

C01

衛星用複合材推進タンクの再突入安全性評価モデル Re-entry Survivability Analysis Model of Spacecraft Composite Propellant Tank

○清水 隆三, 松本 純, 足立 寛和, 藤本 圭一郎, 池田 博英(JAXA)
○SHIMIZU Ryuzo, MATSUMOTO Jun, ADACHI Hirokazu, FUJIMOTO Keiichiro,
IKEDA Hirohide (JAXA)

ミッション終了後の低軌道周回衛星が自然落下して大気圏に再突入する際、チタン合金製の推進薬タンクは溶融せずに地上まで到達するため、安全上のリスクとなっている。地上の安全性向上のためには推進薬タンクが溶融するのが望ましく、JAXA では溶融させることを目指してアルミ合金製ライナの複合材推進薬タンクの研究・開発を実施してきた。開発当時、複合材の樹脂が再突入時の加熱で熱分解し、気流の効果で炭素繊維が飛散して露出したライナが溶融すると想定していたが、溶融性については追加評価を実施している。JAXA では、アーク加熱風洞でのテストピース加熱試験結果に基づく熱物性のモデル化と、再突入時に実機形状タンクが受ける空力加熱環境の解析評価を進めており、両者を組み合わせた溶融性評価状況を報告する。

A propellant tank for spacecraft is usually made of titanium alloy, it would not demise during atmospheric re-entry of the LEO spacecraft and cause a risk to the ground. So, it is desirable that a propellant tank would demise. JAXA had conducted research to develop an aluminum-lined, carbon composite overwrapped tank for reducing impact risk to the ground. In the early phase, it expected that the resin of CFRP would decomposed by aerodynamic heat and residual carbon fibers were blown away by the effect of airflow. However, reevaluation of the survivability of this composite propellant tank has been conducted by JAXA. We report the re-entry survivability analysis model based on arc wind tunnel tests , and current reevaluation status.



Re-entry Survivability Analysis Model of Spacecraft Composite Propellant Tank

衛星用複合材推進タンクの再突入安全性評価モデル

Ryuzo Shimizu, Jun Matsumoto, Hirokazu Adachi,
Keiichiro Fujimoto, Hirohide Ikeda (JAXA)

清水隆三, 松本純, 足立寛和, 藤本圭一郎, 池田博英 (JAXA)

9th Space Debris Workshop
第9回スペースデブリワークショップ

1

(はじめに)

Introduction



A propellant tank for spacecraft is usually made of titanium alloy, it would not demise during atmospheric re-entry of the LEO spacecraft and cause a risk to the ground. So, it is desirable that a propellant tank would demise.

ミッション終了後の低軌道周回衛星が自然落下して大気圏に再突入する際、チタン合金製の推進薬タンクは溶融せずに地上まで到達するため、安全上のリスクとなっている。

JAXA had conducted research to develop [an aluminum-lined, carbon composite overwrapped tank](#) for reducing impact risk to the ground.

地上の安全性向上のためには推進薬タンクが溶融するのが望ましく、JAXA では溶融させることを目指して[アルミ合金製ライナの複合材推進タンクの研究・開発を実施してきた](#)。



In the early phase, it expected that the resin of CFRP would decompose by aerodynamic heat and residual carbon fibers were blown away by the effect of airflow. However, [to improve re-entry survivability analysis method](#), reevaluation of the survivability of this composite propellant tank has been conducted by JAXA.

開発当時、複合材の樹脂が再突入時の加熱で熱分解し、気流の効果で炭素繊維が飛散して露出したライナが溶融すると想定していた。しかしながら、[再突入安全評価手法の向上のため](#)、このタンクを具体的な検討対象として追加評価を実施している。

We report the re-entry survivability analysis model based on arcjet wind tunnel tests, and current reevaluation status.

現在、アーク加熱風洞でのテストピース加熱試験結果に基づくタンク熱物性のモデル化を進めており、追加評価状況を報告する。



2

(検討対象)

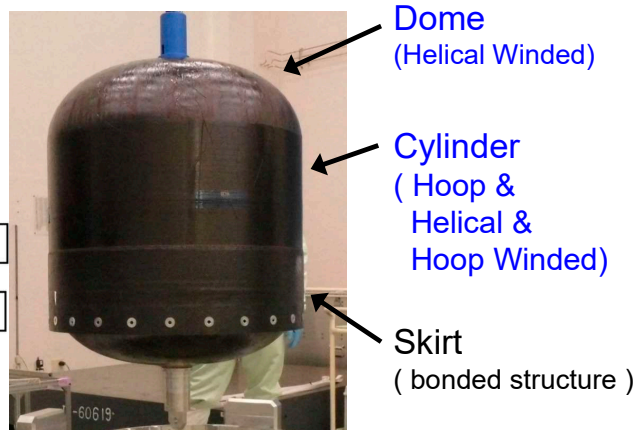
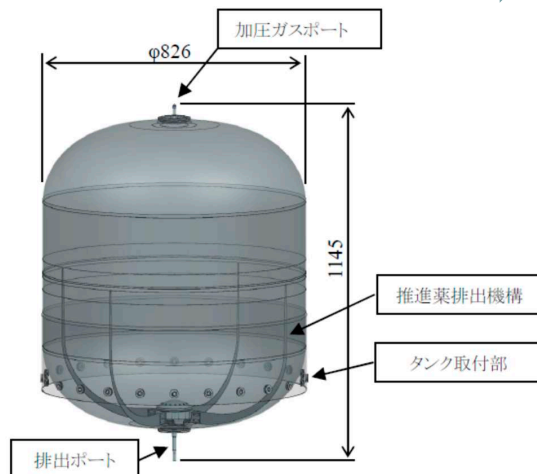
Object: Composite Propellant Tank



● Composite Propellant Tank with Aluminum Alloy Liner

Target : Spacecraft

- Merit : ① Low Cost and Short Supply Period チタンタンクより低コスト・短納期
 ② Light Weight (equivalent to Titanium Tank) チタンタンクと同等
 ③ (Demissability) ➡ Additional Study



3

(報告内容)

Outline



Approach

[Contents at this WS](#)

- ① Preliminary estimation of heat flux during Re-entry
 - ② Heating test for confirmation of probable damage
 - ③ Heating test for construction of heat conduction model
 - ④ Heat conduction analysis model
(one-dimensional → three-dimensional, anisotropic)
 - ⑤ Transient heat conduction analysis (without recession of CFRP)
- ↓
- ⑥ Heat flux estimation with 3D shape of tank
 - ⑦ Transient heat conduction analysis
- ↓
- ⑧ Detail study considering several effects.

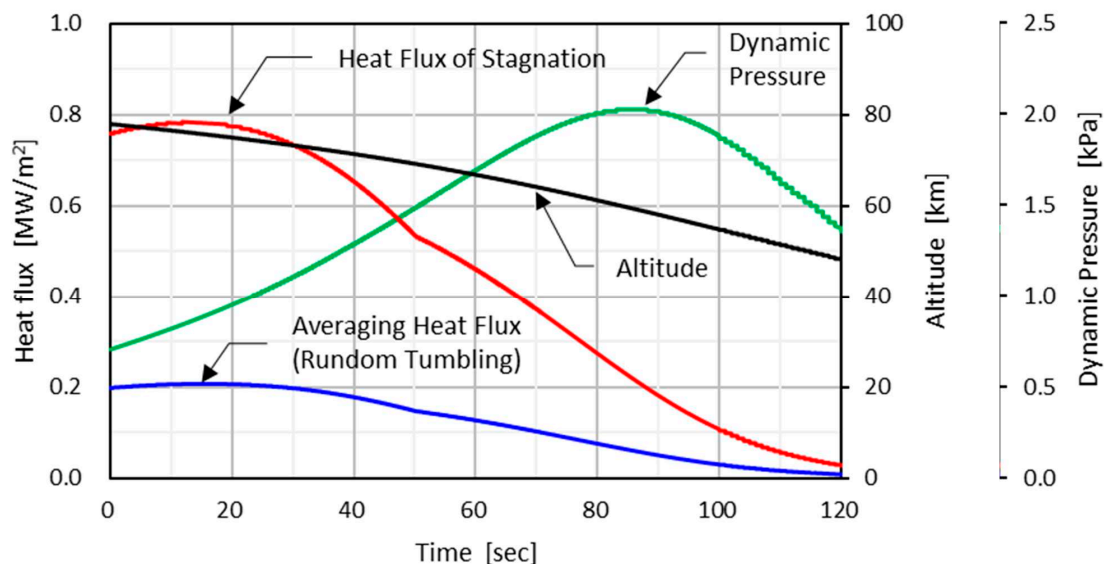
4

(再突入時加熱履歴の簡易推定)

Preliminary Estimation of Heat Flux



- **Trajectory** : Re-entry from SSO
- Tool** : ORSAT-J (Shape of tank was substituted by "Sphere" .)
- Condition** : Rndom Tumbling, Constant Mass



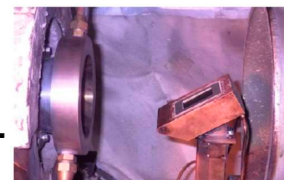
5

(想定加熱率下での損傷度確認試験)



Heating test for confirmation of probable damage

- **Prupose**: To obtain the knowledge about probable damage of this tank under the expected heating condition.
(目的: 想定される加熱条件下において、実際のタンクと同じ材料・積層構成を有するテストピースに発生する損傷を確認する。)
- **Facility**: 750kW Arcjet Wind Tunnel in JAXA (Chofu)
(Heating test with high enthalpy air flow)
- **Specimens**: The specimens were taken from a developing model of the composite propellant tank.
- **Test Configuration**:
Specimens were declined to adjusting heat flux.
The edge of specimen was protected by a titanium cover to prevent detachment of CFRP by delamination from the edge.
(テストピース、試験形態: 実機大試作タンクの円筒部、ドーム部からテストピースを採取。テストピース端部からの剥れを防止・抑制するため、チタン合金製カバーで保護。)



5

(損傷度確認試験結果例)

Test Result – Example of Damage



● Test Result (Example of Specimen from Dome Section)

Constant Heat flux: 0.42MW/m^2 、 Pressure: 0.83 kPa (at Middle Area)

(Actual heat flux was decreased by the bump of titanium cover.)

⇒ CFRP surface layer suffered damaged, but inner layers existing.

(ドーム部テストピース、中流部での加熱率 0.42MW/m^2 、圧力 0.83kPa 。

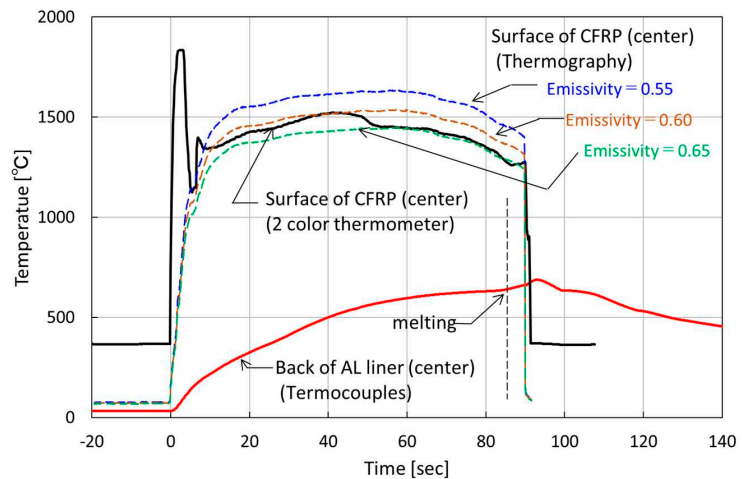
CFRP層の表面側での損傷(消失)はあるものの、残存層が有る状態。)



(Before Test)



(After Test)



7

(損傷度確認試験結果例)

Test Result – Example of Damage



● Test Result (Example of Specimen from Dome Section)

Constant Heat flux: 0.17MW/m^2 、 Pressure: 0.58 kPa (at Middle Area)

(Actual heat flux was decreased by the bump of titanium cover.)

⇒ CFRP surface layer suffered slight damaged. For conservative evaluation, under the random tumbling condition, CFRP char layer will remain after the resin decomposed.

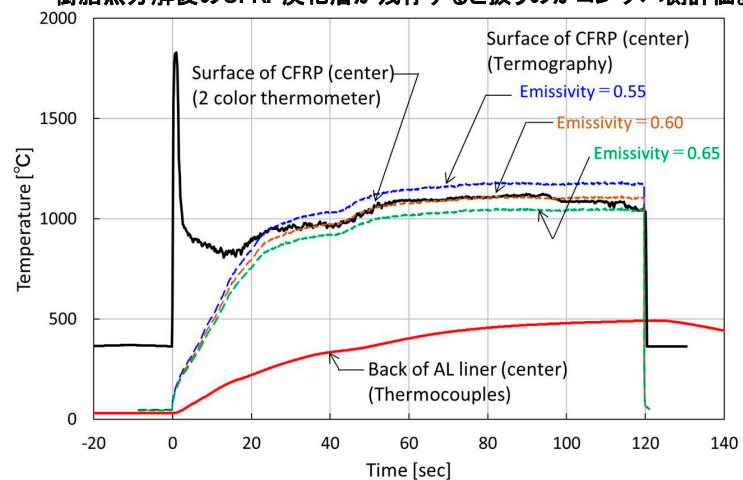
(CFRP層の表面側での損傷は軽微。ランダムタンプリングの条件では樹脂熱分解後のCFRP炭化層が残存すると扱うのがコンサーバ側評価。)



(Before Test)



(After Test)



8

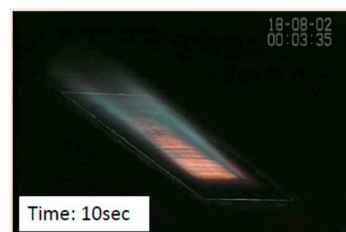
(損傷度確認試験結果例)

Test Result – Example of Damage

● **Test Result (Example of Specimen from Cylinder Section)**Heat flux: 0.42MW/m^2 , Pressure: 0.83 kPa

(Actual heat flux was decreased by the bump of Ti cover.)

⇒ Recession occurred at CFRP surface layer (Hoop wound) after 48sec, but CFRP inner layer (Helical wound) remained. (表面のフープ巻き層は局所的な消失が層内で進行していく様子が確認された。ヘリカル巻き層では急速な進行は見られない。リセッションを期待しない方がコンサバ側。)



9

(淀み点加熱による温度データ取得)



Heating test for construction of heat conduction model

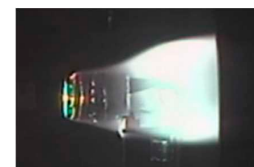
- **Purpose:** To obtain temperature data for construction the heat conduction analysis model of this tank under stagnation heat flux.

(目的: 加熱率が比較的明確な(分布が小さい)淀み点加熱形態で試験を行い、熱伝導解析モデル構築に必要な温度データを取得する。)

- **Facility:** 750kW Arcjet Wind Tunnel in JAXA (Chofu)
(Heating test with high enthalpy air flow)
- **Specimens:** The specimens were taken from a developing model of the composite propellant tank.
For reference, SUS specimens were tested.

● **Test Configuration:**

Specimens were heated with stagnation heat flux. The edge of specimen was protected by a SUS cover to prevent detachment of CFRP by delamination from the edge.



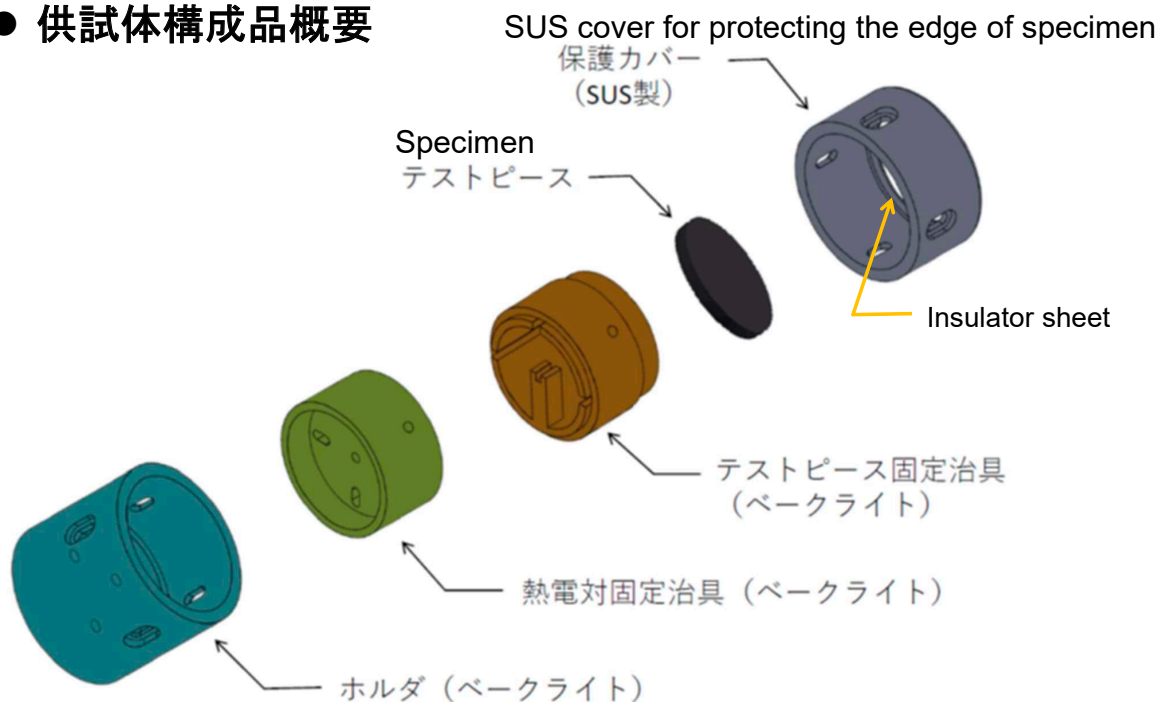
10

(淀み点加熱試験供試体)

Composition of Test Item



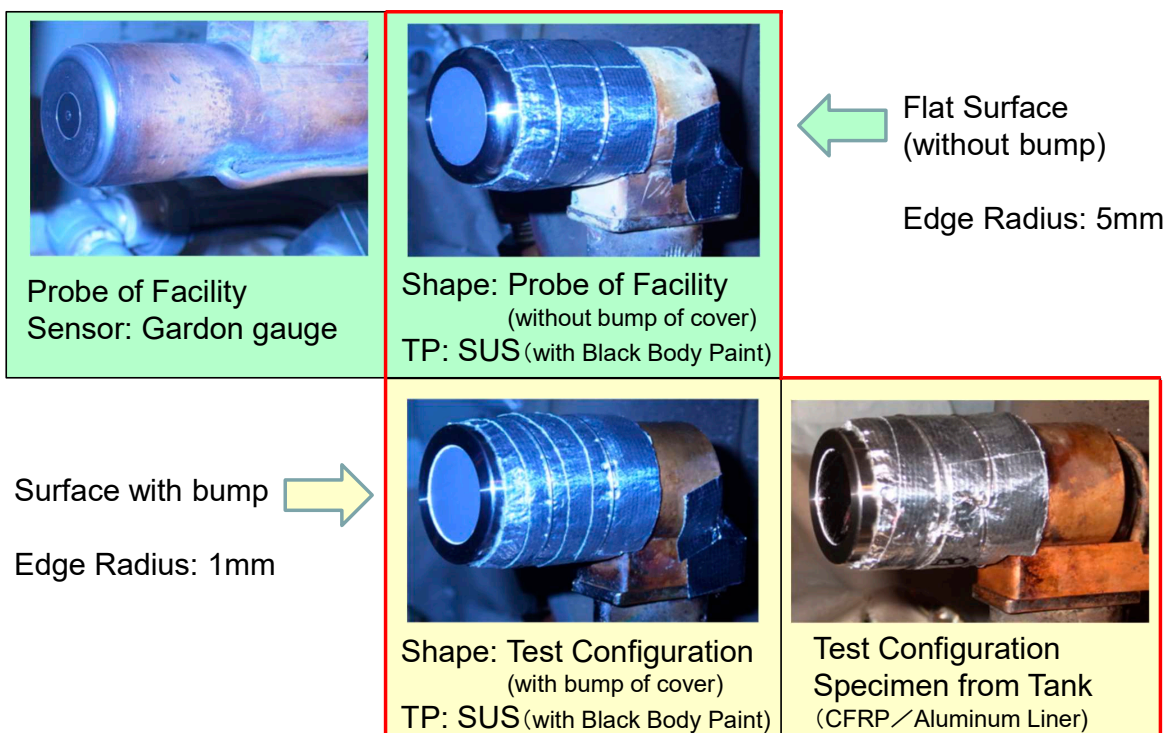
● 供試体構成品概要



11

(淀み点加熱試験形態)

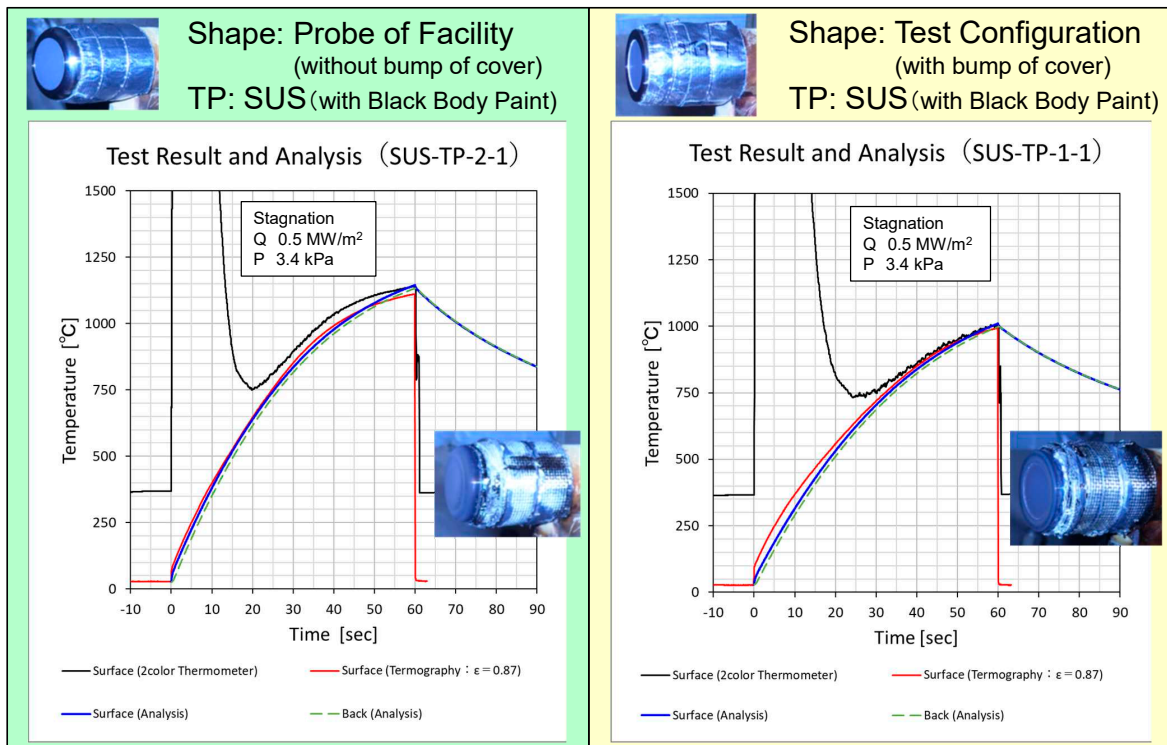
Heating Test Configuration



12

(試験結果 – 前面形状の影響)

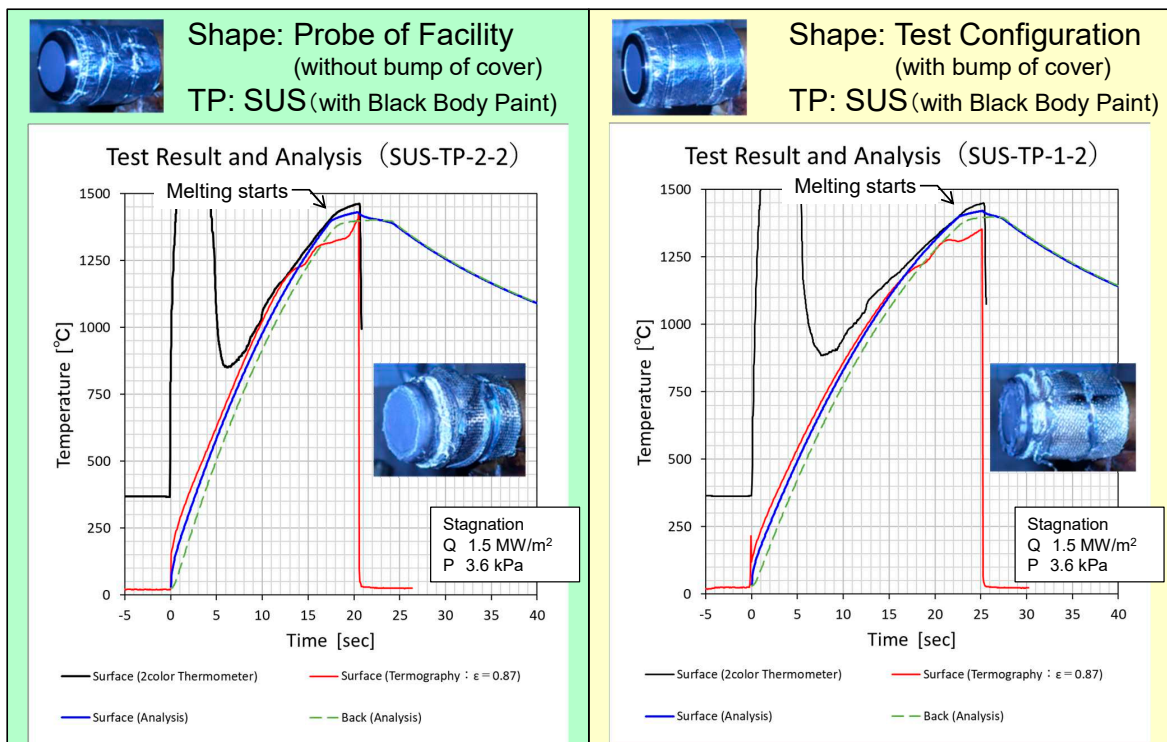
Test Result (Effect of Front Shape)



13

(試験結果 – 前面形状の影響)

Test Result (Effect of Front Shape)



14

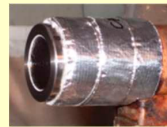
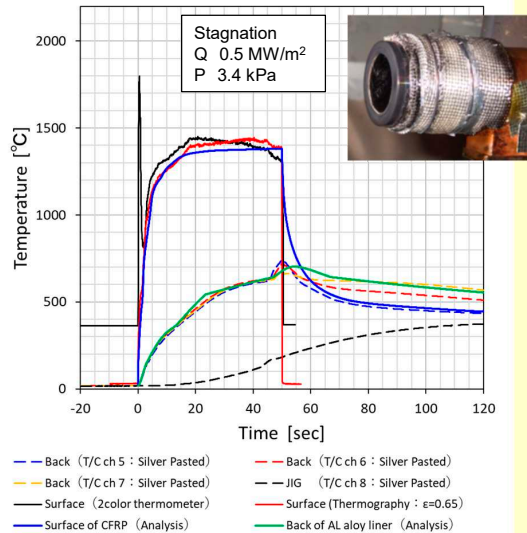
(定み点加熱試験結果と再現解析)

Test Result and Analysis



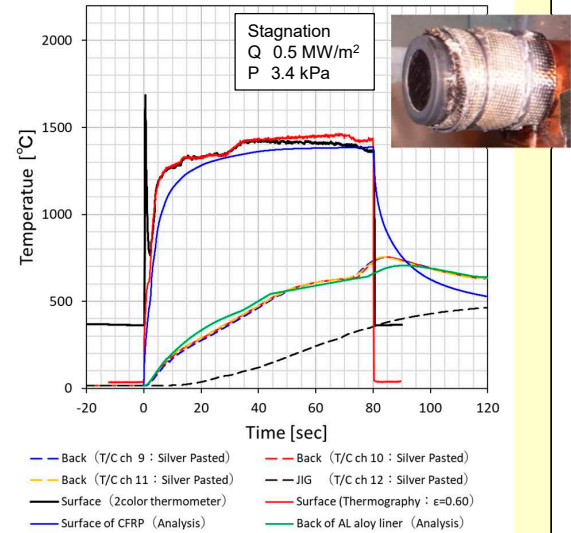
Specimen from Tank Dome
(CFRP/Aluminum Liner)

Test Result and Analysis (CF/AL (Dome) -11)



Specimen from Tank Cylinder
(CFRP/Aluminum Liner)

Test Result and Analysis (CF/AL (Cylinder) -11)



15

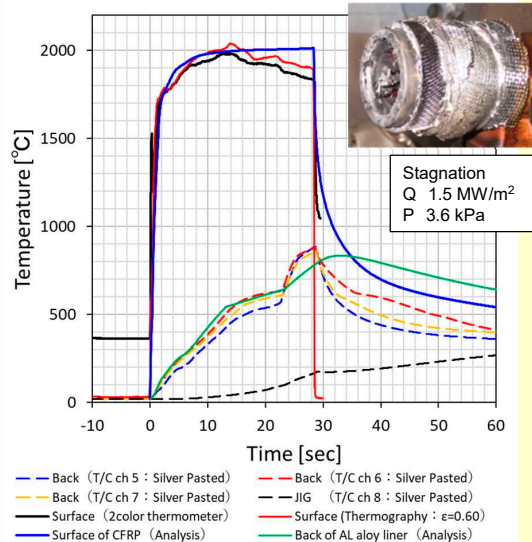
(定み点加熱試験結果と再現解析)

Test Result and Analysis



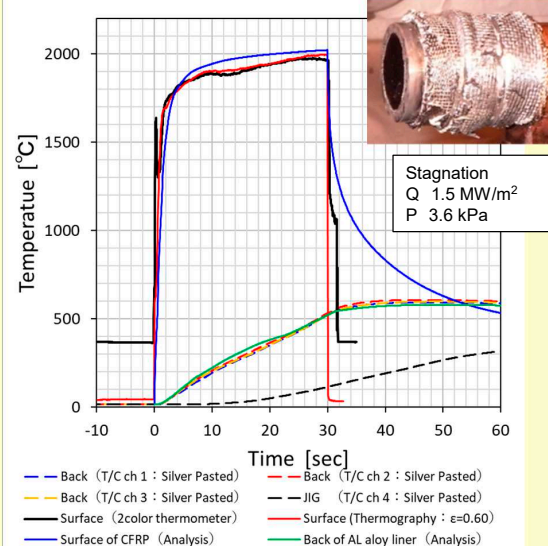
Specimen from Tank Dome
(CFRP/Aluminum Liner)

Test Result and Analysis (CF/AL (Dome) -14)



Specimen from Tank Cylinder
(CFRP/Aluminum Liner)

Test Result and Analysis (CF/AL (Cylinder) -12)



16

(熱伝導解析モデル)

Heat Conduction Analysis Model



- Improve one-dimensional heat conduction analysis model by fitting to test data.

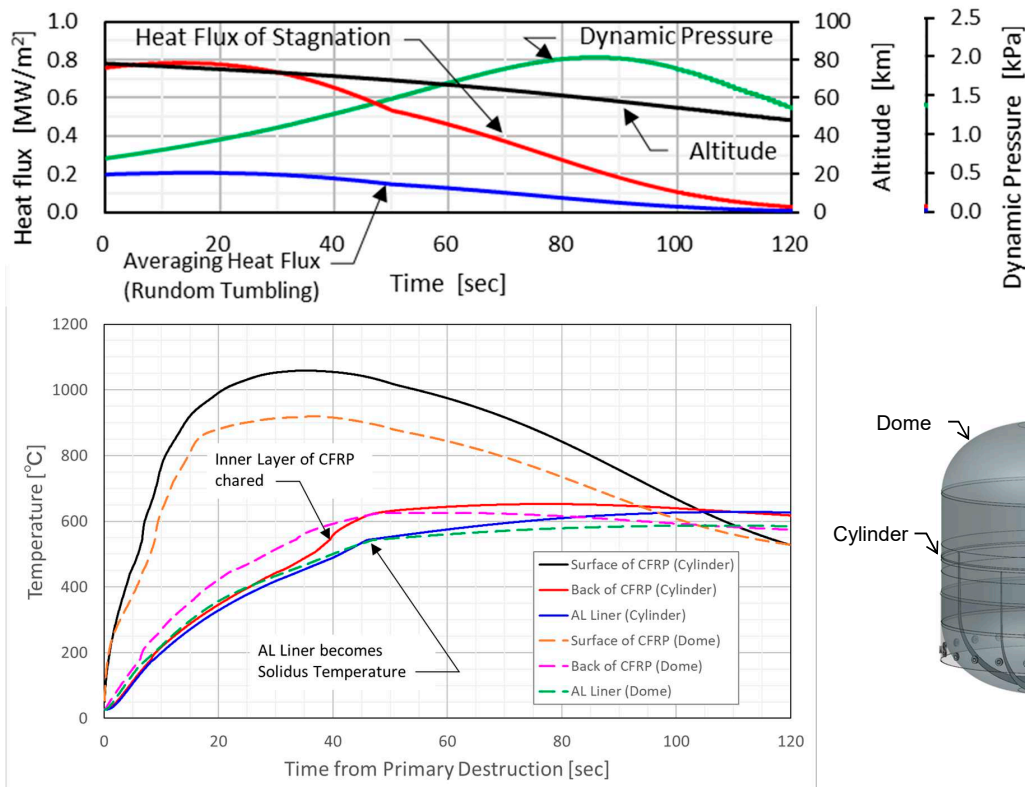
	項目	モデル上の扱い
CFRP 熱物性	フープ巻き層 比熱 熱伝導率 (面外)	ヴァージン層、炭化層ともUD積層材での取得データ (開発時) に基づいて設定。 急速な温度上昇を考慮し、樹脂熱分解の開始～終了温度をモディファイ。 (本来は各要素の温度履歴に応じて可変とすべきだが、現状は固定。) 樹脂熱分解の開始～終了でヴァージン層と炭化層の熱物性を合成 (比例配分)。 樹脂熱分解に要する熱は熱分解開始～終了温度間で均等とモデル化。
	ヘリカル巻き層 比熱 熱伝導率 (面外)	ヴァージン層、炭化層ともフープ層の熱伝導率から低減。 上記には樹脂熱分解後の熱伝導抵抗増加分を含む。 (アーク加熱風洞での加熱試験結果の合わせ込み結果による。)
	CFRP表面放射率	0.60～0.65でモデル化。 アーク加熱風洞での加熱試験結果に基づいて設定。 (2色放射温度計の計測結果にサーモグラフィ処理結果が合うように設定。)
	CFRP/ライナ接着界面	接着剤の熱分解温度以上で熱伝導抵抗を増加。 (アーク加熱風洞での加熱試験結果の合わせ込み結果による。)
アルミライナ 熱物性	熔融・凝固潜熱	熔融潜熱は固相線温度～液相線温度で均等に吸収。 凝固時も液相線温度～固相線温度で均等に放出とモデル化。
試験条件 (加熱率、 境界条件)	高温壁加熱率 (ブローブ形状)	気流のエンタルピと空気比熱 (300K、壁面温度) から算出。 SUS (ブローブ模擬) の結果で補正係数設定。
	高温壁加熱率 (タンクTP試験形態)	SUS (タンクTP供試体模擬) の結果で補正係数設定。 タンクTP (CFRP/アルミライナ) の表面温度合わせ込みでモディファイ。
	幾何補正	加熱面積/テストピース面積で加熱率を補正。
	治具への熱伝導	テストピース裏面と治具 (近傍) の温度の差に比例とモデル化。 熱伝導抵抗は裏面温度 (退避後) 合わせ込みで設定。

- Extend to 3 dimensional thermal analysis model (anisotropic model)

17

(再突入時の熱伝導解析)

Transient Heat Conduction Analysis



18

(今後の検討予定)

Further Study Plan



Approach

- ① Preliminary estimation of heat flux during Re-entry
 - ② Heating test for confirmation of probable damage
 - ③ Heating test for construction of heat conduction model
 - ④ Heat conduction analysis model
(one-dimensional → three-dimensional, anisotropic)
 - ⑤ Transient heat conduction analysis (without recession of CFRP)
- ↓
- ⑥ Heat flux estimation with 3D shape of tank
 - ⑦ Transient heat conduction analysis
- ↓
- ⑧ Detail study considering several effects.
(Buckling of liner, deformation of tank, increase of heat flux, pressure distribution, etc.)

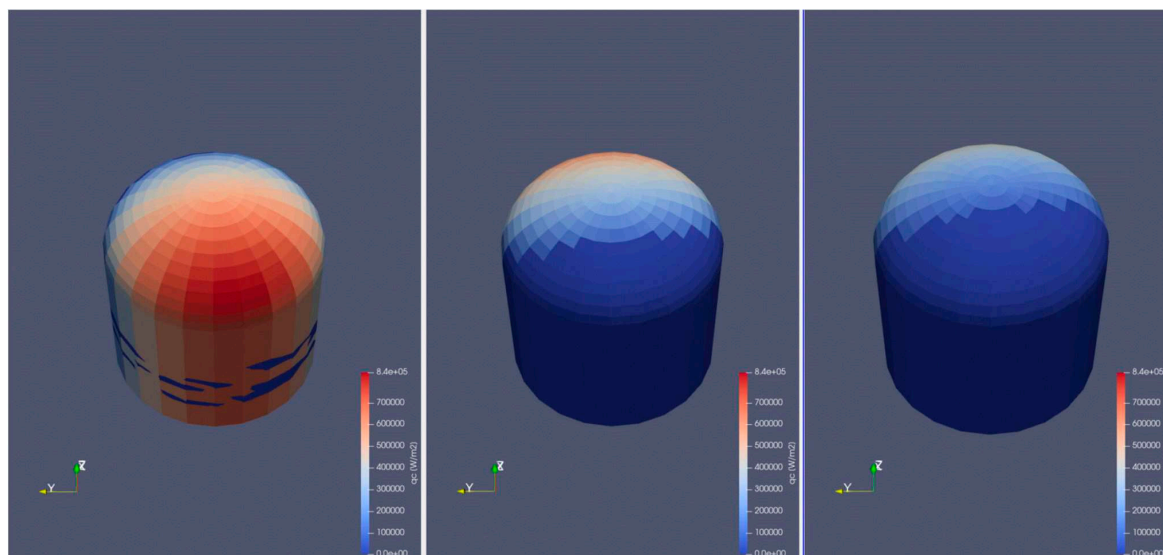
19

(実機タンク形状での再突入解析)

Re-entry Analysis by LS-DARC



Shape and mass properties : 3-dimensional Shape of Tank
 Re-entry analysis by LS-DARC ⇒ Heat flux and pressure profile
 (on-going)



20

(まとめ)

Summary



- To improve survivability analysis method, additional study about re-entry survivability of the spacecraft composite propellant tank has been done.
再突入安全評価手法の向上のため、アルミ合金製ライナを有する複合材推進タンクを対象として再突入安全性の再評価を実施している。
- For this tank, it is conservative to expect no recession of CFRP layers, based on the test results by arcjet wind tunnel.
アーク加熱風洞での損傷度確認結果から、CFRP層のリセッションを期待しないのが厳しい側の扱いである。
- Heat conduction analysis model was improved based on the heating tests by arcjet wind tunnel. Based on the analysis result in the case of re-entry from SSO, the temperature of aluminum liner rises to solidus temperature, but the absorption of latent heat does not be completed.
試作タンクから採取したテストピースの淀み点加熱試験結果から熱伝導解析モデルを改良した。SSOからの再突入時の非定常熱伝導解析結果では、アルミライナが固相線温度には到達するが、潜熱吸収には至らない。
- To revise the Heat flux and pressure profile, we have started re-entry analysis with the 3-dimensional shape of this tank using LS-DARC.
実機タンク形状での加熱率及び圧力分布の履歴を見直すため、LS-DARCを用いた解析を開始している。
- Further study will be conducted in consideration of several effects.
今後、再解析結果を踏まえて、様々な現象を考慮して詳細検討を行う予定。