

令和元年6月25日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16K06901

研究課題名(和文) モジュール型宇宙構造物の構築に関する研究

研究課題名(英文) Research on Construction of Modularized Space Structure Systems

研究代表者

名取 通弘 (Natori, Michihiro)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・名誉教授

研究者番号：00013722

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,700,000円

研究成果の概要(和文)： 将来の本格的な宇宙構造物システムの効率的な構築シナリオの確立には、展開構造モジュールを多数組み立てていくいわば展開構築と組立構築との組み合わせが有効である。さらにその組立構築においても単純な組立機能を持った多数の構造要素の活用による分散型組立構築が新たな宇宙構造物システム自動構築への道を拓くものと期待される。本研究では、展開構築としては展開膜面モジュールの利用を、また分散型組立構築としてはモジュール間アクティブ結合要素の導入を基本と考え、それぞれに対応するハードウェアの例を提示して、それらが有効に機能することを実験室レベルでの機能試験を通じて明らかにした。

研究成果の学術的意義や社会的意義

宇宙における構造物システムの構築には、その場での人の介在による修正や変更がその環境の厳しさの故に困難が多く、何らかの自動化が必要である。本研究がめざした安定した展開構造物をモジュールとした分散型組立構築の概念の追求はそのための多くの知見を提供し、将来の効率的な宇宙構造物システム構築に貢献できる。本研究による展開膜面モジュールはリブおよびフープ方向に伸展テープ部材と展開膜面とからなっており、その安定した展開特性はモジュール単独でもそのまま軽量の太陽電池アレイや展開膜面アンテナとしての利用が期待できる。また構築過程の最適化や構築過程での構造物の動的応答とかの新たな研究課題を様々に提供できる。

研究成果の概要(英文)： Some combination of deployment construction and erectable construction, in which any deployable structure modules are assembled through some robotic operations, is much important for the establishment of effective construction scenarios of future real space structure systems. Furthermore, in the erectable construction based on distributed construction scheme, practical use of many active structure elements which include simple erectable functions is expected to explore new automatic construction strategy of space structure systems. In this study, the use of deployable membrane modules as for deployable construction and the introduction of active connecting elements as for distributed construction scheme are considered to be mostly fundamental, and actual hardware examples for the both aspects mentioned above are shown, and their effectiveness are clarified through the basic functional tests in a university laboratory scale.

研究分野：宇宙構造物工学

キーワード：構造・材料 宇宙構造物システム 構造物の構築 展開構造モジュール 組立構築と展開構築

## 様式 C-19、F-19-1、Z-19、CK-19（共通）

### 1. 研究開始当初の背景

宇宙開発の進展に応じて、人工衛星をはじめとしてスペースアンテナやソーラーセイルなど多くの宇宙構造物が実現されてきた。それらの多くは展開型の構造概念により成り立っているが、国際宇宙ステーション（ISS）のような大型の宇宙構造物には組立型の構造概念がとられている。近年ではさらには太陽発電衛星といった超大型の宇宙構造物の実現化も検討されている。それらのスケールは数キロメートルから数十キロメートルにまで及んでいる。ただ当時もまた現在に至るまでも、実際に実現できた構造物は国際宇宙ステーションの100メートルの規模に過ぎない。それも完成までに莫大な費用と長期にわたる構築時間を必要としており、構築の観点からはとうてい効率的な宇宙構造物システムということではできない。展開型の構造概念によれば宇宙において構造物システムを実現するのに要する時間は短時間ですむが、展開の信頼性や構造物として必要とされる剛性確保の観点から、最大でも30メートル程度以下の規模の構造物システムへの対応が通常である。インフレーター構造要素を用いても100メートルが限度であろう。そのように今までの宇宙構造物、そしてさらに将来予想される大型の宇宙構造物を概観してみると、構造物を構造物システムとしてその構築の過程からとらえていく新たな視点が必要であり、そのような構造概念研究の試みはほとんどなされてこなかった。従来単に展開型構造物あるいは展開型構造要素として扱われてきた構造物も展開構築による構造物や構造要素としてとらえるべきであろう。そのような視点によれば、前述のISSは組立構築をベースにして膜面太陽電池アレイのような展開構築による構造要素も含む宇宙構造物システムということになる。

組立構築による宇宙構造物システムではISSの例のように多種多様なモジュールを少数の高度な機能を有する万能型ロボットによって組み立てていくいわば集中型組立構築のみが検討されてきた。現在までに考えられている100メートルを超えるような規模の宇宙構造物システムには割合限定された同種類のモジュールが多数繰り返し使われて構成されることが多い。そのような場合には、モジュールそのものに割合単純な組立の機能を付加して構造物システムを構築するいわば分散型の組立構築の概念が有効であろうと期待される。そのような分散型組立構築に関する検討はわずかに筆者らによるもののみで、それどころ基本的な概念検討が行われたきたに過ぎない。また展開構築では30メートル規模の構造物までを比較的容易に構築できるので、そのような構造物や構造要素を組立構築の基本モジュールにすることは宇宙開発の初期の頃から考えられていたものの、それらは集中型の組立構築に限られており、分散型の組立構築と組み合わせるような研究は皆無である。

大型の宇宙システムの構築にはフォーメーションフライトの活用のようなソフト的な対応も可能であると思われるが、それでもハード的に数十メートルから数百メートルの規模あるいはそれ以上の大型宇宙構造物システムの構築方法の確立は将来の宇宙開発研究に必須の課題である。本研究ではそのような背景状況を踏まえて、将来の大型宇宙構造物システムのより効率的な構築についての検討を試みようとするものである。

### 2. 研究の目的

筆者らの今までの宇宙構造物システム構築の検討では、モジュールそのものに分離・結合・回転の機能を与えた自動組み立てのシミュレーションと、それらの機能をモジュール間結合部に持たせてアクティブ化した結合部の概念モデルの試作・機能試験を行って、分散型組立構築が有効かつ実現可能であることを明らかにした。アクティブなモジュール間要素の導入は、実際のハードウェアの結合時に生じる結合点のオフセットの問題を解決するためと、今後新たに導入する展開モジュールの展開機能とを明確に分離しやすくする目的で、試みたものである。

本研究では、展開構築と分散型組立構築とによるより効率的な大型宇宙構造物システム構築法の確立のために、モジュール間のより広範な相互位置誤差に対応できるようなアクティブなモジュール間結合要素を設計・試作し、それらが均質な複数の多角形状のモジュールを初期の状態から分離・移動・結合できることを示し、また展開モジュールとして展開後に十分な剛性を保持できる伸展リブおよびフープ部材と膜面からなるモジュールを提示することを目的とする。モジュールの初期形態は輸送系ロケット内に積み重ねていけば輪切りの状態で収納した形態を想定する。

### 3. 研究の方法

筆者らの従来のシミュレーション研究により有効性が示されている分散型組立構築が実際に可能であることを実証するために、シミュレーションのみにとどまらず、何らかの概念モデルの設計・試作・試験を実施する。本研究では組立構築のためのアクティブなモジュール間結合要素を広い範囲の結合位置誤差を吸収できるように新たに設計して、その製作と動作機能試験を実施する。それらは実験室規模の小規模なモデルによる概念研究ではあるが、モジュールのスタック状態からの送り出し機構を含め、モジュールの結合・分離・回転・移動を実際に示して、一連の宇宙構造物システム組立構築過程を模擬できるものとする。また、組立構築のさいの上記のモジュールをすべて展開型のモジュールに置き換えた将来の実証研究に対応できるように、展開後にも十分に剛性を保持できるような展開モジュールの試作および動作機能確認試験を実施する。

#### 4. 研究成果

##### 4.1 展開膜面モジュールの展開機能試験

実験室における概念モデルによる組立構築の実証研究には、自身の形態を保つだけでなくそれなりの荷重に対応できる剛性を持ちかつ軽量のモジュール構造物が必要である。その意味では筆者らも追及してきたリブおよびフープ方向にも同じ伸展テープ部材を有する展開膜面構造が有効である。そのような部材構成の一例が図1である。本研究ではそれに膜面部を加え、さらにモジュール間結合のための部材(支柱)を付け加えた展開膜面モジュールを試作しその展開機能試験をおこなった。その収納状態を図2



図1 伸展フープ・リブトラス構造

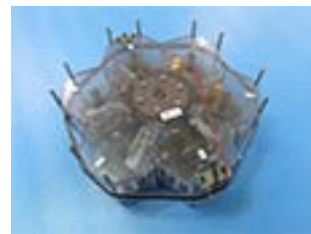


図2 展開膜面モジュール収納状態

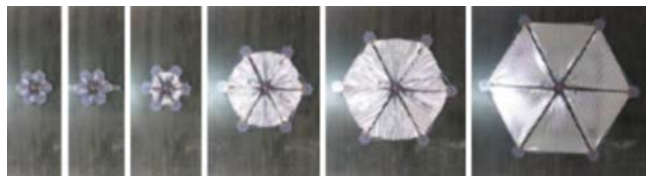


図3 展開膜面モジュールの展開状況

に示す。図3がその展開の状況である。リブ部材だけでなくフープ部材の伸展力により十分に安定した展開ができること、また展開後の構造物としての剛性も十分であることを確認できた。

##### 4.2 分散型組立構築のための機能実証試験

###### 4.2.1 モジュール間アクティブ要素の設計と試作

本研究では、モジュールの分離・回転・結合機能を果たす先端部を両端に有するアクティブなモジュール間結合要素(以下、結合要素と略述する)を設計試作した(図4)。図の上部中央はデータの送受信部である。要素先端にある鉤状の部材を開くことによって、図2に示すようなモジュールと結合できる。その様子が図5である。また、先端部は図6に示す回転の機能も有する。図にあるように鉤状部材にある溝部にモジュールの受け支柱を導くことにより、モジュールを固定して(リジダイズ)それを回転させることができる。この結合要素は実際に起こりうる比較的大きな要素およびモジュール間の位置誤差に対応できることを意図して設計された。



図4 モジュール間アクティブ結合要素

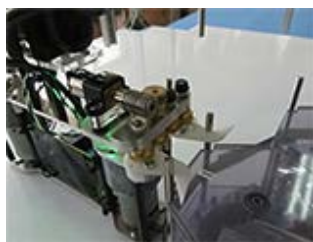


図5 モジュールとの結合

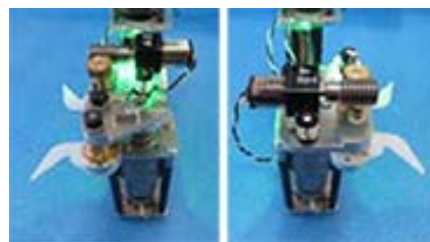


図6 要素先端部の回転  
左:時計回り、右:反時計回り回転

###### 4.2.2 機能実証試験の状況

試験は、モジュールが輸送系ロケット内に積み重ねられていわば輪切りの状態で収納された初期形態を考慮するため、図7のような試験フレーム内で行った。フレーム底面に点で示される六角形的位置に結合要素を装着したモジュールが固定される。ここでは図2に示すモジュールを用いた。その状況が図8である。図8の左側にダミーモジュールがセットされていて、それらはボールスクリーによって試験平面に降ろされてくる。実際の試験の一場面が図9であ

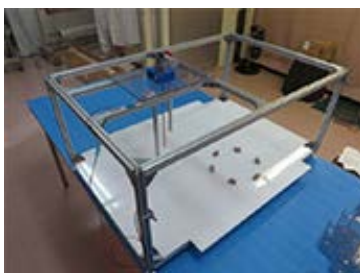


図7 モジュール送り出し機構を含めた試験フレーム

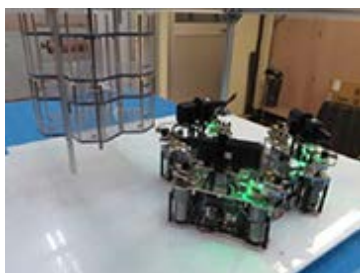


図8 ダミーモジュールとアクティブ要素付きモジュール

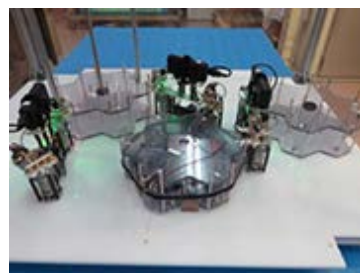


図9 試験の様子(図10(5)に相当)

る。試験平面上にある3個のモジュールと3個の結合要素とが示されている。

###### 4.2.3 モジュールの分離・回転・結合機能試験結果

図10は試験の様子を順を追って示したものである。図10(1)は初期の状態、図8に対応

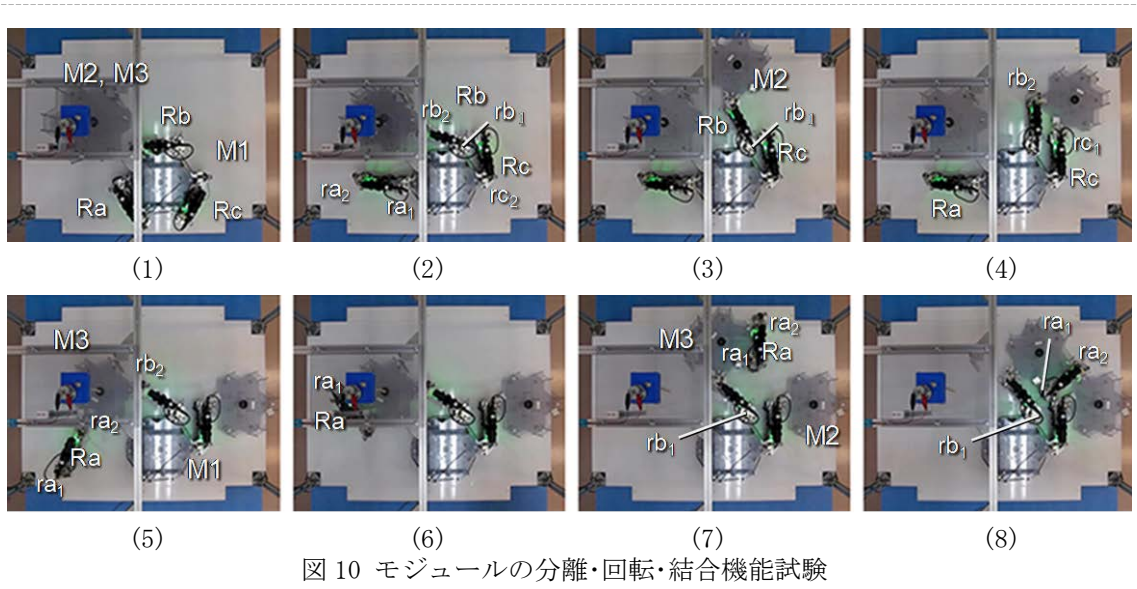


図 10 モジュールの分離・回転・結合機能試験

している。その状態からダミーモジュール M2、M3 を一段送り出し、モジュール M2 を M1 と同じ面内に移動する。次いで結合要素 Rb をその先端部  $rb_1$  により回転させ、 $rb_2$  を作動させて M1 と結合する (図 10(2))。その時、Ra と Rc をそれぞれ  $ra_1, rc_2$  により図のように回転させておく。図 10(3) では、結合された M2 および Rb を  $rb_1$  により回転させる状況を示す。その後、図 10(4) に示すように  $rb_2$  および  $rc_1$  の作動により M2 を Rc に受け渡す。次いで、図 10(5) では M3 を試験平面に降ろし、待機していた Ra を作動させて M3 を固定して (図ではこの経過を省略)  $rb_2$  により M3 と Rb を結合する。その後  $ra_1$  により結合されていた M1 と Ra を分離して  $ra_2$  の作動で Ra をモジュールの周辺まわりに移動させる。この状態の概観が丁度図 9 に対応している。図 10(6) は Ra がモジュールの次の辺上に移動した状態であり、図 10(7) M3 に示す位置にまで Ra は M3 の辺上を回転移動している。同時に、結合された M3 と Rb を  $rb_1$  の作動により M2 との結合位置にまで移動させ (図 10(7)、および (8))、さらに  $rb_1$  を  $ra_1, ra_2$  と協調して作動させて、三つのモジュールが互いに結合された状態にすることができる (図 10(8))。本研究で使用した作業スペースが限定的なので、図 10(8) が機能試験の最終形態である。

#### 4.2.4 機能試験結果の考察

三つのモジュールの分離・回転・結合による一連のモジュールの移動はスムーズであった。それにより、設計したモジュール間アクティブ結合要素が組立構築に有効であること示される。結合要素は十分な相対位置誤差の吸収が可能であるが、誤差が大きと思われる場合に要素先端部によるリジダイズの際には大きな姿勢変動も観察され、それらによる今後の興味ある研究課題も提示できたと思われる。また、本研究で扱った試験では、結合要素の先端部の数が 6 になることにより組立作業の自由度が増えて、作業計画に基づいて多くの作業を並列に行うことができる可能性が見られた。このことは分散型組立構築の特色でもあり、作業計画の最適化など多くの興味ある研究課題につながるものと期待できよう。

#### <参考文献>

1. Natori, M.C., Nagasawa, M., Yamada, J., Okuno, A., Yamakawa, H., Higuchi, K. and Kishimoto, N., "A Basic Construction Concept for Space Structure Systems Using Active Connecting Elements," AIAA-2015-0683, 2nd AIAA Spacecraft Structures Conf., (SciTech2015), Jan. 2015, Kissimmee, FL.
2. M.C. Natori, N. Katsumata, N. Okuizumi, A. Watanabe and H. Yamakawa, "Deployable Membrane Structures with Rolled-up Booms and Their Deployment Characteristics," AIAA-2013-1596, 54th AIAA/ASME/ASCE/ AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conf., April 2013, Boston.
3. Tamura, A., Inoue, S., Kawarabayashi, D., Yamazaki, M. and Miyazaki, Y., "Deployment Dynamics of Selfdeployable Truss Structure Consisting of Bi-convex Booms," AIAA-2017-0175, 4th AIAA Spacecraft Structures Conference, 2017 AIAA SciTech Forum, January 2017, Grapevine, Texas
4. M.C. Natori, H. Namba, K.C. Park and J.C. Chiou, "Dynamics of Large Space Structure Elements in Orbit through Adaptive Deployment Construction," North American Conf. Smart Struct. Materials 1993, Feb. 1993, Albuquerque, Smart Structures and Intelligent Systems, SPIE Vol. 1917, 1042-1051.

#### 5. 主な発表論文等 (2016 年以降本研究課題に関連するもののみ)

[学会発表]

1. 須崎 航, 宮下 朋之, 名取 通弘, "多重らせん折り膜面に関する研究," 1M20, 第 62 回宇

- 宙科学技術連合講演会, 日本航空宇宙学会 ほか, 久留米, Oct. 2018.
2. 石村 康生, 後藤 健, 田中 宏明, 水谷 忠均, “高精度大型宇宙構造システムとその基盤技術,” 2J17, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 日本航空宇宙学会 ほか 2018.
  3. 石村 康生, 渡邊 秋人, 伊藤 祐明, 武井 祥平, 名取 通弘, “モジュール構造物の組立機構に関する検討,” J1910002, 日本機械学会 2018 年度年次大会 講演論文集, Sept. 2018, 吹田 大阪.
  4. Natori, M. C., “Concepts and Mechanics of Space Structures” Workshop on Advances in Numerical Methods for Simulation, Optimization, and Uncertainty Quantification of Coupled Physics Problem, April 23-24, 2018, University of Colorado Boulder.
  5. Miyashita, T., Yamakawa, H., Natori, M. C. and Katsumata, N., “Expansion and Measurement of Spiral Folded Membrane by Small Satellite,” AIAA 2017-0848, 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017.
  6. Natori, M. C., “Solar Sails as Gossamer Space Structure Systems,” 4th Intl. Symp. Solar Sailing (ISSS2017), Jan. 2017, Kyoto, Japan.
  7. 名取通弘, “ゴッサマースペースクラフト 今昔,” アストロダイナミクスシンポジウム, July 2016, ISAS/JAXA, 相模原.
  8. Okuizumi, N., Ikuta, H., Hakata, S., Natori, M. C., Watanabe, A. and Yamakawa, H., “Stepwise Deployments of Membrane Structure with Rolled-up Braided CFRP Bi-Convex Booms,” AIAA 2016-1471, 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, 2016.
  9. Torisaka, A., Satoh, Y., Akita, T., Natori, M. C., Yamakawa, H. and Miyashita, T., “Membrane Space Structure with Sterical Support of Booms and Cables,” AIAA 2016-1217, 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, 2016.

## 6. 研究組織

### (1) 研究分担者

研究分担者氏名 : 石村 康生  
ローマ字氏名 : Ishihimura Kosei  
所属研究機関名 : 早稲田大学  
部局名 : 理工学部  
職名 : 教授  
研究者番号 (8 桁) : 10333626

### (2) 研究協力者

研究協力者氏名 : 山川 宏  
ローマ字氏名 : Yamakawa Hiroshi  
研究協力者氏名 : 宮下 朋之  
ローマ字氏名 : Miyashita Tomoyuki  
研究協力者氏名 : 鳥阪 綾子  
ローマ字氏名 : Torisaka Ayako