型CFRPでは常温では 42° 前後)を用いれば熱膨張零の材料が得られるのは自明である。しかし、先に述べたような材料特性の顕著な温度依存性⁴⁾のため、熱膨張が零となる交角は図2のように温度によって変化するので、アングルプライ材の中から広い温度範囲で熱膨張係数が零となる材料を得ることが不可能であることも周知であった。

3. 本技術の基礎理論

3.1 理論構成の大略

本技術の根底をなす理論は、熱膨張係数の制御までで一つの区分となっており、その構成を以下に説明するとともに、その流れをフローチャートとして図3に整理しておく。これについて以下に説明すると、まず、広く認知された概念である直交異方性材の弾性不変量の考え方⁵⁾から類推される熱弾性不変量の概念を定義する。次に、第二著者が先に発表している積層パラメータの考え方⁶⁾を採用し、これらを組合せて対称面内非カップリング積層材の熱膨張係数の陽な表式を導く。そして、熱膨張係数一定の条件が積層パラメータ平面上での放物線となることを利用する。

理論としてはここまでが一区分であるが、実用上重要なのは、これにCFRPの実際の材料特性値を代入すると、これらの放物線はほぼ一点で交わることを見出したことである。この交点の積層パラメータを与える積層構成を用いれば、広い温度範囲でCFRP積層材の一つの方向の熱膨張係数を零に近づけることが可能となる。ただし、これらの放物線がほぼ一点で交わることを物理的考察によって保証することは不可能と考えるのが妥当であることも付記しておく必要がある。

Off-Axis 角 θ に対する
剛性係数の変換公式
弾性不変量

Off-Axis 角 θ に対する
熱膨張係数の変換公式

熱弾性不変量

一様温度変化 ΔT を含んだ積層板理論構成方程式

積層パラメータ
 ξ_1, ξ_2 の導入

積層材の熱膨張係数の陽な定式化

温度依存性材料データ代入

積層パラメータ ξ_1, ξ_2 平面上に、いくつかの温度での熱膨張を制御値にする条件曲線をプロット

図3 基礎理論の概念的フローチャート

3.2 熱弾性不変量の導入

この理論の基盤は古典積層板理論であり、この枠内で熱膨張の挙動を取り扱うには、以下に示すような弾性係数と熱膨張係数から構成される座標変換に支配されない量を定義しておくことと便利である。これを弾性係数の場合にならって、熱弾性不変量と呼ぶことにする。

$$q_1^* = Q_{11} \alpha_L + Q_{12} (\alpha_T + \alpha_L) + Q_{22} \alpha_T$$

$$q_2^* = Q_{11} \alpha_L + Q_{12} (\alpha_T - \alpha_L) - Q_{22} \alpha_T \quad (1)$$

ここに Q_{11} 等はいわゆる Reduced Stiffness と称される一方向材主軸方向の弾性係数⁷⁾、 α_L と α_T は繊維方向と横方向の熱膨張係数である。また、主軸が θ だけ傾いた m 番目の層の熱弾性特性を記述するのに、次のようにベクトル表示をしておくことと後の記述が容易となる。

$$q_j^{(m)}(\theta) = Q_{ij}^{(m)}(\theta) \alpha_j^{(m)}(\theta) \quad (2)$$

ここに i, j は各層の歪成分に関連して 1, 2, 6 をとるものとし⁷⁾、右辺第1項は m 番目の層の弾性係数、第2項は m 番目の熱膨張係数のベクトル表示である。熱弾性不変量を導入すると、(2)式を不変量と

変動部分を用いて次のように簡略に表示できる。

$$q_i^{(m)}(\theta) = 1/2 \cdot \begin{Bmatrix} q_1^* + q_2^* \cdot \cos 2\theta \\ q_1^* - q_2^* \cdot \cos 2\theta \\ q_2^* \cdot \sin 2\theta \end{Bmatrix} \quad (3)$$

以上の準備を行うと、積層板が一様な微小温度変化 ΔT を受ける場合の構成方程式⁸⁾は以下のようになる。

$$\begin{Bmatrix} N_i \\ M_i \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{ij} & B_{ij} \\ B_{ij} & D_{ij} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_j^0 \\ \kappa_j \end{Bmatrix} - \Delta T \begin{Bmatrix} \tilde{A}_i \\ \tilde{B}_i \end{Bmatrix} \quad (4)$$

ここに、熱弾性ベクトル \tilde{A}_i , \tilde{B}_i は次のように書かれる。

$$(\tilde{A}_i, \tilde{B}_i) = \sum_{m=1}^N \int_{h_{m-1}}^{h_m} Q_{ij} \alpha_j(l, z) dz \quad (5)$$

また、(4)式の逆は、コンプライアンス係数等を用いて次のように書かれる。

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_i^0 \\ \kappa_i \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{ij}^* & b_{ij}^* \\ b_{ij}^* & d_{ij}^* \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} N_j \\ M_j \end{Bmatrix} + \Delta T \begin{Bmatrix} \tilde{a}_i^* \\ \tilde{b}_i^* \end{Bmatrix} \quad (6)$$

ここに \tilde{a}_i^* , \tilde{b}_i^* は次式で与えられる。

$$\begin{Bmatrix} \tilde{a}_i^* \\ \tilde{b}_i^* \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{ij}^* & b_{ij}^* \\ b_{ij}^* & d_{ij}^* \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \tilde{A}_j \\ \tilde{B}_j \end{Bmatrix} \quad (7)$$

(6), (7)式において \tilde{a}_i^* は面内の熱膨張係数を表していることに注意する必要がある。(3)式を(4)式に代入すると、熱弾性不変量を用いたことによる簡略表記の効果が現れる。すなわち、板厚方向の積分を用いて表現される量 \tilde{A}_i が次式のように書かれる。

$$\tilde{A}_i = h/2 \cdot \begin{Bmatrix} q_1^* + q_2^* \int_0^1 \cos 2\theta du \\ q_1^* - q_2^* \int_0^1 \cos 2\theta du \\ q_2^* \int_0^1 \sin 2\theta du \end{Bmatrix} \quad (8)$$

3.3 積層パラメータとの結合

このように(8)式、あるいは陽には表れていないが(4), (5)式には、各層の off-axis 角 θ の三角関数値の厚さ方向の積分が入ってくる。これを整理した

ものが、第二著者が先に提案⁶⁾した積層パラメータであり、次式で与えられる。

$$\xi_1 = \int_0^1 \cos 2\theta du, \quad \xi_2 = \int_0^1 \cos^2 2\theta du, \quad (9)$$

$$\xi_3 = \int_0^1 \sin 2\theta du, \quad \xi_4 = \int_0^1 \sin 2\theta \cdot \cos 2\theta du$$

これらの積層パラメータの持つ一般的な性質、特別な積層構成との関係等については文献6を参照されたい。

これ以後中央面に関して対称な積層板のみを考慮の対象とする。対称でないと温度変化によってバイメタルのような「そり」が発生するので、実用に供せられる積層板はほとんど対称となっている。したがって、この限定は十分に一般的である。こうすると $\tilde{B}_i = \tilde{b}_i^* = 0$, すなわち「そり」の係数は消える。また、実用上は $+\theta$ 層と $-\theta$ 層を等しい厚みにとることが多いので、これも条件に含める。そうすると $\xi_3 = \xi_4 = 0$ が得られる。対称条件から、(6)式に表れる熱膨張係数 \tilde{a}_i^* の表式が次のように簡単化される。

$$\tilde{a}_i^* = a_{ij}^* \cdot \tilde{A}_j$$

$$\text{ここに } a_{ij}^* = A_{ij}^{-1} \quad (10)$$

つまり、面内の熱膨張係数 \tilde{a}_i^* が、カップリングのない積層板の面内コンプライアンス係数 a_{ij}^* と(8)式で記述された \tilde{A}_i から得られることがわかる。(8)式に(9)式を代入すると、次式を得る。

$$\tilde{A}_i = h/2 \cdot (q_1^* + q_2^* \cdot \xi_1, q_1^* - q_2^* \cdot \xi_1, q_2^* \cdot \xi_3) \quad (11)$$

このように熱弾性不変量と積層パラメータの導入によって、問題の記述が簡略化される。以下には、(10)式の a_{ij}^* の記述に必要な弾性不変量の定義⁹⁾を示す。

$$U_1 = \{Q_{11} + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) + Q_{22}\} / 4$$

$$U_2 = (Q_{11} - Q_{22}) / 2$$

$$U_3 = \{Q_{11} - 2(Q_{12} + 2Q_{66}) + Q_{22}\} / 4 \quad (12)$$

$$U_4 = \{Q_{11} + 2(Q_{12} - 2Q_{66}) + Q_{22}\} / 4$$

$$U_5 = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12}) / 4$$

この定義は、(9)式の文献5との相違に呼応して、その定義式と若干異なっていることに注意されたい。

この不変量及び積層パラメータを用いて、 $\pm\theta$ 層が等量の条件を考慮すると A_{ij} は以下のように書かれる。

$$\begin{aligned} A_{11} &= h \cdot (U_1 + U_2 \xi_1 + U_3 \xi_2) \\ A_{12} &= h \cdot (U_4 - U_3 \xi_2) \\ A_{22} &= h \cdot (U_1 - U_2 \xi_1 + U_3 \xi_2) \\ A_{66} &= h \cdot (U_5 - U_3 \xi_2) \end{aligned} \quad (13)$$

ここまでの数式記述を文章で説明すると、中央面に関し対称で、 $\pm\theta$ 層が等量の積層板の面内熱膨張係数を、直交異方性材である一方向材の四個の独立な弾性定数、二個の独立な熱膨張係数から決まる弾性不変量・熱弾性不変量と、積層構成から決まる積層パラメータを用いて陽に書けることを示している。

いま、制御の対象とする1の方向の熱膨張係数について陽な記述を実行することにする。(10)式の第一式を第二式の A_{ij} と a_{ij}^* の関係を用いて書き下し、(11)式の利用すると次式を得る。

$$\tilde{a}_1^* = \frac{\{A_{22}(q_1^* + q_2^* \xi_1) - A_{12}(q_1^* - q_2^* \xi_1)\} \cdot h}{\{2(A_{11}A_{22} - A_{12}^2)\}} \quad (14)$$

これに(13)式を代入すると次式の \tilde{a}_1^* を得る。

$$\tilde{a}_1^* = \frac{(U_1 - U_2 \xi_1 + U_3 \xi_2) \cdot (q_1^* + q_2^* \xi_1) - (U_4 - U_3 \xi_2) \cdot (q_1^* - q_2^* \xi_1)}{2\{(U_1 + U_2 \xi_1 + U_3 \xi_2) \cdot (U_1 - U_2 \xi_1 + U_3 \xi_2) - (U_4 - U_3 \xi_2)^2\}} \quad (15)$$

これで \tilde{a}_1^* の陽な表式は得られたが、(15)式には重要な性質があるので、ここに付言しておく。 $\xi_1 = 0$ をこれに代入して計算すると次式が得られる。

$$\tilde{a}_1^* = q_1^* / 2(U_1 + U_4) = \tilde{a}_2^* \quad (16)$$

この式は、 $\xi_1 = 0$ すなわち ξ_2 軸上では熱膨張係数が積層構成に関係なく材料定数値のみから決定されることを示している。この式の記述は、例えば $\pm 45^\circ$ アングルプライ材の場合のように、熱膨張係数ベクトルが二つの直交する方向で等しければ、熱

膨張係数が面内等方性を示すという物理的現象と完全に整合している。

3.4 熱膨張係数の目標値への制御

本理論の最終目的は一弾性主軸方向の熱膨張係数を目標値に制御することである。このためには(15)式の左辺を目標値 α_s で置換すればよい。これを実行し式の整理を行うと、積層パラメータ ξ_1, ξ_2 の平面上での放物線を表す次式が得られる。

$$\xi_2 = \frac{U_2(q_2^* - 2\alpha_s U_2)\xi_1^2 - \{(U_1 + U_4)q_2^* - U_2 q_1^*\}\xi_1}{2U_3\{q_1^* - 2\alpha_s(U_1 + U_4)\}} + (U_4 - U_1) / 2U_3 \quad (17)$$

換言すると、ある温度での材料定数を用いて計算したこの放物線上の ξ_1, ξ_2 の組合せに対応した積層材は、1の方向の熱膨張係数が制御された値となることを表している。

実用上で最も重要なのは α_s を零に制御することであり、(17)式にこれを代入すれば次式を得る。

$$\xi_2 = [U_2 q_2^* / q_1^* \cdot \xi_1^2 - \{(U_1 + U_4)q_2^* - U_2 q_1^*\} / q_1^* \cdot \xi_1 + U_4 - U_1] / 2U_3 \quad (18)$$

あるいは、熱膨張係数の制御目標値 α_s を零に近い許容範囲： $-\alpha_c \leq \alpha_s \leq \alpha_c$ の中に入るように制御することも、当然ながら可能である。この場合は、二つの放物線にはさまれた領域が問題の解を与える。

3.5 積層パラメータからの積層構成の決定

積層構成に対して積層パラメータは一意的に決定されるが、逆は真でなく、一組の積層パラメータに対応する積層構成は、一般には無数に存在する。従って、積層パラメータが与えられて積層構成を決定する問題を吟味する必要がある、この議論は文献10に詳しいが、ここでは実用上よく用いられ、後述の試験片にも採用する($0^\circ, \pm\theta$)の対称積層構成の限定の中から積層の厚み比を決定する簡便法を示すことにする。

全体の板厚に対する 0° と $\pm\theta$ 層の厚みの比を、そ

れぞれ ζ , η と書くと次式を得る。

$$\zeta + \eta = 1 \quad (19)$$

(9)式で、この限定積層条件を考慮すると次式を得る。

$$\begin{aligned} \zeta + \eta \cos 2\theta &= \xi_1 \\ \zeta + \eta \cos^2 2\theta &= \xi_2 \end{aligned} \quad (20)$$

問題は与えられた (ξ_1, ξ_2) の組に対して ζ , η を定めることであり、このためには(19), (20)を連立方程式として解けばよい。これを整理すると次式を得る。

$$\begin{aligned} \cos 2\theta &= (\xi_1 - \xi_2) / (1 - \xi_1) \\ \eta &= (1 - \xi_1) / (1 - \cos 2\theta) \end{aligned} \quad (21)$$

第一式から θ が決定され、第二式から η , 従って ζ が決定される。ただし、実際上は、市場で入手可能なプリプレグの厚さは任意ではないので、 η ないし ζ は任意ではなく、とびとびの値をとることに注意する必要がある。このため、薄いプリプレグを用い、板厚が厚いほど精度の高い熱膨張係数制御が可能となる。

なお、ここに示した簡便法は厚み比のみの解を与え、積層の順序等については何の情報も与えない。従って、最終的な積層構成は、成形の容易さあるいは強度等他の条件で決定するのが妥当である。

4. 広い温度範囲での零に近い熱膨張係数への制御

前述したように CFRP の熱膨張挙動には顕著な温度依存性があるので、広い温度範囲の材料定数値を(17)式ないし(18)式に代入して計算する必要がある。最終結果に対して最も影響の大きいのは一方向 CFRP 材の繊維方向の熱膨張係数であり、高強度型では図 4 のような実験データ¹¹⁾ が得られている。このうち◆は第一著者らによる結果⁴⁾ を原論文データに追加したものである。他の材料定数の温度依存性データは表 1 に示すものを用いることとする。表 1 の材料定数は、炭素繊維強化エポキシ複合材で、繊維の体積含有率 (V_f) が 65 % 程度の場合に対応している。これらを代入して ξ_1 , ξ_2 の許容平面にプロットしたのが図 5 である。このような図を、

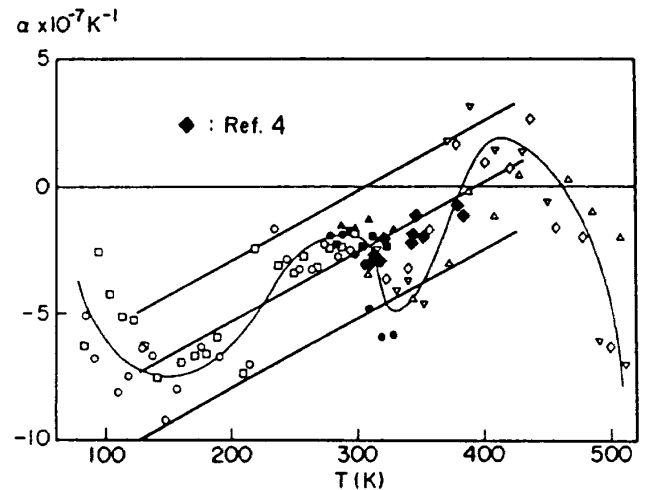


図 4 広い温度範囲での高強度型一方向 CFRP 材の繊維方向の熱膨張係数の実験値^{4), 11)}

表 1 123K, 300K と 423K における $V_f = 65\%$ 高強度型一方向 CFRP 材の 6 個の独立な材料定数

(単位)	123K	300K	423K
E_L (GPa)	135	131	137
E_T (GPa)	20	11	2
G_{LT} (GPa)	10	5.5	1
ν_L	0.29	0.3	0.35
α_T ($\times 10^{-5} K^{-1}$)	1.9	2.7	6.5
α_L ($\times 10^{-6} K^{-1}$)	-0.75	-0.26	0.1

今後の便宜のためにテーラリングチャートと呼ぶことにする。図 5 では α_L として図 4 のばらつきの中央を通る直線を取り、許容領域の右半分のみについて 123 K, 300 K, 423 K の三温度の計算結果を示してある。この材料では条件線がほぼ一点で交わることがわかる。換言すれば、この交点を表わす積層パラメータを与える積層構成を用いれば、積層材の一主軸方向の熱膨張係数を広い温度範囲ではほぼ零にすることができることを示している。当然ながら、この交点は V_f , 基礎材料定数により変化する。

この交点 (0.34, 0.41) を与える積層構成として、(21)式から求めた厚み比を近似的に満足する 20 層の対称積層の例を図 6 に示す。強度上の理由

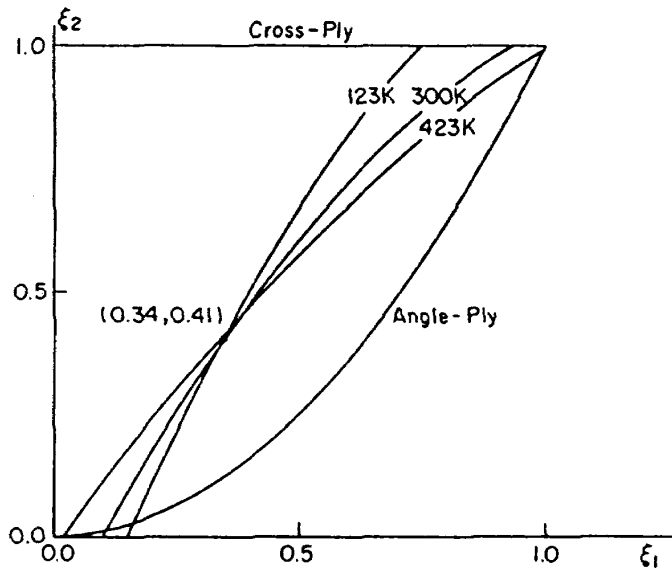


図5 第1表の材料定数に基づく積層パラメータ平面上における熱膨張係数零の条件線 ($V_f = 65\%$ 想定) : テーラリングチャート

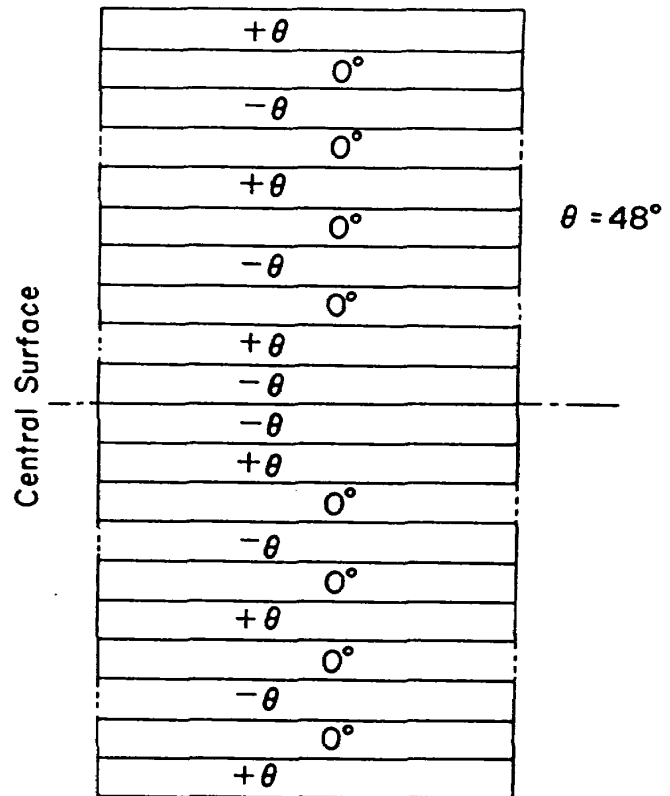


図6 積層パラメータの組 (0.34, 0.41) に対応する積層構成の一例

から Off-Axis 層を最外層としている。また、この積層構成は軸剛性・ねじり剛性もかなり高く、その意味でも実用的な解となっていることにも注意する必要がある。

さらに、第3, 4節に述べた、ある一定範囲に熱膨張係数を制御する問題に対応するテーラリングチャ

ートを図7に示す。一方向材の V_f を60%と想定し、許容限界の α_c として $1 \times 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ をとった。この V_f の場合の材料定数値を表2に示す。この数

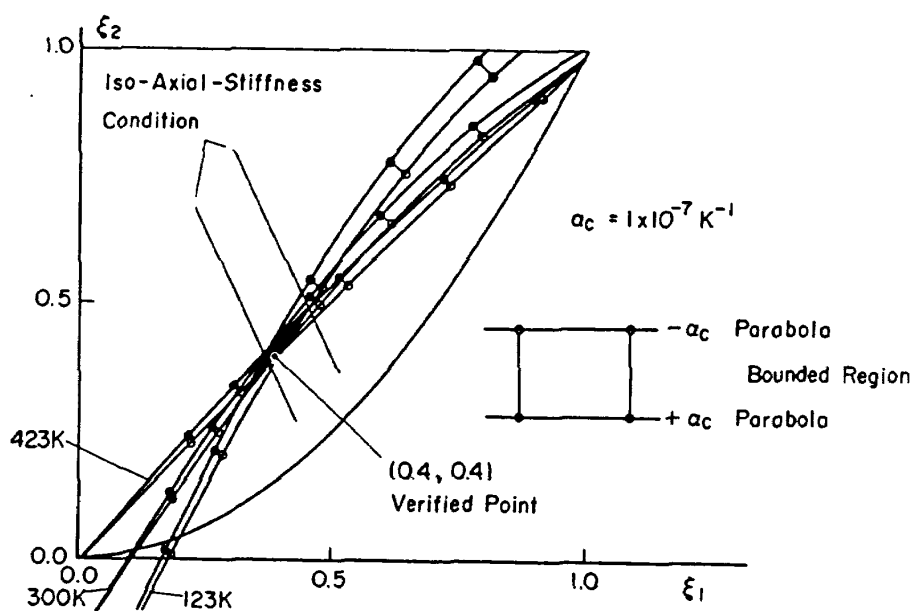


図7 熱膨張係数を $\pm 1 \times 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ の間に制御した場合の積層パラメータの可能領域
(第2表: $V_f = 60\%$ の材料定数に準拠)

表2 123K, 300Kと423Kにおける
 $V_f=65\%$ 高強度型一方向CFRP
 材の6個の独立な材料定数

(単位)	123K	300K	423K
E_L (GPa)	118	116	120
E_T (GPa)	18	9	1.8
G_{LT} (GPa)	9	4.5	0.9
ν_L	0.294	0.304	0.354
α_T ($\times 10^{-5} K^{-1}$)	2.08	2.91	7.5
α_L ($\times 10^{-6} K^{-1}$)	-0.568	0.03	0.45

値は、文献3で $V_f=60\%$ の場合を基準とし、その後の実験値^{12, 13)}を考慮して算出したものである。

解は、放物線にはさまれた領域の集合の積集合として、図中に黒塗りで示されている。この図の右下がりの直線は等軸剛性の条件であり、これが右上にあるほど軸剛性が大なることを考慮すれば、黒塗りの領域の右上隅の点の積層パラメータが、許容熱膨張率を持つ積層材としては最大の軸剛性を与えることがわかる。このような手法によって、熱膨張係数の条件の制約の下でのある種の剛性最大の積層構成を図式的、系統的に決定することもできる。

さらにこの図には、後述の板状の実証試験片に使用した積層材 (V_f = 約60%) のうち、実験の成

績の良かったAグループに対応する積層パラメータの組 (0.40, 0.40) をプロットしてある。プロット点が領域内にあることが理解される。この組を与える積層構成として、(14)式の厚み比をほぼ満足する20層の対称積層を ($0^\circ, \pm\theta$) の中から選んだ一例を示すと、図6において θ を 45° としたものが該当する。

高強度型CFRPだけでなく、繊維方向の熱膨張係数が負の側に偏っていることが知られている高弾性型CFRPについても、同様の計算を行った。計算に用いた各温度での材料定数値を表3に示し、テラリングチャートの計算結果を図8に示した。表3には、次節に示す中間的な温度レベルに対応する

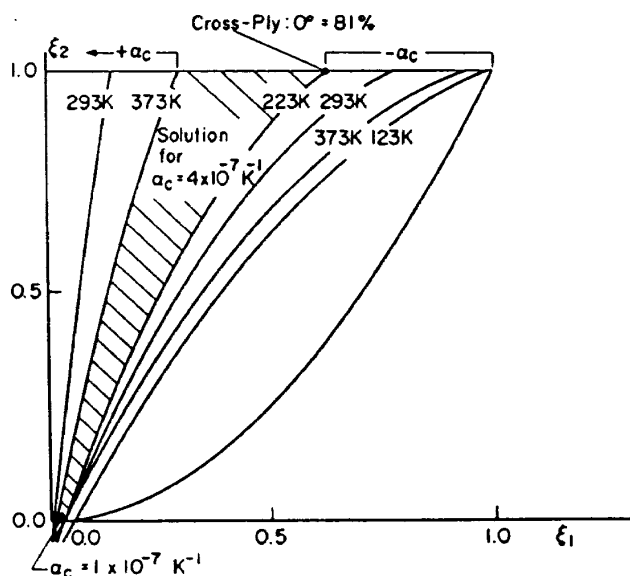


図8 高弾性型CFRP材に対するテラリングチャート

表3 高弾性型一方向CFRP材の6個の独立な材料定数

(単位)	123K	223K	293K	323K	373K
E_L (GPa)	223	219	218	220	223
E_T (GPa)	7.82	7.57	7.15	6.71	5.94
G_{LT} (GPa)	5.18	4.51	3.98	3.67	3.15
ν_L	0.207	0.214	0.247	0.253	0.262
α_T ($\times 10^{-5} K^{-1}$)	1.70	2.87	3.71	4.12	4.80
α_L ($\times 10^{-6} K^{-1}$)	-0.41	-0.81	-0.78	-0.71	-0.60

材料定数値も併せて示してある。この図からわかるように、 $\alpha_c = 1 \times 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ に対応する解領域は交角 44.4° のアングルプライ積層板を与える積層パラメータの許容領域縁辺の放物線近傍に位置し、その大きさは極めて小さい。しかもこのアングルプライ積層板は、上記の高強度 CFRP の解と比べて軸剛性が低く、高弾性 CFRP を用いる必然性が消滅しており、実用的価値が乏しい。ただし、図にハッチした領域で示したように、 α_c の許容値を本技術の目標からすればかなり大きい $4 \times 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ 程度に設定するならば、積層パラメータ上の解領域は一気に拡大することも判明した。その中で最も軸剛性の高い解を探すと、図中に示したように、 0° 層をほぼ 80%，残りを 90° 層としたクロスプライ材が該当する。

5. 適当な負の熱膨張係数値への制御

現実の宇宙構造物においては、すべてを積層 CFRP 材で製作するのは不可能で、継手等には金属部品を用いることが多い。そこで、この部分の伸びを補償するため、標記のように適当な負値への制御が求められる場合がある。

そこで、図 9 のような宇宙ステーションのトラス構造要素を考え、関節の金属部分・CFRP との接着継手部分・純 CFRP 部分に 3 区分する。全体に占めるそれぞれの長さ比を L_M, L_J, L_S 、熱膨張係数を $\alpha_M, \alpha_J, \alpha_S$ とすると、このトラス要素の平均熱膨張係数 α_t は次式のように書かれる。

$$\alpha_t = \alpha_M L_M + \alpha_J L_J + \alpha_S L_S \quad (22)$$

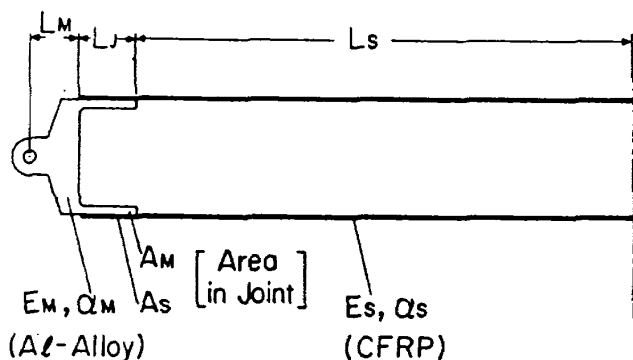


図9 宇宙基地などの実構造要素を想定したアルミ端末金具を持つCFRP円筒のモデル

ここに、接着継手部分の熱膨張係数 α_J は、関節金具側の断面積を A_M 、ヤング率を E_M 、CFRP 側の断面積を A_S 、ヤング率を E_S と書き軸方向の力の釣り合いを考慮すると、次式で与えられる。

$$\alpha_J = \frac{E_M \alpha_M A_M + E_S \alpha_S A_S}{E_M A_M + E_S A_S} \quad (23)$$

いま考慮する例では $A_M = A_S$ と仮定し、第4節で述べた積層例では E_M と E_S のオーダーは近いので、これを等しいと仮定する。さらに、図9のモデルで各部分の長さ比として、それぞれ、 $L_M = 2\%$ 、 $L_J = 4\%$ 、 $L_S = 94\%$ を代入すると、次式を得る。

$$\alpha_t = 0.04 \alpha_M + 0.96 \alpha_S \quad (24)$$

平均の $\alpha_t = 0$ が制御目的値だから、 α_M としてアルミ合金の値 $23 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ をとると、CFRP 部分の持つべき熱膨張係数は $\alpha_S = -0.958 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ である。

この問題に対して、まず高強度型 CFRP を想定して、表2の材料定数を(24)式に代入して計算した結果を図10に示す。この場合は交点 $(0.634, 0.564)$ が存在し、これに対応する積層構成を $(0, \pm \theta)$ から選ぶと、 $\theta = 39.2^\circ$ とし、 $\pm \theta$ 層の厚さ比を 0.452 とすればよい。

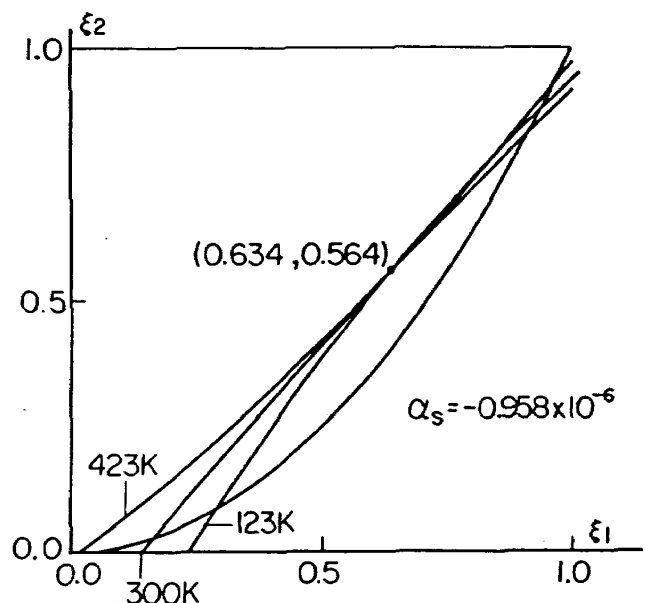


図10 高強度型CFRPを用いた場合の負値 $(-0.958 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1})$ への制御のテラリングチャート

次に、このモデルで金属部分の相対長さがより長いケースとして、 $L_M = 10\%$, $L_J = 10\%$, $L_S = 80\%$ の場合を考える。すると、 $\alpha_t = 0$ を得るには $\alpha_S = -4.06 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ が必要である。ところが、上記と同様の計算を実行すると、図 11 のように、高強度型 CFRP を想定したのでは広い温度範囲での交点は存在しないことになる。換言すれば、後者の α_S の値は高強度 CFRP 材を用いた広い温度範囲での制御目標値としては負に偏り過ぎていることに他ならない。

そこで、高強度炭素繊維よりも繊維自身の熱膨張係数が負に寄っている高弾性炭素繊維を想定した計算を試みる。表 3 の 223 K, 293 K, 323 K のデータを用いて、 $-4.56 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1} \leq \alpha_S \leq -3.56 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ の範囲になるよう計算したテラリングチャートを図 12 に示す。この図では、かろうじて積集合が存在し、負に偏った場合でも高弾性繊維を用いれば、制御可能なことがわかる。逆の表現をすれば、 $5.0 \times 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ 前後の熱膨張係数の変動を許容しなければ、高弾性繊維を用いても解は存在しないことになる。

よって一般論としては、当然ながら、本技術による熱膨張係数の制御目的値には限界があると考えるのが妥当であり、負値へ制御する場合は高弾性繊維を用いたほうが解を得やすいとみなすのが適当であ

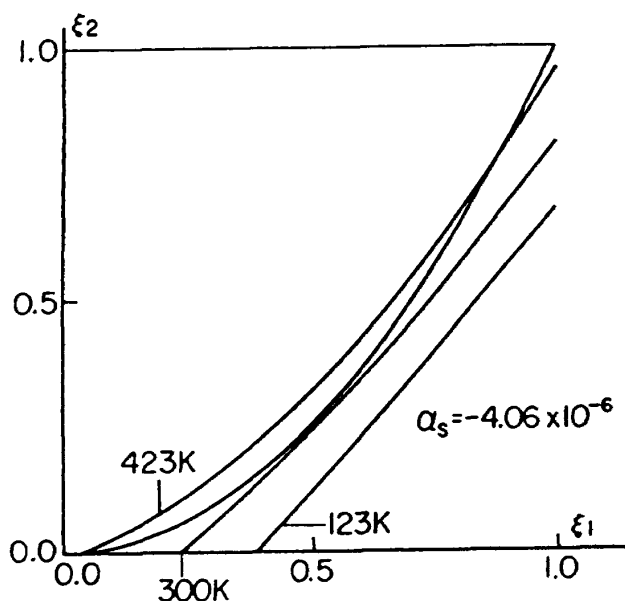


図11 高強度型CFRPを用いた場合の負値 ($-4.06 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$) への制御のテラリングチャート

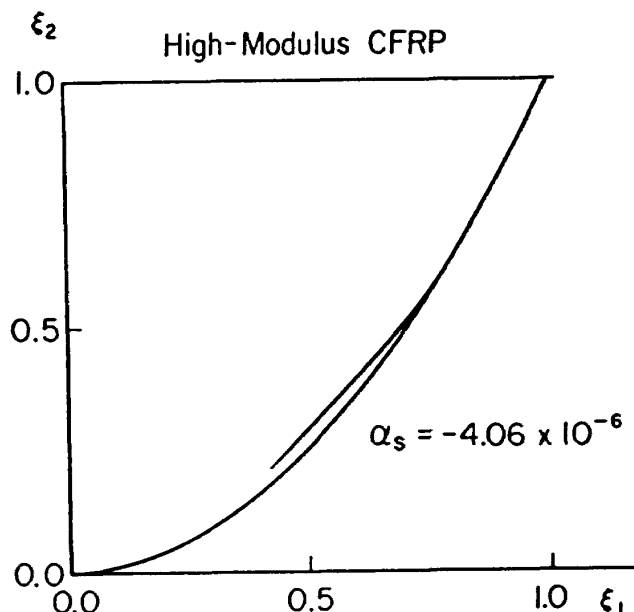


図12 高弾性型CFRPを用いた場合の負値 ($-4.06 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$) への制御のテラリングチャート

る。

6. 複合材構造試験設備の一部を用いた実証実験の実施方法及び結果

6.1 板状試験片の仕様及び実験装置等について

本方法の有効性を確かめるために、まず、高強度型 CFRP 板を成形し、これから切出した板状試験片について熱膨張係数を測定する実験を行った。これは、昭和 62 年度に認められた複合材構造試験設備に関する調査活動の一環をも兼ねている。次に、高強度炭素繊維を用いフィラメントウィンディング法により成形した円筒についても、航技研に設置されつつある複合材構造試験設備の一部である熱特性試験装置を用いて、本格的実証実験を実施した。本節では、まず前者から詳細を説明する。

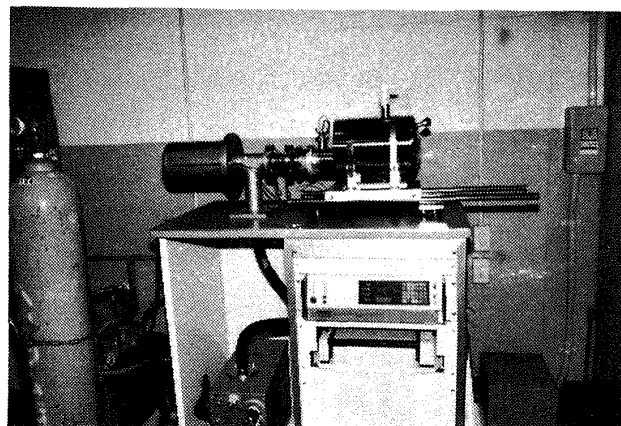
板状試験片では、CFRP の素材として、薄いプリプレグの入手性の観点から、250°F 硬化タイプ樹脂使用のもの（東レ製 P305 : T-300 使用、公称厚 0.05 mm）を選択した。板の成形は三菱電機にて、通常のオートクレーブ成形を行った。公称板厚は 1 mm, V_f は約 60% である。試験片寸法については、積層材にとって不可避の非均質性による末端効果が現れる恐れを避けるため、できる限り大きな試験片での測定が望ましく、測定装置の許容

する最大の大きさである $25 \times 50 \text{ mm}$ の長方形とした。

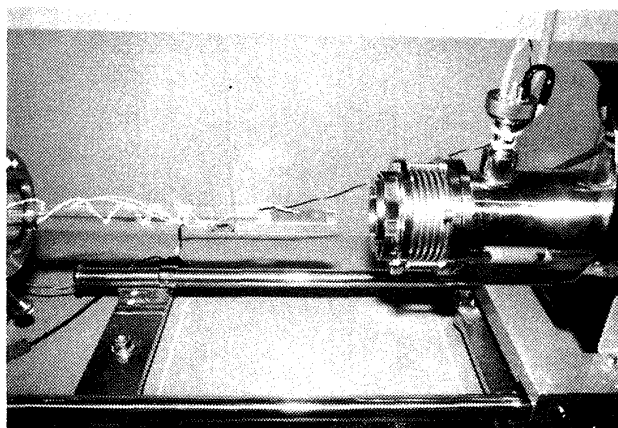
積層構成は図6の $(0^\circ, \pm\theta)$ の中から選ぶものとし、交角に対する敏感性を確認しておくため、目標とした $\theta = 45^\circ$ の他、 46.4° 、 48° ($V_f = 65\%$ の場合の解に対応) の合計3種の θ について 0° の方向の測定を行った。これらの試験片をそれぞれ A, B, C グループと称するものとする。試験片の数は各グループで7本である。

実験装置として、三菱電機㈱が所有する横置型熱膨張測定装置(真空理工㈱製: DL-7000Y-RH)を用いた。装置全体、測定状況の写真を図13(a), (b)に示す。この装置は、石英管の中に試料をセットしてそれとの相対的変位を検出し、石英管の伸びを補償した上で熱膨張係数を算出する方式で、後述の円筒型試験片の実験に使用した装置と基本的に同一の測定手法を用いたものである。

測定は、 $\theta = 45^\circ$ の A グループでは常温から、 120°C にいたる高温側と、 -150°C から常温までの低温側との2シリーズに分けて行った。高温側は大気中、低温側はヘリウムガス雰囲気中で、同一試料について4回ないし5回の測定を続けて実施した。昇温速度は、いずれの場合も $2^\circ\text{C}/\text{分}$ とした。高温側と低温側の2シリーズの測定の間にはほぼ半年の時間間隔が開いたので、低温側測定の前に 120°C まで加熱して、水分の影響を極力排除するよう配慮した。 $\theta = 46.4^\circ$ 、 48° の B, C グループについては、同様の方法で高温側のみの測定を実施した。



(a)装置全景



(b)測定部分詳細

図13 板状試験片の熱膨張係数測定状況の写真

6.2 板状試験片の実験結果及び考察

A グループの4回目の測定結果(7本の平均値)を各温度についてプロットしたものを図14に示す。常温をはさんで 40°C から -50°C までの温度領域で、 10^{-8} K^{-1} のオーダーという小さな熱膨張係数が実現されていることがわかる。また、 $2 \times$

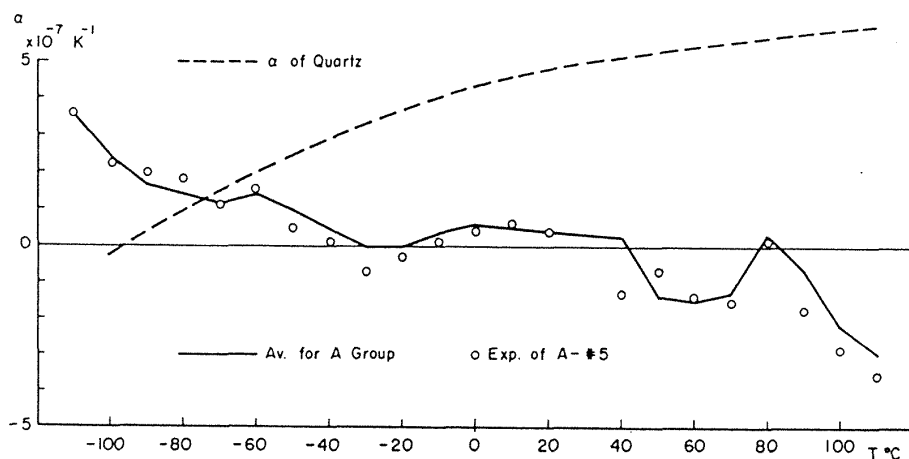


図14 Aグループ $[(0^\circ, \pm 45^\circ)]$ 板状試験片についての低温から高温にいたる熱膨張係数の測定結果

10^{-7} K^{-1} までの α_c を許容すれば、 90°C から -90°C までの 180°C の温度範囲で、これを満足していることがわかる。これは、参考のためプロットした、小さな熱膨張係数を持つことで知られる標準石英の値と比べても、はるかに小さい値である。○は A-#5 の試験片の 4 回目の測定結果であり、全体の傾向は平均値にかなり近いものの、ほぼ $1 \times 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ 以内の偏差があることが理解される。

本実験から得られた付随的知見として、熱膨張係数の安定性に関する実験結果を図 15 に示す。B グループの試験片 (B-#1) の 1 回目から 5 回目の結果を比較したものであり、1 回目だけが他とまった

く異なった挙動を示し、2 から 5 回目はよく似た傾向を示すことがわかる。この特性の原因として、文献 4 で指摘した含有水分の放散、あるいは樹脂からの脱ガスなどが考えられる。また、1 回目の結果の 80°C 付近に小さなピークが現れていることも、文献 4 の結果と整合している。この図に示された同一試験片に対する結果のばらつき、あるいは図 14 の実線と○の差からわかるように、高分子樹脂を母材とした CFRP の場合には、本質的に $1 \times 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ 程度の熱膨張係数のゆらぎは不可避であり、これを超えた精度の制御は不可能となると考えられる。

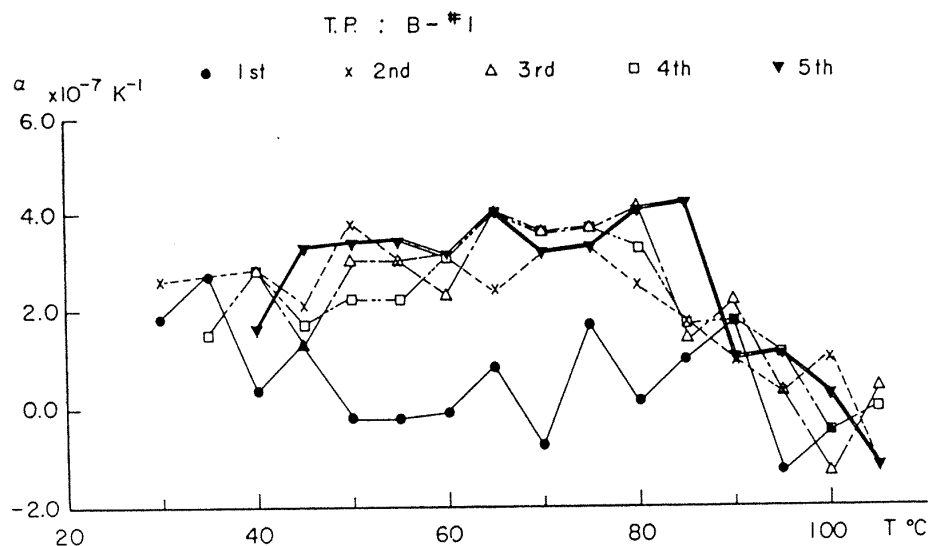


図15 Bグループ [(0°, ±46.4°)] の板状試験片についての熱膨張係数の安定性に関する実験結果

6.3 円筒状試験片の仕様及び実験装置等について

板状試験片での実証が、前述のようにほぼ良好であると認められるので、より現実の応用部品に近い形態での実証のため、フィラメントワインディング法による円筒状試験片を製作し、熱膨張係数を測定する実証実験を実施したので、その詳細について記述する。

この円筒状試験片の写真を図 16 に示す。主要寸法は、内径約 62 mm、円筒の長さは公称 100 mm、板厚は公称 1 mm である。写真からわかるように最外層は ±θ 層から構成されており、0° 層の厚み比を全厚の 40 % としてある。0° 層はフープ巻 (90° 巻) 層を切開したものを手作業で巻きつける手法で成形している。ヘリカル層の巻角 θ は 44°, 45°, 46° の三種類としている。使用糸は東レ (株) 製高強度糸 T-300 であり、樹脂は 250°F 硬化タイプ

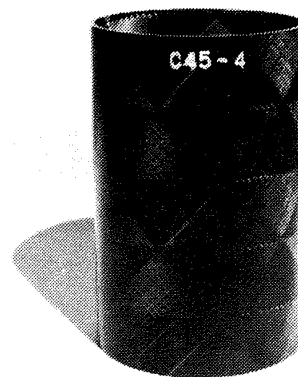


図16 フィラメントワインディング法により成形した円筒試験片の写真

46° の三種類としている。使用糸は東レ (株) 製高強度糸 T-300 であり、樹脂は 250°F 硬化タイプ

のものである。

本試験片の熱膨張係数測定には、航技研に整備されつつある複合材構造試験設備の一部として、特別に設計・製作した大試料用熱膨張測定装置（真空理工機製：TM-7000S）を用いた。その全景を図17に、試験片をセットした測定部の写真を図18に示す。この装置は、縦長の石英管の中に供試体円筒をセットして管との相対変位を検出し、石英管の伸びを補償して熱膨張係数を算出する方式のものである。変位の検出には高精度のLVDT（線形差動トランス型変位計）を用いている。

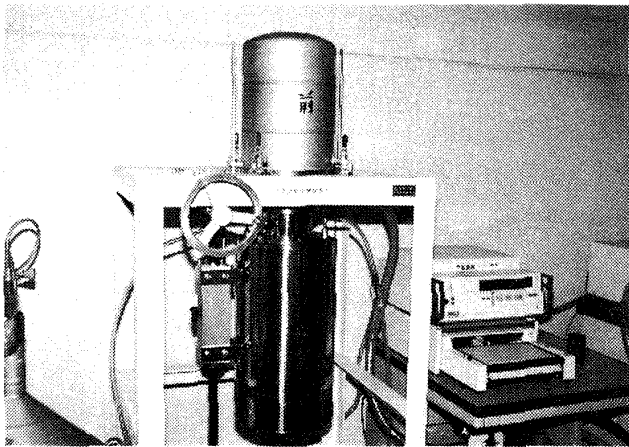


図17 大試料用熱膨張係数測定装置（TM-7000S）の全景写真



図18 TM-7000Sへ試験片をセットした状況

測定の手順としては、まず、チャンバージャケットに液体窒素を投入して冷却し、温度が安定した後、約120℃まで3℃/分で昇温して、その過程の相対的伸びを検出する。液体窒素の投入量は約20リットルであり、投入から測定完了までに約4時間を要する。本実験においても、安定した熱膨張係数の測定値を得るために、一本の試験片に対して最大5回の測定を繰り返した。ただし、全部の試験片についてこれを実施すると、液体窒素の使用量が膨大となるので、一部の試験片については、通常の恒温槽を用いて測定をしないまま120℃への昇温・放置を繰り返して、測定時に想定される試験片への付加温度プロセスの代用とした。また、試験片は測定時以外はデシケータ中に保管し、測定の前後に化学天秤を用いて重量を測定している。

冷却した際の結露を防ぐとともに試験片に対する熱伝達を確保するため、チャンバー内を一旦真空に排気し、その後に約0.1気圧のヘリウムガスを投入した。この気圧値は、適切な熱伝達率の確保と、対流による上部測定機構への温度の波及という相反する条件を考慮して、経験的に決定した値である。

6.4 円筒試験片の実験結果及び考察

すべての試験片に対する10℃から20℃までの最後の測定の結果と、各 θ のグループ毎の平均値をまとめて表4に示す。

各グループの代表的試験片の-120℃から110℃に至る実験結果を図19に示す。なお、この結果は2回目の測定結果であることを付記しておく。図15に示されているように、2回目の測定結果は収束した実験結果に近いと考えられるので、この図に基づいて議論を行っても差し支えないものと認められる。図示した範囲では、巻角が46°の円筒の場合、-50℃から30℃前後まで $1 \times 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ 以下の熱膨張係数を示すという良好な結果を得ている。さらに、-50℃以下では熱膨張係数が正の側へ振れ、100℃以上では熱膨張係数が負の側に振れる傾向があるというグローバルな傾向も、図14と相似であり、テーラリングされた材料の広い温度範囲における熱膨張係数の再現性を表している。

図15と同様に、一つの円筒試験片の測定値がど

表4 10°C～20°C 間の円筒供試体の熱膨張係数の測定値とその平均値

	単位: 10^{-7} K^{-1}	平均値
C-44 : 1	-3.1	-3.0
: 2	-2.7	
: 3	-3.4	
: 4	-3.6	
: 5	-2.6	
: 6	-2.8	
C-45 : 1	-1.4	-1.2
: 2	-0.8	
: 3	-0.9	
: 4	/ *	
: 5	-1.1	
: 6	-1.7	
C-46 : 1	-0.6	0.7
: 2	1.5	
: 3	-0.4	
: 4	2.1	
: 5	1.4	
: 6	0.3	

* 計測不調のためデータなし

のように各測定により変化するかをプロットしたものが図20である。この図の右半分に示されているマクロな傾向も図15に似ており、50°C以上では一回目の測定結果だけが特異な挙動を示していることがわかる。

6.5 Off-Axis 角 θ と熱膨張係数の関係 及びまとめ

0°層の相対板厚を40%とした(0°, $\pm\theta$)積層材における交角 θ の熱膨張係数への影響に対する実験と計算結果との比較を、板状試験片と円筒試験片の常温付近の実験結果を併せてプロットして図21に示す。この図の計算値とは、表2の300 Kの材料定数を(5)式に代入して得たものである。板状試験片の実験値とは、A, B, C各グループの40°C(313 K)における4回目の実験結果を平均したものである。円筒試験片については、表4に示した平均値と標準偏差値を示してある。

板状試験片については、実験値は計算値とややずれて、それよりも大きいことがわかる。この差異の原因は必ずしも明らかでないが、有限の大きさの試験片を用いていること、表2の材料定数が実情とややずれている可能性を否定できないこと等が考えられる。

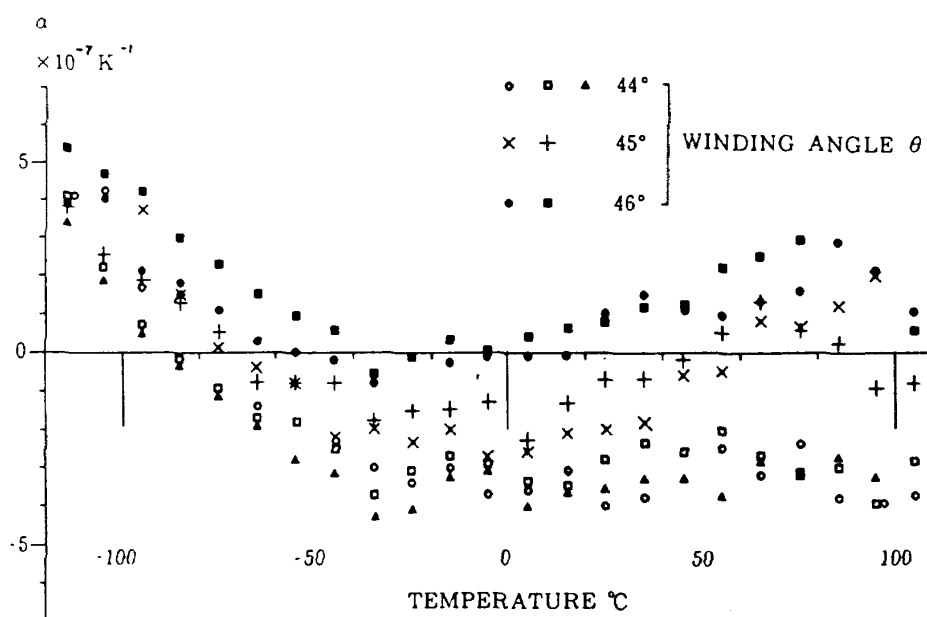


図19 0°を40%とし、60%の $\pm\theta$ 層の角度をそれぞれ44°, 45°, 46°としたCFRP円筒試験片の低温から高温にいたる熱膨張係数の測定結果

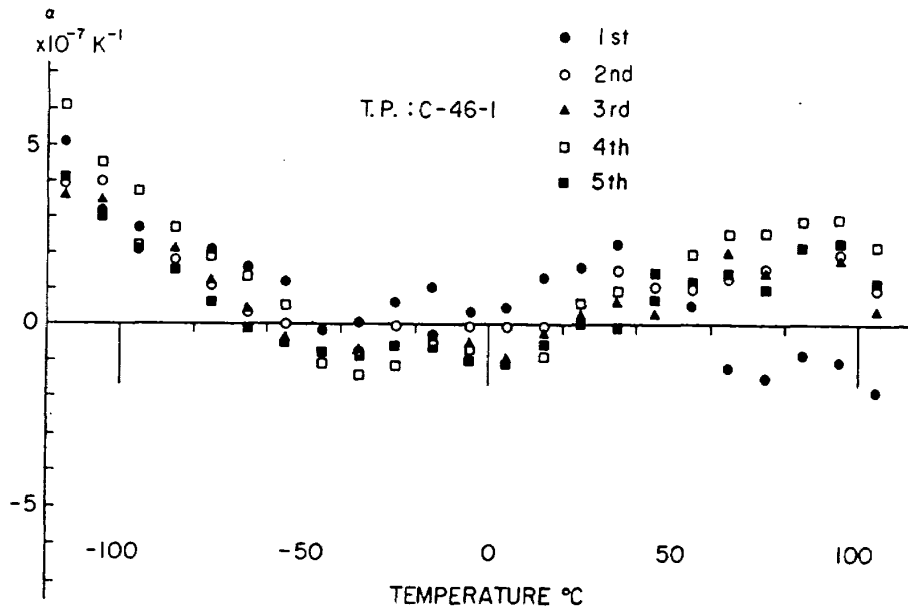


図20 円筒試験片 ($\theta = 46^\circ - 1$) における
各測定毎の熱膨張係数値の変動

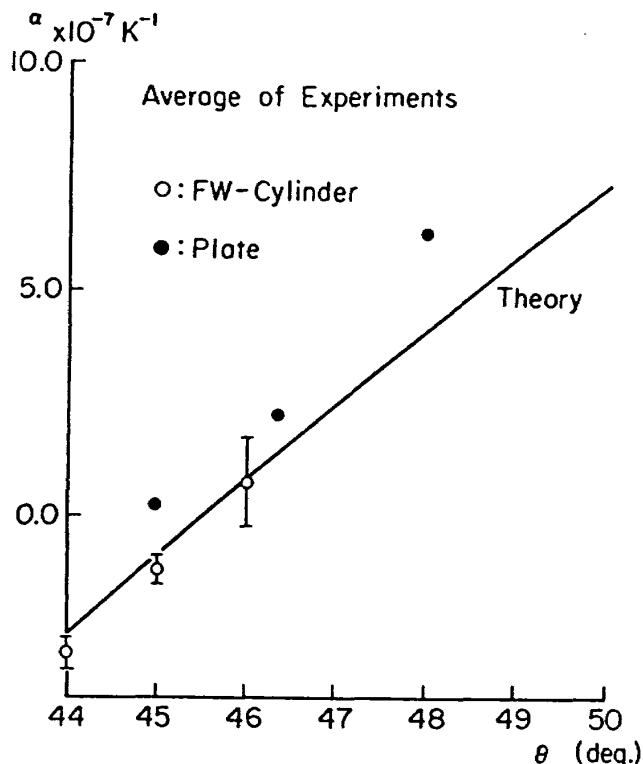


図21 0° 層の相対板厚を40%とした ($0^\circ, \pm\theta$)
積層材における交角 θ と熱膨張係数の関
係の板状及び円筒試験片の実験値と計算
値の比較

円筒試験片については、一致の程度はきわめて良好であるが、 $\theta = 46^\circ$ のグループではややばらつきが大きいことが捕捉された。この原因としては、表面の巻角のパターンを転写して計測した結果から、

46° の試験片では巻角のばらつきがやや大きいことが認められ、このためであると推定される。この事実象徴されるように、熱膨張制御を精度よく行うためには、積層交角の精度を高く、できれば 0.1° のオーダーに保つ必要があることも明らかとなった。なお、図21から、表2の常温の材料定数が正しいなら、熱膨張係数をほぼ零にする理想的巻角は約 45.5° であることが読み取れる。

6.1節から6.5節の議論を総合すると、本報告で提案している熱膨張制御テーラリング技術は、板状試験片と円筒試験片について、 $\pm 1 \times 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ 程度の範囲の変動を許容するならば、常温を中心として宇宙環境で遭遇する頻度の高い温度範囲では、十分に立証されたものと考えられる。

7. 結 論

宇宙用光学・電波機器、あるいは宇宙基地などの大型宇宙構造物要素への応用などを想定して、積層CFRP材の一主軸方向の熱膨張係数を広い温度範囲で零に近づけるように制御するテーラリング技術を着想して、基礎理論を提案するとともに実証試験を行い、以下のような結論を得た。

① 積層パラメータと熱弾性不変量の二つの概念を導入して、熱膨張係数の陽な表式を導いた。この式を用いると、板厚に関して対称、 $\pm\theta$ 層の量が等し

い積層材での一弾性主方向の熱膨張係数零の条件は、積層パラメータの許容領域の中での放物線で与えられる。

② 高強度 CFRP について広い温度範囲での材料データを代入して上記の放物線をプロットすると、ほぼ一点で交わることが判明した。この交点に対応する積層パラメータを持つ積層材が、広い温度範囲での熱膨張係数をほぼ零に制御する問題の解となる。また、小さな熱膨張係数の範囲を許容すれば、この解領域の積集合の中で、軸剛性の高い積層を決定することもできる。

③ 高弾性型 CFRP では、交点が $\pm 4.4^\circ$ のアングルプライ材に対応するところにきてしまい、実用的な解が得られない。ただし、 $\pm 4 \times 10^{-7} \text{K}^{-1}$ 程度の熱膨張係数を許容すれば、解領域が一挙に拡大する。

④ 本技術の簡単な発展として、CFRP 材と金属部品を組合せて用いた場合、金属部分の伸びを補償するため、適当な負値への制御が必要となるが、目的値によってはこれが可能である。目的値が負の側に偏っている場合は高弾性炭素繊維を用いたほうが解を得やすい。

⑤ 0° 層の相対板厚を 40% とした ($0^\circ, \pm \theta$) 積層材の板状試験片に対する実験結果のうち、 $\theta = 45^\circ$ に対する結果は、 40°C から -50°C までの温度領域で、 10^{-8}K^{-1} のオーダーの熱膨張係数を示している。

⑥ やはり 0° 層の相対板厚を 40% とした ($0^\circ, \pm \theta$) のフィラメントワインディング円筒試験片に対する実験結果は、 $\theta = 46^\circ$ のグループが最も良好な成績を残した。円筒試験片の常温付近の熱膨張係数と巻角 θ の関係は理論解と極めてよく一致している。したがって、積層交角を精度よく目標値に保つことが本技術を成立させる工学的なキーポイントであることも判明した。

⑦ 両試験片の結果を総合判断すると、本テーラリング技術は、 $\pm 1 \times 10^{-7} \text{K}^{-1}$ 程度の熱膨張係数の変動を許容するなら、少なくとも初期応用の時点までは十分に立証されたものと考えられる。

以下に結論を補足すると、この種のテーラリング技術を可能にする CFRP 一方向材の材料定数上の

特質は、繊維方向の熱膨張係数が小さな負の値で、しかもその方向の剛性がきわめて高いことである。より広い視点から述べれば、この技術の本質は積層複合材料の特性の制御可能性にあり、空力弾性テーラリング技術とも相通ずる基盤を持つ、複合材料でなくては実現できない技術である。

この技術のより広範な実証が伴えば、宇宙構造物のみならず、高い寸法安定性を要する精密機器など一般産業分野においても、この特性に着目した CFRP の応用が広がるものと期待される。

謝 辞

板状試験片の製作ならびに実験実施、及び円筒試験片の製作に際し、御努力を賜った三菱電機㈱相模製作所宇宙機器材料技術課の川上主事、小野課長ほかの御関係の方々に深謝致します。また、大試料用熱膨張測定装置の設計製作に関し御努力頂いた構造力学部三本木室長、真空理工㈱の御関係の方々に深謝致します。

参 考 文 献

- 1) C. Zweben: "Advanced Composites - A Revolution for the Designer" AIAA 1981 Annual Meeting, May 1981, Long Beach, CA. AIAA Paper 81-0894.
- 2) K. F. Rogers et al.: "The thermal expansion of carbon fibre-reinforced plastics. Part 1 the influence of fibre type and orientation", J. Materials Science, Vol. 12 (1978), pp. 718 - 733.
- 3) 植村益次, 井山向史, 山口芳子: "フィラメント・ワインディング CFRP 材の熱膨張係数と残留応力", 日本航空宇宙学会誌, 26 巻, 296 号 (1978. 9), pp. 471 - 479.
- 4) 石川隆司, 小山一夫, 小林繁夫: "一方向繊維強化複合材料の熱膨張係数, 第 2 報: CFRP 一方向材およびエポキシ樹脂に関する実験", 日本航空宇宙学会誌, 25 巻 284 号 (1977. 9), pp. 423 - 429.
- 5) S. W. Tsai and H. T. Hahn: "Introduc-

- tion to Composite Materials*", Technomic, Westport, CT., 1980.
- 6) 福永久雄：“積層板の圧縮座屈特性と最適化”，日本航空宇宙学会誌，30巻，343号（1982. 8）pp. 482-489.
- 7) R.M. Jones：“*Mechanics of Composite Materials*”，Scripta. Washington. D. C., 1974.
- 8) T. Ishikawa and T. W. Chou：“In-Plane Thermal Expansion and Thermal Bending Coefficients of Fabric Composites”，J. Composite Materials, Vol. 17(1983), pp. 92-104.
- 9) H. Fukunaga：“Stiffness and/or Strength Optimization of Laminated Composites”，Proceedings of 3rd Japan-US Conference of Composite Materials, Tokyo, 1986. pp. 655-662.
- 10) 福永久雄：“積層材の積層パラメータから積層構成を決定する方法について”，日本複合材料学会誌，13巻，3号（1987. 5），pp. 107-115.
- 11) B. Yates et al.：“The thermal expansion of carbon fibre-reinforced plastics, Part 2: The influence of fibre volume fraction”，J. Materials Science, Vol. 13(1978). pp. 433-440.
- 12) 石川隆司，小山一夫，小林繁夫：“CFRP 複合材およびエポキシ樹脂の高温における弾性係数”，日本複合材料学会誌，4巻，3号（1978, 7），pp. 119-124.
- 13) 小山一夫，小林繁夫，石川隆司，有賀輝：“CFRP一方向材とエポキシ樹脂の低温における強度と弾性係数”，日本複合材料学会誌，5巻4号（1979. 10），pp. 155-159.

航空宇宙技術研究報告 1058 号

平成 2 年 3 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 7-44-1
電話 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

Printed in Japan