

# 宇宙航空研究開発機構研究開発資料

## JAXA Research and Development Memorandum

---

平成16年度HTV搭載型回収カプセルシステム検討成果報告書

2005年1月

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



宇宙航空研究開発機構研究開発資料  
JAXA Research and Development Memorandum

# 平成16年度 HTV搭載型回収カプセルシステム 検討成果報告書

FY16 HTV Mounted Reentry Capsule System Study Report

2005年1月  
January 2005

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



## 目 次

1.検討目的 .....	1
2 背景 .....	2
2.1 コロンビア事故以降の宇宙輸送、回収情勢 .....	2
2.2 各国保有のカプセル .....	5
2.3 本回収カプセル案の位置づけ .....	7
3 事前検討 .....	8
3.1 HTV カプセル要求 .....	8
3.1.1 HTV カプセル前提条件 .....	8
3.1.2 HTV カプセル要求事項 .....	8
3.1.3 HTV カプセルペイロード例 .....	8
3.2 HTV カプセル 0 次案 .....	10
3.3 HTV カプセル選定 .....	12
4 詳細検討 .....	13
4.1 概略 .....	13
4.2 構造系 .....	15
4.2.1 構造 .....	15
4.2.2 収納放出機構 .....	19
4.2.3 与圧室内取り回し .....	41
4.3 飛行系 .....	46
4.3.1 飛行安定解析 .....	46
4.3.2 アブレーター検討 .....	52
4.3.3 減速システム検討 .....	58
4.4 回収系 .....	65
4.4.1 回収域検討 .....	65
4.4.2 回収方式 .....	83
4.4.3 回収時間見積り .....	84
4.5 安全システム検討・安全審査上の懸念 .....	88
4.5.1 ISS 安全上の懸念 .....	88
4.5.2 具体的な安全設計 .....	91
4.6 問題点 .....	96
4.6.1 空力安定性 .....	96
4.6.2 ペイロード部温度 .....	97
5 総括 .....	108
6 その他 .....	109



# 1.検討目的

平成10年から、軌道上からの物資回収能力を持つHTV(H-II transfer vehicle、軌道間輸送機)の発展形の検討が行われてきた。当時はスペースシャトルの退役は考えられておらず、あくまでも補完という位置づけであった。しかし2003年のアクシデントによりスペースシャトルが退役することとなった。それに伴い軌道上からの実験サンプルなどの回収手段の具体的な検討が必要となった。本報告の目的は、スペースシャトルなきあと国際宇宙ステーションから研究試料などを低コストで確実に回収する手段をみつけることである。

日本の独自かつ随時運用可能な回収システムの検討においては種々制約がある。今後のHTV需要を考えると、HTV自体の大規模改修は考えられない。したがってa)HTVに搭載可能で、b)開発や運用コストができるだけ低い、その上で3)開発に時間がかからないカプセルは得られるかどうか、またそのようなカプセルがもしあればどのような能力を持たせられるかが争点となった。

約8ヶ月にわたる検討を経て最終候補となったカプセルは、HTVと圧部搭載、ミッドデッキロッカ(宇宙ステーション用実験装置コンテナの規格)サイズ、50kgほどのペイロードが搭載可能で、受動空力安定性があるものとなった。姿勢安定などにほとんど機器を必要としないので、形状も機構もシンプルになる。HTVは通常南太平洋上に落下させる予定だが、運用を工夫すればUSERSと同様なウェーク島近海に落下させることが可能であり、海上回収も容易になることがわかった。これにより、回収費用を下げ、回収までの時間を短くできるめどがついた。開発および製造コストに関しての精度は望めなかったが、カプセルの技術的な項目については上記目標をほぼ達成できるとの結論を得た。

## 2 背景

### 2.1 コロンビア事故以降の宇宙輸送、回収情勢

2003 年 2 月に起きたスペースシャトルコロンビアの墜落(Ref.1)は、建設から運用までスペースシャトル(以下 STS と略記)が必須である国際宇宙ステーション、ISS にとって致命傷となりつつある。トラス、モジュールなどかなりの資材がまだ地球にあり、完成までには 83 回の船外活動が必要(Ref.2)であるのだが、STS は 2004 年 1 月の Bush の新宇宙構想(Ref.3)内において 2010 年をめどに退役させることとなった。コロンビア事故調査委員会の要求にある、安全性や軌道上での耐熱タイル修復能力などクリアできず現在打ち上げ再開は遅れている。しかも価格はさらに高騰する予想で、STS プログラムに今後毎年 4000 億円必要とされている(Ref.2)。この費用で毎年最大五回打ち上げることとなっており、一回あたり約 800 億円となった。毎年五回は到底無理だとの分析もあり、そうすると STS 飛行一回あたり 1000 億円以上かかることとなる。このような莫大なコストをかけても、再開後 25 から 30 回とされる飛行を終えたのち STS は退役することになっている。その後、有人輸送はカプセル型などになるといわれる Crew Exploration Vehicle, CEV に取って代わられることになっているが、のちのち廃棄する STS に NASA の予算の 20%も消費することに対する反発が高まりつつある。

STS の能力の代替になる宇宙機やカプセルは 2004 年現在きわめて限られている。たとえば大量の物資を軌道上に、特に ISS へと輸送できる宇宙機はこれから就役するものを含めても三種のみである:Soyuz/Progress に 50kg 程度のペイロードを載せるか、ATV(Ariane Transfer Vehicle, ISS 向け軌道間輸送機)もしくは HTV である。軌道から下ろすほうはさらに状況は悪く、Soyuz しかあてがえない(Radga は運用停止中)。これまでアメリカで開発中だった STS 代替システムも近々の就役予定はなく、Orbital Space Plane 計画は 2003 年中にキャンセル、X37 も 2004 年 3 月にはキャンセルとなってしまっている。CEV は 2014 年までに有人飛行する予定だが、RfP は 2004 年 12 月によりやく発表となり、開発はこれからという段階にある。もちろんアポロカプセルのコピーであれば 2 年程度で開発できる(Ref.4)といわれているが予算も不足ぎみで今後のスケジュールは不明のままである。したがってアメリカは、当面 STS 以外軌道上からの回収ができるシステムを持たないことになってしまった。これはつまり、CEV まで今後 5 年以上有人も貨物も輸送手段を持たないことを意味している。

この情勢に対して、ヨーロッパ宇宙機構 ESA は ATV の発展型として Cargo Ascent and Return Vehicle (CARV)もしくは CTV(Crew Transfer Vehicle)を計画している(Ref.5)。前者は ATV 改造の大型回収カプセル(後の章で紹介)、後者は有人カプセルである。これらと付随して、各種の実験機打ち上げを構想、予定しているが輸送とはまだ直接関連していない。CTV までのつなぎの有人輸送は、Soyuz になる。現在 Kourou に新たな射場を整備中で、2006 年から運用する予定である(Ref.6)。有人輸送プロセスについてはまだ詳細は発表されていないものの、STS の代替に使えるよう準備を進めている。ESA は Soyuz の二段目を増強し輸送力アップを狙うつもりだが、Soyuz 自体の寸法制限から大規模物資回収にはつながらないはずで、物資の ISS へ/からの輸送は CARV が主力になるだろう。



ロシアは Soyuz/Progress の運用を続けている。Soyuz は手狭なので 6 人乗りのカプセル Kliper の開発を表明しており、現在モックアップが完成している(ロシアは Zenit で打ち上げる予定)。このカプセルに対して ESA は共同開発に乗り気(Ref.7)なので、これから正式に開発がはじまる可能性が高い。しかし、今後数年以内に就役できるわけではなく、世界的に見て輸送能力は不足していることには変わりはない。

一方打ち上げ機はふんだんにオプションがあり、拡大化の一途をたどっている。LEO へ 20 トン近く持つ Delta IV heavy は 2004 年 12 月に初打ち上げに成功した。Atlas V とともにさらなる増強型が進められており、今後 LEO に 100 トン以上の輸送能力を持つことを目標にしている(Ref.8)。これらは Moon/Mars ミッションおよび DoD の需要を想定しているようだ。しかし、これら EELV、Evolve Expandable Launch Vehicle はどちらか一本にすべきというアメリカ議会からの圧力があり、今後アメリカが Delta と Atlas という 2 機を保有できるかどうかは不明である。その他、退役する STS の再利用(SDV, shuttle delivered vehicle)も NASA で検討されており、オービターの代わりに ELV の二段め相当の機体を搭載することで LEO 100 トン以上の能力を持たせることが可能と言われている(Ref.9)。しかし 39-A/B の射場回収などにも相当な資金が必要となりそうで(Ref.2)、EELV の対抗機種になりうるかは現在のところ不明である。

ESA/Ariane5 は ECA 改良型が着々と進行しており(Ref.10)、打ち上げ回数こそ Ariane4 程度までになっていないが商業衛星打ち上げ市場の 50%近くを確保して順調である。ESA は Kourou に Ariane5、Soyuz、Vega のラインナップを整え、有人から無人まで、大規模輸送から小型軽量輸送までまかなえる用意を整えつつある。Soyuz は二段目を改良した Soyuz 2 へとアップグレードを行いつつあるがペイロードは大きく変わらない。しかし今後 Soyuz の増強は計画されている(Ref.5)。

このほかにはロシア、ウクライナなどから海外進出した ELV、たとえば Sea Launch が商業衛星打ち上げビジネスに使用されているし、小型の ELV たとえば Falcon V などが今後大規模に使用されるだろう。中国も有人飛行能力も持ち、今後活発な輸送活動を行う予定である。高コストな中型の輸送機という位置づけになってしまった H-IIA だが、来年 RTF となるし、HTV 輸送ができるようになれば注目されることになるだろう。いずれにせよ、ELV の選択はふんだんにあり、厳しい生存競争が行われていくだろう。ELV の選択は多々あってコストは下がる方向に行くだろうが、ISS への輸送には ELV があればいいわけではないし、ISS 完成には EVA も必要であるからトラックはあっても、荷を下ろせないという苦しい状態はつづくはずである。

#### Reference

- 1.<http://www.caib.us/news/report/default.html>  
CAIB, "Report of Columbia Accident Investigation Board," August 2003.
- 2.AIAA, Aerospace America, pp.25, Oct., 2005.
- 3.Report of the President's Commission on Implementation of United States Space Exploration Policy, "A Journey to Inspire, Innovate, and Discover," June 2004.
- 4.Smithsonian, Air&Space, "Retro Rocketeers," pp52-57, April/May 2004.
- 5.Marco Caporicci, "Human Space Transportation and Logistic Activities at ESA," AIAA paper 2004-3559, July 2004.

6. Jean-Marc Astorg, "The Soyuz in Guyana Project: an Overview," IAC-04-V.1.04, Oct., 2004.
7. Joerg Feustel-Buechl, "European Human Spaceflight and Space Exploration - Status and Perspectives," IAC-04-T.1.06, Oct., 2004.
8. Michael Berglund, "The Flight Readiness and the Future of the Boeing Delta IV Heavy Expendable Launch Vehicle," IAC-04-V.1.03, Oct., 2004. 9.
10. Thierry Le Fur, "Future Evolutions of the ARIANE 5 Launch System," IAC-04-V.4.01, Oct., 2004.

## 2.2 各国保有のカプセル

本カプセルの検討に先立って、世界が保有している大気圏外からの回収型カプセルについての調査を行った。

大気圏外からの再突入による人や物資の回収実績については、日本、ロシア(旧ソ連含む)、アメリカ、中国が有している。ただし、中国の回収型科学衛星(FSW)や有人カプセル神舟、日本の軌道再突入実験機 OREX、極超音速飛行実験機 HYFLEX、無人宇宙実験システム USERS などについては、今回想定しているカプセルのように、軌道上で外部からのペイロードを搭載する仕様になっていないため、対象外としている。

外部からペイロードを搭載して帰還できるカプセルはロシアとアメリカのみが有している。表 2.2-1 に、現存もしくは計画されている回収カプセルのスペックを纏めた。

旧ソ連が開発した VBK-Raduga は非常にシンプルなシステムであり、軌道、姿勢のどちらの制御機能も有していない完全な受動型である。回収できる質量も 150kg と少ない。着地衝撃は最大 150G と他のシステムと比べて非常に大きい。

Soyuz、Apollo、Space Shuttle はいずれも非常に巨大なシステムであり、軌道制御、姿勢制御などを行う能力がある。また、人を帰還させることが出来るだけの与圧と低加速度、低衝撃を実現している。

次期カプセルとして検討されている Kliper(ロシア)、CEV(アメリカ)については、共に構想段階であり、現時点ではどのような形で実現するかは不明であるが、どちらも現存するカプセル以上に大型化が図られている。




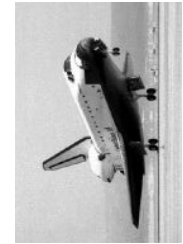
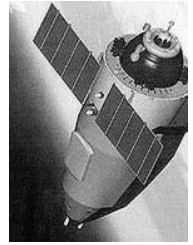
	VBK-Raduga	Soyuz - TMA	Apollo - Block2	Space Shuttle	Kliper / Crippler	CEV
概観						イメージ無し
目的	Mir からの物資回収	salut, Mir, ISS へ物資、人の往還	月からの人間、物資回収	ISS, 低軌道へ物資、人の往還	ISS, 低軌道へ物資、人の往還	ISS, 低軌道へ物資、人の往還
運用時期	1990～1995	1967～運用中	1961～1975	1981～2010(予定)	未定	2012～(予定)
運用実績数	12(1 機は再突入中に喪失)	95 (全モデル通算、3 回の失敗※1 含む)	15(Skylab, ソユーズ 共同計画を含む)	113 (2 回の失敗※2 含む)	N/A	N/A
体積 ( $m^3$ )	約 0.4	4	約 14	N/A	不明	未定
質量 (kg, 突入時)	500	2,900	5,900	不明	9,600(予定)	未定
回収可能容量( $m^3$ )	0.16	不明(居住モジュール直径は 2.2m)	不明	71(居住区域) 約 295(カーゴ)	20(予定)	未定
回収可能質量(kg)	150	3 人+50	3 人+不明	8 人+不明(ISS 軌道から 24,400?)	6 人+500(予定)	未定
ペイロード積み込み経路	Mir 与圧部よりハッチを介して	Mir, ISS 与圧部よりハッチを介して	月着陸船よりハッチを介して	暴露空間で RMS を用いる	未定	未定
飛行中最大荷重(G)	不明	4	6.5(月から帰還時)	不明	2.5(予定)	未定
着水、着地衝撃(G)	150 以下	不明	12～40 (月から帰還時)	不明	不明	未定
着水、着地速度(m/s)	不明	2.6(逆噴射後)	9(月から帰還時)	不明	不明	未定
落下分散域(km)	$\pm 125 \times \pm 25$	直径 30	不明	0	不明	未定
姿勢制御	無し	ヒドランと四酸化窒素の二液式スラスターによる三軸制御	ヒドランと四酸化窒素の二液式スラスターによる三軸制御	ヒドランと四酸化窒素の二液式スラスターによる三軸制御	不明	未定
軌道制御	ProgressM による	軌道モジュール	軌道モジュール	液酸/液水エンジン	不明	未定
備考	弾道落下	揚力飛行	揚力飛行	揚力飛行	検討段階	検討段階

表 2.2-1 現存及び次期型カプセルスペースック調査結果

※1 射場での爆発1回(脱出モジュールにより搭乗員は生還)と再突入失敗2回の合計 ※2 打上失敗1回と再突入失敗1回の合計

## 2.3 本回収カプセル案の位置づけ

日本においては、HTVの機能拡張として回収カプセルの概念検討が平成10年ころから進められてきていた(Ref.1). カプセル自体の検討よりもHTVにどう搭載し運用できるかという点が中心の解析であった.

これまで日本で回収カプセルの開発は数々なされており. 実験機では OREX、HYFLEX がある. ペイロード付の回収カプセルには USERS(Ref.2)がある. 今回の開発はこれらの経験をもとに行うことになるが、HTV に依存する性質上個数がでず開発、運用コストが上昇する可能性が高い. そこで本検討では

“開発費用も含めた総額が最小”

になるようなカプセルを目標とした. HTV からの分離機構もその後の姿勢制御なしの弾道飛行する点なども含めてできるかぎりシンプルで、コストがかからないかつ新技術を排除したシステムを選択することを心掛けている.

1.NAL,”平成 15 年度 HTV 発展型軌道間輸送機のシステム検討成果報告書,”  
2003 年 9 月.

2. <http://www.usef.or.jp/project/users/index.html>

## 3 事前検討

### 3.1 HTV カプセル要求

#### 3.1.1 HTV カプセル前提条件

HTV カプセルに対する前提条件は下記の 3 項目

1:HTV で運搬

打上げ・軌道離脱を HTV に依存することでカプセル設計の自由度は減少するが、開発要素数を削減し、また NASA との安全審査上の調整を減らす。

2:ISS 安全基準に準拠

ISS 内部あるいはその近辺で利用できるカプセルを検討する。

3:HTV の改修を少なく

カプセルを搭載するにあたり、HTV の改修点を少なくするため、搭載位置は与圧部あるいは暴露部とする。ただし、本来の HTV 与圧部ハッチの代わりにカプセルで蓋をするなどの手段は許容される。

#### 3.1.2 HTV カプセル要求事項

現状、具体的な回収対象が存在しないためカプセルへの要求はない。  
ただ、次項目にあるように 2,3 の回収希望例が存在するが、現段階では具体的に要求条件が定まっているわけではない。

#### 3.1.3 HTV カプセルペイロード例

宇宙基幹システムより、ISS の生物実験等の実験試料を持ち帰るための次の 2 例が挙げられた。

1:MDL の回収要求

JEM の実験装置のラック 1 個(+  $\alpha$ )を持ち帰る。現状把握されている要求は以下の通り。

- サイズ 460\*270\*520[mm] +  $\alpha$
- ペイロード質量 50kg
- 常温・与圧環境
- 生物試料(ゼブラフィッシュ)を水槽ごと収納

2:KSC 性 GN2 デュワーの回収要求

冷凍保存状態での実験試料の回収

- $\phi$  500\*450[mm]



図 3.1.3-1 MDL ラック



図 3.1.3-2 GN2 デュワー外観



図 3.1.3-3 GN2 デュワー作業風景

## 3.2 HTV カプセル 0 次案

0 次検討において、検討されたカプセルは A,B,C の 3 タイプに分類させる。それぞれの位置付けを図 3.2-1 に示す。

A 案: 与圧部搭載型・小型カプセル。簡素なシステムで短期の開発を行う。この中でさらに 3 種類検討された。

B 案: 暴露部搭載型・大型カプセル。大量回収が可能であり、揚力飛行を行い荷重衝撃や落下分散域などの特性を改善する。

C 案: 暴露部搭載型・大型カプセル。大型ではあるが、回収環境は悪い。

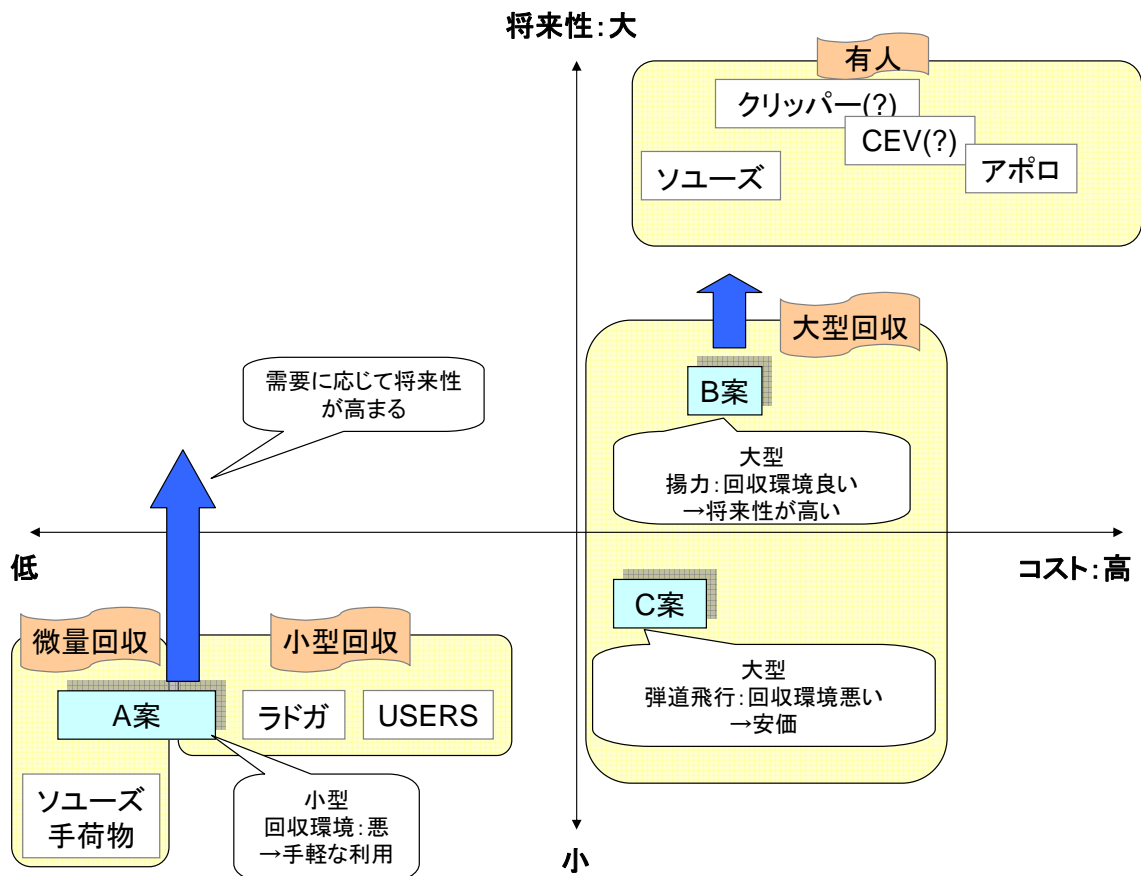


図 3.2-1 検討カプセル位置づけ



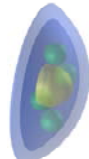


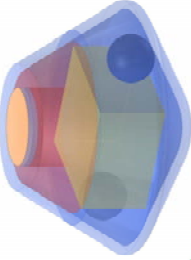
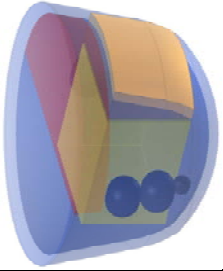
搭載場所		与圧部			曝露部	
キーポイント	超小型・シンプル・超低コスト A0 ミニOREX型	小型・低コスト A1 ミニ・ボストーク型	小型 A2 ラドガ型	高性能・将来性・大型 B ミニ・アポロ型	大型・簡易タイプ C USERS拡大型	
イメージ図						
ペイロード質量[kg]	10	50	150	600	600	
全質量[kg]	20	150	500	1800	1800	
特徴	<ul style="list-style-type: none"><li>・打上げ時HTV与圧部搭載</li><li>・帰還時に与圧ハッチ外側取付</li><li>・弾道飛行</li><li>・パラシュートなし着水</li><li>・着水衝撃でペイロード部のみ分離・水に潜って減速</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・HTV与圧部搭載</li><li>・弾道飛行</li><li>・大気圏内姿勢制御なし</li><li>・パラシュートで減速</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・HTV与圧部搭載</li><li>・弾道飛行</li><li>・大気圏内姿勢制御なし</li><li>・パラシュートで減速</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・HTV曝露部搭載</li><li>・揚力飛行</li><li>・大気圏内姿勢制御あり</li><li>・パラシュートで減速</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・HTV曝露部搭載</li><li>・弾道飛行</li><li>・大気圏内姿勢制御なし</li><li>・パラシュートで減速</li></ul>	
利点	<ul style="list-style-type: none"><li>・HTVへの改修要求が少ない</li><li>・軌道上運用性が高い</li><li>・簡素なシステムであるため、開発期間・コスト小</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・再突入時の姿勢を気にしなくてよい</li><li>・軌道上の運用性が高い</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・軌道上の運用性が高い</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・低荷重・低衝撃</li><li>・落下分散域が狭い</li><li>・有人にも対応可能</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・大型物資の運搬が可能</li></ul>	
欠点	<ul style="list-style-type: none"><li>・着水衝撃が大きい</li><li>・ペイロード重量が小さい</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・高荷重・高衝撃</li><li>・搭載・放出機構開発と有人安全関連によるコスト増</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・高荷重・高衝撃</li><li>・搭載・放出機構開発と有人安全関連によるコスト増</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・開発期間・コスト大</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>・高荷重</li></ul>	

表 3.2-10 次検討カプセル一覧表

### 3.3 HTV カプセル選定

前節の A0 案から C 案の中から詳細検討を行うカプセルの選択を行う際に、3.1.1 に示した ISS からの実験試料を持ち帰る可能性が提示された。そのため、A1 案と A2 案の中間に当たる新しい A1.5 案の詳細検討が決定された。

このカプセルの特徴は下記の通り。

- ペイロードサイズ MDL<sup>1</sup>1 個分 +  $\alpha$
- ペイロード質量 50kg 程度
- 与圧,低衝撃環境(着水速度 10m/s)
- 無制御弾道落下

次章よりこのカプセルの詳細検討結果を述べる。

---

<sup>1</sup> Mid Deck Locker

## 4 詳細検討

### 4.1 概略

前章で採用されたカプセルの検討結果を述べる。

#### カプセルの要求条件

- ペイロードサイズ MDL1 個分 +  $\alpha$  460\*270\*520[mm]
- ペイロード質量 50[kg]  
サイズは MDL の 1 個あるいは KSC 製 GN2 デュワーを収納できるサイズと質量を要求とした。
- 再突入時加速度 10[G]未満
- 着水速度 10[m/s]未満  
ペイロードからの要求値が不明なため、1 次目標値として設定した。
- ペイロード部外表面温度 \_\_\_\_℃～50℃
- IVA での操作性を考慮する  
HTV 与圧部内で、乗組員が手作業で回収物資をカプセル内に充填して HTV からの放出準備を行える形状・サイズであること。
- HTV のハッチに取り付ける。  
HTV 打上げ時に使用しているハッチを取り外し、帰還時はカプセルが蓋をすることになる。分離信号を HTV から受け取ったらハッチ部を通過して放出される。
- 重力環境下で 24 時間以内の回収  
生物実験用に、カプセルが無重量状態でなくなってから(概ね大気圏突入開始時)、船舶に引き上げられて中にアクセスできるまで 24 時間以内を目標とする。

#### カプセルスペック概要

検討の結果、次のスペックを持つカプセルが得られた。

- サイズ  $\phi 800 * 880$ [mm]
- Bluntcone 型
- 全備質量 250[kg] (含, ペイロード 50[kg])

また以下の機能を有する。

- パラシュートを 2 器装備し 1 fail operative
- 着水用にフロートとシーマーカを装備
- GPS レシーバーと送信機を搭載し、大気圏突入後現在位置を送信

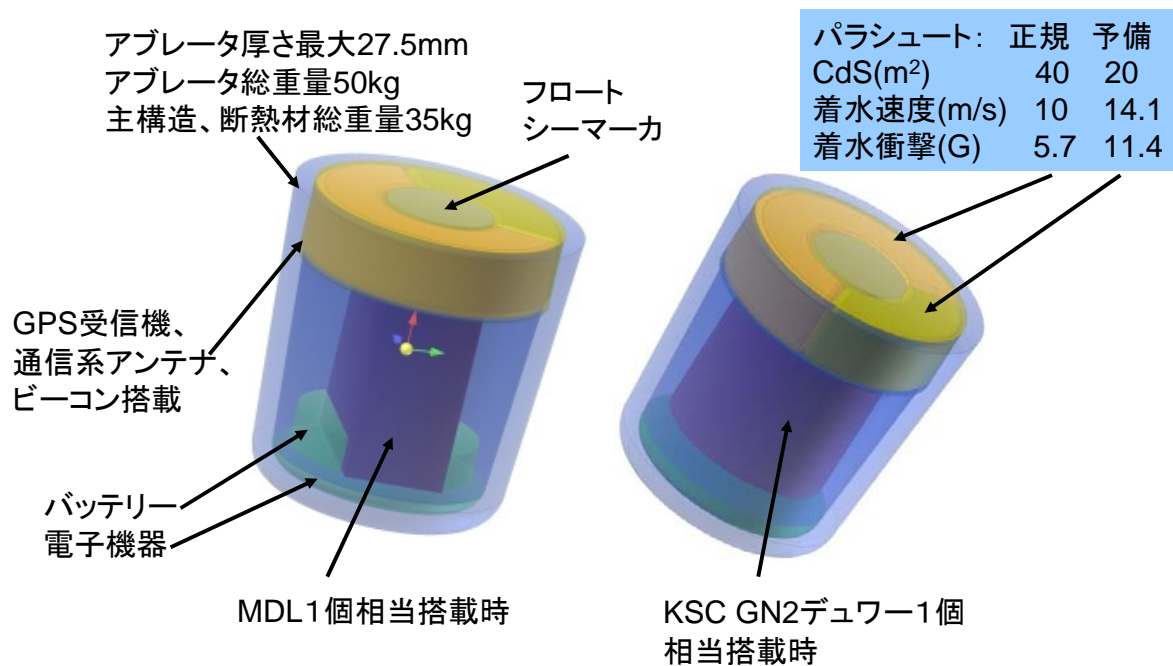


図 4.1-1 カプセル概要図

#### カプセル運用概略

1. カプセル本体は収納・射出用キャニスタと共に HTV と圧部に格納され打上げられる。
2. HTV が ISS とドッキング後、クルーの手作業でペイロードをカプセルに収納する。カプセルはさらにキャニスタに収納され、HTV のハッチ部に固定された後、HTV が ISS を離脱する。
3. HTV の軌道離脱後に HTV より分離許可信号を受信したらカプセルが放出され、以降カプセル単体の受動安定方式で大気圏に再突入する。
4. 減速後、パラシュートを開傘し十分に速度を落とす。
5. 着水後、周辺に待機している船舶に引き上げられ、帰港する。

## 4.2 構造系

### 4.2.1 構造

#### 4.2.1.1

本カプセルのシステム構成を検討するにあたっては、各コンポーネントの搭載性に加えて、重心位置がどこにあるかが帰還時の空力安定性を確保するために重要となる。特にカプセルの重心位置が高すぎると、再突入時の空力的な安定がとれなくなり、姿勢制御、熱制御、減速などに大きな問題となる。

そこで、減速系、回収系を中心にカプセル内部の機器配置について検討を行った。その際に特に次の項目について考慮して検討を進めた。

- 外寸の直径は 800mm～1100mm 程度で可能な限り小さくしたい
- 余圧部内での取り回しのため、長手方向もできるだけ小さくまとめる
- 外殻にはアブレータ 25mm、主構造 5mm、断熱材 10mm、合わせて 40mm 程度が最低限必要
- ミッドデッキロッカ相当(外寸 520×460×270mm)、または KSC N2 デュワー相当(φ 500×450mm)のペイロードが1個搭載できること
- 1 故障でも運用可能であるためにパラシュートは冗長構成
- 推進系、姿勢制御系は搭載しない完全受動型
- 重心位置は極力下げる

以下に、MDL 1個相当のペイロードが搭載可能なカプセル(A1)と、保冷デュワーが搭載可能なカプセル(A2)についての検討結果を述べる。

#### 4.2.1.2 A1 カプセルについての検討

本案のカプセル構成案を図 4.2.1.2-1 に示す。これまでの検討と同じく最外部はアブレータ、主構造材、断熱材で覆われており、内部の中心にペイロード、上部にパラシュート、シーマーカー、フロートからなる減速・回収系や GPS 受信アンテナ、TTC 用アンテナを搭載する。下部にはバッテリーや電子機器が搭載される。パラシュートはメインとサブの冗長構成であり、その性能を表 4.2.1.2-1 に示す。

今回は、パラシュートの放出方法を、NASDA で実績のあるガス押し式ではなく、USERS が採用しているように、ハッチ分離後にドローグシュートによりパラシュートを引き出す方式を採用することによってケースの簡素化が可能になり、構造重量の見積りを大きく減少させた。

また、内部温度が高温化することへの対策として、断熱材、蓄熱材を併せて 10kg、厚さ 14.5mm 分を加算している(外殻に含む)。

各コンポーネントの質量配分、体積配分を表 4.2.1.2-2 に示す。

表 4.2.1.2-1 パラシュートのスペック(構造部分を除く)

	メイン	サブ
CdS(m <sup>2</sup> )	40	20
質量(kg)	16	8
体積(m <sup>3</sup> )	0.0377	0.0188
着水速度(m/s)	10.0	14.1
着水衝撃(G)	5.7	11.4

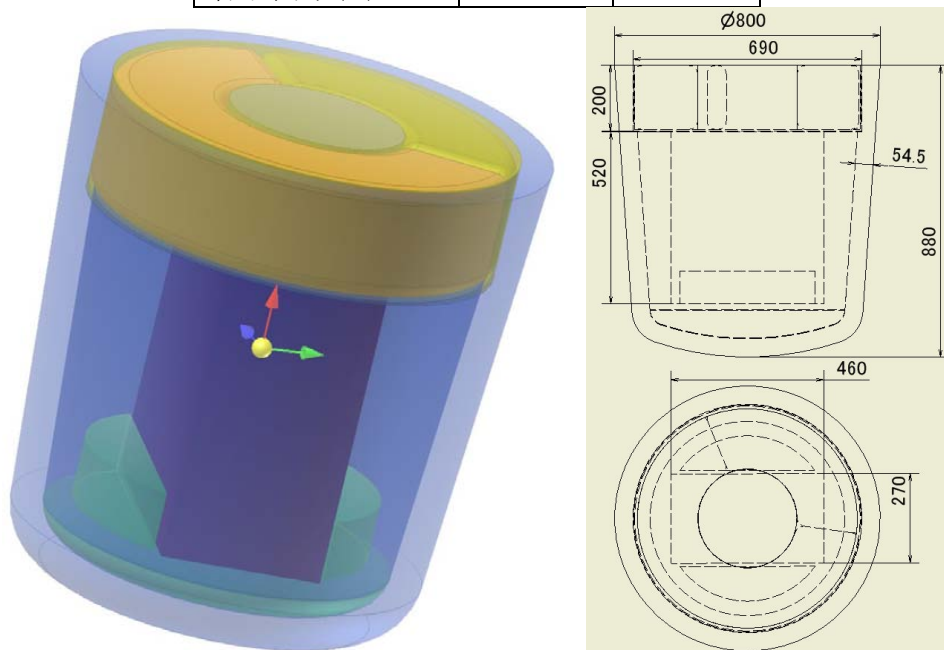


図 4.2.1.2-1 カプセル A1 の構成案

表 4.2.1.2-2 カプセル A1 容量見積内訳案

項目	質量 kg	容量 m <sup>3</sup>
カプセル全体	250	0.364
ペイロード部(270mm×460mm×520mm)	50	0.065
ハッチ、減速系・回収系、(パラシュート、フロート、シーマーカー等)	50	0.075
外殻(主構造、耐熱シールドなど)	85	0.108
電子機器(TT&C 系、ビーコン、GPS アンテナ等を含む)	10	0.016
バッテリー	10	0.006
構造系(外殻を除く)などその他	45	0.094

本カプセルの重心位置は約 54%の位置にあり、将来輸送系センター藤田氏の解析に依れば、55%以下の位置に重心が有れば空力安定性は確保できるため、無制御でも安定すると考えられる。

ただし、以下の点については不明であるため、実際の設計を行うにあたってはもう少し余裕を持つ必要がある。

- 希薄領域の不安定性が極超音速域での安定性に影響しないか
- 遷音速以下の領域での安定性について

また、実際に搭載されるペイロードの内部密度は本検討で仮定しているように均一でない可能性があり、ペイロード搭載に関する要求として「ペイロードがMDL相当の容器内にどのように収納されても、空荷であっても安定すること」が、想定しうる要求の中で一番厳しいものになると考えられる。本カプセルにペイロードを搭載しなかった場合、重心は下端から57%の位置に上がり不安定となるため、現状では運用上の制約が生じる可能性がある。

#### 4.2.1.3 A2 カプセルの構成についての検討

NASA 既開発品の保冷デューワー (KSC GN2 Dewar) 搭載を想定した A2 カプセルについても同様に検討を行った。

ペイロード重量は MDL を搭載する場合と同じに見積もっているため、搭載するコンポーネントについては A1 と比べて大きな変更はない。また、カプセルの外形状も A1 と同じである。検討結果のカプセル概観を図 4.2.1.3-1 に示す。重心位置は A1 とほぼ同じであり先端から機軸方向に対して約 54% の位置にある。空荷の場合には 56% の位置に上がる。本構成の場合にも、ペイロードの重心位置については制限が生じるため、現状では運用上の制約が生じる可能性がある。表 4.2.1.3-1 に容量の見積内訳を示す。

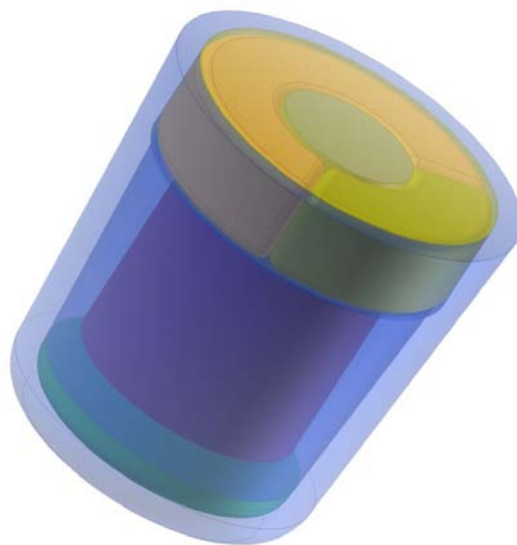


図 4.2.1.3-1 カプセル A2 概観図(1/2)

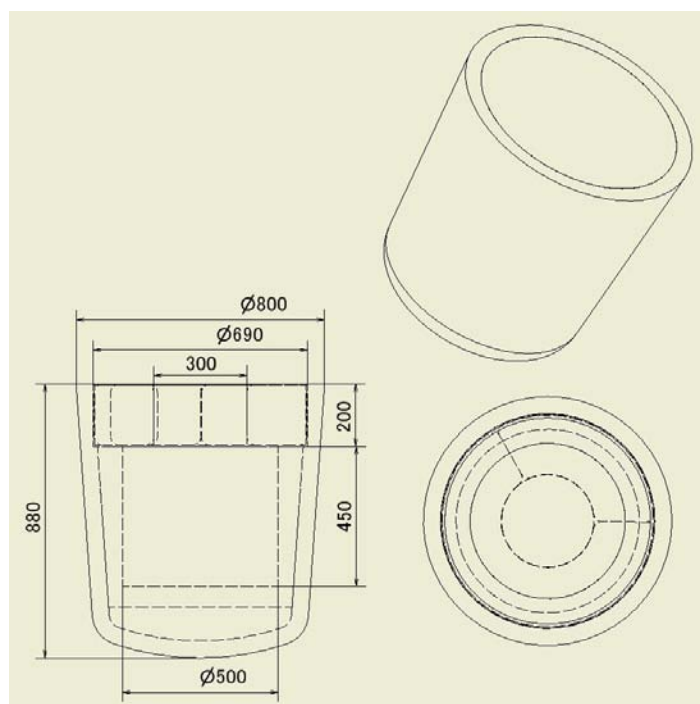


図 4.2.1.3-1 カプセル A2 概観図 (2/2)

表 4.2.1.3-1 カプセル A2 容量見積内訳

項目	質量 kg	容量 $m^3$
カプセル全体	250	0.364
ペイロード部(φ 500mm×450mm)	50	0.088
ハッチ、減速系・回収系、(パラシュート、フロート、シーマーカー等)	50	0.063
外殻(主構造、耐熱シールドなど)	85	0.108
電子機器(TT&C 系、ビーコン、GPS アンテナ等を含む)	10	0.016
バッテリー	10	0.006
構造系(外殻を除く)	45	0.083

#### 4. 2. 1. 4 まとめ

MDL 1個相当、ならびに保冷デューワー1個を搭載可能なカプセルのシステム構成について、減速系、回収系の軽量化を検討した結果を反映し、重心位置を比較的、空力安定を保てる位置に下げることができた。ただし、ペイロード均質であると想定しているため、ペイロード搭載に関する要求として想定しうる中でも一番厳しいであろう「ペイロードを MDL 相当の容器内にどのように積んでも良いこと」には応えられるものではない。

また、パラシュートの射出方法に必要な部品の安全性や搭載性についての検討精度は粗い。空力安定性についても希薄領域から極超音速域への遷移にかかる不安定性の伝達や、遷音速以下の領域での安定性についても不明なため、問題解決のためにはさらなる検討が必要である。



## 4.2.2 収納放出機構

### 4.2.2.1 概要

HTV 回収カプセル A-1.5 b6 案は、検討チーム資料「HTV 回収カプセル TypeA\* 安定性解析結果 改訂 B 版(2004 年 9 月 2 日付)」にて決定された形状を有する。図 4.2.2.1-1 に、再突入カプセル A 案の構成品目を示す。A-1.5 b6 案は、回収カプセル、キャニスタ、及びカプセル射出用ハッチの 3 点からなる。

回収カプセル表面にはアブレーション材が塗布され、大気圏再突入中の空力加熱から機体及びサンプルを保護する。アブレーション材を保護するため、カプセルはキャニスタに入れて搬送される。キャニスタはカプセル射出機構を有し、カプセル射出時にガイドとして使用される。

地上に帰還するサンプルは、予圧部内にてカプセルに搬入される。カプセルを内包したキャニスタは HTV のハッチ部に装着され、ISS から分離後、大気圏再突入中に規定の高度で射出される。

#### 4.2.2.2 各部の構成及び構造

##### 4.2.2.2.1 回収カプセルの構造

図 4.2.2.2-1 に再突入カプセルの構造を示す。カプセルは釣鐘型の形状を有し、底部にサンプルベイハッチを有する。サンプルベイは気密構造とし、ハッチはねじ構造でカプセル本体に結合される。

なお、図中の寸法は参考値である。

##### 4.2.2.2.2 キャニスタの構成及び構造

図 4.2.2.2-2 にキャニスタの外見及び構成要素を、図 4.2.2.2-3 に内部構造を示す。

キャニスタはハッチを有し、止めねじにより結合される。

キャニスタは、カプセルとロック機構にて結合される。ロック機構は、キャニスタの周囲に 3～4 組設置され、外部からの信号によりピンを引抜く。このロック機構は、カプセルの誤射出防止、及びサンプルベイハッチ開閉時のカプセルの回り止めに使用される。

キャニスタ内部には、空気圧により動作するカプセル射出機構が設置されている。これは、HTV が ISS から分離した後の予圧部(1 気圧)と外部環境(真空)との圧力差により動作するものであり、予圧部に格納されている間は、原理上誤動作によるカプセル発射等は発生しない。

##### 4.2.2.2.3 カプセル射出用ハッチの構造

図 4.2.2.2-4 にカプセル射出用ハッチを示す。

カプセル射出用ハッチは ISS 共通ハッチと互換性のある形状及びロック方式とするが、1 レバーでの開閉機能は有しない。これは、カプセル射出用ハッチが使用されるのは HTV が ISS から分離する際のみであり、万一カプセル設置作業中に HTV 予圧部でリーク等の緊急事態が発生した場合は、ISS 側のハッチを使用して安全を確保することとする。

図中では、キャニスタの固定用としてクランプ機構を仮定しているが、運用性や押付荷重の均一性等の点で、リンク等を使用した他の方式を検討すべきと考えられる。また、HTV への固定用機構も未定であり、今後検討する必要がある。

#### 4.2.2.3 運用手順

図 4.2.2.3-1～-5 に、回収カプセルの運用準備から射出までの手順を示す。

(1) 図 4.2.2.3-1 準備作業

キャニスタ及びカプセル射出用ハッチを、HTV 予圧部内の保管場所から取出し、しかるべき場所に一時固定する。

(2) 図 4.2.2.3-2 サンプルの搬入

キャニスタの止めねじを解除し、キャニスタ蓋を取外す。キャニスタ蓋は、HTV 予圧部内の適当な場所に収納する。続いて、サンプルベイハッチを回してサンプルベイを開放する。これにより、サンプルベイにサンプルを搬入することが可能となる。

なお、サンプルベイハッチを回すには、ハッチに手がかりをつけるか、治具の使用が考えられる。

(3) 図 4.2.2.3-3 キャニスタをカプセル射出用扉に装着

再びサンプルベイハッチを閉鎖し、キャニスタをカプセル射出用ハッチに装着する。キャニスタとハッチは、クランプ機構により結合させる。

(4) 図 4.2.2.3-4 HTV の ISS 分離時の状態

キャニスタが結合されたカプセル射出用ハッチを (ISS 共通ハッチの代わりに) HTV に装着する。

これで、HTV が ISS から分離する準備が完了した。HTV が ISS から分離すると、キャニスタ内部は真空状態となる。

(5) 図 4.2.2.3-5 回収カプセルの射出

HTV が大気圏再突入を開始し、規定の高度まで降下した時点でキャニスタ後部のカプセルロック機構を解除する。これにより、カプセルはキャニスタから切離される。

続いて分離ボルトを切断すると、HTV 予圧部の気圧によりカプセル射出機構のベローズが伸びて、カプセルが射出される。

#### 4.2.2.4 回収カプセルの収納性検討

回収カプセル(キャニスタ)は、HTV 予圧部に専用の保管場所を設けるか、ISS-PM ラック中に固定して打上げられる。ここでは、カプセルの寸法と収納性を検討する。

図 4.2.2.4-1 に、NASDA-ESPC-2857「宇宙ステーション補給機(HTV)カーゴ標準インタフェース要求書」に規定される「Rack Static Envelope」について収容性を検討した結果を示す。図より、現状の設計ではキャニスタの幅はエンベロープ内に収納可能だが、奥行きは中央部がエンベロープから約 36mm 飛出すこととなる。

同様に、図 4.2.2.4-2 に NASDA-ESPC-2785「JEM 全体システム(JEM)/宇宙ステーション補給機システム(HTV)インタフェース管理仕様書」に規定される「ICS-PM ラックエンベロープ」について収容性を検討した結果を示す。「Rack Static Envelope」の場合と同様に、現状の設計ではキャニスタの幅はエンベロープ内に収納可能だが、奥行きは中央部がエンベロープから約 120mm 飛出すこととなる。

これより、回収カプセル(キャニスタ)は ICS-PM ラックへの収容も可能であるが、専用の保管場所を用意した方が無理無く収納可能と思われる。

#### 4.2.2.5 複数カプセルの射出について(将来発展型に係る提案)

再突入カプセル(キャニスタ)は、サンプルベイの寸法が $\phi 500 \times H400$ に限られている。今後より多くのサンプルを地上に帰還させる必要が生じた場合、本資料で提案するキャニスタはカプセルを2機以上射出することが可能である。

図4.2.2.5-1に増設用キャニスタの構造図を、図4.2.2.5-2に増設用キャニスタを結合した様子を示す。図に示すように、増設用キャニスタをキャニスタとカプセル射出用ハッチの間に挿入し、同時に2機以上のカプセルを射出可能としている。

図4.2.2.5-3及び4.2.2.5-4に、増設用キャニスタの収納性検討を示す。図より、増設用キャニスタの収納性はキャニスタと同等である。

#### 4.2.2.6 空圧ピストンにより得られる射出速度について

ここでは、資料「HTV カプセル A1.5 形状に対する減速回収系の検討(ドラフト)」より、再突入カプセルの射出時の合計質量を 250kg とする。

カプセル射出機構に大口径の溶接ベローズを使用したとして、その直径が 750mm 確保できる場合、断面積は  $0.14\text{m}^2$  となる。予圧部の内圧が 1 気圧の時、 $1013.25\text{hPa} = 101325\text{N/m}^2$  であるから、空気圧による力は約 14kN となる。

これより、カプセルは 1 気圧の予圧部内圧により約  $57.0\text{m/s}^2$  の加速度を得る。

カプセル射出機構のガイドレールが 50cm 確保できる場合、カプセルは約 0.13 秒間加速されることとなり、約 7.5m/s の速度を得る。

カプセル射出機構のガイドレールを 1m まで延長できる場合、カプセルは約 0.19 秒間加速されることとなり、約 10.7m/s の速度を得る。

2カプセル同時射出の場合、射出時の合計質量を 500kg とすると、カプセルは 1 気圧の予圧部内圧により約  $28.5\text{m/s}^2$  の加速度を得る。

カプセル射出機構のガイドレールが 50cm 確保できる場合、2 つのカプセルは約 0.19 秒間加速されることとなり、約 5.3m/s の速度を得る。

カプセル射出機構のガイドレールを 1m まで延長できる場合、2 つのカプセルは約 0.26 秒間加速されることとなり、約 7.5m/s の速度を得る。

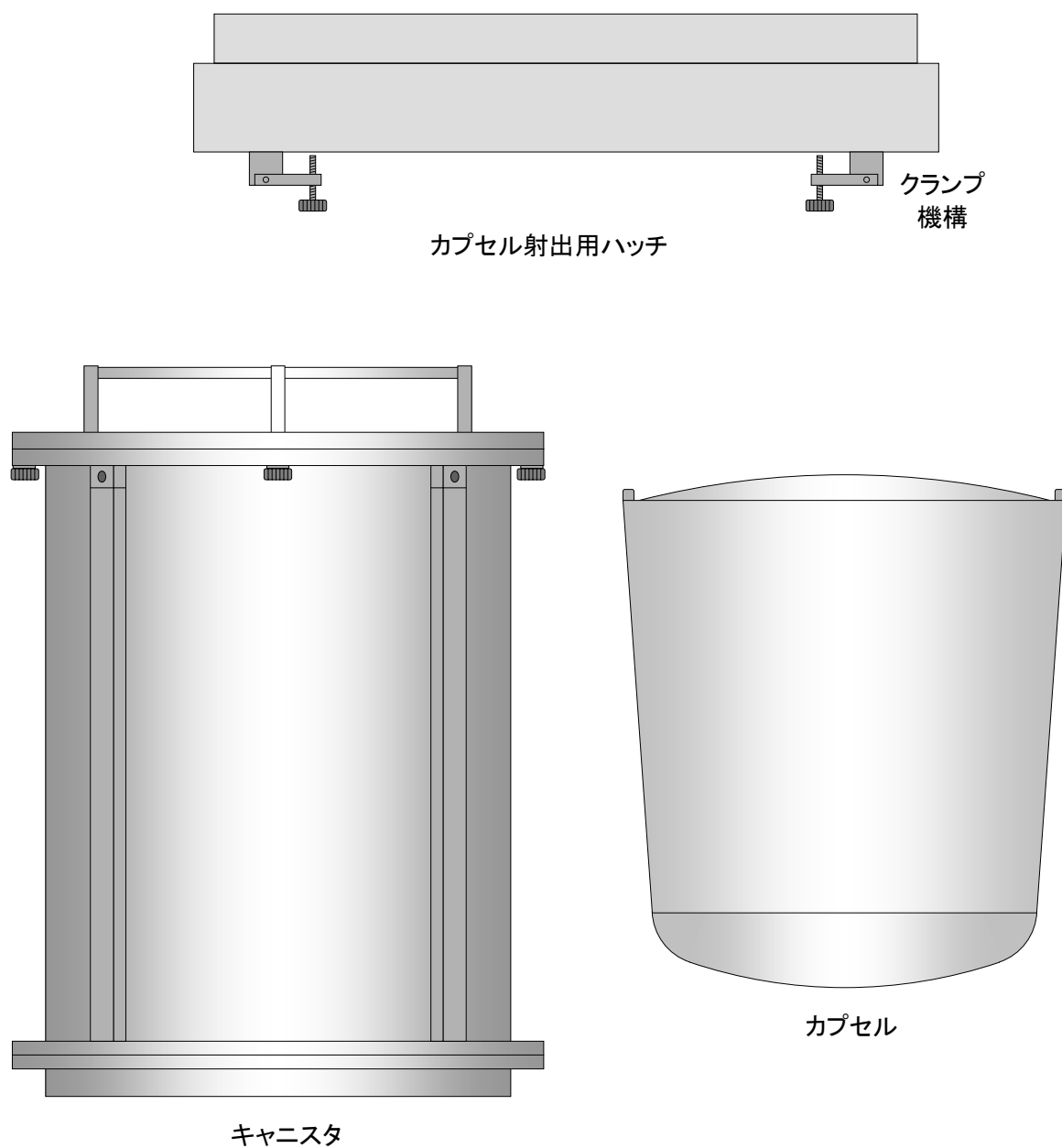


図4.2.2.1-1 HTV回収カプセル(A1.5 b6) 構成品  
SCALE:1/12.5

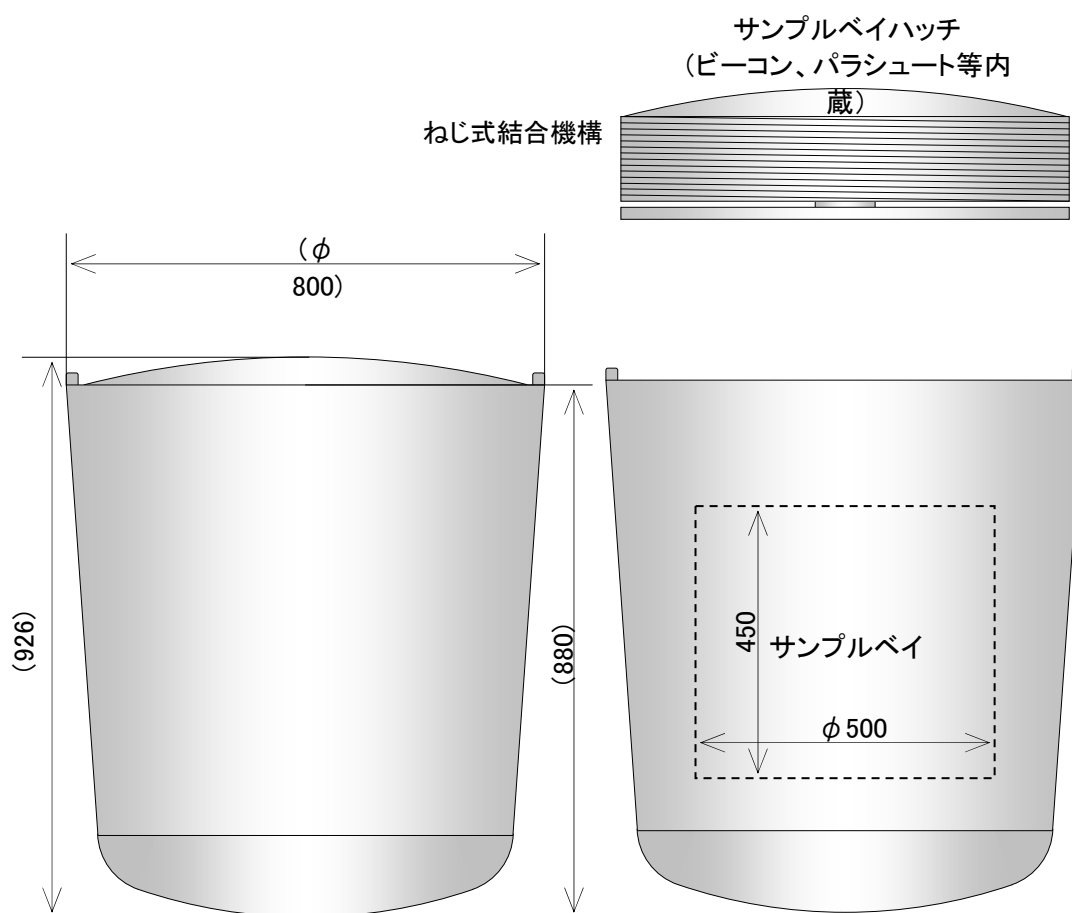


図 4.2.2.2-1 HTV 回収カプセル(A-1.5 b6) カプセル構成要素  
SCALE:1/12.5



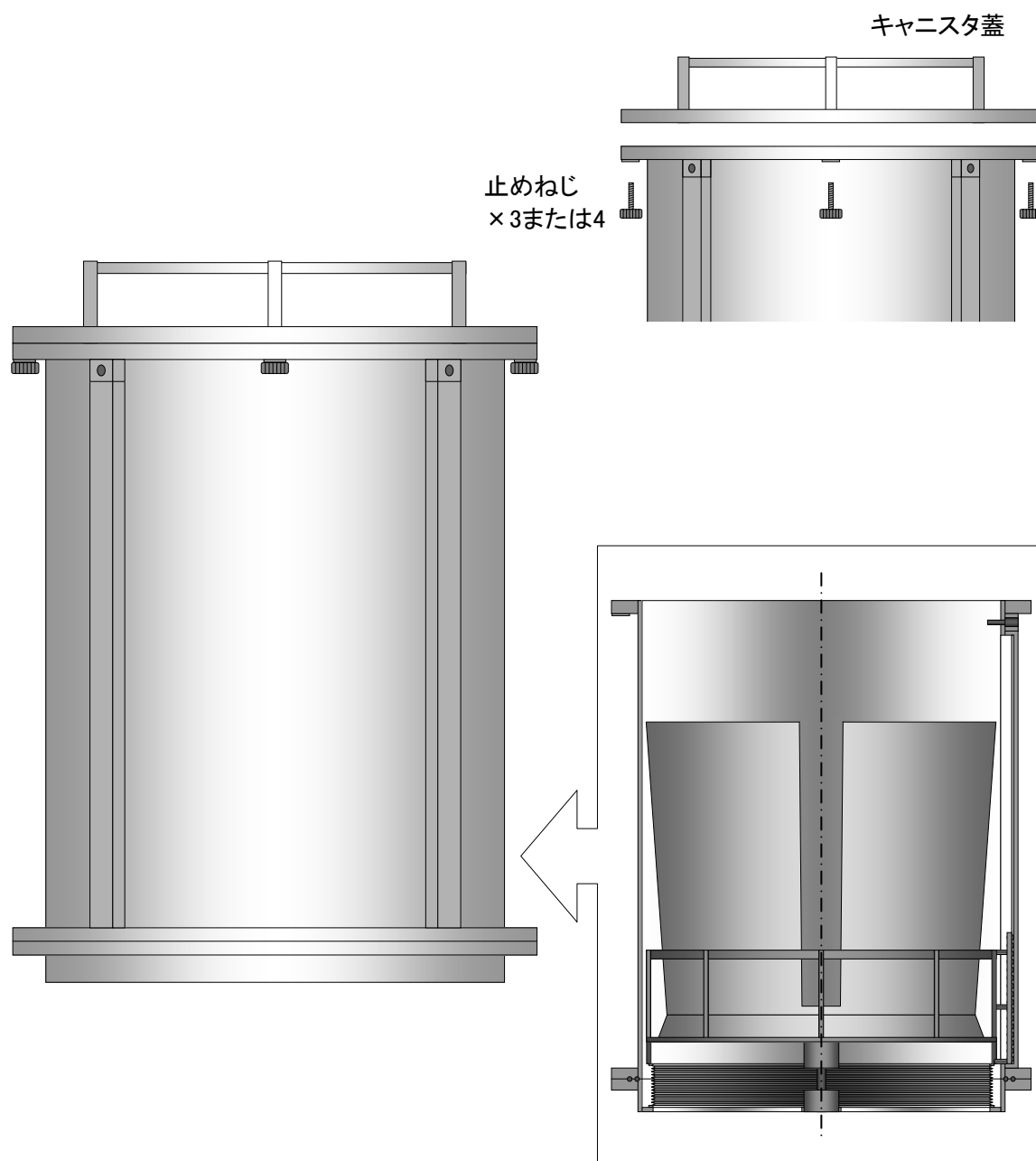


図 4.2.2.2-2 HTV 回収カプセル(A1.5 b6) キャニスタ構成要素

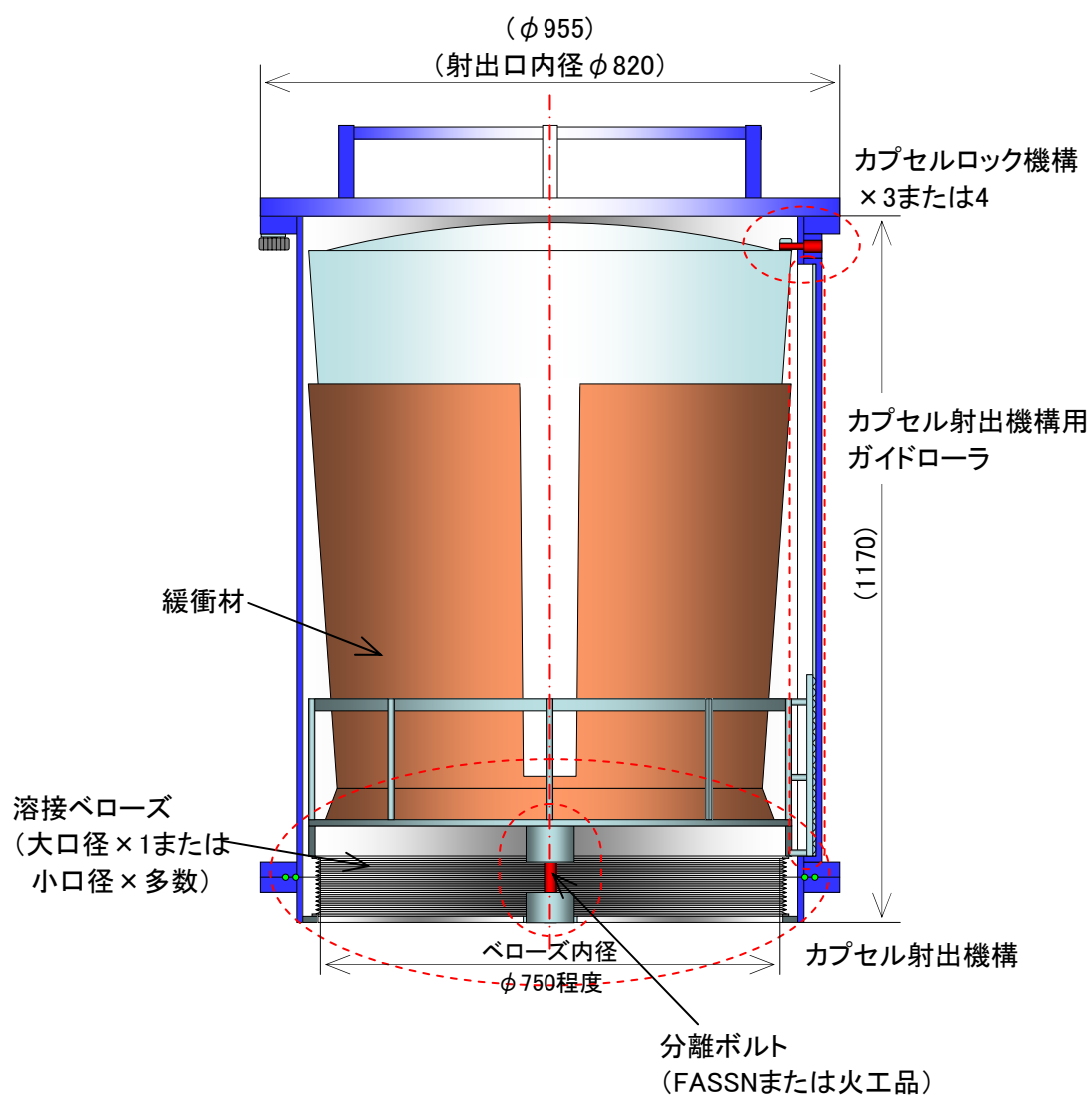


図 4.2.2.2-3 HTV 回収カプセル(A-1.5 b6) キャニスタ構造図

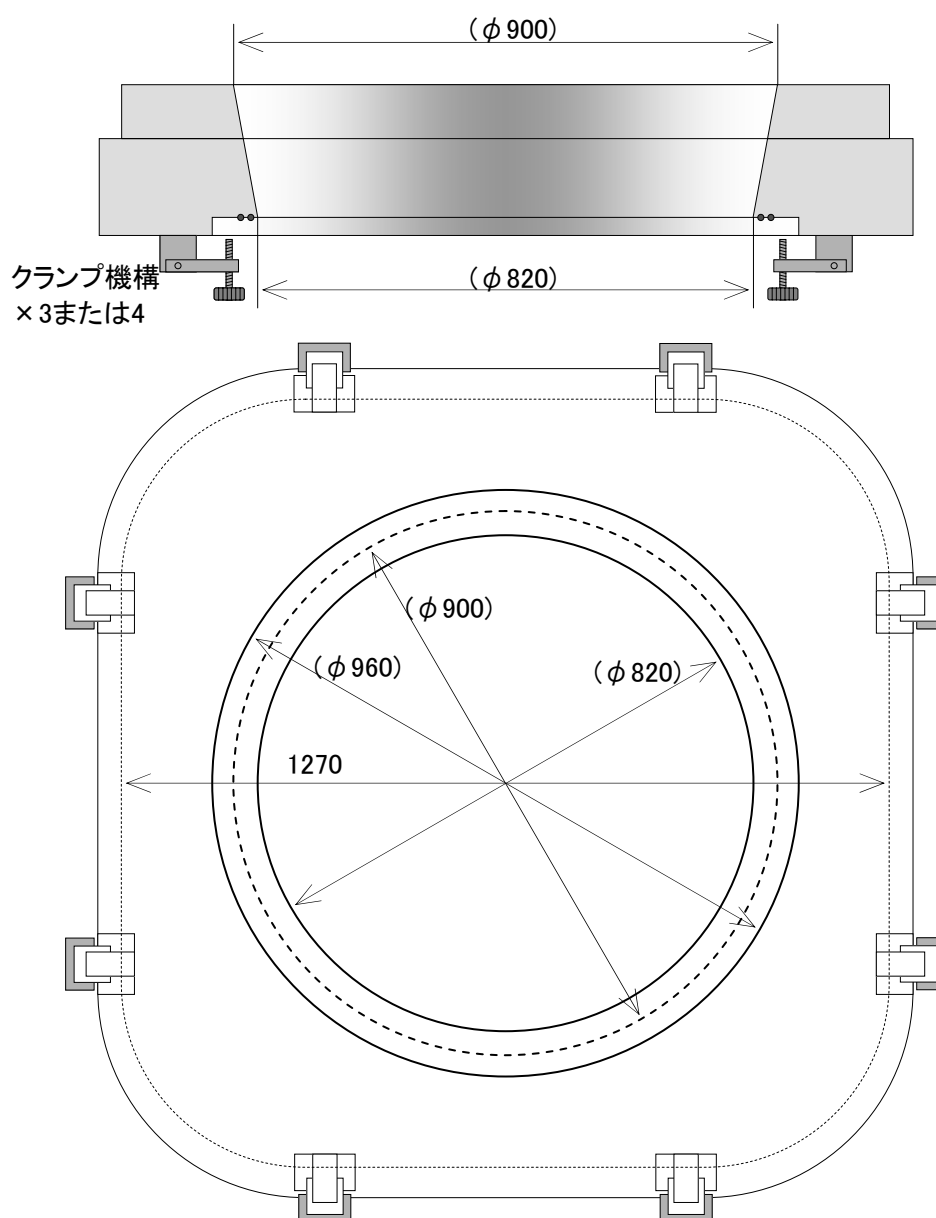


図 4.2.2.2-4 HTV 回収カプセル(A-1.5 b6) カプセル射出用ハッチ  
(NASA-SSP-41015 P.3-7 Fig.3.2.1.1.1-1 による)

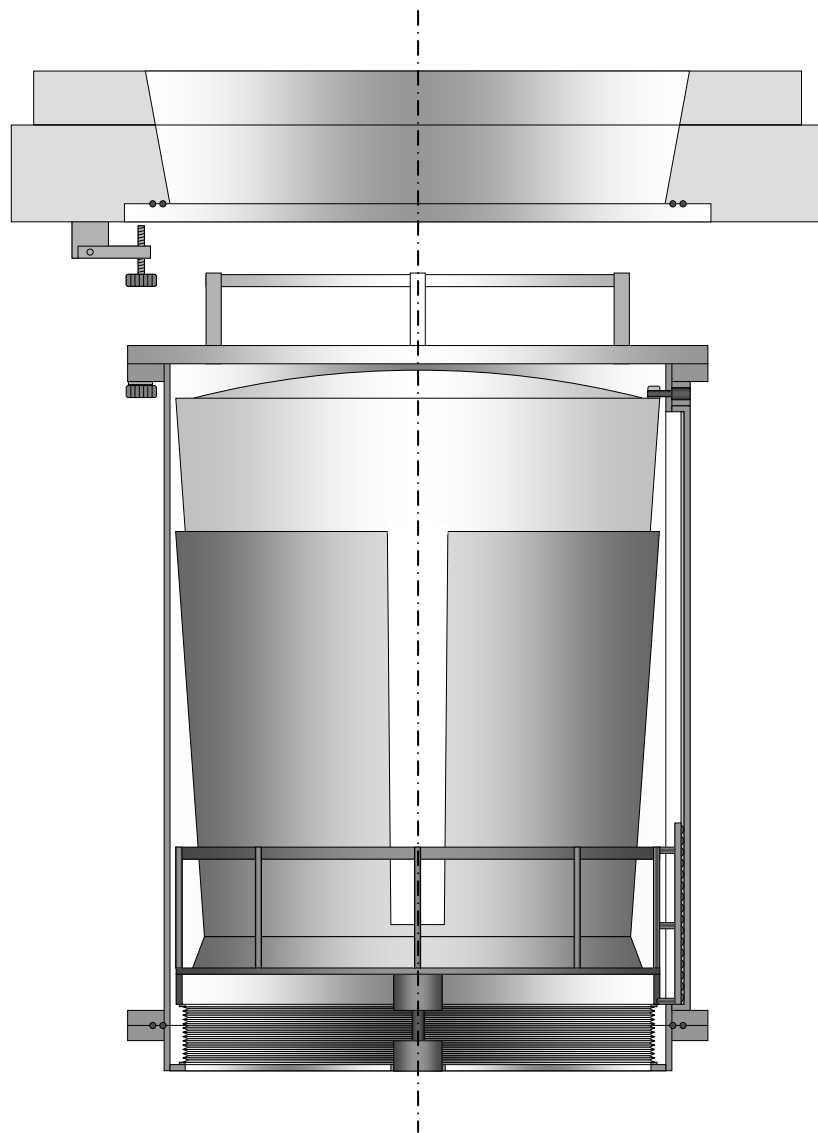


図 4.2.2.3-1 準備作業  
保管場所からキャニスタ及びカプセル射出用ハッチを取出す。

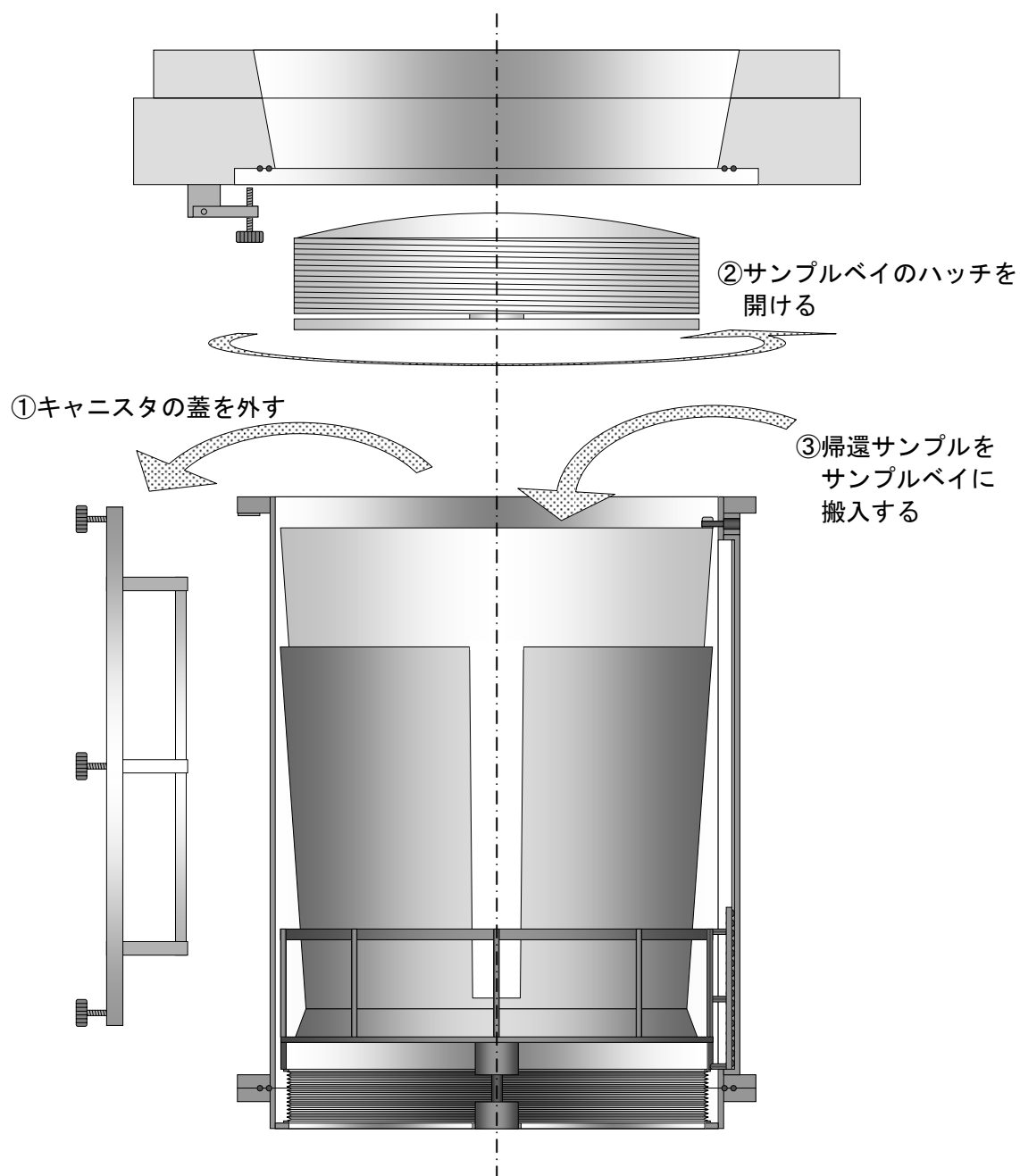


図 4.2.2.3-2 サンプルの搬入  
キャニスタ及びカプセルを分割し、サンプルを搬入する。

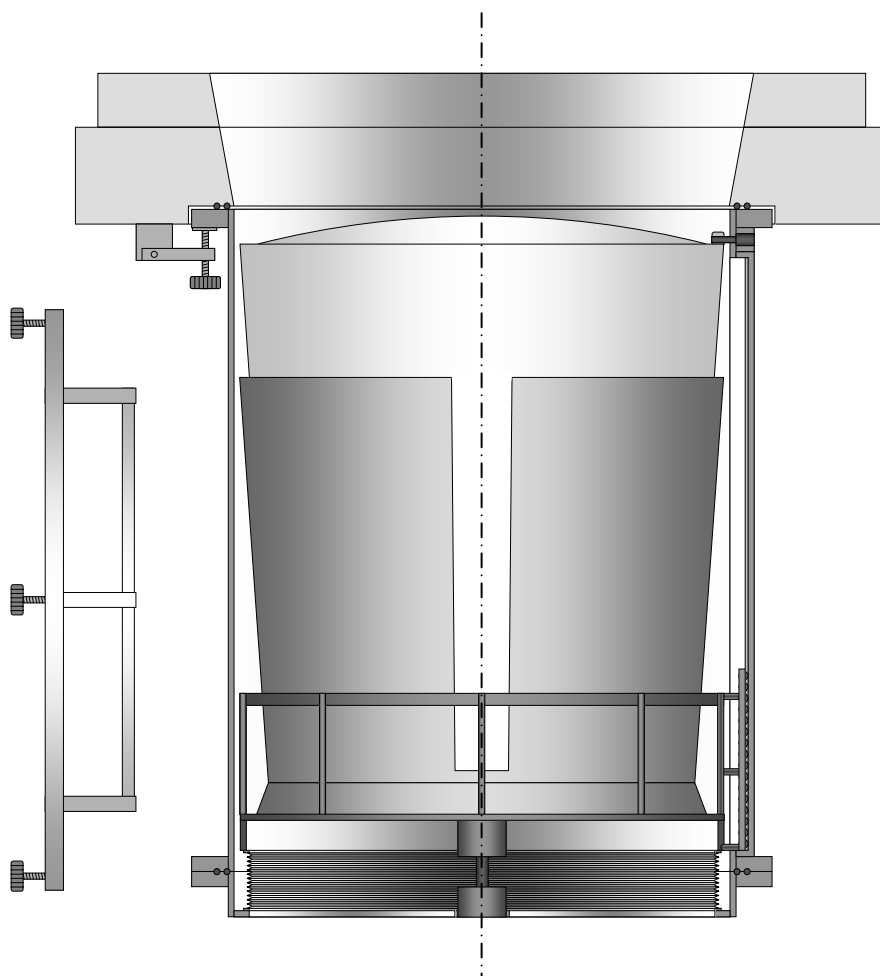


図 4.2.2.3-3 キャニスタをカプセル射出用ハッチに装着  
サンプルベイハッチを閉め、キャニスタをカプセル射出用ハッチに装着する。  
カプセル射出用ハッチは、ISS 共通扉の代わりに HTV に装着する。

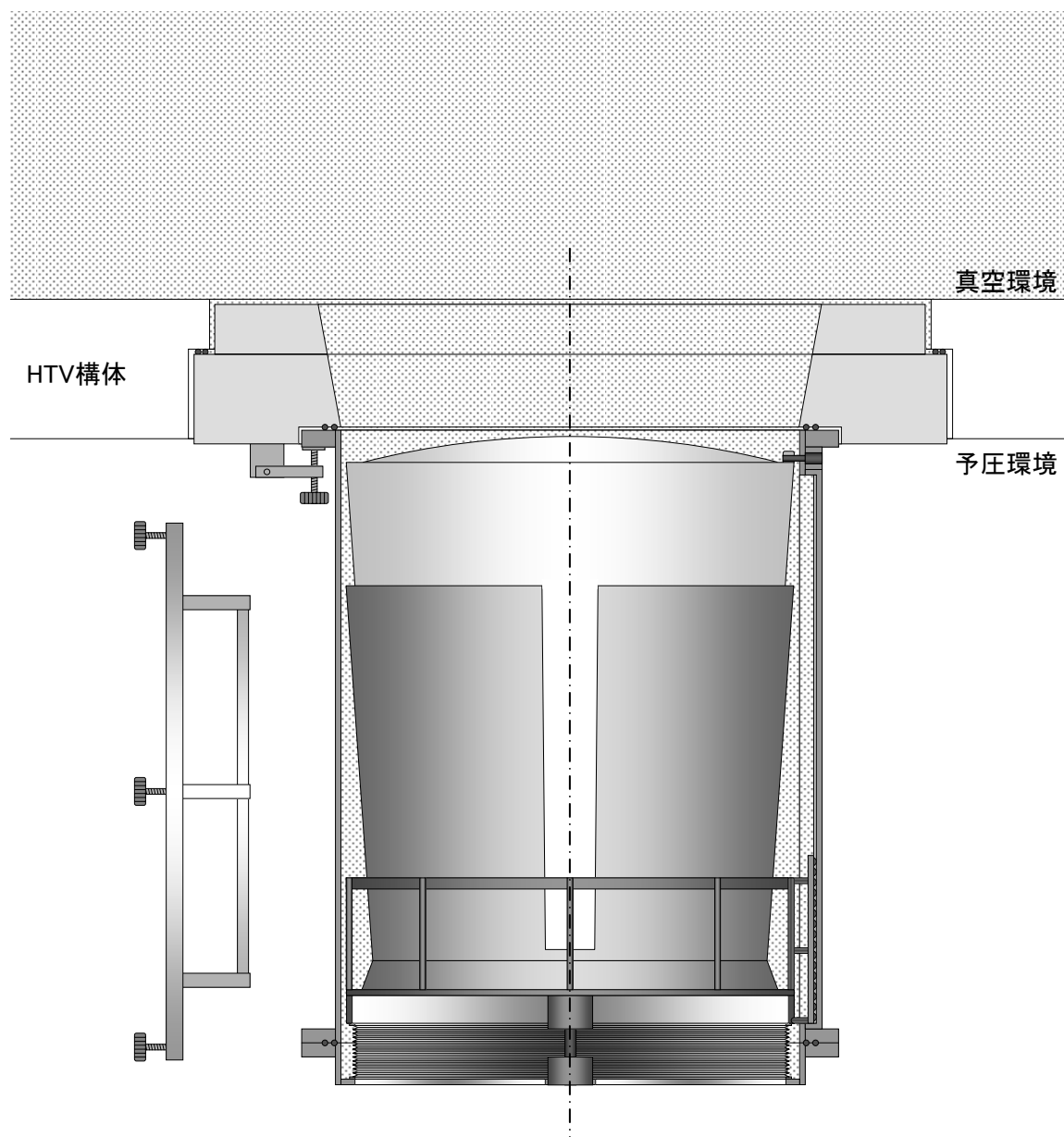


図 4.2.2.3-4 HTV の ISS 分離時の状態  
蓋は分離直前にキャニスタから取外し、予圧部内に収納する。

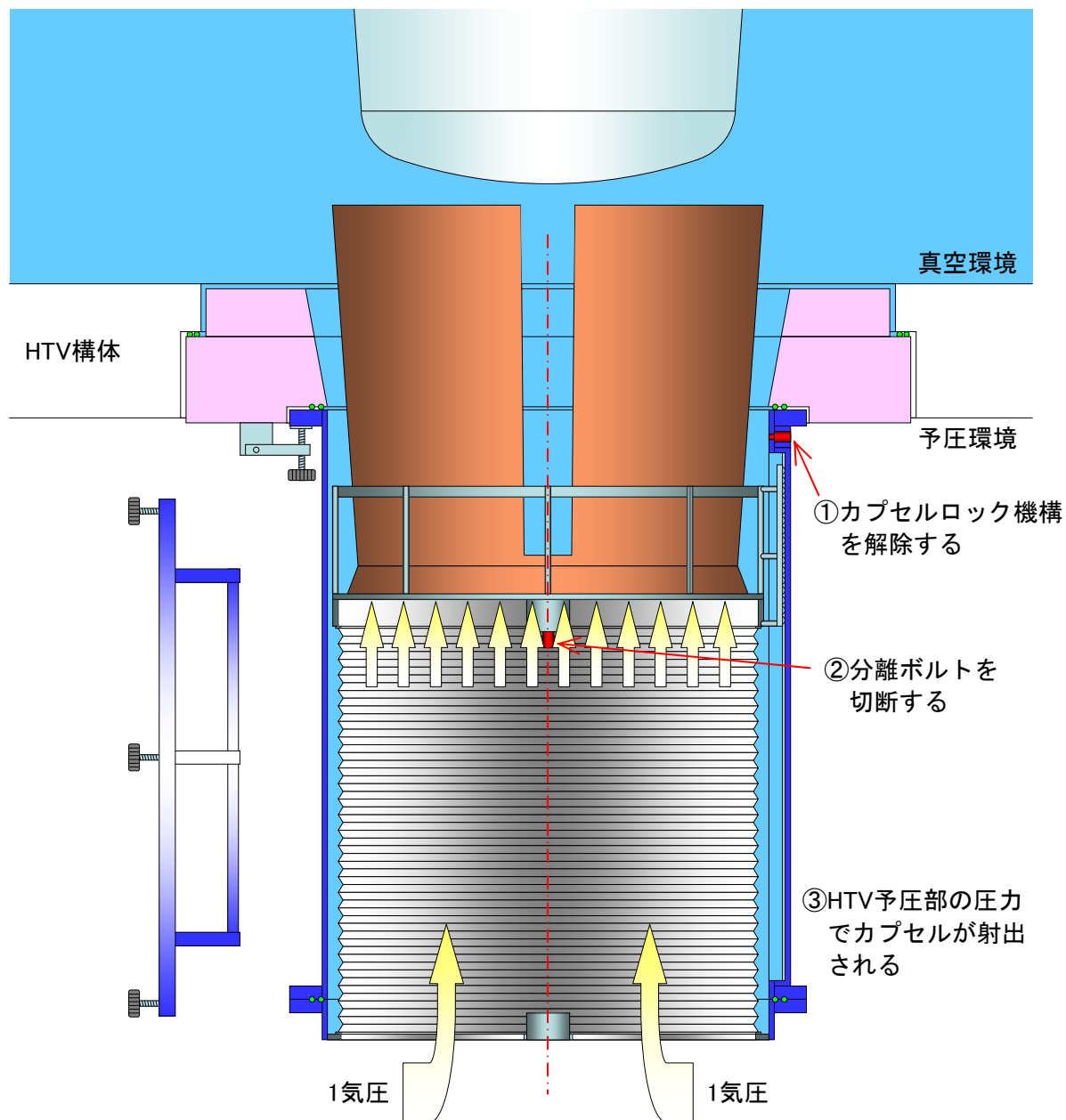


図 4.2.2.3-5 回収カプセルの射出

HTV が規定の高度まで降下した時点で、キャニスタ後部のカプセルロック機構を解除する。  
 続いて分離ボルトを切断すると、カプセルは HTV 予圧部の内圧により射出される。



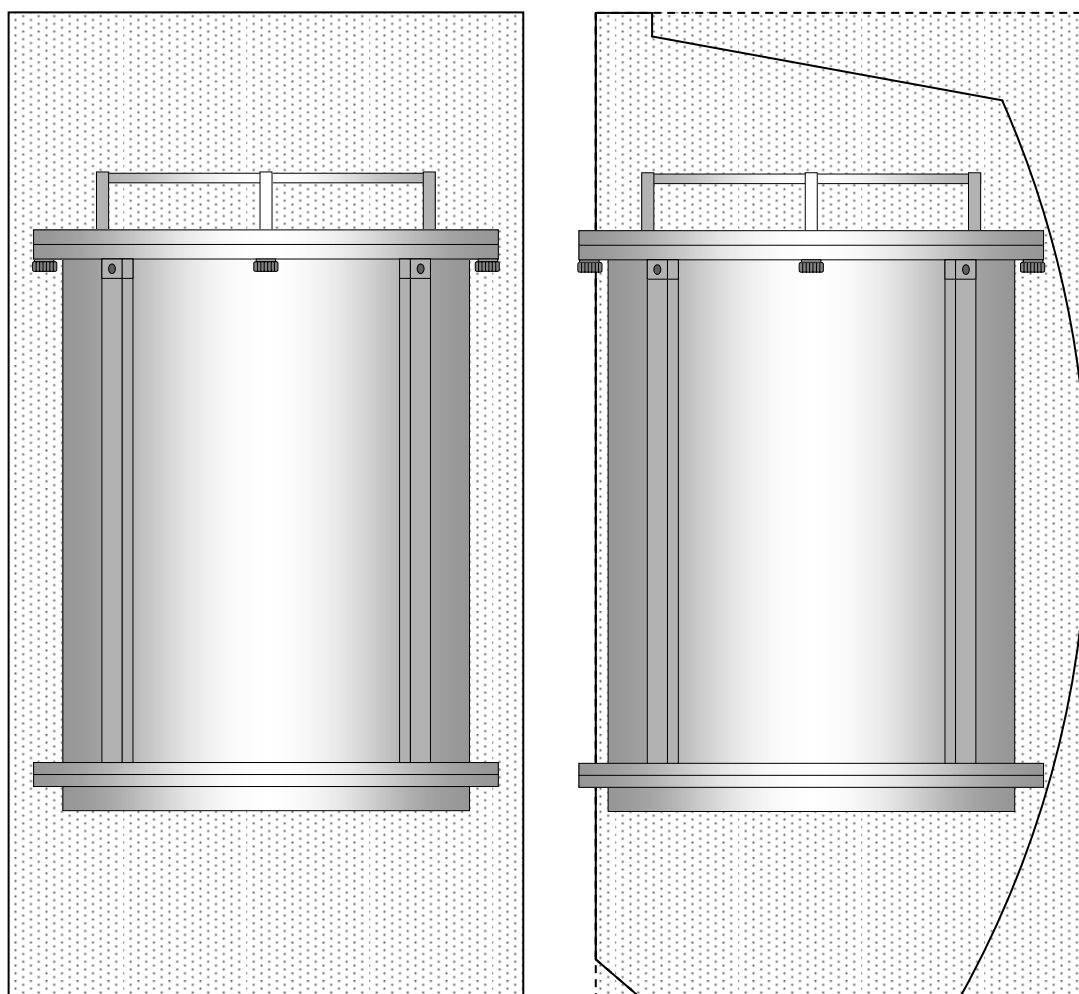


図 4.2.2.4-1 回収カプセル(キャニスタ)の収納性に係る検討  
(ラックエンベロープ)

(NASDA-ESPC-2857 P.8 Fig.3.2.1.1.2-1 及び Fig.3.2.1.1.2-2 による)

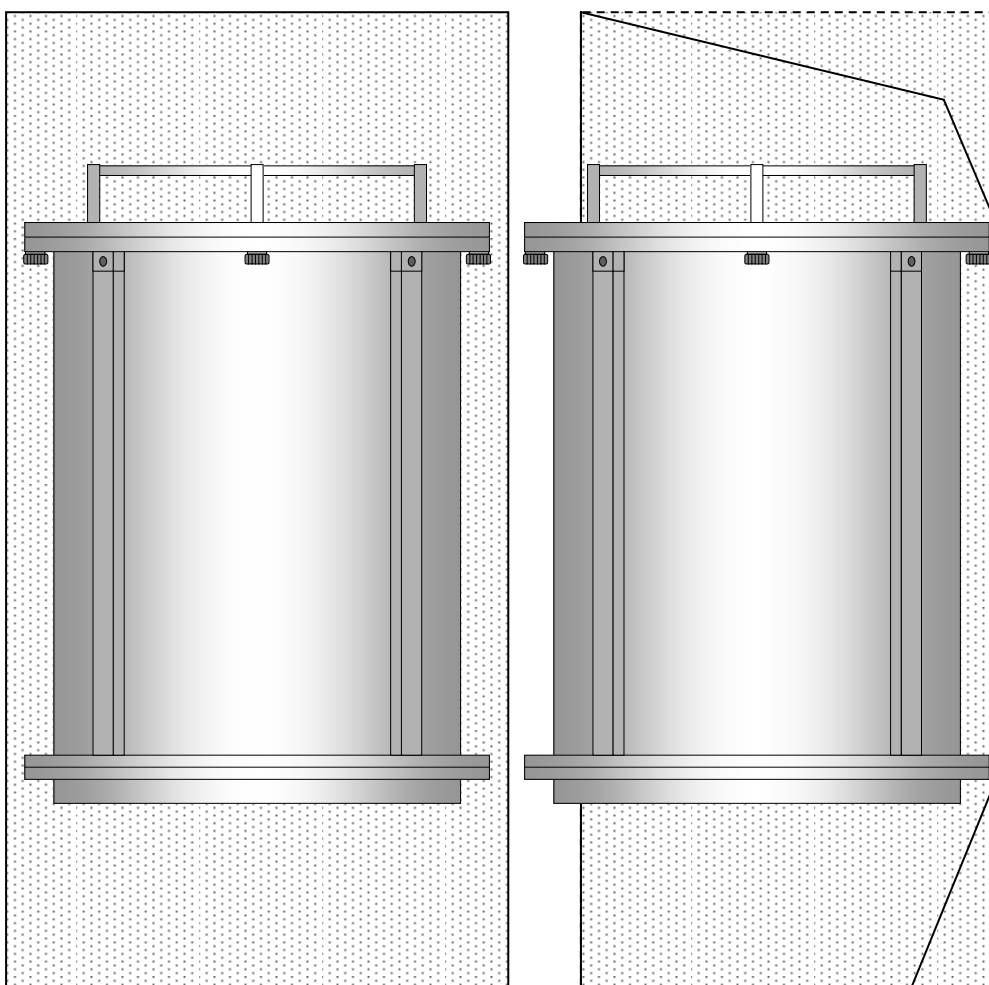


図 4.2.2.4-2 回収カプセル(キャニスタ)の収納性に係る検討  
(ICS-PM ラック ハードウェアエンベロープ)

(NASDA-ESPC-2785-A P.14 図 3.2.1.1.2.1.3-1 による)

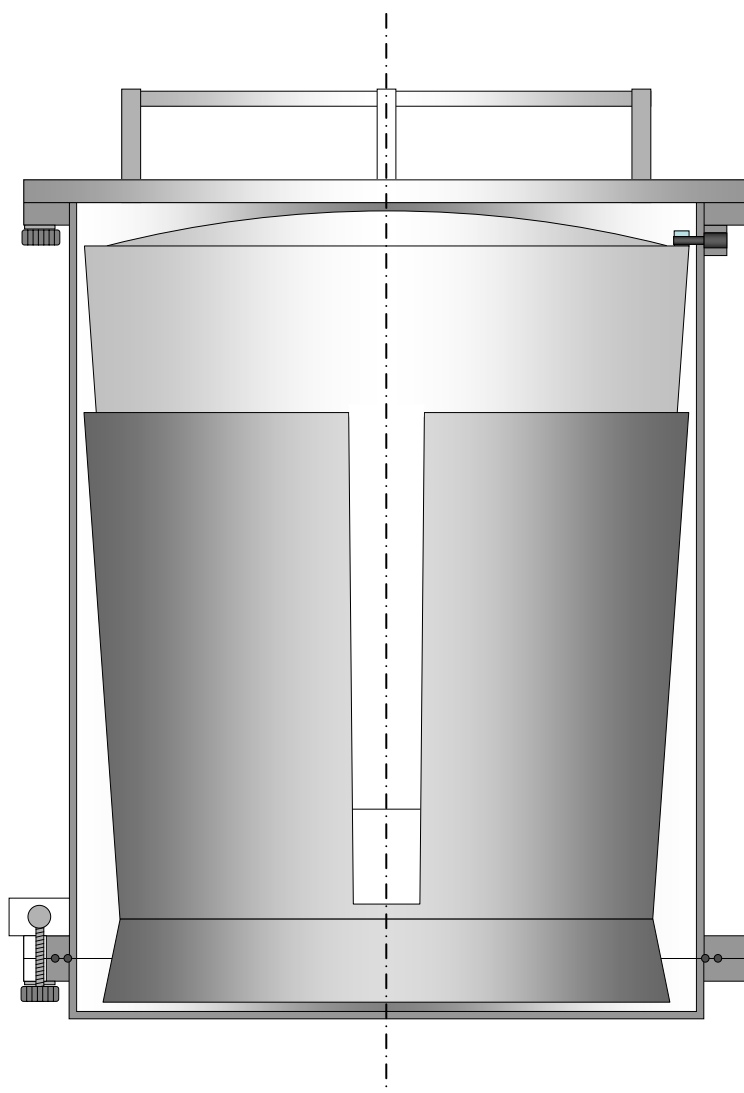


図 4.2.2.5-1 増設用キャニスタ  
カプセルを2機以上射出する際に使用する増設用キャニスタ。

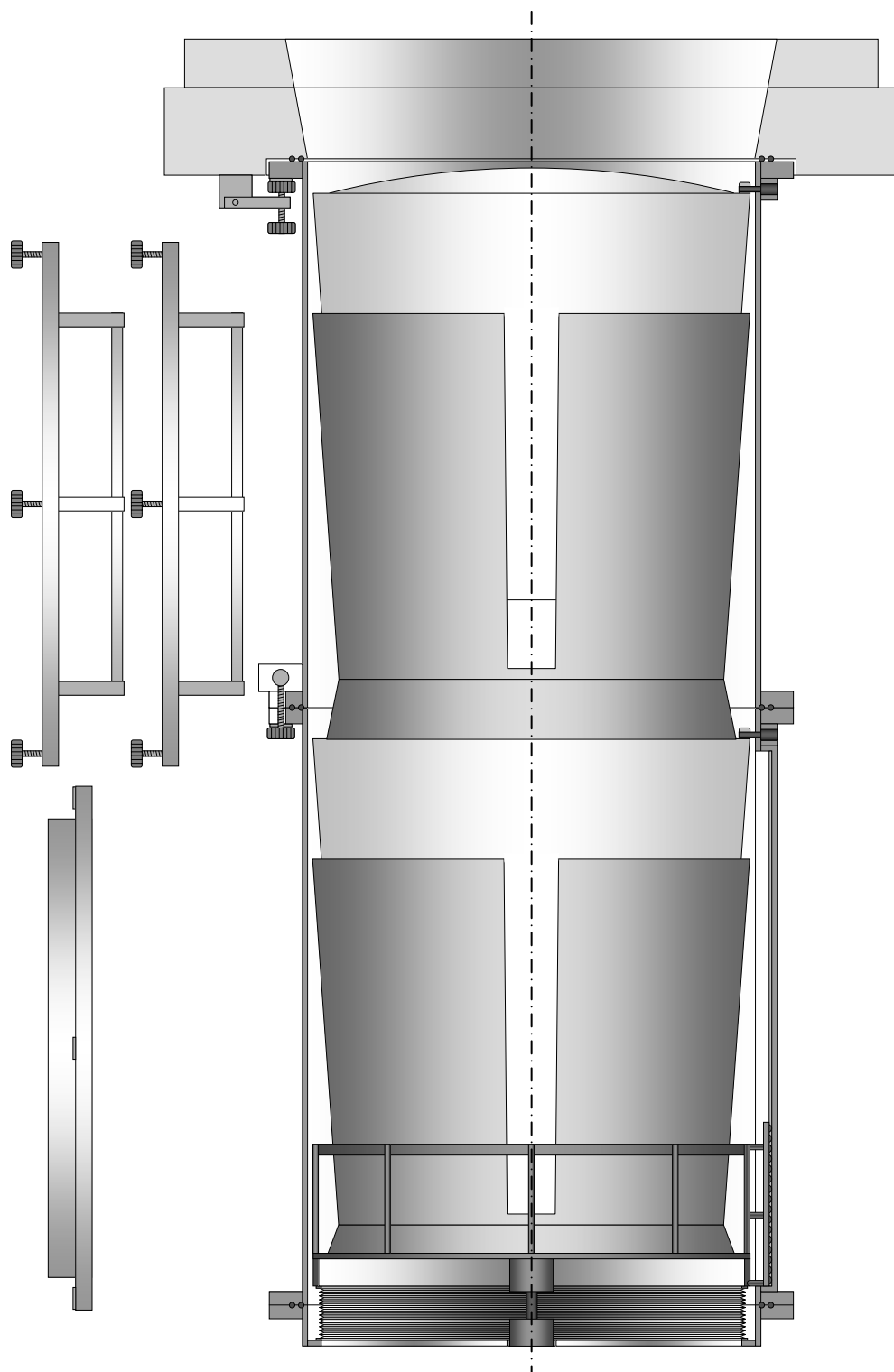


図 4.2.2.5-2 増設用キャニスタの装着状態

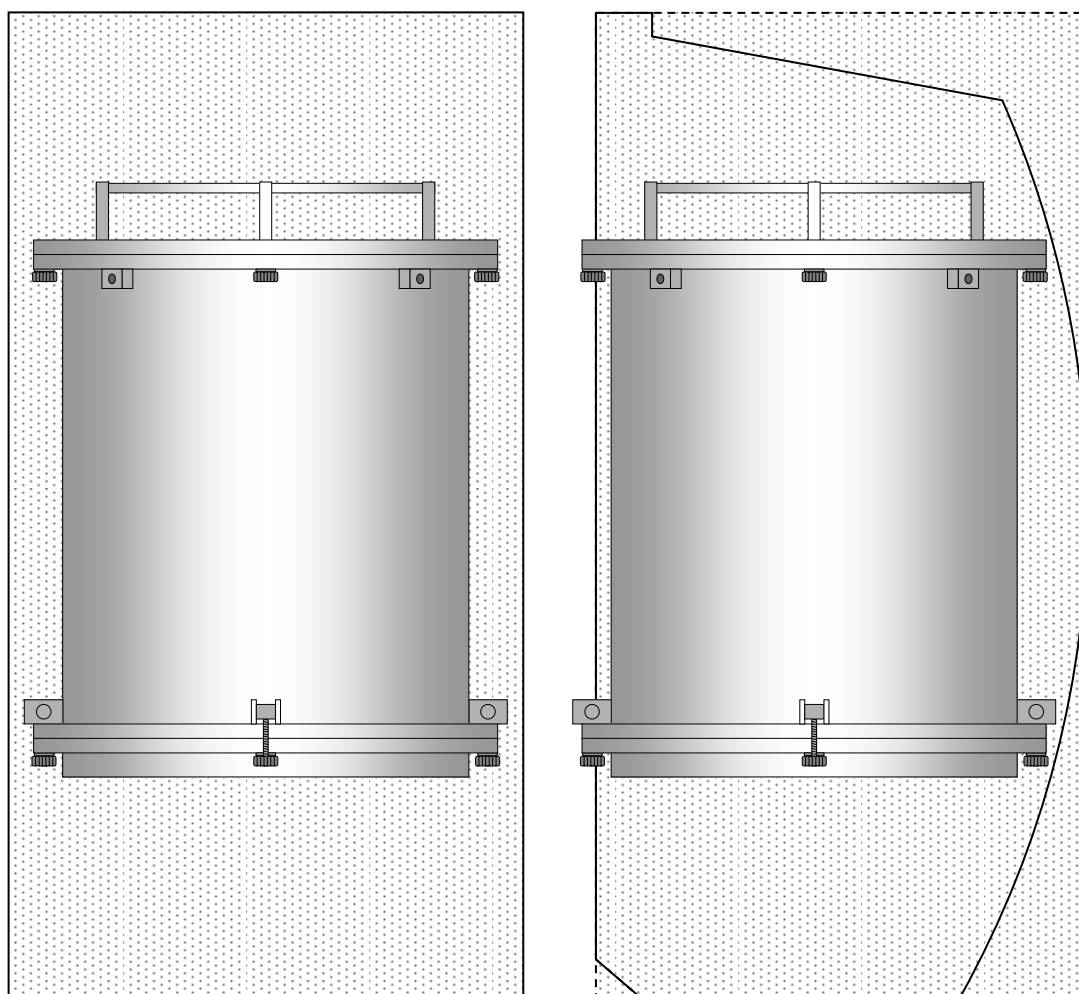


図 4.2.2.5-3 増設用キャニスタの収納性に係る検討  
(ラックエンベロープ)

(NASDA-ESPC-2857 P.8 Fig.3.2.1.1.2-1 及び Fig.3.2.1.1.2-2 による)

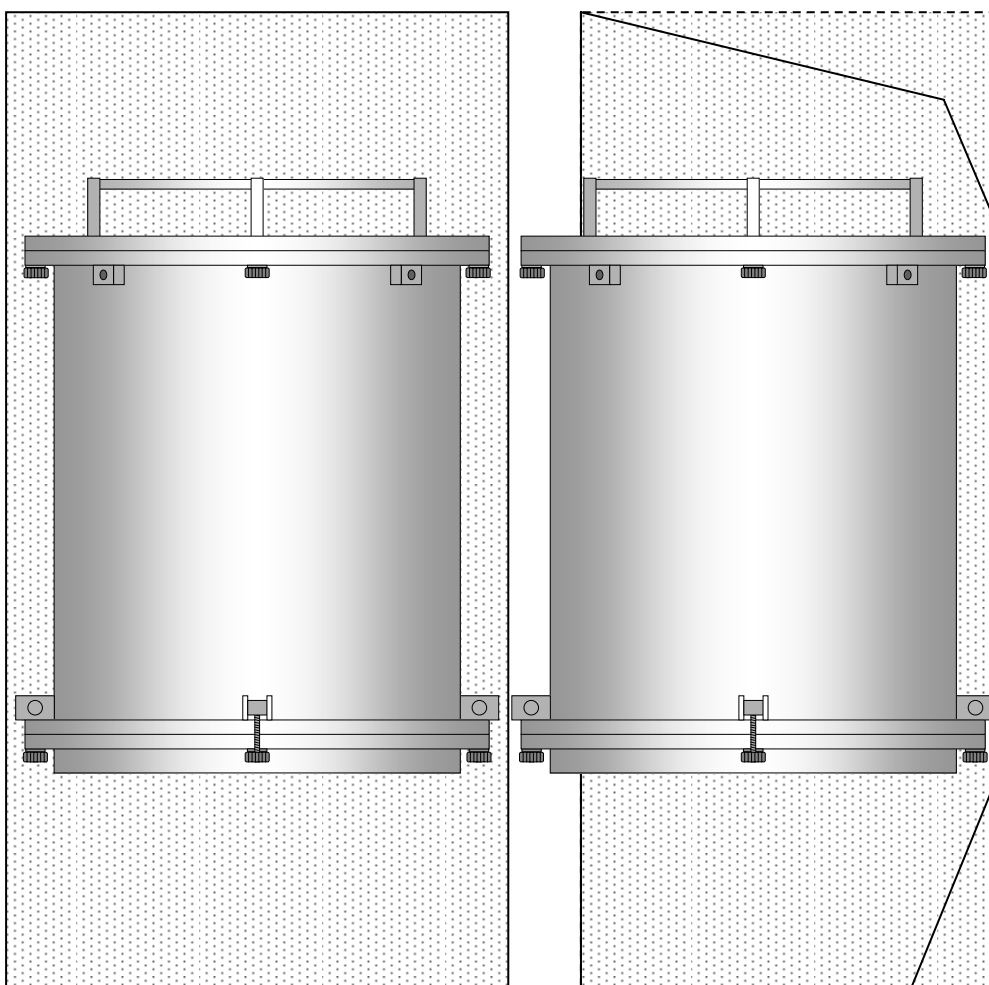


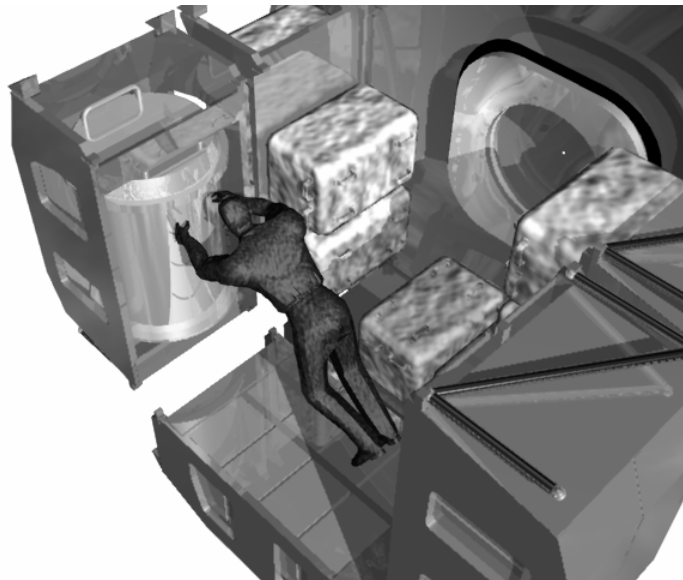
図 4.2.2.5-4 増設用キャニスタの収納性に係る検討  
(ICS-PM ラック ハードウェアエンベロープ)

(NASDA-ESPC-2785-A P.14 図 3.2.1.1.2.1.3-1 による)

#### 4.2.3 与圧室内取り回し

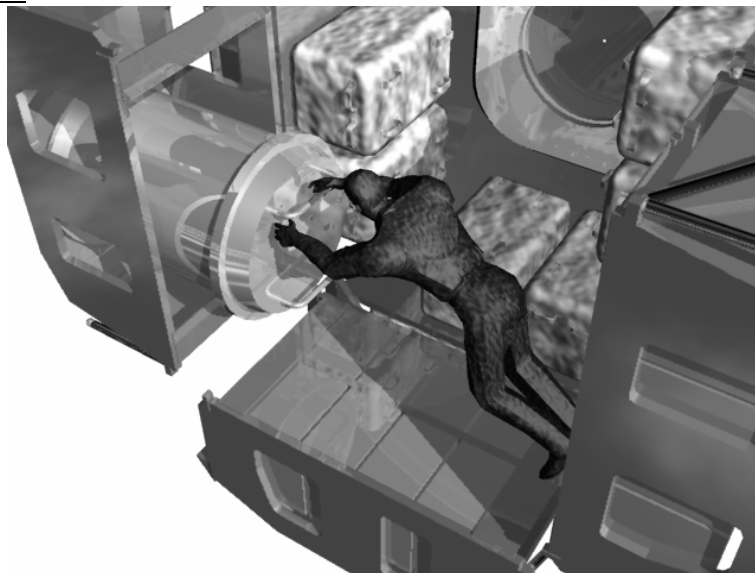
以下では与圧室内での回収カプセルの取りまわしについて、3Dモデル上でのクリアランスなどについて検討している。その結果、現状の寸法のカプセルであれば、与圧室内で取り出しー試料挿入ー離脱準備などの作業に必要な空間は確保できると思われる。

##### (1) 格納状態



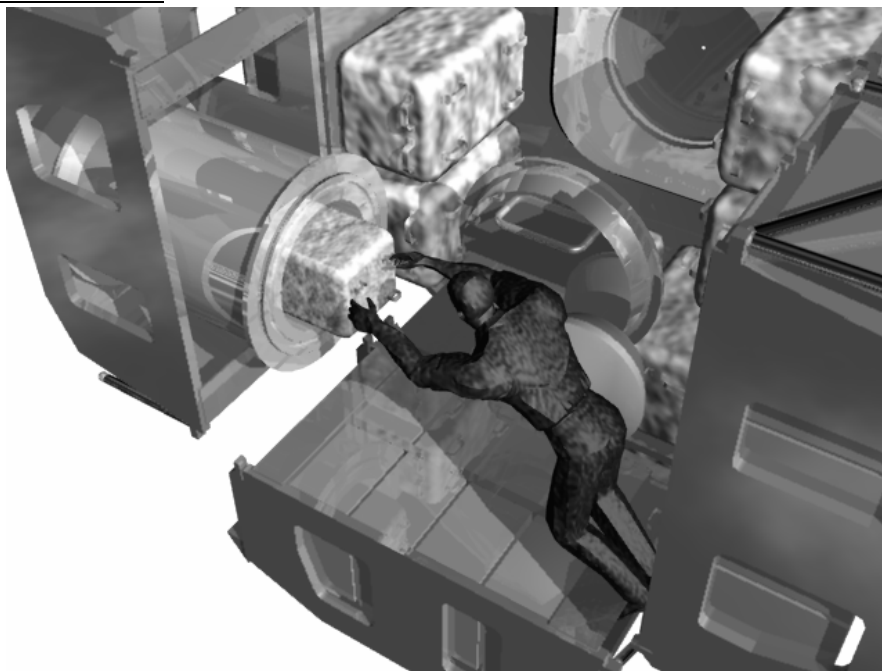
- ・ カプセル射出系統は、カプセルと共に ISPR ラック 1 つに収納できる。
- ・ ハッチは収納できないため、後方ドームに固定。

##### (2) 90 度回転



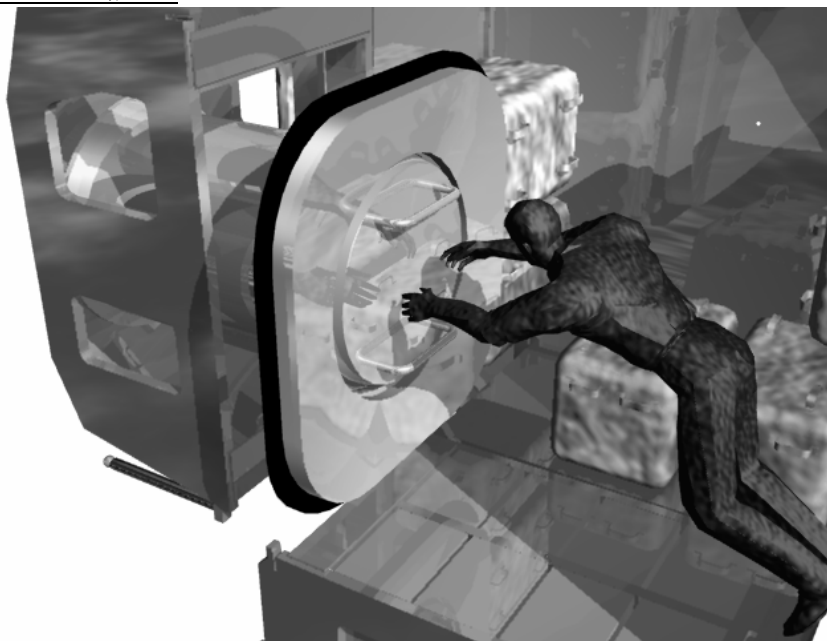
- ・ ラック内で 90 度回転させてキャニスターの分解を行う。

### (3) ペイロード収納



- ・ キャニスター上蓋、およびカプセル上面を分解してペイロードを収納する。
- ・ キャニスター等の空間内での固定についてはベルクロ等を使用。

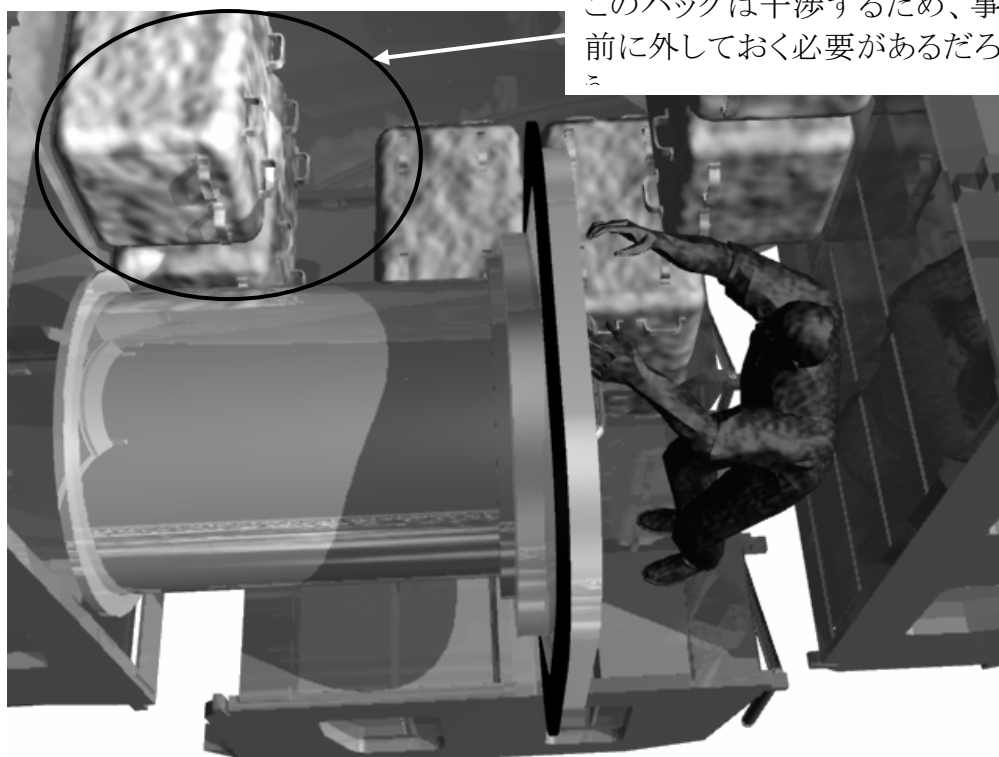
### (4) 射出用ハッチ被せ



- ・ ペイロードを収納したカプセルに、上部(減速系込み)を被せて固定。また、キャニスター、ハッチを順に固定する。
- ・ カプセルおよびキャニスター下部はラックに固定された状態であるため、ねじ込み等の作業が容易になっている。



## (5) 引き出し



このバッグは干渉するため、事前に外しておく必要があるだろう

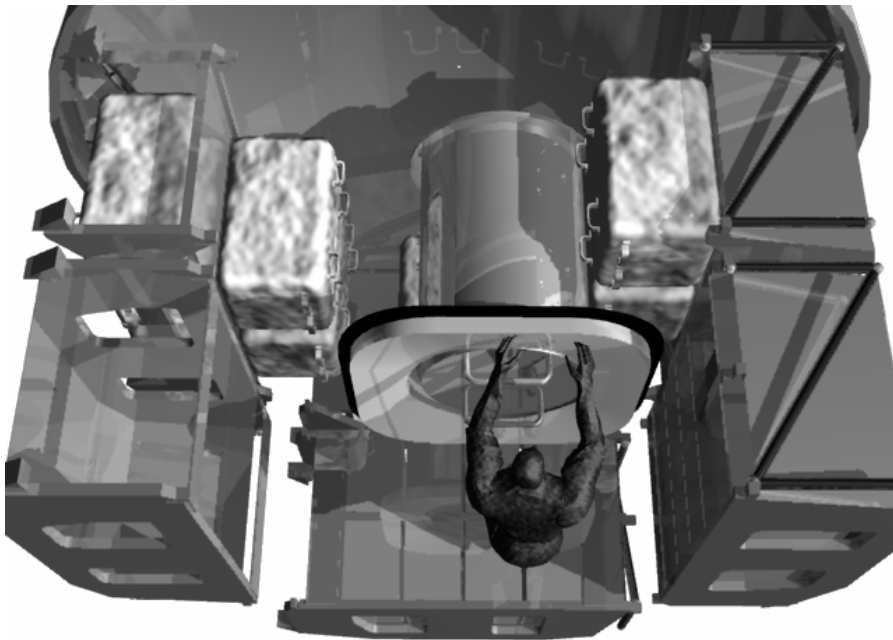
- ・ キャニスター、ハッチ等を一体化したらそのまま ISPR から引き出す。
- ・ ISPR の縁との干渉を考えると、あと 20cm くらいはカプセルを長くしても引き出せそうである。

## (6) 90 度回転



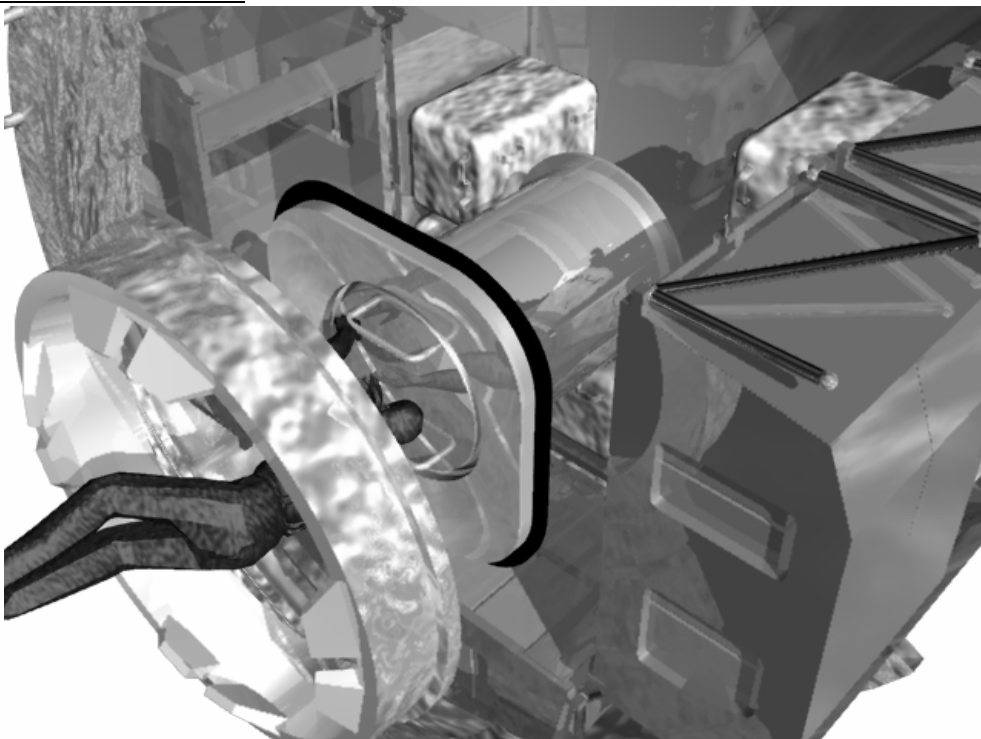
- ・ 回転作業のためのスペースはある。





- ・ 回転完了後は、ハッチを横につけることにより、後方の HRR ラックなどへのアクセスも可能(人が通るスペースはある)。
- ・ その際の一時固定の問題(安全上)は残るかもしれない。

#### (7) 移動・ハッチ固定



- ・ そのまま最後のクルーがキャニスターの取っ手を引っ張りながらハッチから出る。その後、外側からハッチを固定することで HTV 分離準備は完了となる。

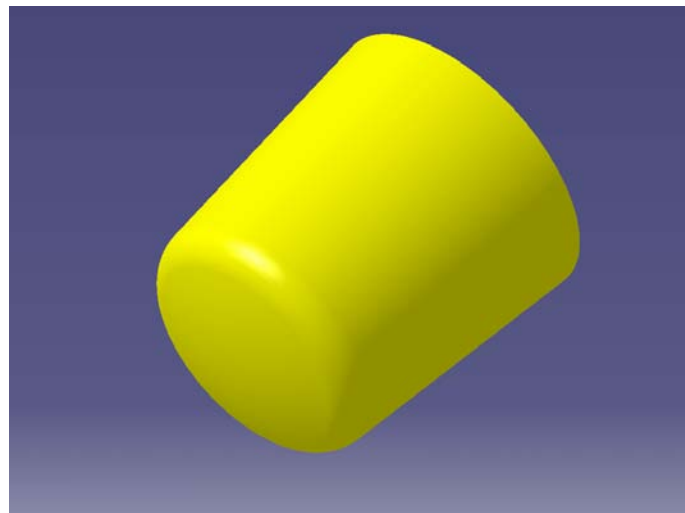
## 4.3 飛行系

### 4.3.1 飛行安定解析

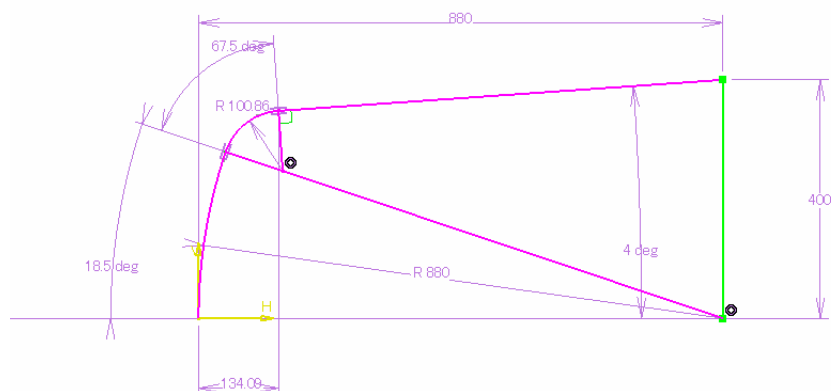
#### 4.3.1.1 機体形状

4.2 項の検討から本システムの重心位置は比較的后方になる見通しであることが分かった。そのため本システム的前提である空力安定が損なわれる恐れがある。そこで、特に極超音速～希薄(自由分子流)領域での空力(静)安定性特性の向上を図るため、4.2 項で示された機体形状(初期形状)をベースに、システムへの影響が少ない範囲で機体形状を改善した。

図 4.3.1.1-1 に同改善形状(TypeA-b8 形状)の概形を示す。また図 4.3.1.1-2 には初期形状との断面形の比較を示す。



① 鳥瞰図



② 断面形状

図 4.3.1.1-1 TypeA-b8 形状 概形

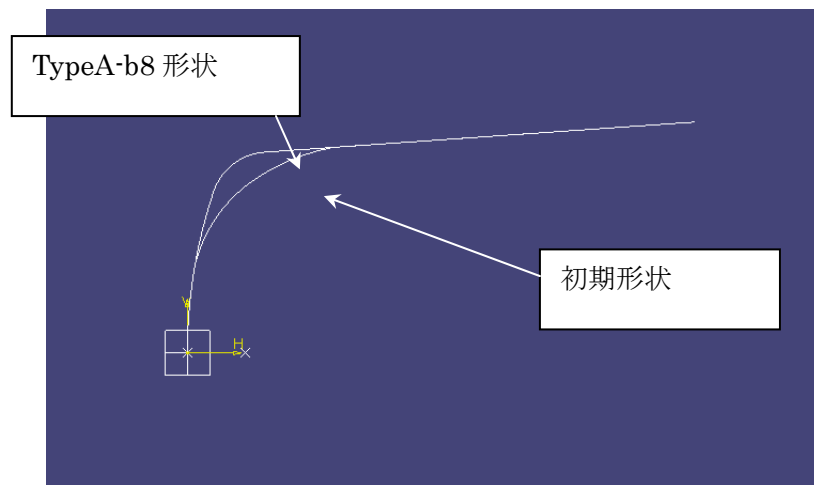


図 4.3.1.1-1 機体形状断面形比較

#### 4.3.1.2 希薄空力係数

自由分子流について粒子軌跡積分法により希薄空力係数を定めた。以下の結果で、 $A_c$  は熱適合係数で、実機では 0.8～1.0 と予想される。評価では安全側の評価を行うために 1.0 を採用した。表面温度は 500 K と置いたが、表面温度に対する空力係数の感度は温度が 2,000 K より小さければ無視できるほど小さい。また  $X_c$  は淀み点からの重心位置 (m)、 $XL$  は機体全長 (= 0.88 m) とする。

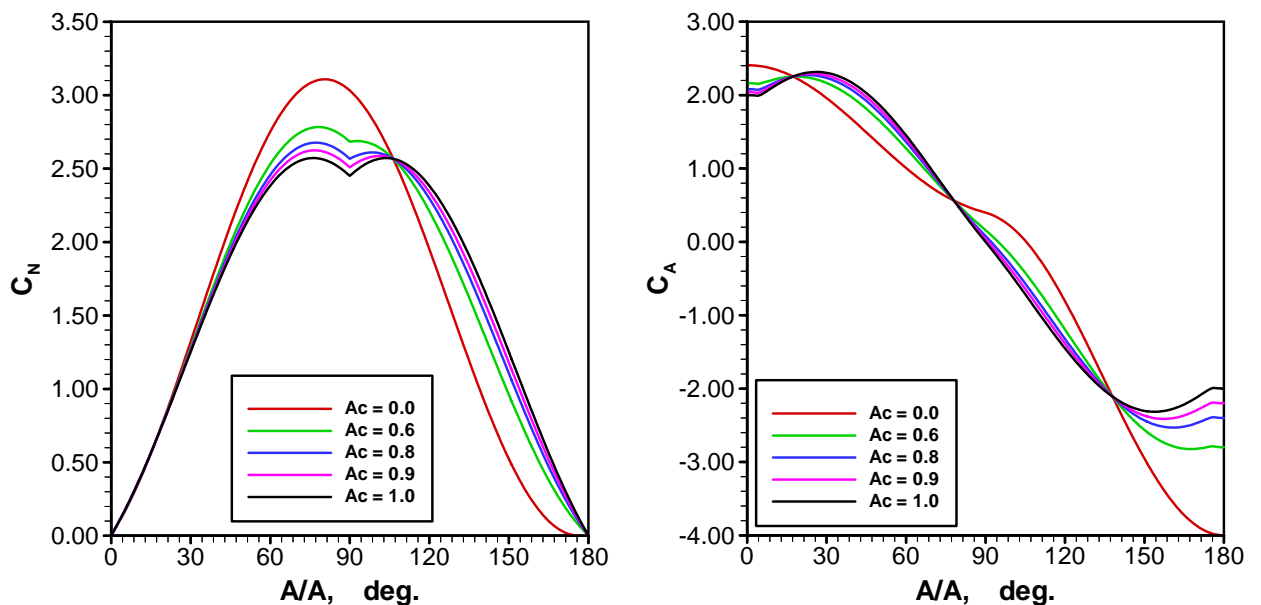


図 4.3.1.2-1 希薄領域での軸力係数と垂直力係数 (TypeA-b8)。

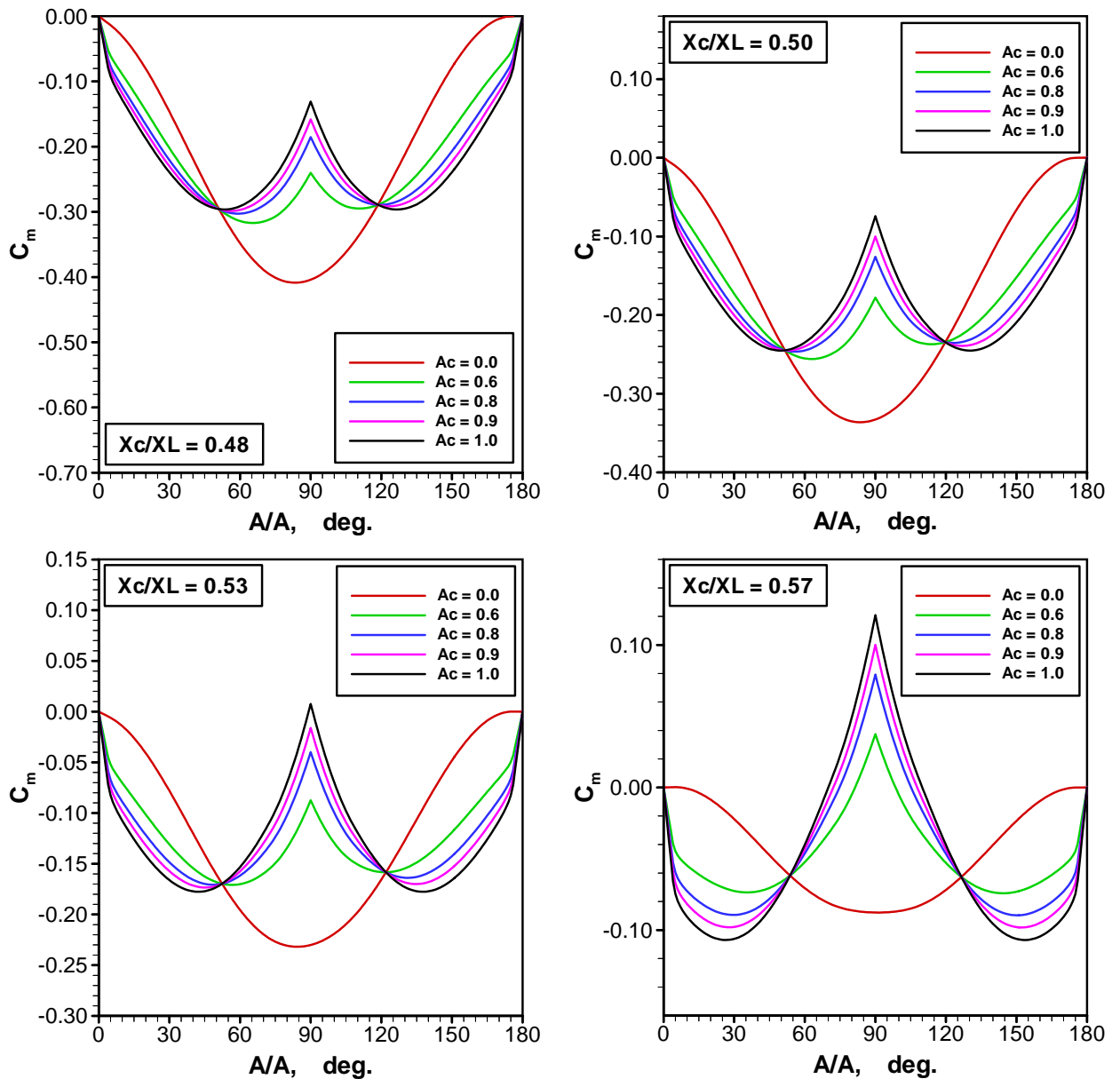


図 4.3.1.2-2 希薄領域でのモーメント係数:  $C_m > 0$  で静的不安定,  $\partial C_m / \partial \alpha < 0$  かつ  $C_m = 0$  が安定点.

図 4.3.1.2-2 より,  $Xc/XL < 0.53$  であれば全ての迎角について静安定が確保可能であり, 迎角  $0^\circ$  のみが安定点となることが示された. しかし  $Xc/XL > 0.53$  では迎角  $90^\circ$  を中心として不安定領域が発生し,  $90^\circ$  より大きい方で  $C_m = 0$  となる迎角は後方安定迎角となる.

#### 4.3.1.3 極超音速空力係数

TypeA-b8 形状の極超音速での空力係数について、ニュートニアン、修正ニュートニアン法にベース圧補正を加えて空力係数を定めた。以下の結果で、実線は修正ニュートニアン、破線はニュートニアン法による結果である。

図4.3.1.3-1により、極超音速では $X_c/X_L < 0.57$ でもほぼピッチング静安定が確保できるといえるが、 $\alpha = 0$  回りでは $\partial C_m / \partial \alpha = 0$  のサドルポイントとなっており、迎角の復元力は小さい。また詳細に検討すると、 $X_c/X_L = 0.57$  の場合、 $\partial C_m / \partial \alpha < 0$  かつ  $C_m = 0$  となる安定点が  $\alpha = 10^\circ$  近傍に存在する。

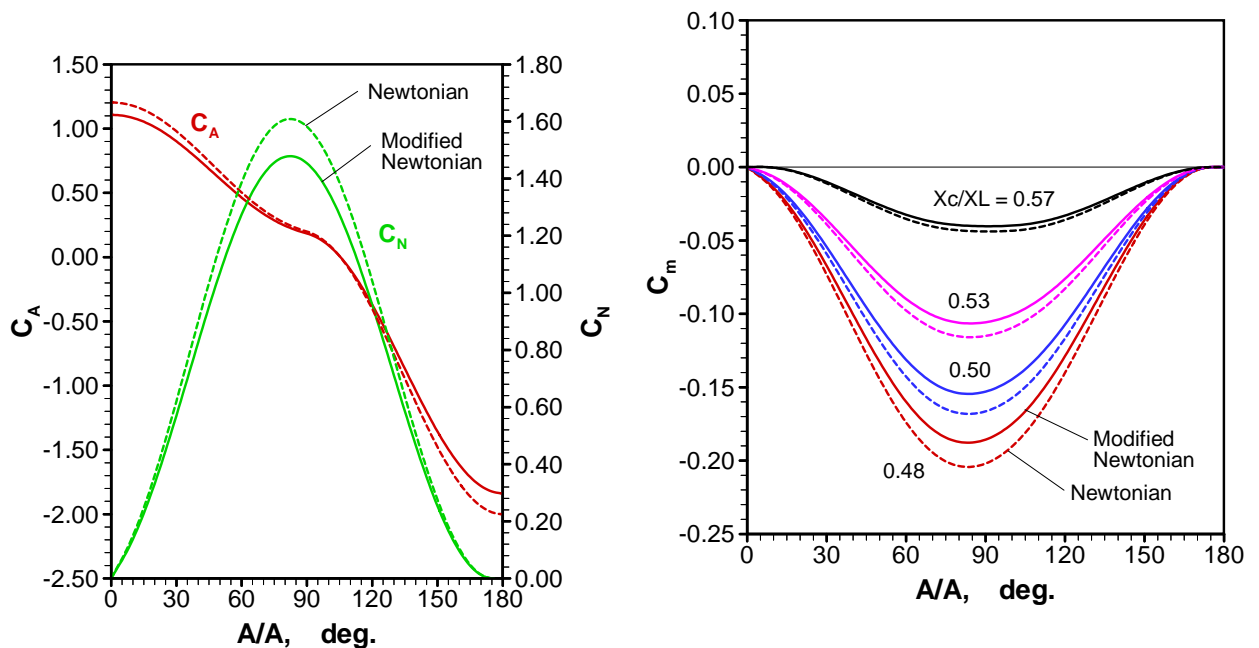


図 4.3.1.3-1 極超音速空力係数

#### 4.3.1.4 姿勢解析

前節の定性的議論(静安定)を踏まえて、以下にカプセルの6自由度姿勢解析を行う。まず、上記の希薄空力係数、及び修正 Newtonian の空力係数をもとに、Kn ベースの bridging を行って全飛行領域において空力係数を定義した。表 4.3.1.4-1 に用いたカプセルの重量・慣性特性を示す。慣性能率については、カプセル質量と形状をもとに、USERS カプセルからの相似から推算した。また再突入条件を表 4-3.1.4-2 に示す。

表 4.3.1.4-1 カプセルの物理的特性

項目	値	備考
カプセル質量	250 kg	
$I_{xx}$ (軸周り)	14.0 kg.m <sup>2</sup>	USERS からの相似とカプセル質量から決定
$I_{yy}, I_{zz}$	17.3 kg.m <sup>2</sup>	USERS からの相似とカプセル質量から決定

表 4.3.1.4-2 再突入条件

Geometric altitude	199.9 km	*measured from north
Geometric latitude	49.2622 deg.	
Geometric longitude	-27.9213 deg.	
Relative velocity	7.4326 km/s	
Flight path angle	-1.5649 deg.	
Flight azimuthal angle	70.28 deg.	

いくつかの  $X_c/X_L$  の場合について、いくつかの初期迎角 ( $0, 60, 90, 150, 180^\circ$ ) を有する場合の迎角の時間履歴を図 4.3.1.4-1 に示した。  $X_c/X_L=0.59$  では後方安定迎角  $55^\circ$  で安定してしまうため最大加熱時点(およそ 600 秒時点)に迎角を有し危険といえる。  $X_c/X_L<0.57$  では極超音速飛行時にカプセル迎角はほぼ  $0^\circ$  に収束し、姿勢安定は確保される。

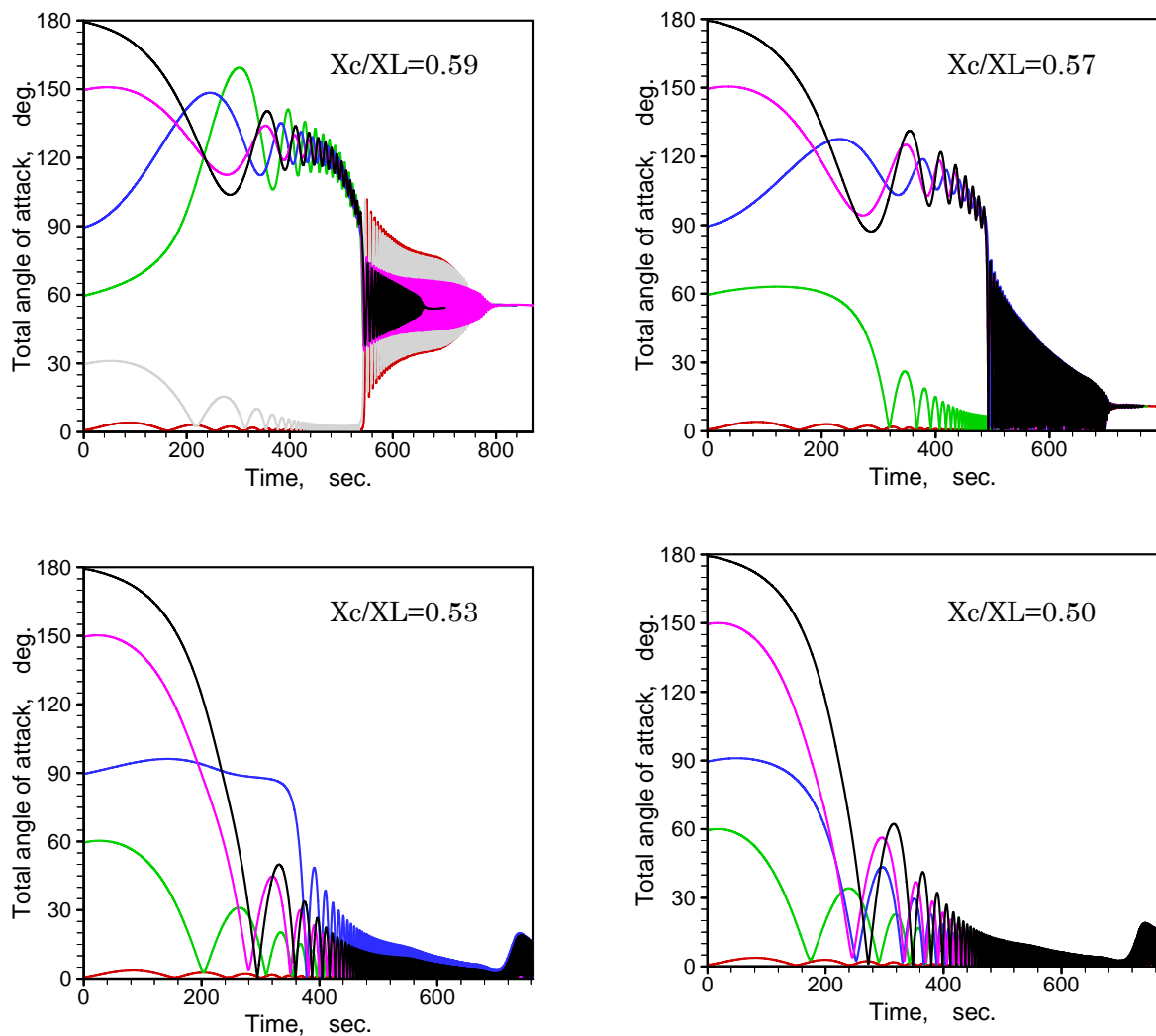


図 4.3.1.4-1 飛行迎角履歴



#### 4.3.1.5 結論

以上の解析から、以下の結論を得た。

- ① TypeA-b8 形状は  $X_c/X_L < 0.53$  で希薄空力静安定を達成できるが、 $X_c/X_L > 0.53$  では迎角 $>0$  で後方安定迎角を有する。 $X_c/X_L = 0.57$  では後方安定迎角は  $110^\circ$  となる。
- ② TypeA-b8 形状は  $X_c/X_L < 0.57$  でほぼ連続流極超音速空力静安定を達成できるが、 $\partial C_m / \partial \alpha$  は迎角 $0$  のとき $0$  に近く復元力は小さい。 $X_c/X_L > 0.57$  では迎角 $>0$  で後方安定迎角を有する。 $X_c/X_L = 0.59$  では後方安定迎角は  $55^\circ$  となる。
- ③ 6 自由度姿勢解析から、 $X_c/X_L < 0.57$  でほぼ動的安定性が確保されたと考えられるが、希薄域で不安定なため安定性に不安が残り、極超音速で空力加熱が大きいところでも、高迎角振動が残る可能性がある。
- ④ 以上の議論から、 $X_c/X_L < 0.55$  とすることが望ましい。 $X_c/X_L > 0.57$  は姿勢安定と空力加熱の観点から避けるべきである。

### 4.3.2 アブレーター検討

本項では、Type A1.5B8 型について、与えられた形状、空力加熱分布、及び、その時間履歴から、必要なアブレータ厚さの分布と全体重量を解析する。

#### 4.3.2.1 材料の選定

再突入機のヒートシールドとして実用に供されている代表的なアブレーター材料には、例えば、CFRP(密度 1400 kg/m<sup>3</sup>)、Acusil-II(密度 260 kg/m<sup>3</sup>)、Aleastrasil(密度 1650 kg/m<sup>3</sup>)、Norcoat(密度 470 kg/m<sup>3</sup>)、PICA(密度 224～321 kg/m<sup>3</sup>)、AVCOAT(密度 497 kg/m<sup>3</sup>)などがあるが、国産品としては CFRP のみである。他の材料に輸入可能なものもあるが、ここでは国産品として USERS/REM 等で既に実績のある CFRP を対象として検討する。

#### 4.3.2.2 空力加熱率

熱的非平衡(2温度モデル)/化学的非平衡(7化学種)の CFD 解析による加熱率分布データを用い、代表点として 5 点:(S)=[0.000m、0.200m、0.295m、0.425m、1.15m](ここで S は、淀み点から表面に沿った距離)を選び、その点の値でアブレーション計算を行った。カプセル形状表面に対する各点の位置を図 4.3.2.1 に示す。

CFD 解析条件は以下の値を用いた: 大気密度 1.02g/m<sup>3</sup>、大気温度 270.7K、速度 6.35km/sec、マッハ数 19.25、壁面温度 300.0K。カプセル形状に対する CFD 解析結果はある時点における空間分布であり、これを時刻履歴に応じた値に変換するため、Fay-Riddell モデルによる 0.8m 半径球の淀み点加熱率履歴( $q_{0.8FR}$ )と 0.8m 半径球の CFD 淀み点加熱率( $q_{0.8CFD}$ )を用い、次式により熱流束分布の時刻歴を求めた。

$$q(t, s) = q_{CFD}(s) \cdot q_{0.8FR}(t) / q_{0.8CFD} \quad (4.3.2.1)$$

ここで、t は時刻、s は淀み点から表面に沿った距離であり、また、 $q_{CFD}$  は CFD によるカプセル表面熱流束分布である。なお、0.8m 半径球の CFD 解析による淀み点加熱率は、 $q_{0.8CFD}=1.87\text{MW/m}^2$ であった。

CFD解析により得られた表面熱流束分布、および図4.3.2.1に示したアブレータ解析に使用する5点での熱流束値を図4.3.2.2に示す。実際の解析では、この加熱率に更に安全率1.2を乗じた値を使用した。なお、この安全率をかけた場合の各点の最大熱流束値はそれぞれ(P1、P2: 1.83 MW/m<sup>2</sup>、P3: 2.10 MW/m<sup>2</sup>、P4: 0.270 MW/m<sup>2</sup>、P5: 0.121 MW/m<sup>2</sup>)であった。その他解析に必要な項目の時間履歴は軌道解析により得られたものを用いた。(大気圏突入条件は、高度120km、経路角-1.7°、機体質量250kg、空力代表面積0.5027 m<sup>2</sup>。)

#### 4.3.2.3 構造モデル

以下の構造モデルを用いて、図 4.3.2.1 に示した各評価位置について、有限要素法を用いた1次元のアブレーション解析を実施した。

主構造とアブレータ間には熱応力緩和と断熱のため SIP を接着する。解析に使用した材料と物性は、以下の通り。

- ・アブレータ材:カーボン/フェノール CFRP(narmco4028、NASA TN D-5930 の

値)

- ・ SIP : "HOPE-X TPS design data book" の値
- ・ 主構造材料 : 2024 アルミニウム合金

初期温度は 300K 一様、また、メッシュ分割数(厚さ方向)は、アブレータについて 200、SIP について 50、主構造について 5 とした。また、先述した表面熱流束分布の時間履歴をアブレーション解析コードに適用する際、表面熱流束については、冷壁(300K)加熱率と全温から求まる表面熱伝達率を用い、アブレーション解析中の表面温度を反映させた。

解析開始時間は軌道データ開始時点にとり、空力加熱を受ける解析は、軌道計算結果の着水時間である 978 秒までとし、着水後は 2000 秒まで海水による冷却を模擬した解析を行った。すなわち、表面が 100℃以上であれば表面温度を 100℃に固定、表面温度が 100℃を下回った時点で水との対流熱伝達を模擬した表面熱伝達率  $350\text{W/m}^2\cdot\text{K}$  を設定した。

以上の条件で、各解析点において、主構造厚さ:(2/3/4/5/6mm)、SIP 厚さ:(2/3/4/5mm)の全ての厚さの組み合わせについて、解析時間範囲の主構造最高温度が使用上限温度である 450K となるようアブレータ厚さを変化させる収束計算を行った。

#### 4.3.2.4 解析結果

主構造厚さ 3mm、SIP 厚さ 5mm とした時の、P3 位置での表面及び主構造温度履歴を図 4.3.2.3 に示す。特に主構造および SIP が比較的厚い場合は、着水後も主構造温度は上昇し続けることが分かった。ヒートシールドの断熱機能、すなわち、蓄熱により、主構造温度上昇は空力加熱終了後に起こるため、空力加熱終了時点でアブレータを切り離す事ができれば、主構造の温度上昇を抑えらるるも全体重量を軽減できる可能性がある。

アブレータ解析点 P1～P5 について得られたアブレータ、SIP、主構造の厚さから、例として P5 について単位面積あたりの総重量と SIP 最高温度の傾向をそれぞれ図 4.3.2.4、および、図 4.3.2.5 に示す。全体的な傾向は以下のとおりである。

- (1) 重量は、全体的に主構造厚さが増すと減少する傾向にある。SIP 厚が 2mm 付近の場合、主構造厚さの影響が小さくなる。P5 では、SIP 厚さと主構造厚さがともに大きい場合、アブレータ厚さが 10mm 以下の解となり、SIP/主構造厚さが増大した効果(断熱/熱容量)がアブレータの厚さの減少量として現れにくくなり、全体重量は逆に増加する傾向に転ずる。
- (2) SIP 最高温度を規定した重量低減では、主構造は薄い方が良い。更に軽量の組み合わせはさらに SIP 厚さを増す傾向にあるが、SIP は剛性が極めて低いので、それには注意する必要がある。
- (3) SIP 最大厚さを規定して重量を減らすのであれば、主構造はできるだけ厚い方が良い。

なお、本検討における加熱率は、P4、P5 の位置において、使用したアブレーション材料にとっては非常に低い値( $0.12\sim 0.27\text{MW/m}^2$ )であった。したがって、強度を受け持つ主構造が存在する場合は、強度は低くても低密度のアブレータ材を使用する事により軽量化の可能性がある。

#### 4.3.2.5 重量推算

以上の解析で得られた値のうち、SIP 最高温度が 540K 以下、という制限内で、各解析点で最も軽量な組み合わせについて全体重量を算出した。結果を表 4.3.2.1 にまとめる。また、横軸に S をとり、S の単位長さあたりのアブレータ、SIP、主構造の重量の分布を図 4.3.2.6 に示す。カプセル側面部は、アブレータ厚さは小さいものの、周長が大きいため重量割合が相対的に大きくなっている。途中で線密度が急減しているのは曲率の大きい部分の影響である。

軽量化策としては、先に述べた点の他に、以下が考えられる。

- ・ SIP より高い耐熱性の材料を使用する。側面部分の効果が大きい。
- ・ より先端を尖らせて熱流束を集中させ、熱流束が小さい面積の広い部分には異なる組成の軽いアブレータを使用する。

実際の設計では製作上の都合から一定の主構造厚さと SIP 厚さを用いることが予想される。その場合の、主構造と TPS 厚さに対する総重量の傾向を図 4.3.2.7 に示す。この場合、SIP 最高温度は常に P5 で生じるため、図 4.3.2.5 における最高温度範囲内で図 4.3.2.7 から主構造と SIP の厚さを選択する。

なお、実際にはカプセルは気流に対してある角度範囲を持つことが予想されるため、特に後方のアブレータが薄い領域では加熱率に予想される誤差を加えてアブレータ解析を行う必要があると考えられる。その場合は本検討の値よりもさらに重量が増える。

表 4.3.2.1 耐熱構造設計例

場所	P1	P2	P3	P4	P5
主構造厚さ	4.5mm	4.5 mm	4.5 mm	4.0 mm	3.5 mm
SIP 厚さ	5 mm	5 mm	5 mm	5 mm	5 mm
アブレータ厚さ	27.5 mm	27.5 mm	27.9 mm	18.4 mm	14.0 mm
重量	全体重量 78.6kg (アブレータ重量:55.2kg、SIP 重量:1.6kg、主構造重量:21.9kg)				

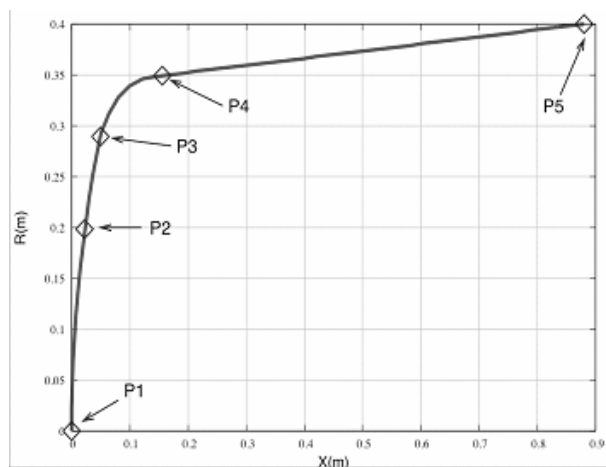


図 4.3.2.1 カプセル表面におけるアブレーション計算位置

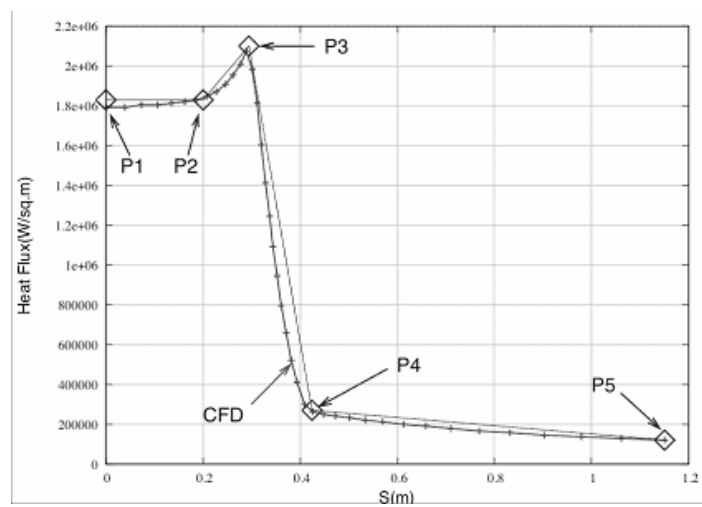


図 4.3.2.2 熱流束分布

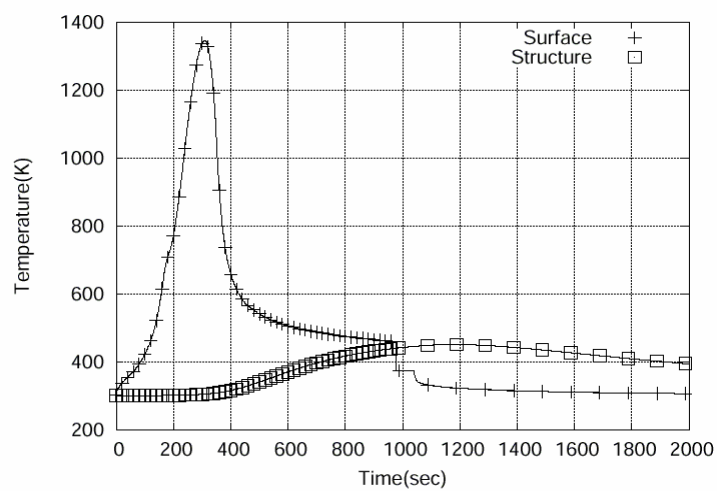


図 4.3.2.3 表面および主構造温度履歴(P3)

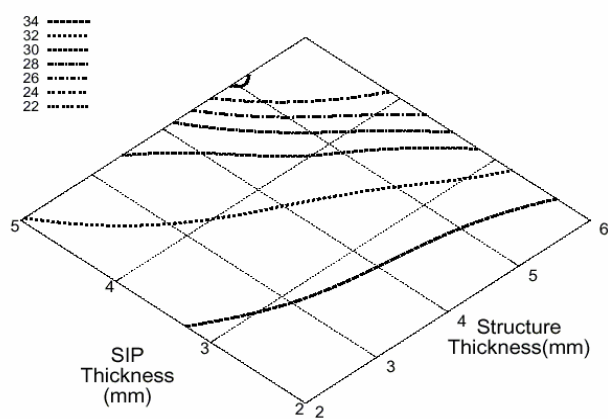
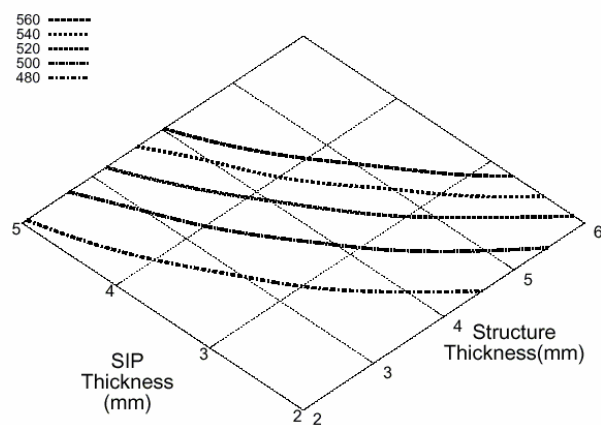
図 4.3.2.4 単位面積あたり総重量 (P5、単位 :  $\text{kg/m}^2$ )

図 4.3.2.5 SIP の最高温度 (P5、単位 : K)

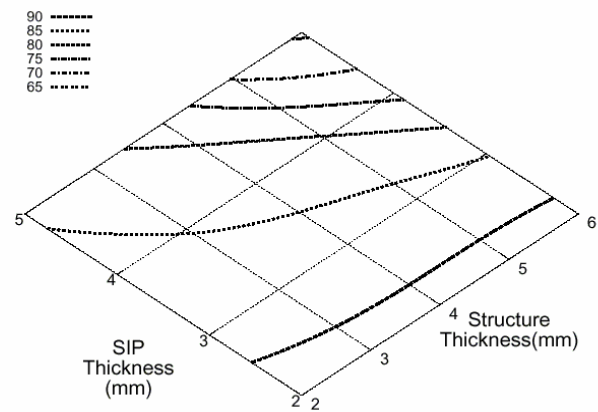
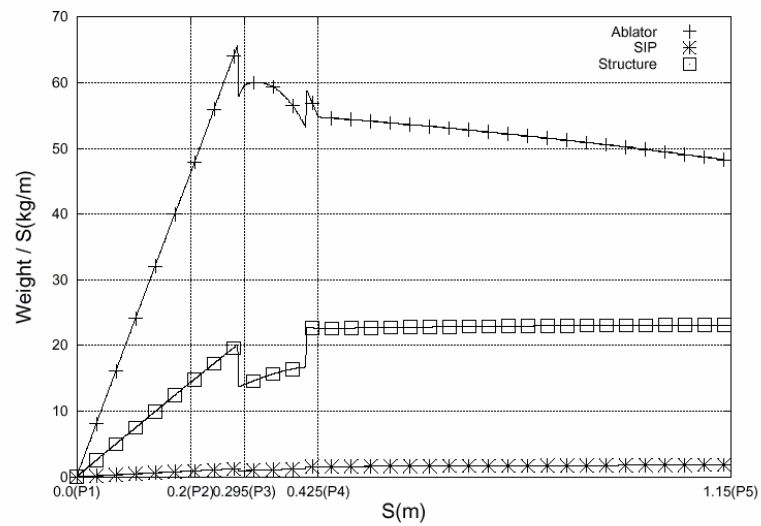


図 4.3.2.7 主構造と SIP 厚さ一定の場合の総重量 (単位 : kg)

### 4.3.3 減速システム検討

#### 4.3.3.1 HTVカプセル減速系の最適化

##### 4.3.3.1.1 前提条件

これまでのフィージビリティスタディの結果として考えているHTVカプセルの外観を図4.3.3.1.1-1に示す。ここで、最大直径は800mm、全長880mm、全備質量250kg(含ペイロード)である。

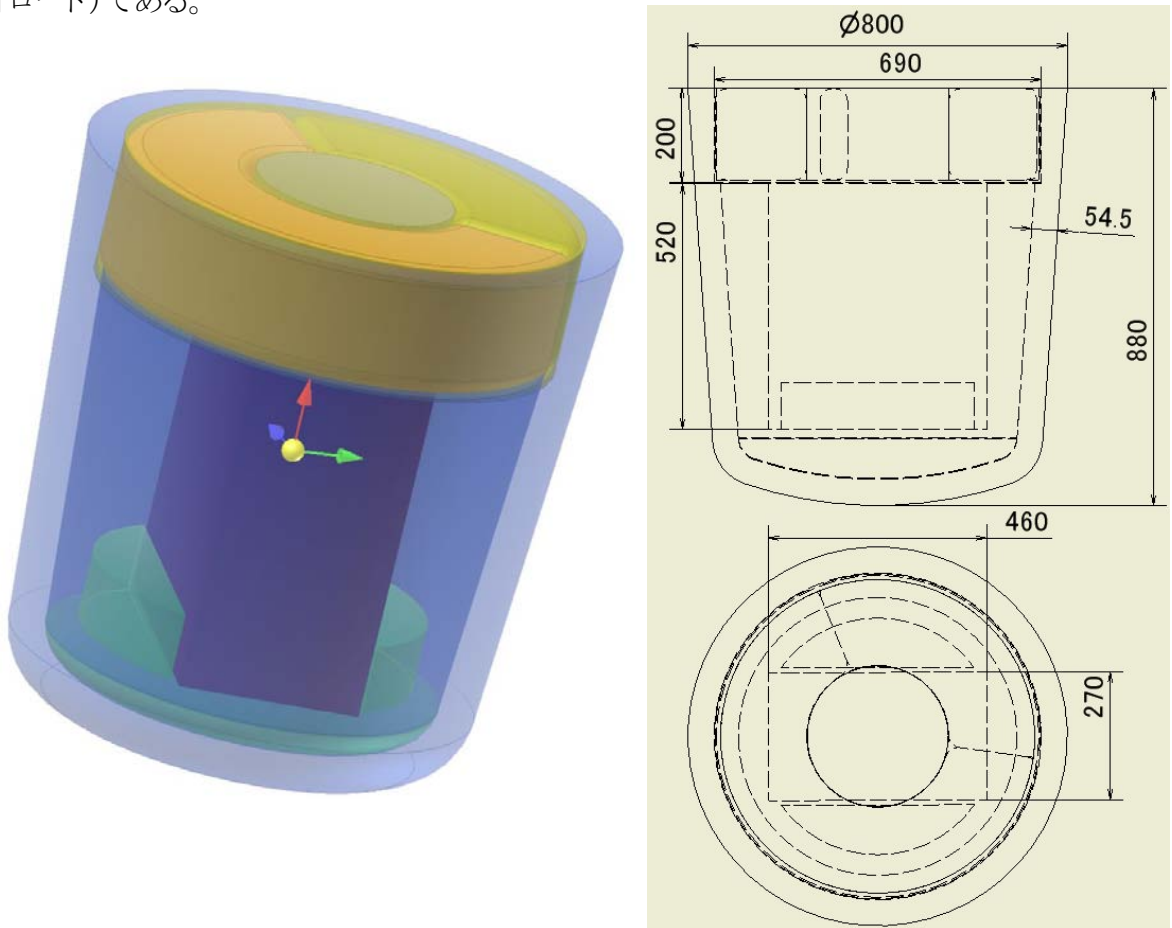


図 4.3.3.1.1-1 HTVカプセル概観

ここで、HTV カプセル減速系への要求条件を以下のように考える。

- (1) パラシュートを用いて落下速度を 10m/s 程度まで減速する。
- (2) 冗長系として、パラシュートは予備を含めて二式を用意するものとする。
- (3) 着水後には自力浮遊するが、冗長系としてフロートを搭載する。また海上でのカプセルの発見を容易にするためのシーマークを搭載する。

これを元に、HTV カプセルへのパラシュートの搭載形態を検討する。



#### 4.3.3.1.2 HTVカプセルに必要なパラシュートの大きさの検討

図 4.3.3.1.1-1 のHTVカプセルの検討の条件を、減速系・回収系容量  $0.075\text{m}^3$ 、全備重量  $250\text{kg}$ 、ノーズ半径  $0.88\text{m}$ とするときの着水速度、着水衝撃をメインパラシュートの  $C_D S$  をパラメータとして計算したのが図 4.3.3.1.2-1 である。

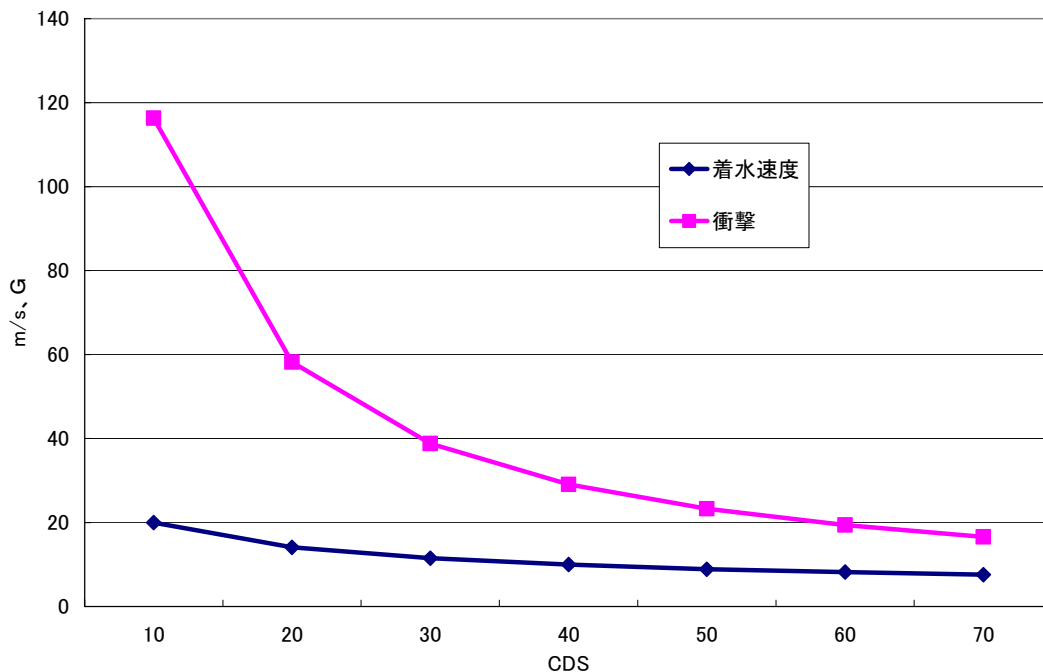


図 4.3.3.1.2-1 パラシュートの大きさと着水速度等の関係

一方、パラシュートケースの容量を推算するにあたって、HYFLEXに搭載したパラシュートの  $C_D S$  とそれを収納するためのケースの容積の比を元に考えると、HYFLEXにおいては、 $C_D S=75\text{m}^2$  のメインパラシュートに対してケース容量  $0.065\text{m}^3$  である。

これをHTVカプセルに当てはめると、パラシュートケース部  $0.075\text{m}^3$  の容量にパラシュートを2式(冗長系を考慮)搭載する場合、その大きさは  $C_D S=30\text{m}^2$  のものが2体、もしくは  $C_D S=40\text{m}^2$  と  $C_D S=20\text{m}^2$  のものを1体ずつ搭載するのが限度である。

このとき、それぞれの大きさのパラシュートに対するカプセルの着水速度及び着水衝撃は表 4.3.3.1.2-1 の様になる。

表 4.3.3.1.2-1 パラシュートの大きさと着水速度等の関係

CDS(m2)	20	30	40
着水速度(m/s)	14.1	11.5	10
着水衝撃(G)	58.2	38.8	29.1

正規のパラシュートと予備のパラシュートの大きさをどの組み合わせで使用するかは議論のあるところであると思うが、ここでは正規  $C_D S=40\text{m}^2$ 、予備  $C_D S=20\text{m}^2$  という構成としたい。

#### 4.3.3.1.3 パラシュートの大きさと収納容積の最適化

パラシュートケースの容量は、二組のパラシュートの大きさを前節のどちらの組み合わせにした場合においても  $C_D S$  の合計が  $60\text{m}^2$  となり、 $0.052\text{m}^3$  の容量がメインパラシュートの傘体とライザに必要となる。

HTVカプセルのパラシュートが、 $75\text{m}^3$  のHYFLEXのものなどに比べて、 $40\text{m}^3$  と中型の傘体であることから、開傘シーケンスは小型の( $5\text{m}^2$ )パイロットシュート放出開傘後、ドローグシュートは用いずに、パイロットシュートがメインシュートを引き出してリーフィングしながら開傘するという3段階形式をとるものとする。この際、パイロットシュートの放出は、ガスボンベの加圧によるガス押しを想定している。

この場合、パイロットシュートの大きさを  $C_D S=5\text{m}^2$  とするとそのケース容量は2体で  $0.0087\text{m}^3$  となり、メインパラシュートと合わせた必要容量は約  $0.06\text{m}^3$  で、図 4.3.3.1.1-1 で想定したパラシュートケース部に収まる。

減速系と回収系の配置を図 4.3.3.1.3-1 のようにドーナツ型とし、中央に回収系収納用の円筒を置き、その周りに減速系をドーナツ型に配置することになると、回収系収納用の円筒は直径約 300mm、高さ 200mm となる。

このスペースにフローテーションバッグとボンベ、GPS アンテナ等を収納することになるが、カプセル重量が小さいことと、カプセル自体を気密構造にすることから、不ローテーションバッグはさほど大きくする必要はなく、搭載は可能であると思われる。

以上より、減速系及び回収系のカプセル搭載概要は図 4.3.3.1.3-1 の通りとなる。

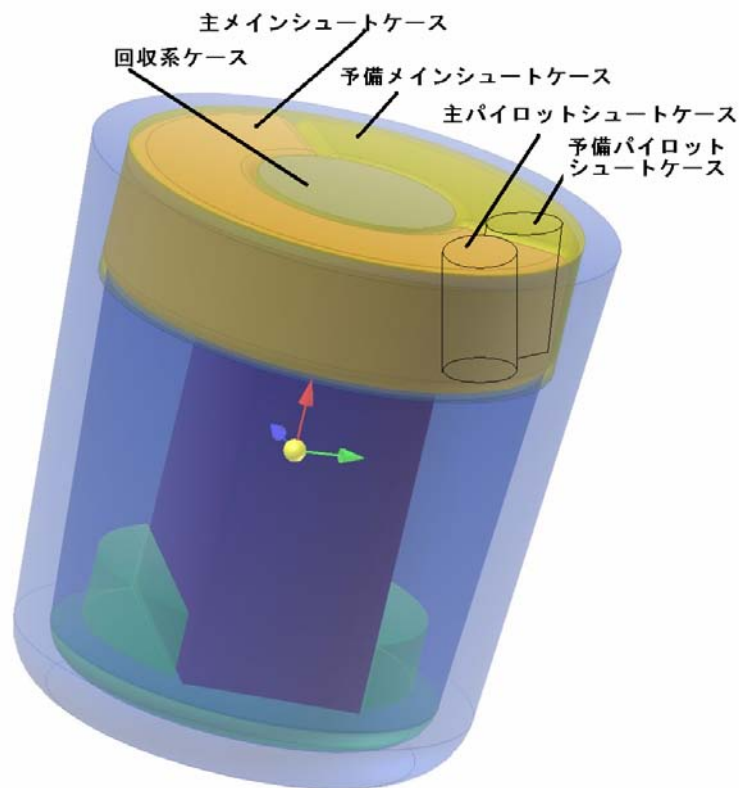


図 4.3.3.1.3-1 減速系、回収系搭載概要

#### 4.3.3.2 諸外国の減速系実績例の調査

##### 4.3.3.2.1 アポロ

###### (1) パラシュートの大きさ

アポロのパラシュートの大きさは、プレスキットの記述から直径 25.5m となっている。これは傘体を展開した円の直径と考えられるため、半球状の落下中のパラシュートの落下方向に垂直な断面の有効直径は(0.71 を掛けて(半球状パラシュートの断面を求める係数))18m ほどになり、有効断面積は  $254\text{m}^2$  ほどとなる。さらに  $C_D S$  を求めるために、抵抗係数  $C_D$  を掛けるが、半球型の場合、通常  $C_D=0.7$  程度となるため、 $C_D S=178\text{m}^2$  程度となり、TR-1A のものより少し大きい程度である。記述されている直径 25.5m が有効断面積の直径とした場合は、 $C_D S=357\text{m}^2$  程度となる。

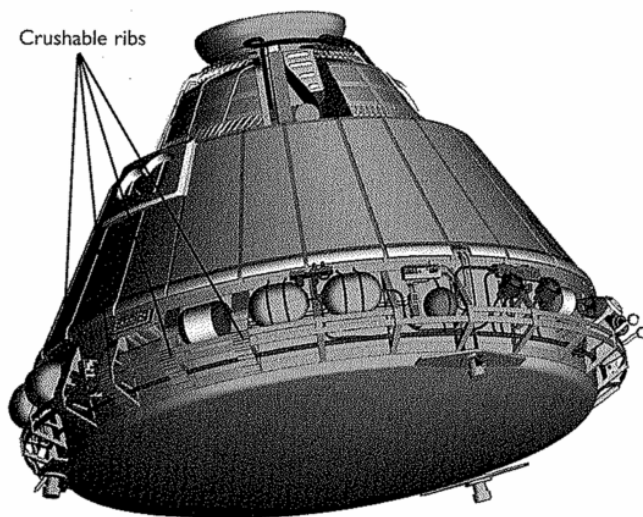


図 4.3.3.2.1-1 アポロのクラッシュャブル構造



図 4.3.3.2.1-2 降下中のアポロ

###### (2) 着水速度と着水衝撃

アポロのカプセルでは高度 7200m で減速系を覆っている上部ヒートシールドが放出され、ドローグシュートが放出される。ドローグシュートはリーフィングされており、放出8秒後に開傘する。ドローグシュートによって落下速度は  $145\text{m/s}$  から  $55\text{m/s}$  に減速される。

高度 3200m でドローグシュートは切り離され、パイロットシュートが開傘し、2段にリーフィングされたメインシュートを引き出す。メインシュートにより、最終着水速度は  $10\text{m/s}$  まで減速される。

カプセル着水時の衝撃は 12~40G であり、波形や着水速度によって変わる。人体への衝撃を緩和するために2つの緩衝法が取られている。一つは、着水時に外部構

造体のクラッシュブルリブが圧壊する事により衝撃を吸収する。クラッシュブルリブは着水面外周のリブの内一カ所4つのリブで構成されており、パラシュートで吊られているときに、このリブが下になるように  $27.5^{\circ}$  の角度をつけて吊られている。また構造体内部では、リング構造体を支える各軸の支柱がショックアブソーバとなってリングの変形を吸収することにより衝撃を吸収する構造になっている。

#### 4.3.3.2.2 ソユーズ

ソユーズについても同様に、詳細な情報を得ることは出来なかったが、有益であった情報を図 4.3.3.2.2-1～6 に示す。



図 4.3.3.2.2-1 降下中のソユーズ

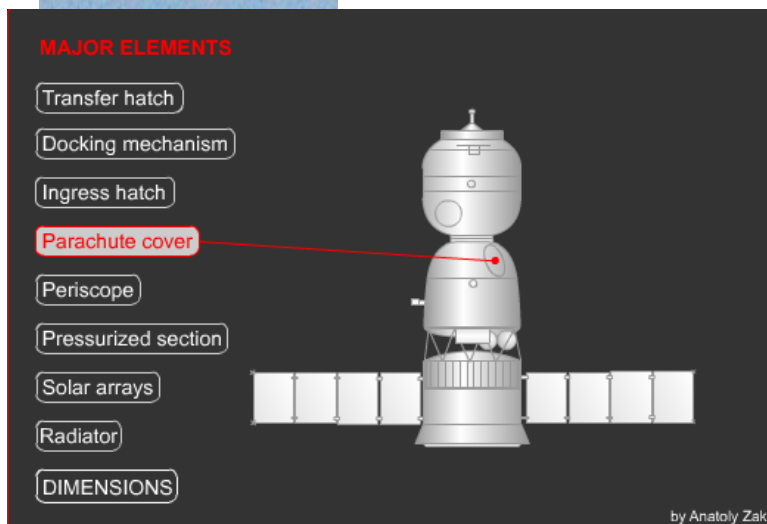


図 4.3.3.2.2-2 ソユーズカプセルのパラシュート搭載位置





図 4.3.3.2.2-3 地上に帰還した  
ソユーズカプセル

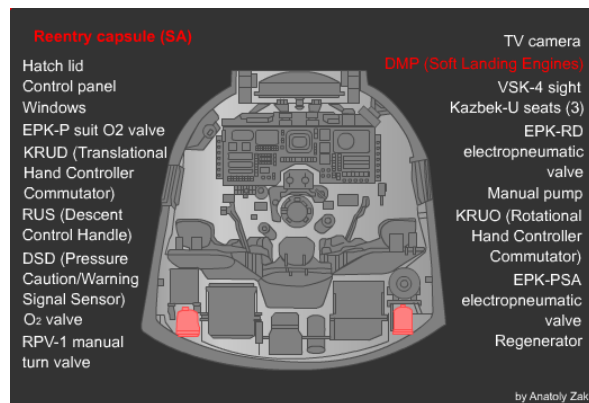


図 4.3.3.2.2-4 ソユーズカプセルの内部機器

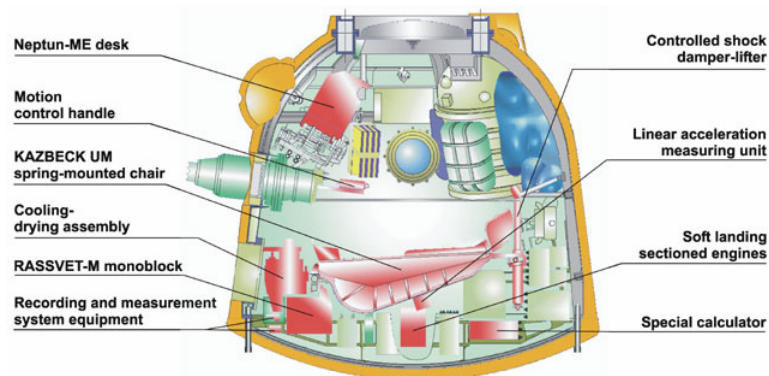


図 4.3.3.2.2-5 ソユーズカプセルの内部機器



図 4.3.3.2.2-6 ソユーズ底面

#### (1) パラシュートの大きさ

ソユーズのパラシュートの大きさは、インターネット上の情報の中に表面積が  $1000\text{m}^2$

であるという記述があるため

(<http://www.spaceadventures.com/media/info/vehicles/soyuztma>)、パラシュート形状が扁平状であることを考慮し、断面積を求めるために、展開形状直径に 0.8 を掛けることとし、抵抗係数を 0.7 と考えると、 $C_D S = 450\text{m}^2$  程度になる。

図 4.3.3.2.2-1 から、ソユーズのパラシュートは1個で、メインパラシュートの大きさは  $C_D S = 450\text{m}^2$  程度。図 4.3.3-7,8 よりわかるのは、ソユーズのパラシュートケースの取り付け位置が斜め情報に向かって、中心軸から離れたところにある点である。図 4.3.3.2.2-4~6 より分かるのは、ソユーズが柔着陸用にエンジンを持っていることである。底面の写真から、6式のスラスタがあることが分かる。

## (2) 着陸速度

2つのパイロットシュートが開傘した後、続けてドローグシュートが開傘する。面積  $24\text{m}^2$  のドローグシュートによって、落下速度は  $230\text{m/s}$  から  $80\text{m/s}$  まで減速する。メインシュートは表面積  $1000\text{m}^2$  であり、 $7.2\text{m/s}$  まで減速する。着陸1秒前に、機体底面の6個のスラスタを逆噴射して最終着陸速度を  $1.5\text{m/s}$  まで落とす。

### 4.3.3.2.3 アポロ、ソユーズ調査からの知見

アポロ、ソユーズともにかなり大きなパラシュートを持っているが、それだけでは人間を無事に帰還させるだけの減速を与えることは出来ず、アポロは着水姿勢の工夫と機体の一部が壊れることによる衝撃の吸収、ソユーズは逆噴射エンジンを搭載することにより軟着陸を実現させている。

またアポロでは3体のパラシュートを同時に使用しており、HTV カプセルにおいても最適化の結果によっては複数の傘体を考慮することも必要である。参考に、アポロでは帰還時に3体の内2体しかパラシュートが開かずに無事帰還した例がある。また、ソユーズはパラシュートが開かなかったときのための予備パラシュートを搭載しており、ともに冗長系を用いている。

## 4.4 回収系

### 4.4.1 回収域検討

HTV カプセル回収領域検討のため、3DOF シミュレーションによる RSS 着水点分散解析を行った。本節では、解析の詳細と結果を示す。

#### 解析モデル

本解析で用いた機体は Type-A1.5 と呼ばれる形状の初期型である。図 4.4.1-1 に本解析で想定する機体形状そして図 4.4.1-2 に空力特性を示す。また、表 4.4.1-1 に本解析に必要なデータ、表 4.4.1-2 に想定した減速系を示す。

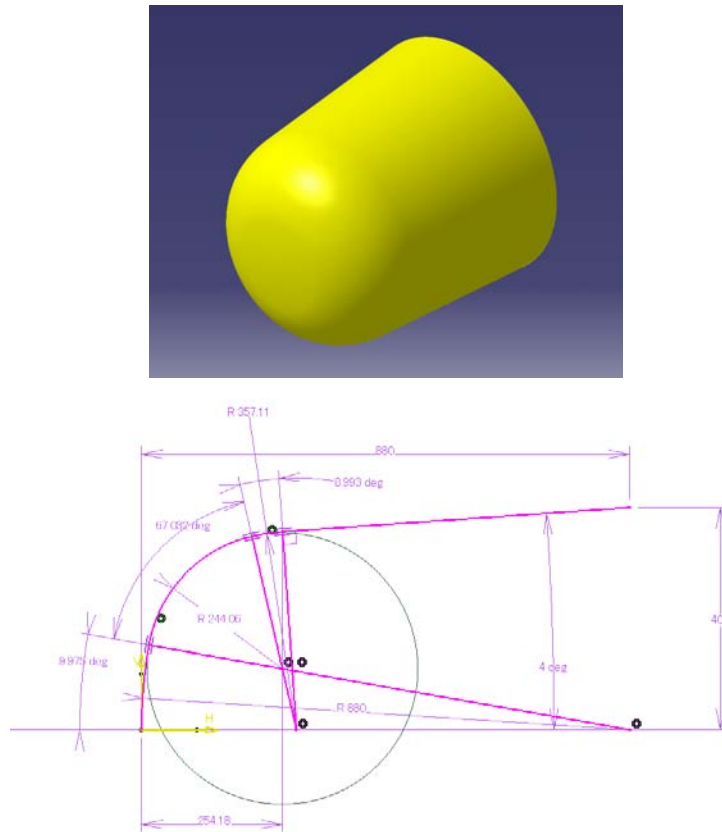


図 4.4.1-1 Type-A1.5 機体形状

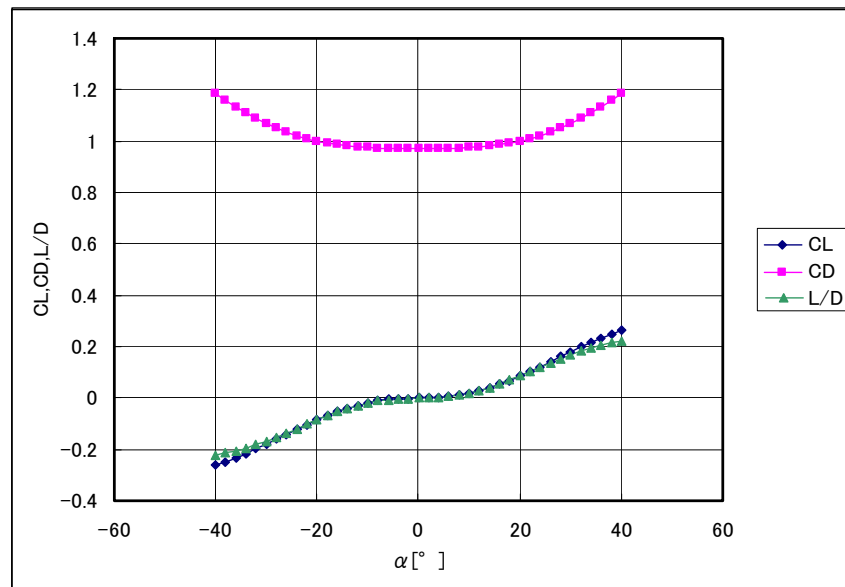


図 4.4.1-2 Type-A1.5 空力特性（揚力係数・抗力係数・L/D）

表 4.4.1-1 解析機体モデルデータ

機体重量	250 kg
空力特性	Type-A1.5(Bullet 型)
抗力係数(迎角 0° )	0.97149
空力代表面積	0.5027 m <sup>2</sup>
弾道係数	542 kg/m <sup>2</sup>
ノーズ半径※ <sup>1</sup>	0.80 m

※1 ノーズ半径は加熱率計算時に必要である。図 4.4.1-1 では 0.88m となっているが、本解析では 0.8m で計算を行っている。

表 4.4.1-2 減速系モデルデータ

	CDS [m <sup>2</sup> ]	開傘条件		開傘時荷重 倍数 [G]※ <sup>2</sup>	定常時等価 大気速度 [m/s]※ <sup>2</sup>
		マッハ数	その他		
パイロットシュート(PS)	0.4	0.5 以下		約 2.1	92
ドロークシュート(DS)	4	0.5 以下	パイロット 開傘 2 秒後	約 10.0	31
メインパラシュート (MS)	40	0.15 以下		約 9.5	10

※2 設計想定値

その他、本解析で想定する主要な解析モデル仕様を以下に列挙する。

- 地球モデルは球体モデルとする。
- 重力は地心方向のみに作用するものとする。
- 大気モデルは US Standard Atmosphere 1976 を用いる。
- 大気は地球とともに回転しているとし、風は考慮しない。



## 運動方程式

本解析では、地球の自転を考慮した地球中心赤道面基準回転極座標系で表される、3DOF 質点運動方程式を用いた。以下にこの運動方程式を示す。

$$\dot{v}_e = -\frac{D}{m} - \frac{M_e}{r^2} \sin \gamma_e + \omega_e^2 r \cos \lambda \sin \gamma_e \cos \lambda - \cos \gamma_e \sin \chi_e \sin \lambda \quad (4.4.1-1)$$

$$v_e \dot{\gamma}_e = \frac{L}{m} \cos \sigma - \left( \frac{M_e}{r^2} - \frac{v_e^2}{r} \right) \cos \gamma_e \quad (4.4.1-2)$$

$$+ 2\omega_e v_e \cos \chi_e \cos \lambda + r\omega_e^2 \cos \lambda (\cos \gamma_e \cos \lambda + \sin \gamma_e \sin \chi_e \sin \lambda)$$

$$v_e \dot{\chi}_e = \frac{L \sin \sigma}{m \cos \gamma_e} - \frac{v_e^2}{r} \cos \gamma_e \tan \lambda \cos \chi_e \quad (4.4.1-3)$$

$$+ 2\omega_e v_e (\tan \gamma_e \sin \chi_e \cos \lambda - \sin \lambda) + \frac{\omega_e^2 r}{\cos \gamma_e} \cos \chi_e \sin \lambda \cos \lambda$$

$$\dot{r} = v_e \sin \gamma_e \quad (4.4.1-4) \quad \dot{\mu} = v_e \frac{\cos \gamma_e \cos \chi_e}{r \cos \lambda} \quad (4.4.1-5) \quad \dot{\lambda} = v_e \frac{\cos \gamma_e \sin \chi_e}{r} \quad (4.4.1-6)$$

ただし、

$v_e$ : 対地速度	$\gamma_e$ : 対地系経路角	$\chi_e$ : 対地系方位角(真東が $0^\circ$ )
$r$ : 地心距離	$\lambda$ : 緯度	$\mu$ : 経度
$m$ : カプセル質量	$\sigma$ : バンク角	$\omega_e$ : 地球自転角速度
$L$ : 揚力	$D$ : 抗力	$M_e$ : 重力定数

である。

### ノミナル軌道計算条件

本解析では、455, 400, 345km の 3 ケースの衛星軌道高度から軌道離脱を開始し、 $-1.7, -2.0, -2.3, -2.5^\circ$  の 4 ケースで大気圏に突入した場合(高度 120km での慣性系経路角)を想定し、合わせて 12 ケースのノミナル軌道を高度 120km から計算した。表 4.4.1-3 に主要なノミナル軌道計算条件を示す。

表 4.4.1-3 ノミナル軌道計算条件

軌道離脱高度: $H_{OB}$	455, 400, 345 km
軌道傾斜角: $i$	$51.6^\circ$
大気圏突入慣性経路角(高度 120km): $\gamma_{i120}$	$-1.7, -2.0, -2.3, -2.5^\circ$
着水緯度	北緯 $21^\circ$
着水方向	北半球=>南半球方向

表 4.4.1-3 の条件が与えられたとき、運動方程式状態量の非慣性系で定義されている( $v_{e120}, \gamma_{e120}, \chi_{e120}$ )の初期値は以下のように得られる。(添え字  $_{120}$  は高度 120km での状態を示す。)

$$v_{e120} = \sqrt{(v_{i120} \cos \gamma_{i120} \cos \chi_{i120} - r_{120} \omega_e \cos \lambda_{120})^2 + (v_{i120} \cos \gamma_{i120} \sin \chi_{i120})^2 + (v_{i120} \sin \gamma_{i120})^2} \quad (4.4.1-7)$$

$$\chi_{e120} = \tan^{-1} \left( \frac{v_{i120} \cos \gamma_{i120} \sin \chi_{i120}}{v_{i120} \cos \gamma_{i120} \cos \chi_{i120} - r_{120} \omega_e \cos \lambda_{120}} \right) \quad (4.4.1-8)$$

$$\gamma_{e120} = \sin^{-1} \left( \frac{v_{i120} \sin \gamma_{i120}}{v_{e120}} \right) \quad (4.4.1-9)$$

ただし、

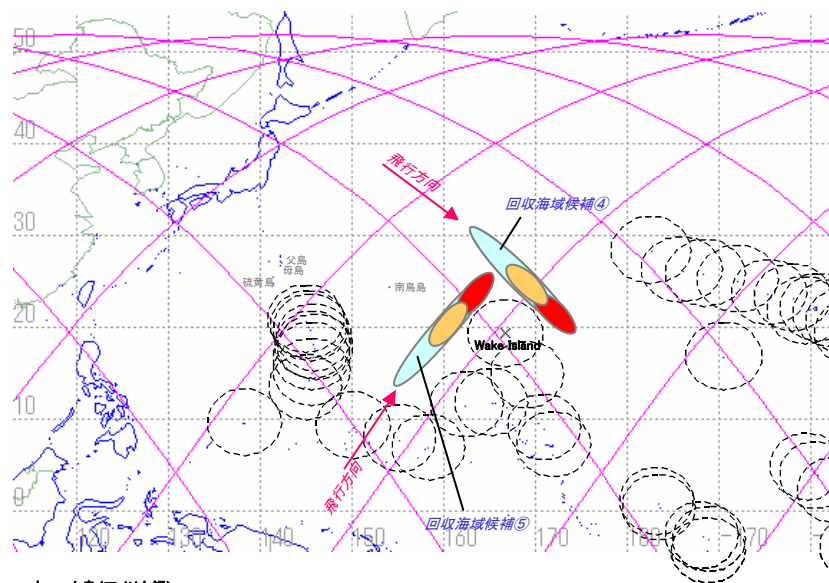
$$v_{i120} = \sqrt{\frac{2M_e r_{OB} (r_{OB} - r_{120})}{r_{120} (r_{OB}^2 - r_{120}^2 \cos^2 \gamma_i)}} : \text{大気圏突入慣性速度} \quad (4.4.1-10)$$

$$\chi_{i120} = \cos^{-1} \left( \frac{\cos i}{\cos \lambda_{120}} \right) : \text{大気圏突入慣性方位角} (-i \leq \lambda_{120} \leq i) \quad (4.4.1-11)$$

$$\begin{aligned} r_{OB} &= H_{OB} + r_0 & : \text{軌道離脱地心距離} \\ r_0 & & : \text{地表面地心距離} \end{aligned} \quad (4.4.1-12)$$

である。

また本ノミナル軌道計算では目標着水点を図 4.4.1-3 に示されるウェーク島近海回収海域候補④を想定し、緯度経度が北緯  $21^\circ$  東経  $172^\circ$  かつ北半球から南半球へ飛行中に着水するように初期緯度  $\lambda_{120}$  および初期経度  $\mu_{120}$  をイタレーションによって求めた。



**ウェーク島(アメリカ領)**

島の空港は米軍、民間の貨物機の中継地のほか、旅客機の緊急着陸地として供されており、年間 700 回ほどの発着がある。

・空港あり(2438-3047m)

・港湾なし(大型船用の外洋停泊地)

図 4.4.1-3 HTV カプセル回収海域候補  
(出典: JX-PSPC-112567成果報告書要約、p. 27)

## RSS 分散解析誤差モデル

本解析では、着水点分散解析として RSS 分散解析を行った。

RSS 計算では、+RSSと-RSSを算出する。ここで、+とは誤差によってノミナル量が+側に変動した量の RSS を意味する。ただし、ある土における誤差に対し、ノミナル量が一方符号側にしか変動しない場合は、その反対符号の RSS は無効(0)とする。

各誤差に対する最大正側感度：

$$y_{+3\sigma i} = \max[(y(3\sigma_i) - y_{nom}), 0, (y(-3\sigma_i) - y_{nom})] \quad (4.4.1-13)$$

各誤差に対する最大負側感度：

$$y_{-3\sigma i} = \min[(y(3\sigma_i) - y_{nom}), 0, (y(-3\sigma_i) - y_{nom})] \quad (4.4.1-14)$$

このとき、+RSS と-RSS は以下のように計算される。

$$+RSS: y_{+RSS} = y_{nom} + \sqrt{\sum_i y_{+3\sigma i}^2} \quad (4.4.1-15)$$

$$-RSS: y_{-RSS} = y_{nom} - \sqrt{\sum_i y_{-3\sigma i}^2} \quad (4.4.1-16)$$

RSS 分散解析誤差モデルとして、以下に示す誤差(合計 7 種)を考慮した。

- 大気圏突入時インターフェース誤差(解析初期値誤差)計 5 種
- 抗力係数誤差(機体形状誤差として)
- 大気密度誤差

以下にそれぞれの誤差モデルの詳細について示す。

### ① 大気圏突入時インターフェース誤差

表 4.4.1-4 に RSS 分散解析で用いた大気圏突入時インターフェース誤差を示す。表 4.4.1-4 中[HTV 解析実績]は、図 4.4.1-4 に示される HTV 大気圏突入モンテカルロシミュレーション(MCS)による高度 120km 時の分散解析結果である。本 RSS 分散解析では[HTV 要求]と[HTV 解析実績]を考慮し、[設定誤差]に示される誤差量を大気圏突入時インターフェース誤差とした。

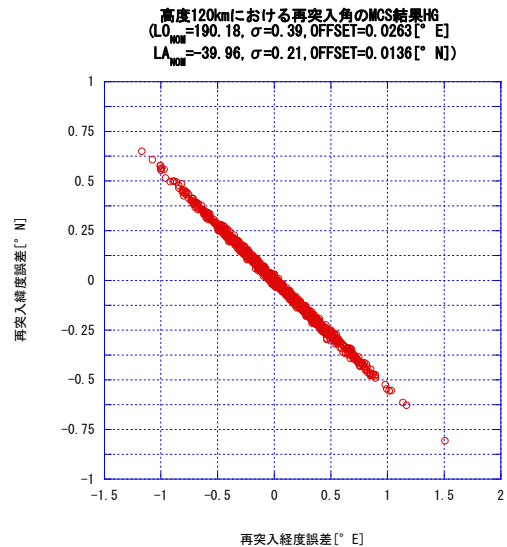


図 4.4.1-4 HTV MCS 分散解析結果

表 4.4.1-4 大気圏突入時インターフェース誤差値

高度 120km インターフェース誤差		HTV 要求	HTV 解析実績		設定誤差
		3 $\sigma$	max	min	3 $\sigma$
再突入慣性経路角誤差(deg)	: $\Delta\gamma_{i120}$	0.03	0.001	-0.001	0.03
再突入慣性速度大きさ誤差(m/s)	: $\Delta v_{i120}$	1.00	0.200	-0.600	1.00
ダウンレンジ方向誤差(km) <sup>※1</sup>	: $\Delta\varepsilon_{120}$	100.00	38.749	-75.193	80.0
クロスレンジ方向誤差(km)	: $\Delta\xi_{120}$	4.00	3.398	0.429	4.0
再突入慣性方位角誤差(deg) <sup>※2</sup>	: $\Delta\chi_{i120}$	-	-	-	0.0525

※1 解析実績の値は、図 4.4.1-3 分散解析結果から読み取った最大値と最小値。

※2 再突入方位角の提案誤差は北緯 40° 上で軌道傾斜角 (51.6°) が 0.03° ずれた場合の慣性方位角誤差から見積もった値。

ダウンレンジおよびクロスレンジ方向誤差は、以下の式を用いて緯度経度誤差に変換できる。

$$\text{誤差を与えた後の緯度: } \lambda_{120} \pm \Delta\lambda_{120} = \sin^{-1} \{ \cos \Theta \sin \lambda_{120} - \sin \Theta \cos \lambda_{120} \sin(\pm \chi') \} \quad (4.4.1-17)$$

$$\text{誤差を与えた後の経度: } \mu_{120} \pm \Delta\mu_{120} = \sin^{-1} \left( \frac{\cos(\pm \chi') \sin \Theta}{\cos \lambda_{120}} \right) + \mu_{120} \quad (4.4.1-18)$$

ここで、 $\Theta$  は地心を中心とする誤差角で、以下のように得られる。

$$\text{ダウンレンジ誤差の時: } \Theta = \Delta\varepsilon_{120} / r_{120} \quad (4.4.1-19)$$

$$\text{クロスレンジ誤差の時: } \Theta = \Delta\xi_{120} / r_{120} \quad (4.4.1-20)$$

また、 $\chi'$  は誤差方位角で、以下のように得られる。

$$\text{ダウンレンジ誤差の時: } \chi' = \chi_i \quad (4.4.1-21)$$

$$\text{クロスレンジ誤差の時: } \chi' = \chi_i + \pi/2 \quad (4.4.1-22)$$

## ② 抗力係数誤差

機体の空力特性に関する誤差として、抗力係数誤差を以下のように設定した。

表 4.4.1-5 抗力係数誤差(3 $\sigma$ )

抗力係数誤差	15 %
--------	------

## ③ 大気密度誤差

大気密度誤差モデルとして、図 4.4.1-5 に示される HOPE 飛行解析で用いられた大気密度誤差モデルを用いた。なお図 4.4.1-5 において、USSA $\pm$ は US Standard Atmosphere 1976、PARTT $\pm$ は PARTT(現在、研究中のカプセル)で用いられている大気密度誤差モデルである。

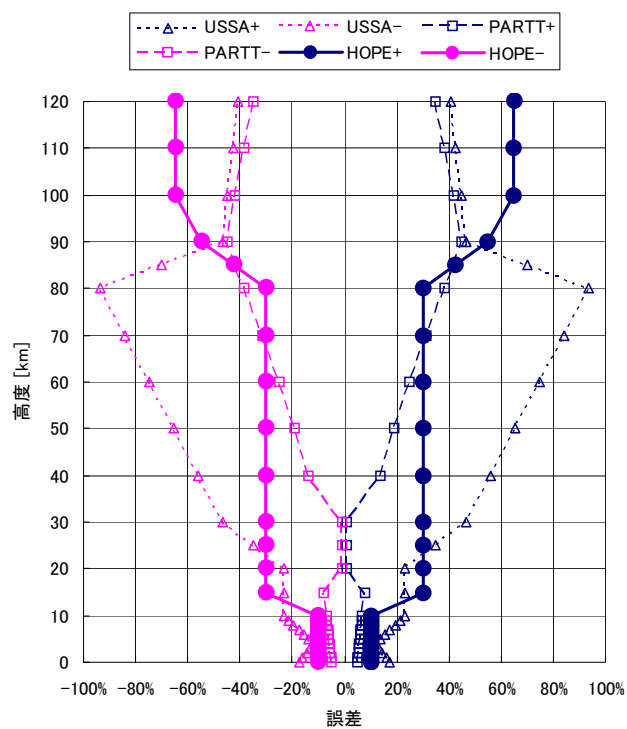


図 4.4.1-5 大気密度誤差 ( $3\sigma$ )

## ノミナル軌道計算結果

## ① 軌道離脱高度 455km でのノミナル軌道

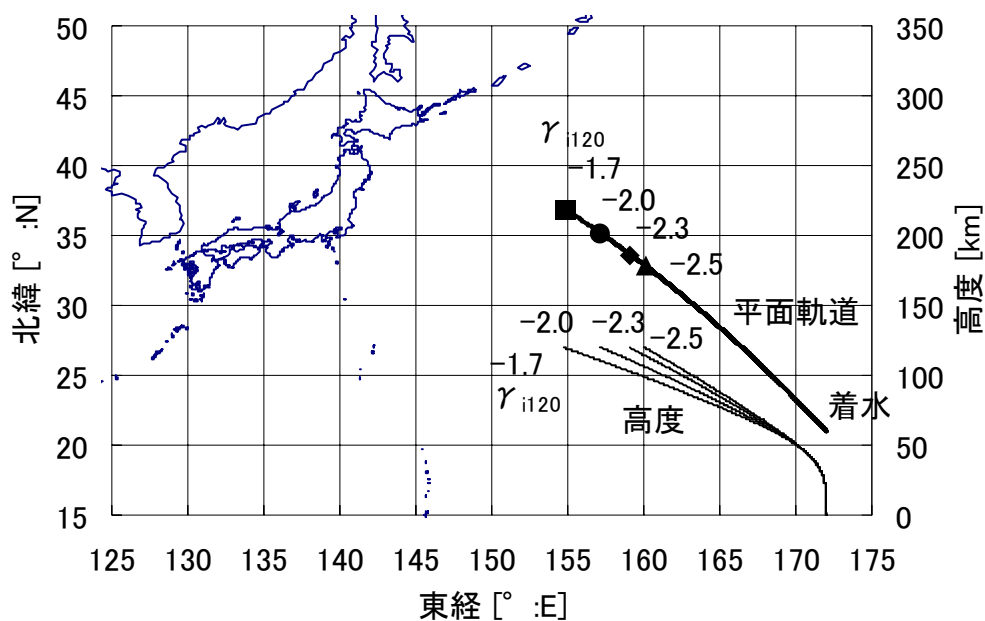


図 4.4.1-6 軌道離脱高度 455km でのノミナル軌道

表 4.4.1-6 軌道離脱高度 455km でのノミナル軌道主要計算結果

軌道離脱 455km	大気圏突入慣性経路角			
	-1.7°	-2.0°	-2.3°	-2.5°
全フライト時間* [sec]	1095	1053	1019	1000
大気圏突入緯度 [° N]	36.98	35.17	33.71	32.89
大気圏突入経度 [° E]	154.68	157.16	159.02	160.03
大気圏突入対地速度 [m/sec]	7535	7532	7524	7517
PS 開傘時刻* [sec]	447	405	371	352
ダウンレンジ [km]	2443	2142	1906	1776
最大荷重 [G]	8.54	8.88	9.34	9.70
最大動圧 [kPa]	42.86	44.59	46.89	48.69
最大表面温度 [K]	2333	2368	2400	2421
最大空力加熱率 [kW/m <sup>2</sup> ]	1311	1390	1469	1519

※大気圏突入後からの経過時間

## ② 軌道離脱高度 400km でのノミナル軌道

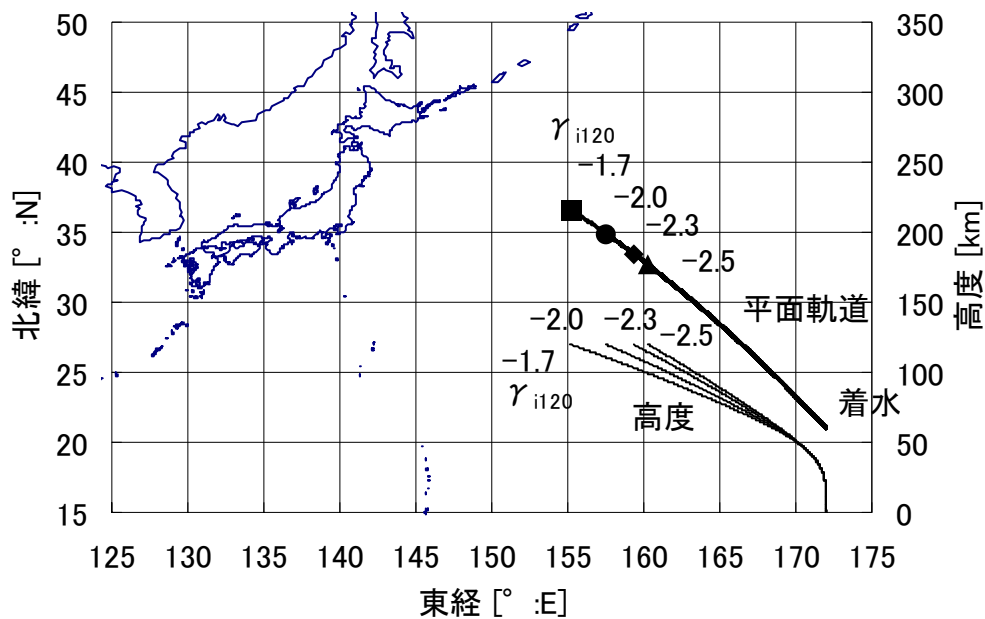


図 4.4.1-7 軌道離脱高度 400km でのノミナル軌道

表 4.4.1-7 軌道離脱高度 400km でのノミナル軌道主要計算結果

軌道離脱 400km	大気圏突入慣性経路角			
	-1.7°	-2.0°	-2.3°	-2.5°
全フライト時間* [sec]	1088	1047	1015	997
大気圏突入緯度 [° N]	36.66	34.92	33.51	32.71
大気圏突入経度 [° E]	155.13	157.49	159.28	160.25
大気圏突入対地速度 [m/sec]	7515	7508	7497	7488
PS 開傘時刻* [sec]	440	399	367	349
ダウンレンジ [km]	2389	2101	1873	1747
最大荷重 [G]	8.63	9.00	9.47	9.84
最大動圧 [kPa]	43.34	45.17	47.55	49.41
最大表面温度 [K]	2339	2372	2403	2422
最大空力加熱率 [kW/m <sup>2</sup> ]	1324	1400	1475	1522

※大気圏突入後からの経過時間



## ③ 軌道離脱高度 345km でのノミナル軌道

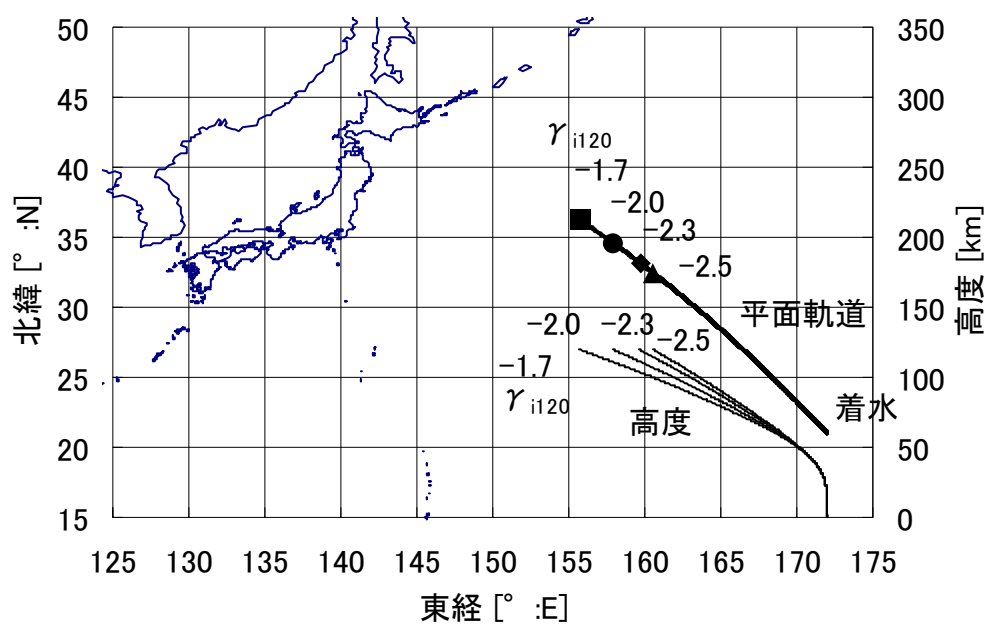


図 4.4.1-8 軌道離脱高度 345km でのノミナル軌道

表 4.4.1-8 軌道離脱高度 345km でのノミナル軌道主要計算結果

軌道離脱 345km	大気圏突入慣性経路角			
	-1.7°	-2.0°	-2.3°	-2.5°
全フライト時間* [sec]	1080	1041	1010	992
大気圏突入緯度 [° N]	36.32	34.64	33.27	32.50
大気圏突入経度 [° E]	155.61	157.86	159.58	160.51
大気圏突入対地速度 [m/sec]	7491	7480	7465	7453
PS 開傘時刻* [sec]	432	393	362	344
ダウンレンジ [km]	2332	2055	1836	1713
最大荷重 [G]	8.74	9.14	9.64	10.02
最大動圧 [kPa]	43.90	45.87	48.37	50.28
最大表面温度 [K]	2345	2376	2406	2424
最大空力加熱率 [kW/m <sup>2</sup> ]	1337	1410	1481	1526

※大気圏突入後からの経過時間

## 着水分散解析結果

## ① 各誤差に対するノミナル量の変動(軌道離脱高度 455km)

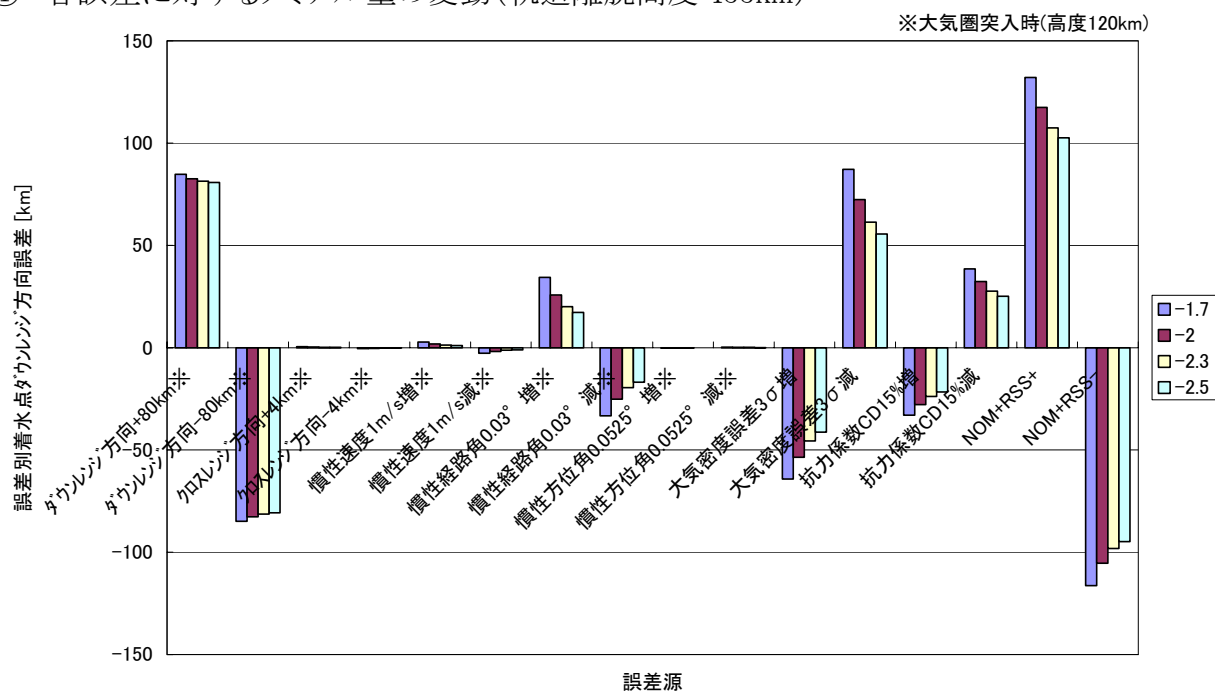


図 4.4.1-9 誤差 ( $3\sigma$ ) 単独に対するダウレンジ方向分散の感度  
(軌道離脱高度 455km)

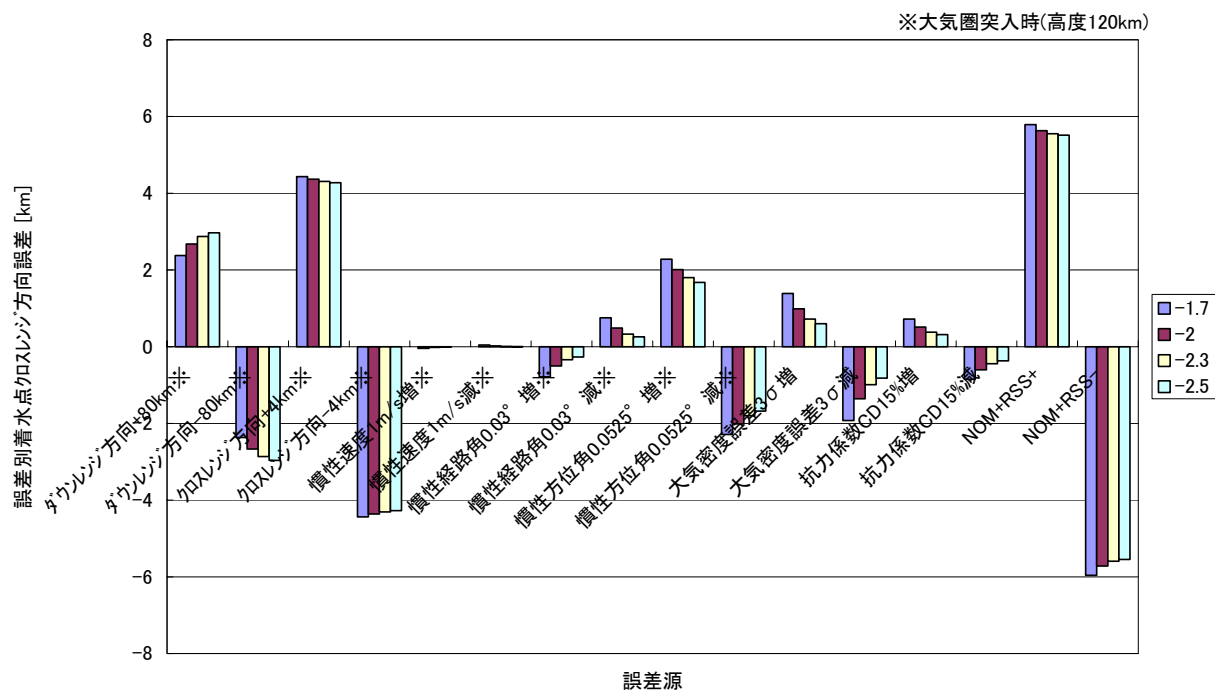


図 4.4.1-10 誤差 ( $3\sigma$ ) 単独に対するクロスレンジ方向分散の感度  
(軌道離脱高度 455km)

## ② 各誤差に対するノミナル量の変動(軌道離脱高度 400km)

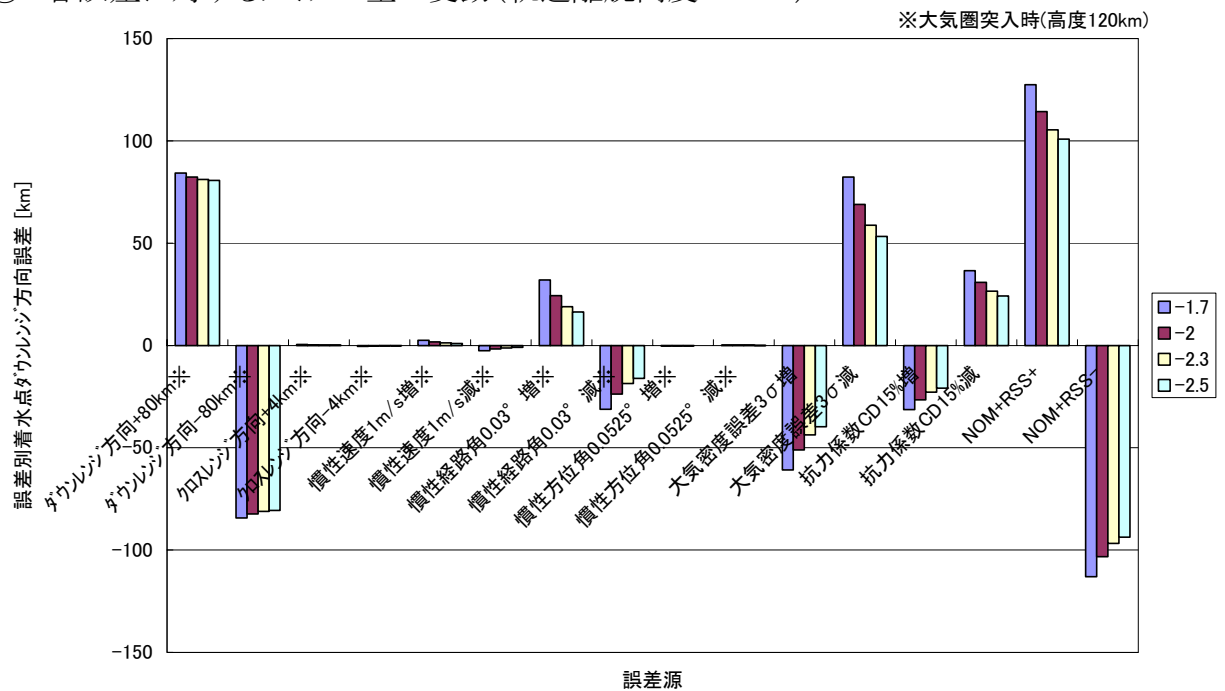


図 4.4.1-11 誤差 (3σ) 単独に対するダウンレンジ方向分散の感度 (軌道離脱高度 400km)

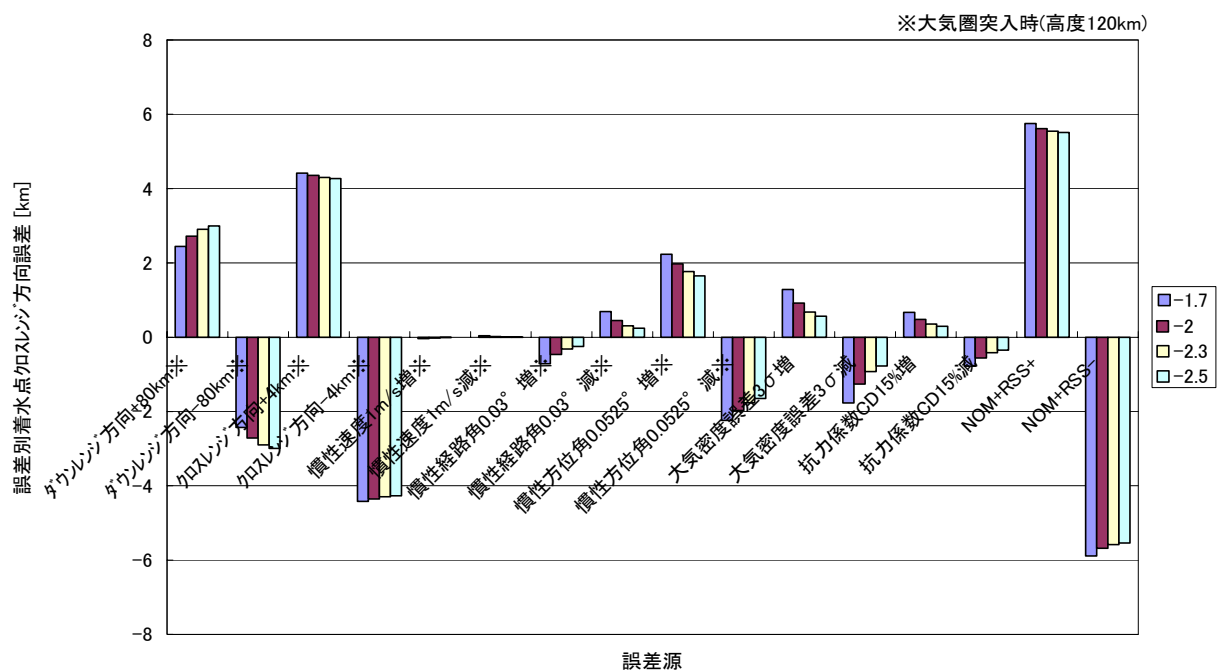


図 4.4.1-12 誤差 (3σ) 単独に対するクロスレンジ方向分散の感度 (軌道離脱高度 400km)

## ③ 各誤差に対するノミナル量の変動(軌道離脱高度 345km)

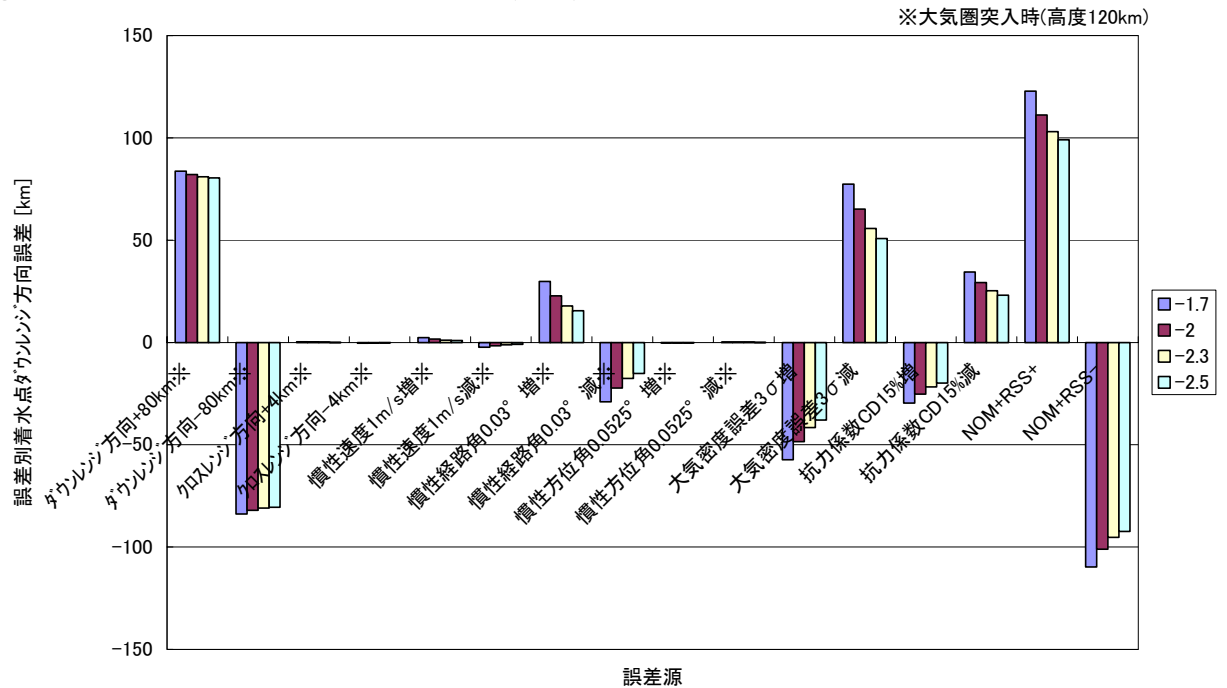


図 4.4.1-13 誤差 (3σ) 単独に対するダウンレンジ方向分散の感度 (軌道離脱高度 345km)

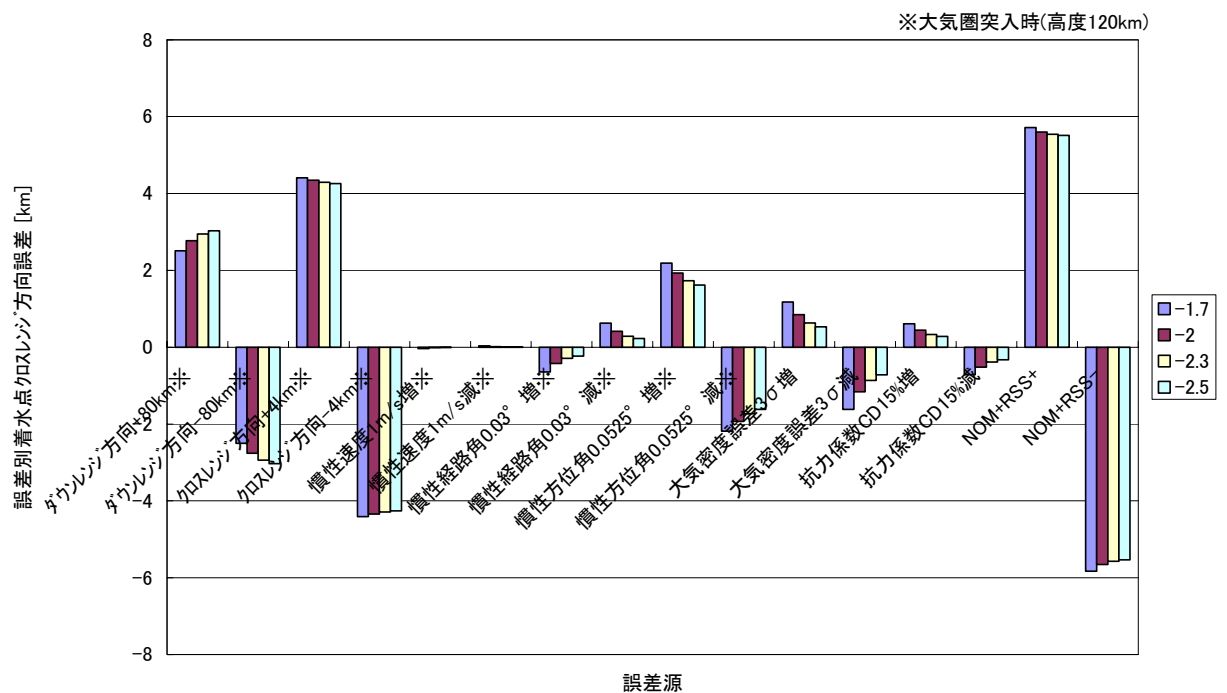


図 4.4.1-14 誤差 (3σ) 単独に対するクロスレンジ方向分散の感度 (軌道離脱高度 345km)

## ④ 大気圏突入角に関する軌道分散解析結果

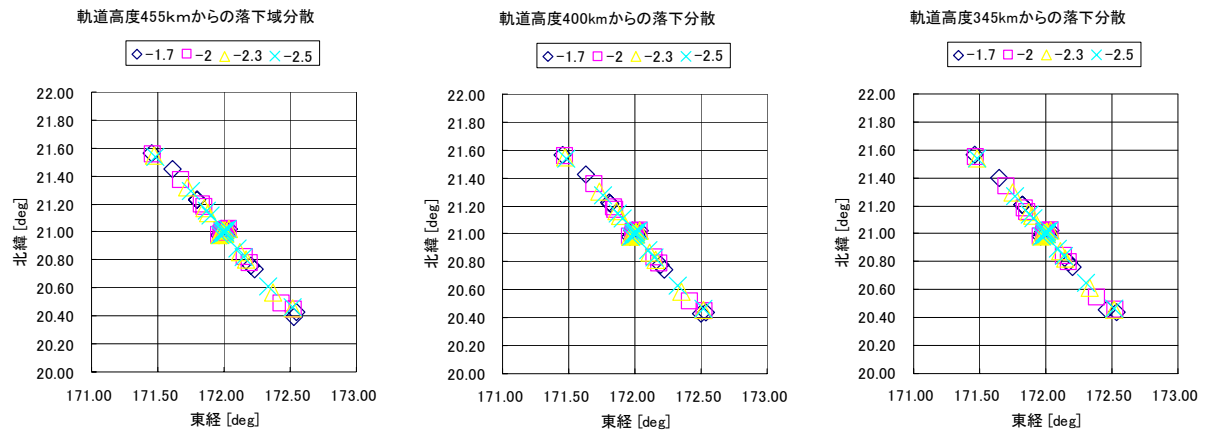


図 4.4.1-15 着水点分散解析分布図

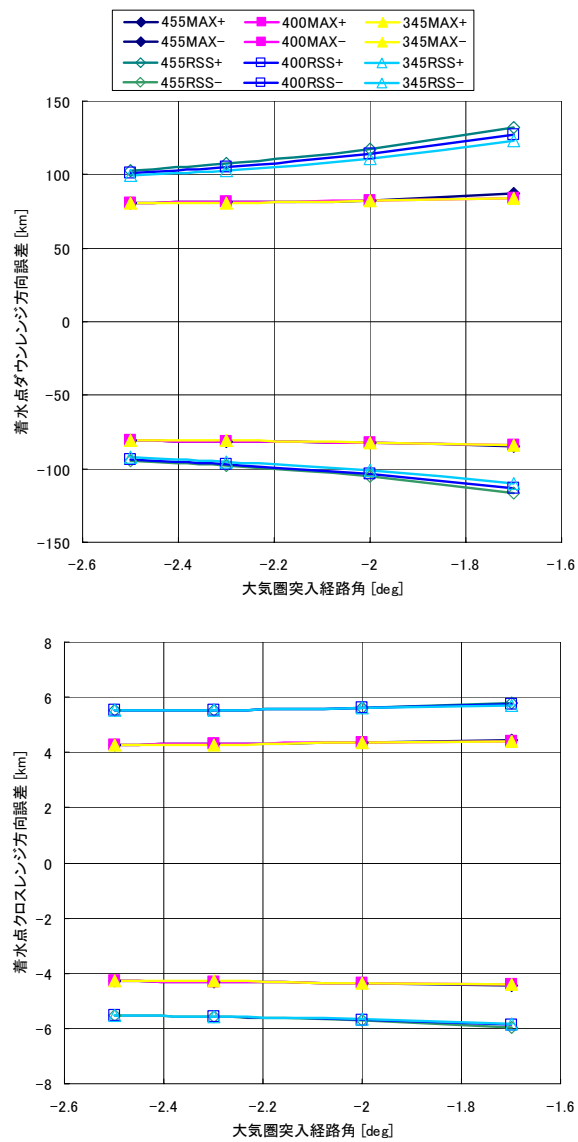


図 4.4.1-16 突入慣性系経路角と着水点ダウレンジ・クロスレンジ方向 RSS 分散距離

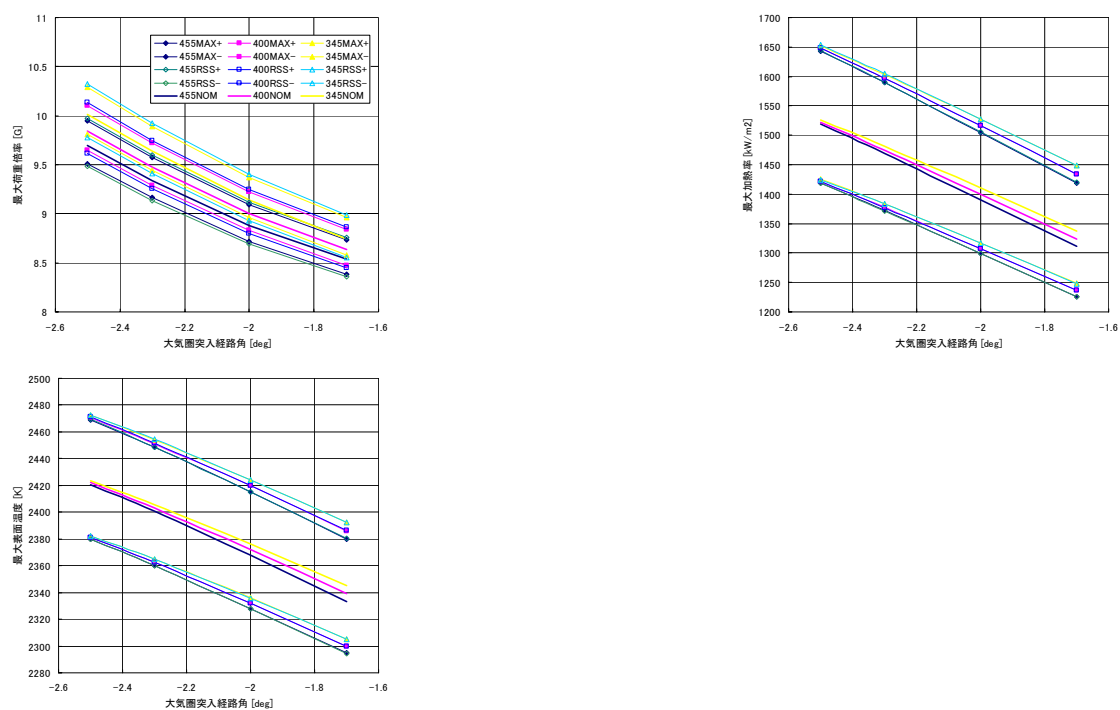


図 4.4.1-17 突入慣性系経路角と最大荷重倍数・最大加熱率・最大表面温度および分散

## 回収域検討まとめ

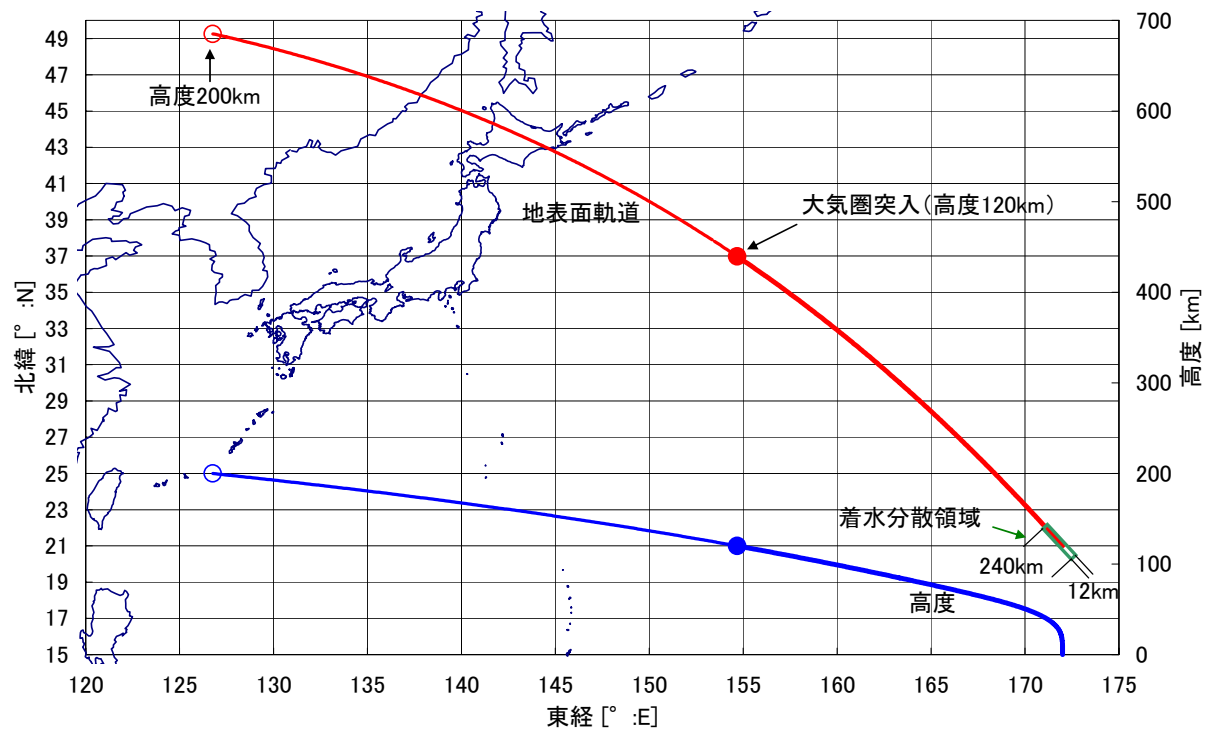


図 4.4.1-18 離脱高度 455km 再突入角 $-1.7^{\circ}$  のノミナル軌道(高度 200km から)と着水分散領域

本節では、回収領域検討のための 3DOF シミュレーションによる RSS 着水点分散解析の詳細と結果について示した。解析の結果、ノミナル飛行経路では大気圏突入後約 1700～2450km 程度飛行し、想定される誤差を考慮した場合、その分散はダウンレンジ方向に 240km 程度、クロスレンジ方向に 12km 程度分散することが示された(図 4.4.1-18 参)。

また本解析では、想定する軌道離脱高度 3 種および再突入経路角 4 種をパラメトリックに分散解析を行ったが、軌道離脱高度に関しての分散の影響感度はほとんど無く、再突入経路角に関する影響は $-1.7^{\circ}$  と $-2.5^{\circ}$  の間で 30%程度であることが示された。(図 4.4.1-16 参)しかし、着水点分散原因のほとんどは、初期位置誤差(再突入時ダウンレンジ方向誤差と再突入時クロスレンジ方向誤差)であり、形状誤差等が影響すると考えられる空力特性誤差に関する分散は、初期位置誤差と比べると小さい結果となった。これは、着水精度は大気圏突入前の軌道精度に大きく依存しているといえる。なお、初期位置誤差を除くと、着水点分散に最も大きく影響を与えている誤差は大気密度誤差であることが図 4.4.1-9～14 で分かる。

以下、本解析における補足事項等を書き下す。

まず本解析では、解析対象機体形状として Type-A1.5(Bullet 型)初期検討型を用いている。本報告時点において、この形状は最新の形状とは機首の部分で若干異なっている。しかし、この違いだけでは弾道係数は殆ど変わらず、また弾道係数がダウンレンジに及ぼす影響は小さいため、最新の形状における再突入軌道も、本解析で用い

た形状の再突入軌道と変わらないと考えられる。

つぎに、本解析では風及び風誤差が考慮されていない。風モデルは地球上の場所や季節によって異なり、運用方法・方針に大きく左右され解析計算に考慮するメリットが低いと考え、本解析では省略した。そこで、簡単に風に対する着陸分散の影響を次のように見積もった。

風の推定誤差が特に大きく、軌道に特に大きな影響を与えると考えられるのは、対流圏である高度 10km 以下であり、本解析ではその殆どがパラシュートを開傘した後である。そこで、ある一定方向へ 30m/s の風推定誤差があったと考えたとき、パラシュート（減速系）による飛行時間はおおよそ 650 秒程度（表 4.4.1-5～7 参）であるので、着水点が 20km 程度ずれると言える。風の誤差を考慮していない本解析の結果と合わせると、着水分散領域はダウンレンジ方向 280km、クロスレンジ方向に 52km の領域ということになる。



#### 4.4.2 回収方式

この節では、着水後のカプセルを回収する方式について説明する。回収にあたり、制約となる前提条件は以下の通り。

##### 前提条件

- HTV の落下が完了し安全確認されるまで、HTV 落下分散域の中には入らない
- カプセルの海上からの引き揚げ作業は日中に行う

これらの条件を元に次の方式を検討した。

##### 使用機材：

- 探索用航空機 1 機
- 回収作業用船舶 1 隻

##### カプセル側必要装備：

- GPS レシーバー
- 送信機

##### 回収手順：

カプセルが軌道上にいる間は船舶・航空機は落下域最寄の港に待機しておき、HTV が軌道離脱を行うときには、落下域のすぐ外側まで移動する。カプセルは GPS を搭載しており、大気を降下中の位置データをリアルタイムでダウンリンクする。そして、この位置情報を受けてカプセルの着水位置を予め予測しておく。HTV 落下域侵入許可後、船舶・航空機共に予測した着水地点に向かうが、航空機の早期到着が予想される。そこで、航空機がカプセルを発見した場合、シーマーカ投下など後続の船舶によるカプセル発見の手助けを行った後航空機は帰航する。船舶は到着後、日中なら速やかに引き揚げ作業にかかり、夜間なら日の出までその場で待機する。

なお、ペイロードの早期作業のため、船舶には実験者の搭乗と簡易な実験設備の用意も考える。また、更なる回収時間短縮のためには、投入する船舶の数を増やすのが有効であるが、コスト増に繋がる。

### 4.4.3 回収時間見積り

#### 4.4.3.1 はじめに

ミッドデッキロッカー(以下 MDL)を HTV カプセルを用いて回収するために必要な時間を見積もった。ここでは、着水したカプセルを船舶に引き上げる作業を日中に行うとする。

#### 4.4.3.2 結論

回収するまでに要する時間は、最短 26.0 時間、最長 50.8 時間と見積もられた。(詳細は次々章を参照。)

[内訳]

26.0 時間=無重力環境下 18.5 時間 + 重力環境下 7.5 時間

50.8 時間=無重力環境下 43.3 時間 + 重力環境下 7.5 時間

#### 4.4.3.3 検討項目

今回の回収時間の見積もりにあたり、以下の 2 項目の問題点が考えられる。

1. MDL の回収時間を 51 時間まで許容できるか？
2. HTV に運用制限をかけられるか？

##### 1 に関して

有人宇宙からの返答に

- 重力環境下で 24 時間以内の回収(魚)
- 電力・保冷リソースを抑えるための短期回収

があった。魚以外を回収する場合には 24 時間とは異なる制限がかかり、MDL の電力保冷能力も不明であるため、ユーザーの要求を明らかにする必要がある。

##### 2 に関して

着水したカプセルを日中に回収するためには、HTV が ISS の軌道面上を飛行するため、HTV の打上げ日に制約条件が課せられる。

条件設定

- 着水許容時間を 1 日のうち 11 時間とする  
(夜間に着水して船舶が到着するときに日が出ているケースを許容)

ISS の解析用軌道条件は以下で一定

- 軌道高度 350 と 460km の 2 ケース
- 軌道傾斜角 51.6 度
- 離心率 0.000512

すると、 $d\Omega/dt=5.02[\text{deg/day}]$  (350km)

$=4.91[\text{deg/day}]$  (460km)

(J2, 太陽, 月の効果)

よって 69 日周期で 32 日打ち上げ可能日がある(350km)  
73 日周期で 34 日打ち上げ可能日がある(460km)

この結果に対して、運用時の不具合(打上げ遅延)等の時間を見込んで、実現可能であるか検討する。

#### 4.4.3.4 : 時間見積り詳細

以下、主要イベントの説明と時間見積りを記載する。(最終頁にまとめの図がある。)  
主要イベントのナンバリングは、HTV スケジュール表を元に作成しているので、マイナス番号から始まっている。

##### イベント区間-4~-1:

- MDL 引き抜き作業
- ペイロードへの最終アクセス
- カプセルへの最終アクセス
- HTV カプセルハッチ閉鎖

所要時間 不明

今問題にしているのは、全作業工程の時間ではなく、MDL にとっての時間。おそらく上記-4~-1 の間でカウントダウン開始になると思われる。

##### イベント区間 0:

HTV 分離作業&分離点まで移動

所要時間 6 時間 5 分

##### イベント区間 1~7:

待機軌道まで遷移

所要時間 2 時間 40 分

##### イベント区間 7~8:

軌道上待機

所要時間 1~17 軌道周期

##### イベント区間 8~10:

DOM

所要時間 1+3 軌道周期

##### イベント区間 10~12:

大気圏突入+落下域侵入許可

所要時間 1100 秒+？

イベント区間 12～14:

船舶移動+回収作業

所要時間 5.5+？時間

HTV の落下域の外(クロスレンジ幅 100km)から、カプセル落下域 (132km, 117km)×(3.7km, 4.0km)の一番遠い所まで時速 13 ノット(25km/h)で航行する。

→5.5 時間

- 航空機と船舶は同時に落下地点に向かうが、船舶の航行時間が支配的である。
- 船舶の落下地点に到達後、カプセルを探す時間は 0 としている。
- この項目は、船舶を増やすことで回収コスト増加と引き換えに時間短縮を図ることができる。

時間累計にあたり、以下の仮定を置く

-4～-1 区間:2 時間

7～8 区間:1 軌道周期 <ISS の軌道周期=93 分を使用

10～12 区間:1時間

回収作業:1 時間

すると、合計所要時間は 26.0 時間

7～8 区間で 17 周回待機すると回収時間は 50.8 時間、逆に回収時間を 36 時間以下にするには待機が 7 周回以下であること。

よって、要求である回収まで 36 時間は達成不可能な値ではないが、そのためには軌道投入のタイミングを図る必要があり、それは ISS 全体のスケジュール調整を意味する。

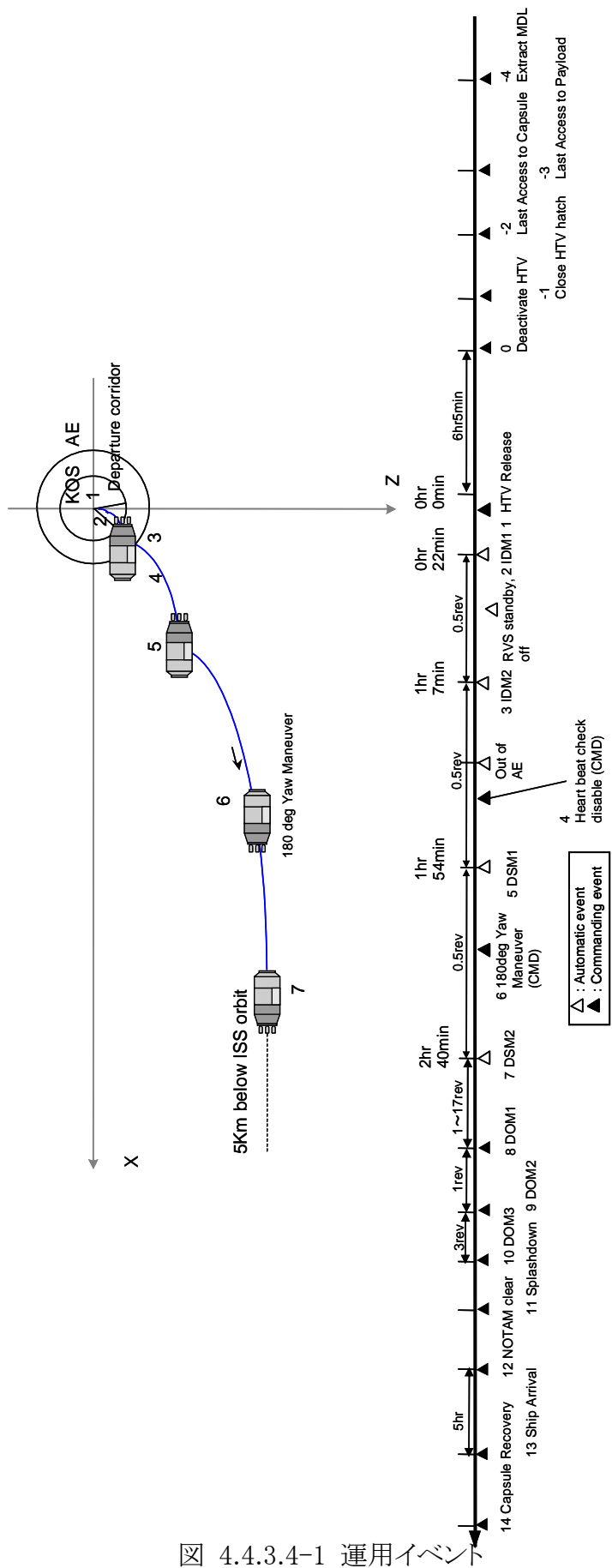


図 4.4.3.4-1 運用イベント

## 4.5 安全システム検討・安全審査上の懸念

### 4.5.1 ISS 安全上の懸念

ISS における搭載機器の安全性については非常に厳しい基準があり、HTV に再突入カプセルを搭載した場合には、そのための付加機能と合わせて同基準への適合が当然ながら要求される。HTV においては下記の通り各ハザードが識別されており、HTV に搭載される回収カプセルについても下記の分類による整理が必要である。

1. 火災
2. 船内の汚染
3. 推進薬によるコンタミネーション
4. 船内空気の漏れ
5. 軌道上荷重による構造破壊
6. 圧力による構造破壊
7. 爆発
8. ISS への衝突
9. デブリ衝突
10. 分離物の衝突
11. 粒子の放出
12. 乗員への電気ショック
13. 高温／低温部への乗員の接触
14. シャープエッジ、挟まれ
15. 過大な騒音
16. 排出物
17. 電磁干渉
18. 水のリーク
19. 補給水の質低下

上記の分類の内、HTV 特有の機能である水補給に関する18、及び19を除き、他のハザードについて、回収カプセルへの適用及び対策を表 4.5-1 に示す。

表 4.5-1 回収カプセルに起因するハザード識別

ハザード名	オプション A	オプション B	オプション C
火災	全面的に適用される。 対策： － 可燃物の使用禁止 － ISS 係留時の通電禁止	適用される。 対策： － 与圧室内設計は HTV における与圧室設計に準じる。	オプション C
船内の汚染	全面的に適用される。 対策： － 有害成分の使用禁止	適用される。 対策： － 与圧区内での有害成分の使用禁止	
推進薬によるコンタミネーション	適用されない。	適用される。 対策： － 推進系統と与圧区の完全離。	適用されない。
船内空気の漏れ	適用されない。	適用される。 対策： － JEM, HTV での与圧室設計に準じる。	
軌道上荷重による構造破壊	適用される。 対策： － 通常の与圧室内貨物と同様	適用される。 対策： － JEM, HTV 設計に準じる。フラクチャコントロールなどが必要。	
圧力による構造破壊	適用されない。	適用される。 対策： － JEM, HTV での与圧室設計に準じる（ベントリリーフ機構の追加など）。	
爆発	適用される。 対策： － 火工品の不使用	適用される。 対策： － 火工品の不使用 － 推進系、電気系（電池等）の設計等は HTV 設計に準じる。	適用される。 対策： － 火工品の不使用
ISS への衝突	適用されない。	適用されない。	適用されない。
デブリ衝突	適用されない。	適用される。	適用される。

			<p>対策： － 意図しない分離の禁止。HTV における曝露パレット等の設計に準じる。 － 推進系の意図しない作動の禁止。</p>	<p>対策： － 意図しない分離の禁止。HTV における曝露パレット等の設計に準じる。</p>
分離物の衝突	適用されない。		<p>適用される。 対策： － 分離装置からの分離物の放出禁止。HTV における曝露パレット等の設計に準じる。</p>	
粒子の放出	<p>適用される。 対策： － アブレータ材等の飛散防止</p>		<p>適用される。 対策： － 与圧室内設計は HTV における与圧室設計に準じる。</p>	<p>適用される。 対策： － 与圧室内設計は HTV における与圧室設計に準じる。</p>
乗員への電気ショック	<p>適用される。 対策： － ISS 係留時の通電禁止</p>		<p>適用される。 対策： － 与圧室内設計は HTV における与圧室設計に準じる。</p>	
高温／低温部への乗員の接触	<p>適用される。 対策： － ISS 係留時の通電禁止</p>		<p>適用される。 対策： － 与圧室内設計は HTV における与圧室設計に準じる。</p>	
シャープエッジ、挟まれ	<p>適用される。 対策： － 与圧室内実験装置と同様</p>		<p>適用される。 対策： － 与圧室内設計は HTV における与圧室設計に準じる。</p>	
過大な騒音	適用されない。		<p>適用される。 対策： － 与圧室内設計は HTV における与圧室設計に準じる。</p>	
電磁干渉	<p>適用される。 対策： － ISS 係留時の通電禁止</p>		<p>適用される。 対策： － 与圧室内設計は HTV における与圧室設計に準じる。</p>	<p>適用される。 対策： － 与圧室内設計は HTV における与圧室設計に準じる。</p>



## 4.5.2 具体的な安全設計

### 4.5.2.1 オプション A における安全設計

回収カプセルを船内に搭載するオプション A では、通常の与圧実験装置などに適用される安全基準に準じた設計が基本となる。具体的な設計上の注意点は以下の通りである。

#### (1) 火災

オプション A では与圧室環境の維持を HTV に頼るため、ISS を離脱した後にカプセルを分離するまでは、特にカプセル側に機能は必要でない。従って、ISS 係留中に何らかの機器をオンにする必要はなく、火災を発生させる要因はない。

尚、使用する材質については ISS 規定に定められた難燃材を使用する必要があるが、これはすべてのオプションにおいて共通であり、また、大きな問題は生じないと考えられる。

#### (2) 船内の汚染

アウトガスなどによる船内の汚染を防止しなければならない。アブレータ材を除いては、ISS にて定めている材料を使用することで対応を図ることが可能である。アブレータ材については特別に試験等をしてアウトガス成分が ISS 船内汚染を起こさないことを実証することが必要になる可能性がある。

#### (3) 推進薬によるコンタミネーション

推進薬を使用していないため、本項は適用除外。

#### (4) 船内空気の漏れ

与圧室環境の維持については、HTV 側機能に依存するため、本項は適用除外。

#### (5) 軌道上荷重による構造破壊

通常の与圧室内貨物と同様に、荷重条件による破壊がないことを立証せねばならない。

#### (6) 圧力による構造破壊

与圧室環境の維持については、HTV 側機能に依存するため、本項は適用除外。但し、パラシュート放出機構に圧力装置を有する場合、その機能がいかなる 2 故障でも発生しないか、それとも発生した場合においても安全に HTV 側で圧力をリリースできる機能が必要である。

#### (7) 爆発

推進系及び圧力容器を搭載していないため、爆発については適用除外。

#### (8) ISS への衝突

## (9) デブリの衝突

## (10) 分離物の放出

オプション A では最後の放出時点まではカプセルは HTV 内部にあるため、これらの項目については適用除外である。

## (11) 粒子の放出

オプション A では、カプセルは与圧室内にあるため、粒子の船内放出は厳禁である。

## (12) 乗員への電気ショック

## (13) 高温／低温部への乗員の接触

オプション A では、乗員の船内作業の間は機器への通電を行わない設計とすることができるため、これらのハザードについては根本的になくすことが可能である。

## (14) シャープエッジ、挟まれ

与圧室内の実験装置などに準じた設計をすればよく、特に困難ではない。

## (15) 過大な騒音

## (16) 電磁干渉

オプション A では、乗員の船内作業の間は機器への通電を行わない設計とすることができるため、これらのハザードについては根本的になくすことが可能である。

## [オプション A における安全上の特記事項と難易度]

オプション A では、分離機構に与圧室空気を利用することで、パラシュート放出機構以外では完全に火工品をなくすることが可能である。また、係留中に完全に電源を落としておく運用も可能であるため、ISS の安全要求を満足させる回収システムを構築することは比較的容易であると判断される(パラシュート放出の火工品については、電気的な多重インヒビットによって、誤放出がないように設計する必要はある)。

唯一の懸念事項は回収カプセルの周囲に接着されたアブレータ材であり、これは、飛散防止のために、アブレータ部分をカバーした構造とし、乗員の船内作業中は全く手に触れないようにしておく必要がある。

## 4.5.2.2 オプション B における安全設計

回収カプセルを非与圧区内に搭載し、カプセルの与圧エリアを HTV の与圧室と接続するオプション B 及び C では、与圧実験装置などに適用される安全基準に準じた設計に加えて、独立した与圧室内に適用される要求が基本となるため、オプション A と比較して安全上の適用範囲が広がる。具体的な設計上の注意点は以下の通りである。

## (1) 火災

オプション B, C では、与圧区内の環境の維持を HTV や JEM に準拠したものが必要になるため、火災時の安全のために以下の機器を搭載しなければならない可能性

がある。

- ・ 火災検知装置
- ・ 消火器

## (2) 船内の汚染

アウトガスなどによる船内の汚染を防止しなければならない。従って HTV や JEM と同様に、与圧区内の設計では、ISS にて定めている材料を使用することで対応を図ることが必要である。但し設計は確立されており、大きな困難とはならない。

## (3) 推進薬によるコンタミネーション

推進系を搭載しているオプション B では、本項が適用される。具体的には推進系の各コンポーネントを与圧区内から完全に分離し、リーク等が生じても与圧室内に推進薬の成分が流れ込まない設計にする必要がある。

## (4) 船内空気の漏れ

オプション B、C では、独自の与圧区を持つため、船内空気の漏れに対して、HTV や JEM で適用されている ISS 要求をすべて満足した設計とする必要がある。例としては、多重シールなどの要求がある。

## (5) 軌道上荷重による構造破壊

HTV と同じく、打ち上げを含めて軌道上荷重による構造破壊を防止する設計とする必要がある。オプション B、C では、HTV の構造と部分的に結合された状態で打ち上げるため、結合・分離機構の設計に十分な余裕(実験検証する場合は安全率 1.5、解析のみの場合には 2.0)を有している必要がある。

## (6) 圧力による構造破壊

(4)と同じく、与圧室環境の維持については、独自の機能が必要(カプセル-HTV 間のハッチを閉めた後にも圧力破壊してはならないため、圧力リリーフ機能などが必要となる可能性が高い)。但し、パラシュート放出機構の誤作動に対しては圧力破壊に関する安全上の問題にはならない。

## (7) 爆発

オプション B では推進系を有しているため、爆発に対する安全性を十分に確保している必要がある。具体的には HTV での安全設計が基本となり、以下のような事項が要求される。

- ・ 圧力容器に対するフラクチャコントロール
- ・ 推進薬のリークに対する 3 重のバリヤ
- ・ バルブ等の誤作動に対する電氣的な 3 重インヒビット

オプション C では、推進系及び圧力容器を搭載していないため、爆発については適用除外。

## (8) ISS への衝突

オプション B, C では HTV が ISS を離脱して十分な距離にあるまで分離しないため、本項については適用外。

(9) デブリの衝突

(10) 分離物の放出

オプション B, C では、HTV 側と連結している接続部分を分離することが必要になるため、その分離によってデブリなどを放出してはならない(但し、軌道離脱燃焼終了後であれば、問題ない)。

(11) 粒子の放出

オプション B, C では、与圧区内での粒子の船内放出は厳禁であるが、設計上特に困難な点はない。

(12) 乗員への電気ショック

(13) 高温／低温部への乗員の接触

オプション B, C では、乗員の船内作業の間も一部機器(ヒータ、空気循環装置)への通電を行う必要があると考えられる。従ってこれらのハザードについては HTV 及び JEM で実施したような安全設計及び安全評価が必要になる。

(14) シャープエッジ、挟まれ

HTV 及び JEM での与圧室内設計に準じる。

(15) 過大な騒音

空気循環装置を必要とする場合には、適用される。

(16) 電磁干渉

(12)、(13)と同様に、通電を必要とする一部機器(ヒータ、空気循環装置)に対して適用される。従ってこれらのハザードについては HTV 及び JEM で実施したような安全設計及び安全評価が必要になる。

[オプション B, C における安全上の特記事項と難易度]

オプション B, C では、係留中に与圧区内にて作業を行う乗員の安全を確保するため、HTV や JEM の与圧室で行ってきた安全設計及び評価が必要となる。これらは特に目新しい技術ではないものの、通常の構造設計と比較して、機器追加、製作・管理手順の追加などで、重量・コスト増加につながる可能性がある。

また、係留中に電源を落とす運用も困難とみられるため、ISS の安全要求を満足させる回収システムを構築するためには、HTV 及び JEM に準じた、十分な配慮が必要である。

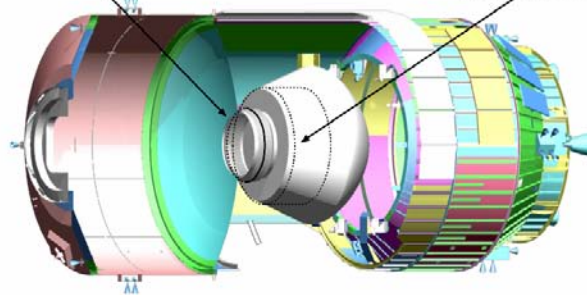
技術的な難易点としては、HTV の与圧室とカプセルの与圧区を接続する方法がある。この接続部は安全上からは十分な気密を持ち、打ち上げ振動環境などに対しても余裕のある強度を有していなければならない反面、ISS から分離した後は確実に分離されなければならない。火工品を使った分離も考えられるが、誤作動はそのまま HTV も含めた ISS 全体の減圧に繋がるため、ISS 安全面からの抵抗も懸念される(これ

に類した設計例は今のところなく、ISSの各与圧セグメントは全てハッチ接合である)。

さらにオプションBでは推進系を搭載するため、推進系のバルブ配置、ドライバ回路などはHTVと類似した冗長性の高いものが要求される。これについては設計は確立されているものの、重量・コスト増につながる。

HTV-カプセル分離機構  
(強度、耐リーク性確保)

カプセル与圧区  
(室内作業のため、クルー安全要求適用)  
(ヒータ、照明なども必要)



#### 4.5.2.3 各オプション共通(火工品の使用)

SSP41000の安全要求からは、「火災、予期しない噴射、噴射中の予期しない停止をもたらす可能性のある火工品は、MIL-STD-1576とNSTS09060に従うこと」とある。これは一見使用に対してあまり制約がないように見えるが、実際の所、新規サービスビークルは火工品の使用を極力さけており、極力使用はさけるべきである(HTVでは火工品を全く使用していないし、シャトルの基準に従って検証することはかなり大変な作業となることが予想される)。各案における適用および代用の可否について示す。

- ・ オプション A:分離機構(電動アクチュエータなどで代用可)、射出機構(与圧室圧力で代用可)
- ・ オプション B:推進系遮断弁(代用可)、ハッチ分離機構(代用困難)、外部放出機構(代用困難)
- ・ オプション C:ハッチ分離機構(代用困難)、外部放出機構(代用困難)

## 4.6 問題点

今回の検討において、未解決の項目を挙げる。

### 4.6.1 空力安定性

詳細は 4.3.1 に述べられている。

現時点における検討の重心位置では、図 4.6.1-1 に示すように空力的にカプセルは安定しにくい。

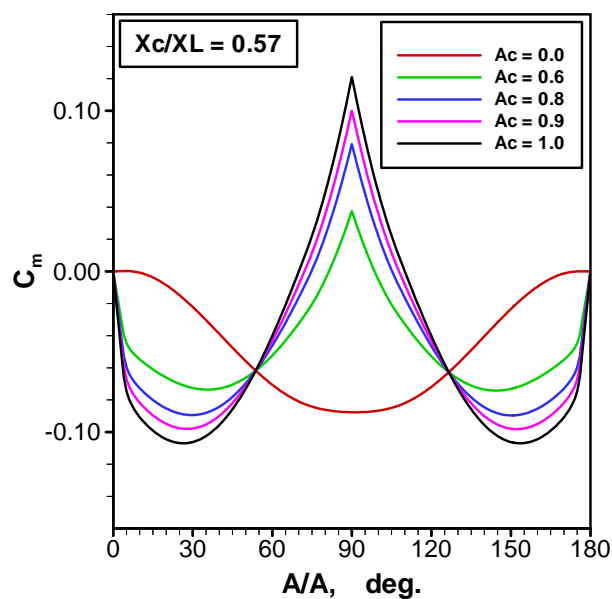


図 4.6.1-1 現状の空力安定性

対策としては以下の案が挙げられる。

#### 1: 重心位置を前方に移動

- カプセル形状を機軸方向に延長して重心位置を下げる。与圧部内でのカプセルの取り回しに影響がでる。
- 先端部の質量を増やす。全体質量の増加を招く。
- 後方部の軽量化。パラシュートなどの新規開発が必要。

#### 2: カプセル形状の変更

- Bluntcone 型の中でより安定する形状を見つける。
- ダブルフレア型にする。

#### 4.6.2 ペイロード部温度

ペイロードがアルミニウムで均一であると仮定した場合、再突入後に図 4.6.2-1 に示すような温度プロファイルを取る。そのため、ペイロードの許容温度が不明ではあるが、温度が 100℃に達するため問題が生じる可能性がある。そこで、温度対策として下記 4.6.2.1 以降に示す案が考えられた。

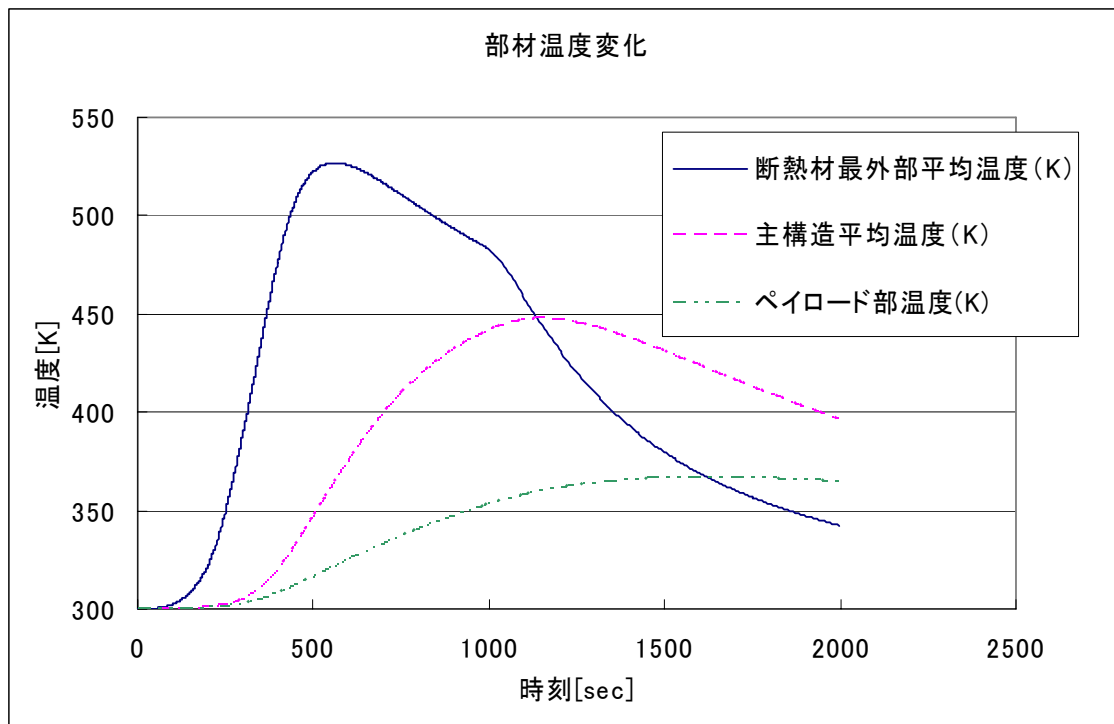


図 4.6.2-1 ペイロード部温度変化

##### 4.6.2.1: 構造部材の増量

アルミ構造部材の追加により熱容量を稼ぎ、温度上昇を防ぐ方法である。以下にその効果を解析した結果を示す。

###### 4.6.2.1.0 目的

HTV カプセル Type A1.5B8 型について、主構造温度低減のために主構造最大温度 450K の制限で設計されたアブレータ／主構造厚さ以上の厚さで設計した場合の温度履歴を解析すること。

###### 4.6.2.1.1 解析条件

4.3.2 と同様、代表点として 5 点: (S) = [0.000m, 0.200m, 0.295m, 0.425m, 1.15m] (ここで S は、淀み点から表面に沿った距離) を選び、その点の値でアブレーション解析を行った。

カプセル形状表面に対する各点の位置を図 4.6.2.1.1-1 に示す。

使用した空力加熱入力値、及び軌道データも前回の解析と同様である。

アブレーション解析コード及び解析条件も、(解析終了時間を 2000 秒から 5000 秒に

延長した以外)前回と同様の物を使用した、アブレータ/主構造厚さには初期条件が以下の種類で設定された。

・面密度を(最大温度 450K の制限下で最少重量設計の値より)120%/150%/200%に増大(つまり、熱防護/構造系の全体重量は、元の値 78.6kg に対して上記の値に比例して増大する。)

・前項目の3種類の面密度増加率に対して、それぞれ

- 1)アブレータ/主構造それぞれ同割合で面密度を増加
- 2)アブレータのみの面密度を増加
- 3)主構造のみの面密度を増加

なお、最大温度 450K の制限下で最少重量設計の場合のアブレータ/主構造厚さは以下の通りであった。

主構造厚さ: P1,2:4.5mm, P3:4.5mm, P4:4mm, P5:3.5mm  
アブレータ厚さ: P1,2:27.5mm, P3:27.9mm, P4:18.4mm, P5:14.0mm

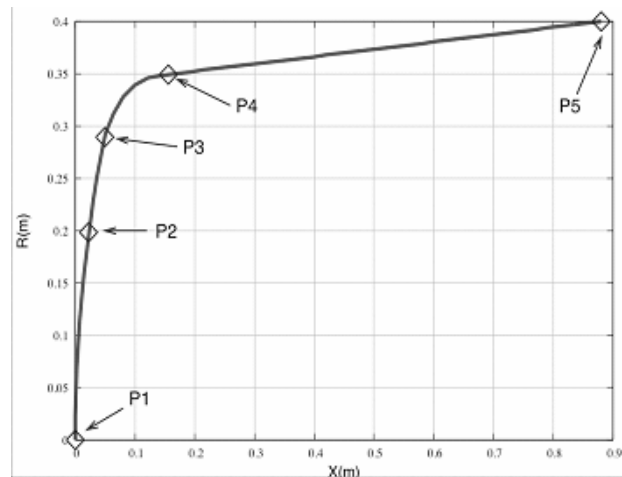


図 4.6.2.1.1-1 カプセル表面におけるアブレーション計算位置

#### 4.6.2.1.2 解析結果

例として、P3 のアブレータ/主構造厚さ増に伴う温度履歴の変化について、それぞれ以下に結果のプロットを示す。

120%増大:図 4.6.2.1.2-1, 150%増大:図 4.6.2.1.2-2, 200%増大:図 4.6.2.1.2-3

なお、他の点の温度履歴については、ピーク温度が10° 程度の違いであった。

図中の線種はそれぞれ以下を示す。

赤実線:主構造最大温度 450K で設計された厚さでの温度履歴,

緑実線:アブレータ/主構造同割合で面密度を増加した場合の温度履歴

青実線:主構造のみ面密度を増加した場合の温度履歴

桃実線:アブレータのみ面密度を増加した場合の温度履歴

得られた結果の傾向として、以下が挙げられる。

・温度上昇温度低減の効果は、ピーク値で、

面密度120%増加時:約25%減



面密度150%増加時:約50%減

面密度200%増加時:約70%減

・主構造の面密度のみを増大させた場合、温度上昇の開始は早い、温度ピークはやや低めで、温度下降は早い。

逆にアブレータのみの面密度を増大させた場合、主構造／アブレータ双方の面密度を同じ割合で増加させた場合と傾向はあまり変わらず、ピーク温度は若干高めの傾向を示す。(本論とは外れるが、主構造厚さを増した場合には、単純に機械的強度も増大する。)

・(例えば頭部分だけ)面密度を増大しても、主構造の温度が低下した部分に周囲から熱が入り込む事が予想される。もしも一部分だけ面密度を増やす方策をとるのであれば、熱構造全体に付いては追加の軸対称熱解析を行い結果を確認する必要がある、温度が標定になる搭載物を集中して低温部に搭載すべきである。

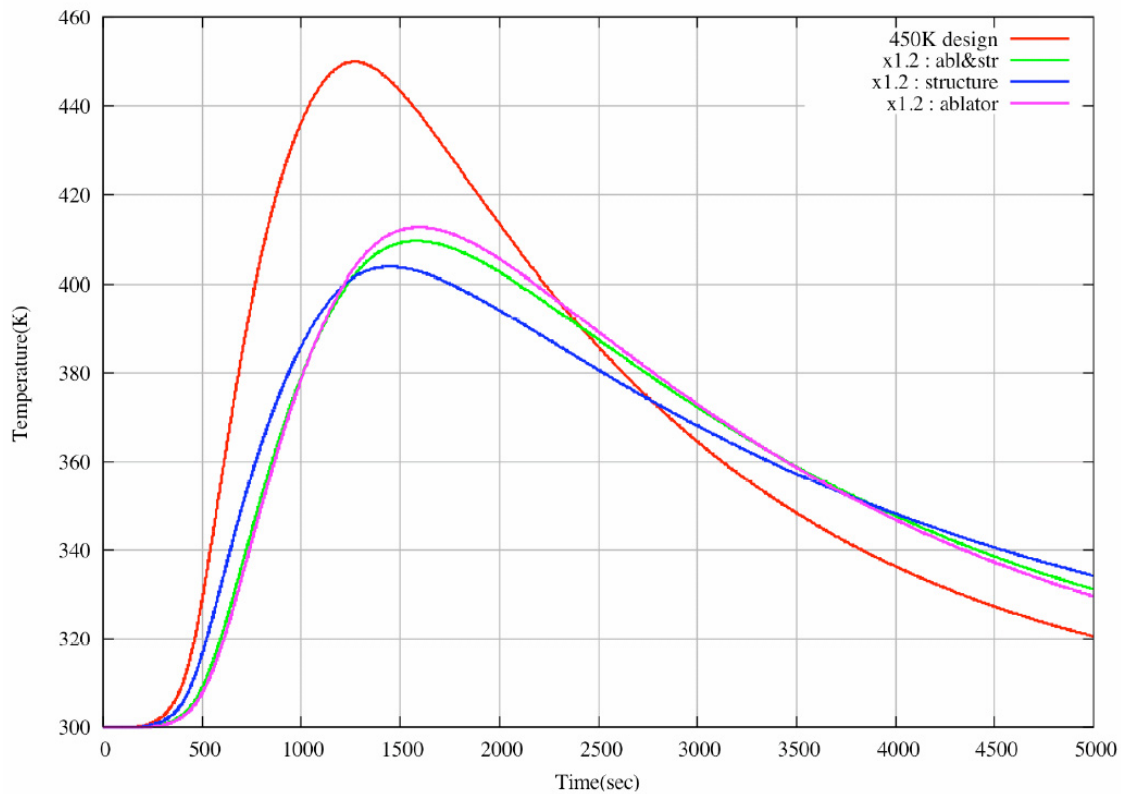


図 4.6.2.1.2-1:アブレータ／主構造厚さ増に伴う温度履歴変化  
(P3:面密度120%増加時)

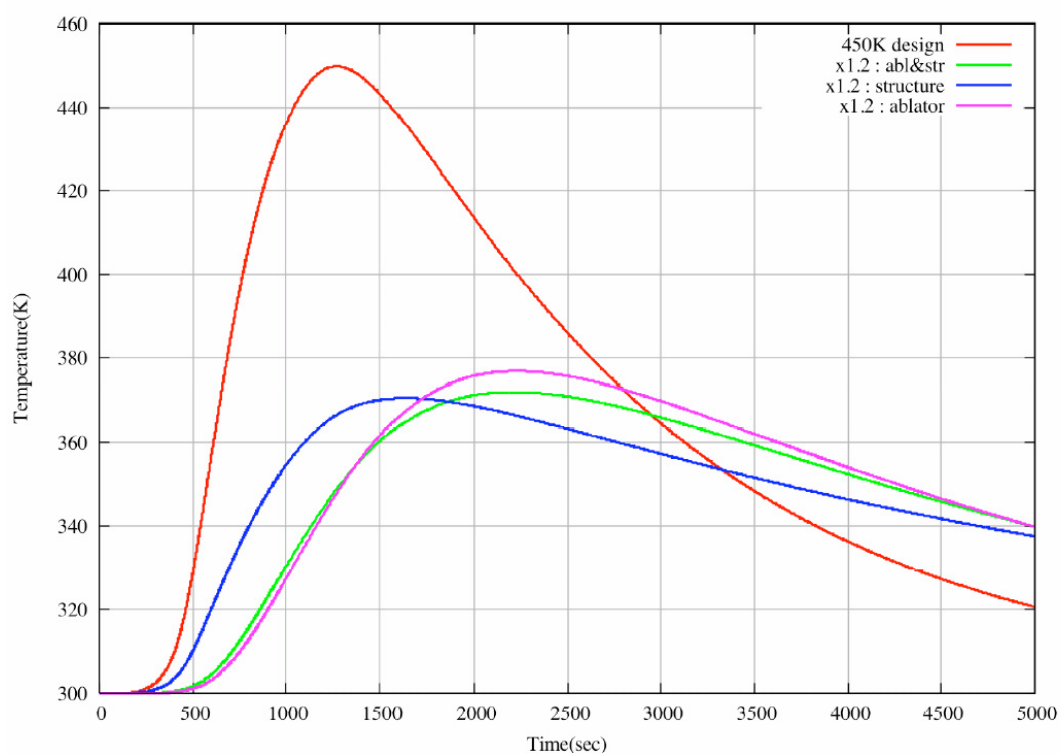


図 4.6.2.1.2-2: アブレータ／主構造厚さ増に伴う温度履歴変化  
(P3:面密度150%増加時)

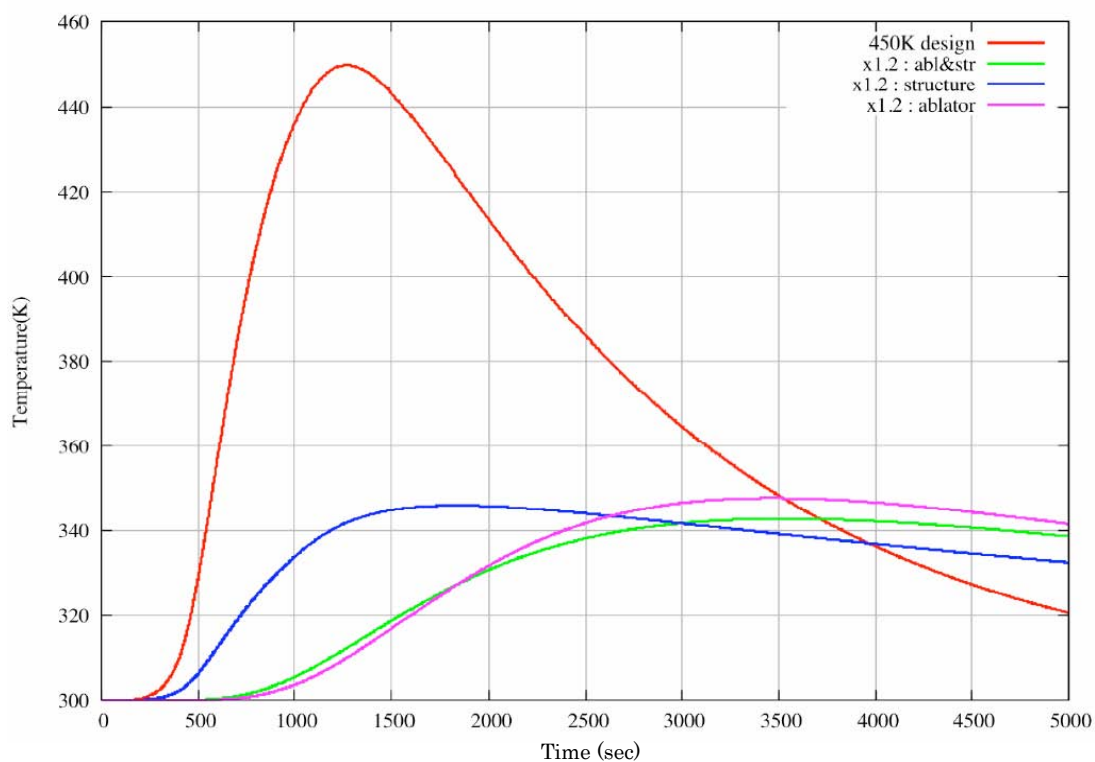


図 4.6.2.1.2-3: アブレータ／主構造厚さ増に伴う温度履歴変化  
(P3:面密度200%増加時)

#### 4.6.2.2: 相転移式蓄熱材の使用

ペイロード部に流入する熱量を蓄熱材に吸収させて温度制御を行う。相転移式蓄熱材の利用のメリットは

- 顕熱蓄熱材(つまり4.6.2.1のような方式)に比べて重量あたりの吸熱量が圧倒的に大きい
  - 相転移中は概ね一定の温度を維持する
- であり、考慮すべき事項は
- 適切な温度の物質の選定
  - 容器や実装方法
- といった主に化学的な項目がある。

毒性・腐食性といった取り扱いの容易さと相転移温度(ISS 常温環境とペイロードの許容上限温度、現在は不明であるが、の間に相転移温度が存在すると、予備冷却なしでいつでも使用できる)を考慮すると、直鎖炭化水素化合物であるパラフィンを使用するのが妥当と考えられる。

現在のカプセル設計で蓄熱材のみを利用して吸熱を行うとする。

流入熱量	2.7[MJ]
蓄熱材潜熱	200[J/g]
蓄熱材比重	1

の値を用いると約 14kg のパラフィン+容器の質量が必要と計算される。

#### 4.6.2.3:2 重断熱

ペイロード部でも、電子機器部の許容温度範囲は生物よりも許容温度が広く、また場合によっては故障してもよい。そのため、本当に保護したい区画のみさらに小規模に断熱して耐える方法もある。魚のみ魔法瓶に入れて収納するイメージである。

#### 4.6.2.4: 放熱強化

ペイロード部温度が上昇し始めるころには開傘が行われている。そこで、それまでパラシュートが収納されていた面から積極的に放熱することで、カプセルの冷却を強化する案である。

#### 4.6.2.5: アブレータ分離

ペイロード部は着水間際に高温化したアブレータからの熱入力により温度が上昇する。そのため、突入後役目を終えたアブレータを切り離し温度上昇を防止するのが本案である。その効果の解析を以下に示す。

##### 4.6.2.5.0 目的

HTV カプセル Type A1.5B8 型について、主構造温度低減のために主構造最大温度 450K の制限で設計されたアブレータのうち、先端部分を空力加熱ピーク後分離し

た場合の温度履歴を解析／検討すること。

#### 4.6.2.5.1 解析条件

解析全体の流れとしては、時系列に示すと以下のような手順をとった。

##### 1) (軌道データ上での) 大気圏突入後 0-400 秒

これまでの解析と同様、カプセルに複数の代表点を取り、その点でのアブレーション解析アブレーション解析位置としては、前回と同様、代表点として 5 点：

(S)=[0.000m, 0.200m, 0.295m, 0.425m, 1.15m]

(ここで S は、淀み点から表面に沿った距離)

を選んだ。カプセル形状表面に対する各点の位置を図 4.6.2.5.1-1 に示す。

使用した空力加熱入力値、及び軌道データも前回の解析と同様である。

アブレーション解析コード及び解析条件も、(解析終了時間を 2000 秒から 400 秒に延長した以外)前回と同様の物を使用した。

アブレータ／主構造厚さは、最大温度 450K の制限下で最少重量設計の値が設定された。数値を以下に示す。

主構造厚さ:P1,2:4.5mm,	P3:4.5mm,	P4:4mm,	P5:3.5mm
アブレータ厚さ:P1,2:27.5mm,	P3:27.9mm,	P4:18.4mm,	P5:14.0mm

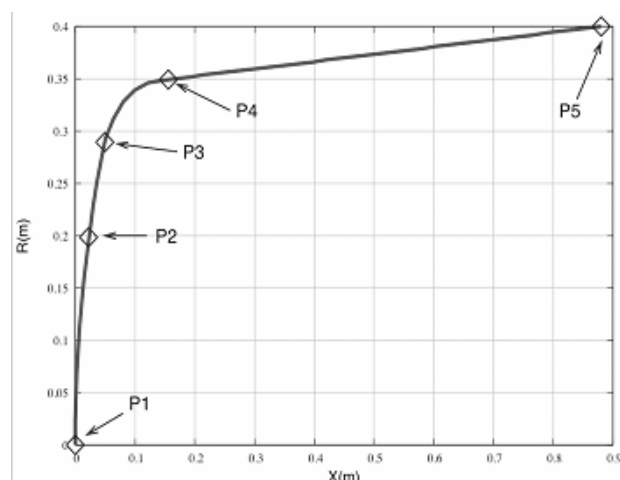


図 4.6.2.5.1-1 カプセル表面におけるアブレーション計算位置

##### 2) 大気圏突入後 400-978 秒

アブレータ分離時を 400 秒、着水時を(軌道データから)978 秒と設定し、この領域では ANSYS による FEM 軸対称解析に切り替える。

FEM モデル内容は以下の通りである。

- ・アブレータは点 P4 で分離され、切断面はアブレータ表面に垂直とする。  
アブレータ分離後、カプセル前頭部は主構造が直接外気にさらされるとする。
- ・主構造は P1～P3 間は P3 のアブレータ厚さ+SIP 厚さだけ内側の点にある物とした。

P3～P4 間は、それぞれのアブレータ厚さ+SIP 厚さだけ内側の点同士を直線上に接続した。

P4～P5 間も、P3～P4 間と同様に直線上に接続した。

メッシュ分割数は、以下の設定とした。

P1～P3 間:

主構造:S 方向15分割, 厚さ方向2分割

P3～P4 間:

主構造:S 方向6分割, 厚さ方向2分割

P4～P5 間:

主構造:S 方向60分割, 厚さ方向2分割

SIP:S 方向60分割, 厚さ方向5分割

アブレータ:S 方向60分割, 厚さ方向20分割

温度初期条件としては、以下の設定とした。

- ・各アブレータ解析点では、解析結果の面外方向位置に相当する点の値を使用  
(P4, P5のアブレータについては、全てバージン材の物性値とした。

実際にはこの部分はわずかだがアブレーションを起こしている。)

- ・アブレータ解析点の間では、解析点 P1, P3, P4, P5での値を線形補間

境界条件としては、以下の設定とした。

- ・アブレータ外面については一律に放射率 0.8, 外部温度 300K の放射熱伝達
- ・アブレータ外面と P1-P3 部分には以下の対流熱伝達率とし、時間方向に線形

補間を行った。

400sec 時点で  $1.2\text{W/sq.m}\cdot\text{K}$

978sec 時点で  $1.5\text{W/sq.m}\cdot\text{K}$  と  $7.5\text{W/sq.m}$  の2ケース

FEM モデル、及び初期温度のコンターを図 4.6.2.5.1-1 に示す。

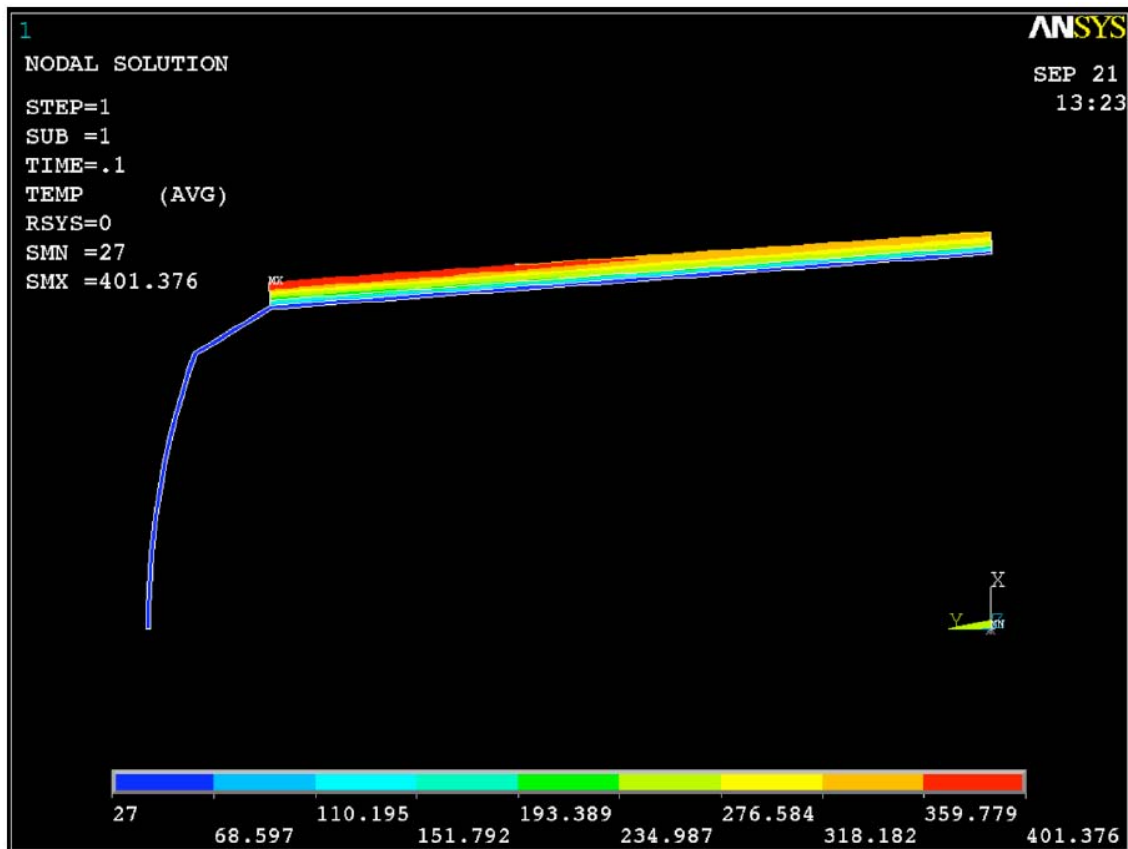


図 4.6.2.5.1-1:FEM モデル形状, および初期温度コンター

#### 2) 大気圏突入後 978-2000 秒

この時間領域ではカプセルは全て水没している物とし、  
アブレータ外面と P1-P3 部分に以下の一律の対流熱伝達率を設定した。  
(200W/sq.m・K, 350W/sq.m・K, 500W/sq.m・K の3ケース)

#### 4.6.2.5.2 解析結果

P 1/P 3/P 4/P 5部の, 各境界条件に対する主構造温度履歴をそれぞれ図 4.6.2.5.2-1, 図 4.6.2.5.2-2, 図 4.6.2.5.2-3, 図 4.6.2.5.2-3 に示す。  
図中の線種はそれぞれ以下を示す。

赤色実線:従来の値:主構造最大温度 450K で設計された厚さでの主構造温度履歴

緑色実線:空気中熱伝達率 1.2-1.5W/sq.m・K,  
水中熱伝達率 350W/sq.m・K 時の温度履歴

青色実線:空気中熱伝達率 1.2-1.5W/sq.m・K,  
水中熱伝達率 500W/sq.m・K 時の温度履歴

桃色実線:空気中熱伝達率 1.2-1.5W/sq.m・K,  
水中熱伝達率 200W/sq.m・K 時の温度履歴

空色実線:空気中熱伝達率 1.2-7.5W/sq.m・K,  
水中熱伝達率 350W/sq.m・K 時の温度履歴

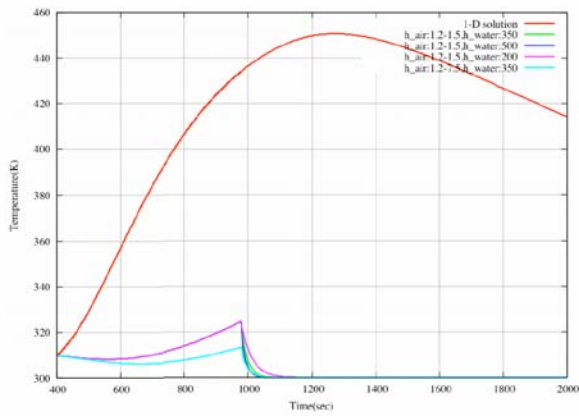


図 4.6.2.5.2-1: 主構造温度履歴 (P1)

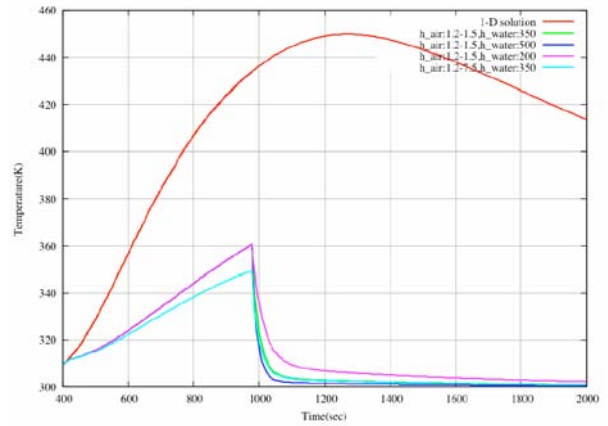


図 4.6.2.5.2-2: 主構造温度履歴 (P3)

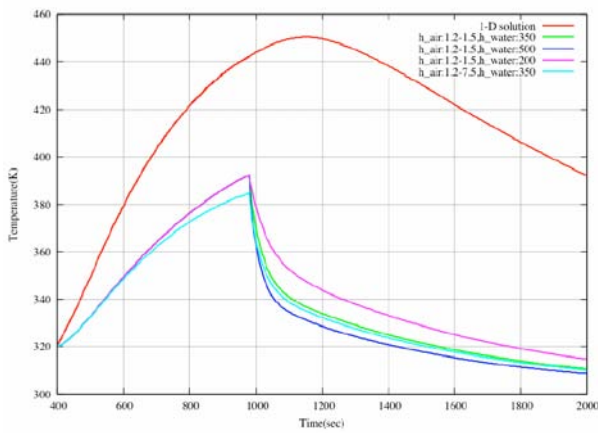


図 4.6.2.5.2-3: 主構造温度履歴 (P4)

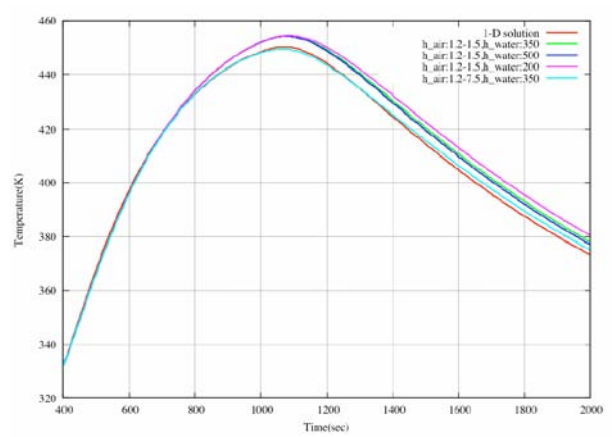


図 4.6.2.5.2-4: 主構造温度履歴 (P5)

P4-P5 間の主構造温度履歴を図 4.6.2.5.2-5 に示す。ここで、表示する位置は S 方向に等間隔に 10 分割した点とし、図右上の凡例の上から赤色実線～紫色実線はそれぞれ最前部～最後部に対応する。

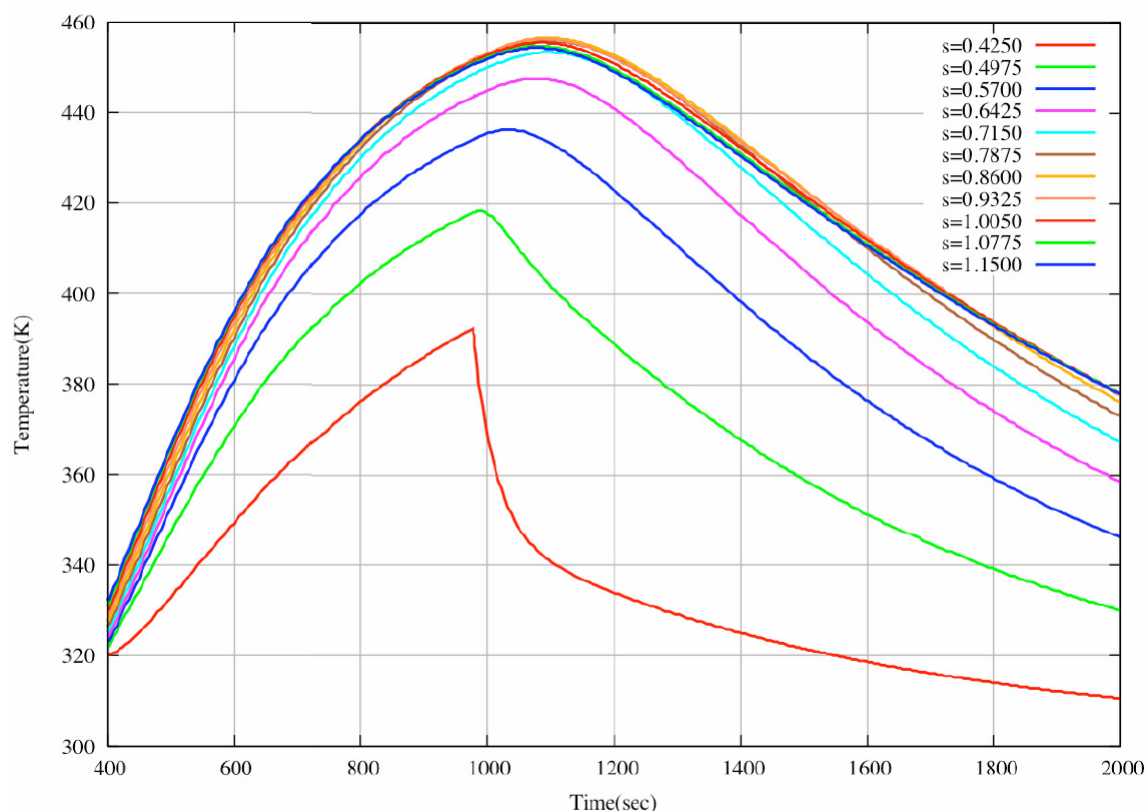


図 4.6.2.5.2-5:P4-P5 間の主構造温度履歴

得られた結果の傾向として、以下が挙げられる。

- ・淀み点付近(P1)では、アブレータを切り離した効果は切り離し直後から現れ、非常に好ましい履歴である。

着水時の 978 秒まで温度が若干上昇しているのは、ヒートシンク効果による周囲からの熱流入が原因と考えられる。(つまり、仮に全てのアブレータを切り離した場合にはこのような温度上昇は無く、着水時までには周囲温度付近まで温度は下降すると予想される。)

- ・P3ではアブレータ部分に近く、P1よりも切り離し後の温度上昇傾向は強いが、着水後はP1と同様、100秒以内に海水温度+10℃付近にまで急速に冷却される。

- ・アブレータ切り離しの境界点としたP4では海水による冷却にかかる時間はP3より長いですが、2000秒時点では、全ての海水に対する熱伝達率の範囲で海水温度+10℃付近にまで冷却される。

- ・上図 4.6.2.5.2-5 から、前頭部のヒートシンク効果、および海水による冷却による熱流出の効果はカプセル側面部の中央付近までは有意な差が現れ、P5付近では有意な差は見られない。パラシュート放出後に後端部の主構造が海水にさらされる状況にあれば、(現在は断熱を仮定) (改めて解析を行い確認する必要があるが) 主構造全体に効果が現れる事が予想される結果である。



- ・P5では、一次元アブレーション解析よりも温度が高くなっている。  
アブレーション解析コードの伝熱解析部分は ANSYS との比較で有意な差は無い事を確認しているため、  
この原因は、以下が考えられる。
  - 1) 厚さ方向メッシュ分割数の差(1次元解析は FEM 解析の 2.5-5 倍の要素数)
  - 2) タイムステップの増分の差(1次元解析は 0.1-0.5 秒, FEM は 0.1-5秒)
  - 3) 使用した物性値の使用法の差  
(1次元解析ではそれぞれの物性値に異なる温度テーブルを用いているが、  
FEM 解析では同一の温度テーブルを用い、テーブルの各温度値も異なる)
  - 4) FEM の初期条件はアブレータは全てバージン材の物性値であるのに対し、  
この時点では1次元アブレーション解析ではわずかであるが一部アブレーションを起こし、その後も熱分解を起こしている事

原理的には、与えられた境界条件の基では P5の主構造部分は周りの主構造に熱エネルギーを供給する側であるから、実際には P5の温度が1次元解析の値より高くなる事は考えにくい。

#### 4.6.2.6: 複合案

前節までのように各種単体の対処方法を用いる以外にも、複合させて最適化させる方法が存在する。ペイロードの要求条件がない現時点で最適化を行うことにはあまり意味がないが、参考例に蓄熱材と2重断熱の複合案を紹介する。

##### 4.6.2.6.1 解析条件

4.6. 2.1と同様のモデルを使用し、内部にペイロードと熱防御材がない場合の最内壁の温度条件を境界条件としてペイロードと熱防御材に与えるとする。

##### 4.6.2.6.2 解析結果

蓄熱材単体の場合蓄熱材の必要質量は 13.5[kg]  
複合案使用時の1つの設計点は、蓄熱材 4.5[kg], 断熱材 0.29[kg]  
となり、複合案の方が必要熱防御材質量の点で有利になっている。

#### 4.6.2.7: まとめ

現時点では、要求条件がないため要求を満たす解も存在しないが、各種対策案が挙げられた。各案の具体的な実装等、詳細な検討は今度に委ねる。

## 5 総括

日本独自で ISS から物資を回収する手段を検討した。  
提案する回収カプセルは以下の特徴を有する。

- ペイロード質量:50 [kg]
- カプセルサイズ:  $\phi 800 \times 880$  [mm]
- 全備質量:250[kg] (含, ペイロード 50[kg])
- 与圧低衝撃環境を提供
- Bluntcone 型
- HTV 与圧部搭載型カプセル
- 軌道上 HTV 与圧部内にてペイロードを手動で搭載
- HTV の輸送能力に依存しカプセル自身に能動的姿勢・軌道制御能力はない
- 海上回収

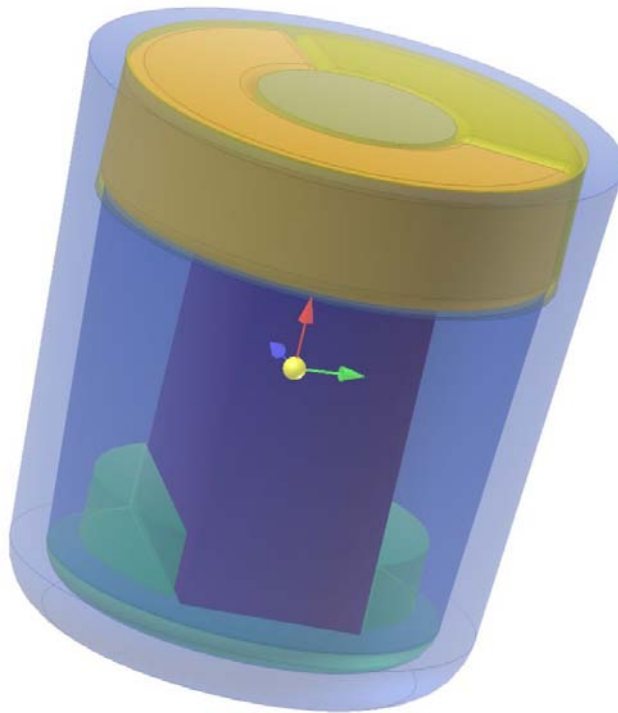


図 5-1 HTV 搭載カプセル全体図

## 6 その他

### 検討メンバー一覧

#### 宇宙基幹システム本部

- HTV プロジェクトチーム 中安英彦, 山中浩二, 今田高峰

#### 総合技術研究本部

- 事業推進部プロジェクト研究協力室 冠昭夫, 道浦俊夫, 平岩徹夫
- 将来宇宙輸送系研究センター 白水正男, 森隆茂, 石本真二,  
中村俊哉, 藤井謙司, 川戸博史,  
藤田和央, 高寄浩一, 南吉紀
- システム評価技術グループ 下田孝幸, 矢部高宏
- システム誘導技術グループ 小田光茂, 稲場典康
- マテリアル・機構技術グループ 田中康夫
- 衛星推進技術グループ 増田井出夫
- 情報技術開発共同センター 野田篤司, 歌島昌由, 對木淳夫,  
小川亮, 酒匂信匡

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-04-016

---

発行日 2005年1月12日  
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構  
〒182-8522  
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1  
TEL 0422-40-3000 (代表)  
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・  
東京都港区浜松町2-4-1

---

©2005 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター

