

© 1989 ISIJ

論 文

## 熱膨張率を制御した積層複合材の設計法

石川 隆司\*・福永 久雄\*・小野 幸一\*<sup>2</sup>

## Design Method of Composite Laminates with a Controlled Coefficient of Thermal Expansion

Takashi ISHIKAWA, Hisao FUKUNAGA and Koh-ichi ONO

## Synopsis :

A lamination tailoring technique is proposed in order to control a coefficient of thermal expansion (CTE) of carbon/epoxy composites in a principal direction. This technique consists of two concepts of the thermoelastic invariants and the 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 almost at a point. A laminate with the construction corresponding to this point exhibits a null CTE in one direction in that temperature range. Some experimental results indicate that the present procedure is possible and promising. Controlling to a small negative CTE to cancel an extension of metal part is also feasible.

Key words : CFRP laminates ; coefficients of thermal expansion ; control ; zero value ; minus ; design method.

## 1. 緒 言

炭素繊維を用いた長繊維強化プラスチック(CFRP)の第一の長所は、軽くて強いことであるが、そのみならず、従来のアルミニウム合金等に比べて熱膨張係数が小さいことも大きな長所の一つである。従って、CFRP積層材は激しい温度変化を受ける人工衛星の構体などの宇宙構造物に広く用いられている。しかし、宇宙用の光学部品等では従来にも増して高い寸法精度が要求されており、特別な積層設計をしないCFRP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大きく離れ、厳しい要求を満足しないことが知られている。あるいは、継ぎ手の金属の熱膨張を補償する負の熱膨張係数の積層材に対するニーズも発生しよう。

本論文では、上記の要求に応えるため、積層複合材の設計手法を工夫し、常温を中心に200°C程度の温度範囲で小さな熱膨張係数を示す材料を得ること、あるいはある範囲の負の熱膨張係数を持った積層材を得ることが可能なことを示す。この手法を、航空技術で確立しつつ

あるフラッタ速度制御の技術「空力弾性テーラリング」にならって、熱膨張制御テーラリング技術と呼ぶものとする。

この技術が確立されれば、宇宙用光学部品や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のCFRP材の優位性が飛躍的に高まる。また、特に寸法精度の必要な工作機械の部品等への応用も開けると期待される。

## 2. 積層材の熱膨張係数に関する従来の研究

繊維が±θ方向に配列しているアングルプライCFRP積層材では、熱膨張の挙動が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ことが示されている<sup>1)2)</sup>。この理論解と実験値の比較<sup>2)</sup>をFig. 1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での計算結果を追加したものである。この符号の変わる点に対応する交角(高強度型CFRPは常温でほぼ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、構成材料の特性の顕著な温度依存性<sup>3)</sup>のため、熱

平成元年2月14日受付 (Received Feb. 14, 1989)

\* 航空宇宙技術研究所 工博 (National Aerospace Laboratory, 7-44-1 Higashimachi Jindaiji Chofu, Tokyo 182)

\*<sup>2</sup> 航空宇宙技術研究所 (National Aerospace Laboratory)

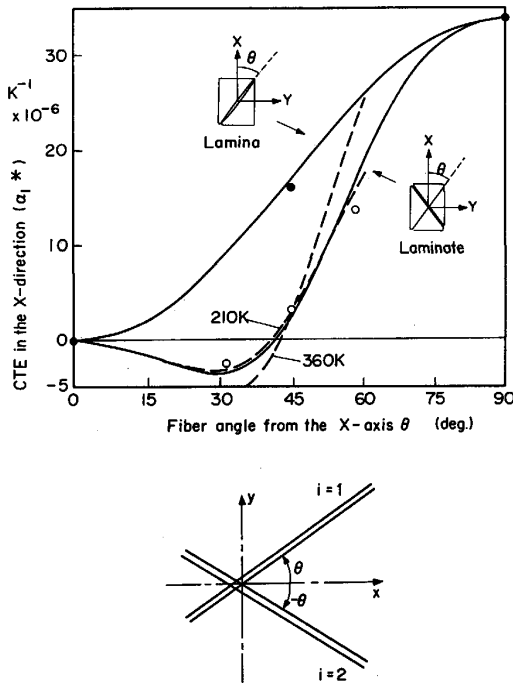


Fig. 1. Effect of an off-axis angle upon CTE's of unidirectional and angle-ply CFRP materials quoted from Ref. 2.

膨張が零となる交角は Fig. 1 のように温度によって変化するので、アングルプライ材だけを用いたのでは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既知であった。

### 3. 理論

#### 3.1 理論構成の大略

本論文で記述している理論は、熱膨張係数の制御までで一体系であり、その構成を以下に説明する。まず、直交異方性材の弾性不変量の考え方<sup>4)</sup>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ーの考え方<sup>5)</sup>を採用し、これらを組み合わ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ー平面上での放物線となることを指摘する。

理論としてはここまでだが、実用上重要なのは、これに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ー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、この性質を裏付ける物理的根拠はない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。また、この簡単な展開として、ある範囲での負値熱膨張率への制御も可能である。

#### 3.2 熱弾性不変量の導入

本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、以下の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  $q_1^*$ ,  $q_2^*$  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。

$$\left. \begin{aligned} q_1^* &= Q_{11}\alpha_L + Q_{12}(\alpha_T + \alpha_L) \\ &\quad + Q_{22}\alpha_T \\ q_2^* &= Q_{11}\alpha_L + Q_{12}(\alpha_T - \alpha_L) \\ &\quad - Q_{22}\alpha_T \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (1)$$

ここに  $Q_{ij}$  は一方向材主軸方向の弾性係数、 $\alpha_L$  と  $\alpha_T$  は繊維方向と繊維と直角方向の熱膨張係数である。また、 $m$  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との記述が容易となる。

$$q_i^{(m)}(\theta) = Q_{ij}^{(m)}(\theta) \alpha_j^{(m)}(\theta) \dots\dots\dots (2)$$

ここに右辺第 1, 2 項はそれぞれ、 $m$  番目の層の弾性係数、熱膨張係数のベクトル表示である。熱弾性不変量の導入により、(2)式を次のように不変量と変動部分に分離できる。

$$q_i^{(m)}(\theta) = 1/2 \cdot \left\{ \begin{aligned} &q_1^* + q_2^* \cdot \cos 2\theta \\ &q_1^* - q_2^* \cdot \cos 2\theta \\ &q_2^* \cdot \sin 2\theta \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (3)$$

以上の準備を行うと、積層板が一様な微小温度変化  $\Delta T$  を受ける場合の構成方程式<sup>6)</sup>は、次式のように書ける。

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

ここに

$$(\tilde{A}_i, \tilde{B}_i) = \sum_{m=1}^N \int_{h_{m-1}}^{h_m} (1, z) q_i^{(m)} dz \dots\dots\dots (5)$$

逆の形では

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

ここに

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

ここで、(6), (7)式において  $\tilde{a}_i^*$  は面内の熱膨張係数である。(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、板厚方向の積分を用いて表現される量  $A_i$  が次式のように簡潔に書かれる。

$$A_i = (h/2) \cdot \left\{ \begin{array}{l} q_1^* + q_2^* \int_0^1 \cos 2\theta \, du \\ q_1^* - q_2^* \int_0^1 \cos 2\theta \, du \\ q_2^* \int_0^1 \sin 2\theta \, du \end{array} \right\} \dots\dots (8)$$

3.3 積層パラメーターとの結合

このように(8)式,あるいは(4), (5)式には,各層の  $\theta$  の三角関数値の厚さ方向積分が表れる。これを整理したものが福永<sup>5)</sup>による積層パラメーターで,次式で与えられる。

$$\left. \begin{array}{l} \xi_1 = \int_0^1 \cos 2\theta \, du, \quad \xi_2 = \int_0^1 \cos^2 2\theta \, du, \\ \xi_3 = \int_0^1 \sin 2\theta \, du, \quad \xi_4 = \int_0^1 \sin 2\theta \cdot \cos 2\theta \, du, \\ \dots\dots\dots \end{array} \right\} \dots\dots (9)$$

これらの積層パラメーター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5)を参照されたい。

これ以後中央面に関しては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,実用の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  $B_i = \bar{b}_i^* = 0$ , すなわち「そり」の係数は消える。また,実用上は  $+\theta$  層と  $-\theta$  層の厚みを等しくすることが多いので,これも条件に含める。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  $\bar{a}_i^*$  の表式が次のように簡単化される。

$$\left. \begin{array}{l} \bar{a}_i^* = a_{ij}^* \cdot A_j \\ \text{ここに } a_{ij}^* = A_{ij}^{-1} \end{array} \right\} \dots\dots\dots (10)$$

つまり,面内の熱膨張係数  $\bar{a}_i^*$  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)式の  $A_i$  から得られることがわかる。(8)式に(9)式を代入すると,

$$A_i = h/2 \cdot (q_1^* + q_2^* \cdot \xi_1, \quad q_1^* - q_2^* \cdot \xi_1, \quad q_2^* \cdot \xi_2) \dots\dots\dots (11)$$

を得る。このように熱弾性不変量と積層パラメーターの導入によって,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<sup>7)</sup>を示す。

$$\left. \begin{array}{l} U_1 = \{Q_{11} + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) + Q_{22}\} / 4 \\ U_2 = (Q_{11} - Q_{22}) / 2 \\ U_3 = \{Q_{11} - 2(Q_{12} + 2Q_{66}) + Q_{22}\} / 4 \\ U_4 = \{Q_{11} + 2(Q_{12} - 2Q_{66}) + Q_{22}\} / 4 \\ U_5 = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12}) / 4 \end{array} \right\} \dots\dots (12)$$

この不変量及び積層パラメーターを用いて,  $\pm\theta$  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。

$$\left. \begin{array}{l} A_{11} = h \cdot (U_1 + U_2 \xi_1 + U_3 \xi_2) \\ A_{12} = h \cdot (U_4 - U_3 \xi_2) \\ A_{22} = h \cdot (U_1 - U_2 \xi_1 + U_3 \xi_2) \\ A_{66} = h \cdot (U_5 - U_3 \xi_2) \end{array} \right\} \dots\dots\dots (13)$$

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ー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。

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

これに(13)式を代入すると次式の  $\bar{a}_1^*$  を得る。

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

これで  $\bar{a}_1^*$  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。

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

この式は,  $\xi_1 = 0$  すなわち  $\xi_2$  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  $\alpha_s$  で置換すればよい。これを実行し式の整理を行うと,積層パラメーター  $\xi_1, \xi_2$  の平面上での放物線を表す次式が得られる。

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

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  $\xi_1, \xi_2$  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値となることを表している。

実用上で最も重要なのは  $\alpha_s$  を零に制御することであり,(16)式にこれを代入すれば次式を得る。

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

あるいは、熱膨張係数の制御目標値  $\alpha_s$  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 積層パラメーター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ー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ーに対応する積層構成は、一般には無数に存在する。従って、積層パラメーター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り、この議論は文献8) 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  $0^\circ$  と  $\pm \theta$  層の厚みの比を、それぞれ  $\zeta, \eta$  と書くと次式を得る。

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

(9)式で、この限定積層条件を考慮すると次式を得る。

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

問題は与えられた ( $\xi_1, \xi_2$ ) の組に対して  $\zeta, \eta$  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。

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

第一式から  $\theta$  が決定され、第二式から  $\eta$ 、従って  $\zeta$  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、 $\eta$  ないし  $\zeta$  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. 広い温度範囲での数値計算結果

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 Fig. 2<sup>9)</sup> のような実験データが得られている。このうち◆は石川ら<sup>3)</sup>

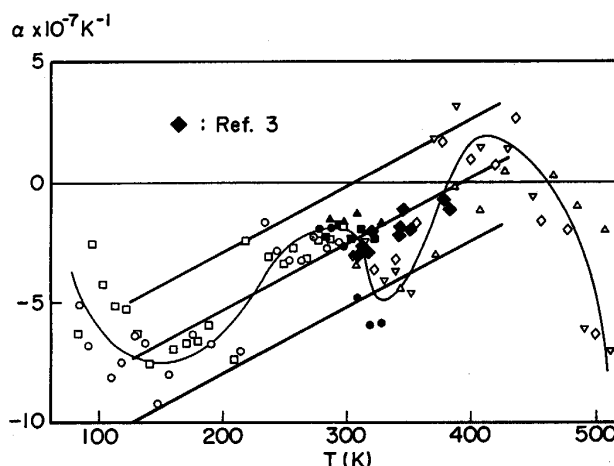


Fig. 2. Experimental results of longitudinal CTE's of the high strength UD-CFRP under a wide range of temperatures<sup>3)11)</sup>.

Table 1. Six independent material properties of high-strength UD-CFRP with  $V_f=60\%$  at 123 K, 300 K and 423 K.

Temperature	123 K	300 K	423 K
Material properties (Unit)			
$E_L$ (GPa)	118	116	120
$E_T$ (GPa)	18	9	1.8
$G_{LT}$ (GPa)	9	4.5	0.9
$\nu_L$	0.294	0.304	0.354
$\alpha_T (\times 10^{-5} K^{-1})$	2.08	2.91	7.5
$\alpha_L (\times 10^{-6} K^{-1})$	-0.568	0.03	0.45

による結果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 Table 1 に示すものを用いることとする。Table 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 60% 程度に対応しており、文献3) ないしその後の実験値<sup>10)11)</sup> により算出したものである。

許容制御範囲の  $\alpha_c$  として  $\pm 1 \times 10^{-7} K^{-1}$  を選び、Table 1 の材料定数を(17)式に代入して、 $\xi_1, \xi_2$  の許容平面にプロットしたのが Fig. 3 である。以下、Fig. 3, Fig. 5, Fig. 7 において、縦軸は、積層パラメーター  $\xi_1$  であり、横軸は同じく  $\xi_2$  である。Fig. 3 では、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。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きくなることを考慮すれば、黒塗り領域の右上隅の点の積層パラメーターが、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。 $\alpha_c \rightarrow 0$  の時、この材料では条件線がほぼ一点で交わることもわかる。換言すれば、この交点を表

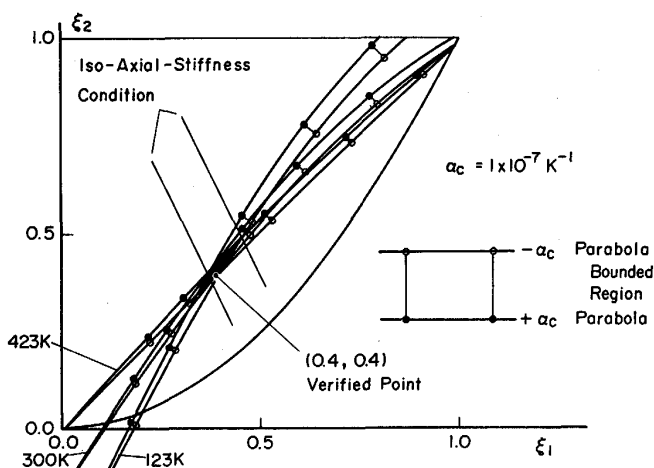


Fig. 3. A solution of the feasible region of the lamination parameters where CTE values are controlled between  $\pm 1 \times 10^{-7} \text{K}^{-1}$  (Based on material properties of Table 1 :  $V_f = 60\%$ ).

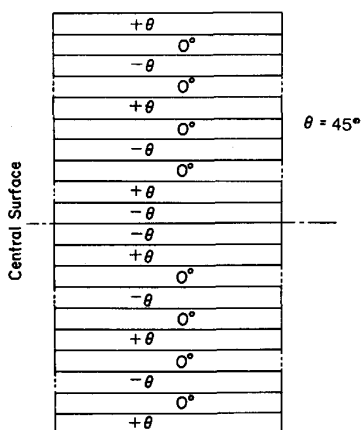


Fig. 4. An example of a symmetric laminate construction for a set of the lamination parameters of (0.40, 0.40).

す積層パラメーター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ほぼ零にすることができることを示している。この交点は  $V_f$ , 基礎材料定数により変化する。

この交点 (0.40, 0.40) 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 Fig. 4 に示す。強度上の理由から 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。この積層構成は、後述の実証試験片に使用した積層材 ( $V_f = \text{約 } 60\%$ ) のうち、実験の成績の良かった A グループに対応するものである。

Table 2. Six independent material properties of high-modulus UD-CFRP.

Temperature	123 K	223 K	293 K	373 K
$E_L$ (GPa)	223	219	218	223
$E_T$ (GPa)	7.82	7.57	7.15	5.94
$G_{LT}$ (GPa)	5.18	4.51	3.98	3.15
$\nu_L$	0.207	0.214	0.247	0.262
$\alpha_T (\times 10^{-5} \text{K}^{-1})$	1.70	2.87	3.71	4.80
$\alpha_L (\times 10^{-6} \text{K}^{-1})$	-0.41	-0.81	-0.78	-0.60

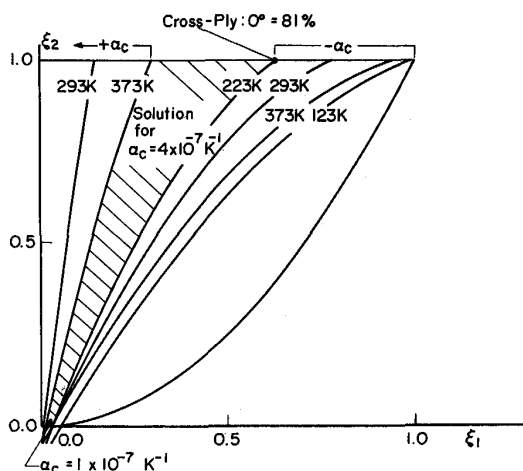


Fig. 5. Calculated results of CTE control for high-modulus CFRP material.

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 Table 2 に示し、結果を Fig. 5 に示した。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  $44.4^\circ$  のアングルプライ積層板を与える積層パラメーター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、高弾性型 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、 $\alpha_c$  の許容値を本論文の目標から比較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、積層パラメーター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、 $0^\circ$  層をほぼ 80%、残りを  $90^\circ$  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

現実の構造物においては、すべてを積層 CFRP 材で

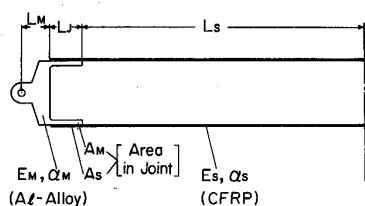


Fig. 6. Schematic model of a structural element of a space station with CFRP tube and aluminum end fixture.

製作するのは不可能で、継手等には金属材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、Fig. 6 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  $\alpha_t$  は次式のように書かれる。

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

ここに、接着継手部分の熱膨張係数  $\alpha_J$  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  $E_S$  と書くと、次式で与えられる。

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

いま考慮する例では  $A_M = A_S$  であるものとする。また、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。こう仮定しておいて、Fig. 6 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。すると次式を得る。

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

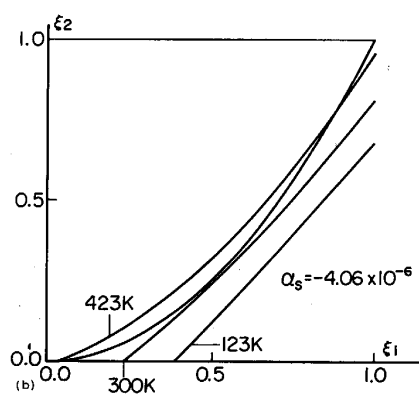
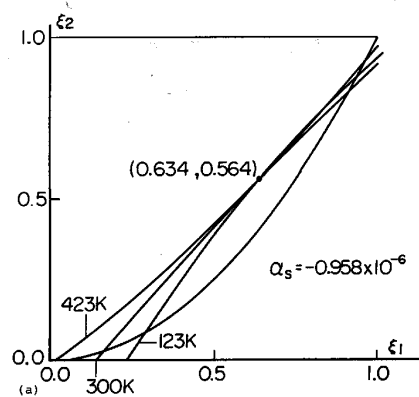
平均の  $\alpha_t = 0$  になるよう制御するのが目的だから、 $\alpha_M$  としてアルミニウム合金の値  $23 \times 10^{-6} \text{K}^{-1}$  をとると、CFRP 部分の持つべき熱膨張係数  $\alpha_S$  は次の値である。

$$\alpha_S = -0.958 \times 10^{-6} \text{K}^{-1} \dots\dots\dots (25)$$

これと Table 1 の材料定数を(17)式に代入して計算した結果を Fig. 7(a)に示す。この交点は (0.634, 0.564) であり、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、 $\pm \theta$  層の厚さ比が 0.452 とすればよいことがわかる。

次に、このモデルで金属部分の相対長さをもっと長いケースとして、 $L_M = 10\%$ ,  $L_J = 10\%$ ,  $L_S = 80\%$  のときを考える。すると、 $\alpha_t = 0$  を得るには次式の  $\alpha_S$  が必要である。

$$\alpha_S = -4.06 \times 10^{-6} \text{K}^{-1} \dots\dots\dots (26)$$



(a)  $\alpha_S = -0.958 \times 10^{-6} \text{K}^{-1}$   
(b)  $\alpha_S = -4.06 \times 10^{-6} \text{K}^{-1}$

Fig. 7. Calculated results of CTE control to some negative values.

ところが、上記と同様の計算を実行すると、Fig. 7(b)のように、これまでとは異なって、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、(26)式の  $\alpha_S$  の値は、広い温度範囲での制御の目的値としては負に偏り過ぎていているといえる。従って金属部分が長すぎると、このような積層設計は成立しないことに注意する必要がある。

### 6. 零近傍への制御の実証実験の実施方法及び結果

#### 6.1 試験片の仕様ならびに実験装置等について

本方法、特に零値への制御の有効性を確かめるために、高強度型 CFRP 板について熱膨張係数を測定する実験を行った。素材として、250°F 硬化タイプ樹脂使用のもの(東レ(株)製:P305, 公称厚 0.05 mm)を選択した。板の成形は三菱電機(株)に依頼した。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、非均質性による末端効果の恐れを避けるため、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 × 50 mm の長方形とした。

積層構成は Fig. 4 の  $(0^\circ, \pm\theta)$  の中から選ぶものとし、交角に対する敏感性の確認のため、目標の  $\theta = 45^\circ$  及び  $46.4^\circ, 48^\circ$  ( $V_f = 65\%$  の解に対応) の合計3種の  $\theta$  について  $0^\circ$  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。試験片の数は各グループで7本である。

実験装置として、横置型熱膨張測定装置(真空理工(株)製: DL-7000 Y-RH)を用いた。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て熱膨張係数を算出する方式のものである。

測定は、 $\theta = 45^\circ$  の A グループでは常温から  $120^\circ\text{C}$  にいたる高温側と、 $-150^\circ\text{C}$  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  $2^\circ\text{C}/\text{min}$  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  $120^\circ\text{C}$  まで加熱して、水分の影響を極力排除するよう配慮した。 $\theta = 46.4^\circ, 48^\circ$  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。

## 6.2 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)を各温度でプロットしたものを Fig. 8 に示す。常温をはさんで  $40^\circ\text{C}$  から  $-50^\circ\text{C}$  までの温度領域で、 $10^{-8}\text{K}^{-1}$  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、 $2 \times 10^{-7}\text{K}^{-1}$  までの  $\alpha_c$  を許容すれば、 $90^\circ\text{C}$  から  $-90^\circ\text{C}$  までの  $180^\circ\text{C}$  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結果がある。図示は省略するが、1回目の測定は水分、脱ガス等の影響で他とまったく異なった挙動を示し、2回目以降はよく似た傾向を示すことが捕捉されている。4回目の測定は十分安定した状態と考えられる。また、実験結果を総合すると、高分子母材である CFRP の場合には、 $1 \times 10^{-7}\text{K}^{-1}$  程度の熱膨張係数のゆらぎは不可避であり、これを越えた精度の制御は不可能なことも明らかとなった。

$0^\circ$  層の相対板厚を40%とした  $(0^\circ, \pm\theta)$  積層材に

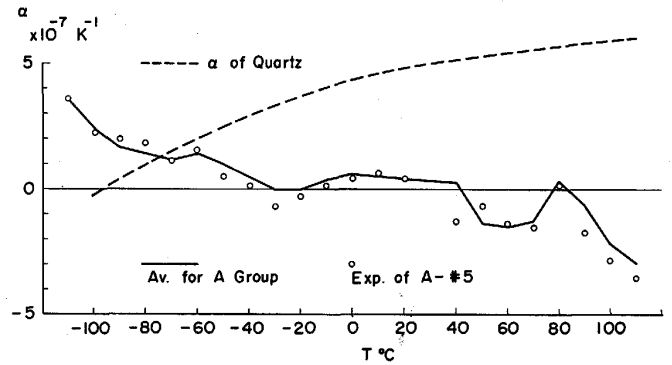


Fig. 8. Measured CTE data for specimens of group A [ $(0^\circ, \pm 45^\circ)$ ] from low to high temperatures.

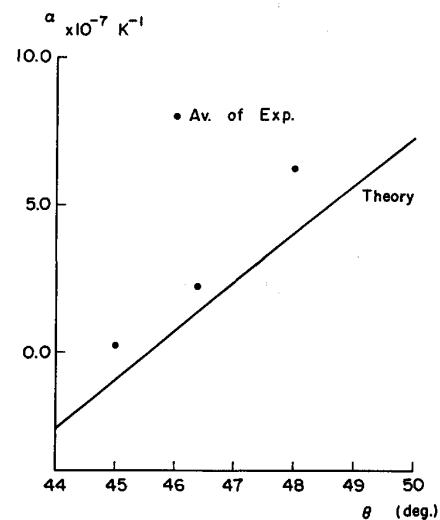


Fig. 9. A comparison of calculated and experimental CTE's for  $(0^\circ, \pm\theta)$  laminates with variable  $\theta$  and a ratio of 40% of  $0^\circ$  layers.

おける交角  $\theta$  の  $\alpha$  への影響に対する実験と計算結果との比較を Fig. 9 に示す。これから理解されるように、熱膨張制御を精度よく行うためには、積層交角の精度を  $0.1^\circ$  のオーダーに保つ必要がある。この図の計算値とは、Table 1 の  $300\text{K}$  の材料定数を(15)式に代入して得たものであり、実験値とは、各グループの  $40^\circ\text{C}$  ( $313\text{K}$ ) における4回目の実験結果を平均したものである。実験値は計算値よりもやや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、Table 1 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。

Fig. 8, 9 に示された結果を総合すると、本論文で提案した熱膨張係数制御の試みのうち、零近傍への制御に関する部分は、実験値にばらつきがあり、計算値との完

全な一致は得られていないものの、 $\pm 1 \times 10^{-7} \text{K}^{-1}$  程度の範囲を許容するならば、十分に立証されたものと考えられる。

## 7. 結 論

宇宙用光学機器、あるいは宇宙基地などの大型宇宙構造物の要素などを想定して、積層 CFRP 材の一主軸方向の熱膨張係数を広い温度範囲で指定値に近づけるように制御する技術について研究を行い、以下の結論を得た。

積層パラメーター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一定の条件は、積層パラメーターの許容領域の中での放物線で与えられる。

高強度 CFRP 材について広い温度範囲での材料データを代入して、零値条件をプロットすると、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ーを持つ積層材が、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。

高弾性型 CFRP では、零値条件の交点が  $\pm 44.4^\circ$  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。

金属部分の伸びを補償するため、負値への制御を考慮した場合、負値に偏り過ぎている場合を除いて、解を見出すことが可能である。

$0^\circ$  層の相対板厚を 40% とした ( $0^\circ$ ,  $\pm \theta$ ) 積層材に対する実験結果のうち、 $\theta = 45^\circ$  に対する結果は、 $40^\circ\text{C}$  から  $-50^\circ\text{C}$  までの温度領域で、 $10^{-8} \text{K}^{-1}$  のオーダーの熱膨張係数を示している。総合的に見て、本論文の設計技術は、 $\pm 1 \times 10^{-7} \text{K}^{-1}$  程度の熱膨張係数を許容するならば、十分に立証されたものと考えられる。注意事項として、積層交角を精度よく目標値に保つ必要がある

ことも明らかとなった。

以下に結論を少し補足すると、この試みを可能にする 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、一種のテーリング技術と考えられよう。この技術がもっと広い範囲で実証されれば、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。従って、今後フィラメントワインディング CFRP 円筒での実証実験を予定している。

本論文の実験実施に際し、大きな御努力を賜った三菱電機(株)相模製作所宇宙機器材料技術課の川上主事、小野課長を始めとする御関係の方々に深謝致します。

## 文 献

- 1) 植村益次, 井山向史, 山口芳子: 日本航空宇宙学会誌, 26 (1978), p. 471
- 2) K. F. ROGERS, L. N. PHILLIPS, D. M. KINGSTON-LEE, B. YATES, M. J. OVERY, J. P. SARGENT and B. A. MCCALLA: *J. Mater. Sci.*, 12 (1978), p. 718
- 3) 石川隆司, 小山一夫, 小林繁夫: 日本航空宇宙学会誌, 25 (1977), p. 423
- 4) S. W. TSAI and H. T. HAHN: *Introduction to Composite Materials* (1980) [Technomic, Westport, CT.]
- 5) 福永久雄: 日本航空宇宙学会誌, 30 (1982), p. 482
- 6) 永守正道, 三木光範: 材料, 30 (1981), p. 1051
- 7) R. M. JONES: *Mechanics of Composite Materials* (1974) [Scripta, Washington, D. C.]
- 8) T. ISHIKAWA and T. W. CHOU: *J. Composite Mater.*, 17 (1983), p. 92
- 9) H. FUKUNAGA: *Proc. 3rd Japan-US Conference of Composite Materials*, Tokyo (1986), p. 655
- 10) 福永久雄: 日本複合材料学会誌, 13 (1987), p. 107
- 11) B. YATES, M. J. OVERY, J. P. SARGENT, B. A. MCCALLA, D. M. KINGSTON-LEE, L. N. PHILLIPS and K. F. ROGERS: *J. Mater. Sci.*, 13 (1978), p. 433
- 12) 石川隆司, 小山一夫, 小林繁夫: 日本複合材料学会誌, 4 (1978), p. 119
- 13) 小山一夫, 小林繁夫, 石川隆司, 有賀 輝: 日本複合材料学会誌, 5 (1979), p. 155