

再使用型非アブレーション熱防御システムの熱構造的な性能に関する数値的研究

Numerical study of Thermomechanical Property of Reusable Non-Ablative Lightweight Thermal Protection System

- 小嶋伸弥, 早大, 東京都新宿区大久保 3-4-1, skntw@toki.waseda.jp
- 鈴木俊之, JAXA, 東京都調布市深大寺 7-44-1, suzuki.toshiyuki@jaxa.jp
- 藤田和央, JAXA, 東京都調布市深大寺 7-44-1, fujita.kazuhisa@jaxa.jp
- 手塚亜聖, 早大, 東京都新宿区大久保 3-4-1, mechaero.tezuka@cls.waseda.jp

Non-Ablative Lightweight Thermal protection system; NALT is proposed for future missions using aerocapture technology. NALT consists of C/C composite skins coated with oxidation resistant material, insulator tiles and honeycomb sandwich panel. To prevent aeroshell from separating due to thermal expansion, C/C skin is linked to the honeycomb panel with a metal pillar. To understand thermomechanical performances of NALT with the pillar, thermomechanical coupled Finite Element; FE analysis were performed. For the aerocapture demonstrator, it was found that mechanical load is not severe for small size Thermal Protection System; TPS. However, for large size TPS, severe load is applied to a flat screw connecting the C/C skin with a pillar. To design the TPS with safety factor of 1.25, it is suggested to partition the TPS into 350mm parts. The optimum partitioning size for other heat conditions was also evaluated. The optimum size decreases when the maximum heat flux increases.

1. はじめに

宇宙探査におけるエアロキャプチャ技術は、惑星の大気を利用し空力誘導により大規模な軌道投入を行う技術であり、推進システムを使用した場合と比較して推進系重量の減少によるペイロード比の増加や、最終軌道への到達に必要なミッション時間の削減、着陸機におけるより正確な定点着陸を可能にする⁽¹⁾。JAXAにおいて検討が行われているエアロキャプチャ技術を用いたミッションの一つとして火星エアロキャプチャ技術実証ミッションがある⁽¹⁾。このようなミッションを実現するにあたり、大気圏飛行環境に耐える熱防御システムと、極超音速揚力飛行を可能にする軽量で信頼性の高いエアロシェルが必要とされている。藤田によって行われた火星エアロキャプチャ技術実証ミッションの火星大気突入環境における熱空力設計検討の結果を Fig. 1 に示す⁽¹⁾。本ミッションは、はやぶさの地球再突入カプセル⁽²⁾と比較すると、最大冷壁加熱率は約 550kW/m^2 (1/25 以下) とそれほど大きくはない一方で、加熱時間の長さから総加熱量は $>50\text{MJ/m}^2$ (1/6 以下) とそれほど小さくない。このような加熱環境では、アブレーション TPS を用いる利点はあまり無いと考えられる。

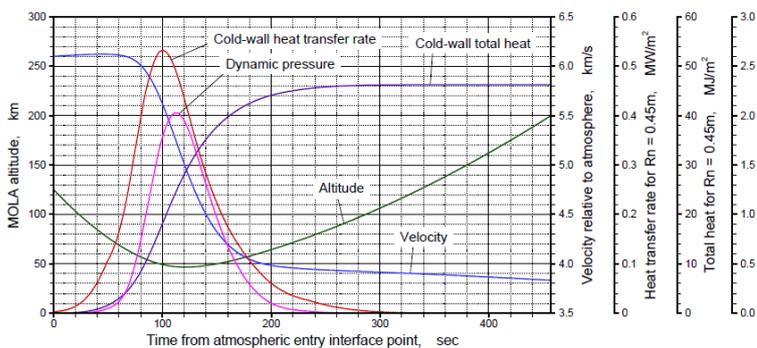


Fig. 1 Fundamental aerothermal information of reference atmospheric flight trajectory⁽¹⁾.

そこで、このような最高加熱率は大きくないが加熱時間が長い加熱環境に適する熱防御システムとして、近年 JAXA において Fig. 2 に示す非アブレーション軽量熱防御システム (Non-Ablative Light-weight TPS; NALT) が提案されている⁽³⁾。NALTは耐酸化コーティングを施した C/C 複合材スキンと、熱伝導による機体内部への

熱の侵入を低減する断熱材、更に火星大気飛行中に受ける空力荷重を担うハニカムサンドイッチパネルから構成され、これらを接着剤で接着することによって剛性を確保する。

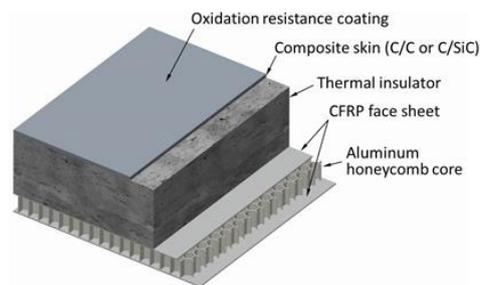


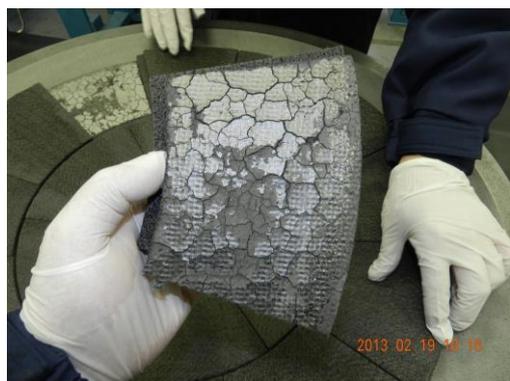
Fig. 2 Schematic view of non-ablative lightweight thermal protection system⁽³⁾.

Fig. 3 に NALT 大型 BBM 作成過程の写真を示す。過去に試作された大型の NALT エアロシェルにおいて、C/C スキンと断熱材間が作成過程の加熱工程で剥離し分離してしまった。大きな面積のもの同士を接着材のみで接着することは困難であり、接着したとしても途中で剥がれてしまう危険性がある。また、断熱材は機械強度が低いことから、高温時に材料間の熱膨張率の違いに起因して発生する熱応力によって破壊し、シェルが分離してしまう危険性もある。

これらの対策として、より信頼性を向上させるために TPS の C/C 複合材スキンとハニカムパネルを金属のポストで機械的に接合する事が提案された⁽⁴⁾。ポストの構造を Fig. 4 に示す。MA-X は構成が Ni-22Cr-18Fe-9Mo-1.5Co-0.6W(mass%)である、1500K に達する高温中でも優れた強度と耐酸化性を持っているニッケル基合金である。C/C スキンは MA-X 製の皿ねじによって MA-X 製のポストに接合され、MA-X 製のポストが Ti-6Al-4V 製のボルトとポストによってハニカムパネルに接合されている。



(a) Separation between C/C skin and insulator



(a) Surface of insulator

Fig. 3 Separation of NALT BBM between C/C skin and insulator in the production process of NALT BBM

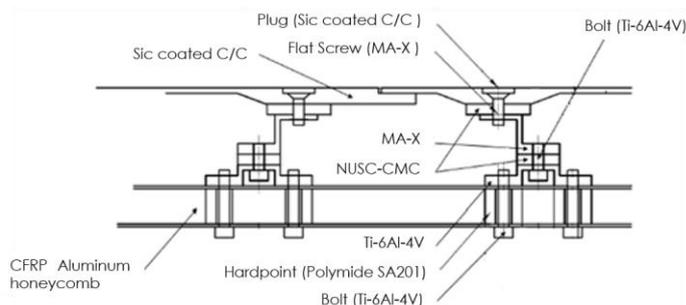


Fig. 4 Structure of the pillar connecting C/C skin with CFRP⁽⁴⁾.

福重らによって縦 100mm, 横 100mm のポスト付 NALT 供試体が作成され, 真空ランプ加熱試験, および伝熱解析が行われた⁽³⁾. そして, 火星エアロキャプチャ技術実証ミッションの火星大気突入環境における耐熱性能が検証された. しかし, ポストは様々な異なる材料で構成されていることから, 高温時には大きな熱応力が発生すると考えられる. また, 実機の直径は 1.8m であり, TPS を大型化した場合, C/C スキンの熱膨張によるポストを押し込む力も大きく発生すると考えられる. よって, 熱応力を低減し機械的な破壊の確立を低減するため, 適切なサイズに分割してパーツとして組み付けて大型の TPS を設計する方法が有効だと考えられる.

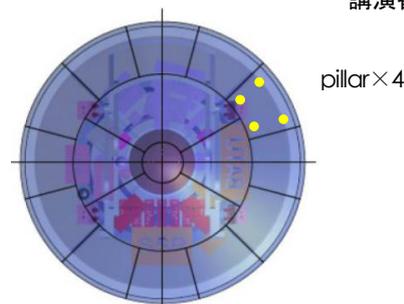


Fig. 5 Example of TPS structure parts and location of the pillar.

このような背景から本研究では, 熱的, 構造的に信頼性のある TPS 開発に向けて, Finite Element Method; FEM 熱構造連成解析を用いて, 加熱環境においてポスト付 NALT に発生する構造的負荷を解明すること, そして, ポスト付 NALT における熱的, 機械的健全性を確保した分割サイズ決定指標を構築することの 2 点を目標とする. 本報でははじめに, FEM 熱構造連成解析モデルの構築と妥当性の検討を行う. 過去に福重らによって行われた, ポストなし NALT 小型供試体とポスト付 NALT 小型供試体のランプ加熱試験を模擬した解析モデルを構築し, 温度履歴を実験結果と比較することでモデルの妥当性を確認する. 次に, 火星エアロキャプチャ技術実証ミッションの火星大気突入環境における, 加熱時のポスト付 NALT に対する構造的負荷要因の検討を行う. 構築したポスト付 NALT 解析モデルに対して, 火星大気突入時の加熱と動圧を与え, 熱膨張に起因する材料の変形や応力を評価する. また, TPS 長さを拡張したモデルの解析を行い, C/C スキンの伸びの増加が材料の変形や応力に与える影響を評価する. 更に, 火星エアロキャプチャ技術実証ミッションの TPS における最適分割サイズの検討を行う. ポスト付 NALT 解析モデルを正方形で四隅にボルトを持つ実際のパーツを仮定した形状に拡張した解析を行い, 機械的健全性を持つ適切な TPS 分割サイズを評価する. 最後に, 異なるミッション条件に対する, より一般化した TPS 分割設計指標を得るため, 加熱条件の変化が熱構造的負荷に与える影響を検討する.

2. NALT ランプ加熱試験を再現したシミュレーションモデルの構築

過去に福重らによって行われた, ポストなし NALT 小型供試体のランプ加熱試験とポスト付 NALT 小型供試体のランプ加熱試験を再現したシミュレーションモデルを構築する. 温度履歴を実験結果と比較することでモデルの妥当性を確認する. ポストなし NALT のモデルを先に構築し, ポスト付 NALT のベースとなる部分の基本性能の妥当性を確認してからポスト付 NALT モデルの構築を行う.

2. 1 ポストなし小型供試体のランプ加熱試験

福重らによって行われたポストなし NALT 小型供試体のランプ加熱試験について説明する. 加熱試験に使用された NALT 小型供試体の概要を Fig. 6 (a) に示す. 供試体サイズは縦 100mm, 横 100mm である. JAXA にある赤外線ランプ加熱試験装置を用いて加熱試験が行われた. C/C スキンと断熱材との接着にはカーボン接着剤, 断熱材と CFRP の接着にはエポキシ接着剤が用いられている. NALT 試験片は Fig. 6 (b) のように断熱材で囲まれ, 真空チャンバーに設置された. 断熱材と CFRP の内部温度を測定するために, 熱電対が挿入された. また, 同様に C/C スキンの表面および CFRP 裏面に熱電対を設置し, 表面温度と CFRP 裏面温度が測定された. 装置内部を 250Pa 程度の真空にし, 150kW/m² で 120s 間加熱された.



(a) NALT test piece for infrared lamp heating test.

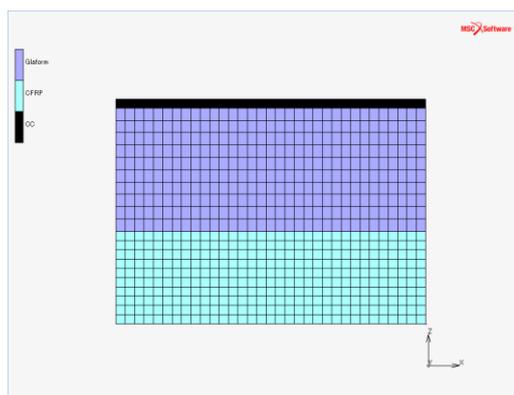


Fig. 7 FE model of NALT test piece.



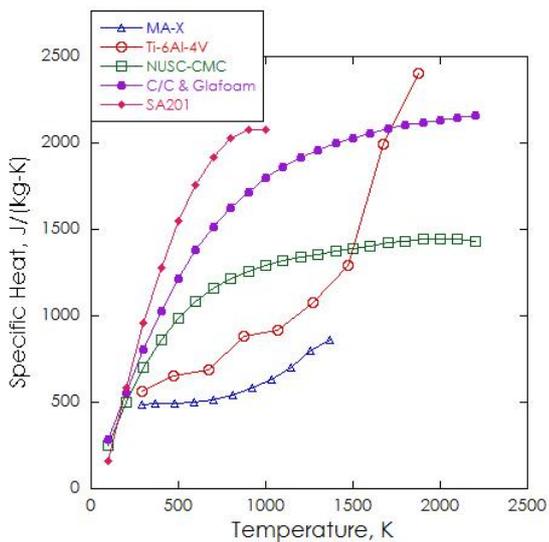
(b) Experimental Setup
Fig. 6 Infrared lamp heating test⁽⁴⁾.

この加熱試験を再現した TPS の FEM 熱構造連成解析モデルを構築した。熱構造連成解析では、熱と熱構造特性を計算するために過渡的な温度場と、それに伴う熱変形を順番に逐次計算する。解析には、静的陰解法有限要素法ソフト MSC.Marc を使用した。構築したモデルの断面図を Fig. 7 に示す。解析モデルは 3 次元 1/4 対称モデルであり、要素タイプは 6 面体 1 次要素である。入熱条件に関しては、周囲環境は真空のため対流の影響は無いと考え、C/C スキンの上面への放射のみとした。入熱の放射は、実験で計測された熱流束の 2 次元分布を入力とした。実験において、供試体の周りは断熱材で囲まれており、温度測定点は供試体の中央であるため、側面は断熱とした。それぞれの材料の境界は同温度であるとした。放熱としては、C/C スキン表面と CFRP 裏面から雰囲気温度 (293.15K) への放射冷却を定義した。ポストなし NALT の材料およびポストの材料を含めた、解析に用いた物性値を Table 1 に示す⁽⁴⁾⁽⁵⁾。温度依存性を持つ物性値は Fig. 8 に示す⁽⁴⁾⁽⁶⁾。

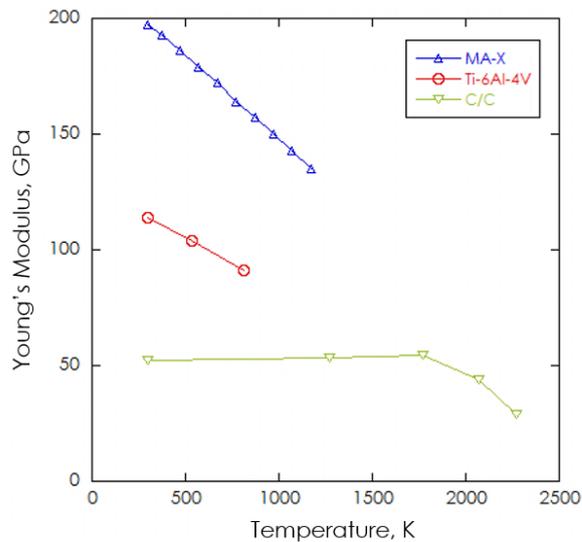
Table 1 Material Properties.

	Specific Heat J/(kg-K)	Thermal Conductivity W/(m-K)	Density kg/m ³	Emissivity
C/C	/	/	1394	0.9
Glafoam	/	/	181.3	0.9
CFRP	1000	0.5814	550	0.9
MA-X	/	/	8220	0.3
Ti-6Al-4V	/	/	4430	0.4
NUSC-CMC	/	/	2196	0.9
SA201	/	/	1330	0.5

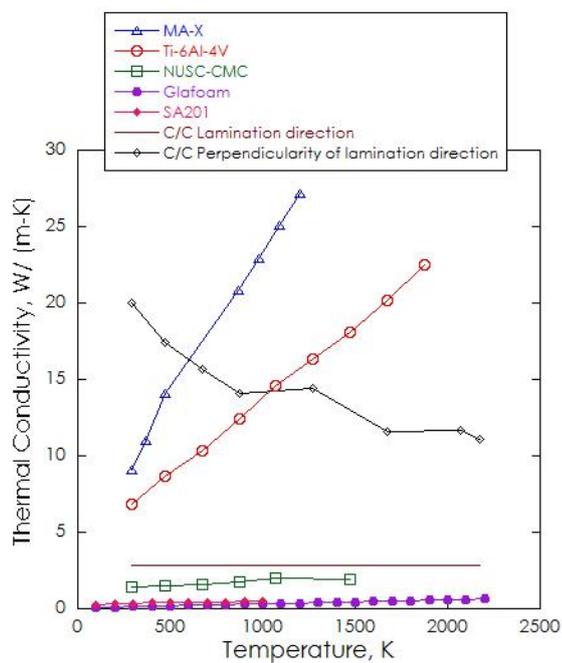
	Poisson's Ratio	Thermal Expansion Rate 10 ⁻⁶ /K	Young's Modulus GPa
C/C	0.2	0.8	/
Glafoam	0.25	3.0	0.5
CFRP	0.3	2.0	100
MA-X	0.32	/	/
Ti-6Al-4V	0.3	/	/
NUSC-CMC	0.3	4.7	120
SA201	0.3	50	/



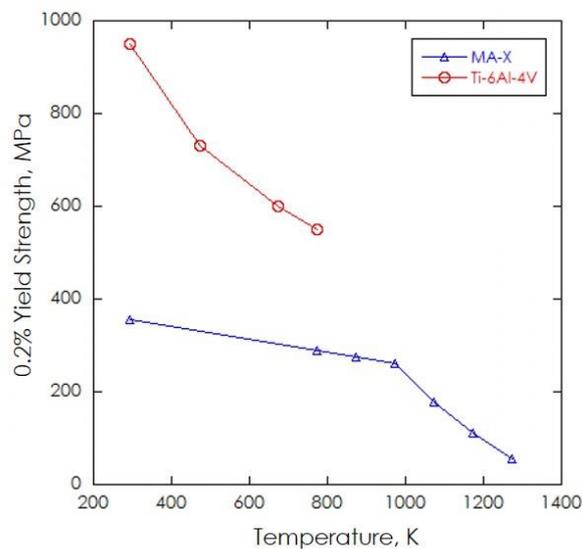
(a) Specific Heat



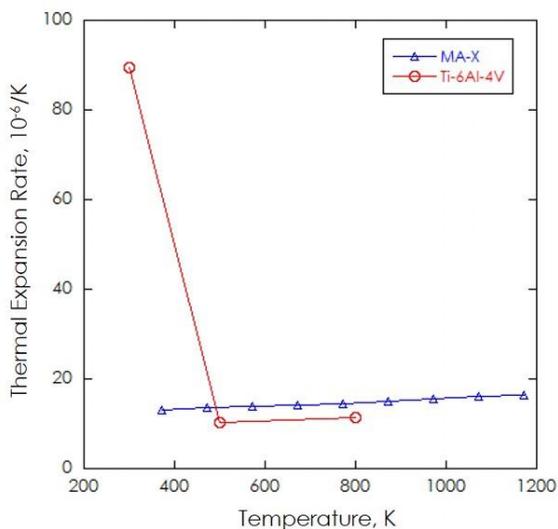
(c) Young's Modulus.



(b) Thermal Conductivity.



(c) 0.2% Yield Strength.



(c) Thermal Expansion Rate.

Fig. 8 Temperature dependent material properties.

解析結果と実験結果との比較を Fig. 9 に示す。プロットが解析結果、実線が実験結果を示す。また、最高温度時の断面温度分布図を Fig. 10 に示す。解析結果では、加熱開始後すぐに C/C スキンの表面温度が上昇し、120s で最高温度 1303K に達した。120s の加熱後、C/C スキンの放射冷却によって C/C スキンの温度が下降した。解析結果が過大評価ではあるが、全体的に実験結果とよく一致しており、安全側の設計が可能なため、本解析モデルで TPS の基本設計が可能だと考えられる。

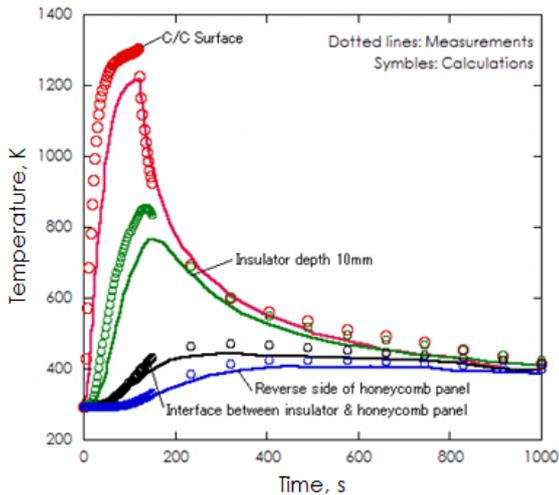


Fig. 9 Comparison between measured and computed temperatures.

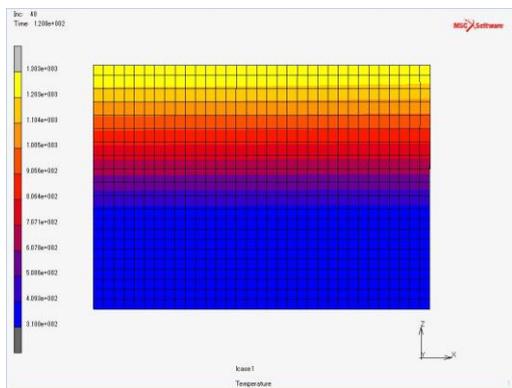


Fig. 10 Temperature distribution of the cross section at maximum temperature of NALT.

2. 2 ポスト付小型供試体のランプ加熱試験

福重らによってポストなし小型供試体に対する試験と同様に、ポスト付小型供試体のランプ加熱試験が JAXA にある赤外線ランプ加熱試験機を用いて行われた。加熱試験に使用された NALT 小型供試体の作成過程の内部断面図を Fig. 11 に示す。供試体サイズは縦 100mm、横 100mm である。ポストの各部温度を測定するために、熱電対が接着された。また、同様に C/C スキンの表面と CFRP 裏面に熱電対を設置し、表面温度と CFRP 裏面が測定された。装置内部を 250Pa 程度の真空にし、 150kW/m^2 で 120s 間加熱された。

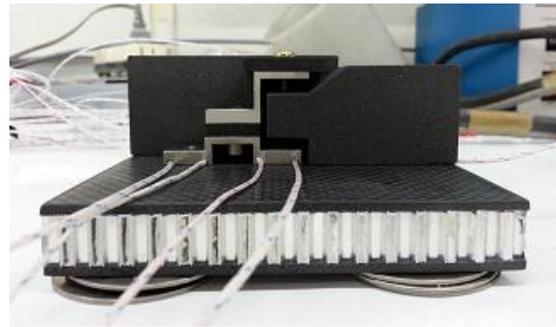


Fig. 11 Inside view of NALT test piece with the pillar in the production process⁽⁴⁾.

この加熱試験を再現したポスト付 NALT の FEM 熱構造連成解析モデルを構築した。解析には、静的陰解法有限要素法ソフト MSC.Marc を使用した。構築したモデルの断面図を Fig. 12 に示す。解析モデルは、TPS 全体かつポストを 2 分する面を対称面とした 3 次元 1/2 対称モデルである。要素タイプは 6 面体 1 次要素である。入熱条件に関しては、C/C スキンの上面への放射のみとした。入熱の放射は、実験で計測された熱流束の 2 次元分布を入力とした。側面はポストなし供試体の FEM 解析と同様に断熱とした。放熱としては、C/C スキン表面と CFRP 裏面、ボルトの CFRP 裏面から突き出して大気と接する部分の 3 点から雰囲気温度への放射冷却を定義した。解析に用いた物性値は Table 1 と Fig. 8 に示した通りである。

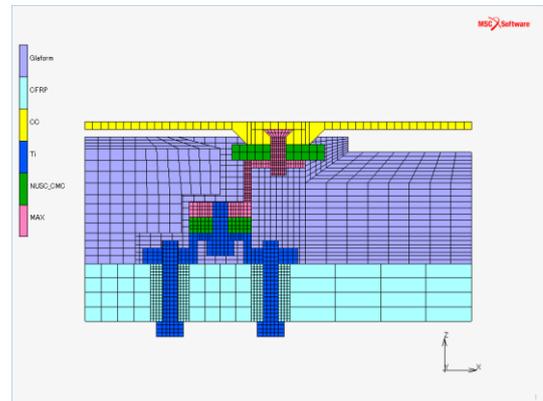


Fig. 12 FE model of NALT test piece with the pillar.

解析結果と実験結果との比較を Fig. 13 に示す。点線が解析結果、実線が実験結果を示す。C/C スキンの表面と CFRP 裏面に加え、ポストの複数の温度計測点における温度履歴を示している。また、最高温度時の断面温度分布図を Fig. 14 に示す。解析結果では、加熱開始後すぐに C/C スキンの表面温度が上昇し、120s で最高温度 1282K に達した。120s の加熱後、C/C スキンの放射冷却によって C/C スキンの温度が下降した。解析結果と実験結果を比較すると、部分的に解析結果の温度が実験結果より高い部分と低い部分があった。しかし、全体的によく一致しており、本解析モデルでポスト付 NALT の基本設計が可能だと考えられる。

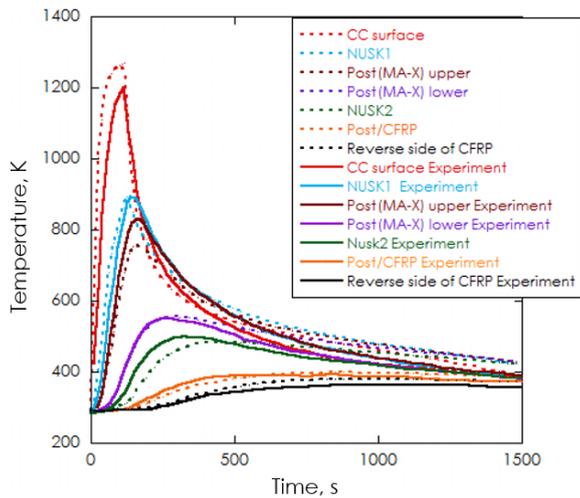


Fig. 13 Comparison between measured and computed temperatures with the pillar.

て相当塑性ひずみが0であったことから、ポストの熱応力が支配的な構造的負荷要因だと考えられる縦 100mm, 横 100mm のモデルでは、塑性変形が起きるような厳しい構造的負荷は無いことがわかった。

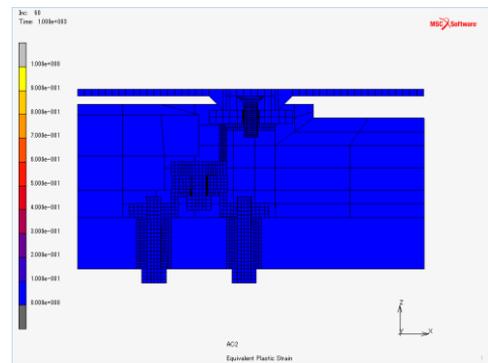


Fig. 15 Plastic strain distribution for the 100mmx100mm model

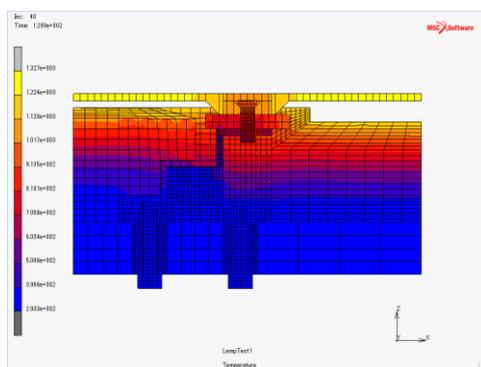


Fig. 14 Temperature distribution of the cross section at maximum temperature of NALT with the pillar.

次に構造的負荷のもう1つの主要因であると考えられるC/Cスキンの熱膨張による押し込みの影響を検討するために、モデルを1方向のみ拡張する。縦を100mmで固定して横方向を拡張し、C/Cスキンの熱膨張伸びの増加が構造的負荷に与える影響の検討を行う。

拡張した解析モデルの一例の縦100mm, 横600mmモデルをFig. 16に示す。要素を横方向に3倍に拡張し、左端面のx方向変位を固定することで、両端にボルトを持つ長方形パーツを模擬した600mmモデルを作成した。同様の方法で400mm, 1200mmのモデルを作成し解析を行った。その他の熱、構造の境界条件は拡張前のモデルと同様である。

3. エアロキャプチャミッションにおける加熱時の構造的負荷要因の検討

加熱時のポスト付 NALT における構造的な負荷要因としては、Fig. 4 に示したようにポストがいくつかの異なる材料によって構成されているために生じる熱応力と、C/C スキンが熱膨張することによってポストが押し込まれる力の2つが考えられる。まず、縦100mm, 横100mmのポスト付NALTモデルに、Fig. 1で示した火星エアロキャプチャ技術実証ミッションの最大加熱率約550kW/m²である加熱プロファイルを与え、構造的負荷を検討する。このケースでは、モデルが小型のため、C/Cスキンの熱膨張による構造的負荷は小さく、ポストの熱応力による構造的負荷の影響が確認できると考えられる。

解析モデルは2.2節のモデルをベースにしたが、本章ではポスト部の定性的な変形や応力の変化を確認することが目的であり、TPS全体の定量的な温度等は重要でないため、計算負荷を抑えるために断熱材とCFRPのメッシュを粗くした。入熱は火星エアロキャプチャ技術実証ミッションの加熱プロファイルを、座標分布は一定で与えた。放熱は2.2節のモデルと同様にC/Cスキン表面とCFRP裏面、ボルトのCFRP裏面から大気への放射冷却である。構造の境界条件としては、x方向は1点のみ固定して自由膨張を仮定し、y方向は1/2対称面固定、z方向はCFRP裏面固定とした。そして、Fig. 1で示した最大約2kPaの動圧プロファイルを座標分布は一定としてC/Cスキン上面に与え解析を行った。

相当塑性ひずみ分布図をFig. 15に示す。すべての箇所におい

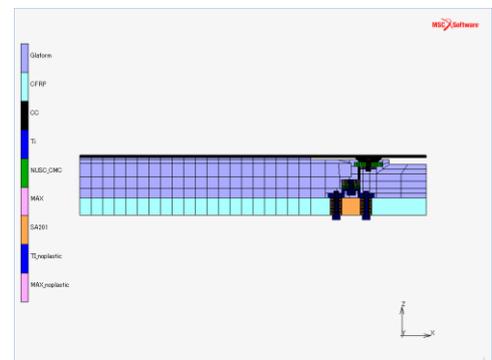
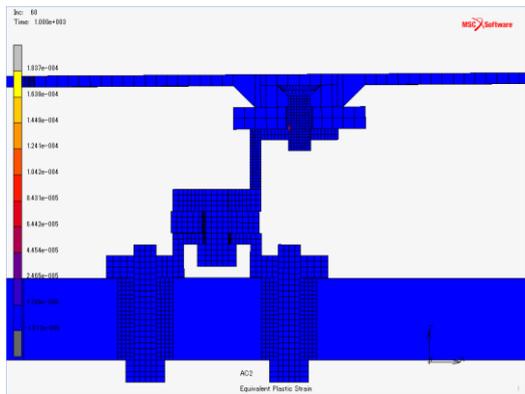


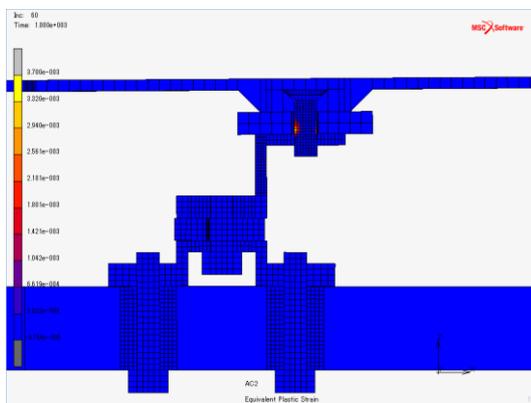
Fig. 16 Example of the expanded model (100mmx600mm)

横方向長さ400mm, 600mm, 1200mmの場合の相当塑性ひずみ分布図をFig. 17に示す。拡張した大型モデル3つすべてにおいて、C/CスキンとポストMA-Xを連結する皿ねじに最も大きな負荷が掛かり、塑性変形が生じた。そして、モデルの横方向長さの増加に伴い、皿ねじに加わる相当塑性ひずみ量が増加し、塑性変形が生じる領域も増加した。よって、C/Cスキンが熱膨張することにより、皿ねじが横方向に大きく押し込まれることで生じる曲げ応力が最大の構造的負荷要因だとわかった。しかし、C/Cスキンの伸びが最大になるのは加熱率が最大になる100sであった一方で、皿ねじの最大負荷が掛かったのは80sであったことから、単純にスキンのx方向の伸びが最大のときに最大の負荷が掛かるのではなかった。80sから皿ねじのz方向の変位が増加し始めていることから、時間の経過に伴いポストが高温になり膨張を開始し、単純なスキンのx方向への皿ねじの押し込みから力の掛かり方が変化したと考えられる。よって、加熱によるポストへの構造的負荷を

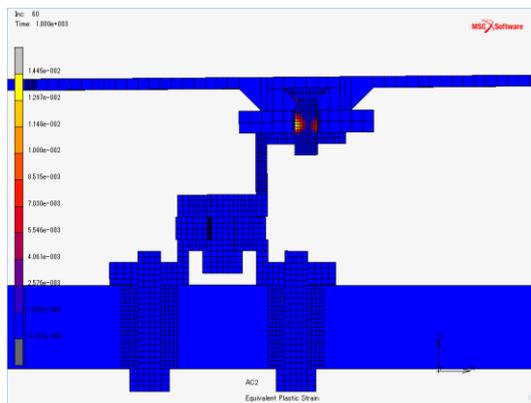
考える際は、C/C スキンの表面温度だけでなく、ポストの内部温度による膨張の影響も重要だと考えられる。



(a) 400mm



(b) 600mm



(c) 1200mm

Fig. 17 Plastic strain distribution for different length models

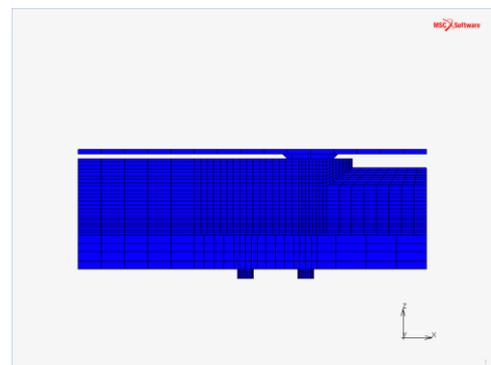
4. エアロキャプチャミッションにおける最適分割サイズの検討

火星エアロキャプチャ技術実証ミッションの実機の直径は1.8mと大きく、大型のエアロシェルを作成する場合、加熱環境における機械的健全性を確保するため、TPSを適切なサイズに分割してパーツとして組み付けて大型のTPSを設計する方法が有効だと考えられる。製造やハンドリングの容易さ、パーツとパーツ間の充填剤による空力特性への影響を考えると、可能な限り大きな分割サイズで設計するのが好ましいが、3章で示したように、TPSのサイズの増加に伴いポストへの負荷も大きくなるため、機械的健全性を確保した最大のサイズでTPSを分割し設計するのが理想的である。よって、本章では火星エアロキャプチャ技術実証機に

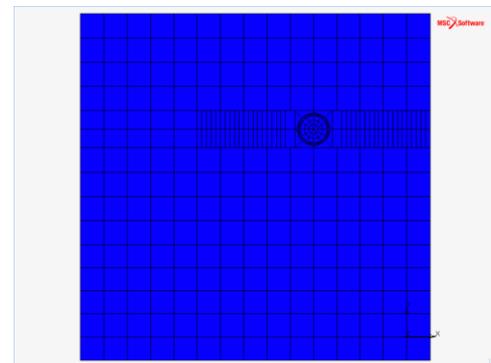
おける最適なTPS分割サイズを検討する。

使用した解析モデルをFig. 18に示す。2.2節のモデルを縦、横の両方向に拡張し、正面図における左端面と正面の変位を固定し対称面とすることで、四隅にボルトを持つ正方形のTPSパーツを再現した。その他の熱、構造の境界条件は3章のモデルと同様である。機械的安全性の評価方法としては、安全率を1.25として式(1)に示した余裕安全率(Margin of Safety; MS)を用いた。余裕安全率が負の場合、許容応力を超える応力が掛かっており、設計が適切でないことを示す。余裕安全率が正の最小となるサイズを最適分割サイズと定義して評価した。最小のサイズ変化は10mm単位として解析した。

$$\text{余裕安全率} = \frac{\text{降伏応力}}{\text{負荷応力} \times 1.25} - 1 \quad (1)$$



(a) Front view



(b) Top view

Fig. 18 Example of the square expanded model (300mm×300mm)

最適分割サイズの長さとの余裕安全率の関係をFig. 19に示す。モデルの長さの増加に伴い構造的な負荷が増加し、余裕安全率が低下して360mmにおいてマイナスになっている。よって、火星エアロキャプチャ実証機における最適なTPS分割サイズは350mmであった。また、1例として500mm四方のモデルの、余裕安全率がマイナスとなった皿ねじの余裕安全率分布図をFig. 20に示す。余裕安全率がマイナスの部分が色で示されている。3章において1方向のみに拡張した場合と同様に、C/CスキンとポストMA-Xを連結する皿ねじに最も大きな負荷が掛かっている。TPS分割長さの増加に伴い、C/Cスキンの伸びが大きくなり、皿ねじを押し込む力の増加によって余裕安全率が低下したことがわかる。

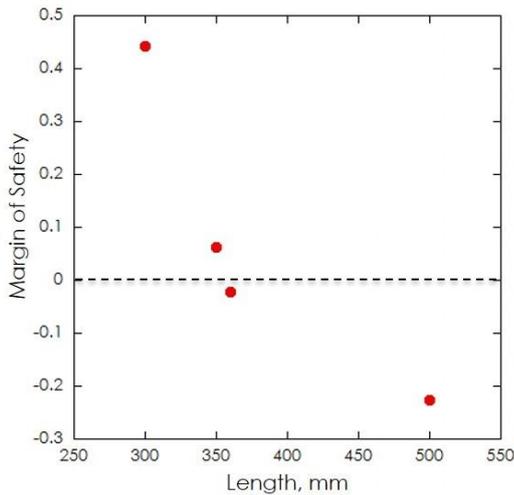


Fig. 19 Relationship between Margin of Safety and Length of the model.

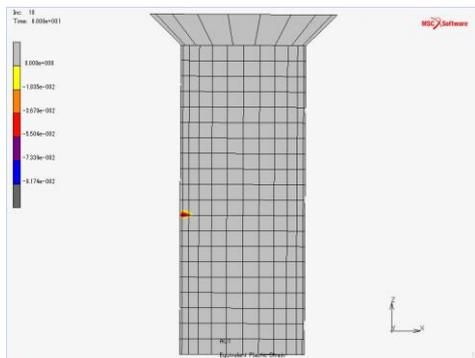


Fig. 20 MS of the flat screw for the 500mmx500mm model

5. 様々な加熱条件でのポスト付 NALT 分割サイズの検討

TPS 分割サイズの決定において、異なる条件のミッションにも応用可能な、より一般化した指標を得るために、加熱条件を変化させた場合に TPS 分割サイズに与える影響を検討する。構造的な負荷に与える影響と共に、熱的な負荷についても検討する。

5.1 時間固定で最大加熱率が変化した場合の影響の検討

C/C スキンの表面温度は、TPS で最も高温になる部分であり、宇宙機の大気突入の軌道設計において設計指標の一つとして重要な値である。そこで、C/C スキンの表面温度の変化が最適分割サイズに与える影響を検討するために、加熱時間を固定し、最大加熱率を変化させる解析を行った。加熱時間を固定することでポスト付 NALT の内部温度は大きく変化させずに、C/C スキンの表面温度を変化させた場合の熱構造的負荷を検討する。

解析モデルは 4 章のモデルをベースに、入熱条件を変化させ、動圧なしの条件を用いた。入熱のプロファイルは、加熱時間が 100s で、0s から 50s まで直線的に加熱率が増加して 50s で最大加熱率に達し、50s から 100s まで直線的に減少して 100s で加熱率が 0 になる二等辺三角形形状のプロファイルである。このプロファイルで最大加熱率を 100kW/m² から 1MW/m² まで 100kW/m² 毎に変化させ解析を行った。分割サイズは 20mm 毎を最小単位として最適分割サイズを決定した。

最適分割サイズの長さや最大加熱率の関係を Fig. 21 に示す。最大加熱率の増加に伴い、最適分割長さが減少した。一例として最大加熱率が 600kW/m² のケースの、余裕安全率がマイナスとなっ

た皿ねじの余裕安全率分布図を Fig. 22 に示す。加熱率が 100kW/m² から 900kW/m² のケースでは、Fig. 22 と同様に C/C スキンとポスト (MA-X) を連結する皿ねじに最も大きな負荷が掛かり、加熱率の増加に伴い皿ねじへの負荷が増加した。1MW/m² のケースの余裕安全率がマイナスになったポスト (MA-X) 下部の余裕安全率分布図を Fig. 23 に示す。1MW/m² のケースでは、100kW/m² から 900kW/m² のケースと異なり、ポスト (MA-X) の下部に最も大きな負荷が掛かった。これは 1MW/m² では短時間に大きな加熱が加わったことにより、ポスト上部と下部で大きな温度差が生じたことによって、ポストに大きな熱応力が掛かったためだと考えられる。

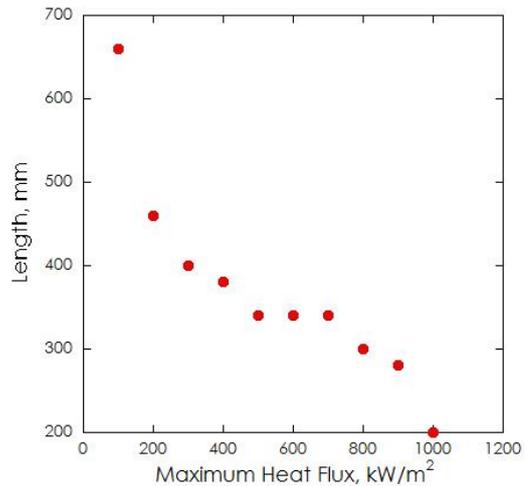


Fig. 21 Relationship between Length of the model and Maximum Heat Flux for the 100s heating

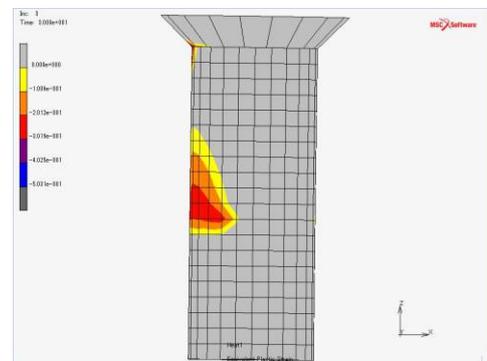


Fig. 22 MS of the flat screw for the 600mmx600mm model (600kW/m² peak heating during 100s)

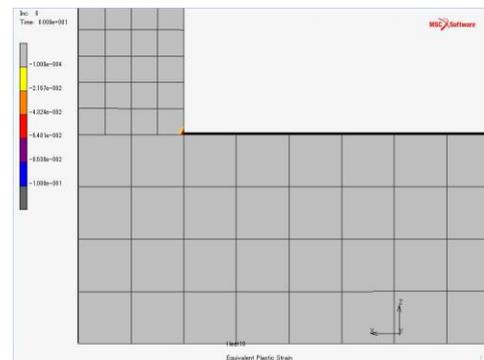
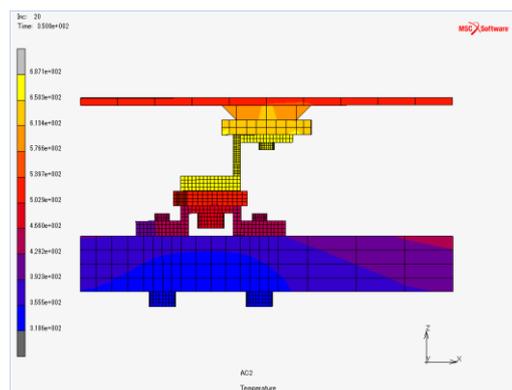


Fig. 23 MS of the lower part of the post (MA-X) for the 300mmx300mm model (1MW/m² peak heating during 100s)

次に熱的負荷を検討する。構造的負荷を受け持つ各材料の、加熱時の最高温度が材料の許容温度を超えないことを確認することで、熱的健全性を評価する。最も熱的環境が厳しい最大加熱率 $1\text{MW}/\text{m}^2$ の条件において、C/C スキンが最高温度に達した 50s での温度分布図を Fig. 23 (a) に、MA-X が最高温度である 90s での結果を Fig. 23 (b) に、Ti-6Al-4V が最高温度である 175s の結果を Fig. 23 (c) に、CFRP が最高温度である 350s の結果を Fig. 23 (d) に示す。これらの材料の最高温度を Table 2 に示す。CFRP 以外の材料は各最高温度において大きく強度が低下することはないと考えられるが、CFRP 許容温度は 453K であるため、最大加熱率 $1\text{MW}/\text{m}^2$ の条件では許容温度をわずかに超えてしまった。この条件では断熱材厚さの増加等によって CFRP が許容温度内に収まるように再設計する必要がある。最大加熱率 $900\text{kW}/\text{m}^2$ の条件では CFRP の最高温度は 450K であったため、最大加熱率 $900\text{kW}/\text{m}^2$ 以下の条件では許容温度以下に収まっている。

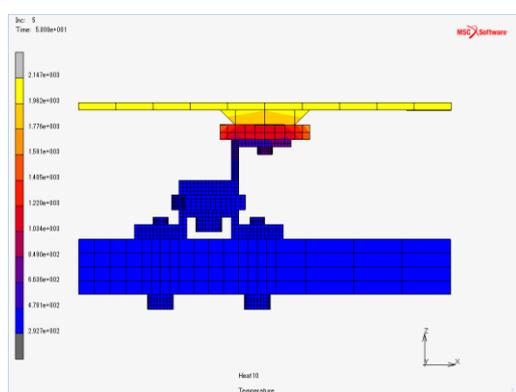


(d) Temperature distribution of the cross section for the maximum temperature of CFRP (350s)

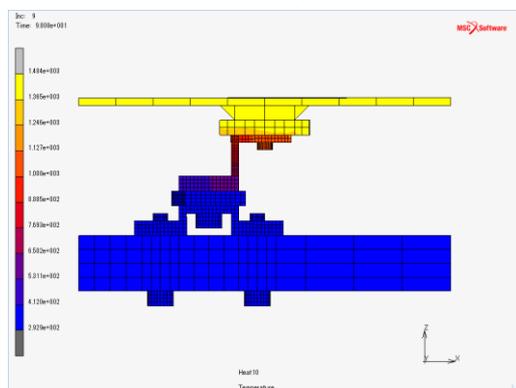
Fig. 24 Temperature distribution of the cross section at different times

Table 2 Maximum temperature of each material.

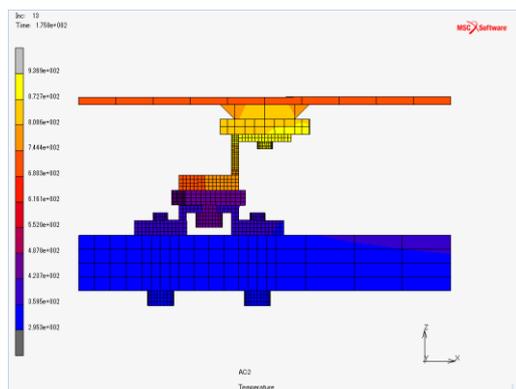
	C/C	MA-X	Ti-6Al-4V	CFRP
Maimum Temperature K	2147	1187	753	458



(a) Temperature distribution of the cross section at maximum temperature of C/C skin (50s)



(b) Temperature distribution of the cross section for the maximum temperature of MA-X (90s)



(c) Temperature distribution of the cross section for the maximum temperature of Ti-6Al-4V (175s)

5. 2 最大加熱率固定で加熱時間が変化した場合の影響の検討

最大加熱率によって C/C スキンの表面温度が決まると考えられ、加熱時間の変化によって内部へ伝わる総加熱量が変化すると考えられる。最大加熱率を固定し、加熱時間の変化が最適分割長さに与える影響を検討することで、分割長さ決定におけるポスト内部温度の影響を知ることができる。

解析モデルは 4 章のモデルをベースに、入熱条件を変化させ、動圧なしの条件を用いた。入熱のプロファイルは、5. 1 節と同様に二等辺三角形形状のプロファイルである。最大加熱率は $100\text{kW}/\text{m}^2$ から $1\text{MW}/\text{m}^2$ まで $100\text{kW}/\text{m}^2$ 毎の加熱率において、加熱時間を 50s, 100s, 200s と変化させた。分割サイズは 20mm 毎を最小単位として最適分割サイズを決定した。また最小 TPS 分割サイズは 200mm とした。

最適分割サイズの長さと最大加熱率の関係を Fig. 25 に示す。加熱時間 100s のデータは Fig. 21 と同様である。加熱時間 50s, 100s, 200s のすべての条件において、最大加熱率の増加に伴い最適分割サイズが減少した。加熱時間 50s のすべてのケースでは、Fig. 22 と同様に C/C スキンとポスト MA-X を連結する皿ねじに最も大きな負荷が掛かった。一方、加熱時間 200s のケースでは、加熱率 $100\text{kW}/\text{m}^2$ から $600\text{kW}/\text{m}^2$ のケースでは、皿ねじの同様の部分に最も大きな負荷が掛かったが、最大加熱率 $700\text{kW}/\text{m}^2$ のケースでは、Fig. 26 に示すように皿ねじ上部に最大負荷が掛かった。これは負荷された応力の大きさは他の低加熱率の条件と同等だが、非常に高温になったことで皿ねじ (MA-X) の許容応力が大きく低下したために生じたと考えられる。加熱時間 200s, 最大加熱率 $700\text{kW}/\text{m}^2$ 以上のケースでは最小サイズの 200mm でも余裕安全率がマイナスになり、加熱による構造的負荷が許容範囲を超えることがわかった。そのため加熱時間 200s のプロットは $100\text{kW}/\text{m}^2$ から $700\text{kW}/\text{m}^2$ までとなっている。よって、加熱時間 100s と 200s では、最大加熱率の増加によってある点で加熱の限界点を超過して、それ以下の加熱率とは最大負荷の掛かる点が変わる。一方、加熱時間 50s では、加熱時間が最も短いので加熱の限界点を超過せず、すべての加熱率の条件において同様の構造的負荷の傾向を示すことがわかった。また、加熱時間 200s は加熱時間 50s と 100s と比較して、最大加熱率 $100\text{kW}/\text{m}^2$ と $700\text{kW}/\text{m}^2$ のケースを除き最適分割サイズが大きかった。これは加熱時間 50s と 100s の加熱プロ

ファイルでは、加熱率の上昇が急なため、内部へ温度が伝わりポストがz方向に膨張する前にC/Cスキンが大きく伸びる加熱率に達し、単純なスキンのx方向への皿ねじの押込みが大きかったためだと考えられる。

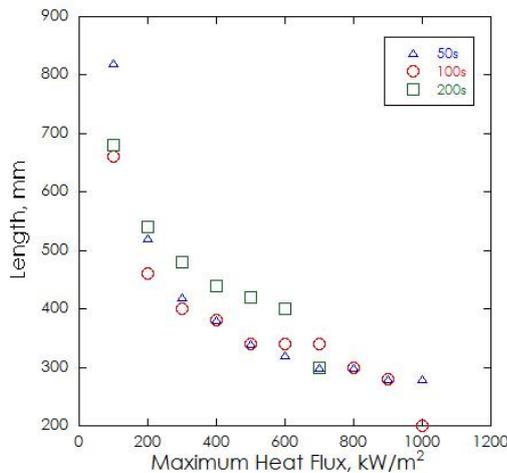


Fig. 25 Relationship between Length of the model and Maximum Heat flux for 50s, 100s, 200s Heating conditions

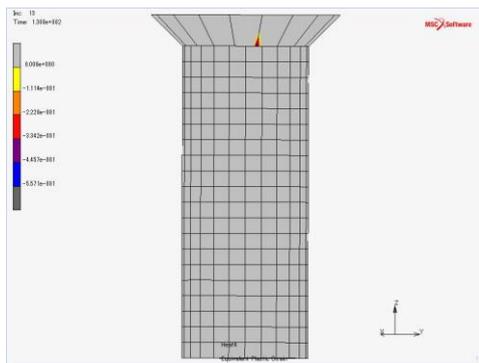


Fig. 26 MS of the flat screw for the 200mm×200mm model (700kW/m² peak heating during 200s)

6 まとめ

本研究では、熱的、構造的に信頼性のある TPS 開発に向けて、熱構造性能向上のためにポストを設置した非アブレーション軽量熱防御システム NALT の FEM 熱構造連成解析を行った結果、以下の知見を得た。

1. NALT の赤外線真空ランプ加熱試験を再現した FEM 熱構造連成解析モデルを構築し、温度履歴結果を比較することで妥当性を確認した。
2. 火星エアロキャプチャ技術実証ミッションの加熱環境において、ポスト付 NALT を大型化した場合、C/C スキンとポスト MA-X を連結する皿ねじに最も大きな負荷が掛かる。
3. 火星エアロキャプチャ技術実証ミッションにおける TPS の最適分割長さは、安全率 1.25 とした場合、350mm である。
4. 加熱時間を固定し最大加熱率を変化させた二等辺三角形の加熱プロファイルを負荷した場合、加熱率の増加に伴い最適分割長さが減少する。
5. 最大加熱率を固定し加熱時間を 50s, 100s, 200s と変化させた二等辺三角形の加熱プロファイルを負荷した場合、加熱時間 100s と 200s では加熱率の限界点があり、低加熱率時と異なる構造的負荷の傾向を示す。また、加熱時間 200s は加熱時間 50s と 100s と比較して、最適分割サイズが大きい。

7 謝辞

本研究は JSPS 科研費 24560982 の助成を受けたものです。

8 参考文献

- (1) Fujita, K., Narita, S., “Conceptual Study of a Small-Sized Mars Aerocapture Demonstrator”, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 1(2013), pp. 2,
- (2) Fujita, K., Suzuki, T., Matsuyama, S., Yamada, T., and Abe, S., “Numerical Reconstruction of HAYABUSA Sample Return Capsule Flight Environments,” 43rd AIAA Thermophysics Conference, 6(2011), pp. 3.
- (3) Suzuki, T., Aoki, T., Ogasawara, T., Ozawa, T., Fujita, K., and Hatakeyama, Y., “Study of Non-Ablative Lightweight Thermal Protection System for Mars Exploration Mission”, 43rd AIAA Thermophysics Conference, 6(2012), pp2-3.
- (4) 福重匡志, 森野美樹, 青木卓哉, “エアロキャプチャ技術を用いる火星探査に向けた熱防御システムの研究”, 2012 年度早稲田大学修士論文, 3(2013), pp. 1-92.
- (5) 東海カーボン HP, available from <http://www.tokaicarbon.co.jp/products/fine_carbon/semiconductor/cc_tokarec.html>, (参照日 2015 年 10 月 15 日).
- (6) Kobe Steel Ltd, Mechanical properties (online), available from <<http://www.kobelco.co.jp/english/titan/files/details.pdf>>, (参照日 2015 年 10 月 15 日).