

熱可塑Co-Wovenを硬化層に用いた冷却硬化型インフレータブル構造の検討*1

Cool Rigidization of Inflatable Structures Using Thermally Plasticizing Co-Woven Fabrics

角 田 博 明^{*2}・仙北谷 由美^{*2}・松 岡 誠 一^{*3}

Hiroaki TSUNODA, Yumi SENBOKUYA and Seiichi MATSUOKA

Key Words: Artificial Satellite, Large Satellite Antenna, Inflatable Structure, Thermoplastic Resin, Composite Material

Abstract: There is increasing demand for constructing large structures in space due to the continued increase in space utilization. Space inflatable structures make it possible to construct large space structures that do not need complex deployment mechanisms or mechanical actuators. Rigidizing a space inflatable structure after inflation allows it to resist warping due to temperature variation and damage caused by space debris and meteoroids. Rigidizable space inflatable structures must have long shelf-life and excellent foldability. This paper proposes a rigidizing membrane that uses co-woven fabrics: fibrous thermoplastics (the matrix resin) are interwoven with glass fiber (the reinforcement material). The rigidizing conditions are clarified by experiments that place membrane specimens in a furnace. The membrane construction method is evaluated by a rigidization experiment involving an inflatable cylindrical structure. The validity of the cool rigidization method using thermally plasticizing co-woven fabrics is clarified through these evaluations.

1. はじめに

通信衛星の高機能化・高性能化において最も期待されているのが搭載アンテナの大形化である。しかし、アンテナは大形化に伴い、構造物の質量が増大するばかりでなく、展開機構の数が増えることによる展開信頼性の低下や高コスト化が深刻な課題となっている。このため、1950年代からインフレータブル構造を宇宙用アンテナの構造に適用することが検討されている¹⁾。インフレータブル構造は、気密を有する袋状の構造物に気体を導入して内圧で膨張展開して大形の構造物を構築するものである。展開には複雑な機構を必要としないことから、大形アンテナに適用した場合、開発コストの低減が期待できる。また、膜構造なので軽量かつ高収納効率な構造が達成できる。こうした特徴は、大形アンテナに留まらず、サンシールド²⁾・集光鏡³⁾・ソーラアレー⁴⁾などに対しても有効で、米国を中心にこれらの分野においても宇宙インフレータブル構造に関する研究が活発に行われている。

宇宙インフレータブル構造は気密膜構造なので、膨張展開後にスペースデブリやメテオロイドによる致命的な損傷を受ける恐れがあり、長期間のミッションで使用するためには膨張展開後に硬化させることが効果的である。さらに、硬化後にインフレータブル構造の内部の気体を放出す

ることができるため、温度変化による構造物の変形を小さくすることができる。このように宇宙インフレータブル構造は、硬化により大形宇宙構造物として長期間のミッションにも使える道が拓けるため、これまでに多くの硬化法の研究が行われてきた。加熱硬化方法は、膜面に貼り付けたフィルムヒータで熱硬化型の複合材プリプレグを加熱して硬化させる⁵⁾ので、複合材の成形技術の応用が可能である。しかし硬化のプロセス自体を温度と時間で管理する必要があり、この条件を宇宙で設定するのが難しい。紫外線硬化法⁶⁾は、紫外線の照射で硬化する樹脂を使用するが、硬化膜材へ紫外線を透過させる必要があるため、強化繊維に炭素繊維を使用するのは難しく、ガラス繊維織物を使ったプリプレグとする必要がある。硬化に大きなエネルギーを必要としない方法に湿気硬化法⁷⁾があるが、宇宙空間で水蒸気を扱う困難さを伴う。

このように、一長一短がある硬化方法に対して、本論文では、熱可塑型樹脂を使った冷却硬化法について提案する。通常熱可塑型樹脂は常温での柔軟性が乏しく、折り畳むことが難しい。そこで、繊維状に加工した熱可塑型樹脂を強化繊維と交互に織ることにより、織物による柔軟な材料(熱可塑Co-Woven)を実現する。このような熱可塑型樹脂を使った冷却硬化型インフレータブル構造では、繊維状の樹脂を加熱により熔融し、強化繊維に含浸させる必要がある。このため、熔融のための加熱と含浸のための加圧の条件の設定が重要である。しかしながら、このような硬化方法に対して、加熱や加圧の条件について明らかにした報告は見られず、具体的な膜面構成や硬化システムを検討

*1©2002 日本航空宇宙学会
平成13年8月2日、第43回構造強度に関する講演会にて一部発表。
平成14年1月17日原稿受理

*2日本電信電話(株)NTT未来ねっと研究所

*3富士重工業(株)航空宇宙事業本部

第1表 宇宙インフレーション構造の硬化方法の比較

硬化種類	硬化方法	長所	短所
加熱硬化型	ヒータや熱風により加熱して硬化	従来の複合材とほぼ同様の特性が得られる	粘着性を有するため折り畳みが困難 加熱時間が長い・常温保存期間が短い
冷却硬化型	加熱して樹脂を溶融した後 に冷却して硬化	折り畳みが容易・加熱時間が短い 常温で長期間の保存が可能	樹脂の溶融時に高温に加熱する必要がある
紫外線硬化型	紫外線ランプまたは太陽光 を照射して硬化	短時間での硬化が可能 電力が不要(太陽光の場合)	膜面の内部までの硬化が難しい
湿気硬化型	硬化層に水または水蒸気を 作用させて硬化	硬化に電力及びヒータが不要	硬化時間が長い 温度管理が難しい
溶剤揮散型	膨張後に脱水して硬化	硬化に電力及びヒータが不要	保存条件が厳しい

する上での条件が解明されているとは言えない。したがって、熱可塑Co-Wovenを用いた冷却硬化型インフレーション構造を実用化するにあたり、硬化条件を明確にする必要に迫られていた。本論文では、熱可塑Co-Wovenを使った冷却硬化型インフレーション構造について、硬化の条件を明らかにするとともに、実際に加熱・加圧を行った実験から冷却硬化型インフレーション構造の実現性を明らかにする。

第2章では、これまで試みられてきた硬化方法の比較と冷却硬化型インフレーション構造の特徴について述べる。第3章では、試験片を用いて行った硬化条件の評価について述べる。第4章では、硬化層を加圧するための膜面構成について述べる。第5章では、第3章～第4章で述べた硬化条件に基づいて行った円筒状のインフレーション構造の硬化実験とその硬化状態の評価について述べ、熱可塑Co-Wovenを用いた冷却硬化型インフレーション構造の実現性を検証する。

2. 熱可塑Co-Wovenの硬化層への適用

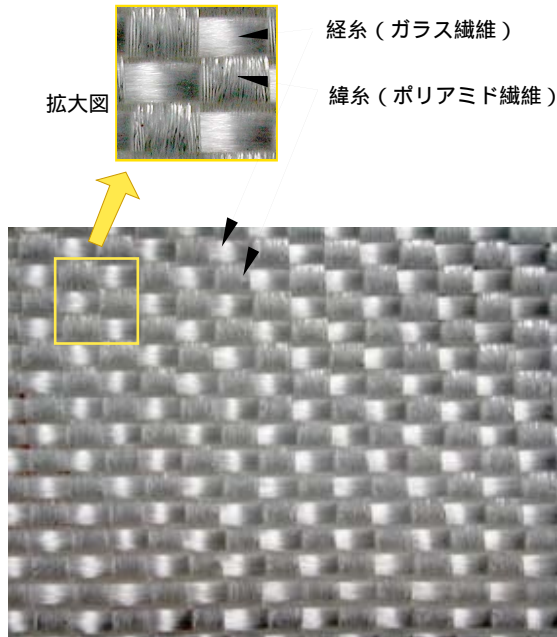
2.1 従来の硬化方法 宇宙インフレーション構造の硬化法には、大きく分けると内部を充填して硬化させる方法と膜面を硬化させる方法がある。前者では例えばウレタン樹脂の発泡硬化により膨張展開から硬化までを連続して行う方法が試みられている⁸⁾。しかし、発泡量の制御が難しいため、単純な形状のインフレーション構造に適している。このため、現在では膜面を硬化させる方法について数多くの研究開発が行われている⁵⁻⁷⁾。主な膜面の硬化方法を第1表に示す。インフレーション構造の加熱硬化法は航空宇宙でも広く使われている熱硬化型プリプレグを使った複合材料の成形法の応用である。この場合、硬化に必要な温度を所定の時間維持するためにヒータや電源などの装置が必要になる。また、ほとんどのプリプレグは粘着性を有するため、硬化前に折り畳んで収納するインフレーション構造では、折り畳んだ状態で膜面が固着しないようにする必要がある。また、熱硬化型プリプレグは常温での保存時間が短いものが多く、組み立てから打ち上げまでの保管上の制約が厳しい。紫外線硬化型は比較的短い時間の紫外線照射で硬化が行える。そこで、紫外線を照射するために紫外線ランプをインフレーション構造の内部で点灯させて均一な照射を行う方法が検討されている⁹⁾。太陽光に含まれる紫

第2表 熱可塑Co-Wovenを用いた冷却硬化型インフレーション構造の硬化層の種類

種類	経系	緯系
G/TP型	ガラス繊維	繊維状樹脂
C/TP型	炭素繊維	繊維状樹脂
GTP/GTP型	ガラス繊維/繊維状樹脂	ガラス繊維/繊維状樹脂
CTP/CTP型	炭素繊維/繊維状樹脂	炭素繊維/繊維状樹脂

外線による硬化では、硬化膜に太陽光が照射できる構成にしなければならないため、最外層に多層断熱材を実装するような使い方はできない。湿気硬化法は水や水蒸気が作用することで硬化を開始する樹脂を用いるものである。この場合も硬化のための電力が不要なため、宇宙での水の扱いに課題が多いものの、宇宙環境で大形な構造物を少ないエネルギーで構築する一つの候補になりうる。

2.2 熱可塑Co-Wovenを用いた冷却硬化法 一般的に樹脂の溶融温度が高い熱可塑型複合材料は極低温になる宇宙空間での使用は不利と考えられている。しかしながら、熱可塑型複合材料は熱硬化型複合材料に比べて、加熱時の保持時間や冷却されて硬化する時間が短いという大きな特徴がある。また、冷却硬化法では常温で長期間の保管が可能な材料が利用できることが大きな利点である。しかしこの場合は、常温で硬化状態にあるため、成形の前に加熱して柔軟化する必要がある。このために収納状態が制約される。そこで、本論文で提案する方法は、繊維状に加工された熱可塑型の樹脂を強化繊維とともに織った織物(熱可塑Co-Woven)を硬化層に使用するものである。ここで、熱可塑繊維と強化繊維の配向により第2表に示すように様々な形態が考えられる。強化繊維は炭素繊維が一般的であるが、目的に応じてガラス繊維やアラミド繊維を使用することができる。しかし、実際にこのような織物を製造する際には、織機で織る必要がある。特殊な仕様のもを少量生産することは難しい。そこで、本論文の実験では入手性を考慮して、第1図に示すような、ガラス繊維と熱可塑樹脂であるポリアミド繊維をそれぞれ経系・緯系にして織った織物(第2表のG/TP型)を使用した。なお、材料の製造が可能であれば、ガラス繊維を炭素繊維に、またポリアミドを他の熱可塑樹脂の繊維に変えることもできる。



第1図 熱可塑Co-Wovenの例 (第2表のG/TP型)

第3表 冷却硬化型と加熱硬化型の比較のための伝熱解析ケース

解析ケース	硬化法	保持温度 [°C]	保持時間 [min]
CR	冷却硬化型	250	5
HR1	加熱硬化型1	120	45
HR2	加熱硬化型2	120	120
HR3	加熱硬化型3	180	120

をしないで全体を同時に加熱する．このときの加熱電力を 5, 10, 20 kWとし，これを第3表に示した4種類の解析ケースに適用し，合計12ケースで解析した．解析では，まずインフレーターブル円環の最低温度が保持温度（冷却硬化型の場合は樹脂が溶融する温度，加熱硬化型の場合は硬化温度）に達するまでの時間を算出し，この値と加熱電力から昇温までの熱量を求める．次に定常解析から保持温度を維持するのに必要な加熱電力を求め，それぞれのケースの保持時間から温度保持中の熱量を求める．この二つを合計して，インフレーターブル構造を成形するのに必要な熱量とする．

解析の結果から，加熱電力と成形熱量，加熱電力と成形時間の関係を第2図に示す．加熱硬化型はHR1・HR2・HR3の順に成形熱量が大きくなるが，冷却硬化型（CR）は，加熱電力が5 kWの場合は，成形熱量がHR3よりもやや小さいが，10 kW以上あれば，HR1に次いで小さな熱量で硬化できることがわかる．成形時間に関してもCRは，加熱電力が5 kWの場合では，HR1よりもやや長い成形時間であるが，10 kW以上あれば，CRは最も短い成形時間で硬化できることがわかる．冷却硬化型に比べて加熱硬化型が加熱電力の違いにあまり影響を受けないのは，保持時間に対する昇温時間の割合が小さいためと，昇温温度が冷却硬化型に比べて低いことから，昇温までに必要な熱量の割合が成形全体に必要な熱量に比べて小さいためである．これより，加熱電力が大きければ冷却硬化型は有利であることがわかる．

2.3.3 分割加熱による成形熱量と成形時間の比較

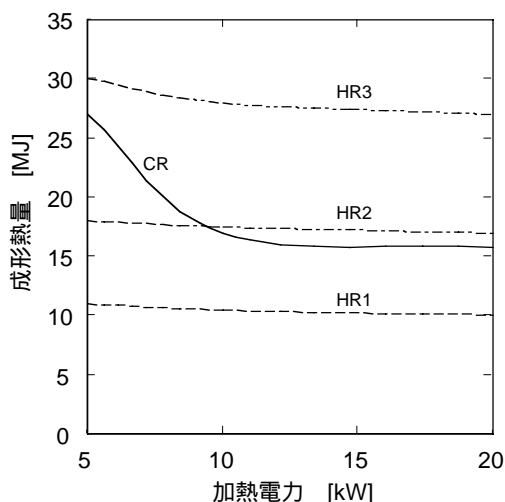
人工衛星に搭載して硬化を行おうとした場合，供給できる電力は通常は5～10 kW程度である．しかし冷却硬化法では，加熱は樹脂を溶融するだけで，硬化のプロセスは加熱により行わないので，全体を同時に加熱する必要はなく，分割して加熱を行うことができる．この手法を使うことにより，少ない加熱電力でも大きなインフレーターブル構造の硬化を行うことが可能になる．ここでは，このような分割加熱を行う場合の成形熱量と成形時間を明らかにするために分割加熱の分割数を第3図に示すように2, 4, 8, 16とした4ケースについて伝熱解析を行った．成形熱量の算出は2.3.1項で述べた方法と同様に行う．しかし分割加熱では，分割部分の温度に，端部では低く，中央では高くなるような分布が生じる．実際にヒータで加熱する際にはこのような温度分布が生じないように，ヒータへの電力の供給を制御する．したがって，本解析でも成形熱量を補正することにより温度分布を制御した場合に相当する熱量を求めている．

解析の結果から，分割数と成形時間，及び分割数と成形熱量の関係を第4図に示す．これより，本解析モデルの場合では，成形時間では分割無しが，成形熱量では8分割が最も

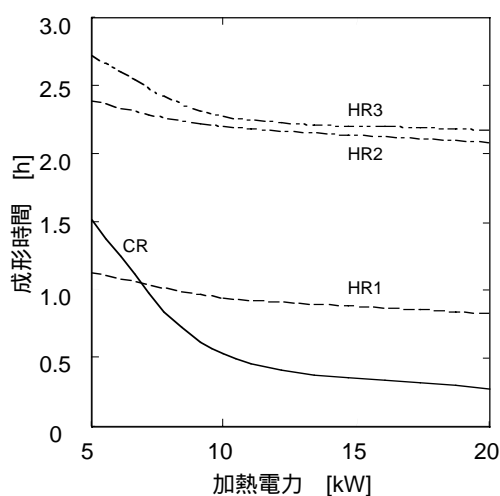
2.3 冷却硬化法の効果 本論文で提案する冷却硬化法は，繊維状の樹脂を溶融するためにのみ加熱をする必要があり，硬化は自然冷却で行う．したがって，加熱をヒータで行っても，加熱硬化法に比べて少ない電力で硬化を行うことができる．また，大きな構造物の場合でも，全体を同時に加熱する必要はなく，部分ごとに分割して加熱することができる．この場合は，加熱に必要な電源容量は同時に通電するヒータに供給する容量だけで十分なので，インフレーターブル構造が大きくなるほど効果が大きくなる．ここでは，外径20 mのインフレーターブル円環（管径150 mm・膜厚1 mm）を対象に伝熱解析を行い，熱可塑Co-Woven複合材料と熱硬化型複合材料の成形熱量を比較することにより，冷却硬化法の効果を明らかにする．

2.3.1 モデル化 前述した円環状のモデルを対象に，外形の円周方向に16分割，断面の円周方向に8分割したモデルを二次元非定常非線形解析ソフトウェアI-DEASで解析した．要素は四角形シェル要素で作成し，要素数・節点数はともに128である．この円環には多層断熱材（実効赤外放射率は0.035とする）を装着し，その表面（太陽光吸収率は1.0とする）に，太陽輻射熱（太陽光強度は1353 W/m²とする）・地球輻射熱・アルベドによる熱入力があるものとした．なお太陽光の照射方向は，高度500 kmの円軌道を5700秒で周回する太陽同期軌道を想定して設定した．インフレーターブル構造は，内圧を与える気体との間で熱伝達による熱移動が生じる．ここでは気体に空気を使用し，その物性値を使用した．なお温度変化による物性値の変化は考慮していない．

2.3.2 成形に必要な熱量の比較 冷却硬化型と加熱硬化型の成形熱量を比較するために，1種類の冷却硬化型と3種類の加熱硬化型について第3表に示す解析ケースで伝熱解析を行った．ここでは，インフレーターブル構造は分割加熱

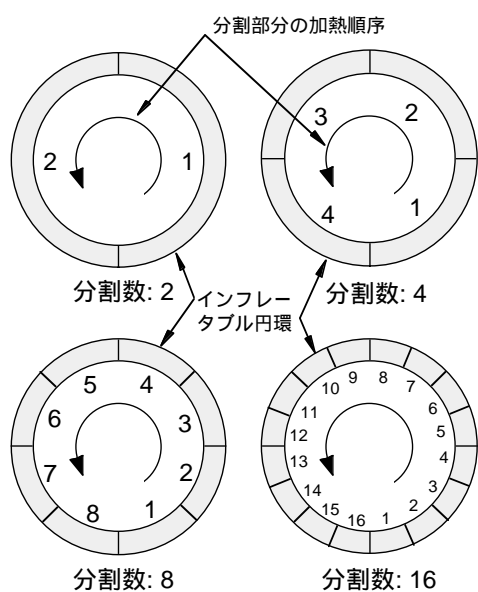


(a) 加熱電力と必要熱量の関係



(b) 加熱電力と成形時間の関係

第2図 冷却硬化型と加熱硬化型の成形熱量と成形時間の比較



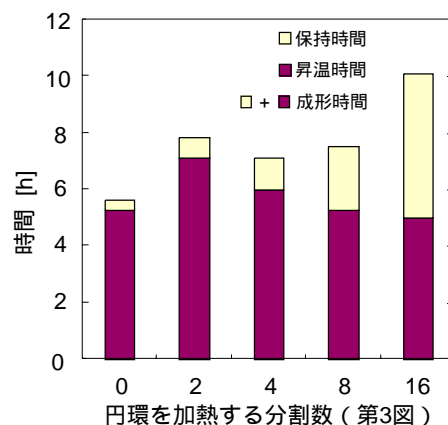
第3図 分割加熱における加熱領域と加熱順序

少ない熱量及び時間で成形可能であることがわかる。成形時間に関しては、第4図(a)より、分割数を上げることにより昇温時間が減少していることがわかる。これは分割により局所的に大電力での加熱が可能になるためである。一方、保持時間は当然ながら分割数の増加に伴い比例して増加する。したがって、これらを合計した成形時間は、ある分割数を超えると増加することになる。この分割数が今回の解析モデルでは4である。

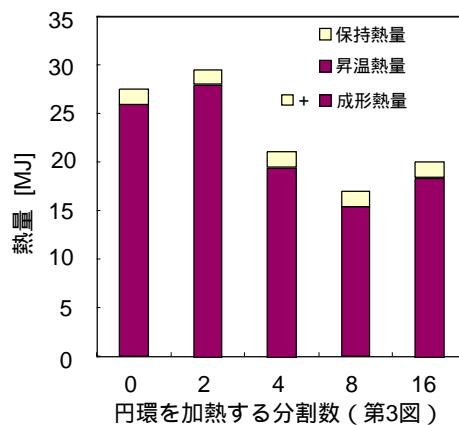
成形熱量も同様に、第4図(b)より、分割数が増加すると成形熱量が減少する傾向にある。しかし、内訳を見ると昇温熱量の減少の影響を大きく受けている。これは、前述の昇温時間の減少の影響によるものと考えられる。本解析モデルでは分割数が8の時に成形熱量が最小になっている。

3. 硬化条件の検討

熱可塑Co-Wovenを硬化層に用いた冷却硬化型インフレーター構造では、インフレーター構造の膜面の構成検討に先立ち、樹脂を溶融するための加熱温度とその樹脂を強化繊維に含浸させるために硬化層に与える圧力に代表される硬化条件を明らかにする必要がある。本章では、試験片を用いた硬化実験から、これらの硬化条件を明らかにする。



(a) 分割数と成形時間の関係



(b) 分割数と成形熱量の関係

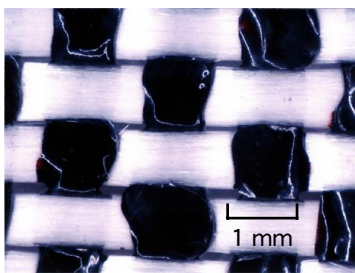
第4図 分割加熱における成形時間と必要熱量

3.1 試験片と硬化実験 熱可塑 Co-Woven の硬化では、加熱して溶融した樹脂を繊維に含浸させる必要があるため、成形時に加圧することが欠かせない。そこで、2.2節の第2表で述べた G/TP 型の熱可塑 Co-Woven で試験片を作製し、これを炉の中に入れておもりを載せることにより加圧した状態で加熱した。

3.2 硬化条件と成形状態 硬化実験の結果を第5図に示す。同図(a)では、樹脂の融点 (220~230) 以上に加熱されているが、加圧を行っていないため樹脂がほとんどガラス繊維に含浸していない。同図(b)では成形圧力が 15.7 kPa の場合で、樹脂がガラス繊維に含浸している状態が見られる。同図(c)は、さらに圧力を上げた場合で、樹脂が十分に含浸されていることがわかる。これより、成形温度 230

以上で 19.6 kPa 程度の加圧を行えば、樹脂が十分に溶融し、強化繊維に含浸することがわかる。熱可塑 Co-Woven を硬化層に用いたインフレーターブル構造では、このように加熱溶融に加えて加圧が不可欠な成形条件であり、インフレーターブル構造の膜面の構成でいかに硬化層を加圧するかが重要であることがわかる。

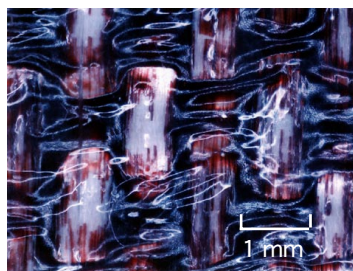
4. 硬化層を加圧するための膜面構成



(a) 成形圧力が不十分な場合 (0 kPa, 236)



(b) 成形圧力が不十分な場合 (15.7 kPa, 254)



(c) 成形圧力が十分な場合 (19.6 kPa, 234)

第5図 熱可塑 Co-Woven を用いた硬化層の硬化状態 [() 内は成形圧力と加熱温度]

宇宙インフレーターブル構造は内圧がかかる内側から順に内層 (気密層)・硬化層・外層 (加熱層) となる。また、最外層には断熱するための多層断熱材を装着する。特に、硬化層に熱可塑 Co-Woven を用いた場合、第3章の結果から、硬化層に対して内層と外層で挟み込んで加圧しないと溶融した樹脂が繊維に十分に含浸しない。本章ではこのような目的による膜面の構成について述べる。

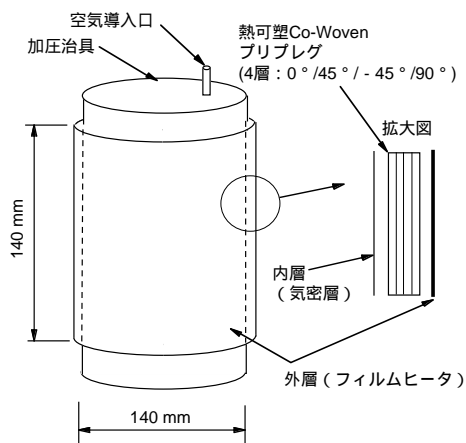
4.1 外層 (加熱層) 収納時に折り曲げやすくするため、及び軽量化のために外層と加熱層を一体化する方法で検討した。このため外層には、硬化層に対して加圧を行うための耐圧性ととも、硬化層を加熱するためのヒータの実装が要求される。ここでは、外層として、ポリイミドフィルムに発熱体を接着したフィルムヒータを使用した。まずフィルムヒータの耐圧加熱実験を行い、外層としての条件を満たすことを確認した。外層を接合する方法としては、接着またはステッチングが考えられる。しかしフィルムヒータは、内部に導体が積層されているのでステッチングで接合するのは難しい。そこで接着後に柔軟性が確保できることを考慮して、シリコン系接着剤で接合した。

4.2 内層 (気密層) 内層は硬化層を加圧するために硬化層よりやや大きめに製作する。ここでは、強度の要求よりも気密性と耐熱性が重要となる。ポリアミド繊維を使用した熱可塑 Co-Woven の場合、250 程度に昇温するため、内層の材料には 300 以上での耐熱性能を有するポリイミドフィルムや 250 程度の耐熱性能を有する FEP (フッ化エチレンプロピレン樹脂) フィルムが考えられる。このような温度での気密性を考えると接合は融着で行うのが望ましい。

4.3 硬化層 熱可塑 Co-Woven を硬化層に使用した場合、粘着性が全くないため、膜面の固着は生じないものの、積層した層間のずれが生じないようにする必要がある。そこで、積層方向が $0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ$ となるように4層を積層し、円柱状の治具に巻き付けながらんだごてを使用して約 50 mm 間隔で点融着した。融着後においても硬化層の柔軟性は失われていないので、折り畳み収納の支障にはならないと考えられる。

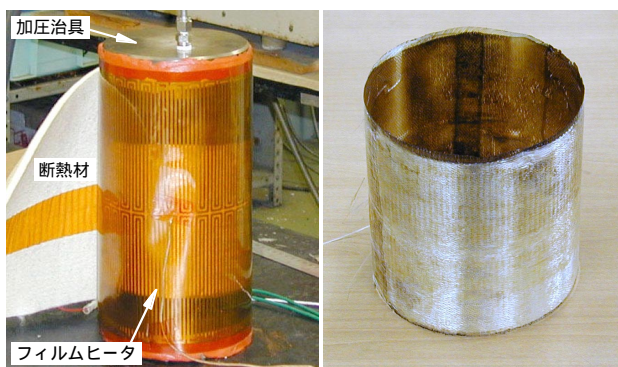
5. 実験による検証と考察

前章で述べた膜面の構成による冷却硬化型インフレーターブル構造の成形性の評価を行うために、第6図に示すように、加圧治具に FEP フィルムを融着加工した内層、熱可塑 Co-Woven を4層積層した硬化層、フィルムヒータを装着したポリイミドフィルム製の外層及び断熱材を取り付けて、内圧を与えた状態で、フィルムヒータで加熱し、硬化層の成形性を目視及び断面観察で評価した。供試体の寸法は、外形 140 mm・長さ 140 mm である。硬化層は熱可塑 Co-Woven のガラス繊維の方向が $0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ$ となるように4層積層している。フィルムヒータの上から見た様子を第7図(a)に示す。ポンプにより 19.6 kPa の内圧を与え、20 の余裕を考慮して 250 以上になるまで昇温した。硬化後の様子を第7図(b)に示す。硬化後の状態から、プリプレグ

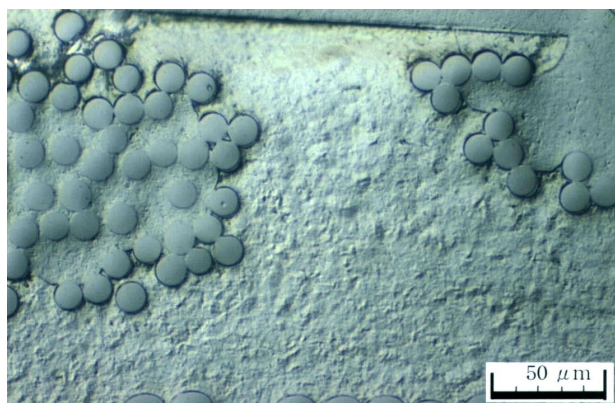


第6図 供試体の構成

料としての特性を維持していることがわかる。また各試験片間でのばらつきも少なく、良好な成形品質を示している。ガラス含有量計測の結果から、繊維質量含有率と繊維体積含有率を第11図に示す。ここで使用した織物は経糸が無アルカリガラス繊維 (Eガラス繊維, 135TEX (TEXは糸の線密度の単位: g/km)・25本), 緯糸がポリアミド繊維 (90TEX・15本) である。硬化層は4層積層により疑似等方性を有するので、糸の線密度から求められる繊維質量含有率は60%となる。測定値の平均値は67.1%と若干高めになっているのは、硬化層に密着していたフィルムヒータ



(a) フィルムヒータ実装状態 (b) 硬化後
第7図 冷却硬化型インフレータブル構造の供試体

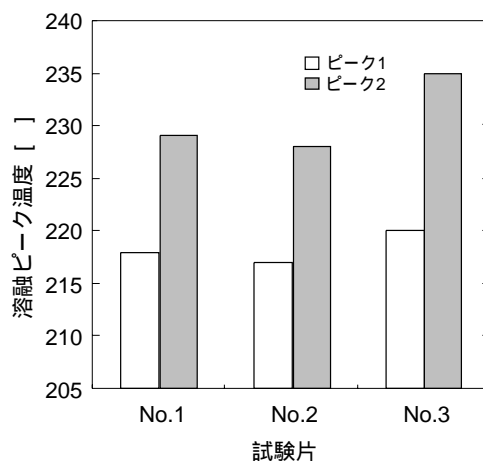


第9図 硬化層の断面の拡大画像 (第8図試験片No.1)

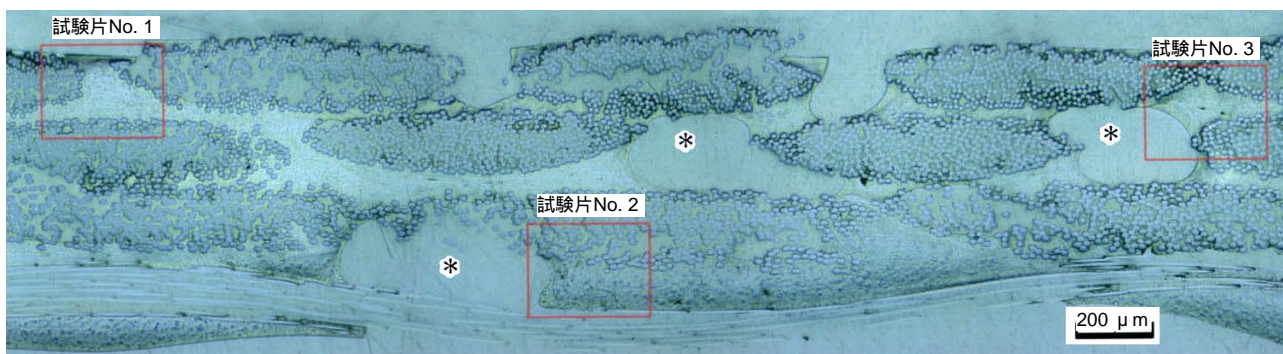
の層間での顕著な剥離は見られなかった。硬化後に3カ所から試験片を切り出し、断面観察・熱分析 (DSC: Differential Scanning Calorimetry, 示差走査熱量測定)・ガラス含有量計測を実施した。

断面観察の代表例としてマクロ画像を第8図に、その画像の中の代表的な部分についての拡大図を第9図に示す。これより熱可塑樹脂はガラス繊維の中に十分に浸透していることがわかる。熱分析の結果から、溶融ピーク温度を第10図に示す。ここで使用したポリアミドの溶融温度は220~230

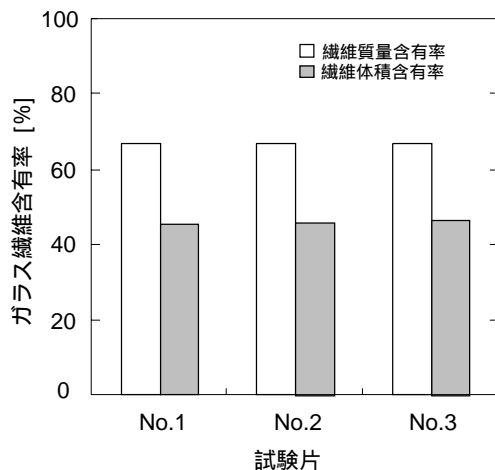
であり、本結果はほぼこの間に入っているため、加熱による熱分解等の変質が生じていないこと、及び予測される温度で溶融し、熱可塑性を示していることから、熱可塑性材



第10図 熱分析による溶融ピーク温度の評価



第8図 冷却硬化型インフレータブル構造の硬化層の断面の様子 (マクロ画像)



第11図 ガラス含有量計測の結果

の表面に樹脂が付着したためと考えられる。これによる樹脂の損失を考慮するとほぼ所定の繊維含有量が得られている。

インフレーターブル構造のように折り畳まれた状態で打ち上げる大形構造物で重要となる構造の物性値は、膨張展開し硬化した後の剛性である。今回実験に適用したEガラス繊維の弾性率は約76 GPaである。ガラス繊維に代えて炭素繊維を使用することにより弾性率を大きくすることができる。つまり、第2表に示したC/TP型やCTP/CTP型の硬化層とすれば、硬化後の剛性を大きくすることが可能である。しかし、高弾性型の炭素繊維は未硬化状態での折り畳みが困難なため、折り畳みを考慮すると600 GPa程度までの弾性率の炭素繊維が適当と思われる。一方、今回の硬化層の繊維体積含有率は46%であり、通常の複合材の繊維体積含有率である約60%には達していない。今後は繊維含有率の向上が望まれるが、今回適用した補強繊維と繊維状樹脂をそれぞれ一方向のみに織り込む方式では、繊維含有率を上げるのにも限界があると思われる。例えば、第2表で示したGTP/GTP型やCTP/CTP型のように、補強繊維と繊維状樹脂の合糸を織り込むことにより、繊維体積含有率を向上させる必要がある。本検討では、2.2節で述べたように、少量生産が難しいためG/TP型での試作を行った。製造ラインの稼働が確保できれば、CTP/CTP型のような熱可塑Co-Wovenを製造することの困難性も高くないと思われる。

6. ま と め

宇宙インフレーターブル構造の硬化法の一つとして熱可塑Co-Wovenを硬化層に用いた冷却硬化型インフレーターブル構造を提案した。この硬化層は膨張展開前の状態で折り畳みに十分な柔軟性を持ち、また常温での長期間の保管に耐える。このため、宇宙インフレーターブル構造の硬化層に適していると考えられる。熱可塑Co-Wovenを用いた硬化層の硬化のプロセスは自然冷却で行えるものの、樹脂を溶融するためには、短時間とはいえ高温にする必要がある。本論文では、熱可塑Co-Wovenの一例として、ポリアミド繊維とガラス繊維で構成した織物を使って、樹脂の溶融に必要な加熱温度とガラス繊維への含浸に必要な加圧条件を明らかにした。また、加熱と加圧を行うための外層についてフィルムヒータを使う方法を提案し、円筒状の供試体を用いた硬化実験から、良好な硬化状態を確認した。これより、宇宙インフレーターブル構造に対して熱可塑Co-Wovenを硬化層に用いることの技術的な実現性が確認できた。

参 考 文 献

- 1) Lou, M. C.: Development and Application of Space Inflatable Structures, Proc. of 22nd International Space Technology and Science, ISTS-2000-c-21, 2000.
- 2) Fang, H. and Lou, M. C.: Analytical Characterization of Space Inflatable Structures - An Overview, Proc. of 40th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA Paper 99-1272, 1999, pp. 718 - 728.
- 3) Lichodziejewski, D. and Cassapakis, C.: Inflatable Power Antenna Technology, 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-99-1074, 1999.
- 4) Grahne, M. S., Cadogan, D. P. and Lin, J. K.: Inflatable Solar Arrays - Concept to Reality, 50th International Astronautical Congress, IAF-99-1.1.09, 1999.
- 5) Cadogan, D. P. and Scarborough, S. E.: Rigidizable Materials for Use in Gossamer Space Inflatable Structures, 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA Paper 2001-1417, 2001.
- 6) Ronald, A., Larry, H., Andrea, H., Raul, M., Robert, W. and Lou, M.: Inflatable Spacecraft Using Rigidization-on-Command Concept, 41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA Paper 2000-1637, 2000.
- 7) 角田博明, 仙北谷由美: 宇宙インフレーターブル構造の硬化方法に関する検討, 第16回宇宙構造・材料シンポジウム, 宇宙科学研究所, 2000, pp. 88 - 91.
- 8) Higuchi, K., Natori, M. C., Hatta, H. and Yokota, T.: Inflatable Space Rigidized Structure: Adaptivity and Fundamental Experiment, Proc. of 20th International Space Technology and Science, ISTS-96-b-11v, 1998, pp. 396 - 401.