

## 火星探査に向けた超軽量熱防御システムの研究

鈴木俊之, 藤田和央, 青木卓哉, 小笠原俊夫  
JAXA 研究開発本部

### 1. はじめに

エアロキャプチャは将来惑星探査ミッションにおける有効な軌道投入方法として知られており, 近年 JAXA においてもその軌道投入技術を火星において実証することが検討されている.<sup>1, 2)</sup> 火星においてエアロキャプチャを実施するにあたり, 極超音速揚力飛行を実現する機体と, 空力加熱環境から機体を守る熱防御システムが必須であるが, 推進薬を用いた従来の軌道投入よりもペイロード比を拡大できるように, 熱防御システム重量は十分軽量であることが求められる.

このような背景のもと, 近年 JAXA において図 1 に示すような非アブレーション軽量熱防御システム (Non-Ablative Lightweight Thermal protection system: NALT) が提案されている.<sup>3)</sup> 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る. これまでのところ, 40mm から 100mm 程度の大きさの試験片の試作が行われ, 加熱試験を行うことにより NALT の耐熱特性を取得するとともに, 物性値計測を行うことにより NALT の熱機械特性評価用モデルの開発が行われた. また火星エアロキャプチャ飛行軌道に沿った熱解析を行うことにより, 火星エアロキャプチャを行うにあたり必要になる NALT 重量の推算が行われた. これによると機械的強度も満足しつつ様々な温度境界条件を満たすためには C/C スキン厚さ 1.6mm, サンドイッチパネル厚さ 8mm の場合において断熱材厚さは 46mm 必要であり, その際の NALT 総重量は 36kg, また機体総重量 250kg に占める NALT 重量は 15%程度になることが判明した. 火星エアロキャプチャを実施するにあたり, ペイロード比向上のためには熱防御システム重量の更なる低減が必須である. 上記重量推算の結果では C/C スキン, 断熱材, ハニカムパネルの単位面積当たりの重量はそれぞれ 2.66kg/m<sup>2</sup>, 8.44kg/m<sup>2</sup>, 1.78kg/m<sup>2</sup> であり, 断熱材の重量が最も重い. 断熱材としては現在のところ米国製発泡カーボン (Grafoam ®FPA-10, GrafTech International, Ltd.) を用いているが, より軽量で熱伝導率の小さな断熱材を使用することで, 断熱性能を改善するとともに NALT 重量の低減が見込めると思われる.

本研究は, NALT に使用される断熱材素材を見直し, 断熱性能を改善するとともに更に重量を低減することを目的とする. 本報ではいくつかの低密度断熱材を用いて NALT を試作することにより, 加工性や取扱いについて検討を行う. また加熱試験を行うことにより試作した NALT の耐熱基礎特性を取得し, 従来の断熱材の場合と断熱性能を比較する. 更

に火星エアロキャプチャに適用した場合を想定し, NALT 重量を推算し, その成立性を検討する.

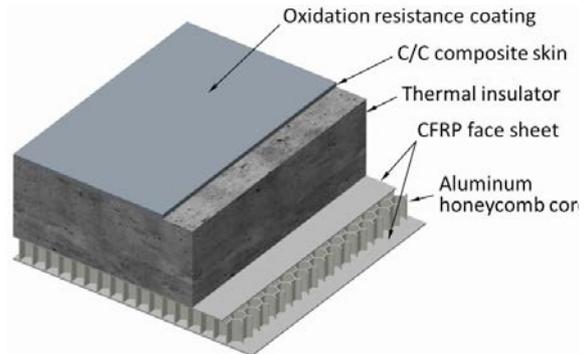
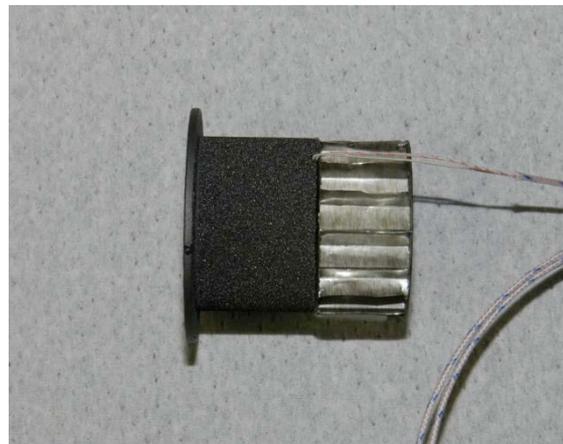


図 1 非アブレーション軽量熱防御システム(NALT)の概要

### 2. 新しい断熱材を用いた NALT の試作

本研究で試作した NALT 試験片を図 2 に示す. 図 2(a)は直径 40mm の NALT 試験片であり, 断熱材には従来 NALT に用いられてきた米国産断熱材 A (発泡カーボン) を使用している. 図 2(b)は 100mm 角の NALT 試験片であるが, 使用されている断熱材 B は断熱材 A と同様に発泡カーボンであるが国産品である. 断熱材 A 及び B はともに機械加工性も良いが, C/C 複合材スキン接着後に実施された X 線 CT 検査において, 図 3 に示すように接着部周辺に細かいひび割れが発生することが判明している. これは接着後に加熱硬化を行うが, 断熱材と C/C 複合材スキンの線熱膨張係数が異なるために, 熱処理後の冷却中に応力が発生しひび割れが生じたと考えられる.



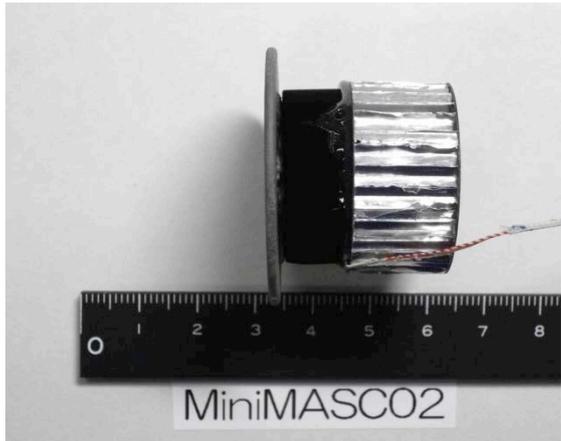
(a) アーク加熱試験用  $\phi$  40mm NALT 試験片, 断熱材 A (発泡カーボン) を使用

図 2 本研究において試作した NALT 試験片

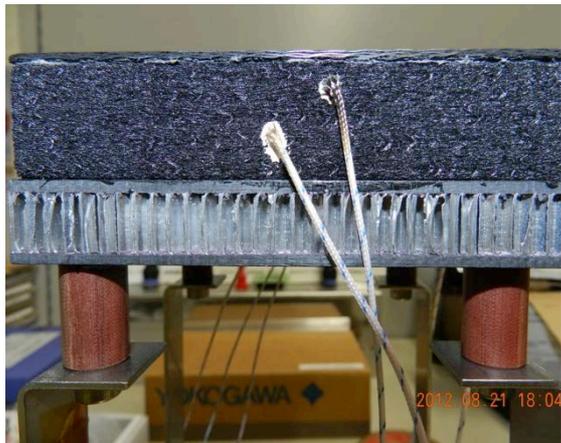
図 2(c)は比重 0.18 のカーボンエアロゲルを断熱材として使用した NALT 供試体であり、使用した断熱材を便宜上断熱材 C と呼ぶ。断熱材 C は断熱材 A, B と異なり固く脆いため加工が難しく、また塗れ性が良くないため接着剤の塗布が難しい。



(b) 赤外線ランプ加熱試験用 100mm 角 NALT 試験片，断熱材 B(発泡カーボン)を使用



(c) 直径 40mm アーク加熱試験用 NALT 試験片，断熱材として C(カーボンエアロゲル)を使用



(d) 赤外線ランプ加熱試験用 100mm 角 NALT 試験片，断熱材 D(炭素繊維成形体(0度積層))を使用

図 2 本研究において試作した NALT 試験片

図 3(d)は炭素繊維成形体を断熱材として使用した NALT 供試体であり、使用した断熱材を便宜上断熱材 D と呼ぶ。断熱材 D は炭素繊維を成形したものであり、積層構造を持つ。本研究ではその積層角度の影響についても検討を行ったので後に示す。また断熱材 A 及び B と比べると柔らかく、C/C スキンとの接着時に熱応力により割れることはない。

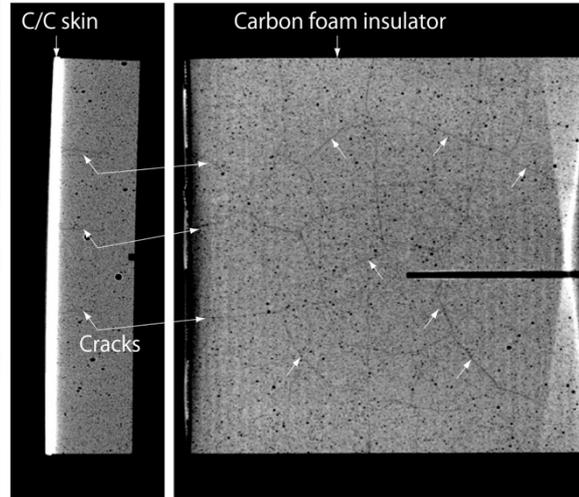


図 3 X線 CT による C/C 複合材スキンと断熱材との接着部健全性評価(断熱材 A)

### 3. 加熱試験

本研究では試作した NALT 試験片を用いて加熱試験を行った。加熱試験は JAXA 調布航空宇宙センター750kW アーク加熱風洞と、JAXA 調布航空宇宙センター90kW 赤外線ランプ加熱装置において実施された。

図 4 にアーク加熱風洞における NALT 加熱試験の様子を示す。アーク風洞における加熱試験では図 2(a)(c)のような直径 40mm の試験片がアーク気流中に投入され、加熱中の NALT 試験片の表面温度を放射温度計で計測した。また図 2(a)(c)に示すように、断熱材とハニカムパネル界面に K 型熱電対を側面から装着し、加熱中と加熱後における温度変化を計測した。試験片側面からの熱の流入を極力低減するため、試験片側面は図 4 に示すような水冷ジャケットで覆われている。試験機体は空気、流量 10g/s、電流 300A であり、生成された気流のよどみ点加熱率は 0.95MW/m<sup>2</sup> である。また加熱時間は 60 秒間であり、総加熱量は約 57MJ/m<sup>2</sup> である。

本研究では断熱材の性能を簡易に比較することを目的とし、試験片製作上特に時間のかかる SiC コーティングは実施しないこととした。

NALT 試験片の表面温度の表面温度を図 5 に示す。図 5 には断熱材 A 及び断熱材 B, 断熱材 D を用いた結果を示す。断熱材 D は積層構造を持つため、積層方向が気流と直角になる 0deg と、積層方向が気流と並行になる 90deg の結果を示している。断熱材 C(カーボンエアロゲル)を用いた加熱試験では、試験後に断熱材と C/C スキンとの接着界面が剥離していることが判明した。そのため断熱材 C を用いて得ら

れた試験データは参考値とし、誤解をさけるため本研究の比較対象からは除外する。

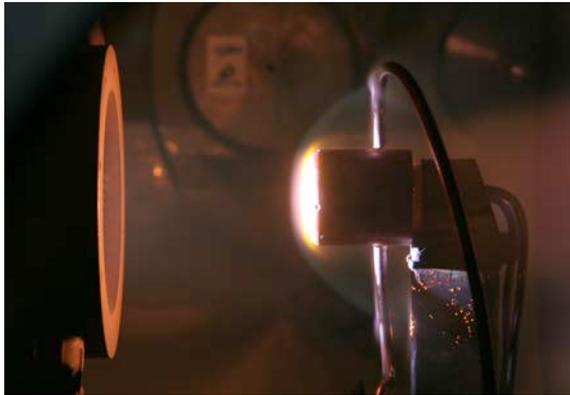


図4 750kW アーク加熱風洞における NALT 加熱試験の様子

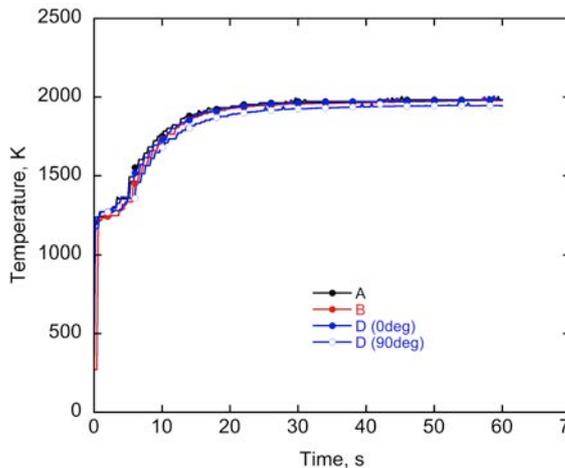


図5 NALT 試験片の表面温度の時間変化

図より、加熱開始後は急激に温度が上昇し、その後は 2000K に到達した後にほぼ一定の値となっている。断熱材 A、断熱材 B、断熱材 D(0deg)について大きな違いは見られていないが、断熱材 D(90deg)に関しては他と比べて若干温度が低い。これは断熱材 D(90deg)が気流と並行な方向に積層構造を持つため、熱伝導率の高い積層構造を伝わって試験片内部に熱が早く伝わることにより表面温度を下げるためと考えられる。

断熱材とハニカムとの接着界面における温度変化を図6に示す。断熱材 D(90deg)の場合、他と比べて非常に温度が高くなった。これは前述した通り熱伝導率の高い積層構造に沿って熱が流入したためである。実機に断熱材 D を適用する際には、特に局率の大きな部位について断熱材の積層方向に注意する必要がある。また図6によると、断熱材 B については従来品である断熱材 A と結果が大きく変わることはないが、断熱材 D(0deg)については断熱材 A に比べて最大温度が約 50K も低く、高い断熱性を示している。これは断熱材 D(0deg)の積層方向が気流に垂直であ

ることにより気流方向の熱伝導率が小さく、熱伝導による熱の流入を防いだためと考えられる。

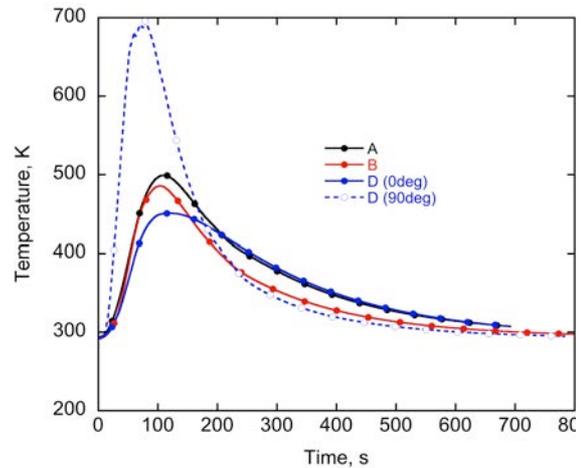


図6 断熱材との時間変化

JAXA 調布航空宇宙センター90kW 赤外線ランプ加熱装置において実施された加熱試験の概要を図7に示す。本試験では図2(b)(d)に示す 100mm 角の NALT 試験片が赤外線ランプによって加熱される。試験片側面からの熱入力を極力低減するために、試験片周囲にはシリカ断熱材が配置されている。本試験では表面温度、内部温度の時間変化を K 型熱電対を用いて計測した。ガードンゲージを用いて計測した平均加熱率は  $150\text{kW/m}^2$  であり、加熱時間 120 秒で総加熱量は  $18\text{MJ/m}^2$  である。

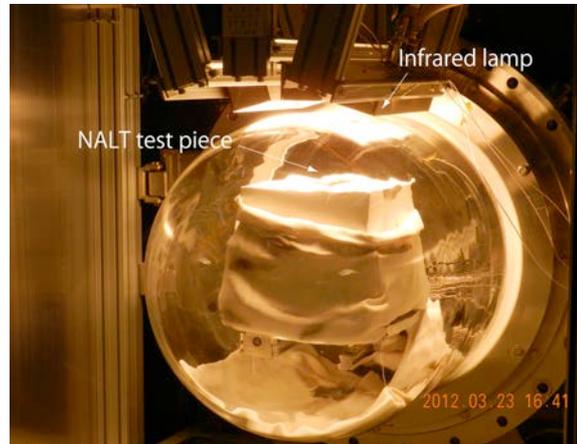


図6 90kW 赤外線ランプ加熱装置における NALT 加熱試験の様子

断熱材 A 及び D(0deg)を用いた NALT 試験片について得られた表面温度、断熱材とハニカムパネル界面における温度、更にハニカムパネル裏面の温度の時間変化を図8に示す。図8によると、断熱材 A に比べて断熱材 D(0deg)の表面温度が若干高いものの、界面温度や裏面温度は逆に低くなっている。これはアーク加熱試験で見られた結果と同様に、断熱材 A に比べて断熱材 D(0deg)は熱を伝えにくく、断熱性が高いためと考えられる。現在のところ断熱材 D(0deg)の熱伝導率が得られていないため断熱材 A

の熱伝導率との直接の比較が行えていないが、断熱材 D(0deg)の熱伝導率は断熱材 A に比べて小さいことが予想される。

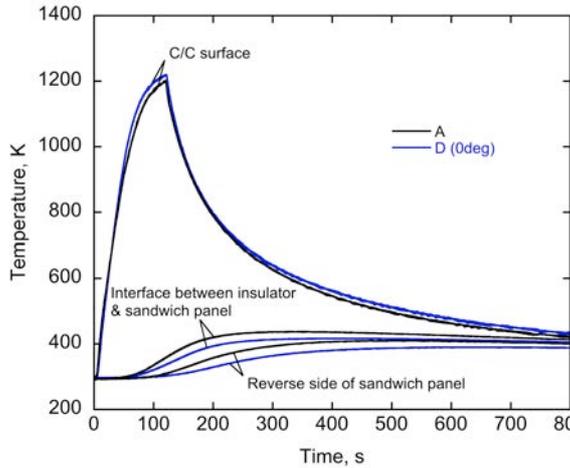


図 8 真空ランプ加熱試験において得られた各部温度の時間変化

断熱材 D(0deg)を用いて得られた加熱試験結果と数値解析結果との比較を図 9 に示す。数値解析については 1 次元熱伝導方程式を有限差分法を用いて解いた結果である。解析に当たって必要な物性値は密度、熱伝導率、比熱であり、断熱材 D(0deg)の熱伝導率を除いて計測結果を用いた。断熱材 D(0deg)の熱伝導率については現在不明であるため、断熱材 A の熱伝導率の約 0.7 倍と仮定した。図 9 より、表面温度、界面温度、ハニカムパネル裏面温度ともに加熱試験結果と数値解析結果との一致は概ね良好である。また加熱試験結果から断熱材 D(0deg)の熱伝導

率が断熱材 A の熱伝導率よりも小さいと予測されたが、数値解析において断熱材 A の約 0.7 倍を仮定することにより試験結果との一致が得られたことは首尾一貫している。従って加熱試験の評価解析に用いられたモデルを用いることで、火星における NALT の加熱環境を予測することができると思われる。

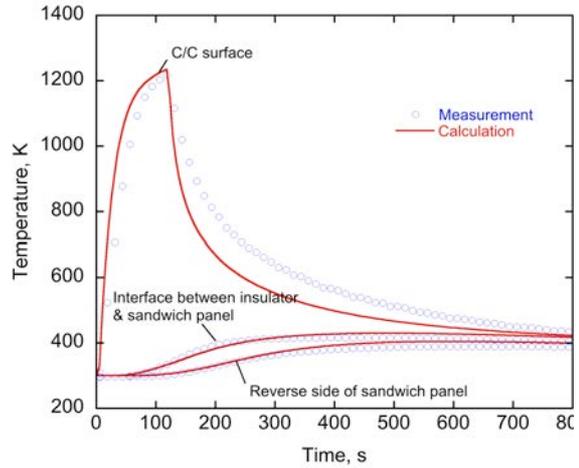


図 9 断熱材 D(0deg)を用いて得られた加熱試験結果と数値解析との比較

#### 4. 火星エアロキャプチャを想定した重量推算

加熱試験で使用された評価モデル及び解析手法を用いて火星エアロキャプチャ軌道に沿った熱解析を行った。本研究では良い断熱性能を示した断熱材 D(0deg)を使用することを想定した。また C/C スキンの厚さを 1.6mm、ハニカムパネルの厚さを 8mm と仮定し、断熱材厚さを変えることによる各部における到達温度評価した。得られた結果を表 1 に示す。

表 1 火星エアロキャプチャ軌道に沿った熱解析結果サマリ

Case	CC スキン		断熱材		ハニカムパネル		合計 重量 kg	最大到達温度			合否 ○×	
	厚さ mm	単位面積 重量 kg/m2	厚さ mm	単位面積 重量 kg/m2	厚さ mm	単位面積 重量 kg/m2		CC 表面 K	断熱材/ ハニカム 界面 K	ハニカム 裏面 K		
1	1.600	2.660	26.000	4.160	8.000	1.783	8.603	24.089	1694.261	485.402	460.301	×
2	1.600	2.660	27.000	4.320	8.000	1.783	8.763	24.537	1694.261	477.346	453.917	×
3	1.600	2.660	28.000	4.480	8.000	1.783	8.923	24.985	1694.261	469.827	447.907	×
4	1.600	2.660	29.000	4.640	8.000	1.783	9.083	25.433	1694.261	462.797	442.244	×
5	1.600	2.660	30.000	4.800	8.000	1.783	9.243	25.881	1694.261	456.217	436.904	×
6	1.600	2.660	31.000	4.960	8.000	1.783	9.403	26.329	1694.261	450.047	431.864	×
7	1.600	2.660	32.000	5.120	8.000	1.783	9.563	26.777	1694.261	444.254	427.103	△
8	1.600	2.660	33.000	5.280	8.000	1.783	9.723	27.225	1694.261	438.807	422.600	△
9	1.600	2.660	34.000	5.440	8.000	1.783	9.883	27.673	1694.261	433.679	418.337	△
10	1.600	2.660	35.000	5.600	8.000	1.783	10.043	28.121	1694.261	428.844	414.298	△
11	1.600	2.660	36.000	5.760	8.000	1.783	10.203	28.569	1694.261	424.280	410.467	△
12	1.600	2.660	37.000	5.920	8.000	1.783	10.363	29.017	1694.261	419.966	406.831	△
13	1.600	2.660	38.000	6.080	8.000	1.783	10.523	29.465	1694.261	415.883	403.375	△
14	1.600	2.660	39.000	6.240	8.000	1.783	10.683	29.913	1694.261	412.015	400.088	○
15	1.600	2.660	40.000	6.400	8.000	1.783	10.843	30.361	1694.261	408.346	396.959	○

ハニカムパネルの許容温度は 450K であり、この温度条件を満たす断熱材厚さは 32mm である。またその際の NALT 重量は約 27kg である。一方、ハニカムパネル裏面付近に衛星機器を設置するためにはハニカムパネル裏面温度を 403K 以下に保つ必要がある。この温度条件を満たす断熱材厚さは 39mm であり、その際の NALT 重量は約 30kg(機体重量比 12%) である。断熱材 A を用いた場合の NALT 重量が約 36kg(機体重量比 14.4%)であったのに対し、断熱材 D(0deg)を使用することで約 6kg の重量を低減できることがわかった。

#### 参考文献

- [1] 成田伸一郎：火星エアロキャプチャ技術実証計画，3E04，第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集，2012 年
- [2] 藤田和央：火星エアロキャプチャミッションの基本設計，3E05，第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集，2012 年
- [3] Suzuki, T., et al., “Study of Non-Ablative Lightweight Thermal Protection System for Mars Exploration Mission,” AIAA Paper 2012-3009, 43rd AIAA Thermophysics Conference, 25-28 June 2012