

人工衛星姿勢制御装置の熱制御

Thermal Control of Propulsion System for Spacecraft

技術本部 山田 明^{*1} 菊地 洋^{*2}
長崎造船所 古川 克己^{*3} 三島 弘行^{*3}

当社は、日本の人工衛星用姿勢制御装置の開発と製作に数多くの実績がある。ここで、姿勢制御装置とは人工衛星が姿勢や位置を変える装置であり、3 N から 500 N の推力を発生するスラスト、燃料であるヒドラジンや酸化剤のタンクと配管、電磁弁などから構成されている。人工衛星は、約 6 000 K の太陽光による加熱と約 3 K の深宇宙への放熱という、非常に厳しい熱環境にさらされている。また、その環境は人工衛星の軌道と季節によるのみならず、刻一刻と変化する。このような下でも、燃料配管やバルブなどは、12~60℃の狭い温度範囲に制御する必要がある。姿勢制御装置の温度を予測することはそのために重要である。当社で実施した要素熱真空試験及び熱解析により予測した温度は、SFU (Space Flyer Unit) の実際の測定値とほぼ一致した。また、PLANET-B で使用予定の 500 N スラストの温度保持のため、2 W のヒータが必要であることが温度予測から明らかにされた。

Propulsion systems for Japanese spacecraft consist of from 3~500N thruster, hydrazine tanks, pipes, and latching valves. Thermal environment of spacecraft is heating from sun at about 6 000K because of intense heat from the sun, and 3 K in deep space. This specific nature of the environments depends on the spacecraft and the season, and also the time of development. Every component of the propulsion system must remain within a thermally narrow temperature range that is between 12 to 60 °C. A thermal analysis, conducted after a component thermal vacuum test was performed, accurately predicted the actual temperature change in the SFU (Space Flyer Unit) propulsion system well. 2 W electrical heater must be used in order to keep the PLANET-B 500N thruster above its lowest allowable temperature.

1. ま え が き

人工衛星姿勢制御装置の熱設計の目的は、少いヒータ電力と軽量の断熱材など熱制御材でバルブや配管などの要素が機能を果せる温度範囲に制御することである。通常の推進系では、燃料となるヒドラジンの凍結温度と材料の適合性の観点からその温度範囲は決められる。これを逸脱すると、例えばヒドラジンが凍結しスラストが作動不良を来すのはもとより、次に温度が上昇して融解する際には体積膨張によりバルブ類を破壊して、毒性や反応性の高い燃料が放出される。あるいは高温になれば、バルブのシール材料が劣化した部分からヒドラジンが外部にリークする、金属材料に接触しているヒドラジンが分解してガスになり圧力が上昇する、などの可能性がある。

これらの不具合を生じさせないためには、熱解析で温度予測を行う必要がある。また、その解析の予測精度は、熱真空試験と呼ばれる宇宙環境を模擬した伝熱試験により検証される。このような熱解析や熱真空試験を実施している姿勢制御装置メーカは、海外を含めて当社のみである。これにより、姿勢制御装置の機能に適合した熱設計を可能にした。

2. 試 験 設 備

2.1 要素熱真空試験装置

宇宙空間の熱的環境を模擬する要素熱真空試験装置を図1に示す。深宇宙 3 K を模擬するために約 90 K の液体窒素シュラウドを用いている。この温度の相違は解析的に補正できるが、実用上ほとんど問題ない。また、太陽光の模擬は赤外線ランプにより行う。

人工衛星の熱的物性値として重要なのは、赤外線輻(ふく)射率と太陽光の反射率である。これらの物性値はそれぞれの専用の計測機を用いて測定している。

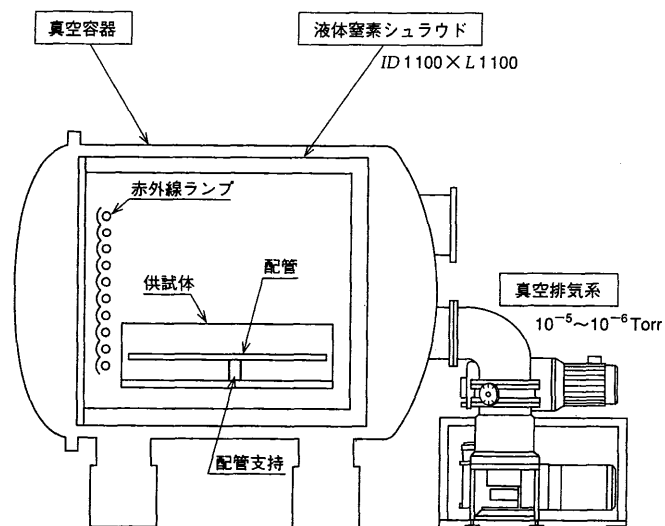


図1 要素熱真空試験装置 人工衛星スラストや配管など構成機器の熱真空試験に用いる。
Vacuum chamber

2.2 熱解析プログラム

熱解析は二つの部分からなる。一つは、太陽光の反射やそれぞれの機器の輻射結合を三次元的に求める TRASYS である。このプログラムで人工衛星の各部分の面を定義し軌道や季節を入力することで、直射太陽光や太陽光の地球による反射光(アルベド)も計算される。他方は、電気ヒータの発熱や太陽光による加熱と深宇宙への放熱などを結合し、機器の非定常温度分布を求める SINDA である。これらのプログラムは NASA でも使われており信頼性は高い。ただし、いかに信頼性の高いプログラムとはいえ、用いる物性データや熱数学モデルと呼ばれる解析モデルの作成が不適当であれば、得られる人工衛星自体を予測した結果も精度は

*1 長崎研究所火力プラント 研究推進室 工博

*2 長崎研究所第二実験課

*3 特殊機械部宇宙機器設計課

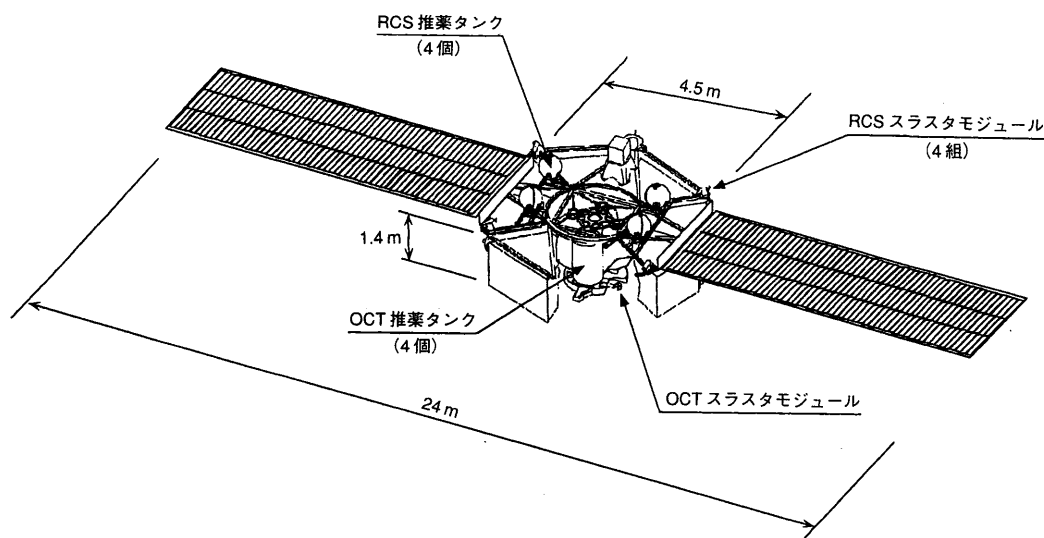


図2 SFUの外観 日本初の回収型人工衛星である。
Out view of SFU

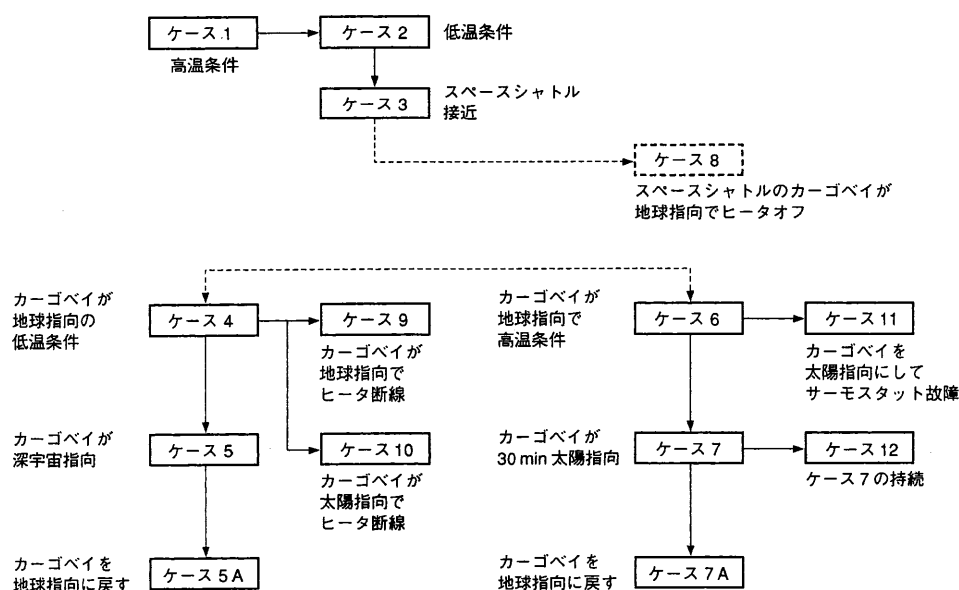


図3 解析ケース 人工衛星の軌道や季節及び故障の種類で解析条件が決まる。
Flow of analysis

悪い。これらの解析結果は、前述の要素熱真空試験や更に大規模な熱真空試験により、検証される。

3. SFU (Space Flyer Unit)

3.1 解析の概要

図2に外観を示すSFUは、NASAのSafety Reviewと呼ばれる安全審査に合格した⁽¹⁾。当社は姿勢制御装置と軌道変換装置を合わせた推進系を製作したが、推進系では“構造”と“熱”が中心に行われた。“構造”における安全とは、文字どおり振動などによる力に構造が耐え得ることが条件となり理解されやすいと思う。これに対して、“熱”は人工衛星のバルブや配管などの要素が機能を果せる温度に制御されることが安全の条件となる。SFUの推進系では、燃料となるヒドラジンの凍結温度と材料の適合性の観点から、2℃から50℃で燃料タンクを、2℃から71℃で電磁弁を、2℃から93℃で配管を制御する必要があった。なお、このときの設計は最低温度より10℃高く最高温度より10℃低い範囲で行った。

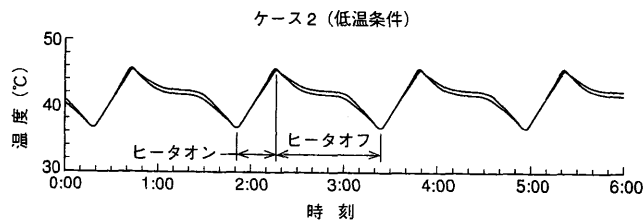
SFUで従来の日本の人工衛星と異なるのは、軌道や姿勢の条件で想定するケースが多かったことである。そのケースを図3に示

す。ケース1, 2, 3, 8はスペースシャトルに回収する前、それ以外は回収後の条件を表している。例えばケース6は“(スペースシャトルでSFUが搭載される) カーゴベイが地球を向いていて高温となる軌道”であり、ケース7ではその状態から“カーゴベイが30 min 太陽を向く”ことで温度が上昇する。さらにその後ケース7Aでは“カーゴベイが地球を向く”ことで何時間たったら温度がケース6の状態に回復するかを、他方、ケース12では“カーゴベイが引続き太陽を向く”ことがあと何時間可能かを解析した。

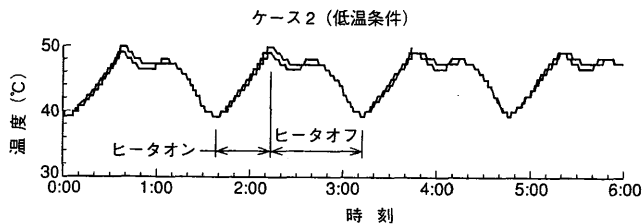
これらのケースの予測には2.2節で述べたプログラムを用い、またその解析モデルの妥当性、輻射率や熱伝導率などの熱物性値を検証するための試験は2.1節の装置で実施した。

3.2 テレメトリデータ／解析結果の比較

ミッション運用時の姿勢制御装置の温度制御状況の例を図4に示す。この図から明らかなように、温度変動は解析によると37℃から46℃であるのに対し、実測は40℃から50℃である。そしてヒータオンとヒータオフの時間はそれぞれ解析で25 minと65 min、実測で35 minと55 minであり、ヒータの所要電力を精度良く予測することができた。また、ミッション運用中の温度制御幅は、



(a) 解析



(b) 実測

図4 RCS ミッション運転時温度変化 解析値と実測値は良く一致する。

Temperature change of RCS in mission

ほとんどすべての部分が解析値 $\pm 10^{\circ}\text{C}$ の範囲内にあり、NASA 安全要求の範囲内であった。

4. PLANET-B

火星探査機 PLANET-B は、火星まで長期間のフライトをするため、従来の地球周回衛星と比較して熱的に厳しい環境にさらされる。熱解析の精度を高めるために、構成要素の輻射伝熱特性や熱伝導結合をモデル化した熱数学モデルの精度向上が必要不可欠である。本衛星では熱数学モデルの検証を目的とした要素熱真空試験を実施した。

4.1 試験方法

2.1 節で述べた装置内に PLANET-B 推進系を設置し、表 1 に示す試験ケースにおける各部温度、ヒータへの熱入力（入力電圧、電流）、チャンバ内圧力などを測定した。

また、テープヒータを各フレーム及び推進弁に施工し、試験時に所定の温度に調節した。また、燃焼による発熱を模擬するために、燃焼器及びノズルにシリコンカバーヒータを取付けた。またこのヒータには、表面の輻射率を合わせるために、アルミ箔を表面に張付けた。

4.2 試験結果

定常状態の試験（ケース 1, 2, 4）における代表的なヒータ出力及び温度測定結果を表 2 に、また非定常試験ケース 3 とケース 5 の結果を図 5 に示す。ケース 3 は低温定常(2)試験（ケース 2）の状態から、燃焼器及びノズルに設置したヒータをオンにして温度が上昇していく過程を、ケース 5 は高温定常試験（ケース 4）の状態から、燃焼器のヒータを切り温度が下がっていく過程を測定した結果である。これらの試験から以下のことが分かった。

- (1) 低温の状態では、ノズルの先端が -100°C 近くまで下がる。
- (2) 低温の状態で、推進弁を 30°C に保つには、約 2 W のヒータ出力が必要である。
- (3) 定常状態での、スラスタ取付け板と推進弁の温度差から、スラスタ取付け板と推進弁の間の断熱は比較的よい。
- (4) 高温定常状態で、推進弁の温度は 30°C に保たれた。また、高温非定常試験（降温）の結果から、ノズルスカートを放熱面として、大きな影響がある。

表 1 試験ケース
Test case

ケース	試験名	境界条件等
1	低温定常 (1)	推進弁： 10°C 、フレーム： -30°C
2	低温定常 (2)	推進弁： 30°C 、フレーム： -30°C
3	高温非定常 (昇温)	推進弁： 30°C 、フレーム： -30°C 燃焼器ヒータ： 24 W
4	高温定常	推進弁： 30°C 、フレーム： -30°C 燃焼器： 200°C
5	高温非定常 (降温)	推進弁： 30°C 、フレーム： -30°C

表 2 熱真空試験結果

Thermal vacuum test results

(a) ヒータ出力（表中数値は W）

番号	設置位置	ケース 1	ケース 2	ケース 4
1	推進弁 (O) ヒータ	1.7	2.3	0.1
2	推進弁 (F) ヒータ	1.4	1.9	0.2
3	フレームヒータ	16.6	16.1	10.6

(b) 各部温度（表中数値は $^{\circ}\text{C}$ ）

番号	設置位置	ケース 1	ケース 2	ケース 4
1	ノズル出口	-96.8	-95.5	-47.9
9	スロート (R)	-75.2	-71.7	94.5
15	噴射器 (R)	-59.4	-54.3	96.1
19	サーマルシールド	-42.2	-41.6	-33.8
21	フレーム	-27.4	-26.2	-18.7
33	推進弁 (O)	6.8	26.5	29.3
34	推進弁 (F)	7.4	27.1	29.3
43	MLI 表	-92.9	-91.2	-79.5
44	MLI 裏	-29.2	-18.0	26.4

また、実際の燃焼時には、スロート付近で 1300°C 程度の温度になるので、燃焼後に燃料配管の上流側へ熱が伝わるいわゆるヒートソークバックの解析を行い、問題ないことを確認した。

5. M-V

文部省宇宙科学研究所の打上げロケット M-V のサイドジェット (SJ) 装置は、高温となるロケットモータのノズル近くに搭載される。このため、SJ の MLI (Multi Layer Insulation) と呼ばれる熱制御用多層断熱材の表面温度は 300°C 以上になり、従来の MLI は使用できない。そこで、全層を耐熱性の高いポリイミドフィルムとした高温用 MLI を開発し、使用することになった。この高温用 MLI の断熱性能を確認するために、高温での輻射特性を計測する試験を行った⁽²⁾。

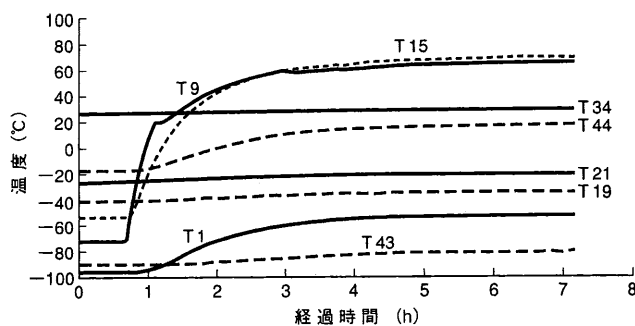
5.1 供試体

図 6 に高温用 MLI の構造を示す。耐熱性の要求から、最外層のフィルムに耐熱温度約 500°C の片面アルミニウム蒸着ポリイミドフィルムを、第 2 層以降には、フィルム同士が密着しないようにエンボス加工を施した耐熱温度約 285°C の両面アルミニウム蒸着ポリイミドフィルムを使用した。

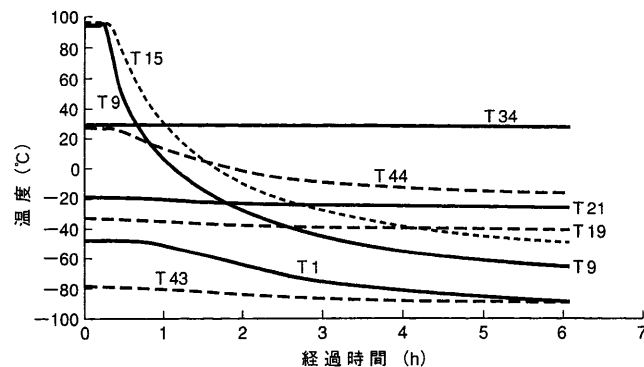
試験には、最外層のフィルム厚さとフィルム積層枚数を変えた 4 種類の MLI ($400 \times 250\text{ mm}$) を使用した。MLI 供試体の仕様を表 3 に示す。

5.2 試験方法

図 1 で示した試験装置内に設置した均温板上に、MLI 供試体を固定し、その上方に 30 mm の間隔をおいて加熱ヒータを設置した。試験中は、対流熱伝達の影響をなくすために、真空チャンバ



(a) ケース 3



(b) ケース 5

図5 非定常試験結果(ケース3, 5) 500 N スラストのスロート部(T9, T15)の昇温特性を把握した。
Temperature change test result (case 3, 5)

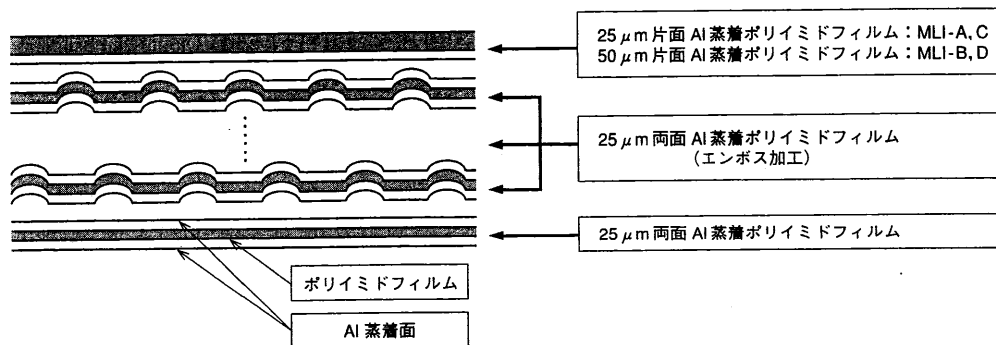


図6 高温用 MLI の構造 最外層(25 μm Al 蒸着, 50 μm Al 蒸着)が従来と異なる。
Cross section of MLI for high temperature

内圧力を 1×10^{-6} Torr 以下に保った。加熱ヒータ表面温度 T_H と均温板の温度を一定に制御し、そのときの MLI 表面温度 T_M と MLI 内面温度 T_L 及び温度測定点直下における熱流束 q を計測した。

試験は、加熱ヒータ表面温度を 100℃ から 300℃ まで、50℃ 刻みで設定して、熱流束及び各部温度を計測し、熱流束及び温度が平衡状態となった後の 30 min の平均を採った。なお、均温板温度は、冷却液循環装置を用いて 20℃ に保った。

5.3 試験結果

加熱ヒータ表面と MLI 裏面、つまり均温板表面間の熱伝達を MLI の等価輻射熱伝達と定義し、断熱性能を評価した。等価輻射率 ϵ_{eff} は、熱流束 q 、ヒータ表面温度 T_H 及び MLI 内面温度 T_L から、次に示す一次元の輻射伝熱の式を用いて計算した。

$$\frac{1}{\epsilon_{\text{eff}}} = \frac{\sigma}{q} (T_H^4 - T_L^4) - \frac{1}{\epsilon_H} + 1$$

ここで、 σ はステファンボルツマン定数 ($=5.67 \times 10^{-8} \text{ W/K}^4$)、 ϵ_H は加熱ヒータ表面の輻射率 ($=0.94$: 黒体塗料塗布) である。

等価輻射率は温度依存性が低く、変化の最も大きかった供試体 A で 0.01 程度しか変化せず、MLI 表面温度が 200℃ 以上となっても、断熱性能はほとんど変化しない結果が得られた。なお、この高温用 MLI は、平成 9 年 2 月 12 日に“はるか”を打上げた M-V の一号機に採用された。

6. む す び

- (1) SFU の実運用において、当社が実施した熱解析による温度の予測値と実測値は良く一致しており、要素熱真空試験による検証を含めてその解析手法の妥当性が検証された。
- (2) PLANET-B で用いる 500 N スラストの要素熱真空試験を行

表3 MLI 供試体の仕様
Specification of test MLI

供試体	最外層フィルム	内層フィルム (エンボス加工)	最内層フィルム
A	25 μm 片面 Al 蒸着 ポリイミド フィルム	25 μm 両面 Al 蒸着 ポリイミド フィルム×14 枚	25 μm 両面 Al 蒸着 ポリイミドフィルム
B	50 μm 片面 Al 蒸着 ポリイミド フィルム	25 μm 両面 Al 蒸着 ポリイミド フィルム×12 枚	25 μm 両面 Al 蒸着 ポリイミドフィルム
C	25 μm 片面 Al 蒸着 ポリイミド フィルム	25 μm 両面 Al 蒸着 ポリイミド フィルム×10 枚	25 μm 両面 Al 蒸着 ポリイミドフィルム
D	50 μm 片面 Al 蒸着 ポリイミド フィルム	25 μm 両面 Al 蒸着 ポリイミド フィルム×8 枚	25 μm 両面 Al 蒸着 ポリイミドフィルム

い、その結果に基づいた熱解析を実施した。その結果、推葉弁を 30℃ に保つには約 2 W のヒータが必要であるなど、熱特性を予測できた。

- (3) M-V の SJ (サイドジェット) において、高温用 MLI (多層断熱材) の試験を行った。その結果、MLI のフィルムの積層枚数が十分であれば、MLI の表面温度が 200℃ 以上においても、断熱性能の低下がないことが確認できた。

参考文献

- (1) 古川克己ら, SFU 推進系“RCS/OCT システム”の開発, 三菱重工技報 Vol.33 No.3 (1996) p.182
- (2) 三島弘行, 高温用多層断熱材の輻射特性, 第 36 回航空原動機・宇宙推進講演会 (1995) p.82