インフレータブルチューブの無重力環境における
展開シミュレーション*高野 昌宏^{*1}, 永田 晴紀^{*2}, 工藤 勲^{*2}

Deployment of an Inflatable Tube under Microgravity Condition

Masahiro TAKANO, Harunori NAGATA and Isao KUDO

An inflatable tube is used for separation of two satellites which artificially generate variable gravity environment by rotating each other. This tube is deployed by nitrogen gas and it gets sufficient rigidity finally. Behavior at deployment of the inflatable tube which had been stowed in a test apparatus at first was monitored under microgravity using the world longest dropshaft. The satellite model was successfully deployed, even though it encountered a catastrophic break up. It verified that inflatable tube had excellent characteristics of recovering from a break up by increasing inner gas pressure. Typical break up condition of tube was analyzed by numerical simulation. Experimental data was successfully explained by the analysis.

Key Words: Space Engineering, Dynamics of Machinery, Space Equipment, Microgravity, Inflatable Structure

1. 緒 言

最近, 宇宙用大形展開構造物としてインフレータブル構造物に多くの関心が集まっている。インフレータブル構造の特徴はトラスに代表される機械的な構造物よりも軽量で, 打ち上げ時には小さく収納でき, 展開時もガス供給装置が必要ではあるが, 確実な展開が可能である。インフレータブルチューブの研究, 開発は形状, 剛性, 耐久性といった面では盛んに行われている^{(1)~(6)}。しかしその展開時制御については, 機械的構造物とは違う独特な展開方法をとることで開発事例が少ないこともあって, 研究が進んでいない状況にあるといえる。そこで, 本研究では落下施設を利用した微小重力下でのインフレータブルチューブ展開時の挙動を調べることにした。本論文では, 後述するインフレータブルチューブを用いた実験衛星について述べた後, 微小重力下でのインフレータブルチューブ展開実験, その展開についての数値シミュレーションおよびその結果と展開実験の比較について述べる。

2. インフレータブル構造物

2.1 インフレータブルの概要 インフレータブル構造物とは収縮可能なプラスチック管をガスで展開しそのガスの内圧によって剛性を持たせる仕組みを利用する。微小重力である宇宙空間ではガスの内圧のみによっても十分な強度が得られる。インフレータブルチューブは円筒形状をしていて, 収納時は折り重ねることにより収納体積を小さくすることができ, 展開動作時にはガスをチューブに封入するといった非常にシンプルなものである。図1は代表的なインフレータブルチューブの形状であり, この場合チューブ内にそれぞれ配電ラインと張力ワイヤを通すこともできる。インフレータブル構造物はデブリやマイクロメテオロイドの衝突に弱いという欠点はあるものの, 以下の様な優れた特徴をもつ⁽⁷⁾。

(1) インフレータブルの重量は, 他の最も優れた機械的構造物より約50%軽い。インフレータブルの

Fig. 1 Inflatable tube configuration after deployment

* 原稿受付 1998年3月23日。

^{*1} 学生員, 北海道大学大学院 (〒060-8628 札幌市北区北13条西8丁目)。^{*2} 正員, 北海道大学大学院工学研究科。

E-mail: takano@mec.crl.melco.co.jp

材質は0.25～10 mil 程度の薄いシートを使うことが可能である。強度はガス圧によって調節できる。

(2) インフレーターブルは機械的構造物の収納体積の25%以下で収納が可能である。また、単純に体積の量だけでなく、ほとんどあらゆる形に収納が可能である。

このようにインフレーターブルは、宇宙環境に適合した理想的な展開構造物になる可能性があり、もっと利用されてしかるべきである。それゆえに研究開発に多くの脚光を向けられている。

2.2 連星形燃焼実験衛星 著者を含む大学院学生4人で、日本機械学会等が主催する第4回衛星設計コンテストに出場し、そのとき設計検討を行った衛星、『連星形燃焼実験衛星』にインフレーターブルチューブを採用した。この衛星は棒の両端に矩形の小衛星を配置し、棒自体を回転させそのとき生じる遠心力を可変重力場(0～2 G)として利用し、その環境下で燃焼実験を行うことにより、燃焼の重力場依存特性を調査しようとしたものである。設計において、考慮すべき問題は回転することにより発生するコリオリ力である。すなわち、燃焼の際の火炎がコリオリ力により中心方向に傾く現象を押さえる必要があり、回転半径 r 、回転速度 v 、回転角速度 ω としたときのコリオリ力は $2\omega \times v$ 、仮想重力 $r\omega^2$ で表されることができるので、両者の比を小さくしてその影響を除く必要がある。本設計では仮想重力に対するコリオリ力の大きさが5%未満になるように回転半径を決定した。図2に燃料流速とコリオリ力/仮想重力の関係を示す。図2のグラフでハッチングしてある部分が燃焼実験で行われる燃量流速の範囲であることを考慮してチューブ長さを決定した。 $r=4$ m だと、流速が0.06 m/s でも縦軸は5%以下である。

衛星の回転半径が4 m 必要であることと、衛星設計条件として与えられているアリアンIVの ASAP(相乗

Fig.2 Effect of Coriolis force

り小形衛星用プラットフォーム)による打ち上げインタフェース条件を満たすために、衛星が軌道投入後に、長さ8 mに展開する機構を考えなければならない。衛星の重量(50 kg 以下)、体積等(500×500×500 mm 以下)の制限を満たすためには、展開トラス構造ではなく、さらに本衛星の場合、実験期間は1週間程度と長期的な運用が必要でないことから、展開構造物としてインフレーターブルチューブを用いることとした。図3に本衛星の分離・展開概念図を示す。

衛星 I の上面には、二つの衛星を分離するアダプタが取付けられており、衛星は軌道投入後、このアダプタに取付けてある爆発ボルトに通電して衛星 I と衛星 II を切り離し、さらにばねの反発力で分離する。その後、ガスタンクからインフレーターブルチューブに N_2 ガスが封入され、インフレーターブルチューブを完全に展開する。なお、衛星 I、II の重量はそれぞれ 23.8 kg, 24.1 kg であり、インフレーターブルチューブの重量は 1.9 kg と試算された。

3. 実験

3.1 実験目的 本実験の目的は微小重力環境下でのインフレーターブルチューブの展開の挙動を調べることである。そこで、本実験で使用するインフレーターブルチューブを小形化し、微小重力環境下で実験が行える地下無重力センター JAMIC でインフレーターブルチューブ展開実験を行うこととした⁽⁸⁾⁽⁹⁾。また、この実験は衛星設計コンテストに提案した連星形燃焼実験衛星の実現のための実証試験も同時に兼ねている。

Fig.3 Deployment of inflatable structure

3.2 地下無重力実験センター(JAMIC)500 m 級落下実験施設

本研究では微小重力環境を得るために北海道上砂川町にある(株)地下無重力実験センター(JAMIC)の所有する 500 m 級落下施設を利用した。落下塔は実験装置の大きさに制限があり、得られる微小重力時間も 10 秒と短い、インフレータブルチューブが小形化可能であり、また展開時間も 10 秒以内に設定可能であり、展開挙動の把握に問題はない。なお微小重力レベルは $10^{-4}G$ 以下である。図 4 に落下施設の概略を示す。

3.3 実験概要

本実験ではインフレータブルチューブの展開の挙動を 1 台のビデオカメラを用いて撮影し、同時に展開中のチューブ内圧を測定した。実験に用いたインフレータブルチューブの材質はポリエチレンで直径 15 mm、長さ 220 mm である。本実験装置概略図を図 5 に示す。落下方向は、インフレータブルチューブの先に取付けてある模擬衛星は、縦 40 mm 横 60 mm 高さ 40 mm の箱形と直径 40 mm の球形の 2 種類を用いた。またそれらの重さは約 80 g である。落下開始 1 秒後に電磁弁が開放しインフレータブルチューブに N_2 ガスが送り込まれる。次にインフレータブルチューブが完全に展開したことを確認してから電磁弁を停止させる。図 5 で実験装置の落下方向

は、紙面裏方向である。落下コマンドを中心とした実験シーケンスを図 6 に示す。

4. 実験結果

4.1 実験 I

実験は模擬衛星の形状が異なる 2 種に対して実施した。実験 I は箱形状で実験 II は球形形状である。どちらの模擬衛星も片側は実験装置本体に固定した。両実験とも、ばね等による模擬衛星の切り離しは行わず、ガスの圧力のみによりチューブを展開させた。

図 7 は実験 I の微小重力環境下でのインフレータブルチューブの展開の様子である。落下方向は図 7 の面内下方向である。図 7(a) は模擬衛星分離直後の図である。黒い長方形の箱が模擬衛星で、白く帯状に模擬衛星についているのがインフレータブルチューブである。インフレータブルチューブがガスにより膨張し、その反発力によって模擬衛星が分離を開始し始めた時点のものである。模擬衛星は鉛直上方向に展開するはずであったが写真より、ほとんど水平に近い角度で分離しているのがわかる。図 7(c) で模擬衛星の進行方向は図 7(a) よりも上向きを向いている。これはインフレータブルの復元力が作用したためと思われる。しかしチューブはまだ完全に伸びきっておらず各所に折れ曲がった部分がみられる。図 7(e) では、模

Fig. 4 Sketch of kamusunagawa dropshaft

Fig. 5 Test set up

Fig. 6 Test sequence

Fig. 7 Experiment I

擬衛星の位置が左方向に移動している。これはインフレーターチューブの付け根あたりに折れが生じているものと推測される。しかしこのチューブの折れもインフレーターチューブの内圧が増加していくことにより、徐々に復元し最終的には図7(f)に示されるように完全に鉛直方向に展開した。

4.2 実験Ⅱ 実験Ⅰでは、図8のようなガイドピンによる模擬衛星の支持機構を用いたが、ガス供給時に衛星がピンに引っかかり、上方に進展せずに水平方向へ展開してしまったことから、衛星形状を球形に変更し、これを図5に示す中空円筒で支持させた。図9(a)は模擬衛星分離直前の図である。図9(b)では支持条件を変えたことによって、模擬衛星がほぼ展開方向に分離しているのがわかる。図9(c)ではチューブは完全に伸びきっているが、チューブ内部にはまだガスが満たされていない。球がチューブ長さで逆方向に(この場合下方)引き戻され図9(d)の状態となり、チューブに折れが生じている。その後ガスが充てんされるにつれて、このインフレーターチューブの折れも徐々に回復し最終的には図9(f)で完全に展開した。

4.3 考察 インフレーターチューブの展開は次の2点に注意が必要である。

第1点は、模擬衛星が分離する瞬間である。実験Ⅰ

Fig. 8 Guide mechanism

Fig. 9 Experiment II

では分離した直後の模擬衛星の進行方向はほとんど水平に近い方向に飛び出していた。この原因としては4.2節で述べたように支持機構によるものであるが、実際にはチューブの折り重ね方も影響するものと予測される。本実験では用いなかったが、この解決法としてばねなどにより模擬衛星にガス開放よりも先に実験方向に初速を与えることが考えられる。この初速の大きさの選定は非常に重要である。初速が大きすぎれば衝撃荷重によりインフレーターチューブに損傷が生じる可能性もあり、またチューブ内に送り込まれるガスの充てん速度が模擬衛星の初速に比べて遅れると、

ガスによるダンパの作用も遅れることになる。よって衛星分離時には初速の大きさとガス開放のタイミングが重要である。

第2点は、衛星分離後にインフレータブルチューブに折れが生じるということである。この現象は、NASA のスパルタン衛星を利用して実施された大形アンテナ展開実験⁽¹⁰⁾や本実験でも起きており、衛星の分離状態にかかわらず、この現象がチューブ展開の特徴的なものと考えられる。

5. 数 値 解 析

5・1 解析モデル 上記のインフレータブルチューブの展開について数値シミュレーションを行った。ガス解放開始時の折り重なって収納されている状態から展開完了までのすべての現象の数値シミュレーションは困難である。そこで4章の実験結果から、展開途中にチューブがいったん二つに折れ曲がり、そしてその折れが徐々に展開していく現象がチューブの展開の代表的特性であることに注目して、このチューブが二つに折れ曲がった状態からの展開の数値シミュレーションを行った。この数値解析に用いた式を下記のように整理する。

(a) エネルギー式 開いた系は、系がその境界をとうして、外界との間に物質のやりとりをするものである。この場合には動作流体が系に出入りするため、系の全エネルギーは、内部エネルギー、力学的エネルギーである運動エネルギー、および位置エネルギーの和となる。また系が外界にする仕事 W は、チューブが展開するときの運動エネルギーとみなす。図10について、この場合の熱力学第1法則の関係式を導くと

$$pv + Q = \frac{1}{2}I\omega^2 + U_2 - U_1 \dots\dots\dots (1)$$

である。ここで p は入口圧力、 v は押し込み体積量、 Q は系が外界から受ける熱量、 I はチューブの慣性モーメント、 ω は角速度、 U は内部エネルギーである。

Fig. 10 Model

(b) チューブ内体積 チューブ内体積はチューブの折れ角に応じて変化する(図11)。チューブの折れの先端部断面を楕円形とし、短径が折れ線から連続的に増加すると考え、チューブ内体積 V と折れ角 θ との関係を求めると、

$$dV = \frac{\pi a^3}{3} \cdot \frac{1}{\sin^2 \frac{\theta}{2}} \cdot d\theta \dots\dots\dots (2)$$

となる。

(c) チューブ内圧力 チューブ内圧力 P は、気体の状態方程式より

$$P = \frac{mRT}{V} \dots\dots\dots (3)$$

で表される。

ここで m はチューブ内の気体の質量で初期質量を m_0 、流入ガスの質量増分を dm とすると、

$$m = m_0 + \int dm$$

$$dm = \frac{P}{RT} dV \dots\dots\dots (4)$$

である。

(d) 流入ガス体積量 電磁弁を通過する流入ガス体積量 v は圧縮性流体のベルヌーイの式に基づくと次式で表される。

$$\frac{dv}{dt} = 0.00378 \cdot C_d \cdot A \sqrt{\frac{P_2(P_1 - P_2) \cdot 273}{T}} \dots\dots (5)$$

ここで、 P_1 はレギュレータ圧、 P_2 はチューブ内圧、 C_d 、 A は電磁弁の流量係数、絞り部面積である。

5・2 シミュレーション I インフレータブルチ

Fig. 11 Detail of bent tube

Fig. 12 Tip geometry

ューブが二つに折れ曲がった状態から、完全に展開するに至るまでの過程は5・1節で述べた解析モデル式(1)～(5)からルンゲ・クッタ法により求めた。その際、実験IIの結果を元に初期条件を $\theta=13$, $v(0)=0$ と定め、実験結果と比較、検討し解析モデルの妥当性を調べた。実験IIのチューブの折れ角は、ビデオ画像により模擬衛星の位置を測定して求めた。図13に $\theta-t$ の解析結果と実験結果を比較したグラフを示す。チューブの折れの展開時間は解析結果では、実験結果と比べて約1秒ほど短くなっている。実験結果と解析結果のグラフで大きな違いが現れるのは折れ角が 90° 付近である。実験結果では折れ角が 90° 前後で一度、角度の増加が緩やかになるが、解析結果ではそのような変化は起こらなかった。折れ角が 90° 付近で実験結果の圧力が急激に下がる(図14参照)ことから、その付近でチューブ内体積が急激に増加したと考えられる。チューブ折れ角が 100° 以降では、ほぼ解析結果と実験結果のグラフの形状は一致した。

5・3 チューブ内形状 シミュレーションIの結果から、チューブ内の体積変化は、式(2)で示す体積変化モデルと実際の現象とに違いがあると思われる。そこで、実際のチューブ内の体積変化を圧力データか

ら求めることにした。チューブ内の圧力変化(実験データ)を最小二乗法で近似し、チューブ内体積 V を求めた。図15は、求めたチューブ内の体積変化とシミュレーションIで用いた体積変化モデルと比較した図である。これを見るとチューブ折れ角が 100° 以降はほとんど同じようなグラフ形状をしているが、チューブ折れ角が 90° 付近で急激に体積が増加しているのがわかる。

5・4 シミュレーションII 実験値から得られたチューブ内の体積変化を用いて、再度シミュレーションを行い、本解析モデルの妥当性について検証した。図16に $\theta-t$ の解析結果と実験結果を比較したグラ

Fig. 13 Simulation I

Fig. 14 Tube Pressure

Fig. 15 Tube volume change

Fig. 16 Simulation II

Fig. 17 Tube volume at bent angle = 90°

フを示す。図 16 をみるとチューブの展開時間は若干速くなるものの、ほぼ実験結果と一致した。このように実験と解析が一致したのはモデルでは最初折れ曲がりの形状を図 17 に示すように仮定して計算したが、実は折れ曲がった状態では、ガスの流れがチョークされ、折れ曲がり部の体積がモデルより小さく、90° 付近ではガスの流れがよくなってチューブ内体積が急激に増加したと考えられる。チューブの折れの展開時間が全体的に速くなった原因としては以下のことがあげられる。

- ・解析モデルでは等温変化と仮定したため、単位質量当たりの内部エネルギーの変化はなかったが、実際の現象では内部エネルギーはある程度増加すると思われる。
- ・実験の状態が解析モデルと正確に一致していない。(実験ではチューブ根元付近にわずかな折れが生じている。ほかにもチューブにわずかなねじれがある。)
- ・解析モデルではチューブの膜のひずみエネルギーを考慮していない。

本解析ではチューブの折れの展開時間が全体的にわずかに速くなったものの、グラフの形状としては、ほぼ一致した。よって本解析モデルの妥当性が示された。またチューブ内体積において、折れ角が 100° 以降で実験結果と体積変化モデル(式 2)はほぼ同じ傾向を示した。

6. 結 言

本論文では、宇宙用展開構造物であるインフレータブル構造物の展開についての研究を行った。無重力落下施設 JAMIC で行ったインフレータブルチューブ展開実験では、模擬衛星の切り離し速度、方向にかかわらず、展開中にインフレータブルチューブがいったん二つに折れ曲がる現象が発生した。この現象は NASA の実験⁽¹¹⁾でも起こっており、再現性があると思われる。また、インフレータブルチューブの展開の特徴である自己修復性(ガスによる復元力)により、折れ曲がった状態が最終的に解消される点は無重力空間

でも確認された。そこで、この展開途中に一度チューブが二つに折れ曲がり、その折れが徐々に解消していくという現象はインフレータブルの展開における代表的パターンであることがいえる。インフレータブルチューブの折れについては、解析モデルを仮定し数値解析したところ落下実験結果を十分説明できた。今後は、この解析モデルを発展しインフレータブルチューブの展開全体にわたる解析を進めていけるものと考ええる。インフレータブル技術は将来の大形宇宙構造物の建設に多く用いられることとなるが、本研究はその最もクリティカルな部分である展開について、そのダイナミクスの挙動解析に役立つものであると考える。

この実験は北海道マイクログラビティ研究会ならびに(財)北海道地域技術振興センターの御支援により実施したものでありここに感謝する。

文 献

- (1) Veal, G., IN-STEP Inflatable Antenna Description, AIAA 95-3739.
- (2) Gierow, P. A. and Clayton, W. R., Inflatable Concentrators Utilizing NASA LaRC Polyimides, AIAA 95-3797.
- (3) Robert T. K. Jr. and Kendall, Sr, R. T., ADVANCED UNMANNED/MANNED SPACE PAYLOAD INFLATABLE DECELERATOR/DELIVERY SYSTEM, AIAA 95-3798.
- (4) Lester, D. M. and Warmer, M. J., FOAM INFLATED RIGIDIZED STRUCTURES, *Solar Engineering-Vol. 2*, (1995), 865, ASME.
- (5) Main, J. A. and Carlin, R. A., Dynamic analysis of space-based inflated beam structures, *J. Acoust. soc. Am.*, 97-2, (1995), 1035, February.
- (6) Covault, C., Mars Initiative Leads Station Course Change, *AVIATION WEEK*, December, 8(1997), 39.
- (7) Caassapakis, C. and Thomas, M., Inflatable Structure Technology Development Overview, AIAA 95-3738.
- (8) 高野昌宏, インフレータブル構造物展開シミュレーション, 第 41 回宇宙科学技術連合講演会, (1997), 97-22-2.
- (9) M.T., Deployment of inflatable tube under micro-gravity, *JASMA*, Vol. 14 supplement (1997), 27.
- (10) http://www.hq.nasa.gov/cgi-bin/print_hit_bold.pl/office/codecd/stiedd/77 release.html?sts-77#first_hit.