

特別講演 ASTRO-H/SXS 用振動アイソレータの開発

Development of Vibration Isolator for ASTRO-H/SXS

安田進 (JAXA)

Susumu Yasuda (JAXA)

概要

2016年2月に打ち上げ予定のX線天文衛星ASTRO-Hには、軟X線の波長を検出するための検出器Soft X-ray Spectrometer (SXS)が搭載されている。SXSの開発段階で、冷凍機の発生する機械的な擾乱が検出器でノイズとなり、要求仕様を満たさないことが判明した。問題解決のため、振動アイソレータを新規開発し、ASTRO-Hに搭載した。本稿では、開発した振動アイソレータの概要と、開発時の主要な課題について紹介する。

1 背景

1.1 ASTRO-H と SXS

ASTRO-Hは、2016年2月に打ち上げ予定のX線天文衛星である⁽¹⁾。H-IIAで打ち上げられ、質量は2.7t、軌道上での全長は14mとなる。Soft X-ray Spectrometer (SXS)は、ASTRO-Hに搭載されている検出器の一つで、軟X線の波長を測定するものである⁽²⁾。



Fig.1 Artistic Figure of ASTRO-H

SXSの原理を図2に示す。検出器の吸収体にX線の光子が吸収されると、光子のエネルギー分だけ温度Tが上昇する。この温度Tの変化から元々の光子の波長を検出する。12x14mmのチップ上にこのような素子が6x6の36個作られている。検出するエネルギーが非常に微小なため、素子への温度要求は非常に厳

しく、検出器の要求動作温度は50mK、温度安定度要求は±2μKである⁽³⁾。

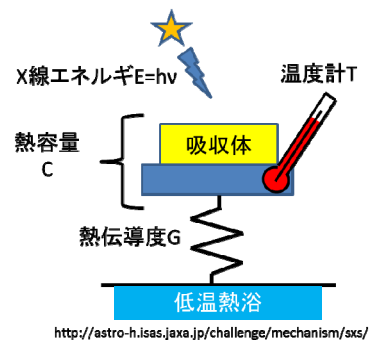


Fig.2 Basic Concept of SXS

この要求を満たすために、検出器は液体ヘリウムタンク中の断熱消磁冷凍機の上に搭載され、ヘリウムタンクはDewarの中に入っている(図3)。そして、そのDewarにはヘリウムの蒸発を防ぐために機械式の冷凍機が搭載されている。

1.2 擾乱問題

2012年11月から12月にDewarのEngineering Modelによる動作試験が実施された。その際に、Dewarに搭載された2段スターリング冷凍機の圧縮機が発生する機械的な擾乱が検出器に悪影響を及ぼすことが判明した。問題となった圧縮機は、Dewarの側面にある2台のShield Cooler (SC)と、Dewarの底面にある

2台の Pre-Cooler (PC)ある．問題を切り分けた結果，以下の事象が明らかとなった．

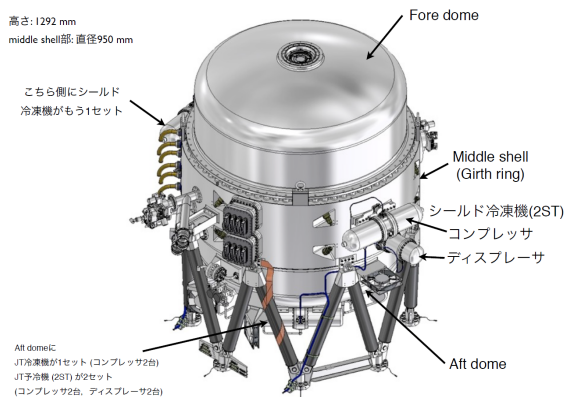


Fig.3 Dewar

図4に示すように，まず，4台の圧縮機が振動を発生し，この振動が検出器まで伝達する．そして，この振動が 10nW オーダーの熱を発生し，その熱が検出器の温度を数 μK から数 $10\mu\text{K}$ のオーダーで変動させる．検出器の温度安定要求は， $2\mu\text{K}$ であるため，この変動値は要求値を大幅に超えている．問題解決のため，2012年12月にSXSの擾乱対策チームが発足した．

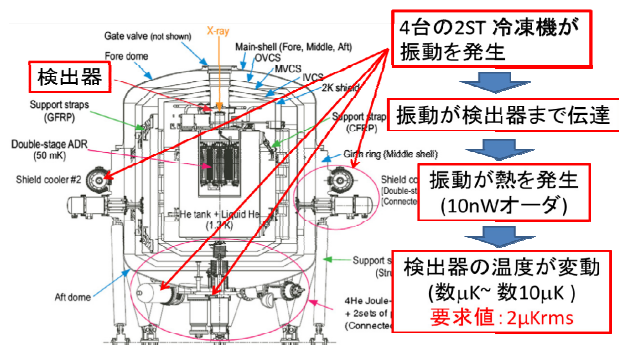


Fig.4 SXS Micro Vibration Problem

圧縮機は，図5に示すような円筒形状をしており，内部にはヘリウムガスが充てんされている．全長は400mm程度，質量は7kg程度である．一つの圧縮機には，ピストンが一組向かい合って搭載されており，駆動周波数は15Hzである．

機械擾乱の計測は，図6に示すように除振台の上にフォースセンサを取り付け，その上に圧縮機を

取り付けて計測する．3軸のフォースセンサを3つ使用し，インターフェース面における並進3自由度(DOF)と回転3DOFを計測する．

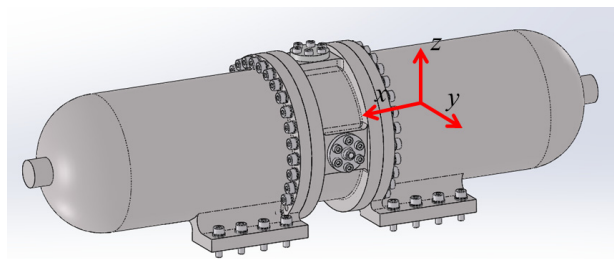


Fig.5 Compressor of Stirling Cryocooler

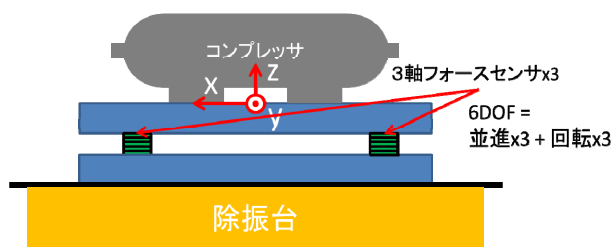


Fig.6 Configuration of Vibration Force Measurement

図7に，測定した力の周波数領域プロットを示す．串の歯のように等間隔に飛び出ている箇所は15Hzおよびその倍調波である．また，広い帯域に渡ってブロードな擾乱力も発生している．

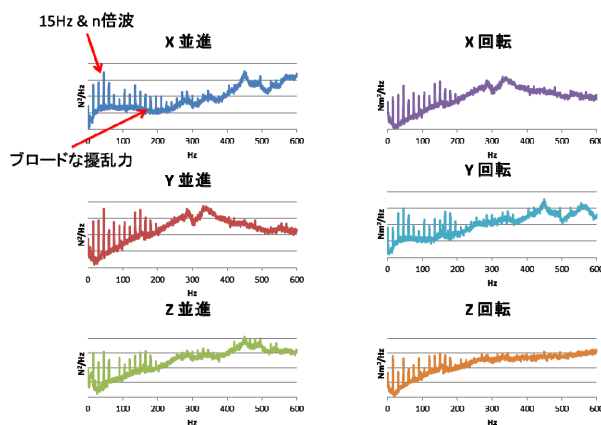


Fig.7 Power Spectral Density of Vibration Force

図8に圧縮機の内部構造を示す．ピストンが一組対向して搭載されており，シャフトはリニアボールベアリングで保持されている．シャフトには

ボイスコイルが取り付けられており、2つのピストンは互いに逆向きに駆動される⁽⁴⁾。

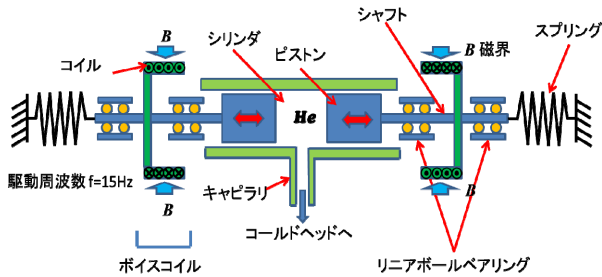


Fig. 8 Internal Structure of Compressor

リニアボールベアリングは、円筒状のハウジングの中にボールが組み込まれており、シャフトとハウジングの摩擦を減らすものである。ボール回転時に、微小な凹凸に起因する擾乱力が発生する。回転ベアリングの場合、回転数に同期した成分の擾乱が発生することはよく知られている。圧縮機のピストンは往復駆動されるため、ボールの回転速度は連続的に変化する。それゆえ、発生する擾乱力の周波数が常に変化してブロードな擾乱力が発生する。

1.3 振動アイソレータの原理

振動アイソレータとは、振動発生源と取り付け部の間に柔らかいものを挟んで、振動の伝達を抑えるものである⁽⁵⁾。1DOFの線形モデルを、図9に示す。質量 m がスプリング k とダンパ c でつながれたモデルで表現できる。今回の例では、質量 m が圧縮機、取り付け部が Dewar に相当する。圧縮機の振動が、スプリングとダンパに伝わり、スプリングとダンパの反力が Dewar に伝達する。

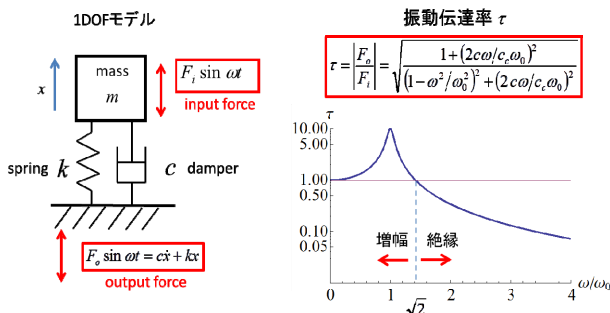


Fig. 9 Concept of 1DOF Vibration Isolator

入力を正弦波とした時の、入力と取り付け部に伝わる力の比を伝達率 τ という。共振周波数の $\sqrt{2}$ 倍より高い周波数では、取り付け部に伝わる力は入力より小さくなり、振動が絶縁される。一方、それよりも低い周波数では力が増幅され、とくに共振周波数近傍では増幅率が大きくなる。

1.4 アイソレータ設計の注意点

まず、アイソレータ設計の一般的注意点について述べる。図10に示すようにバネで吊られた剛体には6つの振動モードが存在し、これらのモードをサスペンションモードという。アイソレータの設計に当たっては、これら6つの周波数を極力近づけることが望ましい。しかし、一般には質量特性は振動を絶縁したい機器によって決まり、自由に選ぶことはできない。例えば、今回の圧縮機の場合、X軸回りの慣性モーメントは、YZ軸回りに比べて1ケタ小さい。すなわち、共振点を設計することはバネを設計することになる。その上、アイソレータが使用できる物理的な空間は非常に限られている。この限られた物理的空間の中で共振モードを設計するのがアイソレータ設計の最初のチャレンジである。設計作業は、基本的にはトライアンドエラーの繰り返しである。

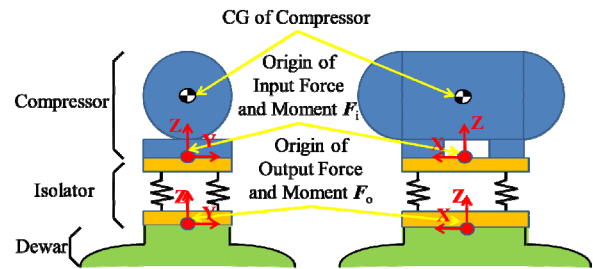


Fig. 10 6DOF Vibration Isolator

もう一つ注意すべき点として、バネのサージングがある。図9の1DOFモデルは質量0の理想的なバネを仮定しているが、実際にはバネにも質量があり、固有振動数がある。バネの質量をモデル化すると、図11に示すような2DOFモデルとなる。

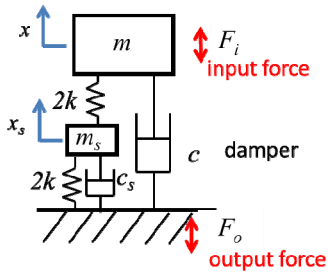


Fig.11 2DOF Model of Vibration Isolator

図 12 は、1DOF と 2DOF のアイソレータの伝達率を比較したものである。2DOF では伝達率に 2 つの山がある。周波数が高い側の山はバネ自身の共振によるものであり、サージングという。場合によっては、振動を絶縁したい領域で伝達率が 1 を超えてしまうことも起こりうる。アイソレータを設計する際には注意が必要である。

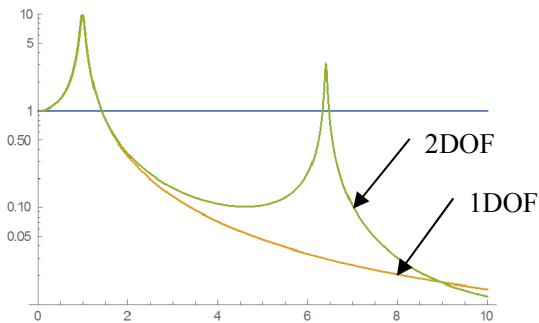


Fig.12 Comparison of Transmissibility

2 振動アイソレータの開発

2.1 要求仕様

開発に当たり、以下の要求仕様を定めた。

- 振動伝達率
- 熱伝導率(2W/K)
- 機械環境 (正弦波, ランダム, 衝撃)
 - アイソレータが壊れないこと
 - 圧縮機を壊さないこと (加速度と変位)
- 環境温度
 - 打ち上げ時: 5~25C
 - 軌道上:-27~+34C
- 質量, サイズ, 機械インターフェース

- 寿命: 軌道上 3 年以上 (目標 5 年)

機械環境条件に関しては、圧縮機を壊さないことという条件が、通常のコンポーネントと異なる。これは、アイソレータにより圧縮機の打ち上げ時加速度が増幅される可能性があるためである。

振動伝達率の要求値を定めるにあたり、圧縮機の駆動パワーと検出器温度変動の関係は極めて非線形であった。そのため、どの程度の振動まで許容できるかを知るためには、実際に圧縮機を動かして検出器の応答を見る以外になかった。しかし、実際に Dewar 試験の機会が極めて限定されていた。そこで、アイソレータの伝達率要求を求めるのにあたり、以下の方針を採用した⁽⁶⁾。

- いくつかのアイソレータを試作して、検出器への影響を見る。
- 圧縮機の代わりに加振器を取り付け、許容できる加振レベルを求める。

伝達率要求を求めるために試作したアイソレータを図 13 に示す。図中には Soft-type と Hard-type の 2 種類のアイソレータの形状とサスペンションモードの周波数が示されている。これらのアイソレータは、元々の圧縮機の取り付けインターフェースを使用して取り付けられるように設計した。

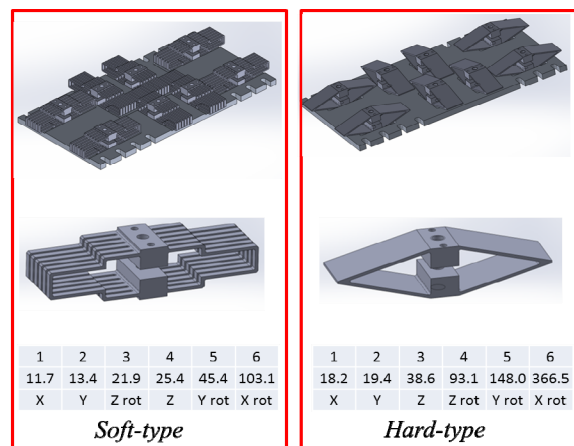


Fig.13 Prototype Isolators

実際に、これらのアイソレータを圧縮機と Dewar の間に取り付けて検出器への影響を調べたところ、Soft-type は許容可で、Hard-type は許容不

可であった。すなわち、アイソレータの要求伝達率は、これらの2つの間にあるとわかった。

次に、圧縮機の代わりに加振器を取りつけて許容できる加振レベルを求める試験を行った。図14は、試験に用いた6DOF加振器である。真鍮のブロックに小型の慣性加振器(Meggitt F3/Z602WA)が6個取り付けられている。全体の質量特性は、可能な範囲で圧縮機に近づけてある。適当な慣性加振器を駆動することで、インターフェース面に6DOFの力を発生することができる。

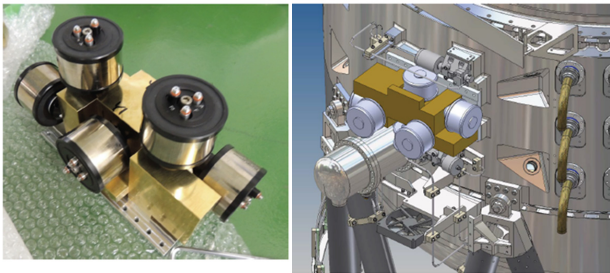


Fig.14 6DOF Vibrator

しかし、6DOF加振器は一つの慣性加振器が小さいため、低周波で十分な力を発生することができない。そこで、特定の方向に関して、図15に示すような比較的大型の1DOFの加振器(Meggitt F4/Z820WA)を取りつけて加振を行った。

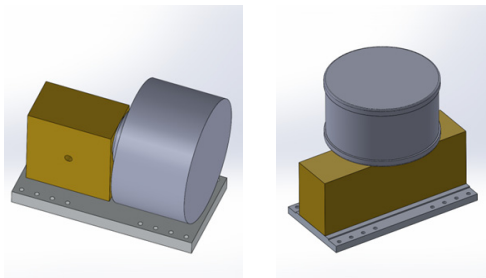


Fig.15 1DOF Vibrator

以上のような加振器を使用し、各DOF、各バンドについて狭バンドのランダム信号を入力し、加振レベルを徐々に上げていくことで許容加振レベル(Threshold)を求めた。そして、求めた許容加振レベルを合成し、DOF数6と圧縮機数4で割ることで、圧縮機1台あたりのThreshold値を求めた(図16)。

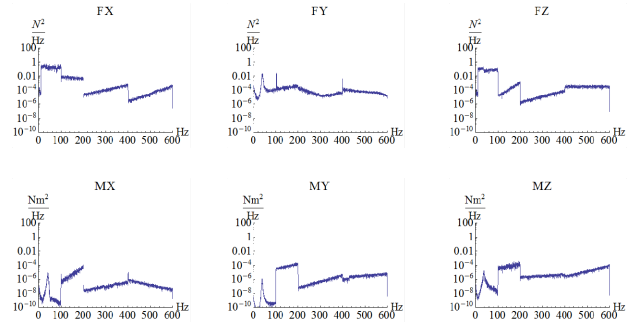


Fig.16 Threshold Value

2.2 振動アイソレータ開発の経緯

図17にSXSアイソレータ開発の年表を示す。2012年の11月から12月に圧縮機の擾乱問題が発覚し、12月にJAXA内に擾乱対策チームが発足した。その後、いくつかの予備試験の後に、2013年の8月から9月に上記したアイソレータの仕様を決めるための試験を行なった。そこで決まった仕様を持ってメーカーでの開発がスタートした。概念設計までのPhase I, 詳細設計までのPhase II, そして2015年の4月までPhase IIIが行われ、開発は完了した。

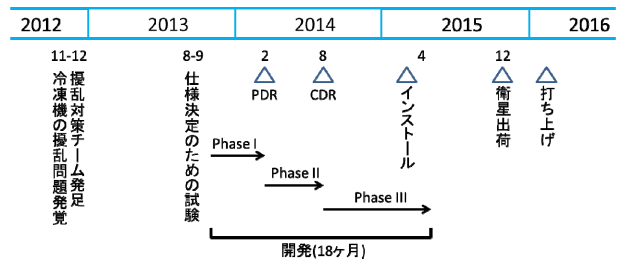


Fig.17 Timeline of Development

2.3 振動アイソレータ Flight Model の概要

振動アイソレータのFlight Modelの開発は、米国 Moog CSA Engineering 社にて行った。図18と図19は開発したアイソレータに搭載されたSCとPCである。図20に、開発したアイソレータの模式図を示す。圧縮機はCompressor Plateという部材に取り付けられ、DewarはDewar Plateと呼ばれる部材に取り付けられている。Compressor PlateとDewar PlateはFlexureと粘弾性体(VEM)で接続されており、振動アイソレータを構成している。圧縮機は、コールドヘッドとキャピラリで接続されており、SCに

は、Loop Heat Pipe (LHP)の蒸発器が取り付けられている。

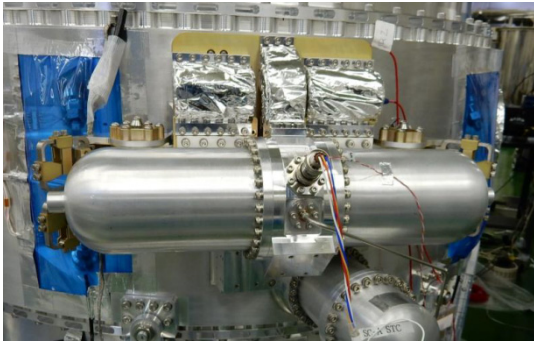


Fig.18 Shield Cooler (SC) with Vibration Isolator

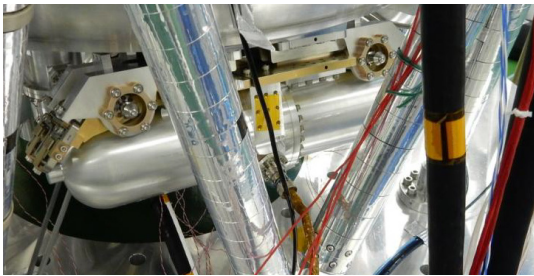


Fig.19 Pre-Cooler (PC) with Vibration Isolator

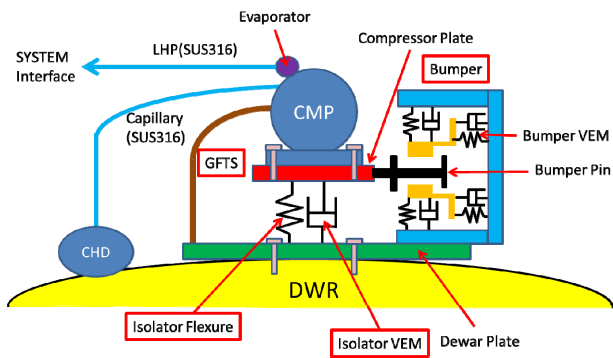


Fig.20 Schematic View of Vibration Isolator

図中、オレンジ色の部分が Bumper VEM である。ドーナツ形状の VEM の中心部の穴に、バンパピンが入っている。軌道上および地上試験時に、バンパピンと VEM は触れないように設定されている。打ち上げ時に圧縮機の変位が大きくなると、ピンがバンパに接触して変位を抑える。このバンパのおかげで、ロンチロック無しで飛ばすことが可能となった。原理的には非常に単純ではあるが、筆者の知る

限り、このようなバンパ付きのアイソレータのフライト例は報告されていない。

振動アイソレータの心臓部である Flexure はチタン合金製で、減衰を得るために VEM(粘弾性体)が取り付けられている。Flexure 形状は、20 回ほどの試行を繰り返して決定した。

Graphite Fiber Thermal Strap (GFTS) は、炭素繊維の束の両端に金属製のブラケットを設けたもので、圧縮機の熱を Dewar に伝達するものである。図 21 に外観図を示す。アイソレータ設計時には、GFTS の剛性はアイソレーション性能に影響しないと想定していた。ただし、剛性についてメーカーが持っていたデータは、室温での静的剛性のみであった。そこで、実際に温度を変化させての動的な剛性を取得した。動的な剛性の取得方法を図 22 に示す。一端をフォースセンサに固定し、他端を加振テーブルに取り付けた。この状態で加振テーブルを駆動した際のフォースセンサの出力を測定した。



Fig.21 Graphite Fiber Thermal Strap ⁽⁷⁾

その結果、動的な剛性は静的な剛性に比べて 1 ~2 ケタ上昇し、また低温で剛性が劇的に上昇することが判明した。また、減衰も非常に大きかった。このことが判明したのは、アイソレータの設計決定後だったため、アイソレータの伝達率が設計に比べて大きく悪化することとなった。幸いなことに、振動アイソレータを Dewar に取り付け動作させたところ、結果的に検出器にノイズは乗らなかった。炭素繊維の物性が-10C 程度で大幅に変化するとは

考えにくいいため、炭素繊維の Sizing Coating が原因と推定しているが、詳細は未だ不明である。

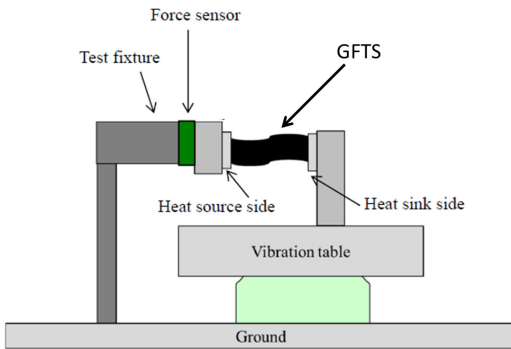


Fig. 22 Measurement of Dynamic Stiffness of GFTS

アイソレータの最大変位は、圧縮機キャピラリの最大応力が疲労限以下になるように設計した。キャピラリを長くすれば最大応力は下がるが、冷却性能も下がるというトレードオフの関係にある。冷凍性能の許容範囲内で配管を伸ばし、取り回し形状を最適化した。また、LHP は可動範囲をスペックとして LHP メーカーに提示し、再製作を行った。

バンパの模式図を Fig.23 に示す。ドーナツ形状の VEM が Dewar 側に固定されており、圧縮機側に固定されたバンパピンが、ドーナツの穴の中に入っている。バンパピンは、軸方向にもギャップがあって変位を制限する。バンパギャップは、軌道上で中心位置に来るように設定され、地上試験時にもピンがバンパに触れないように設計されている。

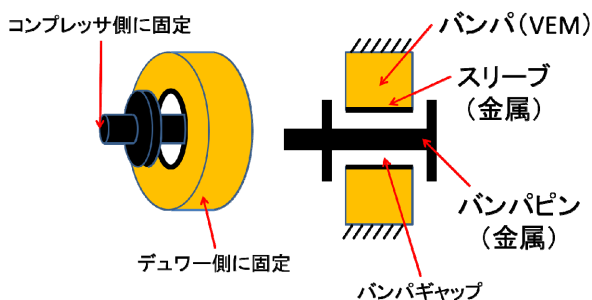


Fig.23 Bumper and Bumper Pin

バンパの設計パラメータは、バンパギャップとバンパ剛性の 2 つである。バンパギャップは、狭い方が変位と加速度が小さくなるため望ましい。ただ

し、地上試験時はピンが VEM に触れないという制約条件がある。そこで、バンパギャップは、1G オフセットと製造公差から定まった。

地上試験時はピンが VEM に触れないという条件は、アイソレータの最低周波数が低いアイソレータにはバンパが適用できないということを意味する。図 9 の 1DOF モデルの 1G での静変位 x_g は、 f を共振周波数(Hz)、 g を重力加速度(m/s^2)とすると、以下で与えられ、共振周波数 f のみで定まる。

$$x_g = \frac{mg}{k} = \frac{g}{4\pi^2} \frac{1}{f^2} \approx \frac{0.25}{f^2} \quad (1)$$

例えば、1Hz だと 1G で 25cm の変位が生じることとなりバンパの適用は難しい。今回のアイソレータの最低共振周波数は 20Hz 程度であったため、バンパギャップを 1mm 以下にすることができた。

バンパ剛性の設計は、変位と加速度のトレードオフになる。バンパを柔らかくすると、加速度は下がるが変位は増える。一方、硬くすると、変位は下がるが加速度が増える。宇宙用の VEM の選択肢は多くない。そのためバンパの剛性は、材質は変えずに幾何学的形状で調整した。また、VEM は打ち上げ環境の 5~25C においても粘弾性特性が大きく変化するので注意が必要である。バンパ剛性は、シミュレーションおよび試験により最適なものを選択した。

しかし、アイソレータの試作品で試験をしたところ、地上試験レベルで、圧縮機にかかる加速度が AT レベルを大幅に超えることが判明した。そのため、アイソレータを搭載した状態での地上試験は不可能ということになった。しかし、フライト時の加速度が圧縮機の AT レベルを超えない可能性も残されていた。そこで、フライト時の加速度予測を行うこととなった。

2.4 振動アイソレータ上の圧縮機の加速度予測

通常、地上試験では供試体を固定し、固定端を 1 軸方向に加振する。一方、打上げ時は 6 軸同時に加速度がかかる。線形系であれば、重ねあわせの原理を適用して、1 軸ごとに加振して足し合わせることも可能である。しかし、バンパのあるアイソレー

タは非線形系であるため、重ねあわせの原理が適用できない。そのため、6軸同時に加振して試験を行う必要が生じた。

図24に今回の試験に使用した6DOF加振機を示す。1.5m角程のテーブルが、油圧式のヘキサポッドで支持されており、6DOFの加速度を発生させることができる。供試体の周りは、断熱箱で覆われていて、中の温度を制御することができる。そして、外からバネで引っ張ることで静荷重を模擬する。これは、静加速度によってバンパピンの中立位置がオフセットし、アイソレータの応答が変化するためである。

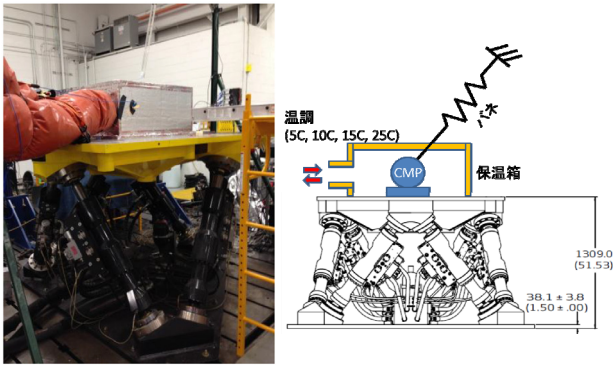


Fig.24 6DOF Vibrator

図25に示すように、2台のSCはDewarの側面に取り付けられているため、打ち上げ時の慣性力は圧縮機に対して横方向に発生する。そこで、6DOF加振機上に圧縮機を配置し、鉛直上向きに1G分の自重キャンセル力と、水平方向の打ち上げ時の慣性力をベクトル合成した力をバネで引っ張ることで、打ち上げ時の加速度によるバンパピンオフセットを模擬することとした。圧縮機が変位すると、変位分バネ力が増加する。バネ力の変化を極力少なくするため、バネ定数の小さめのバネを長めに引っ張ることとした。またバネ自身のサージングを防ぐため、極力軽量のバネを用いた。2台のSCは、アイソレータの設計が鏡像対称で、振動環境もほぼ等しいので、1ケースのみ試験を行った。

図26に示すように、2台のPCはDewarの底面に約20度傾いて取り付けられている。そのため、打

ち上げ時の慣性力は圧縮機に対して20度上向きに発生する。そこで、6DOF加振機上に圧縮機を配置し、鉛直上向きに1G分の自重キャンセル力と、20度上方向の打ち上げ時の慣性力をベクトル合成した力をバネで引っ張ることで、打ち上げ時の加速度によるバンパピンオフセットを模擬することとした。PCの2台は、GFTSの形状が大きく異なるため、PC-AとPC-Bのケースは別々に行った。

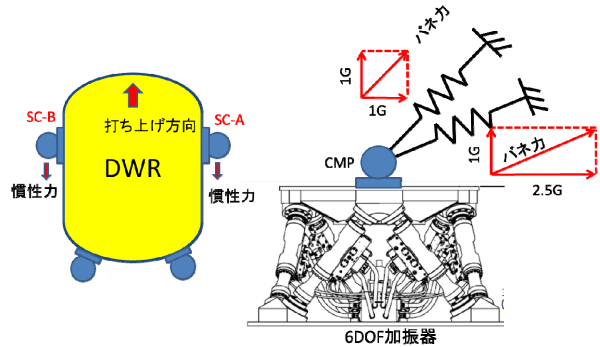


Fig.25 Static Load for Shield Cooler (SC)

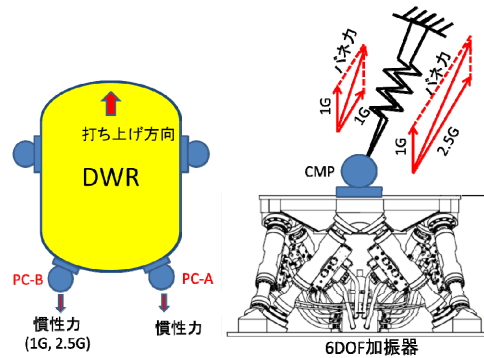


Fig.26 Static Load for Pre-Cooler (PC)

1軸加振であれば、圧縮機を剛体とみなすと圧縮機の全ての箇所への加速度は等しい。しかし、図27に示すように、回転が生じると評価箇所によって加速度は変わる。そのため、強度の評価となるリニアボールベアリング部及び重心の加速度を評価することとした。重心部は3軸合成値、リニアボールベアリング部はラジアル方向2軸の合成値を評価した。

打ち上げ時のアイソレータ取り付け部の加速度は、Coupled Load Analysis(CLA)から求めた。CLAとは衛星とロケットの構造数学モデルに、エンジン

推力、横風、動圧等の外力時系列を入力しておこなう過渡応答解析である。それにより、衛星に搭載されている Dewar の圧縮機位置の加速度を求めた。ここで使う構造モデルは線形なので、バンパの応答は計算できない。

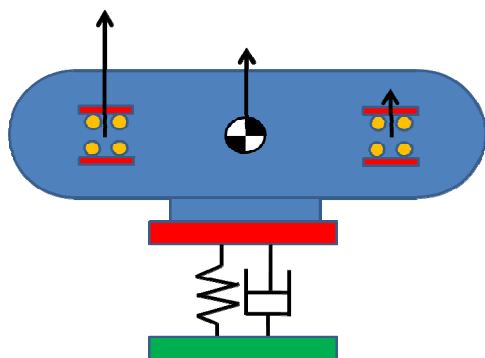


Fig.27 Acceleration Evaluation Point

そして、全ての計算ケースの結果を一つの加速度入力波形としてまとめて、6DOF 試験用の入力波形とした。この 6DOF の加速度入力波形をアイソレータ試作機の Dewar 取り付け部に入力し、打ち上げ時の圧縮機の加速度を予測する。以上の点を鑑み、以下のケースで試験を行った。

- ・ コンフィグレーション(SC-A/B, PC-A, PC-B)
- ・ 温度(5C, 15C, 25C)
- ・ 静加速度(1.0G, 2.5G)
- ・ CLA 不定性 (x1.0, x1.2)
- ・ 試験の不定性(各ケース 3 回)

以上の組み合わせで、試験ケース数は 108 となった。最終的な圧縮機の予測加速度は、試験の結果に不定性の 20%を考慮し、静荷重を加えて求めた。試験の結果、SC の予測加速度は全ケースで 16G を下回ったものの、PC では 5C において圧縮機の QT レベルである 20G を超えた。そのため 10C の試験を 18 ケース追加した。その結果、打ち上げ時の最低温度を 10C とすることで、PC の予測加速度も許容できる目途が立った。最終的に、アイソレータは 4 台とも搭載することに決定した。

3 Lessons and Learned

- ・ 早期発見・早期対策が重要。開発後期になるほど対策のオプションは少なくなる。
- ・ 物性値の温度依存性が問題となることがある。未知の材料（今回は VEM や GFTS）については、先入観にとらわれず、早めに温度を振って物性値を測定するべきである。
- ・ バンパのような非線形系では、シミュレーションに頼るのは危険である。できるだけ早い段階で検証する方法を考えるべきである。

4 結語

ASTRO-H/SXS において、冷凍機擾乱が検出器にノイズを生じさせる問題が発覚した。問題解決のため、振動アイソレータの仕様を決定し、開発を行った。圧縮機の加速度と変位を予測するために、6DOF 加振器を使用して打ち上げ環境を模擬する試験を行った。振動アイソレータは、無事に ASTRO-H に搭載された。無事に打ち上がれば、バンパ付きのアイソレータのフライトは世界初かと思われる。

5 文献

- (1) Takahashi T. and et al., The ASTRO-H mission, Proceedings of SPIE 7732 (2010), 77320Z-18.
- (2) Mitsuda and et al., The high-resolution X-ray microcalorimeter spectrometer system for the SXS on ASTRO-H, Proceedings of SPIE 7732 (2010), 773211-10.
- (3) Porter, F. S. and et al., The detector subsystem for the SXS instrument on the ASTRO-H Observatory, Proceedings of SPIE 7732 (2010), 77323J-13.
- (4) Sato Y. et al., Development of mechanical cryocoolers for the cooling system of the Soft X-ray Spectrometer onboard ASTRO-H, Cryogenics, 52(4-6) (2012), pp158-164.
- (5) J. P. Den Hartog, Mechanical Vibrations (1956), McGraw-Hill, USA, pp69-72.
- (6) S. Yasuda, K. Ishimura, Method of Determining Specification for Transmissibility of Vibration Isolator for ASTRO-H Soft X-Ray Spectrometer (SXS), European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Environmental Testing (2013).
- (7) <http://www.techapps.com/gfts> (accessed on 14 January, 2015)