

火星衛星探査計画MMX用サンプルリターン ンカプセルの開発について

Development of the Sample Return Capsule for MMX

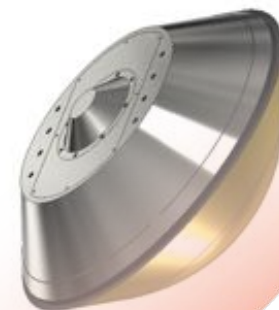
小澤宇志, 山田和彦, 下田孝幸 (宇宙航空研究開発機構)

T. Ozawa, K. Yamada, T. Shimoda (JAXA)

第6回衛星系研究会

東京工業大学 大岡山キャンパス

2018年8月30日



✓ 「はやぶさ」が世界に先駆けて実証し、将来の惑星探査の柱となった深宇宙サンプルリターン計画において、その鍵となる“サンプルリターンカプセル(SRC)技術”をさらに洗練&発展させ、世界において突出した確固たる技術とすることを目指す。

将来のサンプルリターン(SR)計画は、サイエンスの観点から、「より遠くから」、「より多くの」、「よりそのままの状態」でサンプルを持ちかえることが要求される。それを実現するサンプルリターンカプセル(SRC)開発のキーワードは、「大型化」「軽量化」「超高速再突入」「サンプル温度制御」「長期保管後の信頼性」である。また、SRC技術は、回収技術と不可分であり、迅速、確実、かつ、モビリティのある回収技術の開発も本計画において、一体で進められる。

「はやぶさ」、「はやぶさ2」のサンプルリターンより高度なミッションである[火星衛星探査計画\(MMX\)](#)、[国際共同彗星サンプルリターン\(CAESAR\)](#)のSRCの開発をとおして、国内におけるSRCの技術を、さらに洗練&発展させ、それに続く、OKEANOS(ソーラー電力セイルによるトロヤ群探査)等より大規模な国際ミッションのようなさらに先鋭的なサンプルリターン計画の実現へ貢献する。
(MMX、CAESAR(選定された場合)いずれも打ち上げは、2024年を予定)

この一連の開発において、「はやぶさ」の直径40cm級(小型)、MMX用の直径60cm級(中型)、CAESAR用の直径120cm級(大型)のSRCの開発経験を有することになり、それをもとに、さまざまなミッション規模に対応したSRCの提供が可能になる。それに[サンプルの低温保管技術](#)、[より高速度での大気圏突入能力](#)、[迅速確実な回収技術](#)など、先進的な技術を加え、サンプルリターンカプセル技術と回収技術を一体としてパッケージ化した技術とし、国内ミッションはもとより、国際共同ミッションへも積極的に技術提供を行い、世界の太陽系サンプルリターンの鍵技術において、日本が存在感を示し、惑星探査の世界を牽引する。



惑星間軌道からの直接の大気圏再突入に成功し、世界初の小惑星サンプルの帰還に貢献した、「はやぶさ」のサンプルリターンカプセルと大気圏突入時の様子

✓ 深宇宙(惑星間軌道)からの直接、地球大気圏再突入が可能なサンプルリターンカプセル技術を有するのは、世界で日本と米国のみである。これまでに、それに成功したのは、世界で3例のみ。(はやぶさ, Genesis, Stardust)

SRC技術は、現状でも世界でも稀有な技術であり、これを戦略を持って、継続的に継承・発展させていけば、世界を牽引できる技術の一つとなる。

はやぶさ&はやぶさ2
 打ち上げ:2003年、2012年
 SRC直径:40cm
 SRCシステム重量:~20kg
 突入速度:12km/s
 サンプル温度:80°C以下

火星衛星探査計画(MMX)
 打ち上げ:2024年(予定)
 SRC直径:60cm
 SRCシステム重量:~50kg
 突入速度:12km/s
 サンプル温度:80°C以下

国際共同彗星SR(CAESAR)
 打ち上げ:2024年(予定)
 SRC直径:120cm
 SRCシステム重量:~270kg
 突入速度:12km/s
 サンプル温度:0°C以下

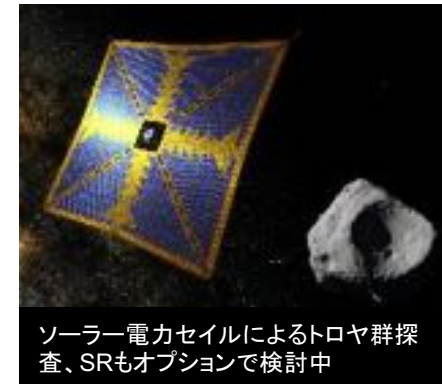
トロヤ群探査(OKEANOS)
 打ち上げ:2020年代後半
 SRC直径:40cm?
 SRCシステム重量:~20kg
 突入速度:15km/s
 サンプル温度:20°C以下



火星の月フォボスの複数個所からのサンプルをリターン



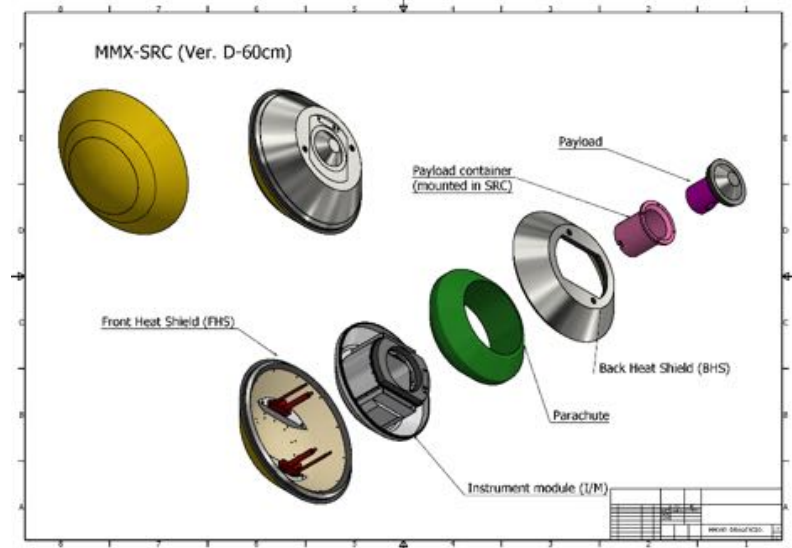
NASA New Frontiers Program 4のファイナリストミッションとして選定済
 JAXAはSRCの開発を担当
 最終選考は、2019年7月の予定



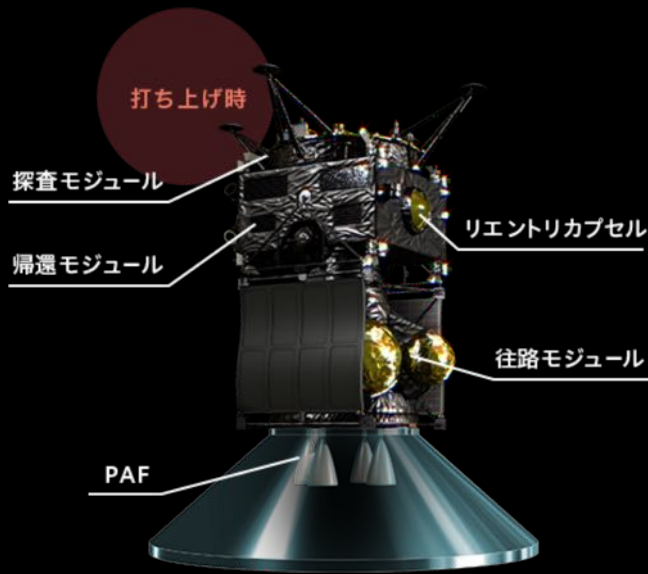
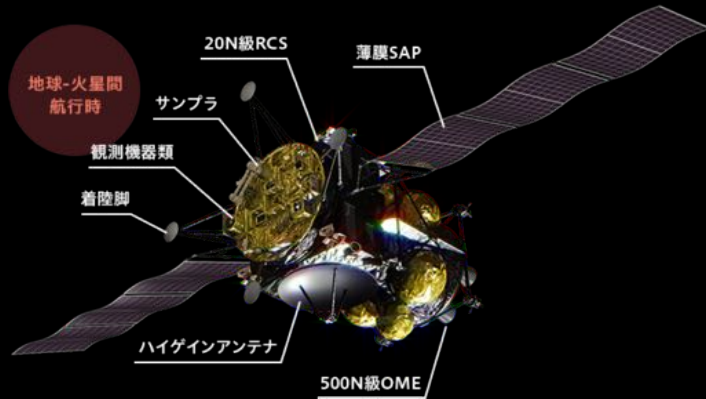
ソーラー電カセルによるトロヤ群探査、SRもオプションで検討中

サンプルリターンカプセル開発に必要な大気圏突入帰還技術は、EDL(Entry, Descent, Landing)技術とよばれ、宇宙開発において重要な技術項目とされている。この技術はサンプルリターンカプセルのみならず、惑星着陸探査機、ロケット回収システム、宇宙輸送システムへも応用できる基盤技術である。

- 火星衛星探査計画 (MMX) ミッション
- MMX-サンプルリターンカプセル (SRC) の概要
 - MMX-SRC の要求仕様・設計方針
 - MMX-SRC (60 cm) の概念設計結果
 - 搭載機器配置
- 再突入 EDL (Entry, Descent, and Landing) 解析
 - 再突入環境予測
 - モデルケースの検討結果
- SRC 姿勢運動解析
 - スピンレート依存性
 - 重心位置依存性
- 今後の課題とまとめ



火星衛星探査計画(MMX)ミッション



MMX(Martian Moons eXploration)は、2020年代前半の打上げを目指している火星衛星探査です。

火星は、フォボスとダイモスと呼ばれる2つの衛星を持っています。MMXは、地球から打上げ後、約1年をかけて火星圏に到着し、火星周回軌道へ投入されます。その後、火星衛星の擬周回軌道(QSO: Quasi-Satellite Orbit)に入り、火星衛星観測・サンプル採取を行います。観測と採取を終えたMMXは、**サンプルを携えて地球に帰還する**というシナリオを描き、検討を行っています。

火星衛星探査によって、火星圏への往還技術や天体表面上での高度なサンプリング技術、さらには深宇宙探査用地上局を使った最適な通信技術と、これからの惑星や衛星探査に必要とされる技術の向上も期待されます。

また、火星衛星の起源や火星圏(火星、フォボス、ダイモス)の進化の過程を明らかにし、太陽系の惑星形成の謎を解く鍵を得ることができると考えられます。

(MMXホームページ、<http://mmx.isas.jaxa.jp> より)

| 項目 | 要求仕様及び拘束条件 |
|------------|---|
| ペイロード重量 | 3kg程度 |
| ペイロード形状 | Φ15cm×15cm程度 |
| ペイロードの拘束条件 | 最高温度100°C以下、最大減速度50G程度、 着陸速度10 m/s 以下 (6.5m/s以下をノミナルで設定) |
| ペイロードの搬送方法 | 背面からリニアアクチュエータで挿入(「はやぶさ」と同じ) |
| 地球大気圏突入条件 | 突入速度11~12km/s、突入角度11~13deg (「はやぶさ」と同等) |
| 回収地点 | 豪州 or ユタ州を想定 |
| カプセル射出 | カプセル分離時にスピンモーション 衛星本体はスピン不可 |
| 総重量 | カプセルサブシステム全体で50kg程度 |
| サイエンス | 母船で取得したサイエンスデータを保持する機能を保有 |
| 大気圏内降下中 | 降下中の降雨でも電気回路が機能すること |

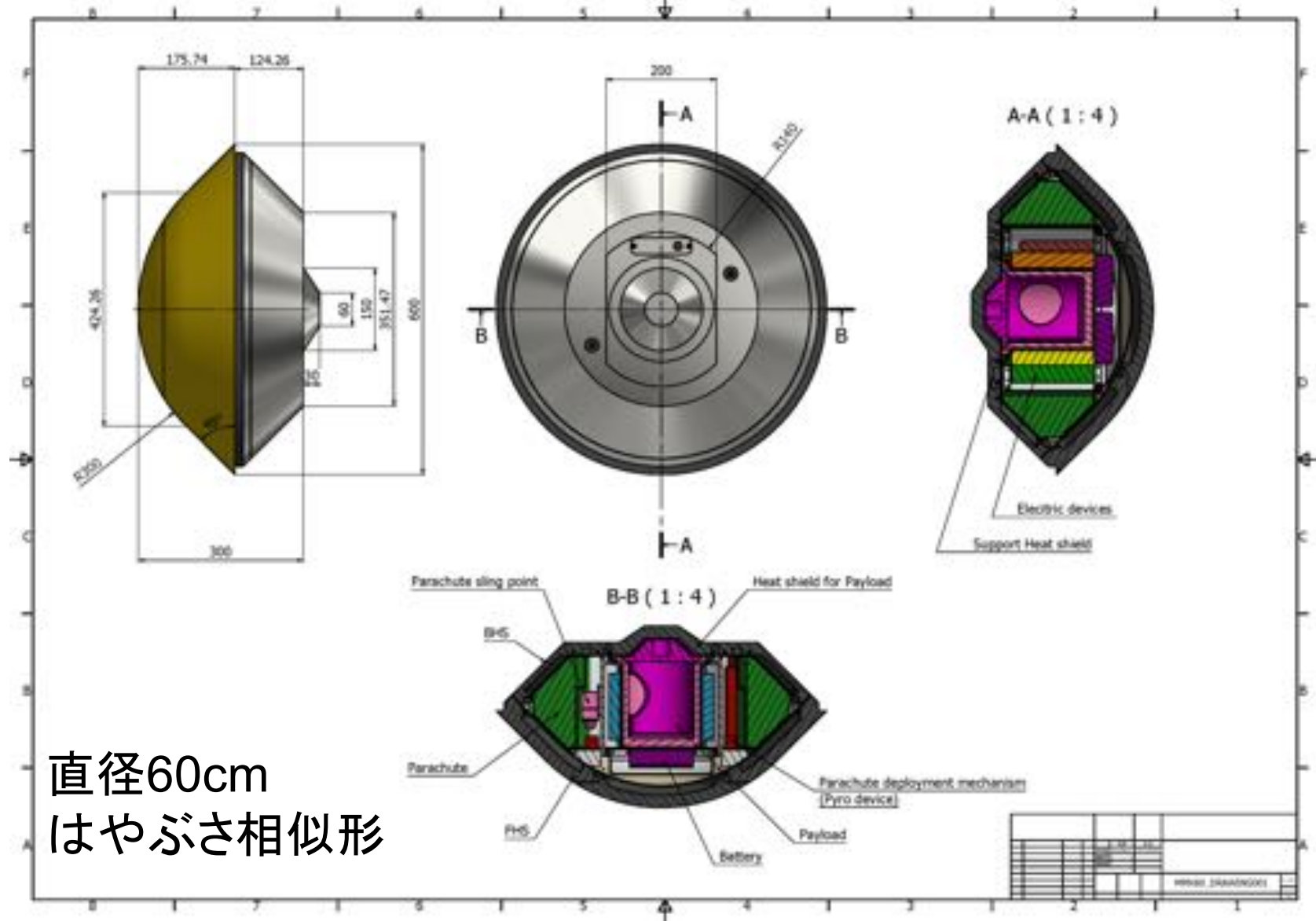
SRC-サブシステムは、分離機構、カプセル本体(SRC)、及びSRC搭載機器と母船搭載機器との
インタフェース装置から構成される。

HYB-SRCのヘリテージを十分に活かす方針のもと、SRCの概念設計が行われた。外形形状、前面ヒートシールド材料、パラシュートシステム等に関しては、Hayabusaを踏襲する。概念設計の主な仕様を下記に示す。

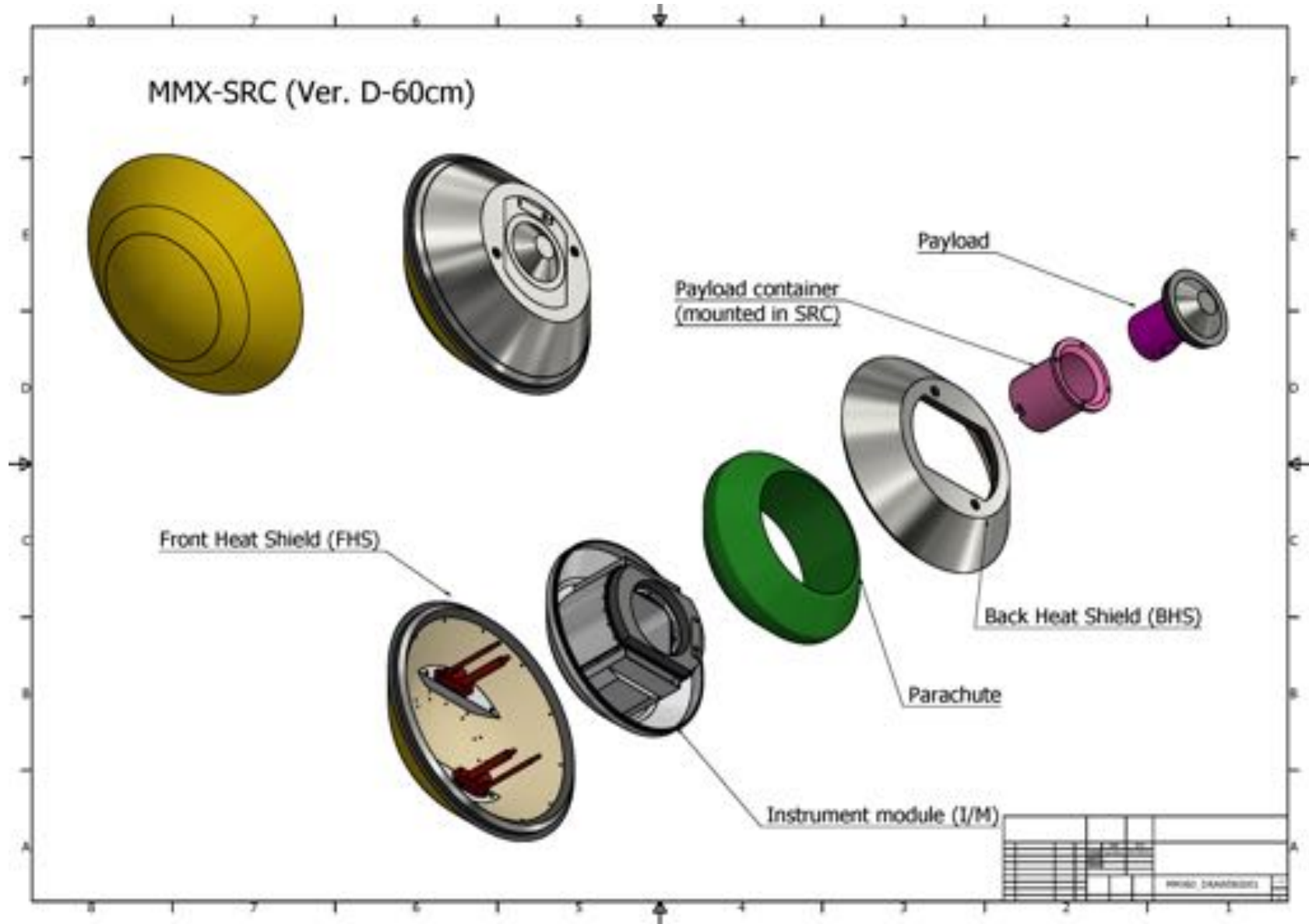
| 主な項目 | 仕様 |
|------------|--|
| SRC形状 | Hayabusa相似形: 直径:60cm (Hayabusaの約1.5倍), 高さ:30cm 前面形状: 半球+フレア形状、曲率半径:30cm、円錐角:45度 |
| 大気圏突入環境 | 淀み点最大空力加熱15.2MW/m²以下 , 淀み点総熱量, 静荷重はHayabusaの実績値以下をターゲットとする |
| ヒートシールド構造 | 高密度カーボンフェノール系アブレータ+セラミック系可撓断熱材の使用を前提 前面: アブレータ22mm+断熱材16mm+構造材(CFRP)2mm 背面: アブレータ10mm+断熱材13mm+構造材(CFRP)2mm |
| パラシュートシステム | 背面アブレータをドローグとして使用するシングルステージの十字傘 |
| H/S分離機構 | 1つの火工品で解放と押し出しを同時に行う機構を使用 (Hayabusaと同様の機構。 ただし、能力の向上は必須) |
| カプセル分離機構 | マルマンバンド・ヘリカルスプリング: スピンをかけつつ、指定の速度で射出 (Hayabusaと同等) |
| 降下位置特定手法主系 | ビーコンによる方向探査 (Hayabusaと同等) |
| 電子回路部必須機能 | タイマーシーケンスの実行・ビーコン送出・テレメトリ&コマンドのインターフェース・電源管理・火工品の駆動 (Hayabusaと同等) |
| 機器配置 | 中央にペイロードで、その周囲に電子回路、さらにその外にパラシュートが取り囲む。その部分を前面・背面のヒートシールドで挟み込む (Hayabusaと同等) |

Hayabusa相似形: 直径: 60cm (Hayabusaの約1.5倍), 高さ: 30cm

前面形状: 半球+フレア形状、曲率半径: 30cm, 円錐角: 45度



直径60cm
はやぶさ相似形



Entry condition. (ALT:200.00km) {
Initial path angle : -12.00 deg.
Azimuth angle : 56.4693 deg.
Entry velocity : 11.4794km/s
Entry position : Lat. 34.3733 deg, Long. -126.4270deg

Earth and atmosphere model : WGS84 Earth ellipsoid, GRAM2016 (2031/08)

Capsule spec. {
Total mass : 41kg, (Payload 3 kg, SRC 38 kg)
Diameter : 0.6 m,
Nose radius : 0.3 m,
Drag coefficient (HAYABUSA database, Rarefied to subsonic)
CD (supersonic-subsonic) : 1.14~0.83

↓
<10G>

EDL Timer starts

↓
Aerodynamic heating

↓
<Time from 10G : 177sec>

↓
パラシュート開傘
ヒートシールド分離

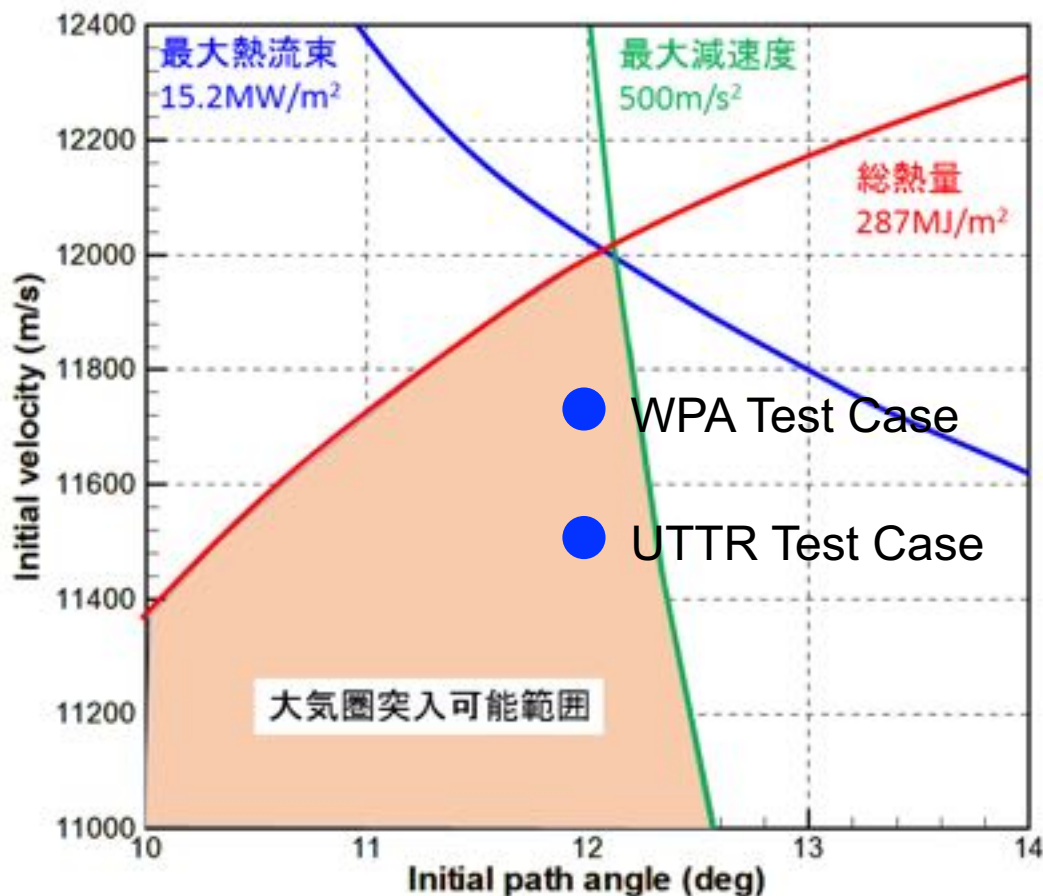
↓
Landing : Altitude 1.2km

{
Total mass : 18.5kg

Drag Area : 6.8m² (Parachute)

<Target Altitude : 10 km>

{
Landing mass : 18.5kg
(including parachute)



最大熱流束(必須条件), 総熱量・最大減速度(目標値)の条件から, 再突入可能な範囲を決定すると, 突入速度12km/s・突入経路角-12度が許容できる範囲内で最も過酷な条件である。ただし, 総熱量に関してはヒートシールド構造によって調整することができる。

初期条件

地球中心J2000座標系でインターフェース

<Case1 (Woomera, 豪州)>

Data : 2029 8/7 17:19:48.653 UTC

[X,Y,Z] = [4796.8740463, -898.68525447, -4396.4481041] km

[Vx,Vy,Vz] = [6.1237327088, 1.1509113216, 10.043276155] km/s

→ WGS84 Earth ellipsoid (Earth rotation) coordinates

Altitude : 200.0000 km, Latitude : -42.0375 deg, Longitude : 133.8921 deg

Path angle : -12.0000 deg, Velocity : 11.7564 km/s, Azimuth angle : 9.4808 deg

<Case2 (UTTR, ユタ州)>

Data : 2031 AUG 20 06:53:34.363 UTC

[X,Y,Z] = [3119.3935739, -4458.7358595, 3683.9966004] km

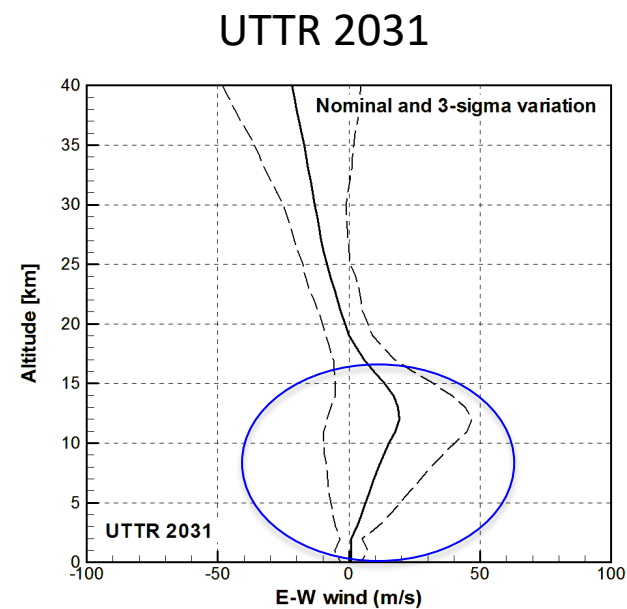
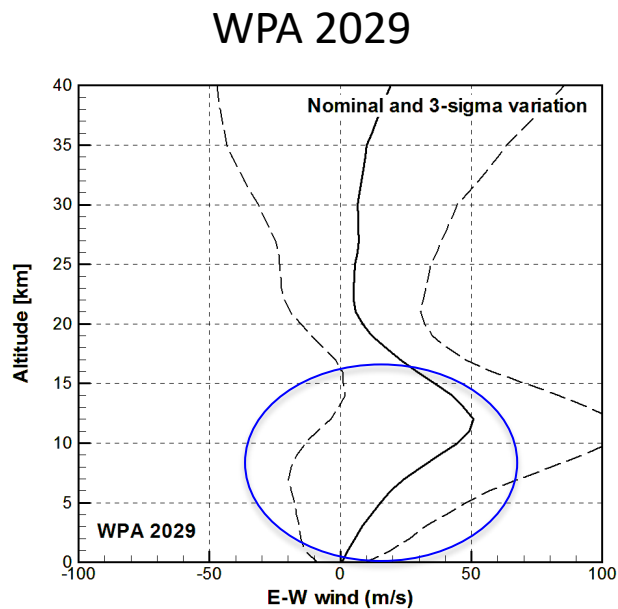
[Vx,Vy,Vz] = [4.8862486372, 10.067926891, 3.7569854547] km/s

→ WGS84 Earth ellipsoid (Earth rotation) coordinates

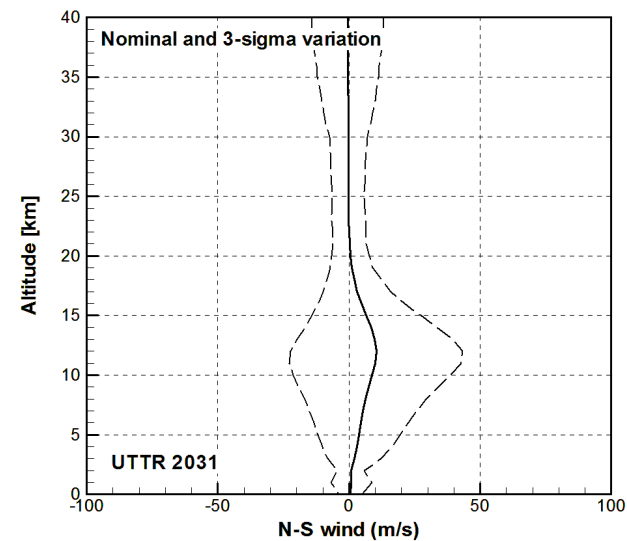
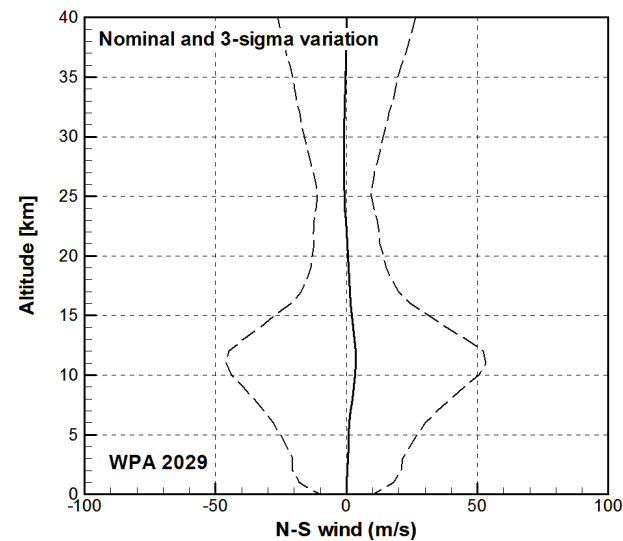
Altitude : 200.00 km, Latitude : 34.3733 deg, Longitude : -126.4270 deg

Path angle : -12.0 deg, Velocity : 11.4794 km/s, Azimuth angle : 56.4693 deg

East-West
Wind

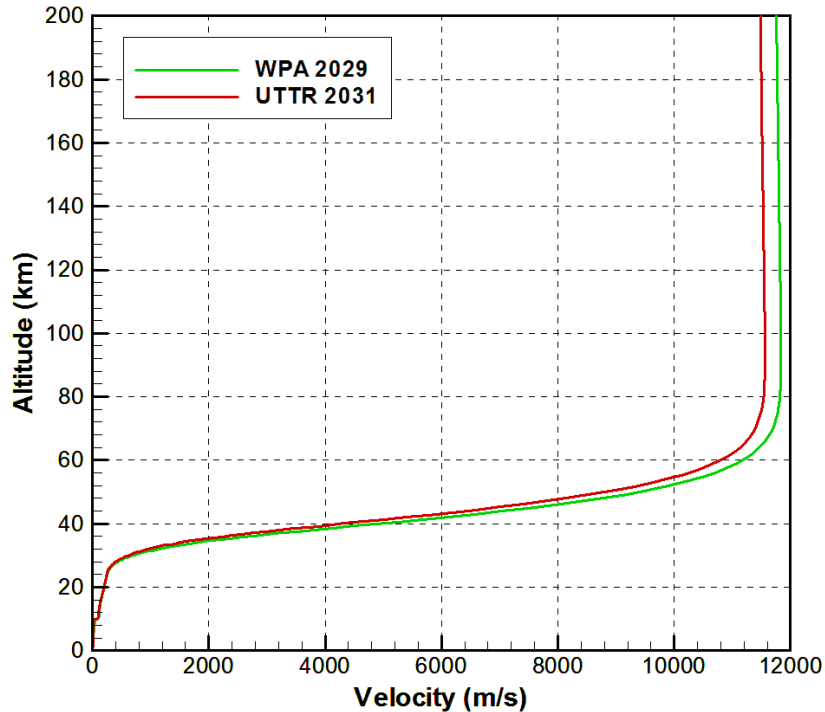


North-South
Wind

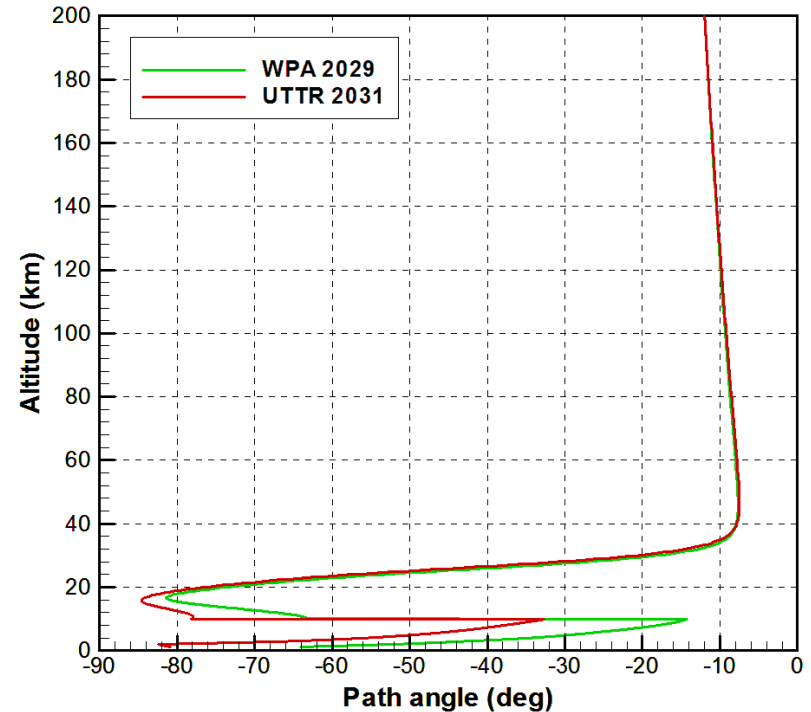


UTTRに比べて、WPAの方が風が強く、高度10 km付近で $V_{EW} \sim 50$ m/sの予測

再突入軌道 (速度vs高度)



再突入軌道 (経路角vs高度)

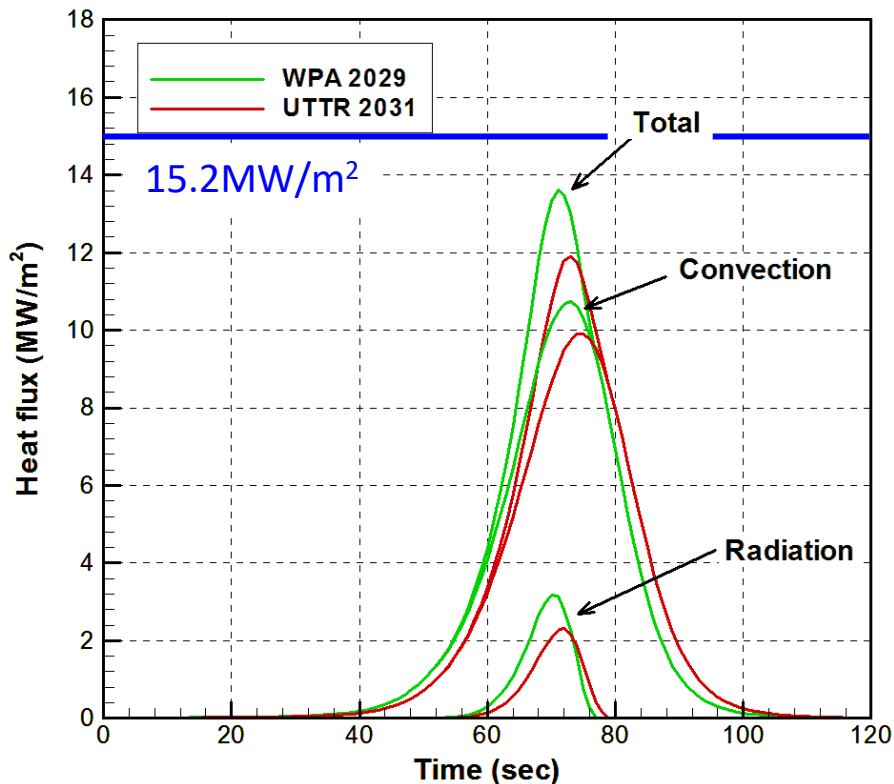


典型的な軌道であり、特筆すべき事項はない。

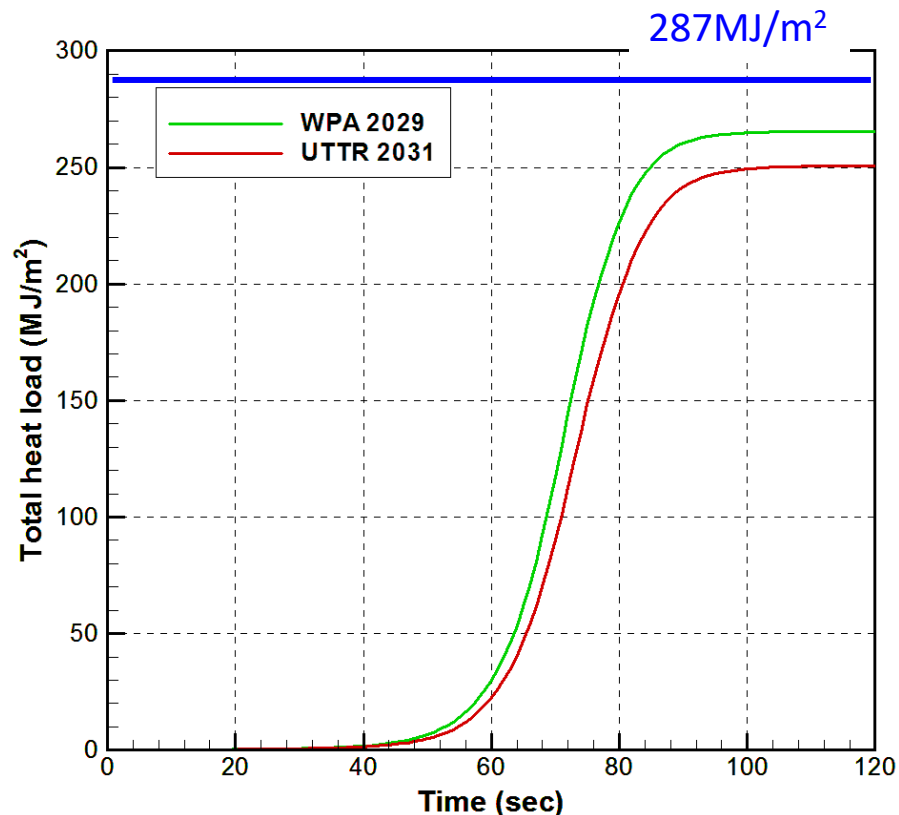
高度80km以下において空気抵抗により急激に減速する。

CASE1(WPA)の方が、風が強いので経路角が大きく変動している。

淀み点熱流束履歴



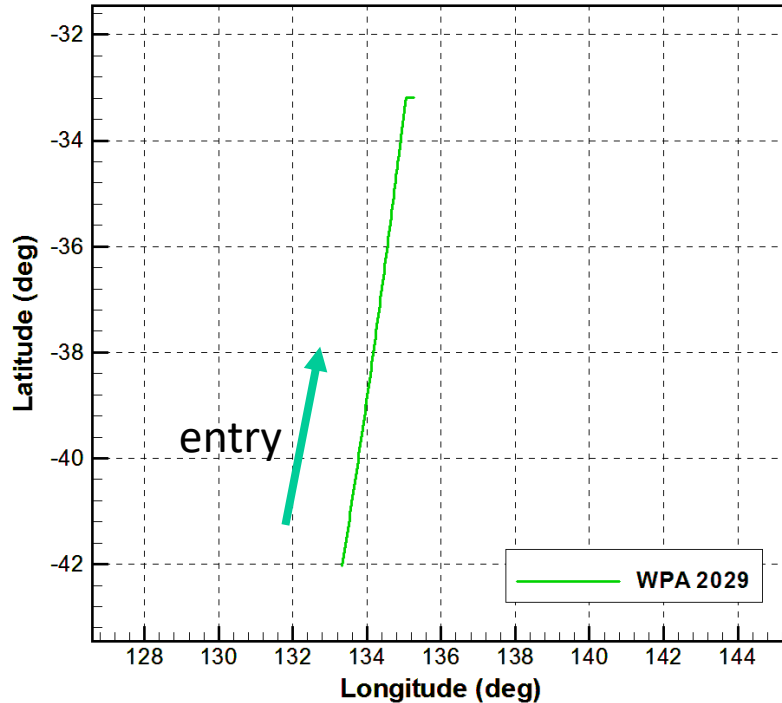
淀み点総熱量履歴



- ノミナル軌道においては、最大熱流束・総熱量ともに、Hayabusaへリテージの範疇内である。対流・輻射の割合もHayabusaと大きな違いはない。
- Case 1(WPA) ~ 13.5 MW/m² > Case 2(UTTR) ~ 12 MW/m²

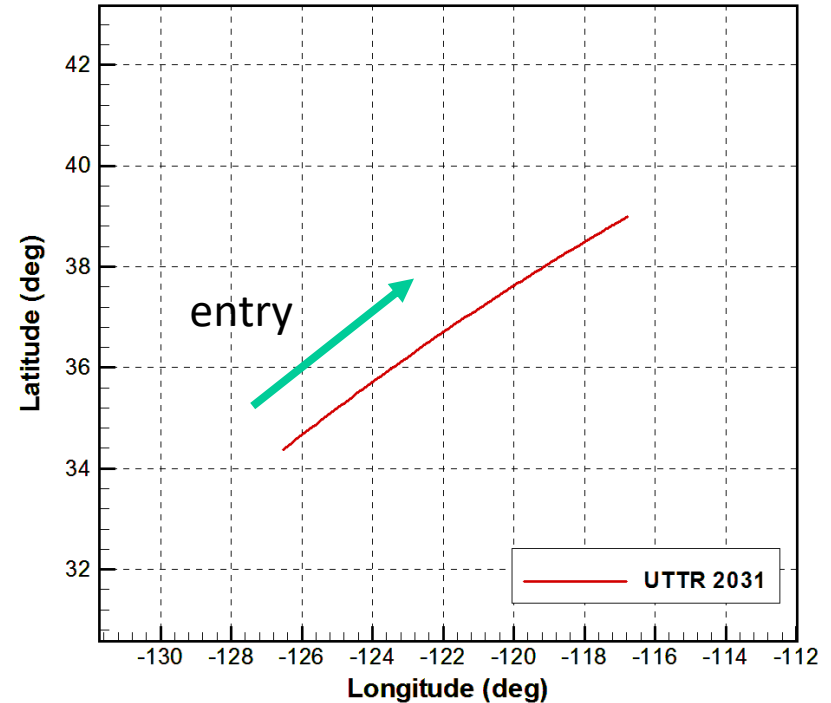
Case1: WPA 2029

Initial Azimuth= 9.5 deg



Case2: UTTR 2031

Initial Azimuth= 56.5 deg



- Case1(WPA)の場合，経路が南北方向になっており，WPAはどちらかというと東西方向に長い形状をしているので，着地点分散範囲によっては，WPAの中にいれにくい可能性がある。
- Case2(UTTR)に関しては，典型的な方向である。

考慮した分散要素

初期位置: 分散なし (CAESARで採用している条件)

初期速度: 経路角を 3σ で $\pm 0.06\text{deg}$ 分散 (CAESARで採用している条件)

大気密度: GRAM2007による(3σ)

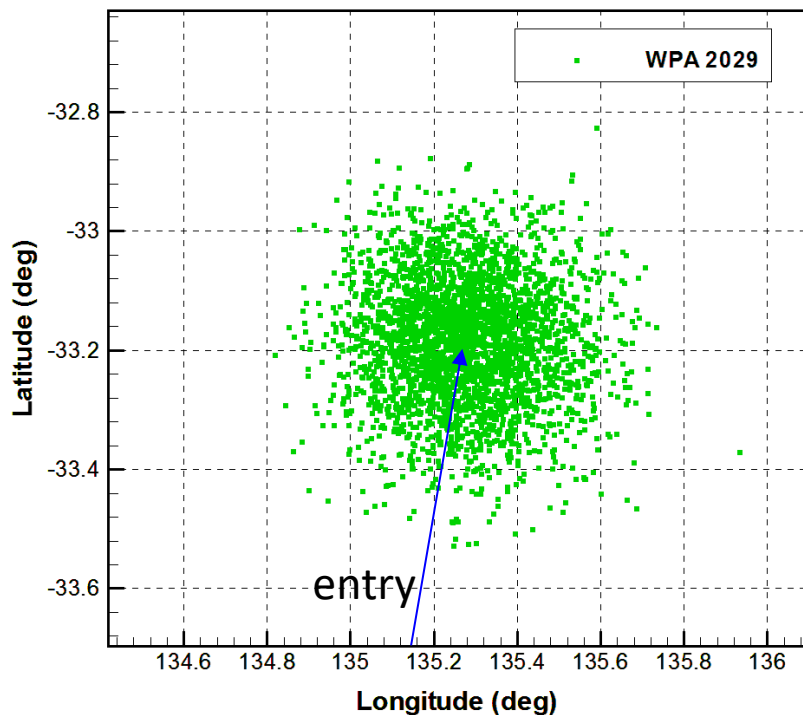
風向風速: GRAM2007による(3σ)

弾道係数: $\pm 15\%$ (3σ)

現状, インターフェース条件は, ノミナル軌道しかないため,
初期位置, 分散は仮置きで, CAESARで採用している条件を使用している.

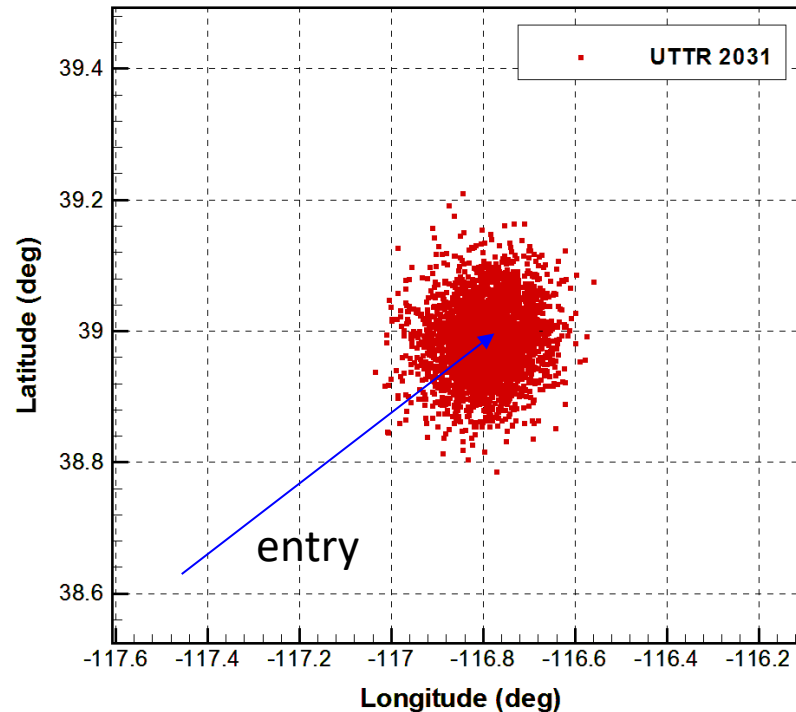
Case1: WPA 2029

Dispersion ellipse is 90 km × 90km



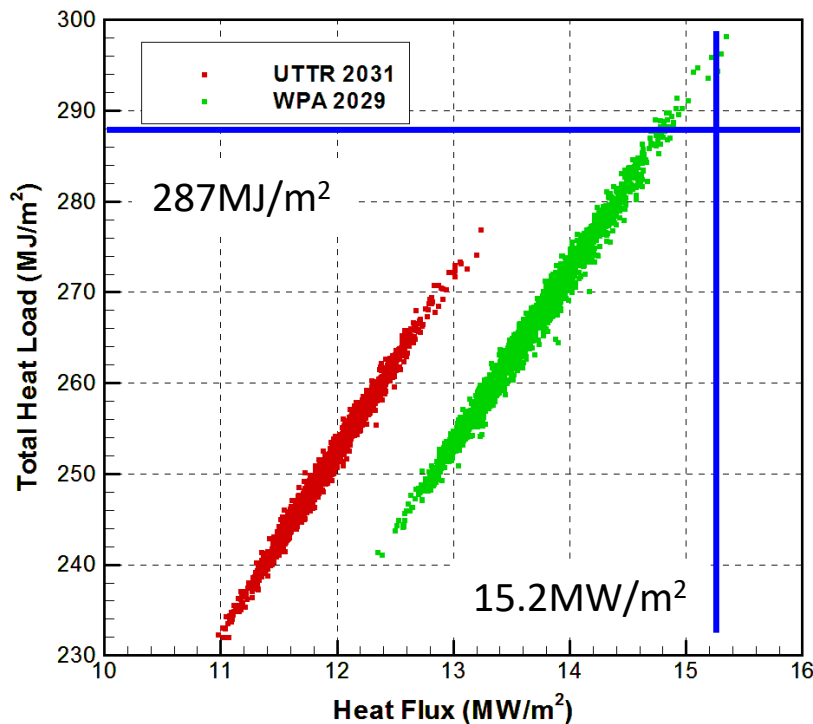
Case2: UTTR 2031

Dispersion ellipse is 50 km × 50km

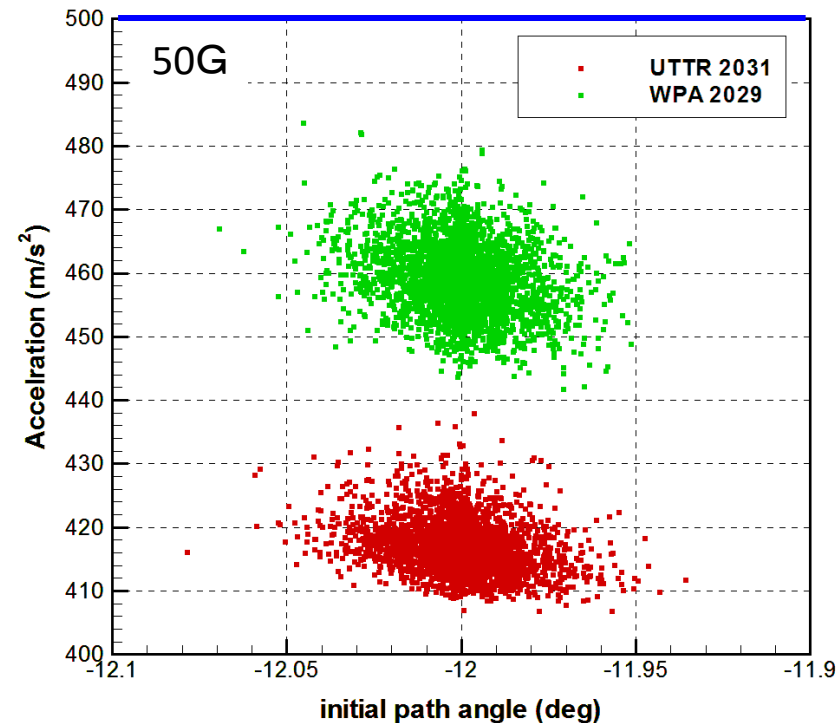


- この条件(経路角のみ0.06deg(3 σ)分散)では, 両Case共に風の分散が支配的となり, 着地点楕円は, ほぼ円となる. Case1ほうが風が強く, Case2のほぼ2倍の分散となった.
- 着地点楕円を小さくするには, パラシュートの展開高度の調整で対応が可能である. 今後, 着地点分散楕円が回収範囲に入らない場合は, EDLシーケンスの調整が必要である.
- Landing speed = 6 ~ 8 m/s

空力加熱条件



飛行経路角・最大減速度



- Case1(WPA)の場合は、突入速度が速いので、 3σ を考えると最大熱流束・総加熱量ともにHayabusaヘリテージを逸脱する。最大熱流束の条件が第一優先なので、突入経路角を浅くして、総加熱量を犠牲にしても熱流束を下げるようにする必要がある。
- ->-11.5度であれば最大熱流束の条件は満たせる。
- 最大減速度は、共に50G以下でHayabusaのヘリテージ範囲内

SRC requirements

- Oscillation frequency ≤ 5 Hz
- AoA amplitude limit ≤ 40 deg. in rarefied flow region

To be specified

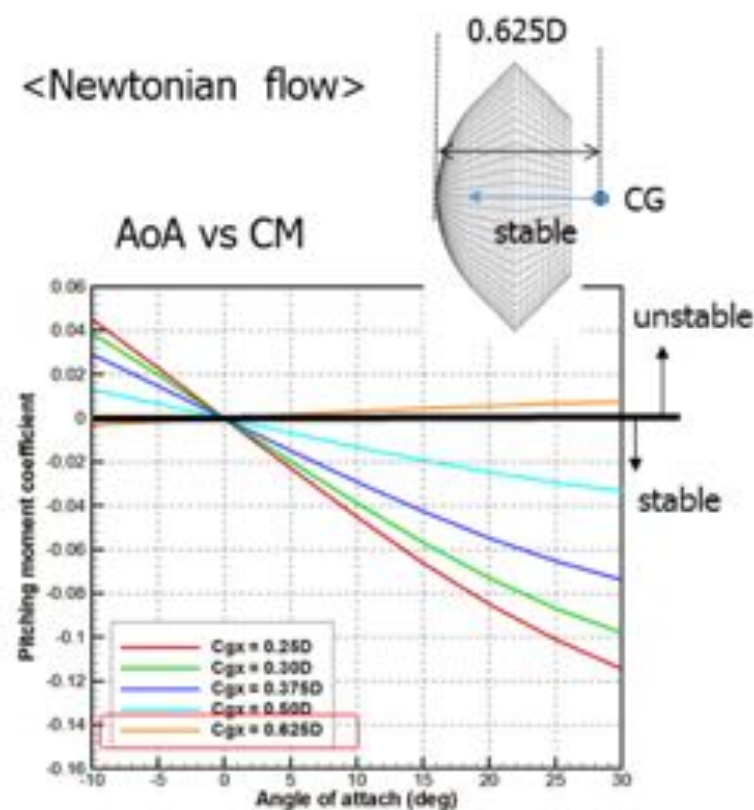
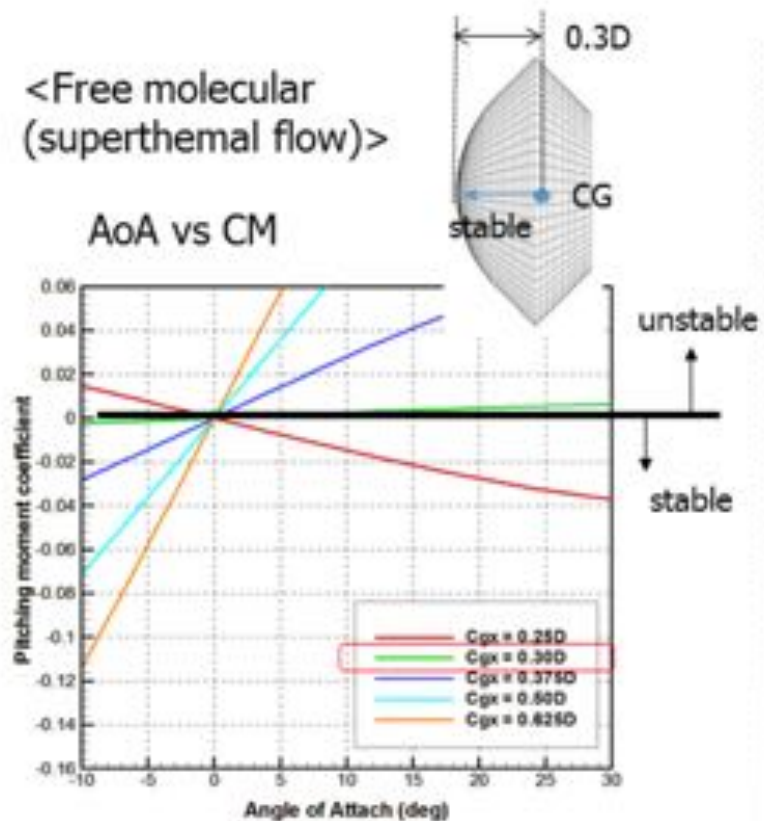
- 重心位置 (CoG) の安定範囲 (axial and radial directions)
- 初期スピンレートの許容範囲
- 初期ピッチレートの許容範囲
- 慣性モーメントの許容範囲



ヘリカルスプリング等分離機構の要求を決定
パラシュート開傘時の条件を評価

Pitching moment stability has been compared between free-molecular flow analysis and Newtonian flow analysis (for Hypersonic flows)

- x_{cg} increases, capsule becomes unstable (with positive AoA, CM becomes positive).
- From FM, $x_{cg} < 0.3D$ in rarefied flow region
- From Newtonian, $x_{cg} < 0.625D$ in continuum flow region

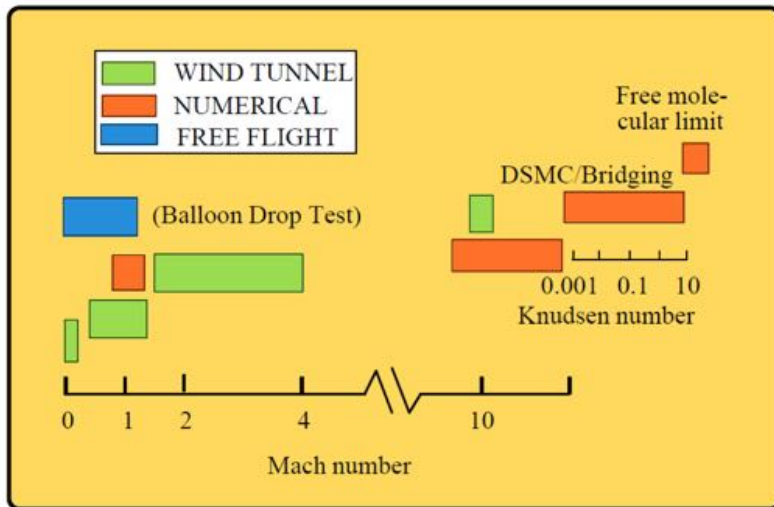


For SRC reentry, the capsule should be stable in all flow region from free-molecular to subsonic. Especially, **rarefied instability and transonic instability** should be investigated.

For Hayabusa Capsule, aerodynamic databases have been developed from wind tunnel test results, numerical analyses, and balloon free flight tests. Using these databases, we had developed a flight trajectory analysis computational tool. We apply this computational code to CAESAR-SRC and MMX-SRC reentry trajectory analysis.

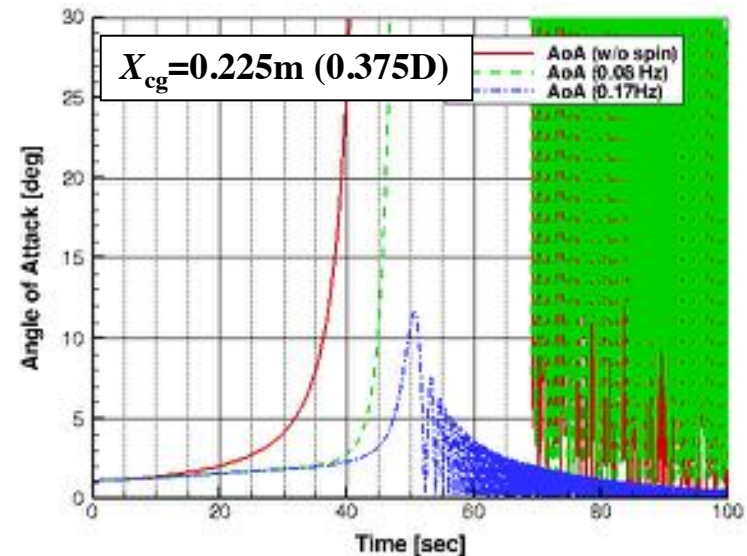
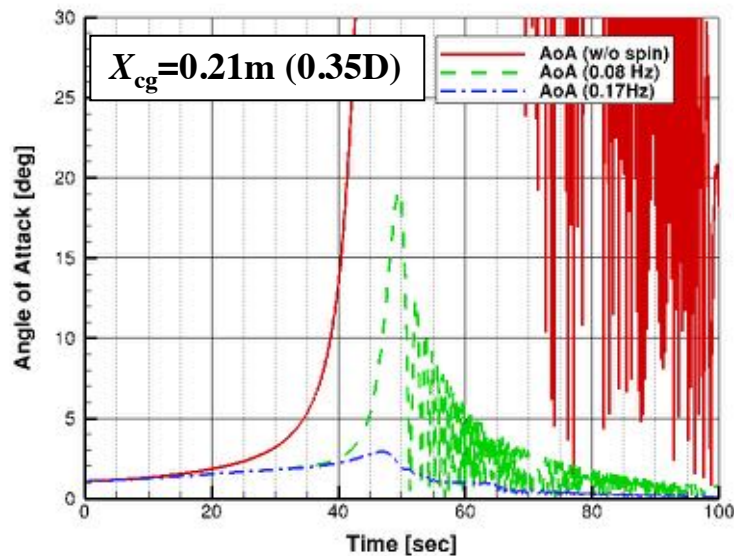
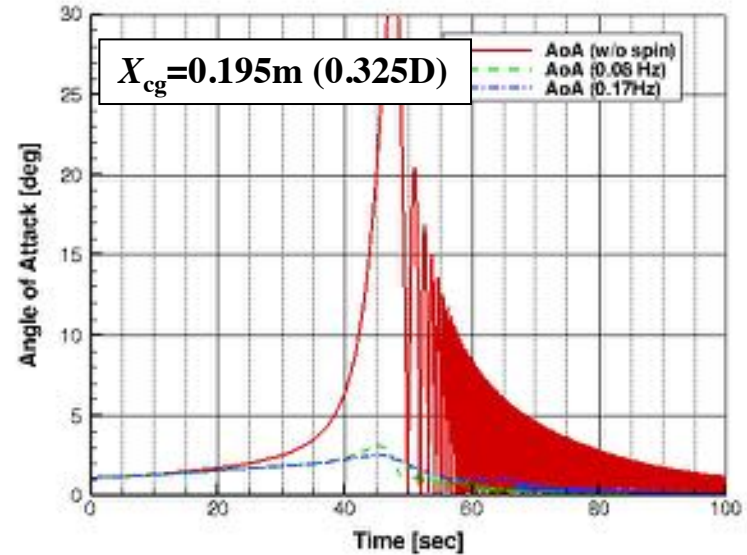
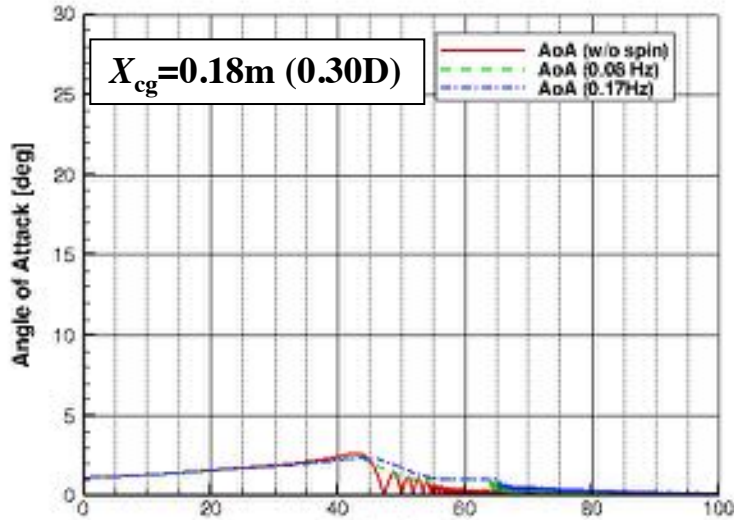
Comparison between Hayabusa, MMX, CAESAR

| | Hayabusa | MMX | CAESAR |
|-----------------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| Diameter(D) | 0.4 m | 0.6 m | 1.2 m |
| Mass | 16.5 kg | 41 kg | 310 kg |
| Moment of inertia (axial) | 0.22 kgm ² | 0.92 kgm ² | 29.3 kgm ² |
| Moment of inertia (radial) | 0.14 kgm ² | 0.61 kgm ² | 19.5 kgm ² |
| Center of gravity from nose | 0.3D (0.12m) | TBD | 0.27D(0.32m) (TBD) |
| Spin rate | 0.16 Hz | TBD | 0.08 Hz (TBD) |
| Reentry speed | 11.65 km | 11.5 km (TBD) | 12.0 km |
| Flight path angle | 12.7deg | 12.0deg (TBD) | 10.6deg |



MUSES-C SAMPLE RETURN CAPSULE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS DATABASE

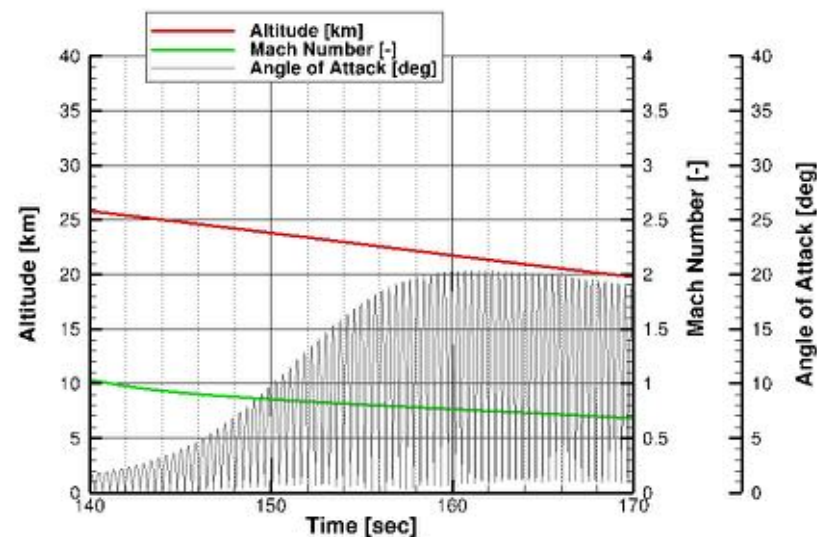
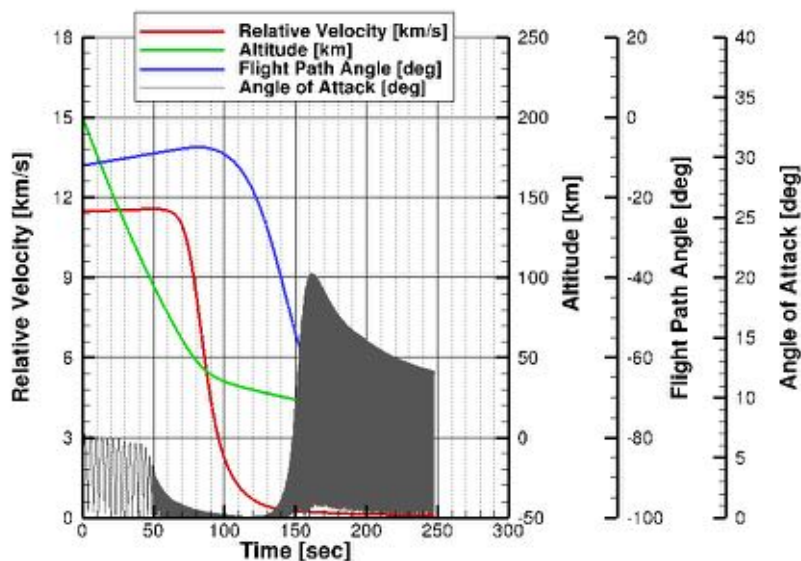
- 希薄領域の迎角限界を40度に設定
- Spin=0.17 Hz (10rpm)では, $X_{cg}=0.23m$ (0.38D)まで安定領域が広がる



- 姿勢運動解析コード
 - MC2000 (Ver.06)
 - Earth model: WGS84 Earth ellipsoid
 - Atmospheric model: gram95, maulitania data at (17.5 deg, -10 deg)
 - FM(computation) and continuum (MN computation and NAL wind tunnel data) are bridged.
 - Transonic aerodynamic data: ISAS wind-tunnel data (Ver. 4.2)
- カプセル情報
 - diameter [m] : $d=0.6$, nose radius [m]: 0.3
 - Center of gravity from nose [m]: $x_{cg}=0.12\sim0.30$ (0.2D~0.5D)
 - center of gravity off-set in radial direction [m]: $r_{cg}=0.0\sim0.05$
- 初期条件
 - initial spin rate=0, 15, 30, 45, 60, 75, 90 (deg/sec)
 - initial pitch rate=0~30 (deg/sec)
 - roll damping coefficient=-0.01
 - delta flight path angle=0.0 (deg)
 - attitude angle alignment=0.0 (deg)

ノミナルテストケース

- 軸方向の重心位置: $X_{cg}=0.16 \text{ m} (=0.27D)$
- Spin= 60 deg/s (0.17 Hz, 10rpm), Pitch=5 deg/s, $R_{cg}=0$
- 希薄流領域で安定 (up to 70 sec.)
- 遷音速領域で安定した迎角振動 (Frequency: $f\sim 2.7 \text{ Hz}$, AoA: $Max\sim 20 \text{ deg.}$)



Red=Velocity, Green=Altitude, Blue=Flight path angle, Gray=AoA

Red=Altitude, Green=Mach number, Gray=AoA

- スピンレートと軸方向重心位置 x_{cg} 安定領域の相関性を評価した
- MMXはCAESARと MUSES-Cの間であり, カプセルが大きくなるほど安定領域が拡がることわかる.
- MMXの場合 (**pitch=5 deg/s, $r_{cg}=10$ mm**)
 - スピンレート=0.08 Hz(5 rpm), $x_{cg}=0.20$ m (0.33D)まで安定
 - スピンレート=0.17 Hz(10 rpm), $x_{cg}=0.23$ m (0.38D)まで安定

Table: Spin rate and the maximum center of gravity with pitch rate=5deg/s

| Spin[Hz] | Spin[rpm] | Xcg[m] | Xcg/D |
|-------------|--------------|-------------|-------------|
| 0.00 | 0.00 | 0.18 | 0.30 |
| 0.04 | 2.50 | 0.19 | 0.32 |
| 0.08 | 5.00 | 0.20 | 0.33 |
| 0.13 | 7.50 | 0.22 | 0.37 |
| 0.17 | 10.00 | 0.23 | 0.38 |
| 0.21 | 12.50 | 0.23 | 0.38 |
| 0.25 | 15.00 | 0.23 | 0.38 |

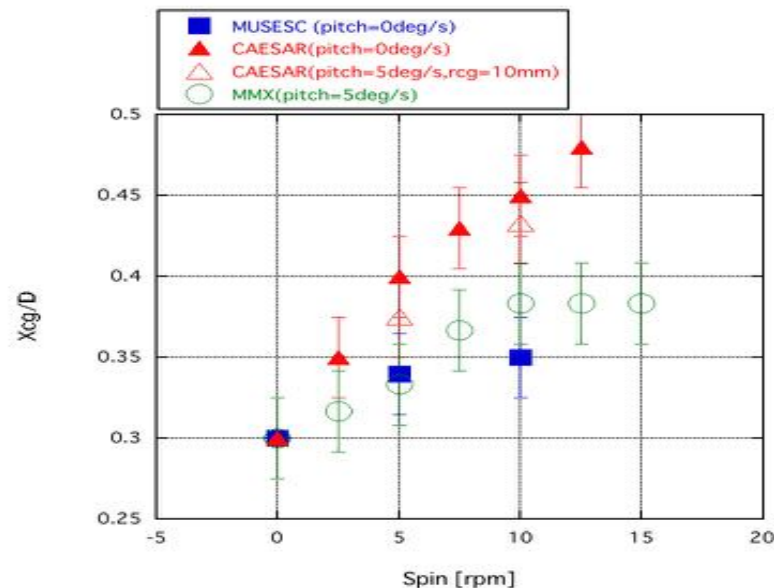


Fig: The maximum center of gravity from nose vs. spin rate

- Case: $(x_{cg}, r_{cg}) = (0.16, 0.005)$ m, Spin=5 rpm
- **Initial pitch rate [deg/s]: $p_0 = 0 \sim 30$ deg/sec**
- With 0.005 m offset, the capsule is stable
 - with the initial pitch rate lower than 30 deg/sec
- In rarefied region (50~100 sec), AoA oscillation frequency can be as high as **10 Hz with amplitude $< 5^\circ$**
- In transonic region (150sec~), AoA oscillation frequency can be as high as **3 Hz with amplitude $< 20^\circ$** .

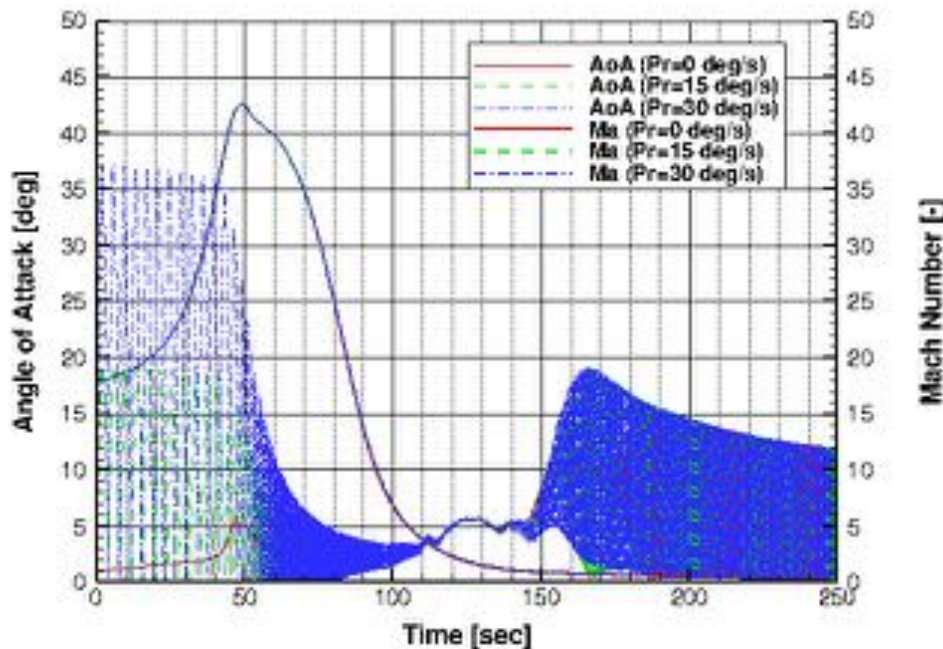


Fig: Comparison of AoA w.r.t p_0

- Note that for Hayabusa, the maximum initial pitch rate was estimated to be 1/3 of the initial spin rate.
- For Hayabusa 2, from measured data, 3 deg/s initial pitch rate was used with spin rate greater than 15 rpm. (pitchはspinの1/10程度)

姿勢運動解析のまとめ

- MMX-SRCの重心位置 (x_{cg}, r_{cg})の安定領域はHayabusaよりも広がっている
 - スピンなしの場合: $x_{cg}=0.18\text{m}$ (0.3D), $r_{cg}=0.01\text{ m}$ まで安定 (ピッチレートは0 deg/sの場合)
 - スピンレート 0.08 Hz(5 rpm)の場合: $x_{cg}=0.20\text{m}$ (0.33D), $r_{cg}=0.032\text{ m}$ まで安定
 - スピンレート 0.17 Hz(10 rpm)の場合: $x_{cg}=0.23\text{m}$ (0.38D), $r_{cg}=0.042\text{ m}$ まで安定
- 遷音速領域では安定した迎角振動が生じる
 - パラシュート開傘時(高度10 km想定)の条件: $f=2\sim 3\text{ Hz}$, $A\sim 20\text{ deg}$, $\text{spin}=2\text{ rpm}$
- ノミナル条件($x_{cg}=0.16\text{m}$ (0.27D), $r_{cg}=0.005\text{m}$)において
 - ヘリカルスプリングの要求仕様(スピンレート10 rpm以上, ピッチレート5 deg/s以下)

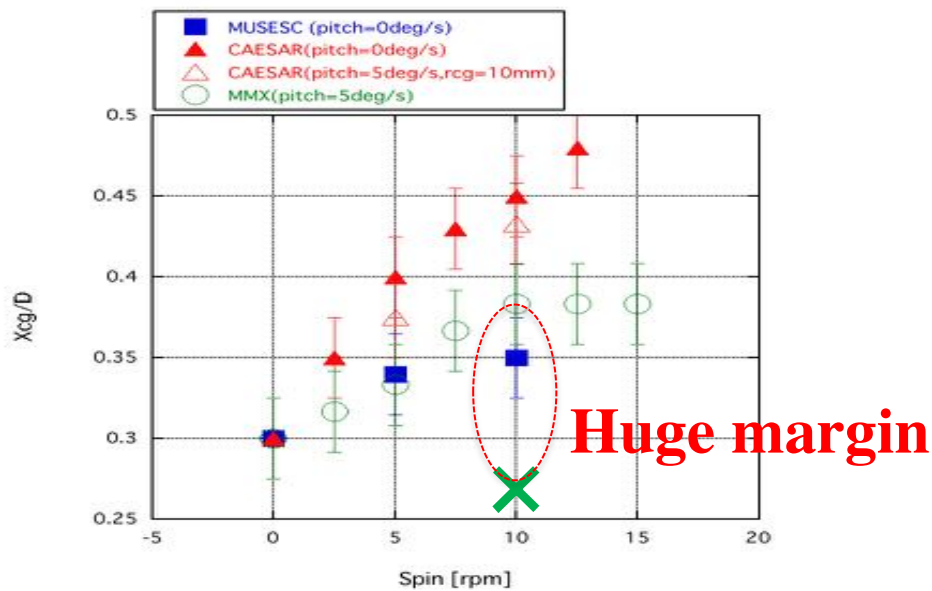


Fig: The stable maximum center of gravity from nose as a function of spin rate

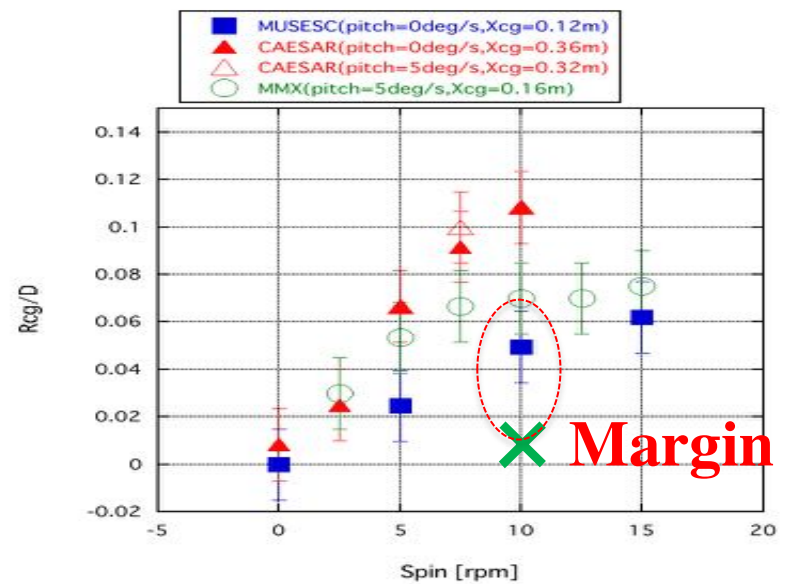
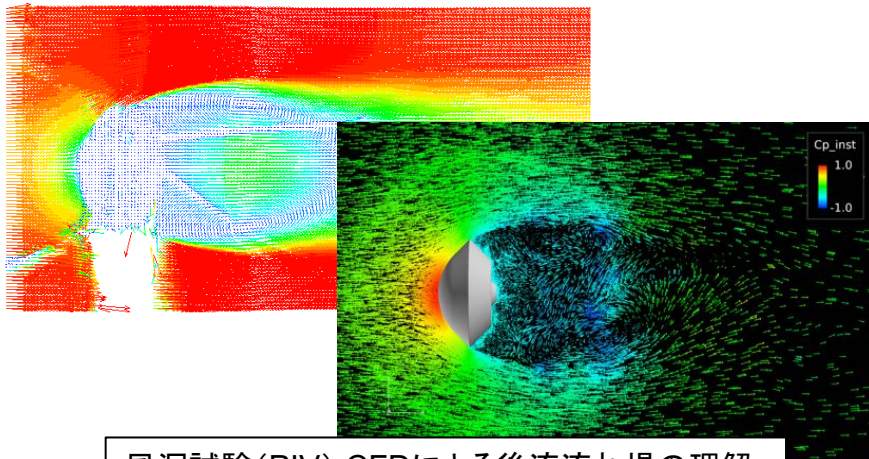


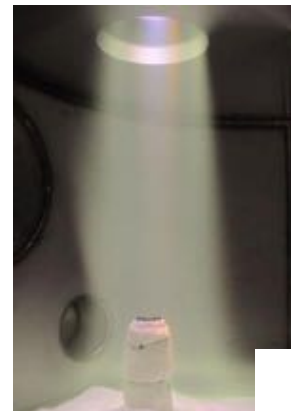
Fig: The stable maximum center of gravity in radial direction as a function of spin rate

- 直径60 cmにおいてSRCサブシステムの成立性を確認
- EDL解析(飛行経路角-12度の場合)
 - ノミナル条件では両ケース(WPA, UTTR)ともにヒートシールド設計条件を満たすことができる
 - Case1(WPA)の場合は、突入速度が速いので、 3σ 分散を考えると最大熱流束・総加熱量ともにHayabusaへリテージを逸脱する。
 - 最大熱流束の条件が第一優先なので、突入経路角を浅くして、総加熱量を犠牲にしても熱流束を下げるようにする必要がある。
- 姿勢運動解析
 - MMX-SRCの重心位置安定領域はHayabusaよりも広がっている
 - 重心位置 $[x_{cg}=0.16\text{m (0.27D)}, r_{cg}=0.005\text{m}]$ において、スピンレート10 rpm以上、ピッチレート5 deg/s以下での姿勢安定を確認

- EDL分散解析に関して
 - 初期エントリー条件分散による影響評価
 - パラシュート開傘高度の設計
- 姿勢運動解析に関して
 - 高度10 kmインターフェースにおける分散解析及び着陸地点解析との融合
 - ヘリカルスプリングBBMによる能力検証
- Hayabusaパラシュート放出機構の能力向上
 - 背面H/Sの重量・面積増のため、放出機構の能力向上が必須
 - 能力向上型放出機構の性能評価
 - 背面H/Sの軽量化(設計最適化、軽量アブレータの採用)
 - カプセルの後流域の正確な理解
 - ヘリ投下試験・大気球実験による検証試験
- 内部機器を含めた全機熱解析・構造解析



風洞試験(PIV),CFDによる後流流れ場の理解



背面側アブレータの改良に関する研究
(ICP加熱器、ISASアーク風洞)