

技 術 資 料		技術資料番号	CAA-109029-0G	
標 題	宇宙物体の再突入溶融解析マニュアル			
承認	部署名		役職等	承認者
	安全・信頼性推進部／システム安全・軌道利用安全推進ユニット		ユニット長	吉原 徹
	安全・信頼性推進部／システム安全・軌道利用安全推進ユニット		技術領域主幹	仁田 工美
				承認日
				2025/12/16
				2025/12/16
承認日	2025年12月16日		作成日	2025年12月16日
発行部署名	安全・信頼性推進部／システム安全・軌道利用安全推進ユニット		作成者	松本 勉
機密性重要度	重要度1			
アクセス範囲	限定なし		個人情報	無
関係者(機構外)				
取扱条件				
配布先	[配布先(機構内)] ※JASMINE参照 [配布先(機構外)]			
保存期間	30年			
備考／ 廃止理由				

改訂記録

符号	承認年月日	承認	点検	作成	改訂箇所	改訂内容、理由等
初版				加藤		
A	平成25.3.15	川田		加藤	(以下に詳細を記す)	
		改訂箇所			改訂内容、理由等	
		p4 表1-1 p4 表1-2 p5 2.1項 p5 2.2項 p7 p15 3.6項 (2) (3) p16 表3-5 p16 表3-5 p16 (1) (2) p17 (3) p17 表4-1 p17 表4-2～4-4 p30 (5) p40 (3) 付録 6章			「個人傷害確立」と「衝撃」は評価対象から除外されたことを反映 超小型衛星溶融解析ツールの取り扱い説明書を追加 「個人傷害確立」と「衝撃」は評価対象から除外されたことを反映 同上 コンクリート貫通厚さを削除 輻射放熱計算時の背景温度の調整機能の説明追加 地球モデルをJGM-3と明記し、その調整要領を説明 同上 「ランブマス」を「ランプトマス」に変更 地球重力モデルをJGM-3に変更 大気モデルの選択について説明追加 軌道伝播方式の選択について説明追加 クヌッセン数の計算について説明追加 初期軌道設定支援ツールの変換パターンの表を追加 表4-1が追加になったことにより表番変更 「衝撃」が評価対象から除外されたことを反映 「衝撃」が評価対象から除外されたことを反映し、関連記述を削除	
B	平28.2.29	泉		加藤	(以下に詳細を記す)	
		改訂箇所			改訂内容、理由等	
		表紙 p4, 1.1 p5, 2.2 p6, 図2.1 p7, 表2-1 p15, 3.5 p17, 表4-1 p18, 表4-2 p24, 6.2 p40, 7.2 付録p7			改訂内容追記.利用者配布用に情報の区分を「一般」に変更 記述の簡素化 説明の明確化 最新化 手順を記述項目に合わせた タイトルを表2-1に合わせた 初期軌道設定ツールの最新化 同上 記述の詳細化 人口モデルの説明の詳細化 図5.1、5.2の追加	

C	平30.2.13	泉	鳥井	加藤	(以下に詳細を記す)
		p4 最後の段落追加 p5 (1),(2),(3)			ORSAT-J利用の際には最新版を確認すべきと追記 一次破壊点後の機器レベルの溶融解析にて、気流に曝される機器の初期温度を入力するために、システムレベルの解析は、当該機器の金属の種類の全てについて行うべきことを追記。
		p6 図2-1 p7 表2-1 p13 3.4項 p14 表3-4			図2-1の作業フローを最新の成果を反映して変更 説明の詳細化。 落下物体はタンブリング状態を仮定することを推奨 円柱の長さ直径の比に応じた落下モードの選択指針を追記
		p15 3.5 (2) p15 3.5 (3) p16 表3-5 p17-18 p20 4.3項 p21 5.1項 第二段落			地球モデルの選択指針を追記 大気モデルと大気密度等の変動モデルについて追記 大気モデルと大気密度等の変動モデルについて追記 表4-1と表4-2をわかりやすく全面的に書き換えた。 表4-4のタイトルと説明の変更。 経路解析を行う場合は、気流に曝される機器の材質の全てについて実施すべきことを追記
		p21 5.1項 第四段落			一次破壊点高度の指定で、経路特性等を求められることを追記
		p21 5.3項 p23 5.4項			図5-1の説明追加。 自然落下の場合、地球モデルは完全球体とすべきことを追記。
		p24 6.2項(3)			気流に曝される機器の初期温度はシステムレベルの落下経路解析にて当該機器の材質で温度解析を実施すべきことを追記。
		p31 ⇒ p36			「評価用データシート作成マクロ」の説明を6.3項に移動した。また、落下衝突エネルギーが所定の値に達しないものは一覧表から除き、別ファイルにする機能を付加したことを追記
		p36 6.3項			6.3項のタイトルを「危険面積の評価」に変更し、p31の記述を移行してきた。
		p36 6.4項 p40 7.2項(2)②			解析結果を技術判断により修正することを追記 GPWをversion-3からversion-4に変更したことに伴って記述を変更

D	2019/2/15	泉	中野/ 吉原	佐藤	(以下に詳細を記す。軽微な誤記訂正は除く。)
		P5 表1-2			(9)にNASA/ORSATが円柱の空力抵抗係数及び加熱平均化係数の算出方法の根拠にした文書を追加 (10)にESA溶融解析ツールSARA取扱説明書を追加 (11)に酸化反応熱の貢献割合の指針についての根拠文書を追加
		P5 2.2項			2.2項(1)にコントロール・プログラムを紹介。 2.2項(2)に一次破壊点を高度、到達温度、吸収熱量で設定することができることを追記。 2.2項(5)に報告書サンプル書式があることを言及
		P7 2.3項			2.3項に平成30年度の改修内容を記入
		P8 表2-1			表2-1「作業-2～4」に平成30年度改修内容を反映
		P10 3.1項(3)			新規の材料を登録する場合の注意事項を追記
		P13 3.3項			一次破壊点の求め方について説明追加
		P14 3.4項			円柱の解析における姿勢の選択指針を追記し、それを図-3.3に図示した。
		P15 表3-4			表3-4の円柱に関して、直径と長さの比に応じた姿勢の選択指針を改訂した。
		P16 3.5項(1)			酸化反応熱貢献割合0.4の根拠文書を追記
		P24 6.2項(1)			箱型を扱う場合の指針を丁寧に書き直した。 また、文末にあった円柱に関する次の記述は誤りだったので削除した。「なお、円柱はNASAのオリジナルORSATでは両端解放のパイプとして定義されていた。ORSAT-Jでは、・・・・表3-4のNo.11に加えている。」NASA/ORSATでは端面を持つ円柱を前提とするものだった。解析ツールを改修し、No.11は廃止した。
		P25～p47			旧図番6-2～6-6を図6-2～6-14に詳細に振り分けて、挿入位置を適切にした。 アルミ、チタンはアルミ合金、チタン合金に変更 図6-17の図番を挿入した。
		P37			6.3項(5)として表面飛散効果について追記。
		P40 6.3項(5)			旧図番8-1～8-3を図8-1～8-8に振り分けた。
		P42～47付録p7			付録のページ番号を本体の継続番号とした。
		P48 付録表紙			図表番号にA-を付して本体の図表と区別下。
		付録p8			評価用データ作成支援ツールの利用について言及
		付録p8			5.3項のNASAの落下インタフェース点及び一次破壊点のデフォルト値を用いた解析の事例を削除。

E	2023/3/22	吉原		佐藤	ORSAT-Jv5に対応して記載を全面見直した。
F	2025/6/28	吉原	仁田	松本	(以下に詳細を記す。軽微な誤記訂正は除く。)
		P2 P10 P30			1.2項 参考文書(14)を追加。 3.3項(2) タイトルを「コンポーネントの内部に含まれる部品の扱い」に修正。また参考事例として、ISSのバッテリー内部に含まれる部品の落下について追記。 5.3項(2)c. タイトルを「コンポーネントの内部に含まれる部品」に修正。
G		表紙による			(以下に詳細を記す。軽微な誤記訂正は除く。)
		P7 P9 P12 P29			3.1項(5) 表面溶融飛散効果について以下を追記。 ➤ サイズ縮小効果を簡易的に確認するための機能である。 ➤ 本機能を用いる際には、限界縮小率を調整することが望ましい。 3.2項 表3.2-1について、軌道傾斜角95度、98度、100度に対応する対地速度を追記。 3.3項(4) 熱計算モデルの選択について以下を追記。 ➤ 球または円柱の場合は、一次元熱伝導モデルを選択し、多層構造とすることを推奨する。 ➤ 箱または平板の場合は、集中質量モデルを選択し、溶融潜熱吸収率によるサイズ変更フラグをオンに設定することを推奨する。 5.3項(2) 落下残存判定の観点c（コンポーネントの内部に含まれる部品）に関する補足説明を追記。

目次

1. はじめに	2
1.1. 本書の内容	2
1.2. 参考文献	2
2. 溶融解析の概要	3
2.1. 溶融解析の目的	3
2.2. 溶融解析の作業概要	3
3. 作業1；解析インプットの準備	4
3.1. 解析条件の設定	4
3.2. 初期軌道の設定	7
3.3. 物体特性の設定	9
4. 作業2；システムレベル解析	19
4.1. 破壊条件の設定（展開物の分離条件、一次破壊条件の設定）	19
4.2. 解析の実行	25
4.3. 解析結果の整理	26
5. 作業3；コンポーネントレベル解析	27
5.1. 溶融消失条件の設定	27
5.2. 解析の実行	28
5.3. 解析結果の整理	29
6. 作業4；傷害予測数解析	32
6.1. 解析インプットの準備と解析の実行	32
6.2. 解析結果の整理	33
7. 補足データ	34
7.1. 円軌道から自然落下する場合の再突入経路パラメータ	34
7.2. 代表的材質・形状物体の溶融限界図	35
付録1：溶融解析結果報告書のモデル様式	37

1. はじめに

1.1. 本書の内容

本書は「スペースデブリ発生防止標準(JMR-003)」「再突入機の再突入飛行に係る安全基準(JERG-0-047)」に基づいて、宇宙からの落下物が溶融せずに地表面へ衝突した場合の、傷害を受けるおそれのある人の総数（以下「傷害予測数」）について、再突入溶融解析ツール（ORSAT-J）を用いた解析要領を示すものである。詳細な取扱説明や解析アルゴリズム等については1.2項の参考文書(1)(2)で確認されたい。

1.2. 参考文書

参考文書の一覧を表1.2-1に示す。

表 1.2-1：参考文書一覧

番号	文書名	主な内容
(1)	再突入溶融解析ツール（ORSAT-Jv5）ソフトウェア解説書	アルゴリズムの説明
(2)	再突入溶融解析ツール（ORSAT-Jv5）ソフトウェア取扱説明書	入出力の説明等
(3)	JSC-28742 User's Guide for Object Re-entry Survival Analysis Tool (ORSAT) - Version 5.0 Volume I and II	ORSAT5.0取扱説明
(4)	T.Lips, et al., A comparison of commonly used re-entry analysis tools	高度に対する加熱量
(5)	STANDARD 321-00 Common Risk Criteria For National Test Ranges (April 2000、by: U.S. Army WSMR)	衝突エネルギー閾値 15Jの根拠
(6)	ESA's re-entry predictions https://reentry.esoc.esa.int/home/recovereddebris https://reentry.esoc.esa.int/home/blog/observing-break-ups	再突入物体に係る ESAポータル
(7)	JSC-28929 Reentry Survivability Analysis of Compton Gamma Ray Observatory (CGRO)	CGRO溶融解析
(8)	High Probability Statistics in Space Systems Vulnerability Assessments - Reentry Survivability and Risk, Update Version, June9, 1998	ロケット 2 段機体の溶融解析
(9)	https://www.youtube.com/watch?v=O0mUyfjYQng	はやぶさの再突入時の動画
(10)	NASA HANDBOOK 8719.14 HANDBOOK FOR LIMITING ORBITAL DEBRIS	NASAのデブリ低減ハンドブック
(11)	C. Ostrom et al. Operational and Technical Updates to the Object Reentry Survival Analysis Tool (NASA)	一次破壊点高度78kmの根拠
(12)	Spacecraft Orbital Debris Reentry Aerothermal Analysis, Wm. C. Rochelle et al., Proceedings of the Eight Annual Thermal and Fluids Analysis Workshop Spacecraft Analysis and Design, September 8-11, 1997	Delta 2nd Stage, ADEOS, COSMOS954 溶融解析
(13)	平成12年度宇宙物体の落下安全性評価解析支援 作業報告書	ETS-7溶融解析結果
(14)	CZA-2024025 軌道利用の安全に係るレポート 2024年10月 Volume 2	軌道上物体の分布、デブリ対策の動向等

2. 溶融解析の概要

2.1. 溶融解析の目的

溶融解析は、宇宙物体が地球に落下する際の落下経路の推定と、それに沿った空力加熱量の変化と温度変化を計算し、構成要素の材料特性との比較で溶融状況を判断するものである。自然落下の場合の傷害予測数は、地表に到達する物体の投影面積と平均的人間のサイズから算出する危険面積、落下経路の傾斜角に応じた緯度毎の落下確率、緯度毎の人口分布から算出する。制御再突入の場合の傷害予測数は、危険面積、特定エリアへの落下確率、特定エリアの人口分布から算出する。

2.2. 溶融解析の作業概要

溶融解析の概要を図2.2-1及び表2.2-1に示す。個々の作業ごとに3章以降に記述する。得られた解析結果については、解析条件および解析結果をまとめた解析報告書を作成し、設計改善や危機管理計画、宇宙活動法許可申請等に資する。（報告書のサンプル書式を付録に示す。ORSAT-J GUIには、報告書の雛形を出力する機能がある。）

表2.2-1：溶融解析の作業内容

作業1：解析インプットの準備	
1)	解析条件の指定： 天体形状・重力モデル、大気モデル、その他の周囲環境起因の解析条件を指定する。
2)	初期軌道の指定： 運用終了後の最終軌道から軌道伝搬を行い、再突入インタフェース点（解析開始点）での軌道特性の決定を行う。
3)	物体特性の指定： システム（母体）・コンポーネント（機器）の形状を単純形状にモデル化し、各モデルについて、材料の特定、落下中の回転挙動の設定（タンブリング、スピン等）、加熱条件（集中質量モデルor一次元熱伝導モデル、酸化反応熱の考慮等）の設定を行う。
↓	
作業2：システムレベル解析	
1)	破壊条件の設定： 展開物の分離条件、システムが一次破壊を起こしコンポーネントレベルに分散する条件（一次破壊条件）の設定を行う。一次破壊条件は設計者が構造上の特性で決定することが望ましいが、一般には温度または吸収熱量で判定する、あるいは高度を指定する方法で決定する。
2)	解析の実行： 作業1で設定した再突入インタフェース点からシステムレベルの落下経路解析と加熱・温度解析を実施し、システムがコンポーネントレベルに分散する高度（「一次破壊点」と呼ぶ）および一次破壊点における解析初期値を求める。一次破壊点到達前に分離する展開物を有する場合、展開物の分離条件に到達したらその時点で入力パラメータを再設定して再解析する。
3)	解析結果の整理： 一次破壊点を決定し、一次破壊点におけるコンポーネントレベル解析の初期値、落下経路特性、熱・温度パラメータ等を整理する。
↓	
作業3：コンポーネントレベル解析	

- 1) **溶融消失条件の設定**：溶融消失点は、融点に達して溶融潜熱を吸収した時点（「潜熱吸収」と呼ぶ）とする。機器の構成によっては破片温度が融点に達した時点（「融点到達」と呼ぶ）で強度が低下して飛散することが想定できる場合、あるいは潜熱吸収率が100%未満で飛散と判断する場合も考えられる。
- 2) **解析の実行**：作業2で得られた一次破壊点から分散する全ての機器について落下経路解析と加熱・温度解析を行い、落下残存性を確認する。
- 3) **解析結果の整理**：機器の溶融残存性を整理し、残存して地表に到達する機器については危険面積を確認し、その総和を求める。

作業4；傷害予測数解析

- 1) **解析インプットの準備と解析の実行**：地表に到達する各機器の危険面積の総和と、軌道傾斜角、落下時期（落下年）から傷害予測数を算出する。制御再突入の場合は特定エリアへの落下確率と落下時期から傷害予測数を算出する。
- 2) **解析結果の整理**：得られた傷害予測数を許容傷害予測数と比較し、落下の対人傷害安全性を評価する。

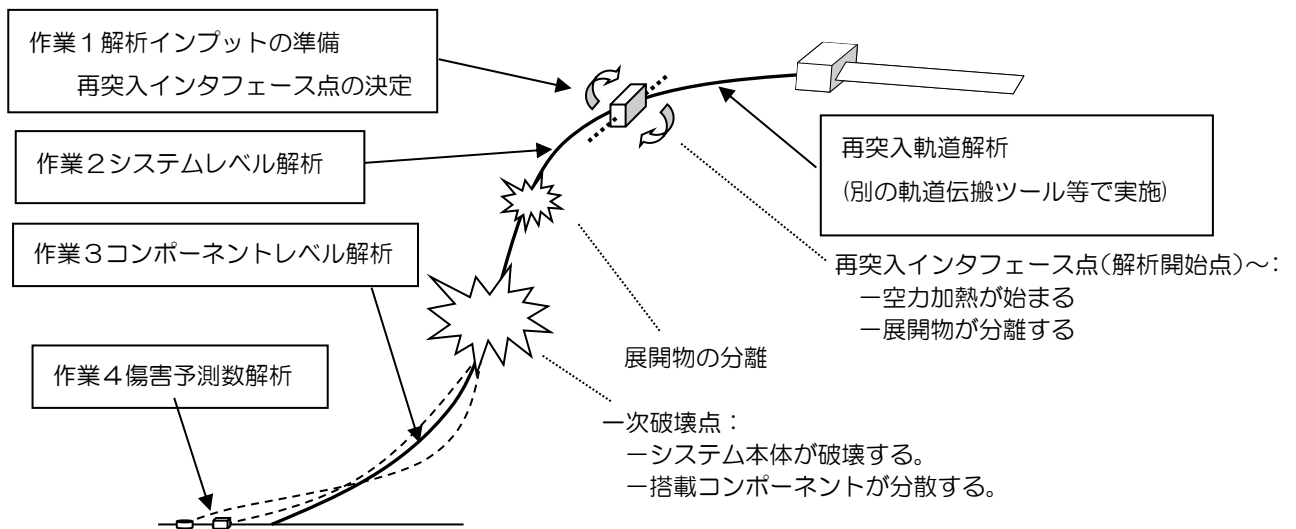


図2.2-1 落下経路に沿ったフェーズの概念

3. 作業1；解析インプットの準備

3.1. 解析条件の設定

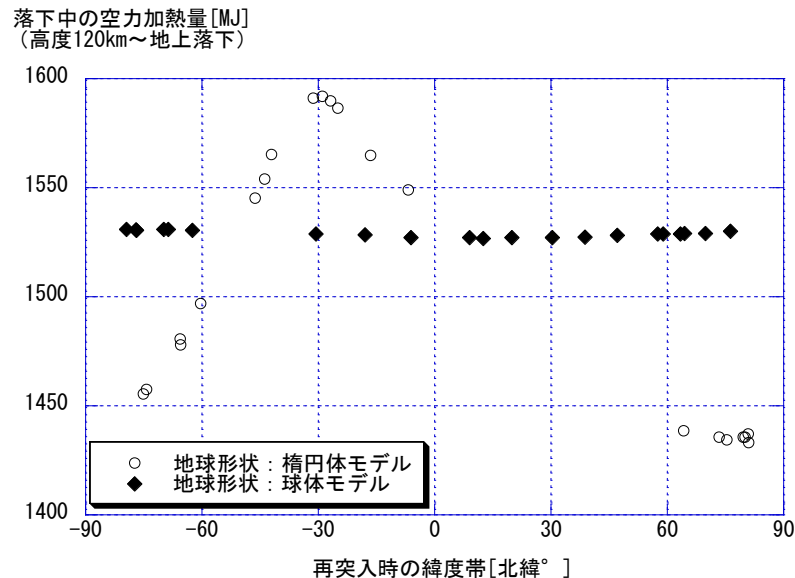
システムレベル解析、コンポーネントレベル解析を実施するために、解析の前提となる条件をGUIの「溶融解析／解析条件」で設定する。主要な注意点を以下に示す。なお、各解析に特有の設定については、4、5章で述べる。

(1) 天体形状モデル・重力モデル

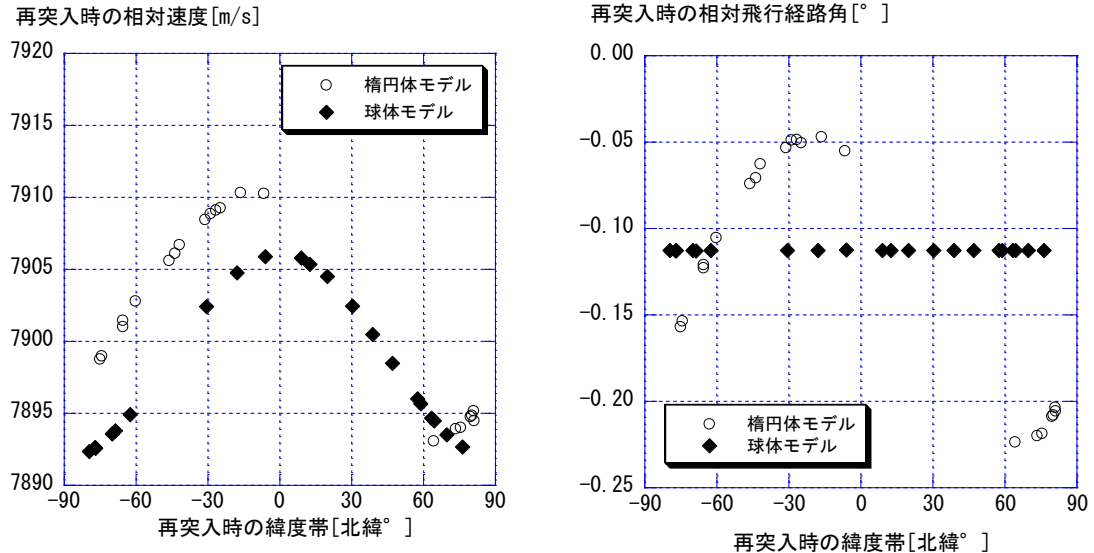
自然落下で再突入インタフェース点が特定できない場合は完全球体とし、制御再突入等で当該インタフェース点が特定できる場合はJ2などを考慮した扁平モデルJGM-3を採用することが基本である。ORSAT-J GUIのデフォルトでは、地球の天体形状・重力モデルJGM-3が設定されている。完全球体、JGM-3以外のモデルを使用するには、ORSAT-J GUIで数値を編集する。

<参考>自然落下による再突入経路予測の際の注意

自然落下の場合は、再突入インタフェース点を地球投影面上で特定することができないので、地球の天体形状・重力モデルは完全球体として緯度に対して平均的な解析とすることが望ましい。地球の扁平を考慮した天体形状・重力モデルを使用した場合は、再突入開始時点の緯度により落下までの経過時間や加熱状況が変化する。安全側の解析を目指すのであれば、加熱量が最小となる緯度を再突入インタフェース点として設定することになる。例として、衛星が自然落下する場合の再突入インタフェース点緯度と落下中の加熱量の関係を図3.1-1に示す。



【再突入時の速度と飛行経路角】



<備考>

- ・ 衛星が自然落下する場合の結果である。
- ・ 再突入時とは落下経路で高度が120kmに達した時点の意味する。
- ・ 衛星が昇交点側（南→北）からの落下する場合の軌道である。
- ・ 緯度帯0～60°では再突入軌道がスキップする（高度が単調に減少しながら地上に落下する軌道が存在しない。）。

図3.1-1 例；再突入時の緯度帯と落下中の加熱状況の関係

(2) 大気モデル及び大気密度等の変動

大気モデルは、US1976かNRLMSISE00を選択できる。ORSAT-J GUIのデフォルトはUS1976である。どちらを選択しても大きな相違は無い。

注1：NRLMSISE00は太陽活動の変化の影響を受けた軌道減衰状況が解析できる。NRLMSISE00では大気圧、音速、平均自由行程の計算を行わない。そのため、大気圧計算はUS1976モデルの大気圧計算を流用し、音速、平均自由行程の計算は参考文書(3)に基づいて計算が行われる。

注2：NASA ORSAT ver.5の大気モデルは正規のUS-Standard-1976ではなく変更が加えられている。ORSAT-Jでは正規(NOA)のUS-Standard-1976を適用しているため、比較の際は要注意。

ORSAT-Jには、大気密度などの変動の影響を確認するために、経路の指定する高度範囲で密度を一律に変動させる機能、およびユーザ指定の高度・大気圧力・大気密度のテーブルデータを読み込む機能がある。実際には高度に応じて変動幅は異なるので、一律に変動させる機能は変動の影響の概略を確認するためのものである。詳細な解析のためには、NASA-GRAM (Earth Global Reference Atmospheric Model)の高度・地域等に応じた大気圧力・密度の変動予測変動モデル等の外部データセットを読み込むことができる。以下はGRAMによる2021年の日本東岸の変動予測の例である。特に制御再突入の場合の落下分散については大気の影響を加味して評価することが望まれる。

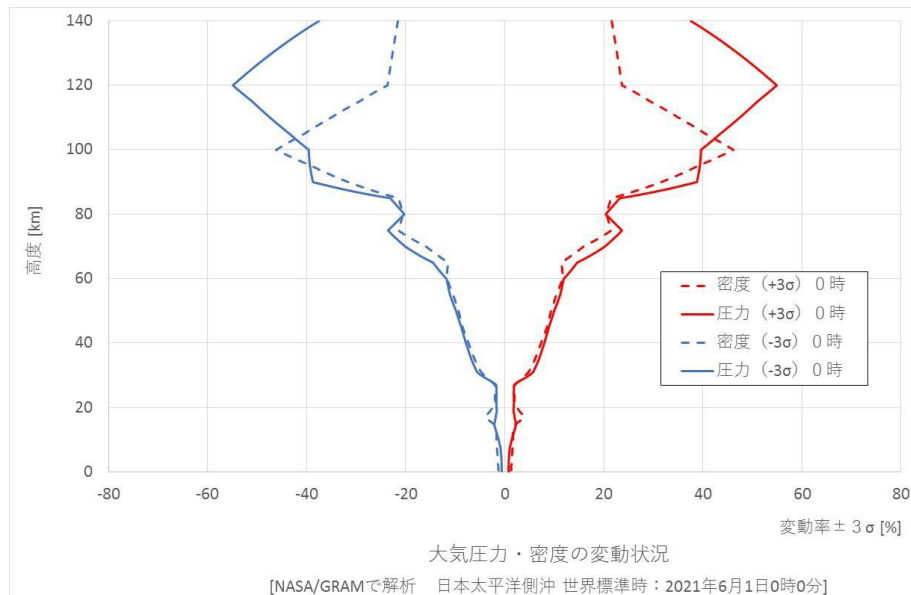


図3.1-2 NASA- Earth Global Reference Atmospheric Modelによる大気圧力・密度の変動例

(3) 酸化反応熱の考慮の有無

突入時に金属等の材料が酸素と反応して酸化反応熱を生じる計算を考慮する場合、本機能をオンにする必要がある。本機能はORSAT-J GUIのデフォルトではオフとなっている。オンにした場合の酸化反応熱係数の入力値は3.3項(8)に従い、GUIの「溶融解析／物体特性」の画面で行う。

(4) 輻射熱伝達の考慮の有無

月あるいは深宇宙からの帰還ミッションの宇宙機（例：はやぶさ）およびその打上げロケット機体など、速度9 km/sを超える速度での再突入の場合は輻射熱伝達を考慮する必要がある。輻射熱伝達のモデルは「NASA ORSAT 6.0組み込みモデル」と「Tauber & Suttonモデル」が用意されている。地球低軌道からの自然落下ケースにおいては輻射熱伝達の考慮は必要無く、本機能は

ORSAT-J GUIのデフォルトではオフとなっている。オンにした場合の入力は3.3項(9)に従い、GUIの「溶融解析／物体特性」の画面で行う。

(5) 表面溶融飛散効果

ORSAT-Jのデフォルトでは、融点に到達しても溶融潜熱に相当する熱量を完全に吸収しなければ、突入物体のサイズ縮小は考慮されず危険面積は100%カウントされるが、実際には表面が徐々に飛散し、サイズは縮小していくものと考えられる。

ここで、ORSAT-Jには、突入物体が融点到達後に吸収熱量に応じて物体表面が徐々に飛散してサイズが縮小する効果を簡易的に確認するための計算を行う機能がある。本機能（溶融潜熱吸収率によるサイズ変更フラグ）は、ORSAT-J GUIのデフォルトではオフとなっている。オンにする場合は、GUIの「溶融解析／解析条件／詳細設定」の画面で行う。

＜注意＞本機能では、形状を相似形に保ちながら縮小する簡易的な物理モデルを用いているため、サイズと質量が減少するにつれ質量／面積比が小さくなると加熱量が減少して残存性は大きくなる。また、融点に達しても完全に潜熱を吸収しない物体について適用すれば、危険面積はやや小さくなる可能性がある。左記を考慮する場合には、ORSAT-J GUIにて限界縮小率を調整することが望ましい。限界縮小率の設定は、GUIの「溶融解析／解析条件／詳細設定」の画面で行う。デフォルト値は10%である。

3.2. 初期軌道の設定

宇宙システムの運用終了後の最終軌道から軌道伝搬を行い、再突入インタフェース点での軌道特性を求めてシステムレベル解析の初期値とする。初期値の入力はGUIの「溶融解析／初期軌道」の画面で行う。再突入インタフェース点は通常は高度120km程度で設定する。

この軌道伝搬はユーザ側で別の軌道伝搬ツールにて行うのを原則とするが、高度400 km程度以下であればORSAT-Jの「高空からの落下解析機能」で実施できる。ただし、大気の状態は太陽活動に応じて周期的に変化するが、ORSAT-Jでは固定しているので誤差が伴う。この場合高空域では落下経路解析のみを行い、加熱・温度解析は120 km程度から開始することで計算時間を低減できる。

ORSAT-J GUIでは、カルテシアン、ケプラリアン等の座標系で軌道要素の初期軌道を入力して経路・加熱計算を実施する方法と、ユーザ提供の経路情報を用いて加熱計算のみを実施する方法がある。なお、地球外からの突入など双曲線軌道の解析を行う場合、入力できる軌道要素に制約がある（カルテシアンおよびケプラリアン「楕円軌道3」のみ入力可）。

＜参考＞

図3.2-1に示すように、高度120kmは大気抵抗による空力加熱が開始するおおよその高度であることからシステムレベル解析の開始高度（再突入インタフェース点）として一般的に使用されている。

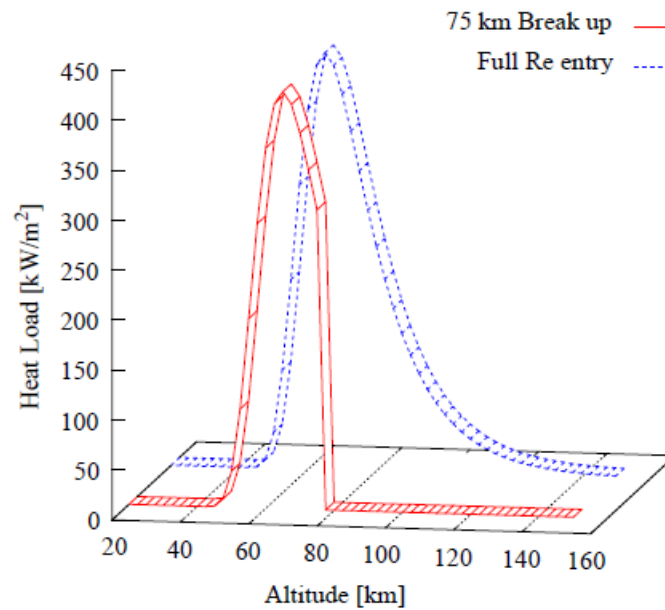


図3.2-1フルリエントリと、高度75kmから解析した場合の熱負荷の比較（出展：参考文書(4)）

NASAでは、自然落下する物体の再突入経路パラメータが標準値化されている。参考文書(3)に紹介されている再突入経路の標準値を図3.2-2に、自然落下による再突入経路の軌道傾斜毎の対地速度のNASA推奨値を表3.2-1に示す。

図3.2-2 再突入経路の標準値

高度	: 122 [km] (=400,000[ft])
相対飛行経路角	: -0.07 [度]
軌道傾斜角	: 物体の軌道傾斜角とする。
相対速度	: 下記テーブルより値を決定する。
緯度	: 北緯 0 [度]
経度	: 東経 0 [度]

表3.2-1：自然落下による再突入経路の対地速度の標準値*1（NASA推奨, 出典：参考文書(3)）

軌道傾斜角 [度]	対地速度 [m/s] @ 高度 122km	備考
0	7350	
10	7357	
20	7380	
28.5	7410	
30	7417	
40	7467	
50	7527	
57	7576	
60	7597	
70	7674	
80	7755	

軌道傾斜角 [度]	対地速度 [m/s] @ 高度 122km	備考
90	7837	
95	7878	*2
98	7903	*2
100	7919	*2

*1 地球形状／重力モデルは完全球体モデルを使用すること

*2 NASA推奨値の表（軌道傾斜角：0度～90度）を基に、JAXAが軌道傾斜角を外挿して算出

<参考>解析開始高度が落下中の加熱状況に与える影響

解析開始高度を低く設定した場合、その高度よりも高い高度での加熱を無視することとなるため空力加熱量は小さく計算される。例として、衛星が円軌道から自然落下する場合の、解析開始高度に対する落下経路は図3.2-3のように変化し、空力加熱量の感度は表3.2-2に示ようになる。解析開始高度120kmをノミナルとして、解析開始高度+10 kmに対する空力加熱量の感度の値は約+5 %であり、解析開始高度が-10 kmでは約-6%である。

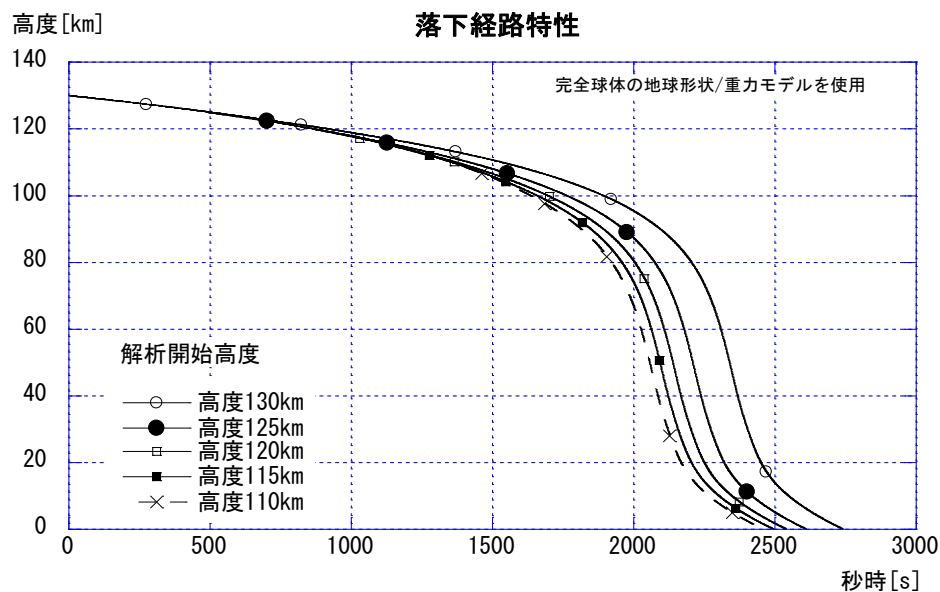


図3.2-3：例；解析開始高度に対する落下経路への影響（3t級大型衛星モデルを用いた場合）

表3.2-2：解析開始高度をパラメータとしたときの落下中加熱量の感度

解析開始高度[km]	落下中（解析開始高度～地上）の加熱量[MJ]
130	1602 (ノミナル+4.9%)
125	1565 (ノミナル+2.4%)
120	1527 (ノミナル)
115	1484 (ノミナル-2.8%)
110	1431 (ノミナル-6.3%)

3.3. 物体特性の設定

(1) 構成品リストの作成及び形状のモデル化

再突入するシステム（母体）並びに落下中に分散する展開物及び構成機器（あるいは「コンポーネント」と呼ぶ）の物理的データと材料データなど表3.3-1のデータを収集する。システムのモデルは作業2システムレベル解析に、コンポーネントのモデルは作業3コンポーネントレベル解析に使用される。この項目はGUIの「溶融解析／物体特性」の画面で入力する。

収集したコンポーネントの合計質量を確認し、母体の質量の大部分（例えば70~90%）を占めることを確認する。

形状のモデル化はORSAT-Jの共用する形状（球体、箱型、平板、円柱）と落下時の姿勢・回転挙動を選択しなければならない。これに支障がある場合は、独自に質量、抵抗係数、基準面積、空力加熱平均化係数、表面積、危険面積を設定する。

表3.3-1：システム及び搭載コンポーネントのデータ収集項目

データ項目	データ内容	備考
形状/寸法	システム/コンポーネントの形状と寸法の値。形状は、球体/円柱/箱型/平板の何れかで近似する。 複雑な形状の物体については、展開物、突起部分を除いた包絡線で近似する。	寸法は以下の値とする。 球体：直径 円柱：直径×高さ 箱型：長さ×幅×高さ 平板：長さ×幅
質量	システム/コンポーネント1個あたりの質量	システムの質量の考え方は4章参照
数量	システム/コンポーネントの数量	
材料	システム/コンポーネントを構成する材料	複数の材料から構成されていて、それらの材料が難溶融性である場合には、各材料の構成質量割合を調べる
塗装の色	システム/コンポーネント表面の塗装色	表面塗装色を考慮して輻射率の値を設定する場合に必要
搭載位置	コンポーネントが搭載されている位置により外部気流に曝されるかどうかの判別。	衛星の分解図、構体要素構成図、コンポーネント配置図等があるとよい。
展開物取り付け強度	落下中に空力で飛散するパドルやアンテナについては、空力を受ける面積や取り付け強度	展開物の構造図、取り付け強度のデータ

(2) コンポーネントの内部に含まれる部品の扱い

コンポーネントの内部に含まれる部品については、落下の危険性に配慮して別々の破片としてモデリングする。例えばタンク内部に格納された気蓄器、機器に含まれるチタン部品などがある。特に難溶融性の部品については残存する可能性があるため、注意してデータ収集を行う。

コンポーネントの内部に含まれる部品の解析については、5.3(2)c参照。

＜参考＞2024年3月8日に、米国フロリダ州の民家にて国際宇宙ステーション（ISS）のバッテリー内部に含まれる部品の破片が発見された（図3.3-1参照）。当該バッテリーはこうのと（HTV）の曝露パレットに搭載されて、当初はHTVと共に制御落下する予定だったが、ISS側のトラブルによりHTVは先に離脱し、バッテリーを搭載した曝露パレットのみを自然落下にて投棄することとなった。バッテリーを搭載した曝露パレットは、地球の大気圏に突入する際に完全に燃え尽きると評価されていたが、回収された破片は設計の特徴が確認できるなど、想定外に少ない加熱量であったことが確認された（参考文書(14)）。このように、コンポーネントの内部に含まれている部品については、コンポーネント外部を包絡する構成要素が溶融あるいは分解した段階（いわば二次破壊）以降も考慮して、慎重に破壊シナリオを設定する必要がある。



図3.3-1 米国フロリダ州で発見された破片（右）とそのオリジナル形状（左）（参考文書(14)）

(3) 破片の材料物性データについての注意

破片が複数の材質から構成されている場合には、構成材質のなかで最も難溶融性の材質を破片の材質とすることが落下残存性に対して安全側であるが、全体に対する割合を考慮して判断することが望まれる。材料データはORSAT-J GUIの材料物性の内容を確認し、要すれば新規の材料物性データを追加する。利用できる材料物性のデータベースを以下に幾つか例示する。

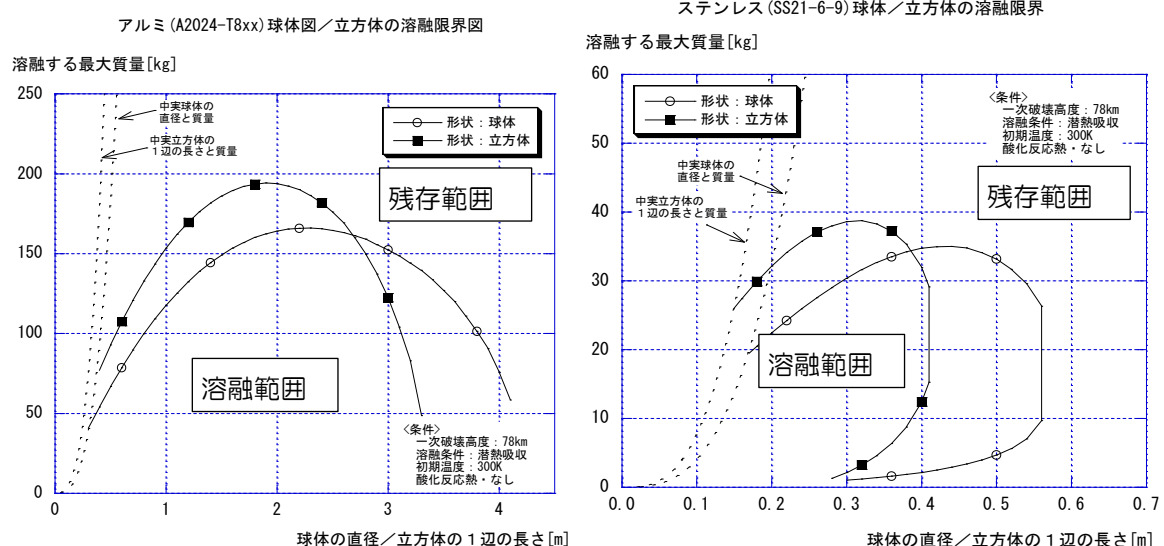
MatWeb：金属、非金属の物性データベース <https://matweb.com/>

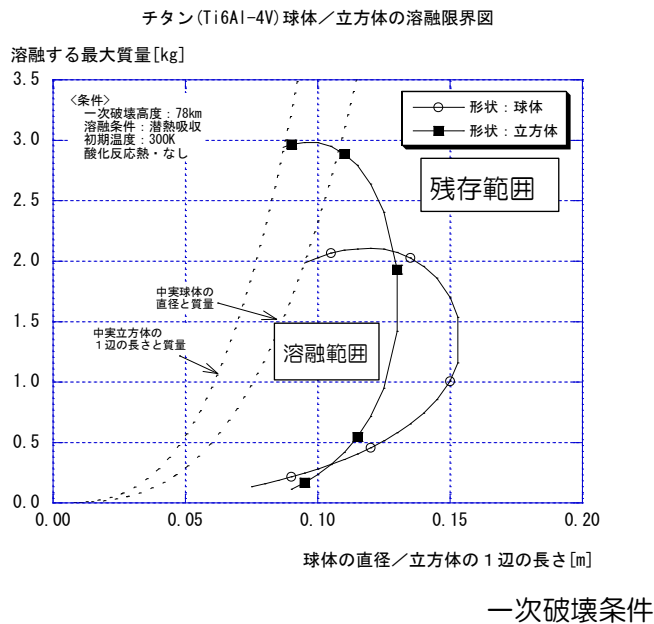
QPGoptics：光学系の材料（ガラス、プラスチック等）の物性データベース <https://uqgoptics.com/>

MMPDS (旧MIL-HDBK-5)：金属の物性データベース

利用できる材料物性が存在しない場合、試験等によってデータを取得する必要がある。ISO 23020:2021 Space systems — Determination of test methods to characterize material or component properties required for break-up models used for Earth re-entryは、材料物性を取得するための試験方法が記載されている。また、非金属材料の溶融消失条件について詳しく記述されている。

<参考>例として、球体／箱型物体の溶融限界図をアルミ合金製物体、ステンレス製物体及びチタン合金製物体について図3.3-1に示す。





一次破壊高度[km]	相対速度[m/s]	相対飛行経路角[°]	地理緯度[北緯°]	軌道傾斜角[°]
78	7463.7	-1.224	45.0	98.0

図3.3-1：アルミ合金/ステンレス/チタン合金製物体形状と破片残存状況の関係

(4) 熱計算モデルの選択

物体形状が球または円柱の場合は、一次元熱伝導モデルを選択する。その際、溶融飛散した層の厚さを考慮して解析するため、モデルを多層構造に設定することを推奨する。物体の材質が単一である場合も含む。多層構造の設定は、ORSAT-J GUIの「溶融解析／物体特性／層追加」の画面で行う。

また、物体形状が箱または平板の場合は、ORSAT-Jv5の機能として当該形状に対応する一次元熱伝導モデルを実装していないため、集中質量方式（lumped mass approach）を選択する。その際、表面溶融飛散効果を簡易的に考慮して解析するため、「溶融潜熱吸収率によるサイズ変更フラグ」をオンに設定することを推奨する（3.1(5)参照）。ここで、集中質量方式とは、物体の温度が物体全体で均一とする仮定で、この仮定の下では、物体温度は現実の物体表面温度より低く見積もられる（物体内部の温度勾配を無視しているため）。

(5) 小破片の解析の省略

地表到達時の衝突エネルギーが15 J未満の物体については人に衝突しても被害が無視できるため解析を省略してもよい。なお、ORSAT-J GUIでは、危険面積計算で無視するエネルギー閾値として15 Jがデフォルトで設定されており、15 J未満の物体は危険面積計算から自動的に除外される。

<参考>

米国では衝突エネルギーが15 J未満であれば、落下時のインパクトが十分小さいとして落下危険性を無視している。潜熱吸収率分の質量が溶融消失したとみなして衝突エネルギーを評価すれば衝突エネルギーは以下の式で表せる。

$$(\text{衝突エネルギー}) = 0.5 \times (\text{地上到達時速度})^2 \times (\text{潜熱吸収率分を差し引いた破片質量})$$

落下物のエネルギーと致命率について米軍Range Commanders Councilは図3.3-2のように報告している。

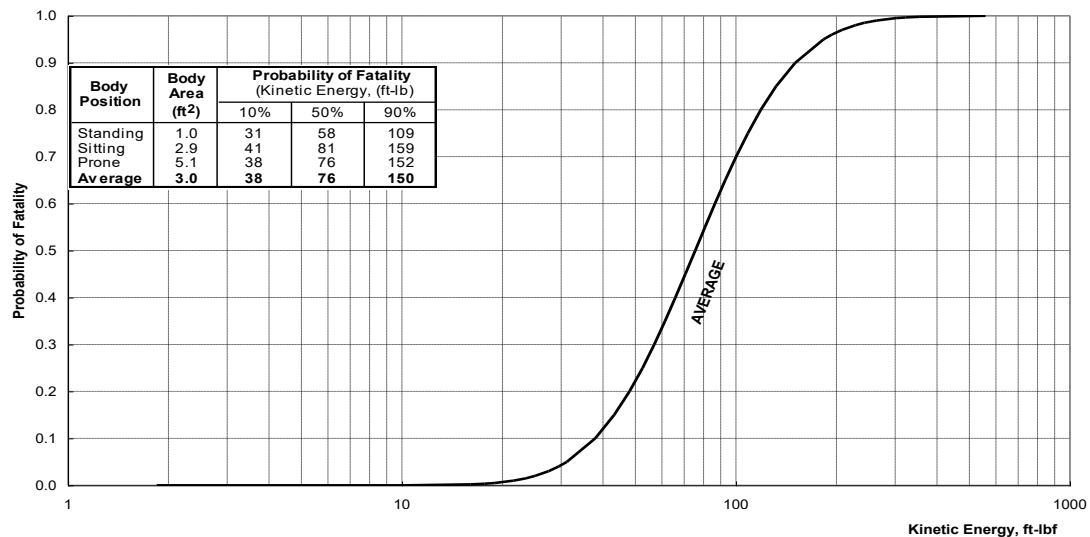


図3.3-2：落下物のエネルギーと致命率の関係（出典：参考文書(5)）

ここで、人間の体位に応じた面積で致命率をまとめれば表3.3-2のように表される。落下エネルギー15 J未満は上表のいずれの体位の場合でも致命率10%をかなりの余裕で下回っていることから15 Jの判断基準は充分安全なものと考えられる。

表3.3-2 地上の人間の体位毎の致命率

体位	断面積(m²)	致命率（運動エネルギー[J]）		
		10%	50%	90%
直立	0.93	42	79	148
座位	0.27	55	110	216
仰臥	0.47	52	103	206
平均	0.28	52	103	203

(6) 落下中の回転挙動の設定

軌道上で放置されている衛星はスピンしていることが確認されている一方、地上に落下した物体は、例えば図3.3-3に示すように球体に近いボトルでも一面だけが溶損している。よって、空力中心と重心は必ずずれ、また、取り付け部品などで抵抗の多い部分があるはずなので意図的に回転力を与えないと（アリアン5の1段では回転力を与えている）スピンやタンブリングは起こさないとと思われる。しかし、ORSAT-Jの解析は熱勾配を考慮していない集中質量方式を前提としているので「球：スピン」、「円柱：ランダム・タンブリング」、「箱型と平板：タンブリング」として平均加熱率を適用することを推奨する。



図3.3-3 2015年11月にスペインで発見された複合材圧力容器（COPV）（出展：参考文書(6)）

なお、円柱については、配管などの長尺物や、タンクなどの円柱、円盤状の構造材など多様な機器が考えられ、また同じ形状でも姿勢の選択によって溶解率が増加する。直径と長さの比に応じて図3.3-4の姿勢を推奨しているが、解析者の技術判断による自由な選択を妨げる意図はない。形状と回転状況の選択肢を表3.3-3にまとめる。

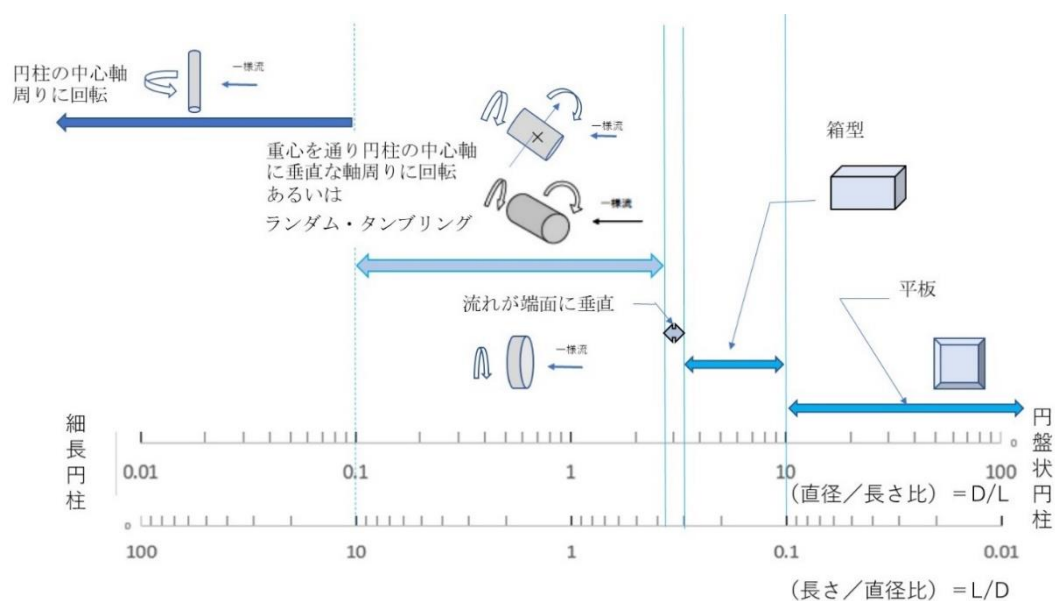
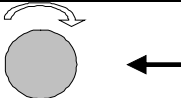
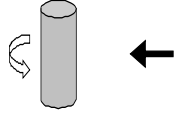
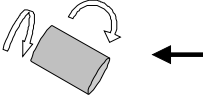
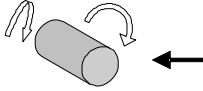
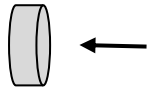
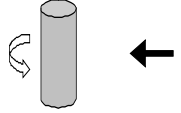
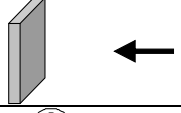
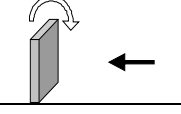
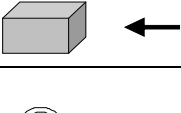
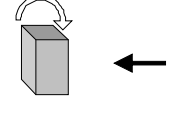


図3.3-4 円柱の直径／長さ比に応じた姿勢の選択指針

注：NASAはD/Lが大きい領域は箱型、平板で解析するよう推奨している。これを反映した。

表3.3-3：物体形状および落下状態

番号	形状	落下状態	備考
1	球（スピン）		
2	円柱（円柱の中心軸まわりに回転）		長さ対直径の比が大きい $L/D > 10$ (あるいは $D/L < 0.1$) 場合に推奨
3	円柱（重心を通り円柱の中心軸に垂直な軸まわりに回転）		$0.3745 < L/D < 10$ (あるいは $0.1 < D/L < 2.67$) の場合に推奨
4	円柱（ランダム・タンブリング）		通常、このモードを指定する。 $0.3745 < L/D < 10$ (あるいは $0.1 < D/L < 2.67$)
5	円柱（流れが端面に垂直）		長さ対直径の比が小さい場合に推奨 $0.3 < L/D < 0.3745$ (あるいは $2.67 < D/L < 3.3$)
6	円柱（パイプ）円柱の中心軸まわりに回転		長さ対直径の比が大きい $L/D > 10$ (あるいは $D/L < 0.1$) 場合に推奨
7	平板（流れが面に垂直）		平板の寸法（長さD、幅L [m]）は、 $D \geq L$ となるよう設定する。 [NASAは $L/D < 0.1$ あるいは $D/L > 10$ の円盤にも適用を推奨]
8	平板（タンブリング）		
9	箱形（面が流れに垂直）		箱型物体の寸法（長さD、幅L、高さH [m]）は、 $D \geq L \geq H$ となるよう設定する。 [NASAは $0.1 < L/D < 0.3$ あるいは $3.3 < D/L < 10$ の円盤にも適用を推奨]
10	箱形（タンブリング）		
11	ユーザ指定		空力抵抗係数、平均加熱率係数を指定する。それぞれ自由分子流領域と連続流領域について指定する。

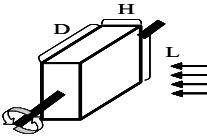
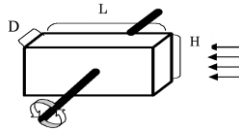
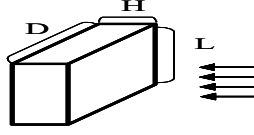
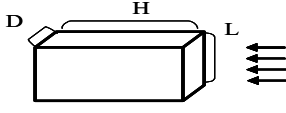
注意：物体の寸法/形状の値を入力すると、物体の空力特性および入熱特性のパラメータ（空力係数、基準面積、入熱面積、空力加熱平均化係数など）が、プログラムにより計算され自動的にセットされる。ユーザが直接これらのパラメータをセットしたい場合には、物体形状で「ユーザ指定」形状を選択する。詳細についてはソフトウェア取扱説明書を参照されたい。

<参考> 箱型物体の落下状態と空力加熱量の関係を表3.3-4及び図3.3-5に示す。

ORSAT-Jでは箱型の寸法は辺の長い順にD、L、Hに入力することになっていて、NASA/ORSATのversion-5の解説書には質量分布が均一の場合は最も長い辺の周りに回転するであろうと記されているので、表3.3-3のケース1を採用している。（ORSAT-Jのクヌッセン数計算式フラグのデフォルトは「2：最も長い辺を代表長とする」）これは安

全側の結果となる。一方NASA/ORSAT version-5の解説書のサンプル計算ではケース2を採用している。形状によっては、ケース1はケース2と比較して加熱量が半分程度になることもある。高い熔融率を得ることを主眼とするならばクヌッセン数計算式のフラグを「1」と設定して入力データのD に最小の辺長を入力すればよい。

表3.3-4 箱型物体の落下状態と空力加熱量

ケース	落下状態	寸法[m]	質量[kg]	空力加熱量[MJ]
1	箱形の重心を通り、最も長い辺に平行な軸回りに回転 	D=1.0 L=0.5 H=0.5	200	83
2	箱形の重心を通り、最も短い辺に平行な軸回りに回転 	D=0.5 L=1.0 H=0.5	200	169
3	箱型の最大面と流れが垂直 	D=1.0 L=0.5 H=0.5	200	57
4	箱型の最小面と流れが垂直 	D=0.5 L=0.5 H=1.0	200	137

- 空力加熱量は、高度120km～地上到達までに物体が受けた空力加熱量である。
- 熱・温度の計算条件は、アルミ材質、初期温度300K、酸化反応熱なしである。

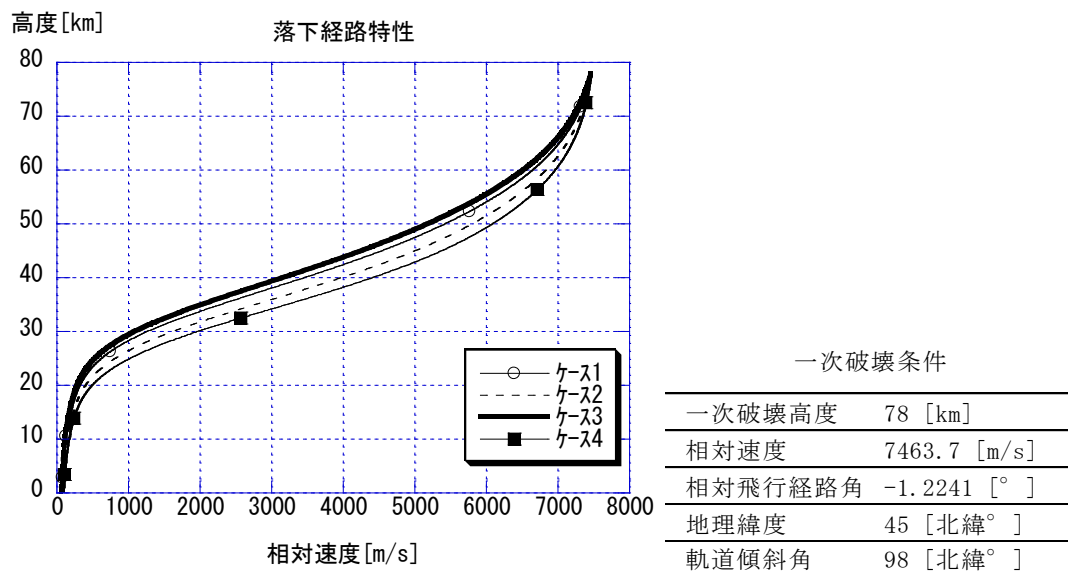


図3.3-5：例；箱型物体の落下状態と加熱量の関係

(7) 物体の初期温度について

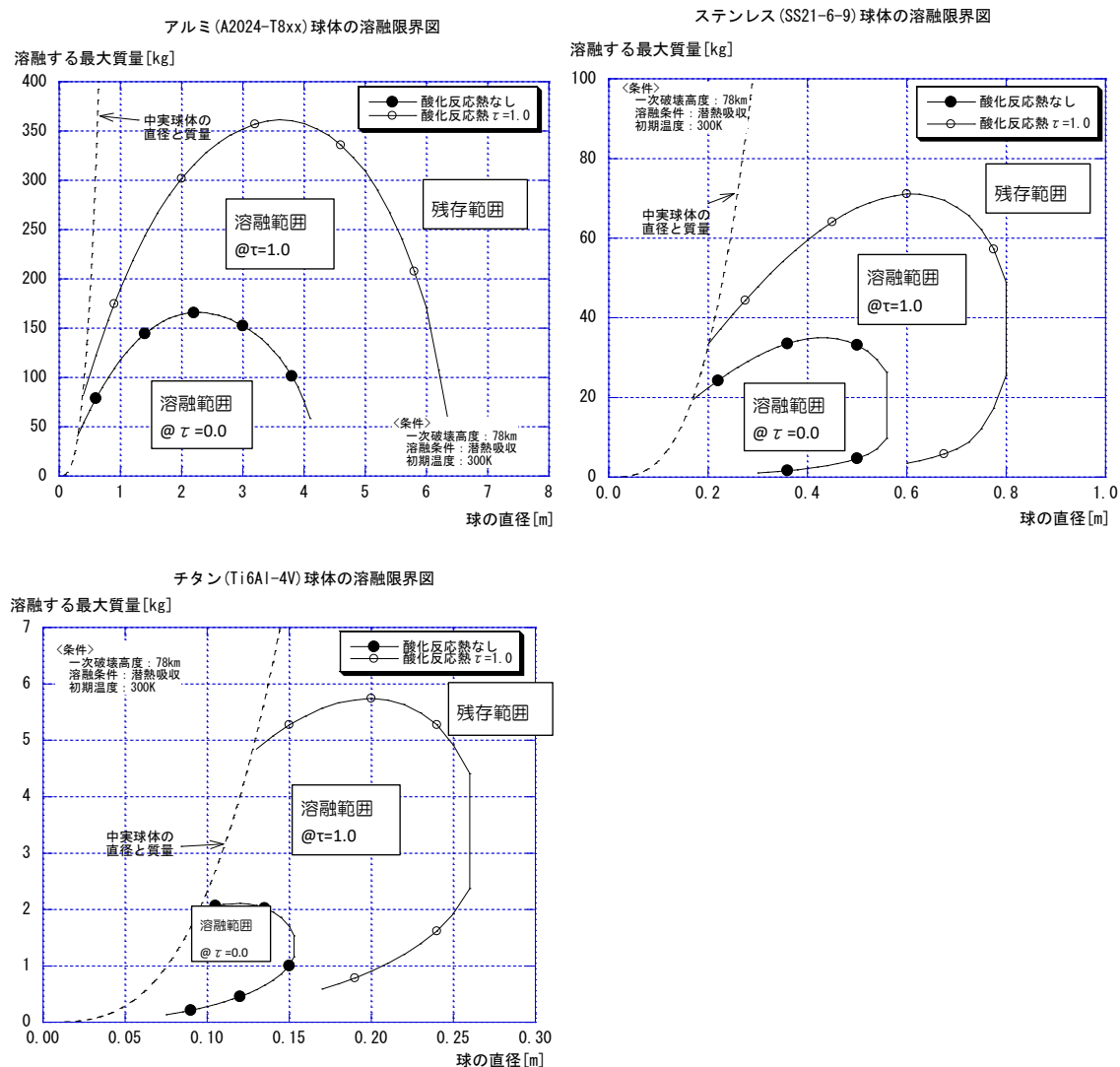
再突入インタフェース点における物体の初期温度のデフォルトは300 Kとする。この温度は、NASAが再突入インタフェース点の落下物の温度として推奨している温度である。参考文書(3),(7)等でもこの値が設定されている。

(8) 酸化反応熱の扱い

構成材料は落下中に酸化（燃焼）して化学反応熱を発生し、加熱を促進する効果がある。酸化反応係数 τ ($0.0 \leq \tau \leq 1.0$) によりその大きさが決まる。米国の文献（参考文書(8)）にこの反応熱の熱伝達効率を $\tau=0.4^*$ とした場合に、実際の落下状況と一致するとしたものがある。この値を採用することの根拠は強くはないが、全く考慮しない安全策をとる必要もない。そこで標準的には0.4を採用し、クリティカルなものについては0~0.5の範囲で影響を考察するなどの処置が推奨される。

*Delta 2nd Stage 溶融解析にて、ステンレス製のタンクが残存する場合の τ の値である。このタンクは現実の落下残存物として地上で発見されたものである。（形状：円柱、寸法： $\Phi 2.44 \times 5.94$ m、質量、919 kg）

<参考>酸化反応熱がアルミ合金製球体、ステンレス製球体及びチタン合金製球体の破片残存状況に与える影響を図3.3-6に示す。



一次破壊条件

一次破壊高度[km]	相対速度[m/s]	相対飛行経路角[°]	地理緯度[北緯°]	軌道傾斜角[°]
78	7463.7	-1.224	45.0	98.0

図3.3-6：アルミ合金/ステンレス/チタン合金製球体の酸化反応熱と破片残存状況の関係

(9) 輻射熱伝達の扱い

月あるいは深宇宙からの帰還ミッションの宇宙機（例：はやぶさ）およびその打上げロケット機体など、速度9 km/sを超える再突入の場合は輻射熱伝達を考慮する必要がある。このような速度域においては、突入物体前方の衝撃波層の気体が超高温となり、解離・電離（プラズマ化）する（図3.3-7参照）。速度12 km/sにおいては、衝撃波層の温度は1万Kを超えるため、衝撃波層から突入物体への輻射熱伝達は、突入物体の境界層における対流加熱よりも大きい値となる。

輻射熱伝達モデルを使用する際には、物体のノーズ半径とスケールファクタCqdrの入力が求められる。ノーズ半径は物体半径とイコールとするのが通常である。スケールファクタは、以下の式で表現される。

$$Cqdr = \text{局所的な輻射加熱率} \div \text{よどみ点における輻射加熱率}$$

スケールファクタはユーザ側で決定することになるが、参考までに、SELENEの打上げに使用したロケット上段の再突入溶融解析時には、NASAの推奨を受けてCqdr=0.1の値を適用している。



図3.3-7 はやぶさの再突入（参考文書(9)）

動画からキャプチャした。図4.1-2 ATVの再突入と比較して、非常に明るい火球となっている。

<参考> Tauber & Suttonモデルで計算した輻射熱伝達と対流熱伝達を比較した結果を図3.3-8に示す。速度12 km/sにおいては輻射熱伝達が対流熱伝達と比較して大きくなっていることが確認できる。

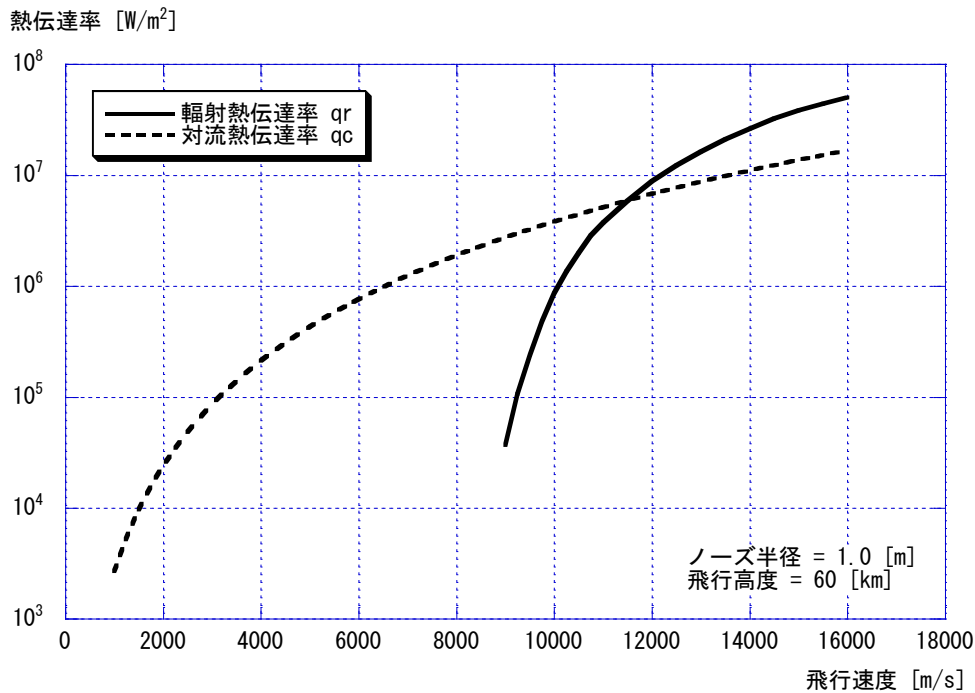


図3.3-8 飛行速度と飛行マッハ数に対する輻射／対流熱伝達率
(ノーズ半径 1.0 m、飛行高度 60 km)

4. 作業2；システムレベル解析

作業1で設定した再突入インタフェース点からシステムレベルの落下経路解析と加熱・温度解析を実施し、システムがコンポーネントレベルに分散する高度（「一次破壊点」と呼ぶ）および一次破壊点におけるコンポーネントレベル解析の初期値を求める。展開物を有する場合、展開物の分離条件に到達したらその時点で入力パラメータを再設定して再解析する。以下に、破壊条件の設定方法など、注意点をまとめる。

4.1. 破壊条件の設定（展開物の分離条件、一次破壊条件の設定）

展開物の分離条件および一次破壊条件の設定を以下の通り行う。一般的にイベントの順番としては、展開物が分離された後にシステムの一次破壊が起きてコンポーネントレベルに分散される。

(1) 展開物の分離条件

パドルやアンテナ等の大型展開物で落下経路に大きな影響を与えるものについては、その分離時期を推定するために取り付け強度を確認する。これは設計仕様よりは破壊試験で確認した実行強度を用いることが望ましい。これを基に分離条件を設定する。例えばパドル面積、取り付け部の強度、空気抵抗係数などから分離を判断する速度条件などを明らかにする。

また、システム（母体）の空力抵抗係数はこの展開物の有る状態と無い状態を区別して設定することが望ましい。

展開物の破壊条件を推定する際の指針を表4.1-1に示す。例として、衛星のパドルが再突入時の動圧により破断する場合の破壊限界動圧の計算式を図4.1-1に示す。パドルの破壊限界動圧と再突入経路に沿った動圧のプロファイルとを比較し、パドルの破断時期を推定する。

なお、ESAやCNESではパドルの破壊・分離高度のデフォルトを95 km、NASAでは90-95 km（参考文献(10)）としているので、国際的な説明としてはそれを採用することも考える。

表4.1-1：展開物の破壊条件推定の際の指針

検討項目	内容	備考
破壊モードの予測	展開物が破壊しシステム本体から分離していくプロセスを予測し、その破壊モードを設定する。	
破壊強度の推定	予測破壊モードの破壊強度(荷重負荷、熱負荷など)を推定する。	
動的挙動の影響考慮	衛星の動的な挙動が破壊モード・破壊強度に与える影響を考慮する。	再突入時の機体姿勢がタンブリング状態であった場合、展開物にはさらなる負荷がかかると予想される。
空力加熱の影響考慮	空力加熱による温度上昇が破壊モード・破壊強度に与える影響を考慮する。	例; SAPの破壊 SAPインサート部分に使用されている充填接着剤の使用温度が-30～80℃程度であり、特に高温部を越え持続されると所期強度がほとんどゼロになることを考慮した。

破壊限界動圧 q [Pa] の計算式

$$q = \frac{M}{C_D \cdot A_{ref} \cdot d}$$

- M : 曲げモーメントによる破壊荷重 [N・m]
 C_D : 抵抗係数 [ND] (文献で調査要。平面パドルなら $C_D = 3.0$ でも可)
 A_{ref} : 展開物の基準面積 [m²]
 d : 展開物取り付け根元位置から風圧中心までの距離 [m]

パドルは取り付け根元位置に生じる曲げモーメント荷重により剛体的に破壊すると仮定する。

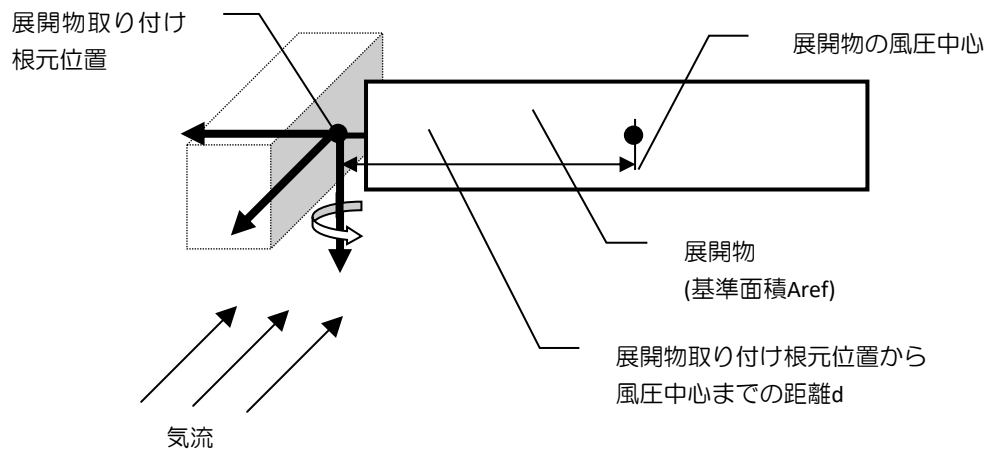


図4.1-1：例；パドルの破壊限界動圧の算出式

(2) 一時破壊条件の設定

地上からの観測によれば、落下中の機体は脆弱部分を飛散させながら、時には小爆発を発生させながら落下してくる（例：図4.1-2 ESAが観測したATVの再突入）。しかし解析的に順次構成要素を切り離していくことはかなり困難である。そこで一次破壊点を定義する。これは、再突入物体が完全に破碎・解体し搭載機器／構成部品が分散して飛散を始める点として定義したものである。このように定義した一次破壊点は構造部材（パネル、フレームなど）が破壊する時期と考えられる。本来は、構体要素の破壊時期の見積りには、空力加熱による溶融破壊だけでなく、動圧や加速度Gによる構造的な破壊も考慮する必要があるが、その推定は容易ではない。また、溶融破壊時期の算出には、物体の外部に吸収された熱が内部に伝わる伝熱効果の考慮が必要となり、詳細なコンポーネントデータと多くの技術判断および仮定条件が必要となる。よって、一次破壊点を定義して簡略化する。



図4.1-2 ESAが観測したATVの再突入（出展：参考文書(6)）

動画からキャプチャした。34秒（右上図）に爆発し、その後小破片に分解していく。

一次破壊点高度はシステムの到達温度あるいは吸収熱量で判定する方法が考えられる。高温に熱せられた金属の強度は低くなり、融点に到達する以前に破壊・分散することもある。

再突入物体の破碎・解体時期の算出モデルの例を以下に示す。

(1) 物体のある割合が溶融した時点を目安にする方法

物体の質量のある割合が溶融した時点で、物体全体が破砕・解体すると考える方法である。海外のロケット2段機体の溶融解析では、全体の10%の質量が溶融した時点をもって物体の一次破壊点とする定義が見られる。

物体のある割合が溶融した時点の判定するやり方として以下がある。

- ① 物体を層に分けて落下解析を実施して全質量のある割合の層が飛散した時点（一次元熱伝導モデルを使用する）
- ② 物体の総加熱量が、物体の質量のある割合分の溶融熱量を超えた時点

(2) 物体の加熱量から構体要素の破壊時期を推定する方法

物体の搭載コンポーネントがそれぞれ個別に加熱された場合の破壊条件を計算し、それらを積算して構体要素の破壊時期を判断する方法である。

例として、衛星のパネル破壊時期に注目した一次破壊時期の推定モデルを表4.1-2に示す。

表4.1-2：例；衛星の一次破壊時期の推定モデル

手順	内容	説明	注意
1	コンポーネントのデータ収集	衛星の表面に露出しているパネルと、そのパネルの内外に取り付けられている機器類について、寸法・質量・材質のデータを収集する。	
2	パネルの破壊条件の算出	パネル表面が単独で加熱された場合の、パネルの破壊条件$[J/m^2]$の値を、パネルの質量・寸法および材料の比熱と融点から計算する。 $\text{破壊条件}[J/m^2] = \frac{\text{パネル質量}[kg] \times \text{材料の溶融熱量}[J/kg]}{\text{気流に曝されるパネル面の面積}[m^2]}$ <注意> 材料の溶融熱量とは、その材質1kgの温度を300Kから融点まで瞬間的に上昇させるのに必要な熱量を指す。潜熱を除いた値である(温度が融点に達した時点で材料の強度が失われ、物体が破壊に至ると考えられる)	パネル内部に取り付けられているコンポーネントは、パネルと一体とみなし、その質量の値をパネル質量に加えてもよい。
3	外付けコンポーネントの破壊条件の算出	パネルの外側に取り付けられているコンポーネントが、単独で加熱された場合の破壊条件を計算する。 $\text{破壊条件}[J/m^2] = \frac{\text{コンポーネントの質量}[kg] \times \text{材料の溶融熱量}[J/kg]}{\text{コンポーネントの表面積}[m^2]}$	コンポーネントにハウジング部分があり、そこが溶融した時点でコンポーネント全体が破壊すると仮定する場合、コンポーネント質量はハウジング部のみを考慮する。
4	パネルの破壊条件の推定	パネルとパネル外付けコンポーネントの溶融条件を判断材料にして、パネル全体の破壊条件を推定する。	
5	衛星の破砕・解体時期の推定	落下経路に沿った空力加熱量より、構造パネルの破壊時期を推定し、衛星の破砕・解体時期を推定する。 全てのパネルのうち幾つかが破壊した時点で、衛星は構造的な強度を失い破砕・解体すると考えられる。	パネルの半数程度が破壊した時点で衛星が破砕・解体すると考えてもよい。

<備考>

- ・ 上記の解析モデルでは、問題の単純化のために以下の仮定を用いている。
 - (1) 空力加熱による溶融破壊のみを考慮
 - (2) 衛星はタンブリング状態にあり、衛星全体が満遍なく一様に加熱されていると仮定
 - (3) コンポーネントの表面／内部の温度分布、およびコンポーネント相互の伝熱の効果は無視
 - (4) コンポーネントは温度が融点に達した時点で構造的に破壊し、衛星本体から分離すると仮定
- ・ 衛星内部に構体（トラス、デッキ、シリンダなど）があり、衛星の破碎・解体時期推定の際にこれら構体の考慮が必要な場合には、内部の構体についても破壊条件 $[J/m^2]$ を計算し、表中の手順5にてその破壊条件を考慮する。

<参考> NASAやESAでは一次破壊点高度のデフォルト値として高度78 kmを使用している。低軌道からの落下においてこの値を採用することは国際的にも一般的である。この値は、参考文書(11)によると、米国the Office of Commercial Space Transportationの支援により作成されたレポートから由来しているとされており、「マグネシウム/アルミニウム構造は一貫して高度42 NM（約78 km）にて破局的破壊を示す：図4.1-3」ということが示されている。

この図は、弾道係数によって異なる加熱率が付与されていることを示しており、場合によっては78kmが適用できない場合が考えられる。適切な弾道係数を設定したうえで、本項の方法により一次破壊点高度を設定することが好ましい。CubeSatのような小型の物体においては一次破壊点高度が78kmよりも高い高度になる場合がある。一方で、HTVのような大型の物体においては、一次破壊点高度が78kmよりも低い高度になる場合がある。

また、高度78kmは観測により裏付けがなされている。図4.1-4はESAがまとめた、観測された再突入物体の破壊高度である。米国空軍が観測したVAST/VASPの再突入においては、高度85-75 kmの間で物体の破壊が発生し、破壊は78kmでピークに達するとされている。一方、HTVやATVの制御再突入においては高度77-67kmでの破壊が見られている。突入角度が深く突入速度も速いはやぶさの再突入においては78kmより低い高度での破壊が見られる。このように、78kmは低軌道からの再突入データと合理的に一致していることを示しているが、特に超軌道速度（および一般的に急な飛行経路角度）を伴う再突入には適用すべきではない。

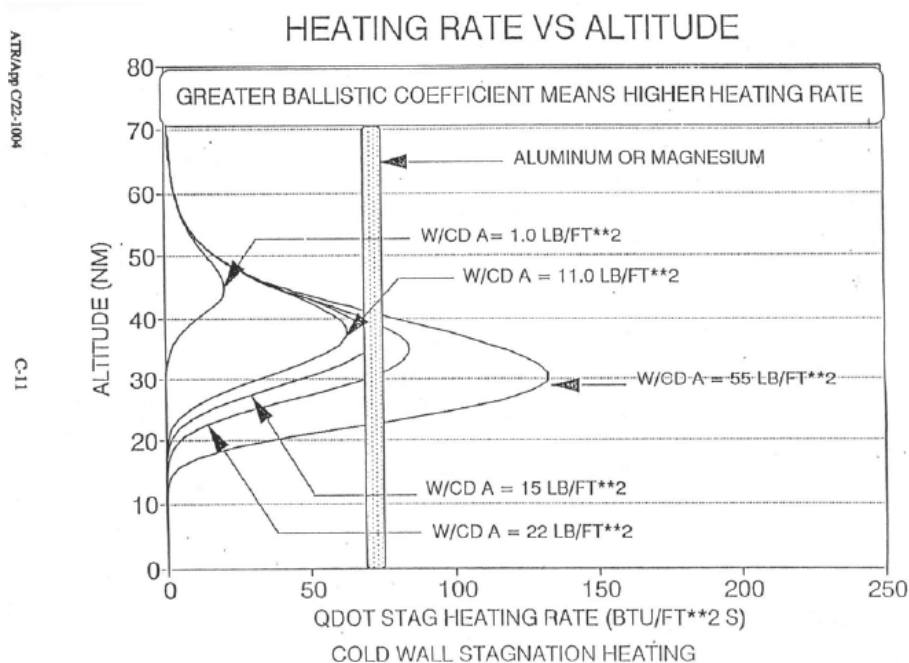


図4.1-3 弾道係数と加熱率の関係（高度の単位はNM(ノーティカルマイル,1 NM =1.852 km)であることを注意）（出展：参考文書(11)）

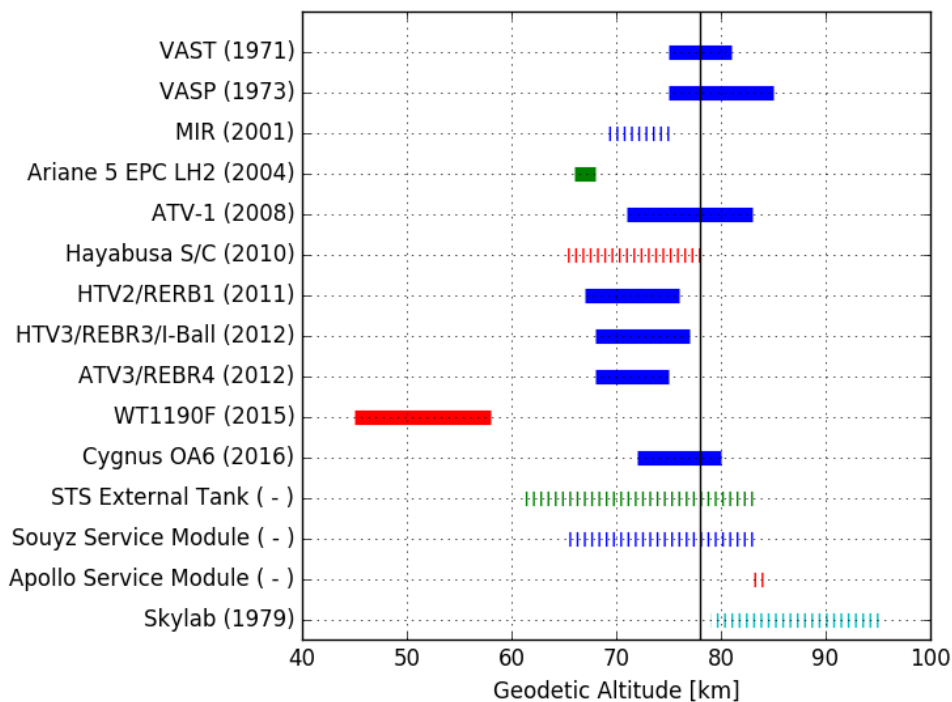


図4.1-4 観測された再突入物体の破壊高度（出展：参考文書(6)）

再突入のタイプ：制御 (青)、弾道軌道 (緑)、超軌道再突入速度 (赤)、(疑似)非制御 (シアン)

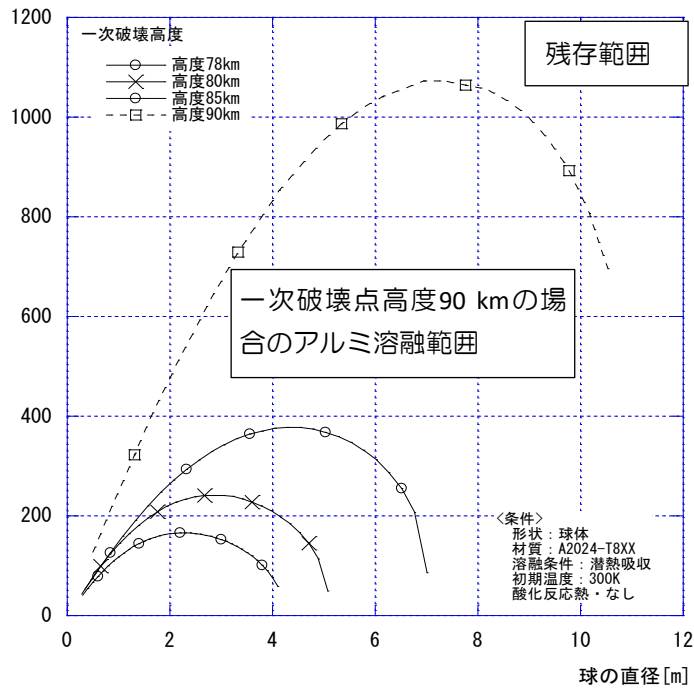
破線は軌跡の一部のデータの欠落、予備評価、または使用された方法論のデータの欠落

<参考> 一次破壊高度が破片の落下残存状況に与える影響

一次破壊高度を高く設定することは、破片の落下残存性に対して危険側である。一次破壊高度に対する破片の残存状況の感度を図4.1-5に示す。当該図より、一次破壊点高度を90 kmに設定すると、直径8 m、質量1,000 kg以上のアルミ球体でも消滅するが、高度78 kmでは直径2 m、質量200 kgの球体でも残存する。

アルミ球体の溶融限界図

溶融破壊する最大質量[kg]



一次破壊条件

一次破壊高度 [km]	相対速度 [m/s]	相対飛行経路角 [°]	地理緯度 [北緯°]	軌道傾斜角 [°]
90	7789.8	-0.633	36.3	98.0
85	7698.3	-0.846	40.8	98.0
80	7547.2	-1.104	44.0	98.0
78	7463.7	-1.224	45.0	98.0

図4.1-5：例；一次破壊高度に対する破片残存状況の感度

4.2. 解析の実行

システム（母体）について、再突入インタフェース点から落下解析を行い、落下経路に沿って空力抵抗、加熱量、温度変化を求める。

求めた経路に沿って展開物が分離する時点を推定し、その時点の経路パラメータで展開物が無い構成でモデルを再設定し、落下経路解析を再度行う。

再解析で求めた経路に沿って、既に設定した一次破壊条件を満足する時点を求める。

注1：システムのモデル化にあたって、落下経路解析においてはコンポーネントを含んだ重量とするが、加熱・温度解析においては主構造体の重量（内蔵されているコンポーネント重量を含まない）とすることが一般的である。こうすることで、落下経路解析が正確に行え、加熱・温度解析は直接加熱を受ける主構造体等の加熱のみを考慮できる。この場合、一次破壊が起こった時点で内蔵コンポーネントの加熱が開始される（それまでは内蔵コンポーネントの温度は初期温度）断熱仮定となる。

注2：解析にあたって、システムの代表的材料を選択しなければならない。衛星などの主要構成材料はアルミ合金かもしれないが、それで解析を進めると着地前に消滅してしまう。着地点の概略値を得るためにはステンレス系合金等で解析する必要がある。しかし、一次破壊点での温度の設定で、気流に曝される機器の初期温度を設定するためには、当該機器の材質に応じた初期温度を求めなければならない。よって、ステンレス系合金以外の該当する金属でも解析を行う必要がある。材質を変えても経路計算は変化しないので、温度を求めるだけの作業である。

4.3. 解析結果の整理

一次破壊点の経路パラメータ（高度、相対速度、相対飛行経路角、軌道傾斜角、経度、地理緯度、昇交点／降交点フラグ、物体の温度）を記録し、コンポーネントレベル解析に引渡す。

得られたデータを整理して以下のプロットを作成する。

- ・ 落下経路特性（高度／速度／飛行経路角の時間プロファイル、地表面軌跡など）
- ・ 落下経路に沿った飛行環境パラメータ（高度に対する動圧／加速度Gなど）
- ・ 落下経路に沿った熱・温度パラメータ（高度に対する物体温度／空力加熱率／空力加熱量など）

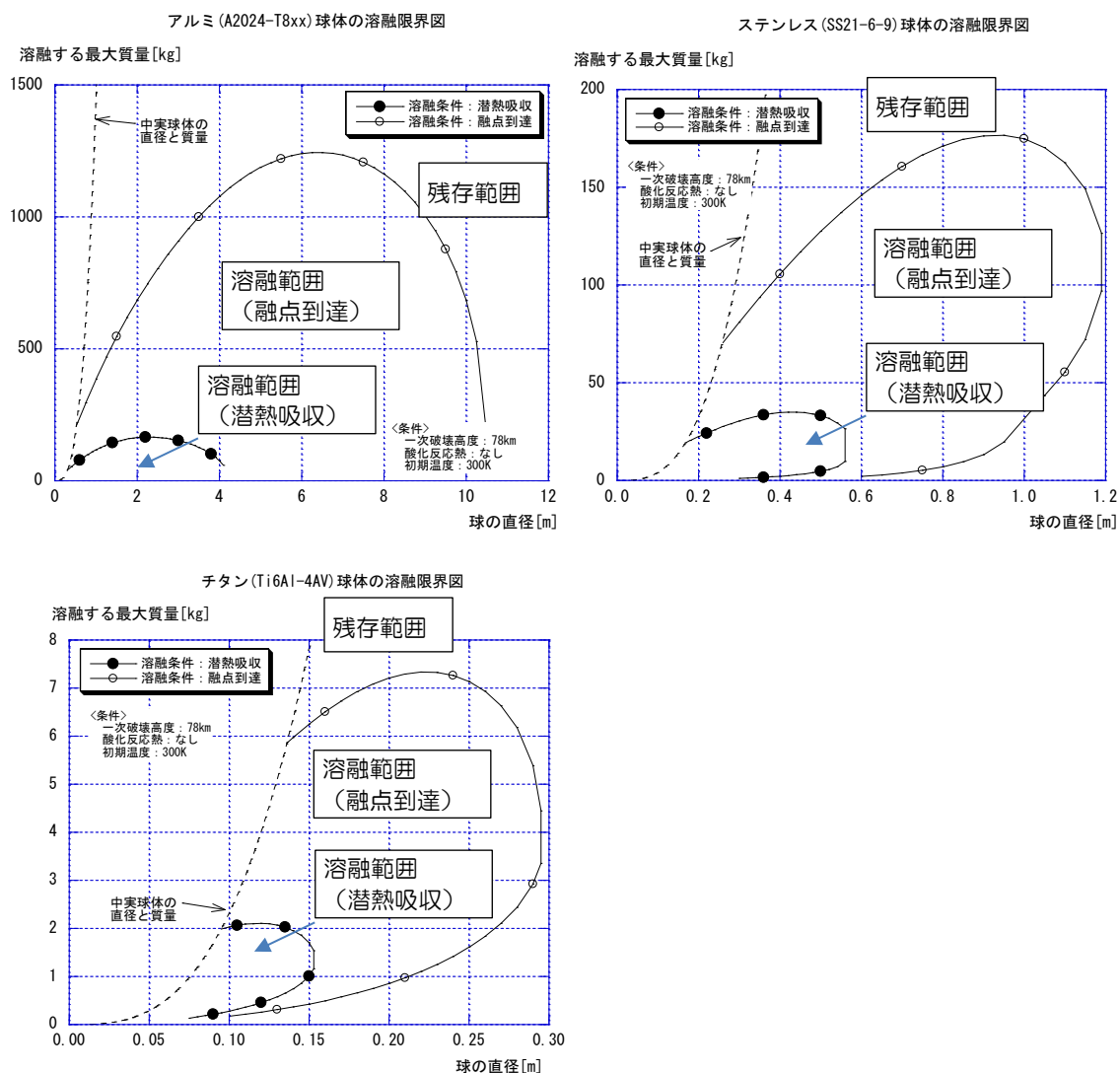
5. 作業3；コンポーネントレベル解析

作業2で得られた一次破壊点からコンポーネントレベルの落下経路解析と加熱・温度解析を実施し、地上到達時の破片の溶融残存性を求める。残存する機器については危険面積を確認し、その総和を求める。以下に、溶融消失条件の設定方法など、注意点をまとめる。

5.1. 溶融消失条件の設定

溶融消失条件は、融点に達して潜熱を吸収した時点（「潜熱吸収」と呼ぶ）とする。機器の構成によって破片温度が融点に達した時点（「融点到達」と呼ぶ）で強度が低下して飛散することが想定できる場合は「融点到達」とする。なお、参考文書(7)(12)では溶融消失条件で潜熱吸収が考慮されている。

＜参考＞溶融消失条件がアルミ合金製球体、ステンレス製球体及びチタン合金製球体の破片残存状況に与える影響を図5.1-1に示す。



一次破壊条件

一次破壊高度[km]	相対速度[m/s]	相対飛行経路角[°]	地理緯度[北緯°]	軌道傾斜角[°]
78	7463.7	-1.224	45.0	98.0

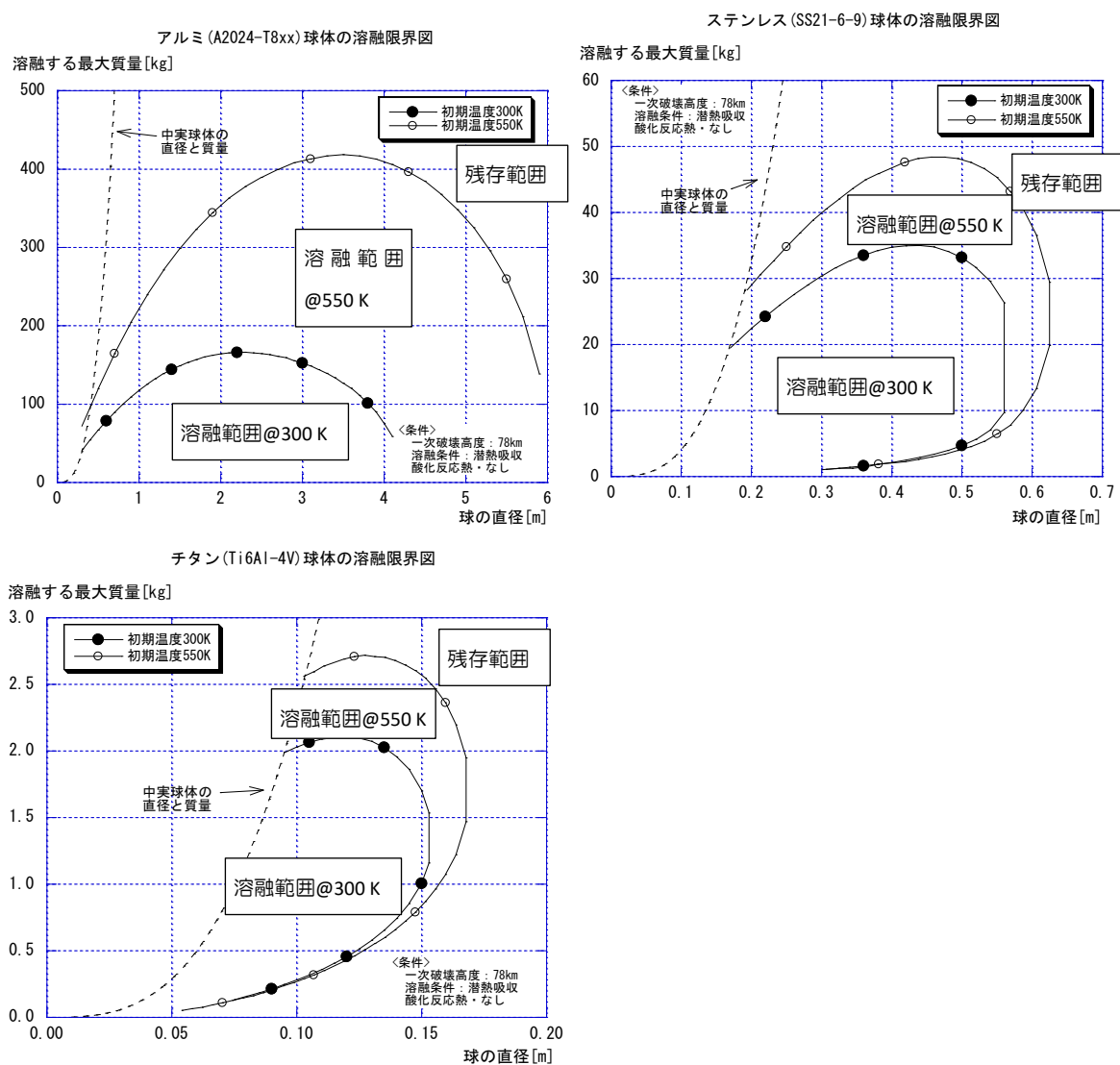
図5.1-1：アルミ合金/ステンレス/チタン合金製球体の溶融消失条件と破片残存状況の関係

5.2. 解析の実行

一次破壊後に分散した機器のそれぞれについて、作業2で得られた一次破壊点から落下経路解析と加熱・温度解析を行い、落下経路に沿った空力加熱、物体温度、動圧などを求める。また、設定した溶融消失条件に従い、破片の溶融残存性を求める。残存する機器については危険面積を確認し、その総和を求める。

注：ORSAT-J GUIにてシステムレベル解析の結果から一次破壊点高度を指定して、その高度の経路特性と温度をコンポーネントレベル解析へ引き渡すことができる。コンポーネントの初期温度は、気流に曝される位置に搭載されているコンポーネントについてはシステムレベル解析において、当該コンポーネントの材料で解析を行って初期温度を求めそれを初期温度とする。気流に曝されない機器については300 Kとする。

<参考>破片初期温度がアルミ合金製球体、ステンレス製球体及びチタン合金製球体の破片残存状況に与える影響を図5.2-1に示す。



一次破壊条件

一次破壊高度[km]	相対速度[m/s]	相対飛行経路角[°]	地理緯度[北緯°]	軌道傾斜角[°]
78	7463.7	-1.224	45.0	98.0

図 5.2-1：アルミ合金/ステンレス/チタン合金製球体の破片初期温度と破片残存状況の関係

5.3. 解析結果の整理

(1) 危険面積の評価

融点到達状態、潜熱吸収割合、残存物の危険面積等をまとめた一覧表を確認する。解析で溶融消失しなかった破片については表5.3-1に示す評価パラメータを確認する。また、溶融消失した破片については溶融消失時の高度の値を整理する。作業4のインプットとなる残存物の合計危険面積も求めておく。

表5.3-1：落下破片の危険度評価パラメータ

パラメータ	説明
危険面積	破片1個あたりの落下危険面積[m ² /個]
衝突エネルギー	破片の地上落下時の運動エネルギー[J]
破片温度のピーク	落下中の破片温度の最大値[K]、および破片温度が最大となるときの高度[m]
潜熱吸収率	温度が融点に達した破片については、溶融潜熱値に対する吸収熱量の割合を確認する。

(2) 落下残存判定

落下残存判定はORSAT-J GUIにより機械的に実施される。ただし、ORSAT-J GUIが機械的に残存すると判定した機器についても、以下の観点A及びBから手動で「溶融消失と同等とみなしてよい」を再評価することが必要である。また、ORSAT-J GUIが溶融すると判定した機器のうち、コンポーネント内部に難溶融な材質の小部品を含む場合については、以下の観点Cから「当該小部品が残存する可能性がある」を再評価することが必要である。

A. コンポーネントの形状・構造特性に注目した溶融消失判定

ハニカムパネルおよびコンポーネントのハウジング部分など、剛体度の低い形状・構造の破片については、温度が融点に達した時点で強度が失われ、落下時の環境（動圧、加速度Gなど）によっては破碎・飛散すると考えられる。このような破片については、潜熱吸収率および溶融状況を考慮のうえ、溶融消失と同等とみなしてもよい。

例；以下の要因を考慮して、パネルは落下中に断片化し溶融消失するか、あるいは地上落下した場合でも衝突エネルギーが十分に小さいと判断することもある。

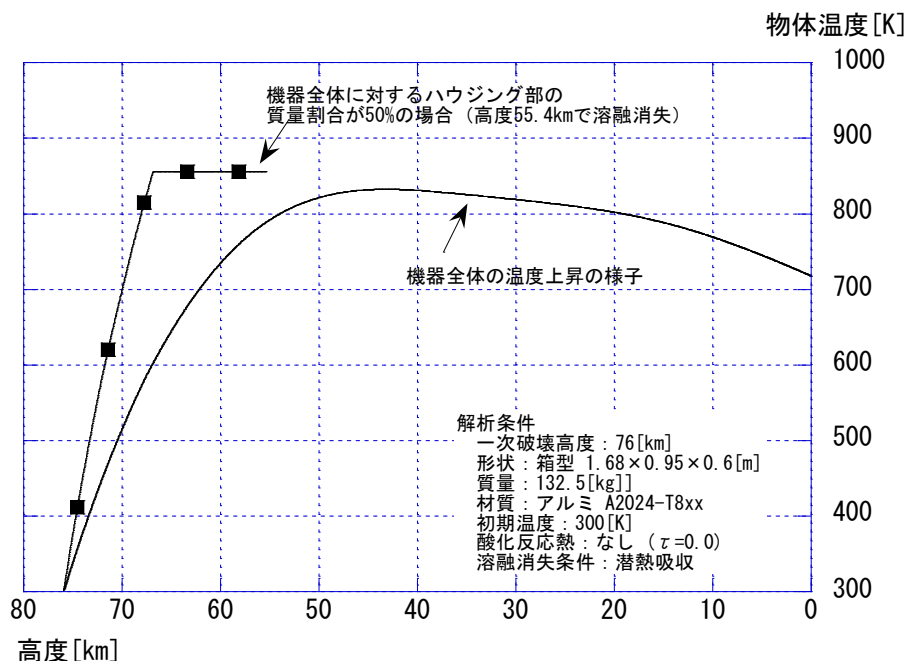
- ・ パネルはアルミハニカム構造であり熱的に弱い。
- ・ 落下時の温度が融点に達しており、潜熱吸収率も80%以上である。
- ・ 加速度的にも7G程度かかっている。

B. 電子機器

電子機器が溶融しない場合、機器質量の全てを構造部材に割り振ったことが原因である場合がある。実際には外側構造部材の質量は全質量の20~40%（参考文書(13)の東芝の成果報告による）で、残りは配線や電子基板等の溶融・飛散し易い物体で構成されていることが多い。この観点で完全溶融に必要な熱量の数％を吸収した段階で飛散すると考えることもできる。少なくとも、機器が1つの破片として質量と形状を維持したまま地上に到達する可能性はないと判断される。詳細は機器毎に評価すること。

<参考>図5.3-1に大型のユニット機器の落下残存判定を示す。

機器のハウジング部を考慮した場合の落下残存状況



<注>図中の実線は、加熱によりコンポーネント全体が温度上昇する場合の溶融状況を示している。図中の■付き実線は、加熱によりコンポーネントの50%部分が温度上昇する場合の溶融状況である（コンポーネントのハウジング部と内部部品は断熱されており、加熱によりハウジング部のみが温度上昇すると仮定）。

大型コンポーネントのハウジング質量割合は30%程度であることから、このコンポーネントは落下中にハウジング部が溶融破壊すると判断される。

30%: 大型衛星に搭載されている大型機器(質量10kg以上)について調査し、ハウジング部分の質量割合の平均値30%を得た。

一次破壊条件

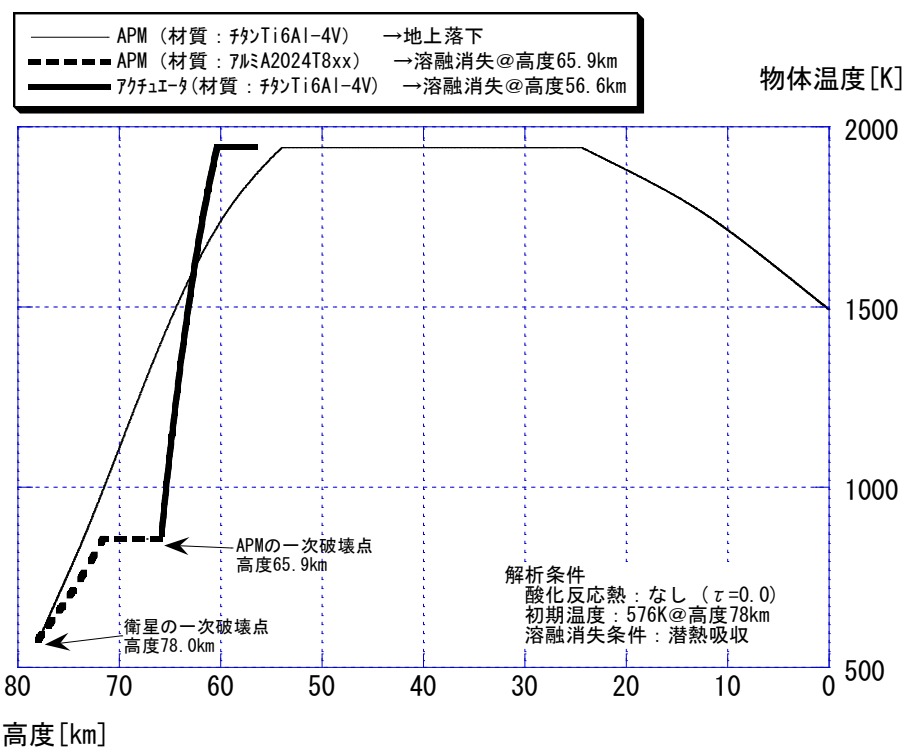
一次破壊高度[km]	相対速度[m/s]	相対飛行経路角[°]	地理緯度[北緯°]	軌道傾斜角[°]
76	7373.8	-0.978	40.3	98.0

図5.3-1：例；大型ユニット機器の落下残存判定

c. コンポーネントの内部に含まれる部品

コンポーネントが複数の材質の小部品から構成されている場合、あるいは、コンポーネントにハウジング部があり内部に小部品が搭載されている場合、もしその小部品が難溶融な材質で落下が危惧されるようであれば、コンポーネントの一次破壊点を明らかにしたうえで小部品の溶融解析を実施する。

<参考>図5.3-2に内部部品を考慮した場合の落下残存判定を示す。



<注>図中の太線および太点線は、APMおよびAPMの内部部品であるアクチュエータを考慮した場合の溶融状況を表している。APMの溶融消失点を初期条件として、アクチュエータの溶融解析を実施している。図中の実線は、APMの材質をチタン（APMの構成材質のうち最も難溶融性の材質）とした場合の溶融状況である。

図よりAPMは内部部品も含め溶融消失すると判断される。

解析破片一覧

名称	形状	寸法[m]	質量[kg]	主要材質
APM	円柱	$\Phi 0.21 \times 0.41$	17.1	アルミ
アクチュエータ	円柱	$\Phi 0.16 \times 0.04$	1.25	チタン

一次破壊条件

一次破壊条件	高度 [km]	相対速度 [m/s]	相対飛行 経路角[°]	地理緯度 [北緯°]	軌道傾斜角 [°]	物体温度 [K]
衛星の一次破壊条件	78.0	7488.9	-0.846	41.2	98	300.0
APMの一次破壊条件	65.9	6973.4	-1.667	36.9	98	856.0

図5.3-2：例；内部部品を考慮した場合の落下残存判定

6. 作業4；傷害予測数解析

作業3で得られた残存物の合計危険面積から傷害予測数を求める。

6.1. 解析インプットの準備と解析の実行

作業3で得られた残存物の合計危険面積から、自然落下の場合は軌道傾斜角と落下時期に応じた傷害予測数を求める。制御再突入の場合（JERG-0-047再突入機の再突入飛行に係る安全基準 6.3 項①③ケースの検討の場合）は特定エリアへの落下確率と落下時期に応じた傷害予測数を求める。落下予測点およびその落下確率については、別のツール等による正確な軌道解析および故障率計算により用意する必要がある。

危険面積および傷害予測数の計算式はJMR-003スペースデブリ発生防止標準の付属書を参照されたい。なお、ORSAT-Jにおいて人口モデルはGPW4（Gridded Global Population Distribution of the World, version4, Aug.,2016）を適用している。

<参考>

図6.1-1に自然落下において、軌道傾斜角に応じた緯度幅1度毎の落下確率を示す。落下確率は緯度に依存する。低緯度では、物体は緯度帯に対して垂直方向に短時間で通過するため落下確率は小さくなる。一方、高緯度地域では、物体は緯度帯と平行に通過するため、落下確率は大きくなる。また、図6.1-2に緯度幅1度毎の人口を示す。これらの情報から算出された、軌道傾斜角に応じた単位危険面積あたりの傷害予測数を図6.1-3に示す。軌道傾斜角25-40 degの単位危険面積あたりの傷害予測数が最大となる。

危険面積の最小値は理論的には0.36 m²である。サイズが最小の小破片が落下しても危険面積は0.36 m²となり、自然落下の場合、これらが23個落下すれば規定を超えてしまう。[傾斜角98度で $E_c=0.0001$, $E_c/(12/10^6)/0.36 \div 23$ 個] また、危険面積が約8.3 m²を超えると E_c が規定値を超えてしまう。

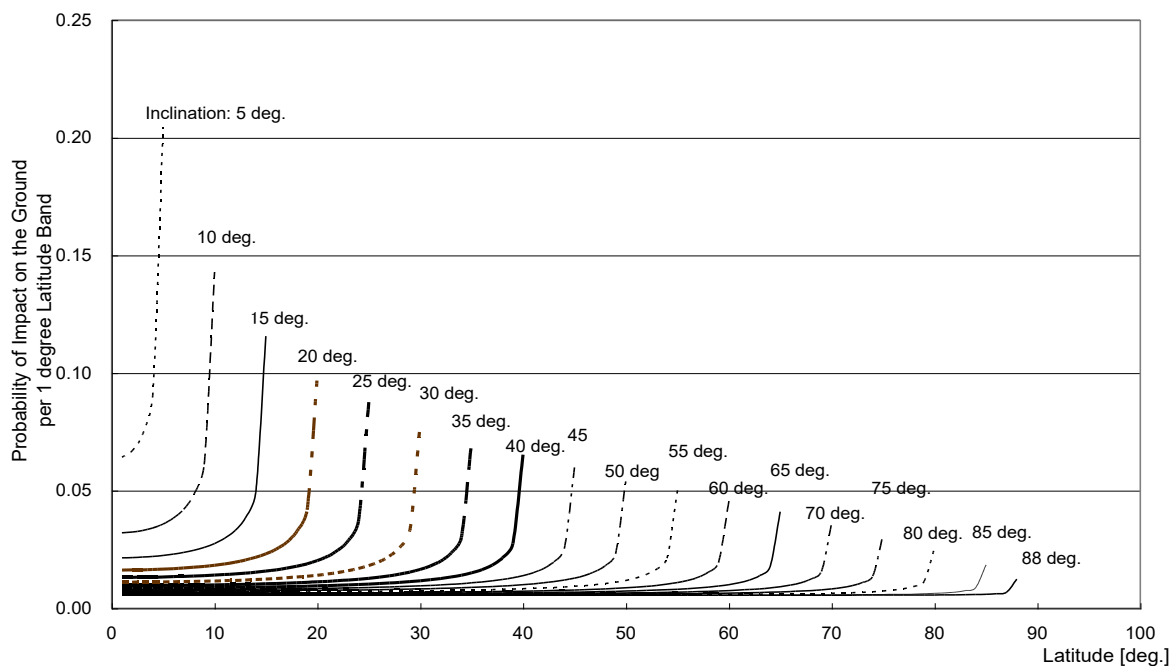


図6.1-1 軌道傾斜角に応じた緯度幅1度毎の落下確率Pi

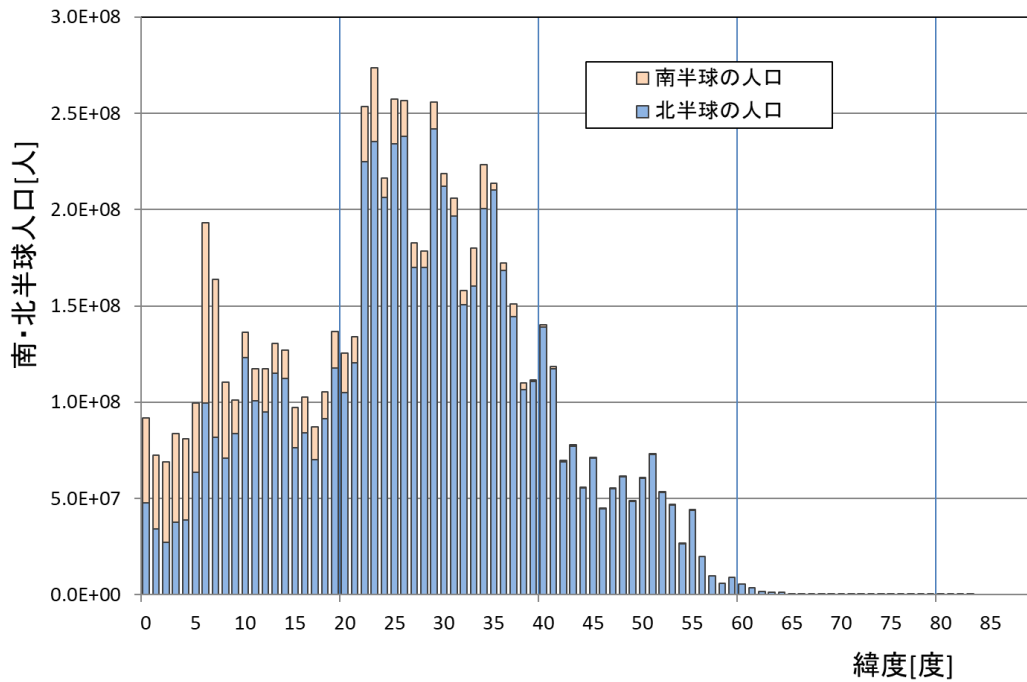


図6.1-2 緯度幅1度毎の人口（世界人口約72億人:GPW4@2015年）

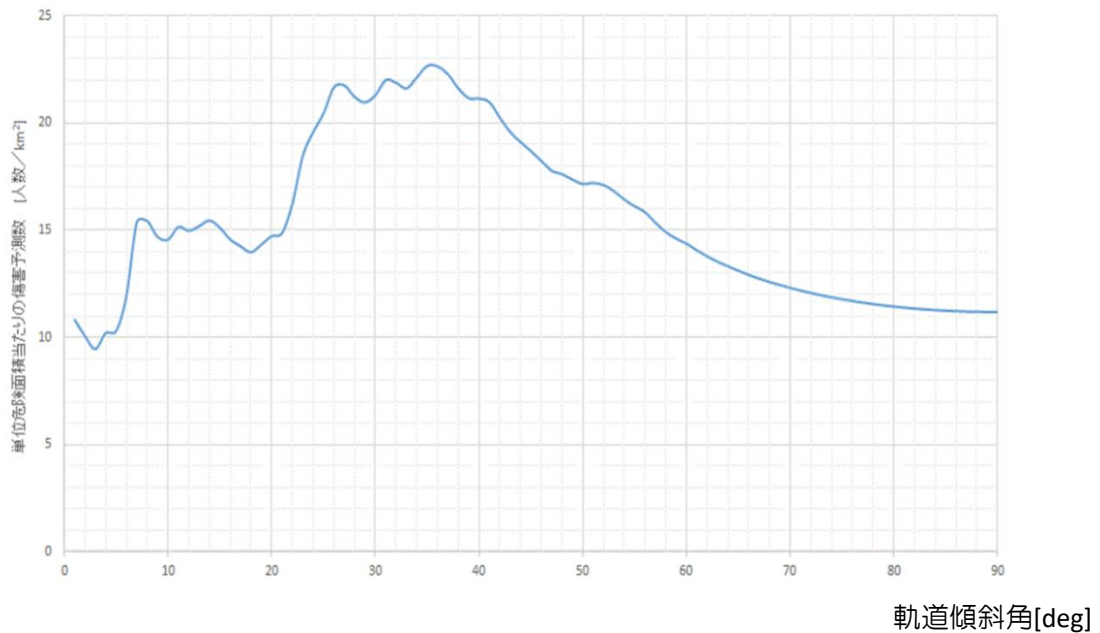


図6.1-3：軌道傾斜角に応じた単位危険面積あたりの傷害予測数（GPW4@2020年）

6.2. 解析結果の整理

得られた傷害予測数を許容傷害予測数と比較し、落下の対人傷害安全性を評価する。許容傷害予測数を上回る場合は、溶融しやすい材料への変更を検討する、もしくは制御再突入の適用を検討する。

7. 補足データ

7.1. 円軌道から自然落下する場合の再突入経路パラメータ

代表的な物体が円軌道から自然落下する場合の再突入経路パラメータを表7.1-1に示す。データ収集要領および前提条件は以下の通りである。

- 代表的衛星および3t級大型衛星が自然落下するケースについて調査した。物体モデルは以下の表の通り。

パラメータ	代表的衛星	3t級大型衛星
質量 [kg]	3649	3507
基準面積 [m ²]	13.2	39.4
抵抗係数 [ND]	2.5	2.5
弾道係数 [kg/m ²]	110.6	35.6

- 軌道高度200kmの円軌道を初期値とし地上落下までの軌道伝播計算を行い、高度120km（=解析開始高度）における相対速度と相対飛行経路角のデータを収集した。
- 地球形状・重力モデルは完全球体モデルとした。

表7.1-1：標準的な再突入経路パラメータ（物体モデル：代表的衛星）

軌道傾斜角[°]	相対速度[m/s]	相対飛行経路角[°]
0	7357	-0.052
10	7364	-0.052
20	7387	-0.052
30	7424	-0.052
40	7474	-0.052
50	7535	-0.052
60	7605	-0.052
70	7681	-0.052
80	7762	-0.053
90	7845	-0.053
98	7910	-0.053

* 表中の値は、高度120km、北緯0度、東経0度における値である。

（物体モデル：3t級大型衛星）

軌道傾斜角[°]	相対速度[m/s]	相対飛行経路角[°]
0	7353	-0.111
10	7361	-0.111
20	7384	-0.111
30	7420	-0.111
40	7470	-0.111
50	7531	-0.111
60	7601	-0.112
70	7677	-0.112
80	7758	-0.112
90	7841	-0.112
98	7906	-0.113

* 表中の値は、高度120km、北緯0度、東経0度における値である。

7.2. 代表的材質・形状物体の溶融限界図

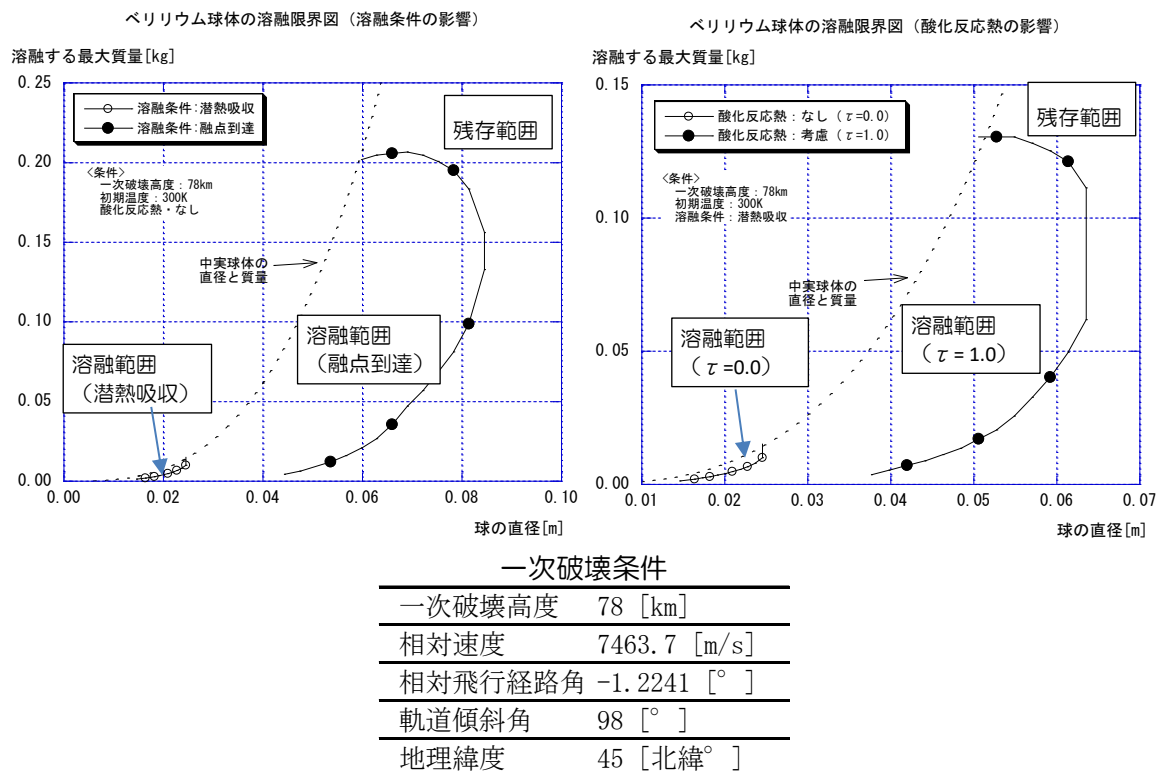
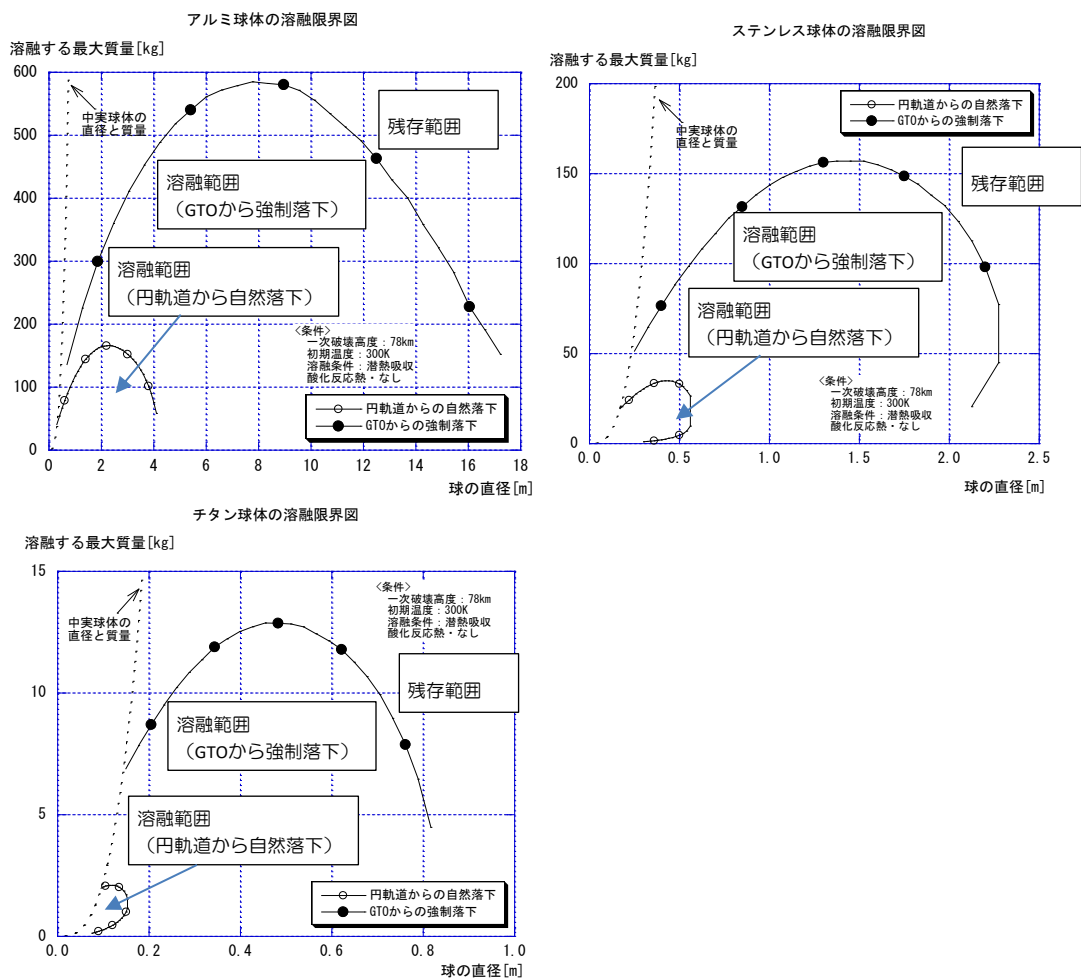


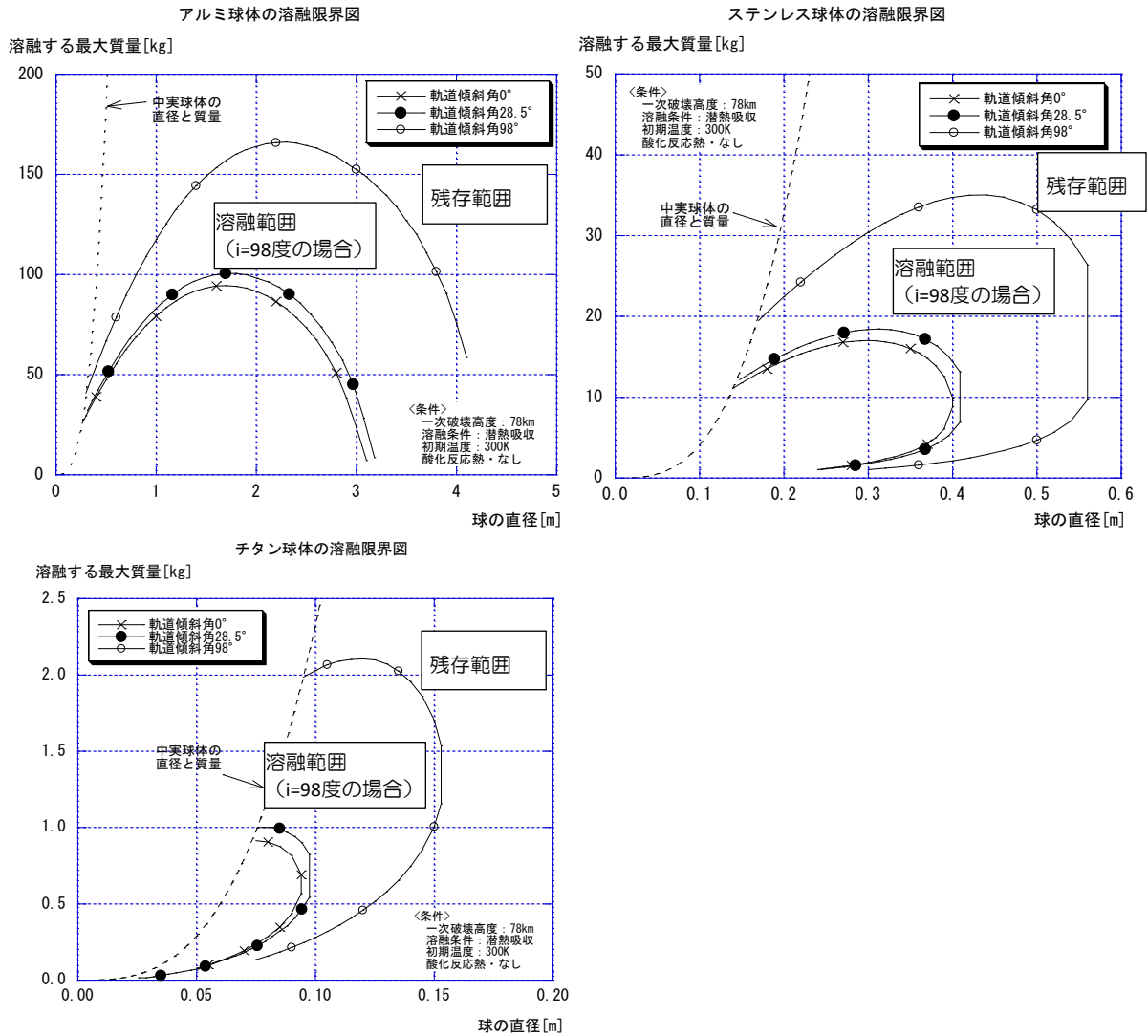
図7.2-1：ベリリウム製球状物体の溶融限界（左：溶融判定条件の影響、右：酸化反応熱の影響）



一次破壊条件

ケース	一次破壊高度 [km]	相対速度 [m/s]	相対飛行 経路角[°]	軌道傾斜角 [°]	地理緯度 [北緯°]
円軌道からの自然落下	78	7463.7	-1.224	98.0	45.0
GTOからの強制落下	78	9882.6	-6.164	28.5	0.0

図7.2-2：GTOから強制落下するアルミ合金/ステンレス/チタン合金製球状物体の溶融限界



一次破壊条件

ケース	一次破壊高度 [km]	相対速度 [m/s]	相対飛行 経路角[°]	軌道傾斜角 [°]	地理緯度 [北緯°]
軌道傾斜角0°	78	6980.1	-1.038	0.0	0.0
軌道傾斜角28.5°	78	7029.1	-1.027	28.5	0.0
軌道傾斜角98°	78	7463.7	-1.224	98.0	45.0

注：表中の飛行経路パラメータは、物体がそれぞれの軌道傾斜角の円軌道から自然落下する場合の値である。

図7.2-3：軌道傾斜角がアルミ合金/ステンレス/チタン合金製球状物体の溶融状況に与える影響

付録1：溶融解析結果報告書のモデル様式
 ○○機体の溶融解析結果（自然落下の場合）

1. 概要

○○機体が地球に自然落下する場合の残存性及び傷害予測数について評価した。その結果、傷害予測数は $xx \times 10^{-4}$ 人（危険面積： $xx \text{ m}^2$ ）であり、国際的な基準である 10^{-4} 人以下を・・・・・・である。

2. 解析内容

2.1 使用ツール

ORSAT-Jv5.XX

2.2 解析条件

2.2.1 初期軌道条件（再突入インタフェース点）

再突入インタフェース点における初期軌道条件を表A-2-1に示す。本条件は宇宙物体の再突入溶融マニュアル（CAA-109029）」記載のNASA標準値を用いた。

表A-2-1 再突入インタフェース点における初期軌道条件

初期軌道の入力モード	ケプラーリアン（楕円軌道3）
高度（赤道上）(km)	122
軌道傾斜角 (deg)	98.0
経度 (deg)	0
地理緯度 (deg)	0
相対速度 (km/s)	7.903
飛行上下角 (deg)	-0.07

2.2.2 天体形状・重力モデル／大気モデル等

天体形状・重力モデル／大気モデル等を表A-2-2に示す。また、傷害予測数解析の人口データにはGPW4を使用した。

表A-2-2 天体形状・重力モデル／大気モデル等

解析対象天体	地球
天体形状・重力モデル	JGM3
大気モデル	US1976
危険面積計算で無視するエネルギー閾値	15

2.2.3 解析手法及び条件

- 物体の挙動：物体はランダム・タンブリングしながら落下するものと仮定した。
- 熱計算モデル：集中質量方式（lumped mass approach）とした。なお、落下経路途中の表面の溶融・剥離による質量・体積変化は考慮しない。
- 酸化反応熱：酸化による壁への熱伝達効率0.4を考慮した。
- システムレベル解析にて、一時破壊点は機体が $x \times x \times x \times x \times x$ に達した高度とした。
- コンポーネントレベル解析にて、機器の消滅は溶融潜熱を吸収した時点とした。

2.2.4 機器構成

解析対象とする機器及び機体の構造要素を表A-2-3に示す。合計質量xxxx kg分を計上した。これは全質量のxxx%を占める。機器の形状はORSAT-Jで解析可能な単純形状（球体、円柱、箱型、板）で近似した。ハーネス、細いチューブ等、落下の被害のないものについてはモデル化を省略した。

表A-2-3 機器構成一覧

#	オブジェクト名	数量	落下物の形状	D, L, H (m)	質量 (kg)	材質	初期温度(K)
1	機体	1	球 (スピン)	3.0, 0, 0	1000	アルミニウム△2024-T8xx	300
2	機器1	1	球 (スピン)	0.3, 0, 0	100	ステンレス・スチール21-6-9	700

※機体は再突入インタフェース点における温度、機器は一次破壊点における温度

本解析で使用了材料物性を表A-2-4に示す。

表A-2-4 材料特性

材質 番号	材質の名前	熱容量	熱伝導率	密度	輻射率	溶融潜熱	酸化反応熱	融点	データソース
		J/kg・K	W/m・K	kg/m ³	-	J/kg	J/Kg・O ₂	K	
3	アルミニウム △2024- T8xx	305.727	71.0467	2803	0.3	386116	34910417	856	ORSAT
9	ステンレス・スチール 21-6-9	439.2	6.4474	7832.8	0.3	286098	16816980	1728	ORSAT

3. 解析結果

3.1 システムレベル解析の結果：一次破壊点高度の決定

再突入インタフェース点から、機体の落下経路解析と加熱解析を行い、その結果より一次破壊点を推定した。一次破壊点は機体が×××××××××に達した高度とした。

(もしくは、機体の設計や規模に特殊な要素が無ければデフォルト値の78kmを採用する。)

表A-3-1 一次破壊点条件

初期軌道の入力モード	ケプラーリアン (楕円軌道3)
高度 (赤道上) (km)	78
軌道傾斜角 (deg)	98.0
経度 (deg)	350
地理緯度 (deg)	40
相対速度 (km/s)	7.580
飛行上下角 (deg)	-1.5

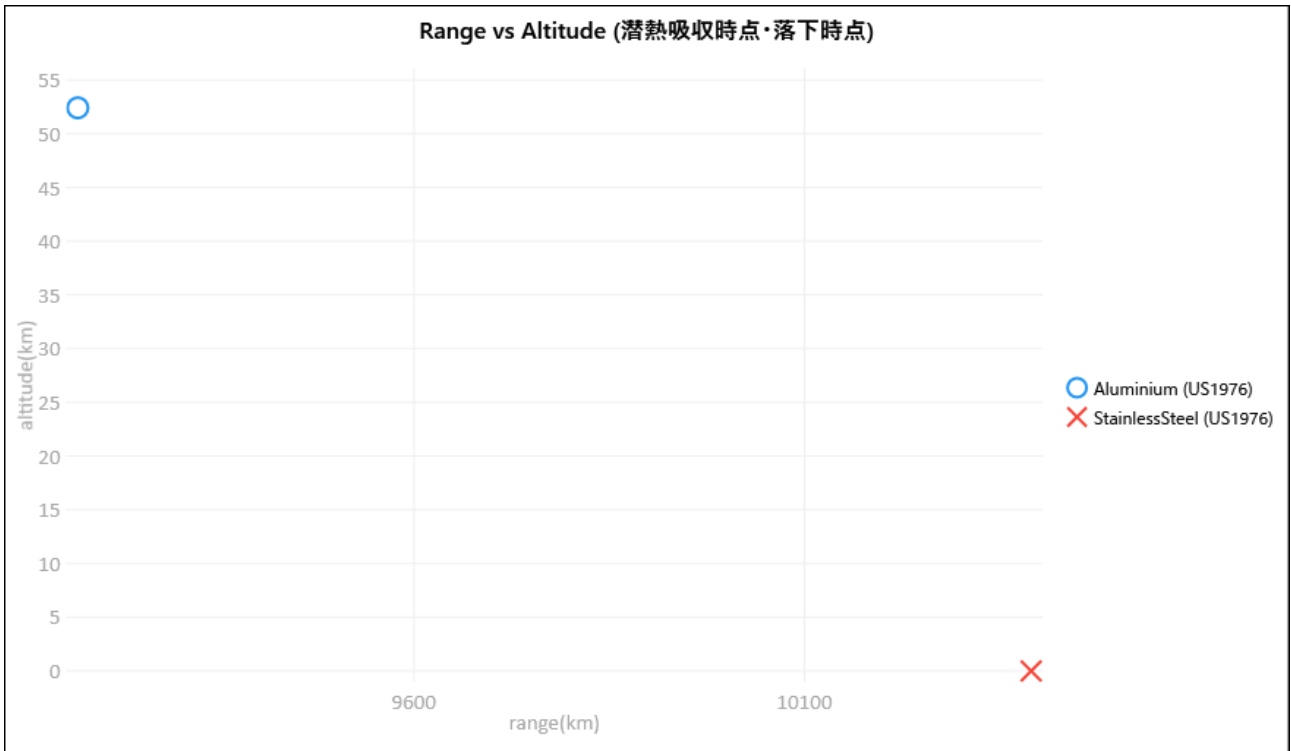
3.2 コンポーネントレベル解析の結果：残存性解析

3.1項の一次破壊点で飛散した機器類のそれぞれについて、落下経路解析と加熱解析を行った。一次破壊以前に気流にさらされない機器の初期温度は300 Kとするが、気流にさらされている機器については、初期温度xxxx Kとした。解析対象品目毎の残存性の確認、危険面積の合計値を求めた結果を表A-3-2に示す。残存すると判定された機器は○品目である。合計危険面積はxxxx m²となる。なお、危険面積は人間の地表投影面積も考慮している。

表A-3-2 機器の残存性の確認及び危険面積

#	層No.	オブジェクト名	地表面到達時の状態	危険面積(m ²)	衝突エネルギー(J)
2	-	機器1	残存 (潜熱吸収44.77301%)	0.7497275	1.850890e+06
合計				0.7497275	1850890

解析の結果得られた各コンポーネントの消滅高度を図A-3-1に示す。



図A-3.1 機器の溶融高度、残存物の落下位置

3.3 傷害予測数の算出

〇〇機体の打上げ年から運用X年・デオービットX年以内を考慮し、xxxx年に落下する場合の傷害予測数求めると表A-3-3のようになる。計画するxxxx年の傷害予測数は**TBD**【人】である、これは規定値である 1×10^{-4} 【人】を----(満足あるいは逸脱)---する。

表A-3-3 傷害予測数

#	Ec解析ケースタイトル	落下時期（西暦年）	Ec(人)
1	case1	2000	1.06427E-05