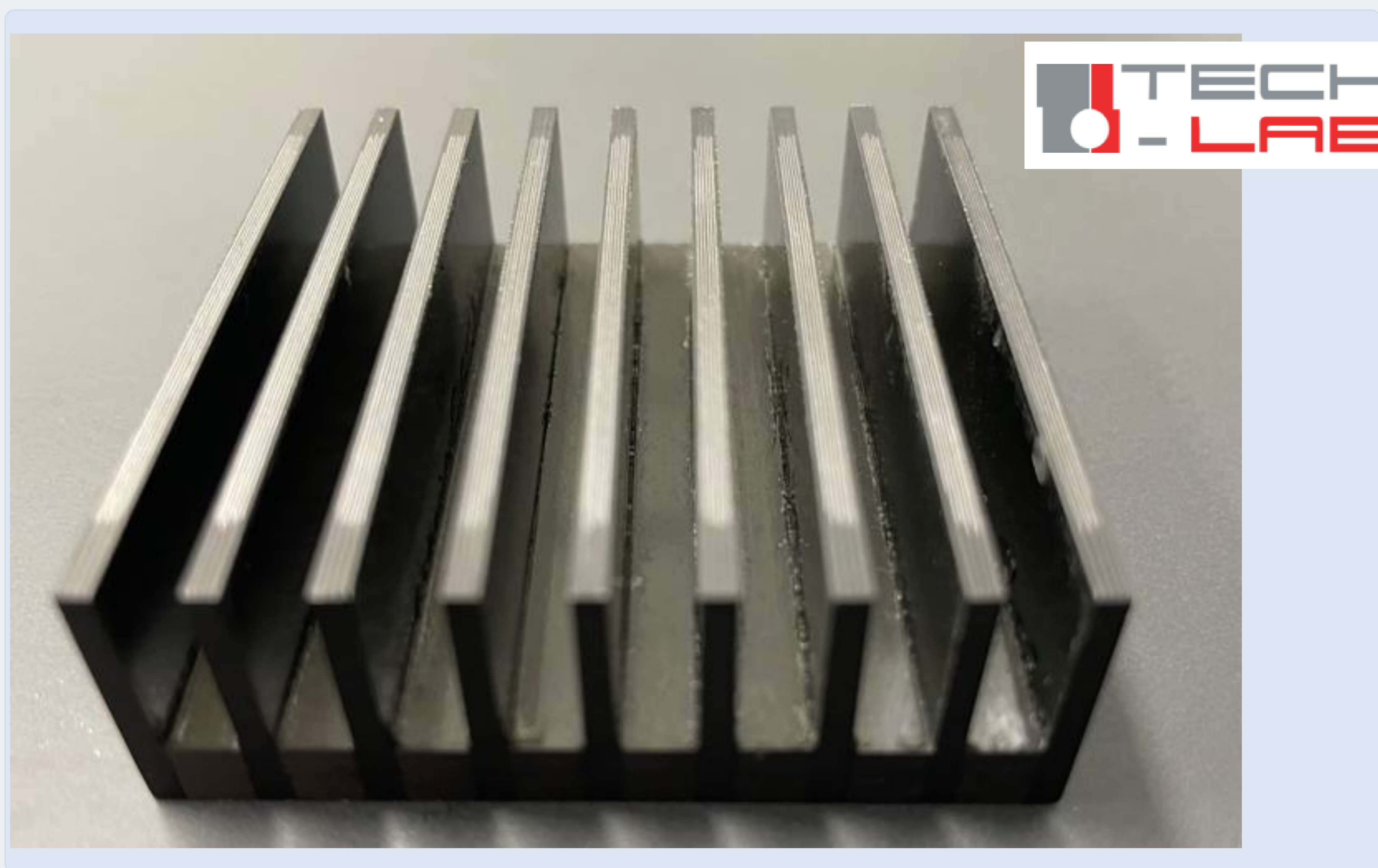


# 革新グラファイトシート事業開発プロジェクト

GS/CFRPヒートシンク：宇宙衛星、光半導体レーザー、レーザー核融合

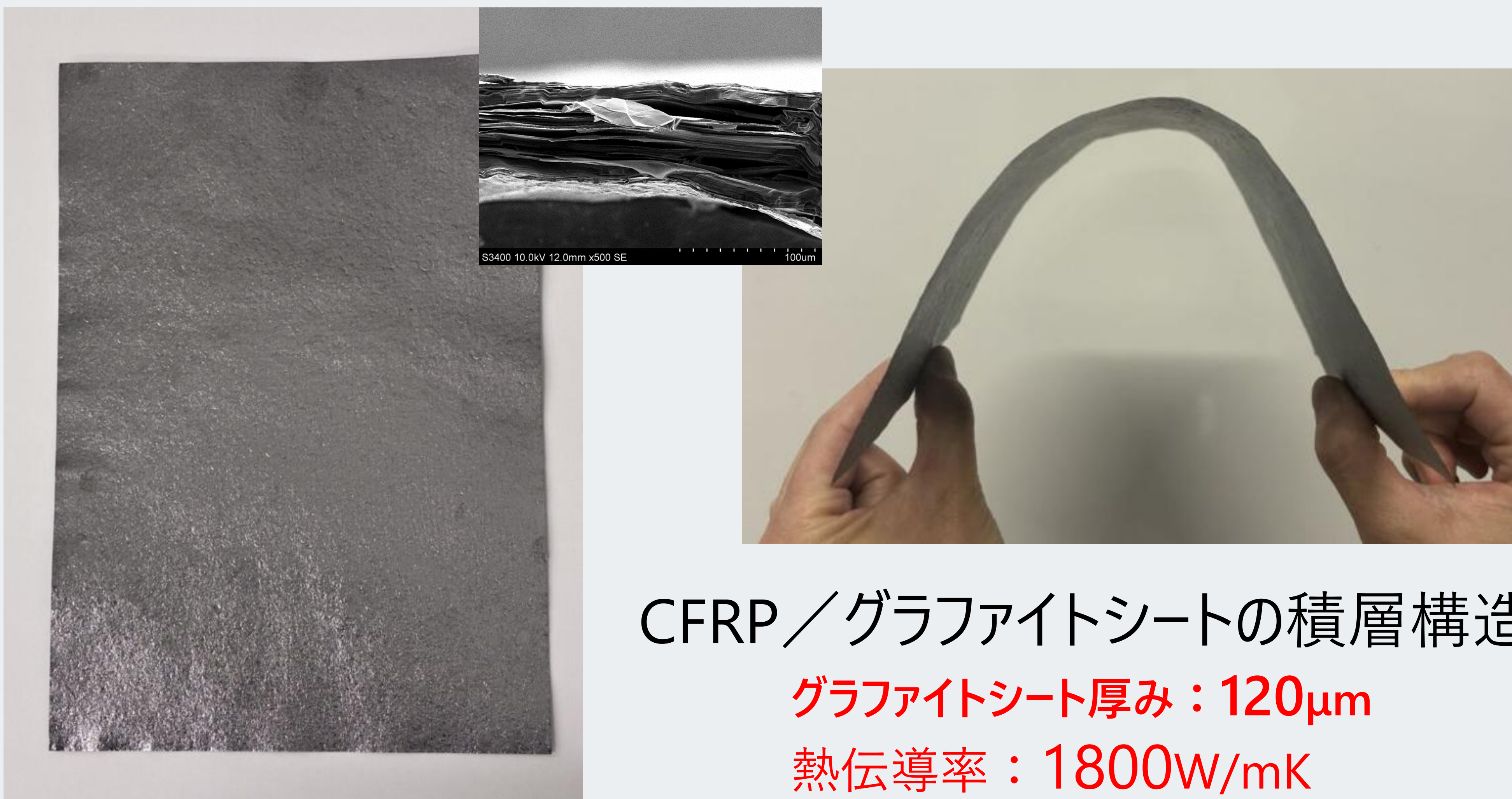
120 $\mu$ mのグラファイトシートと120 $\mu$ mのピッチ系炭素繊維(K13916)／シアネート樹脂(#290)樹脂製プリプレグを交互積層、2方向で熱伝導率：**1000W/mK達成**



# 革新グラファイトシート事業開発プロジェクト

用途：宇宙通信アンテナ、光半導体レーザー、高熱伝導C/C

120 $\mu$ m厚みで、高熱伝導、高密度を達成  
(薄いシートの貼り合わせではなく、一体物)



CFRP／グラファイトシートの積層構造

グラファイトシート厚み：120 $\mu$ m

熱伝導率：1800W/mK

K13916/#290プリプレグとの交互積層

複合材：1000W/mK

銅の2.5倍の熱伝導率

特許登録済

特許第7718431号 (日)

P2021P01365US01 (米)

	密度	熱伝導率 (面方向)	熱伝導率 (厚み方向)	電気抵抗	CTE
	g/cm <sup>3</sup>	W/mK	W/mK	$\times 10^{-5}\Omega \cdot \text{cm}$	ppm
革新 グラファイト シート※1	2.1	1800	5～10	8.3	-3
HOPG※2	2.255～ 2.265	1600～ 2000	80	3.5～4.5	-1

熱分解黒鉛 (HOPG) と同等の特性を発現

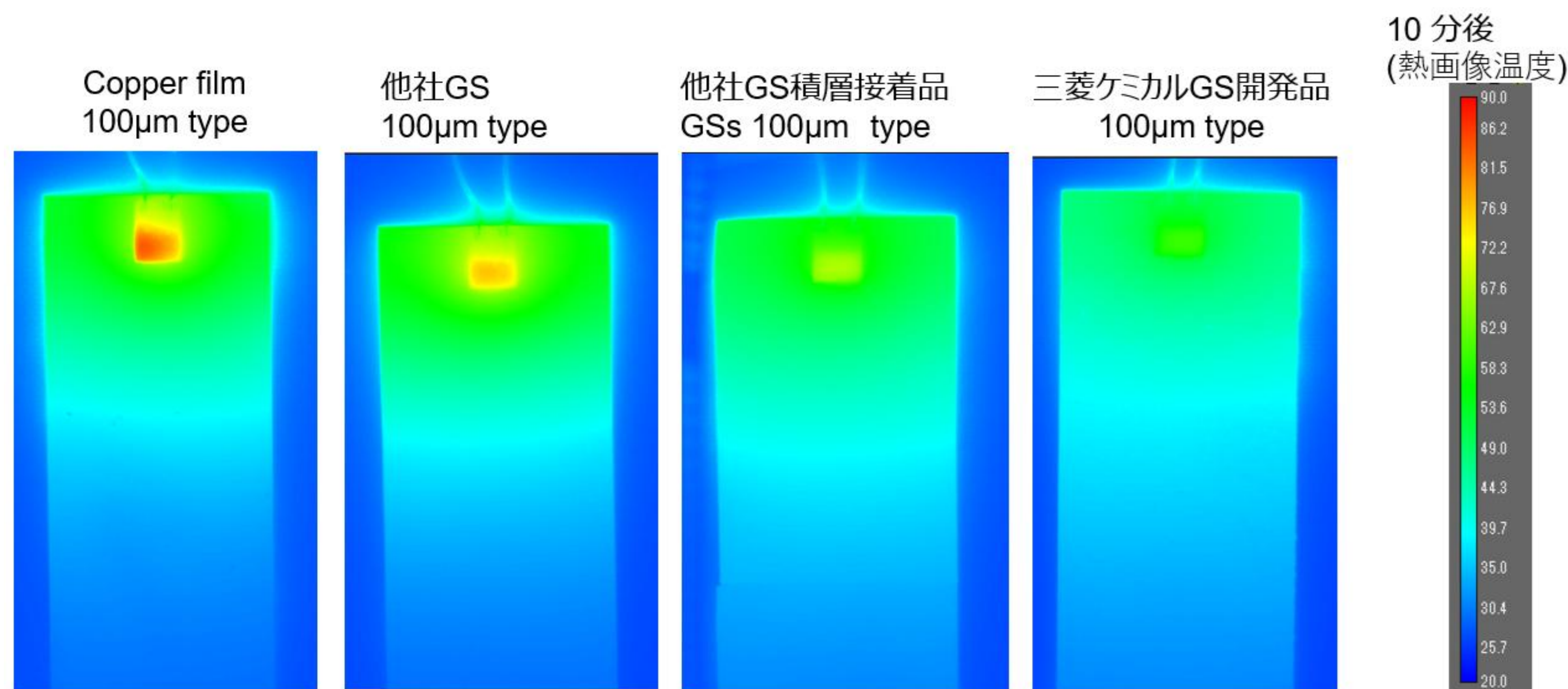
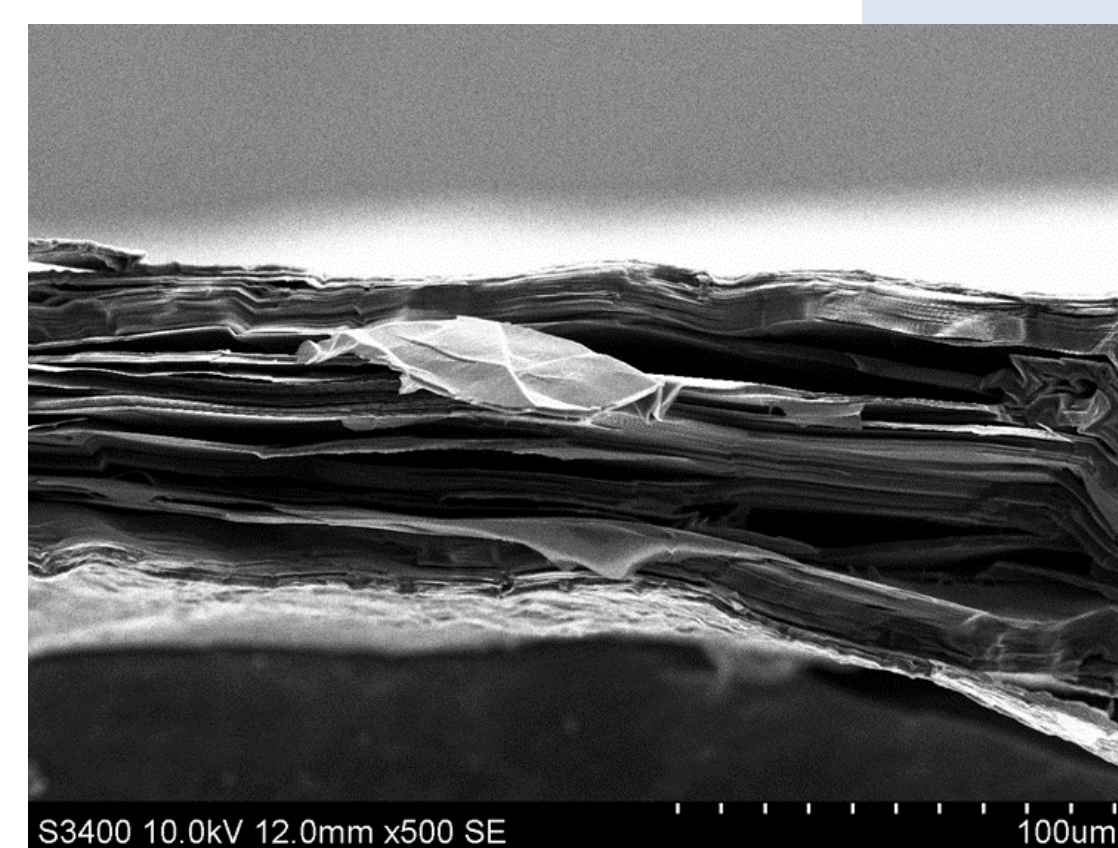
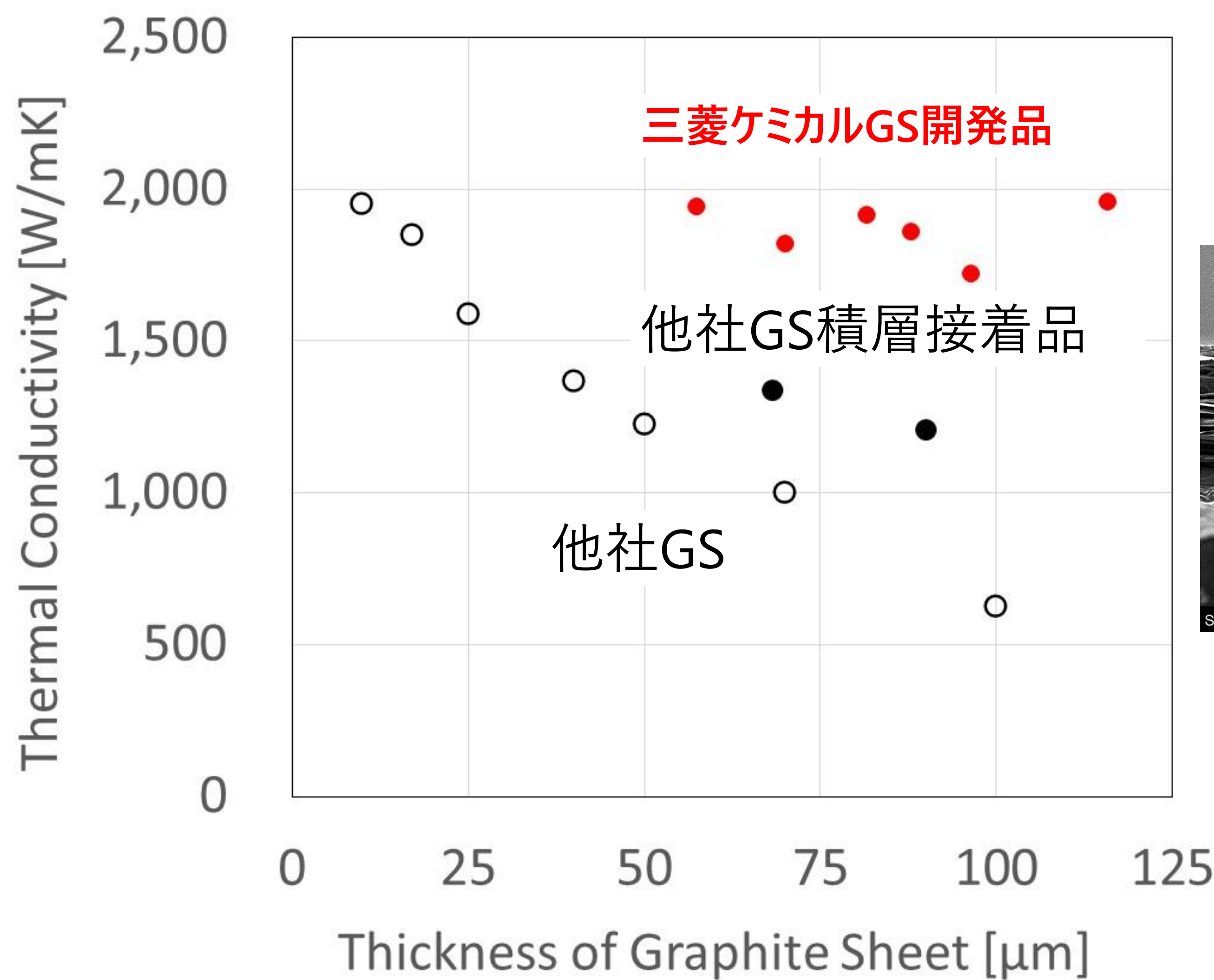
※1 本データは測定結果の一例であり、製品仕様とは異なります。

※2 Momentive社カタログ値

# 革新グラファイトシート事業開発プロジェクト

用途：宇宙通信アンテナ、光半導体レーザー、高熱伝導C/C

100 $\mu\text{m}$ 以上の厚みで、高熱伝導、高密度を達成  
(薄いシートの貼り合わせではなく、一体物)



三菱ケミカルGS開発品が最も温度低下させる性能を示した

# 革新グラフィートシート事業開発プロジェクト

宇宙通信用平面アンテナの排熱プレート：NICT/（株）テックラボ

NTN Platformに搭載可能な平面アンテナの研究開発の取組み

- ・空飛ぶクルマ、ドローン等に搭載可能とする平面アンテナシステムの研究開発
- ・各種熱源や端末形状に応じた平面アンテナの小型薄型化を可能とする各種材料・放熱構造の研究開発
- ・NTN Platformへの平面アンテナの実装技術の研究開発

SHARP

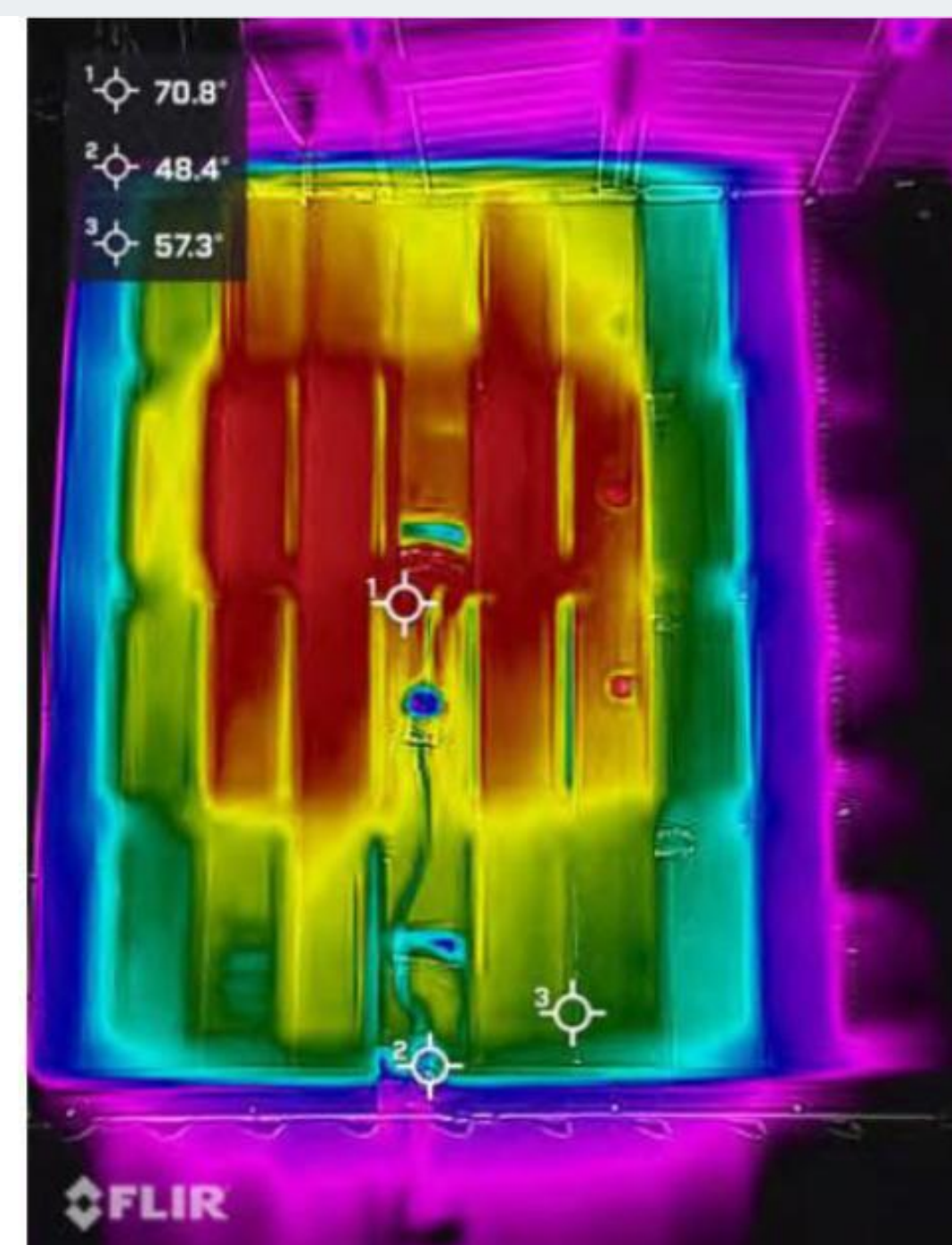
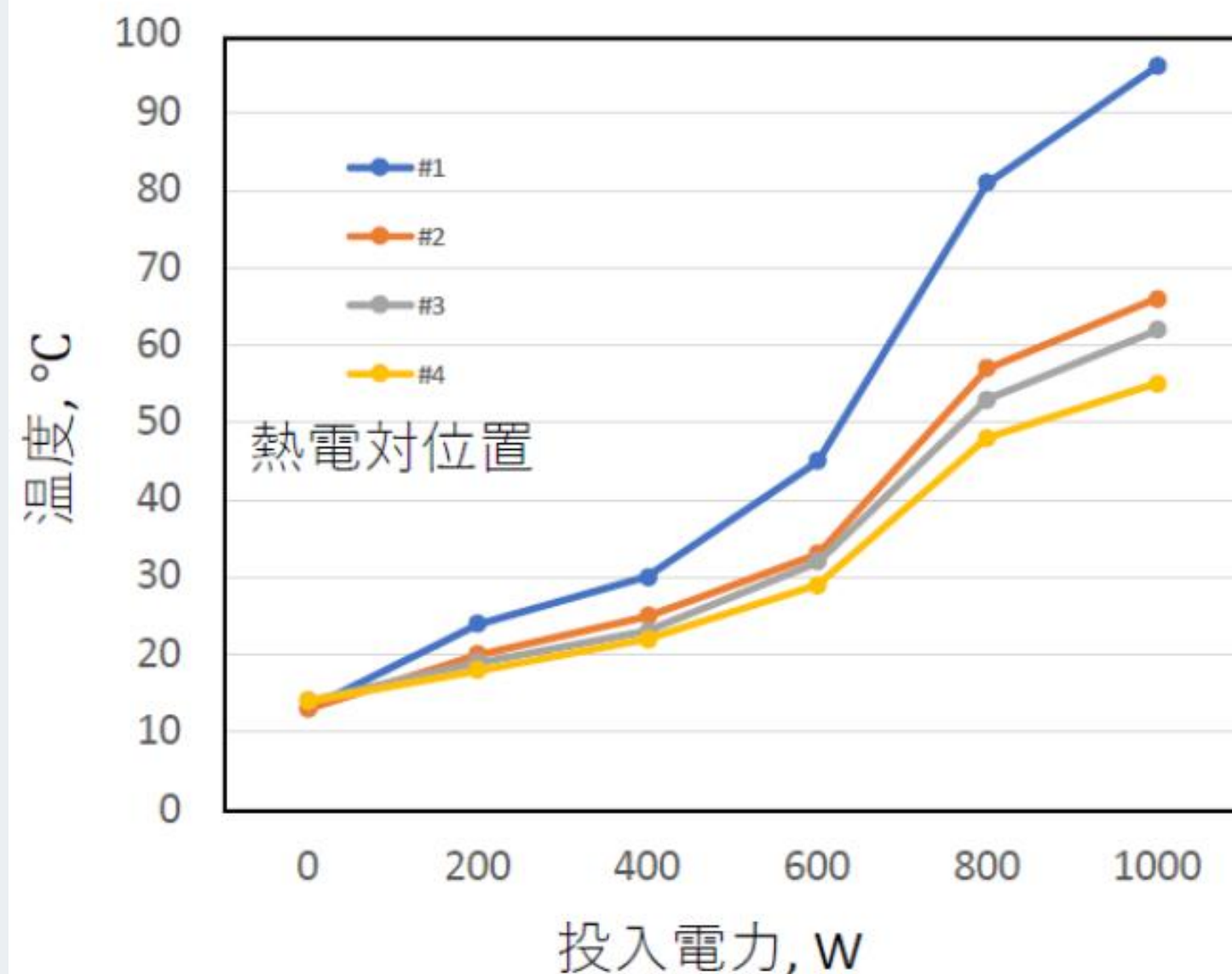
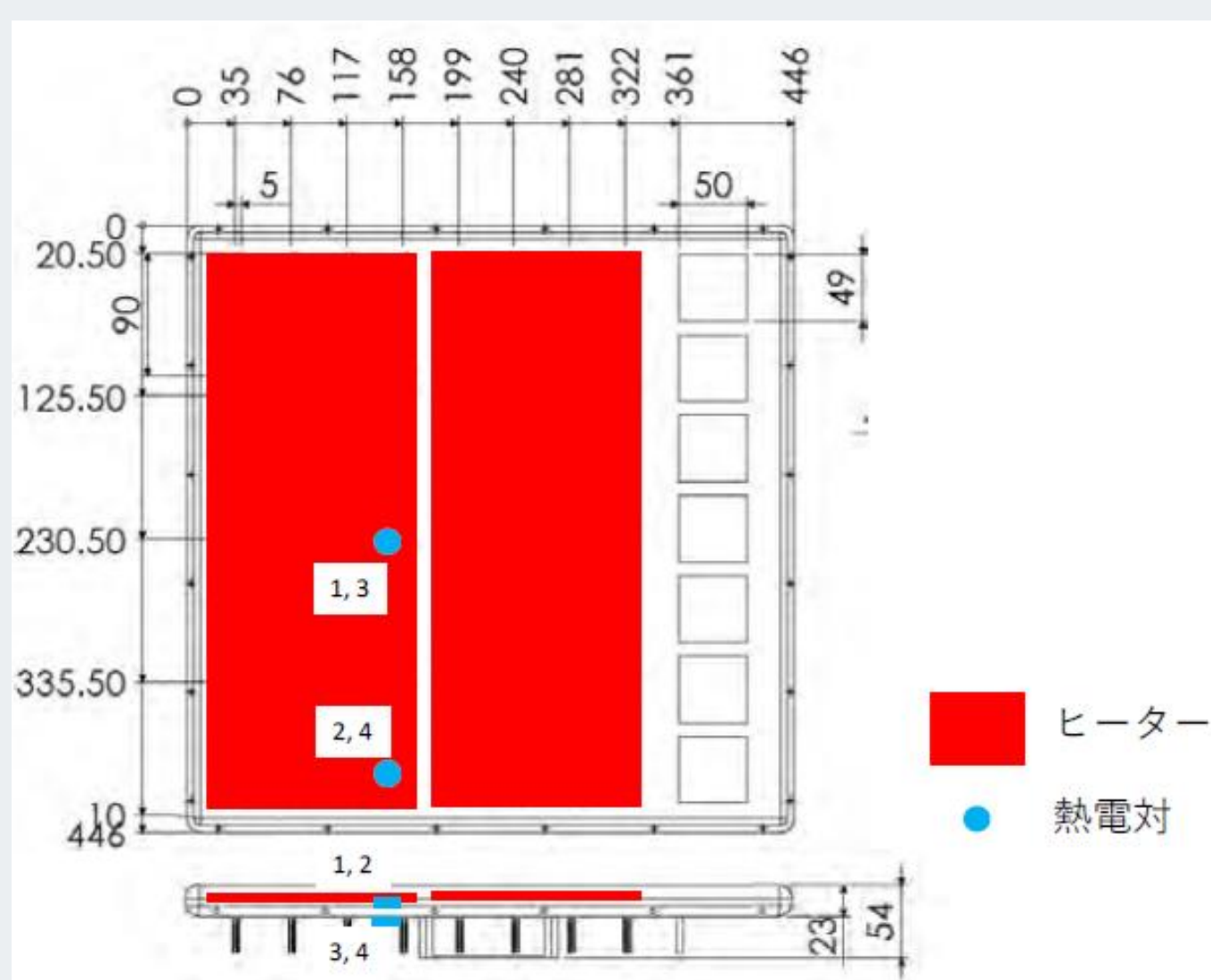
TECH  
LAB

NICT



あらゆる移動体へ搭載可能な小型・薄柄・軽量なアンテナシステムの実現

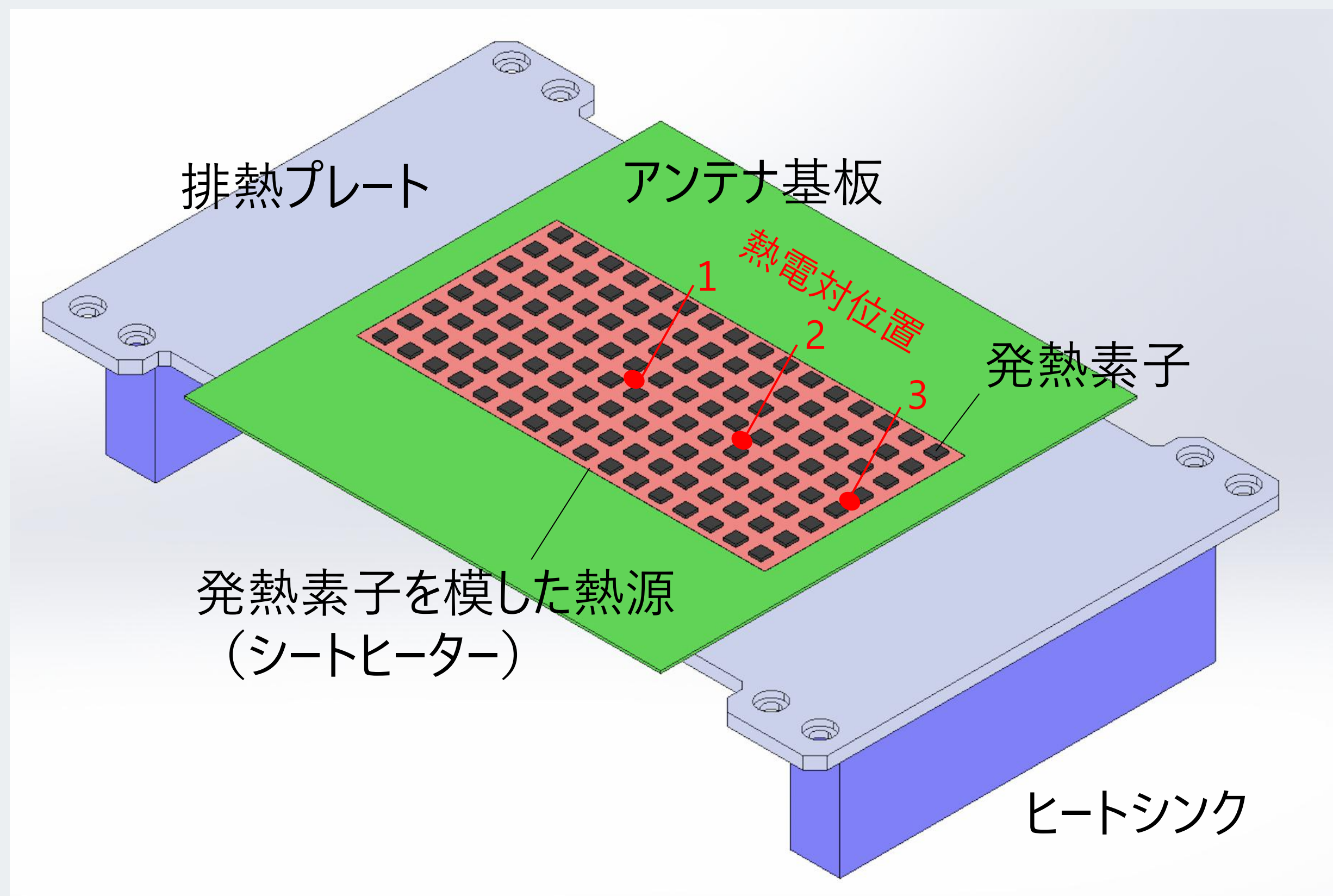
投入電力1000W（空冷）の温度変化とサーマルイメージ



# 革新グラファイトシート事業開発プロジェクト

宇宙通信用平面アンテナの排熱プレート：NICT/（株）テックラボ

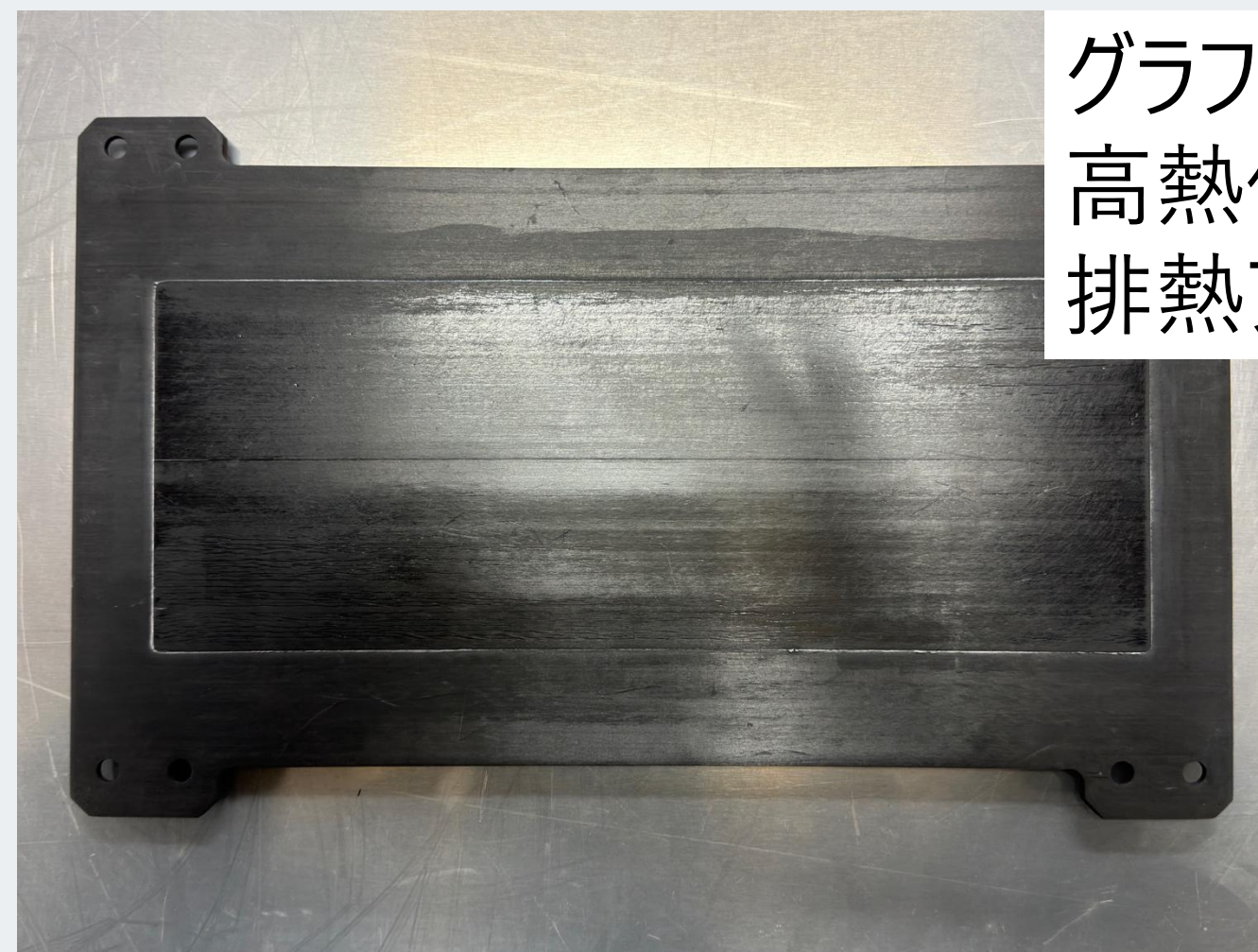
平面アンテナの発熱/排熱モデル実験による高熱伝導性能検証



グラファイトシートの高熱伝導性能を活かした複合排熱プレートによってアンテナ素子の発熱を抑制する効果が実験的に検証されました



アルミ製  
排熱プレート



グラファイトシート/  
高熱伝導CFRP製  
排熱プレート

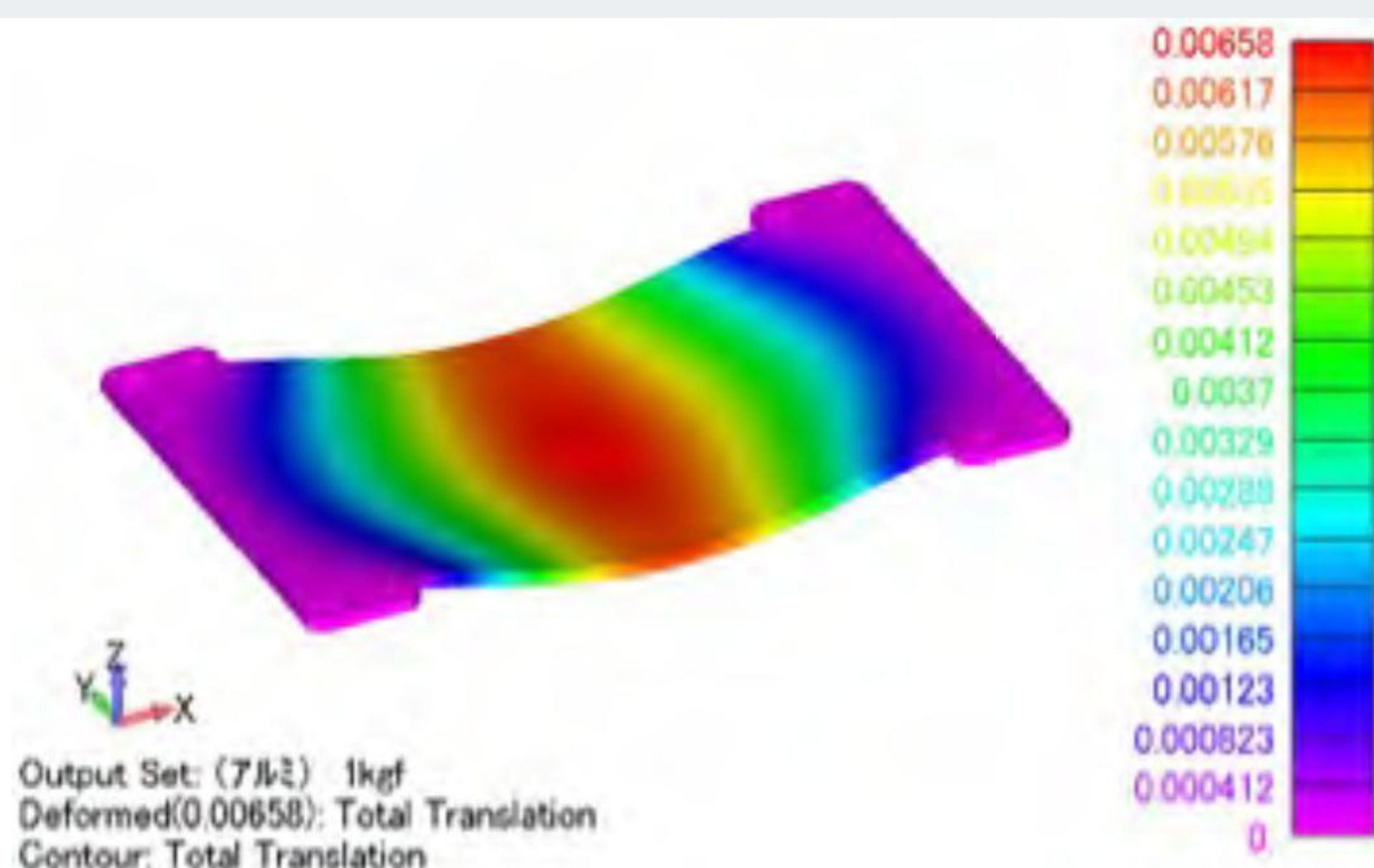
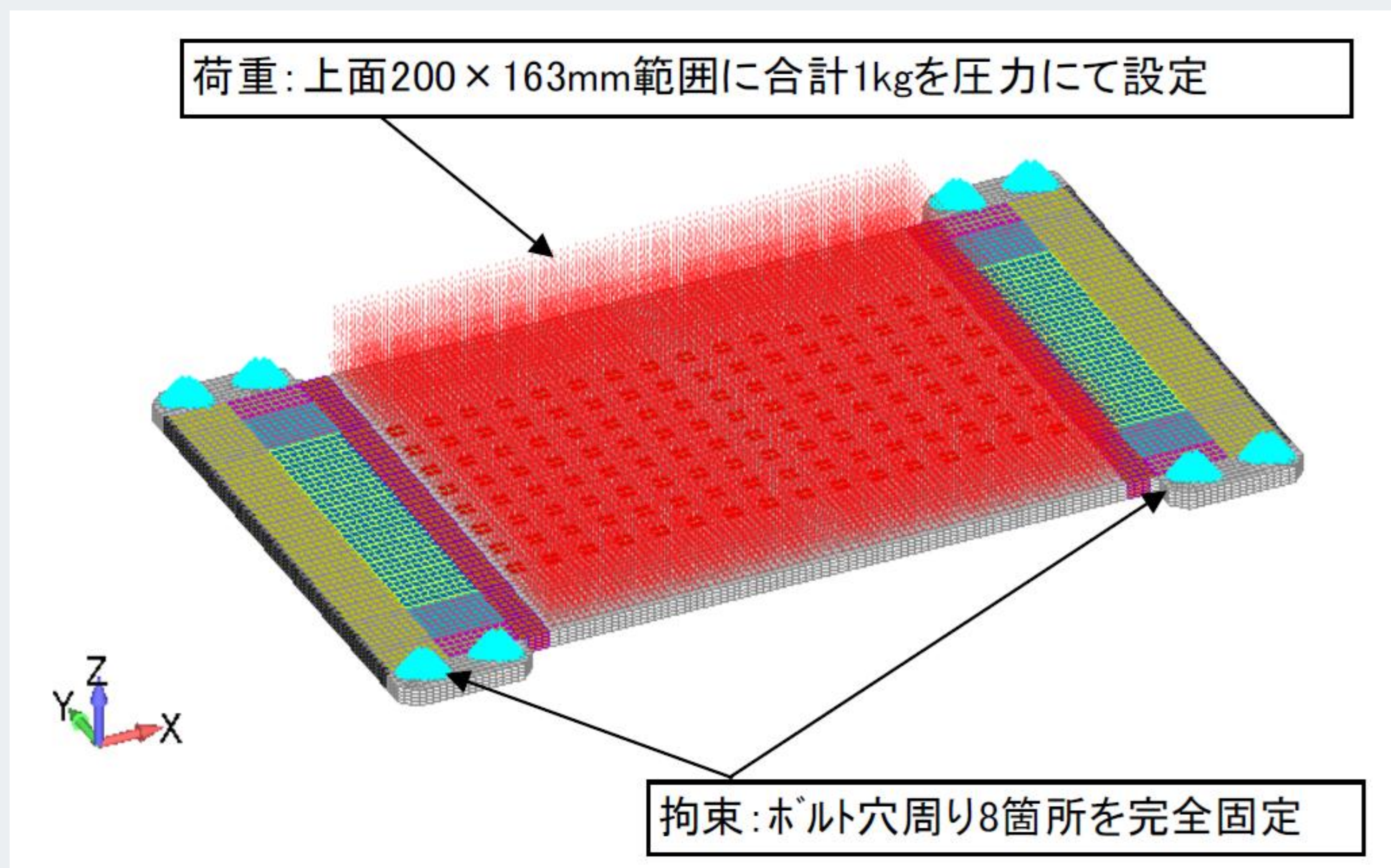
		排熱プレート素材		
		アルミ	高熱伝導CFRP	グラファイトシート/ 高熱伝導CFRP複合材
比重		2.7	1.7	1.8
熱電対位置	1	61.4°C	57.9°C	39.4°C
	2	60.1°C	55.6°C	36.5°C
	3	50.5°C	48.4°C	26.5°C

20kg超のアルミ製排熱プレートを4kg未満に軽量化可能  
(素材が軽い x 高伝熱性能による薄型化)

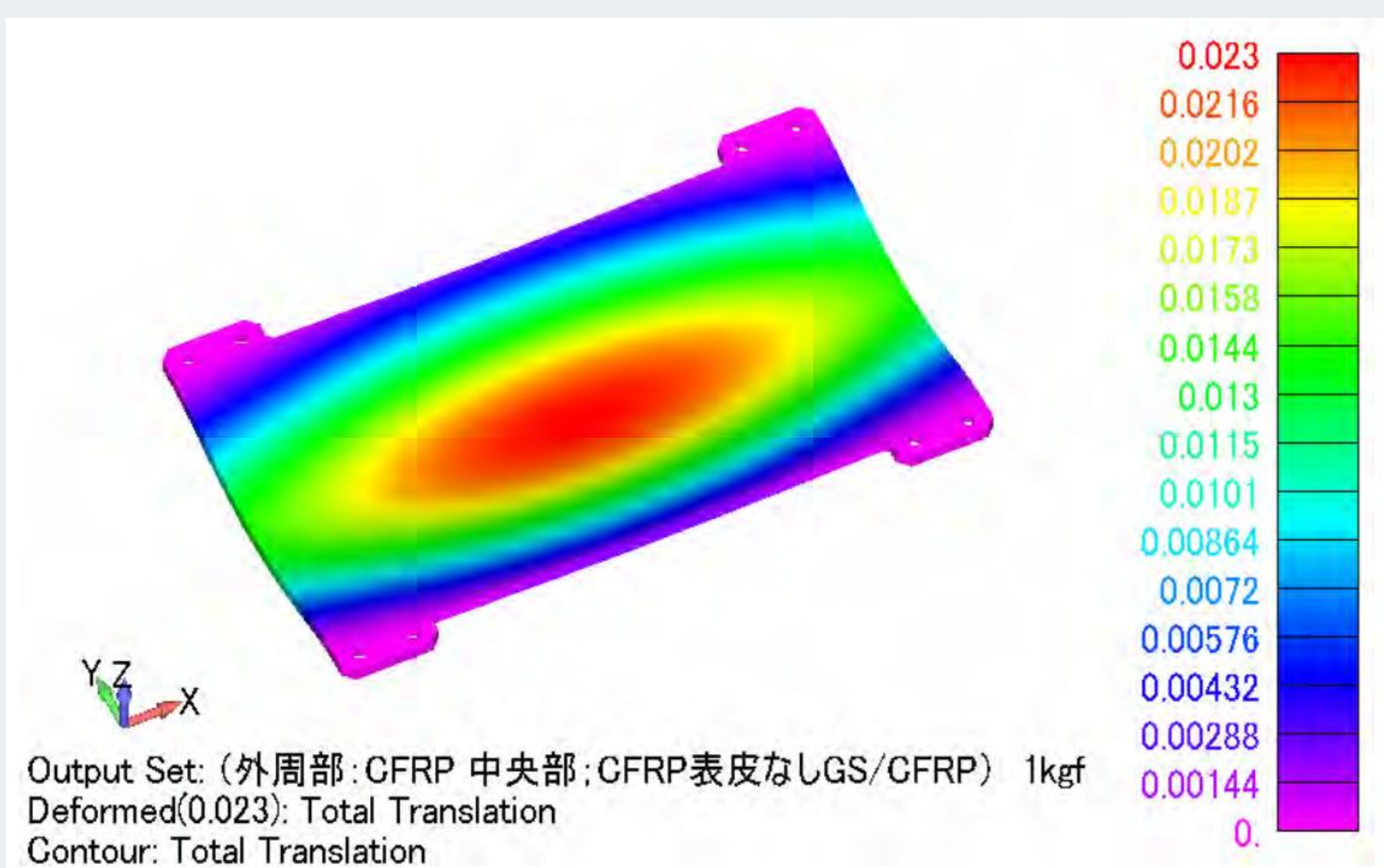
# 革新グラファイトシート事業開発プロジェクト

宇宙通信用平面アンテナの排熱プレート：NICT/（株）テックラボ

9.8N(1 kg相当重量)負荷時の変形量



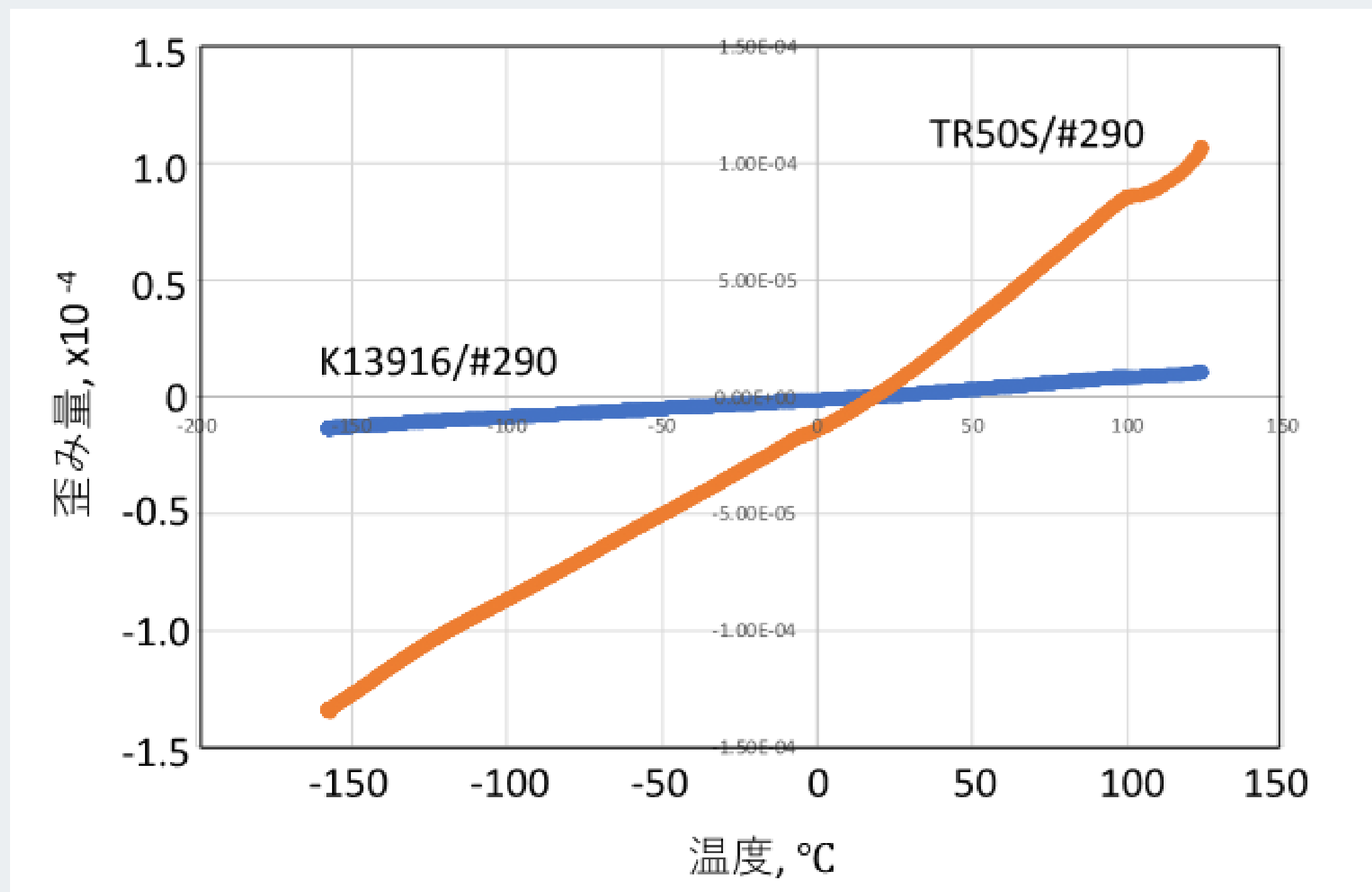
アルミ製排熱プレート  
重量：7.2 kg  
最大変位：7  $\mu\text{m}$



グラファイトシート/高熱伝導  
CFRP製排熱プレート  
重量：4.5 kg  
最大変位：23  $\mu\text{m}$

# ゼロ熱膨張ピッチ系炭素繊維複合材

## ゼロ熱膨張CFRP評価結果



- K13916/#290  
**0.08ppm/°C**
- TR50S/#290  
**3.74ppm/°C**

スターダストプログラム「月探査のための遠距離捕捉追尾サブシステム要素試作評価 (FY2024成果より)」

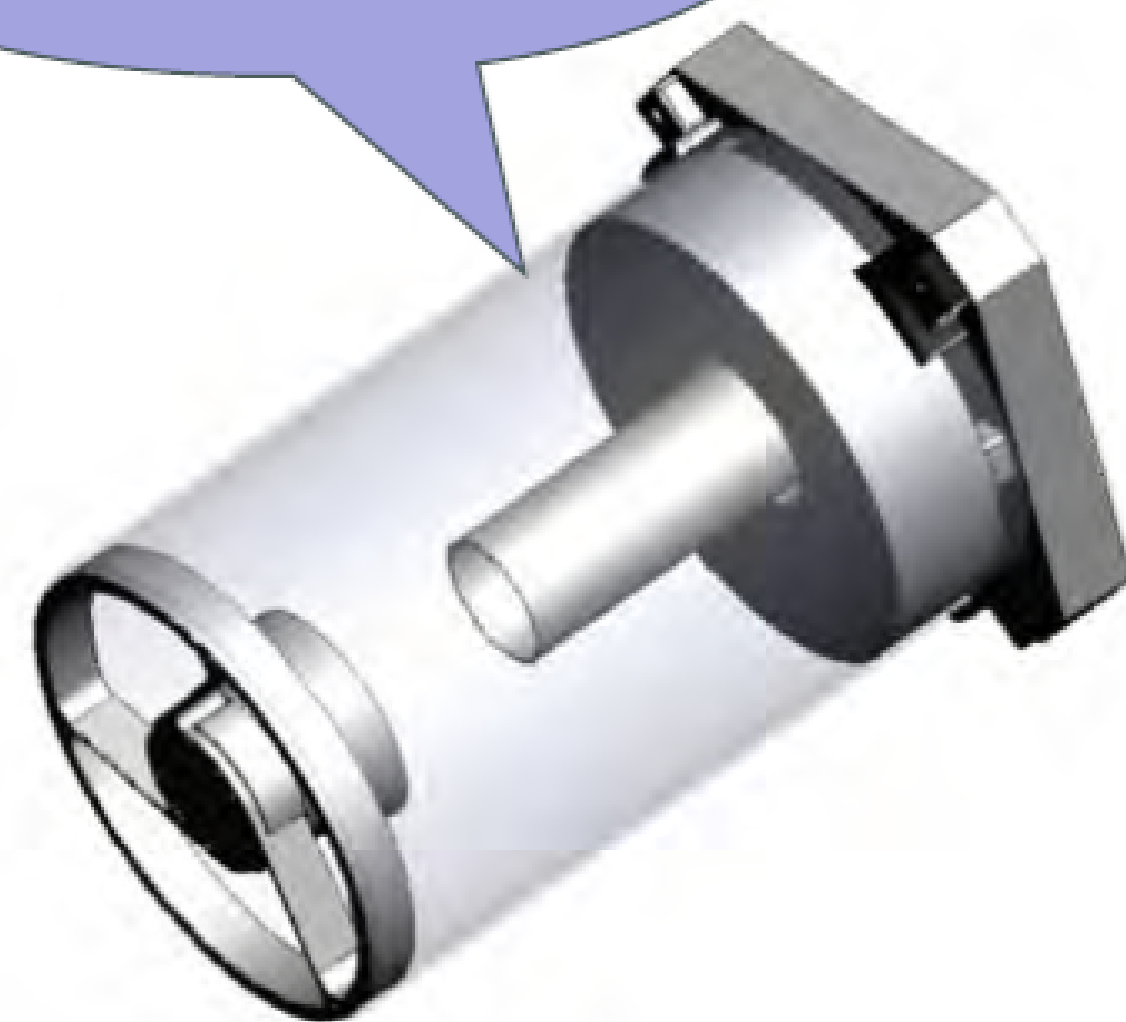
軽量高剛性、低吸湿、熱寸法安定性



### CFRP望遠鏡軽量化検証

	CFRP望遠鏡 (実測値)	従来望遠鏡 (計算値)
主鏡	CFRP 63 g	ガラス 265 g
構造部品	CFRP+ ガラス副鏡 200 g	インバー+ ガラス副鏡 1175 g
合計	263 g	1.44 kg

重量 : 263g



#### 主反射鏡

- 重量 : **0.6kg** (300mmφ)    ガラス : 2kg
- 鏡構造製作 : 熱硬化成形で**1日**    ガラス : 1ヶ月
- 鏡面形成 : **レプリカで1日**    ガラス研磨 : 3~6ヶ月

# 月探査ロボットYAOKI

March 7, 2025: World's first photograph taken inside a lunar south pole crater.

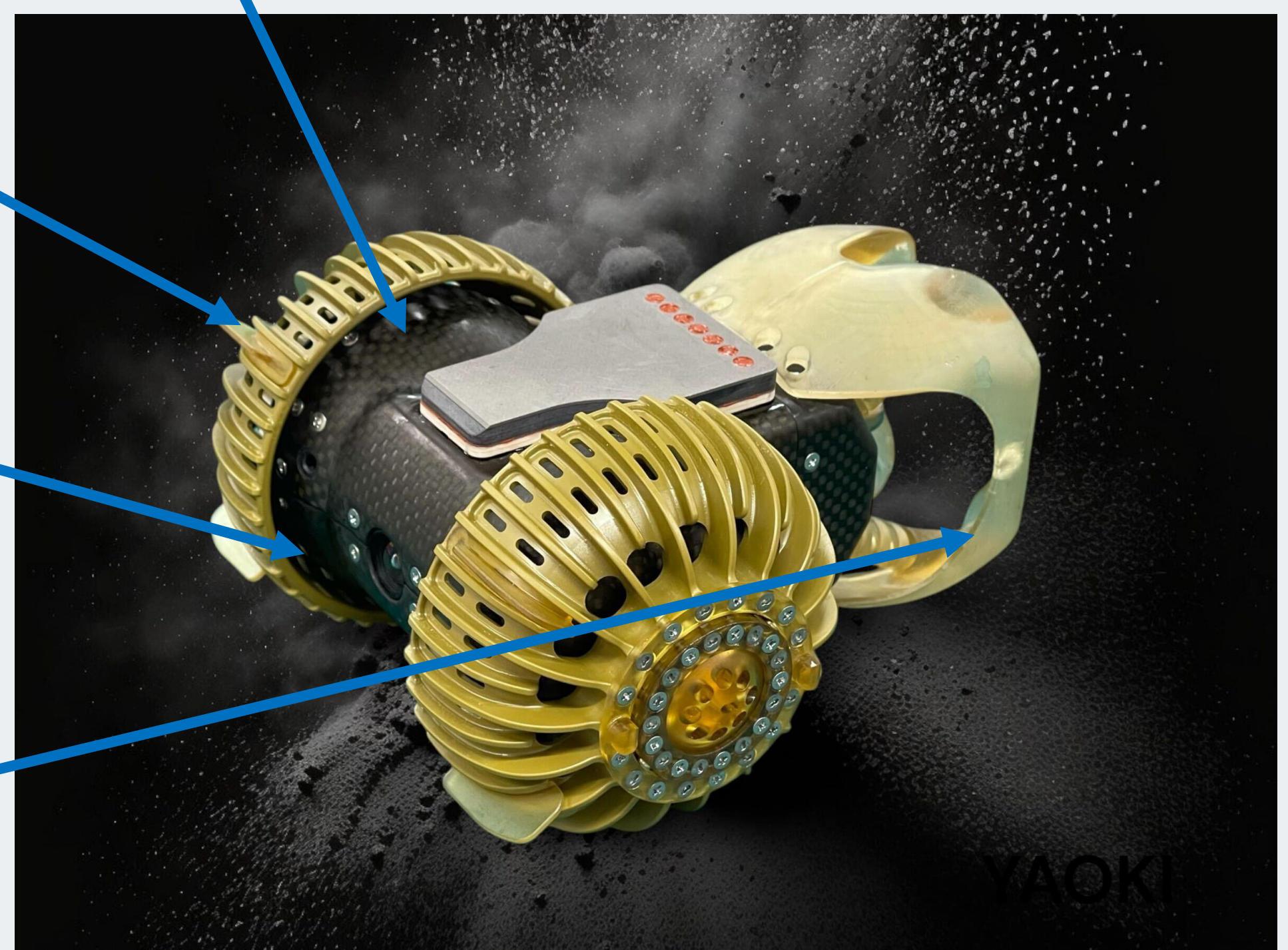
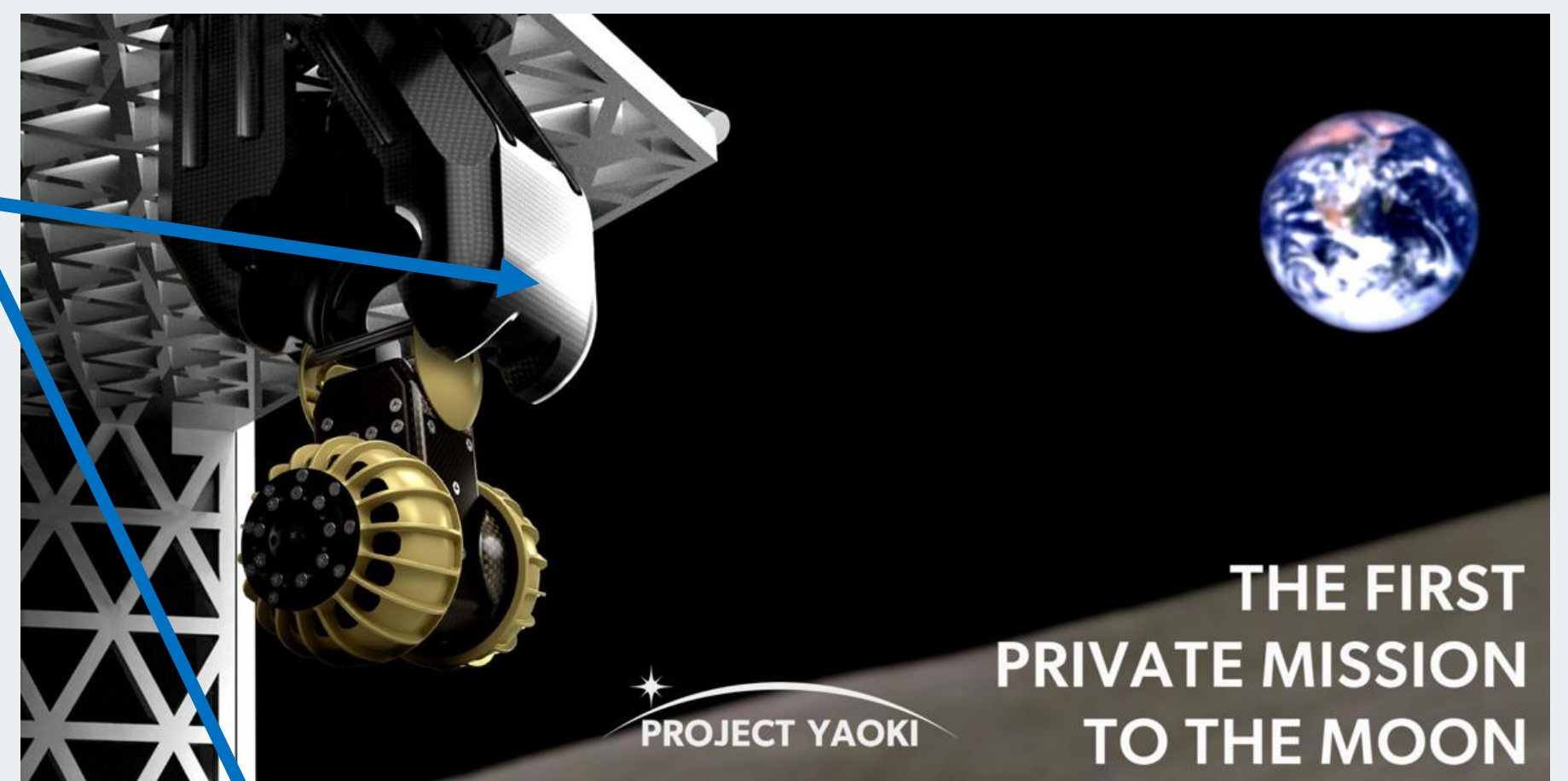


本体、デプロイヤー（ケース）  
シアネートエステル樹脂製CFRP  
（炭素繊維強化プラスチック）適用

タイヤ  
PAI材（スーパーエンブラ・  
ポリアミドイミド）適用

レンズ  
レゴリス付着抑制  
コーティング剤適用

スライダー  
コンプライアントメカニズム設計 &  
FIMによる射出一体成型適用



# レゴリス付着防止コーティング

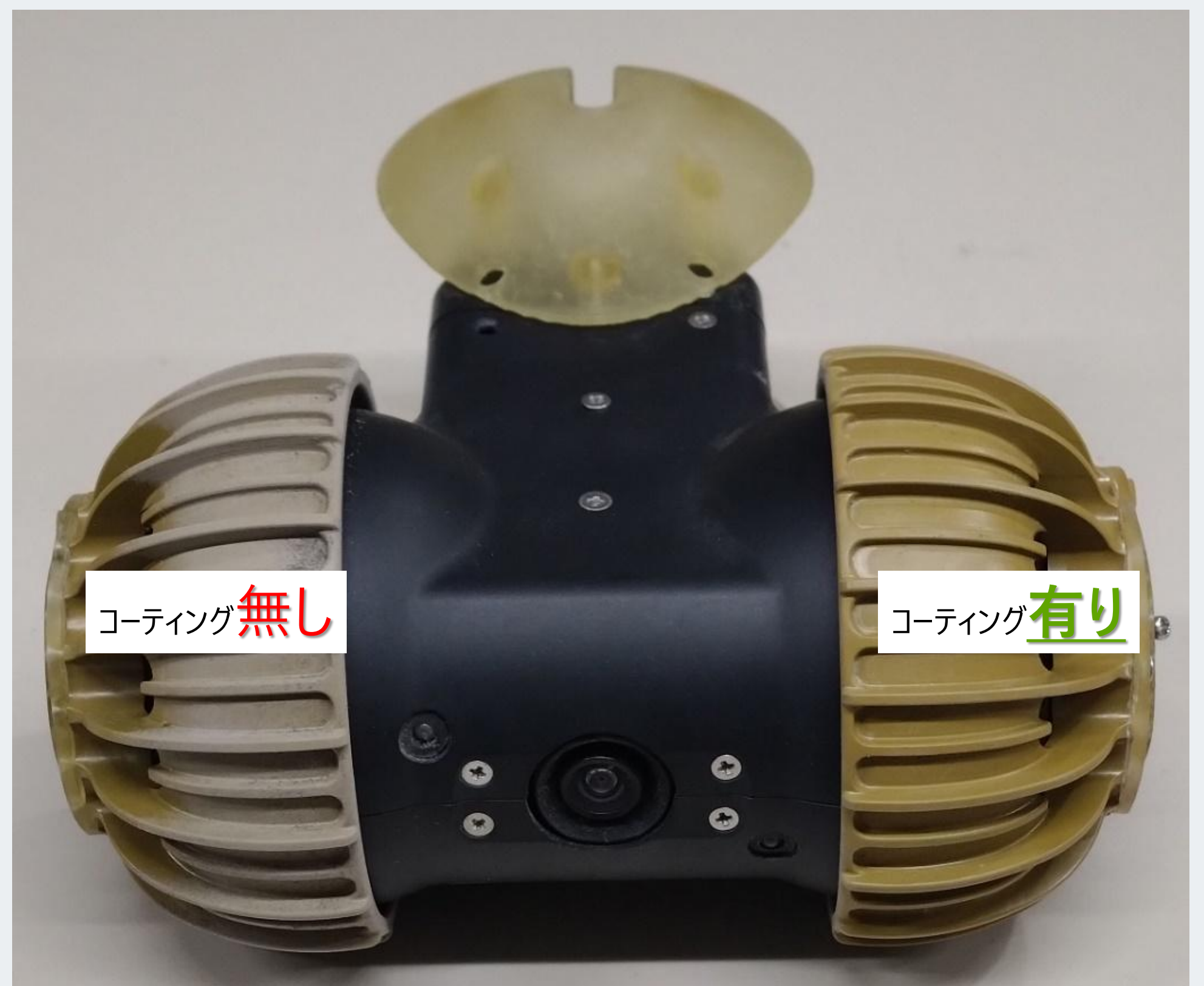
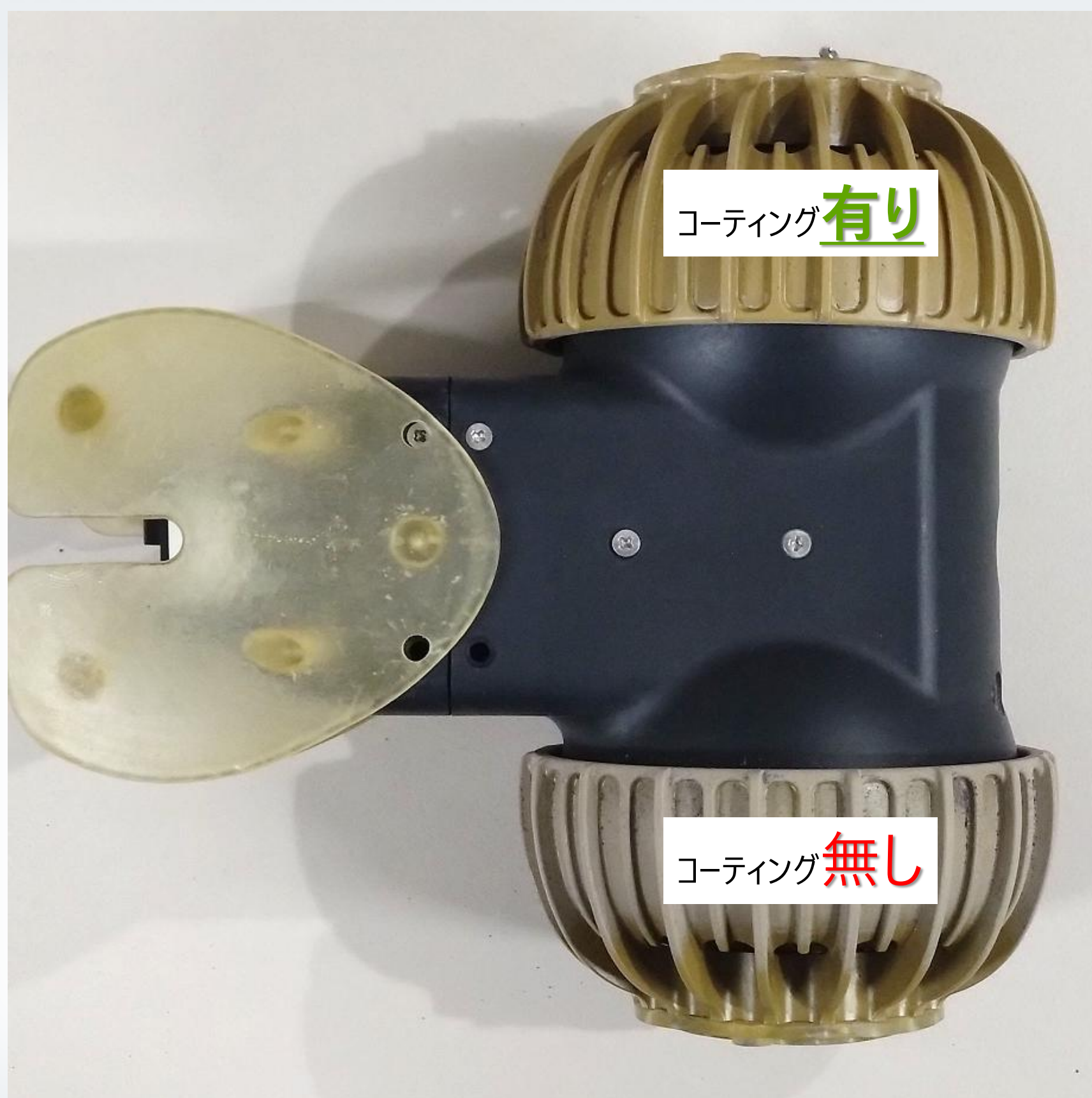
## 目的

YAOKI月面探査車に用いる車輪に対し、三菱ケミカル製コーティングの有無によるレゴリス付着量の差異を評価し、その有効性を確認する。

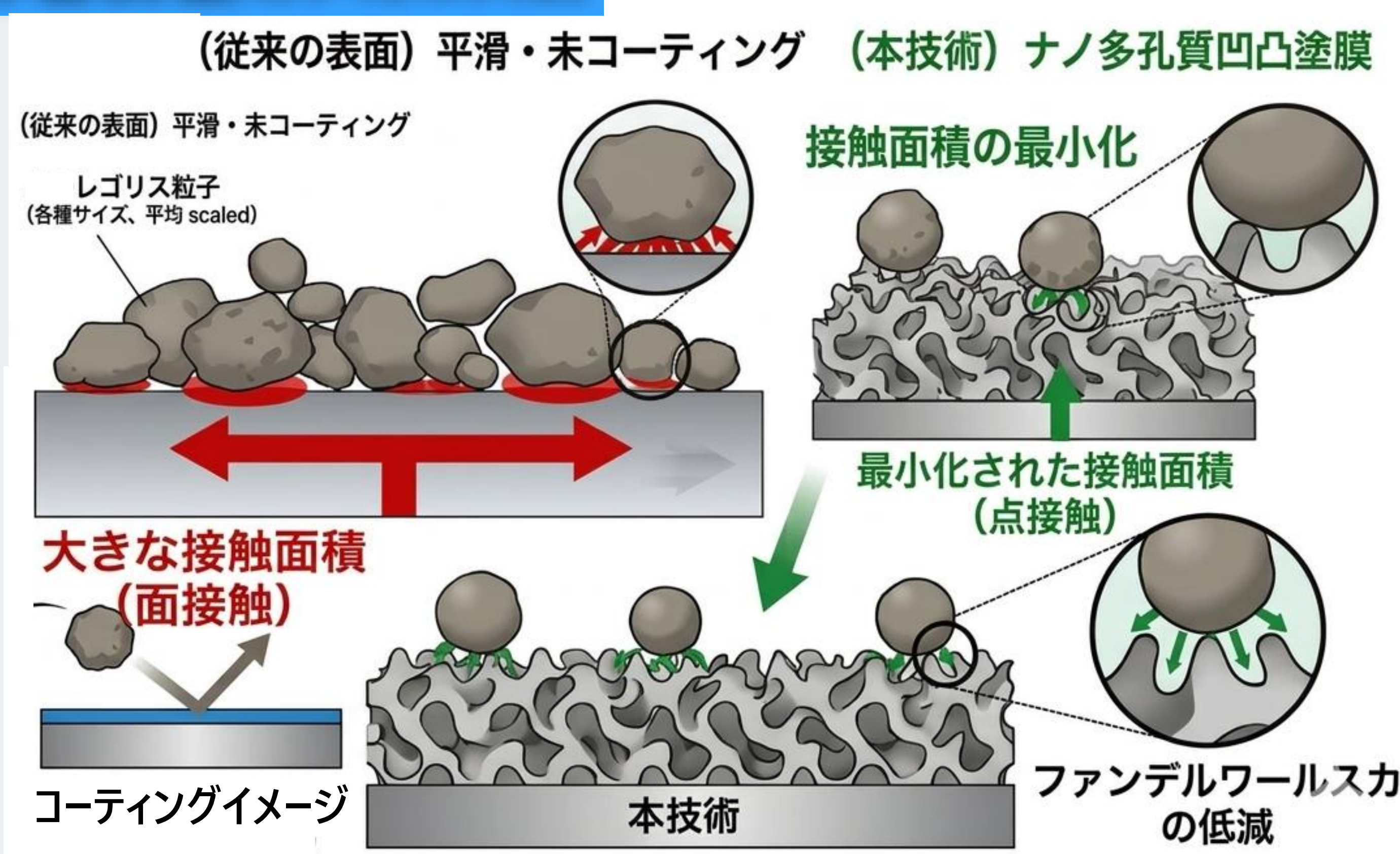
## 試験方法

YAOKIにコーティング有り・無しの車輪を左右に装着し、模擬レゴリス土壌を走行し、模擬レゴリス付着量を比較する。

- ・探査車：YAOKIレプリカ品（赤外線リモートコントロール式）
- ・左車輪：コーティング有り、右車輪：コーティング無し（比較調査のため）
- ・走行路：模擬レゴリス土壌（サイズ：280 x 580 mm、深さ：45 mm）
- ・走行：2 sの直進走行を3回（車輪を確実に1周以上させるため）



## レゴリス付着防止のメカニズム



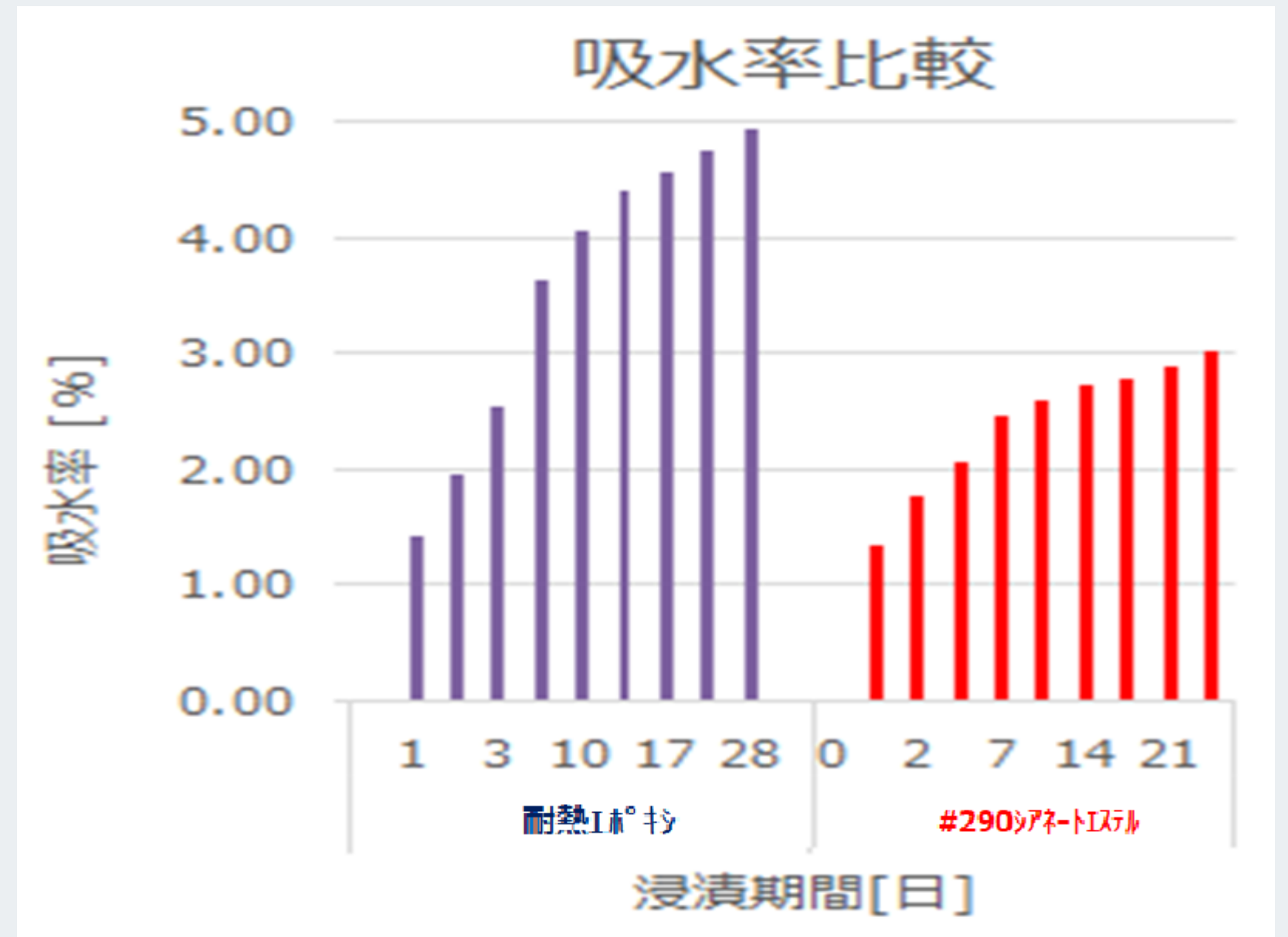
# シアネート樹脂製炭素繊維プリプレグ

## シアネート樹脂製CFRPの特徴

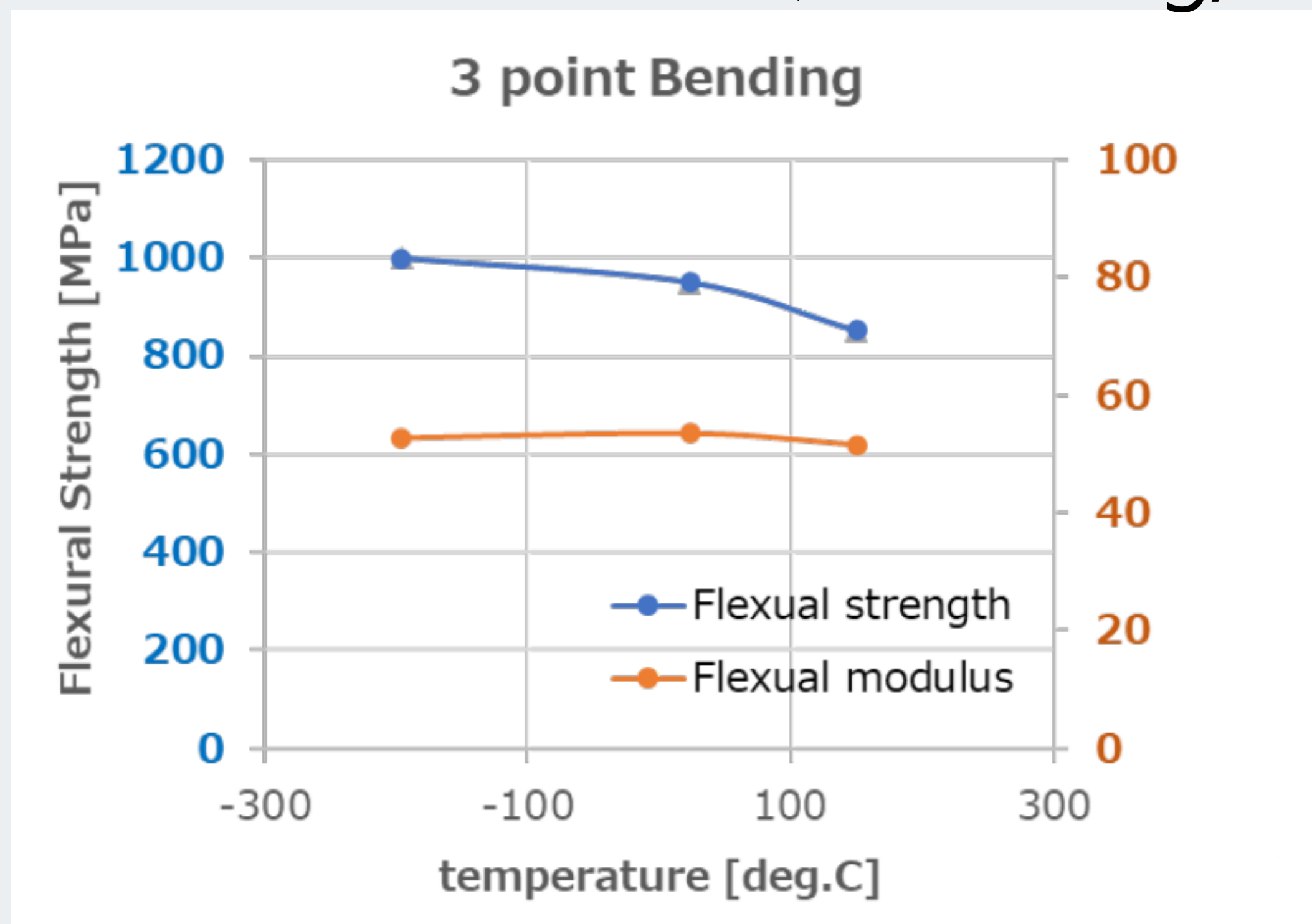
- 1.低吸湿 → Coefficient of Moisture Expansion (CME)が小さく、光学鏡筒等の精密部品に適用
- 2.極低温マイクロクラック発生が少ない → 極低温で強度低下なく、月面での厳しい環境に適応
- 3.低誘電率 → 電磁波損失が少なく、フェーズアレイアンテナ (SAR) 衛星部品に適用

## 【シアネートエステルプリプレグ # 290の特長】

樹脂	Tg	靱性	成形性	ライフ
<b>#290 シアネートエステル</b>	<b>270°C</b>	◎	◎	◎
耐熱エポキシ	180 ~ 220°C	○	○	○
BMI	300°C	x	x	○



## TR3110 290GMP (FAW 196g/m<sup>2</sup>, RC 40wt%)



## シアネートエステル“#290” コンポジット 機械的強度

タイプ	炭素繊維	0°引張強度 [MPa]	0°引張弾性率 [GPa]	0°圧縮強度 [MPa]	0°圧縮弾性率 [GPa]	ILSS [MPa]	ガラス転移温度 [°C]
UD	TR50S	2920	140	1690	126	107	271
UD	K13916	1560	430	400	340	63	257
クロス	TR3110	719	57	625	52	69	272

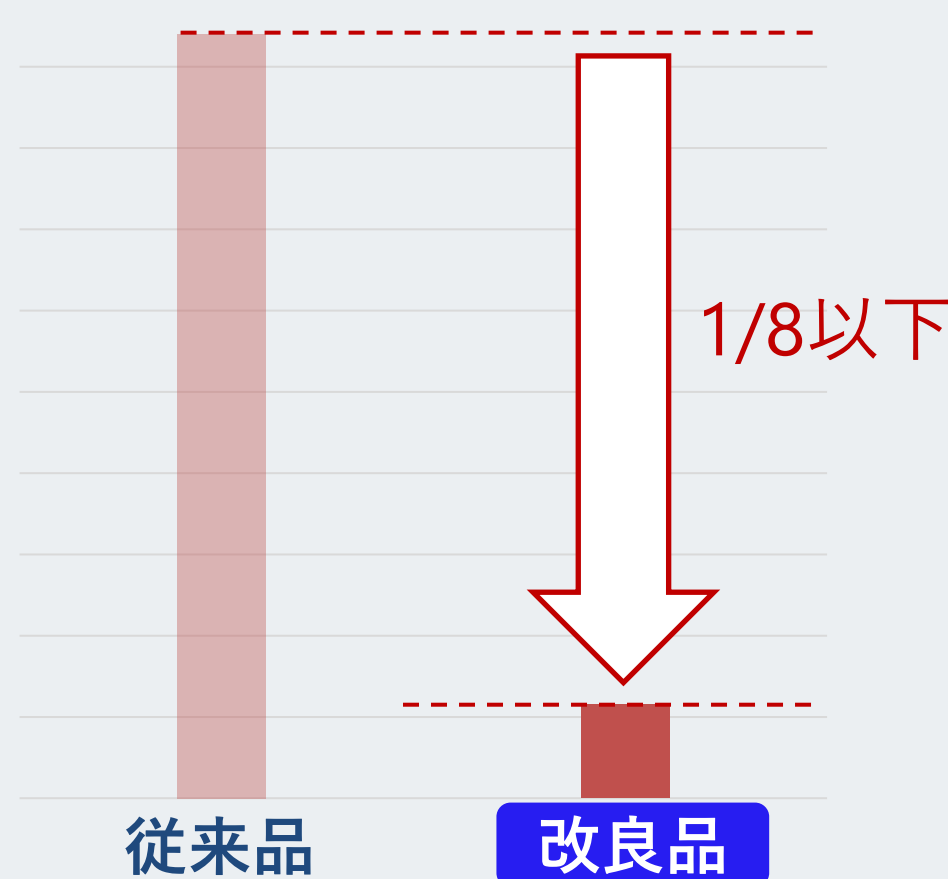
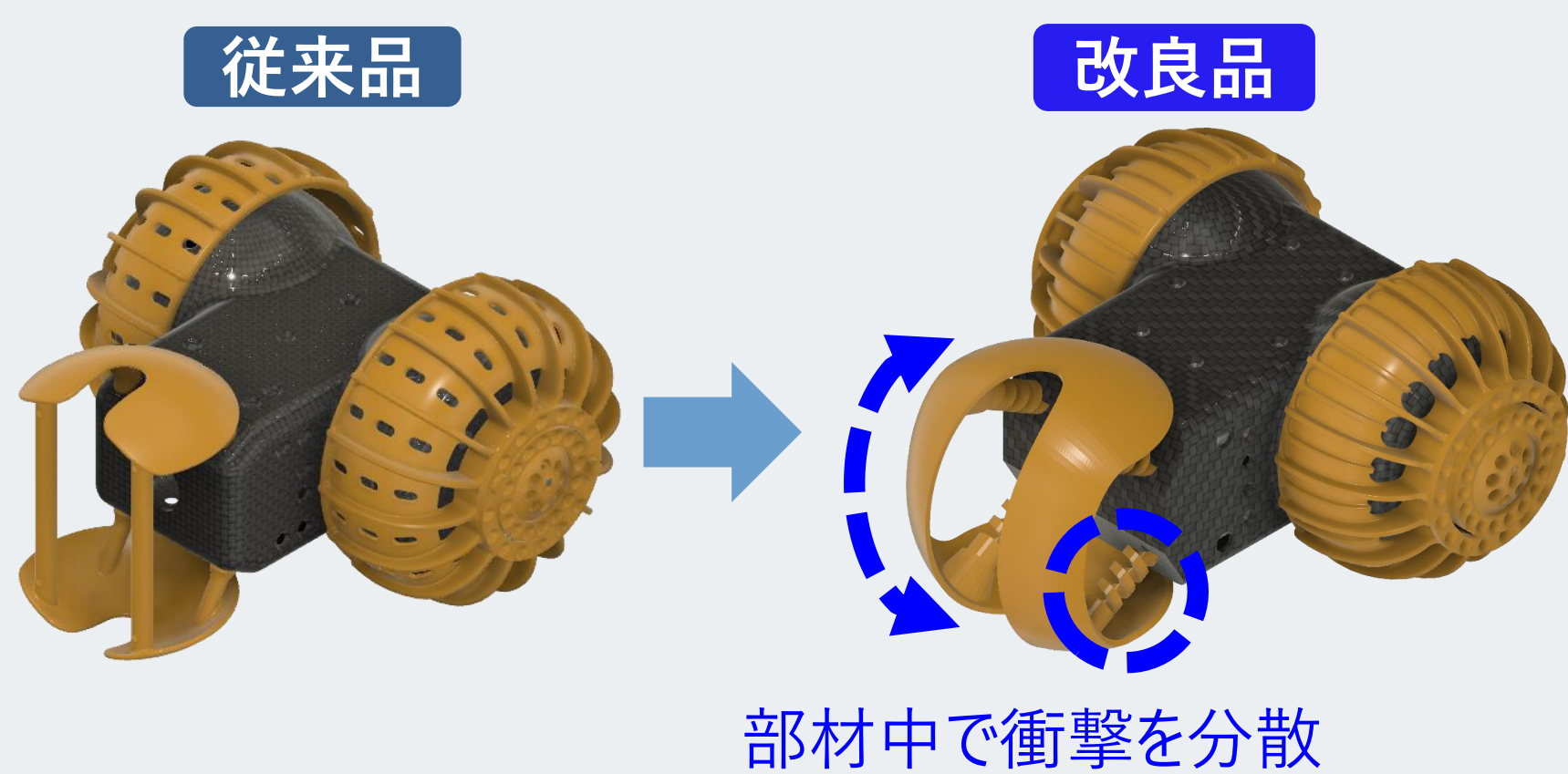
# コンプライアントメカニズム設計

三菱ケミカルは、強みである素材・成形の知見に設計技術を取り入れた新しい製品づくりのお手伝いをしています。

コンプライアントメカニズムとは、素材のしなやかさで動きを実現する設計概念です。従来のような組み立て加工品をしなやかな一体構造の樹脂製品に置き換えることで、性能の向上や軽量化などの様々なメリットを生み出すことができます。

## 宇宙用途への適用事例（YAOKIスライダー改良）

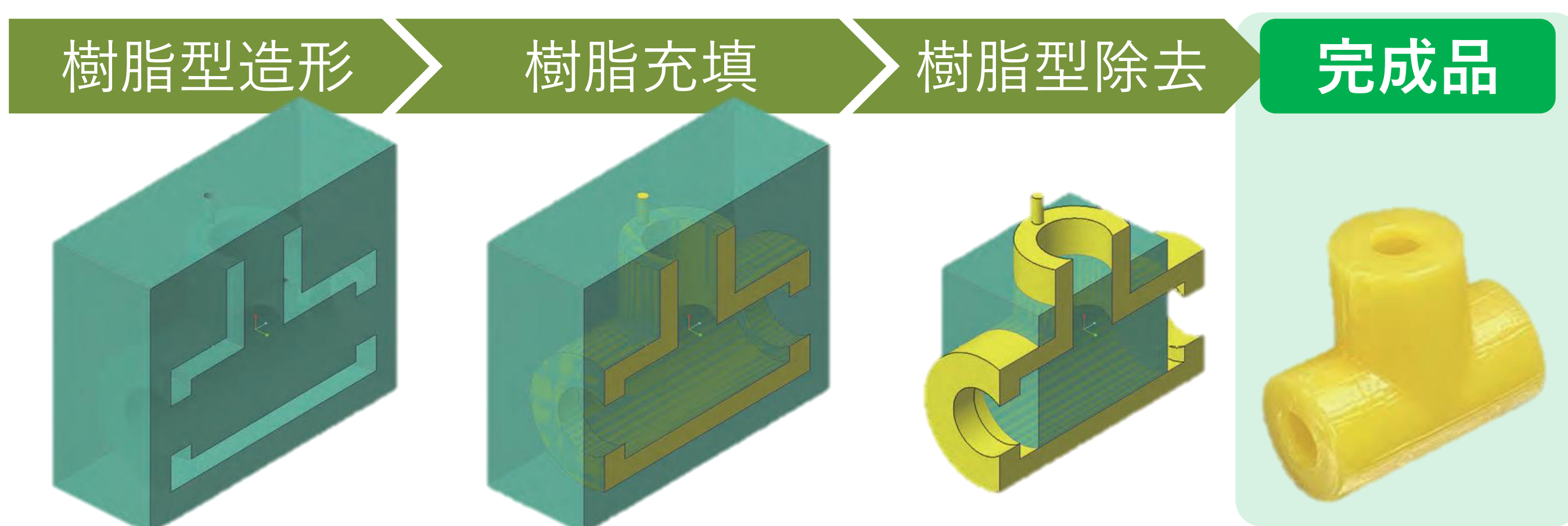
通常、耐衝撃性の向上には、肉厚を増して頑丈にしたり、強度の高い金属を用いるような設計が用いられます。しかし、宇宙用途においては、輸送コストの面で厳密な軽量化が求められるため、樹脂を用いたしなやかな設計手法が有効になる場合があります。



開発中の小型月面探査車への適用例では、重量増を抑えつつ、衝突時に部材にかかる応力の最大値を1/8以下まで抑制することに成功。月面輸送モデルとして採用されました。

## フリーフォーム射出成形

フリーフォーム射出成形 (FIM) は、特殊な3Dプリンタを用いた新しい射出成形技術です。金型では抜けにくい複雑な形状を、射出成形同等の強度で1個から製作することができます。



YAOKIスライダー改良品  
造形例

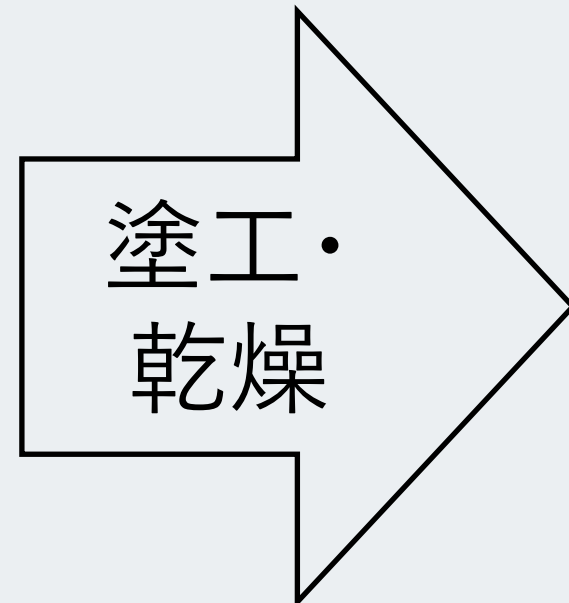


弊社はグループ会社（※）にて当技術を保有しており、コンプライアントメカニズム設計から造形に至るまで、一気通貫での製品開発が可能な体制を実現しております。 ※MCCアドバンスドモールドイングス(株)

# 熱中性子遮蔽材料（開発品）

## 【製品の特長】

- 当社開発樹脂の配合により、熱中性子を補足するフィラーを高濃度に分散させた遮蔽材料（水系塗料）を開発

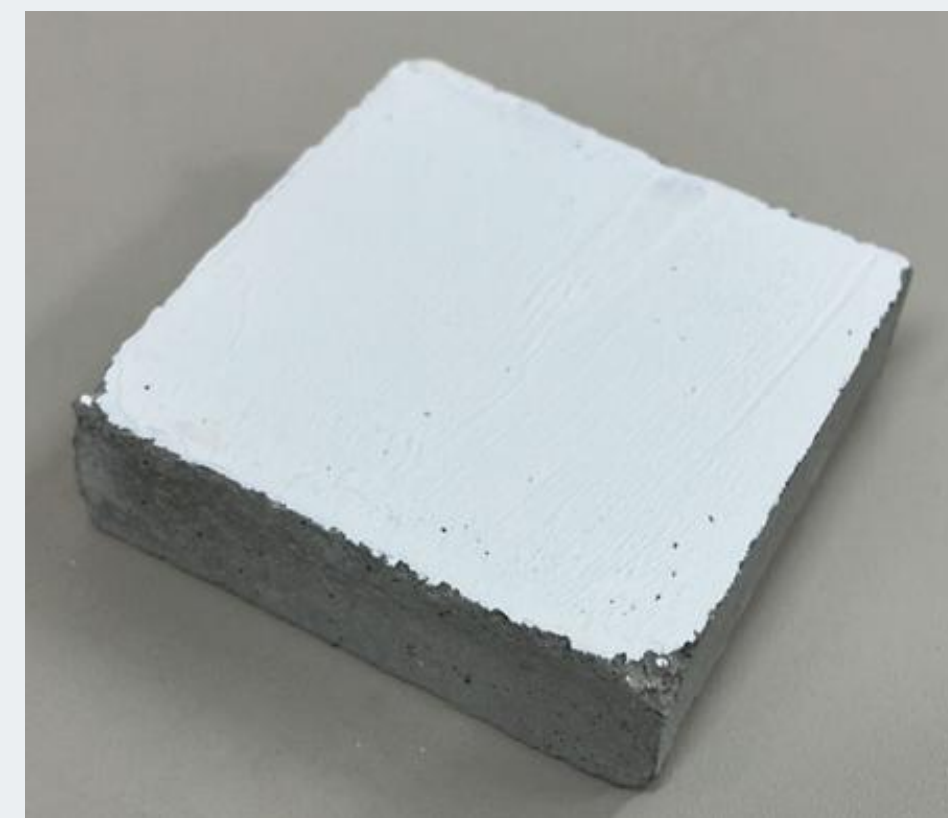


50 $\mu$ m厚コーティング  
屈曲しても割れ無し

- 豊富な基材バリエーション

アルミ・コンクリート・PETフィルム等に塗布可能

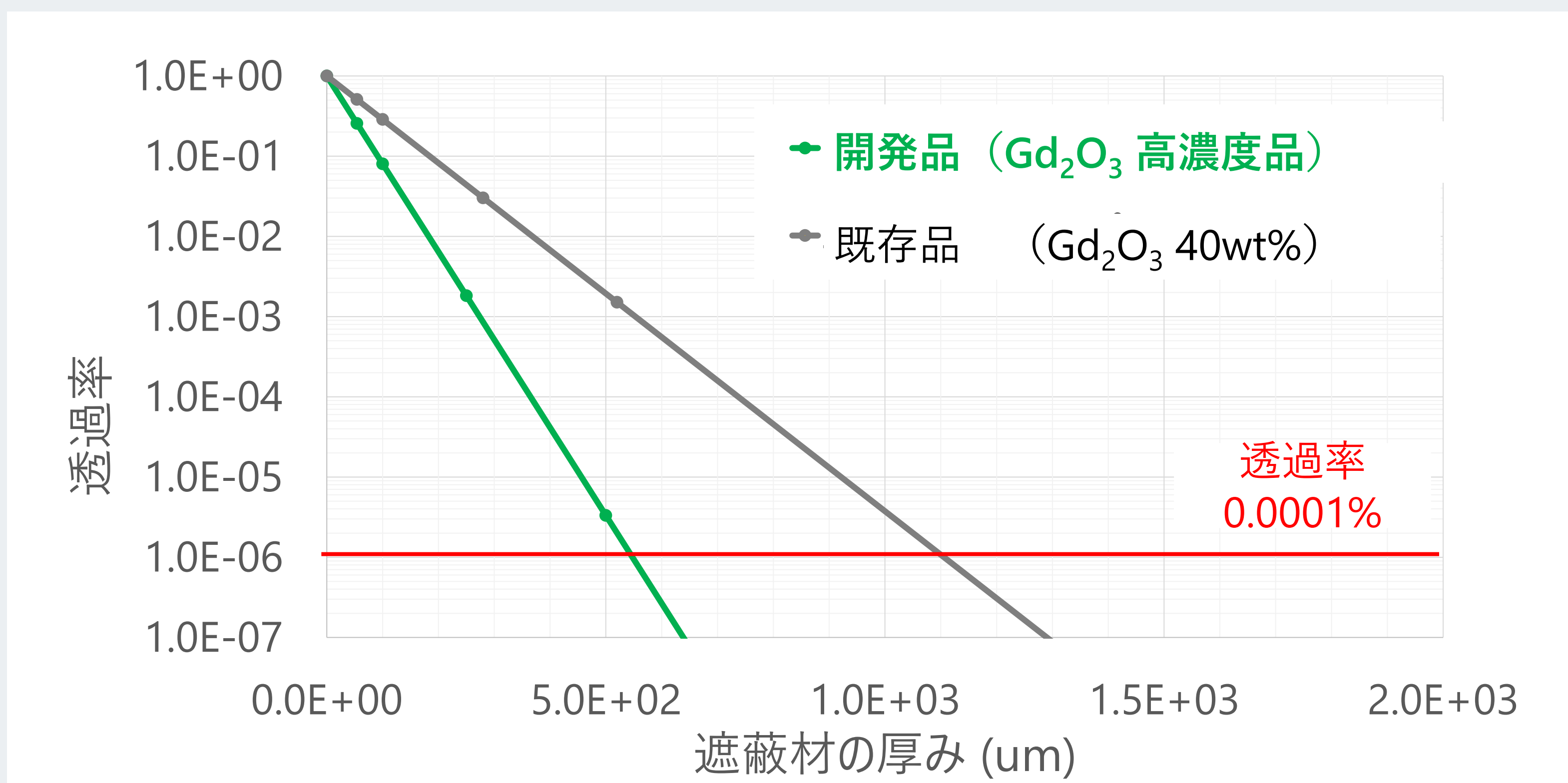
アルミ基材の場合、セロハンテープ試験で剥離無



## 【熱中性子（ $\sim 100\text{meV}$ ）の遮蔽試験結果】

既存品よりもフィラーが高濃度なため遮蔽能が高く、薄膜でも透過率が下がる

本試験条件では、開発品①は膜厚 $< 1\text{ mm}$ で透過率0.0001%に到達



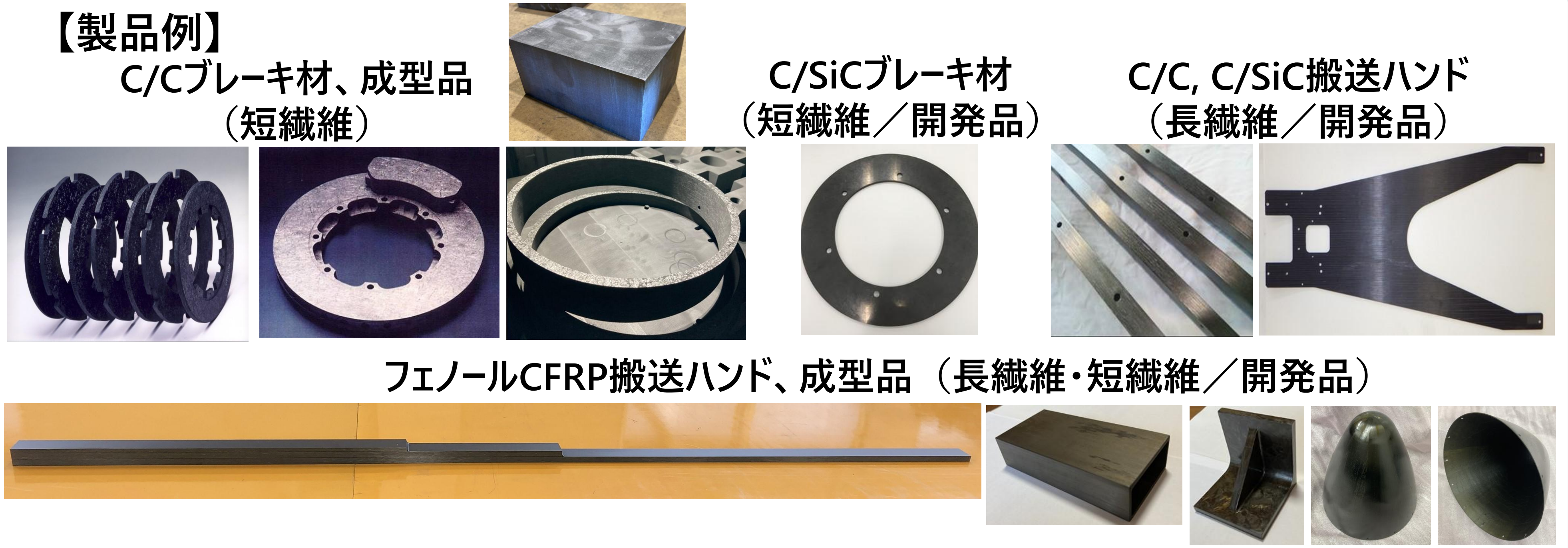
# 高耐熱性炭素繊維複合材料 (C/C, C/SiC, フェノールCFRP)

- ・C/C (Carbon/Carbon) : 炭素繊維 + 炭素
- ・CMC (Ceramic Matrix Composite) : 炭素繊維 + SiC
- ・フェノールCFRP (Phenolic CFRP) 、SMC : 炭素繊維 + フェノール樹脂

## 【製品の特長】

- ・**軽量**：比重は鉄 ( $7.9\text{g/cm}^3$ ) の1/3~1/5。
- ・**高剛性**：鉄を上回る高剛性・高強度で**薄型化**設計が可能。
- ・**高耐熱性**：高い耐熱温度 (C/C, C/SiC :  $800^\circ\text{C} \leq$ 、フェノールCFRP :  $300^\circ\text{C} \leq$ ) 。
- ・**高難燃性**：フェノールCFRP (短繊維) EN45545-2 (R1/R6) HL3クリア

## 【製品例】

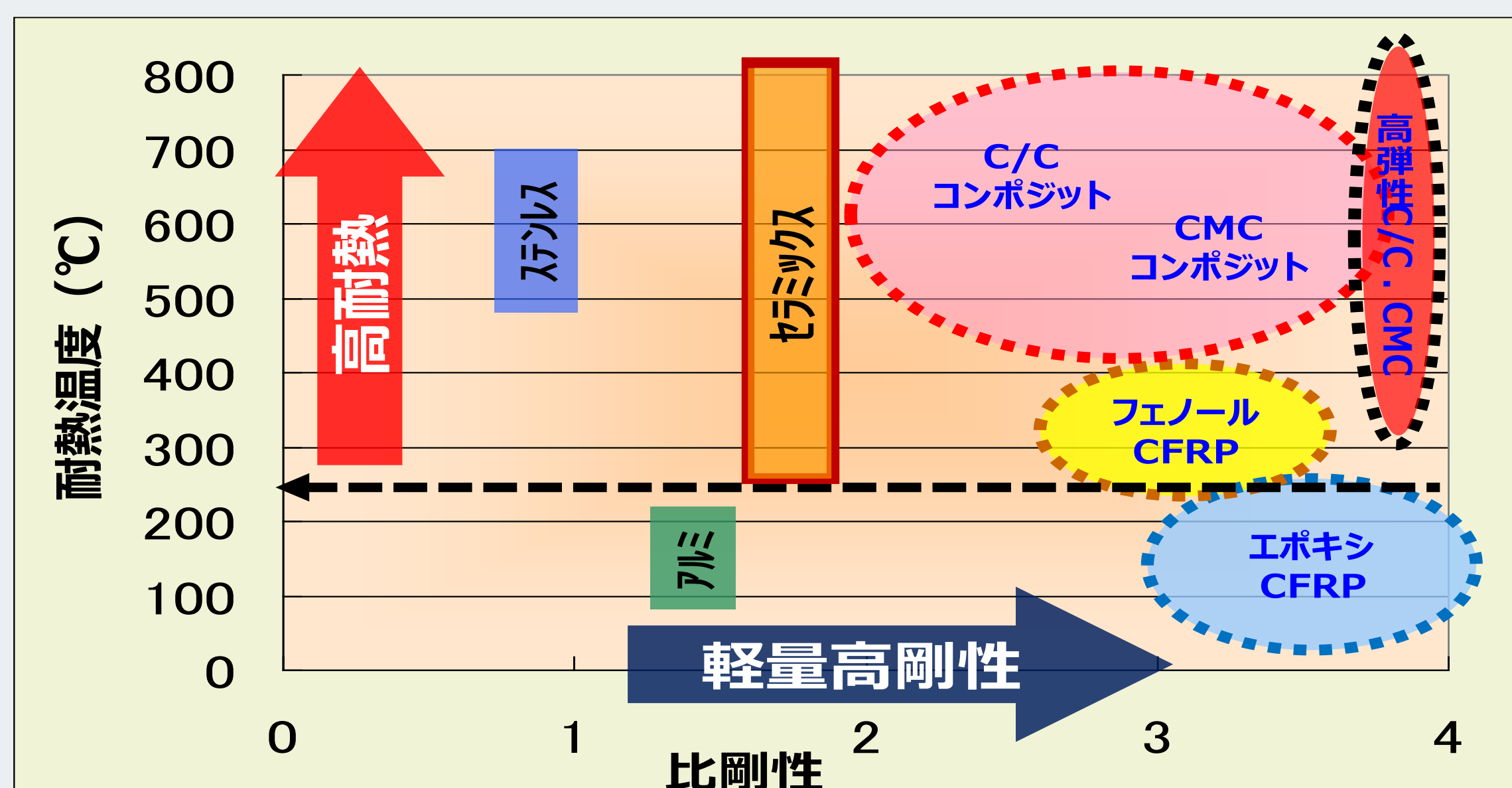


## 【代表物性】

種類	方向性	高密度 g/cm <sup>3</sup>	曲げ強度 (⊥) MPa	曲げ弾性率 (⊥) GPa	引張強度 (⊥) MPa	圧縮強度 (⊥) MPa
C/C	等方性	1.9	180	70	110	170
	一方向性	1.7	440	290	300	300
CMC	等方性	2.4	150	100	100	500
	一方向性	2.1	410	310	300	450
フェノールCFRP	等方性	1.6	100	20	50	170
	一方向性	1.7	630	390	1710	300

本記載値は代表値であり、積層構成、含有物質により異なります。

## 【他素材との耐熱性、剛性比較イメージ】



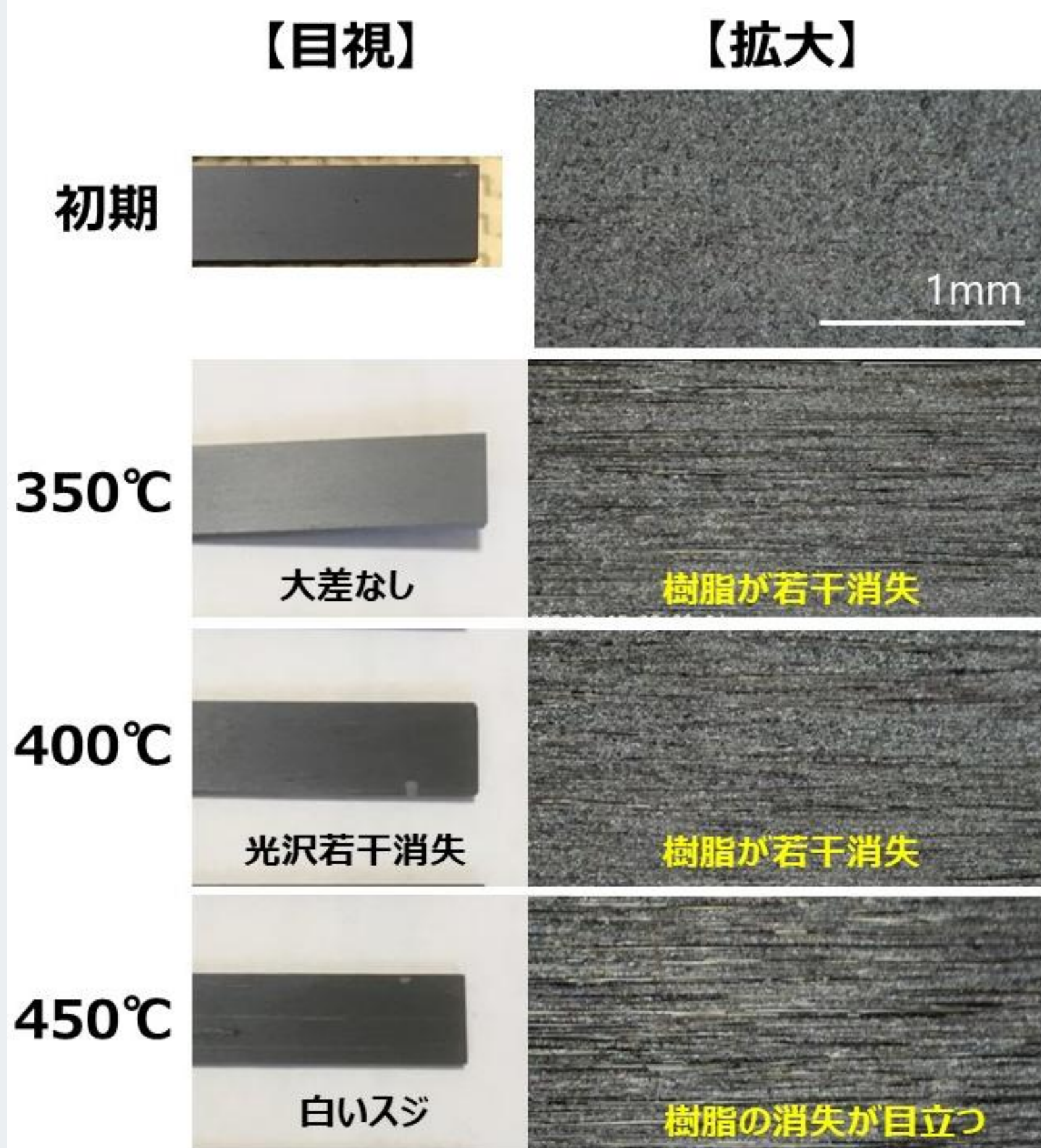
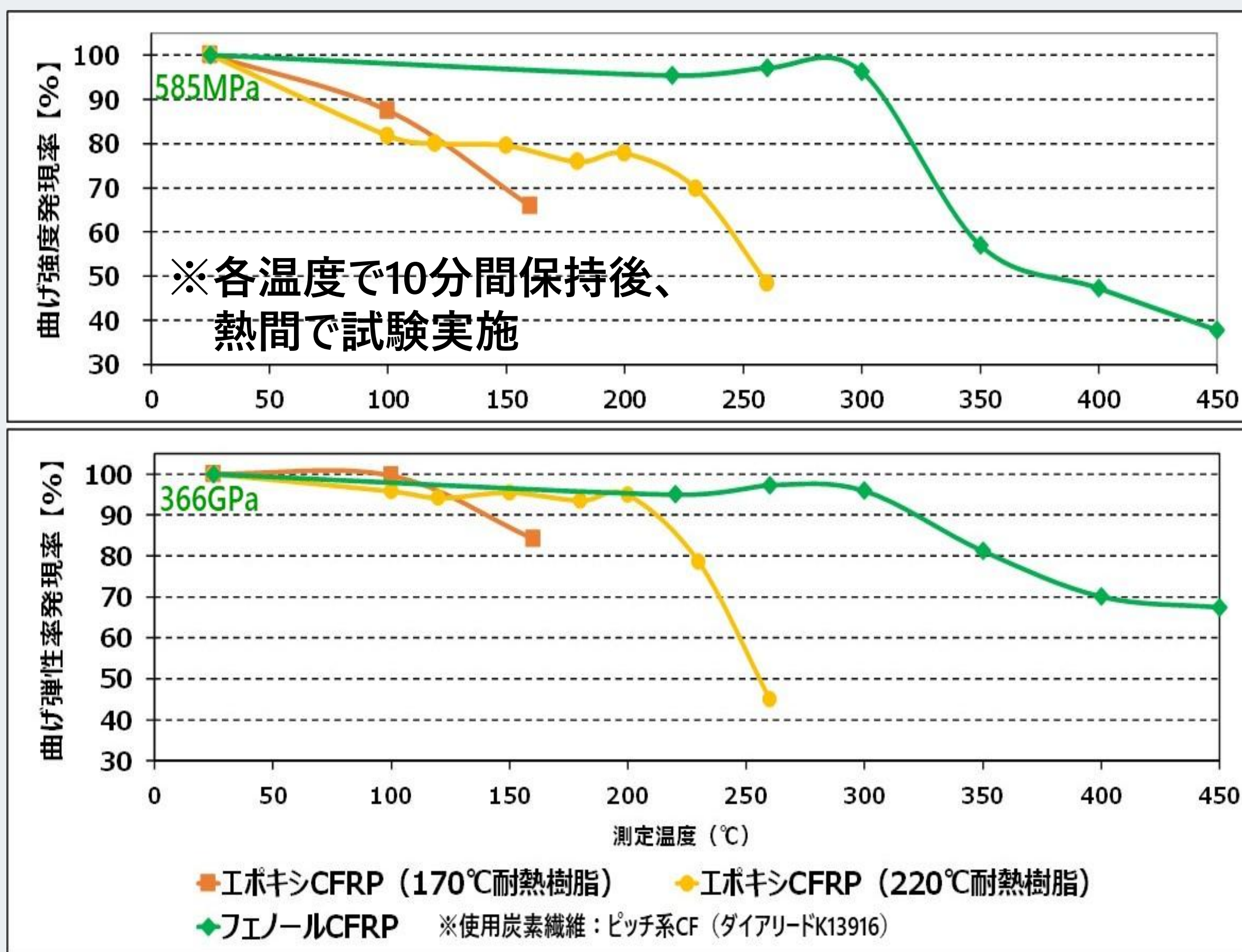
# 300°C耐熱フェノールCFRP

## 【特長】

- ・**軽量**： 比重は**鉄の1/4以下** (1.7g/cm<sup>3</sup>)
- ・**高剛性**： **鉄を上回る高剛性**で薄型化設計が可能 (一方向繊維タイプ)
- ・**高耐熱性**： 一般的なエポキシCFRPに比べ高い**耐熱温度 (300°C≦)**
- ・**処方**： 一方向繊維タイプとチョップ繊維タイプの2種類あり

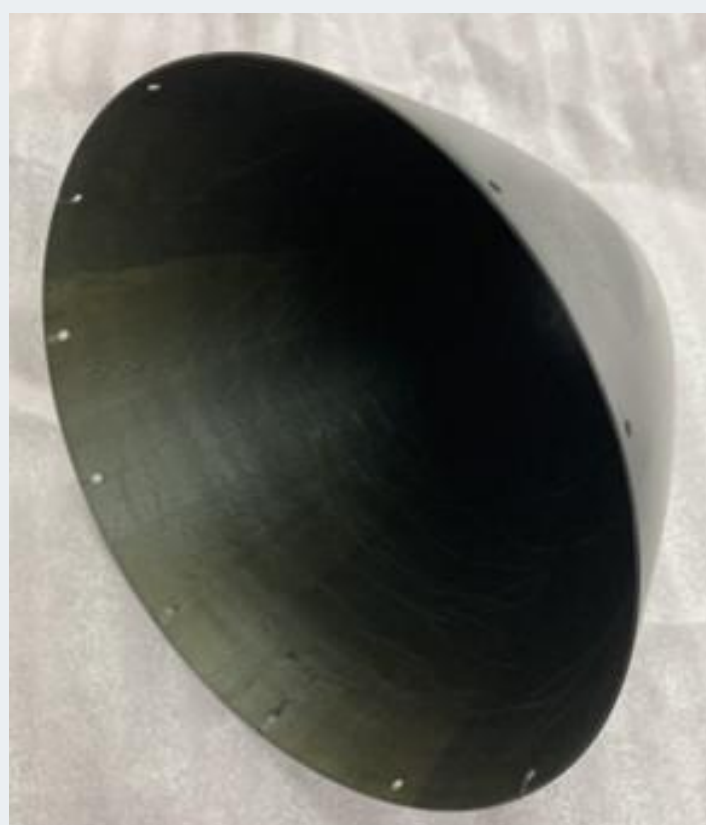
## 【曲げ物性及び材料状態 (外観) の温度依存性】

※一方向繊維タイプ



## 【形状例】

コーン形状  
(裏側)



パイプ形状



## 【その他機械物性 (エポキシCFRPとの違い)】

炭素繊維種類		ピッチ系 K13916 (760GPa)	ピッチ系 K63712 (640GPa)	PAN系 TR50S (230GPa)	ピッチ系 K13916 (760GPa)
樹脂種類		フェノール	フェノール	フェノール	耐熱エポキシ
比重	g/cm <sup>3</sup>	1.7	1.7	1.5	1.75
組成	ポイド率 vol%	8	8	8	≦3
	強度 MPa	1470	1400	1470	1700
引張	弾性率 GPa	430	340	150	460
	強度 MPa	590	610	1640	630
曲げ	弾性率 GPa	370	270	120	380
	強度 MPa	350	410	1420	360
圧縮	弾性率 GPa	520	340	130	460
	強度 MPa	32	47	59	60
ILSS (せん断)	強度 MPa	33	40	120	-
IZOD (衝撃)	強度 kg·cm/cm				

## 【応用例 (カーボン化)】

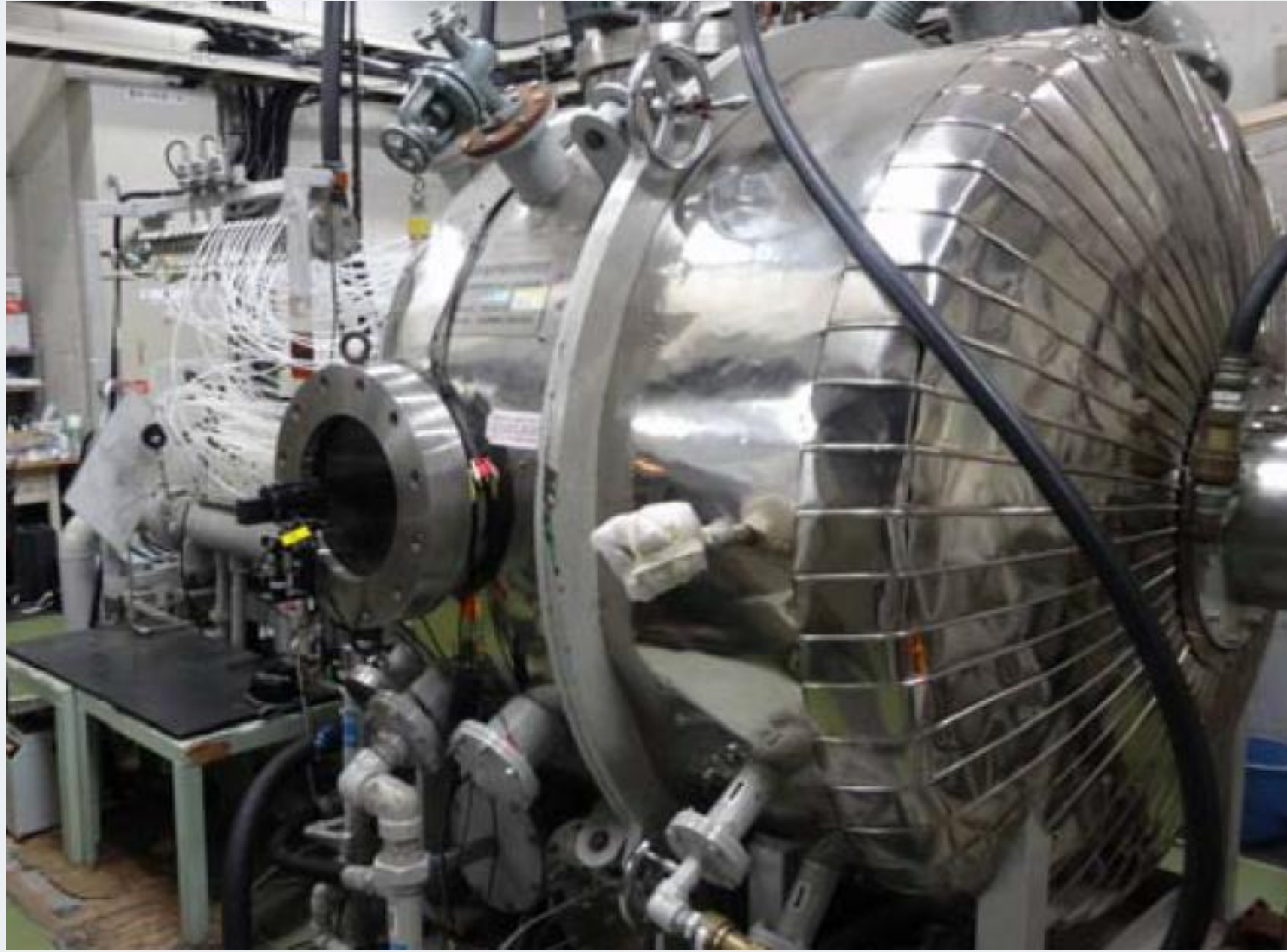
- ・カーボン化後もCFRP形状を維持可能



# アブレーション向けフェノールCFRP

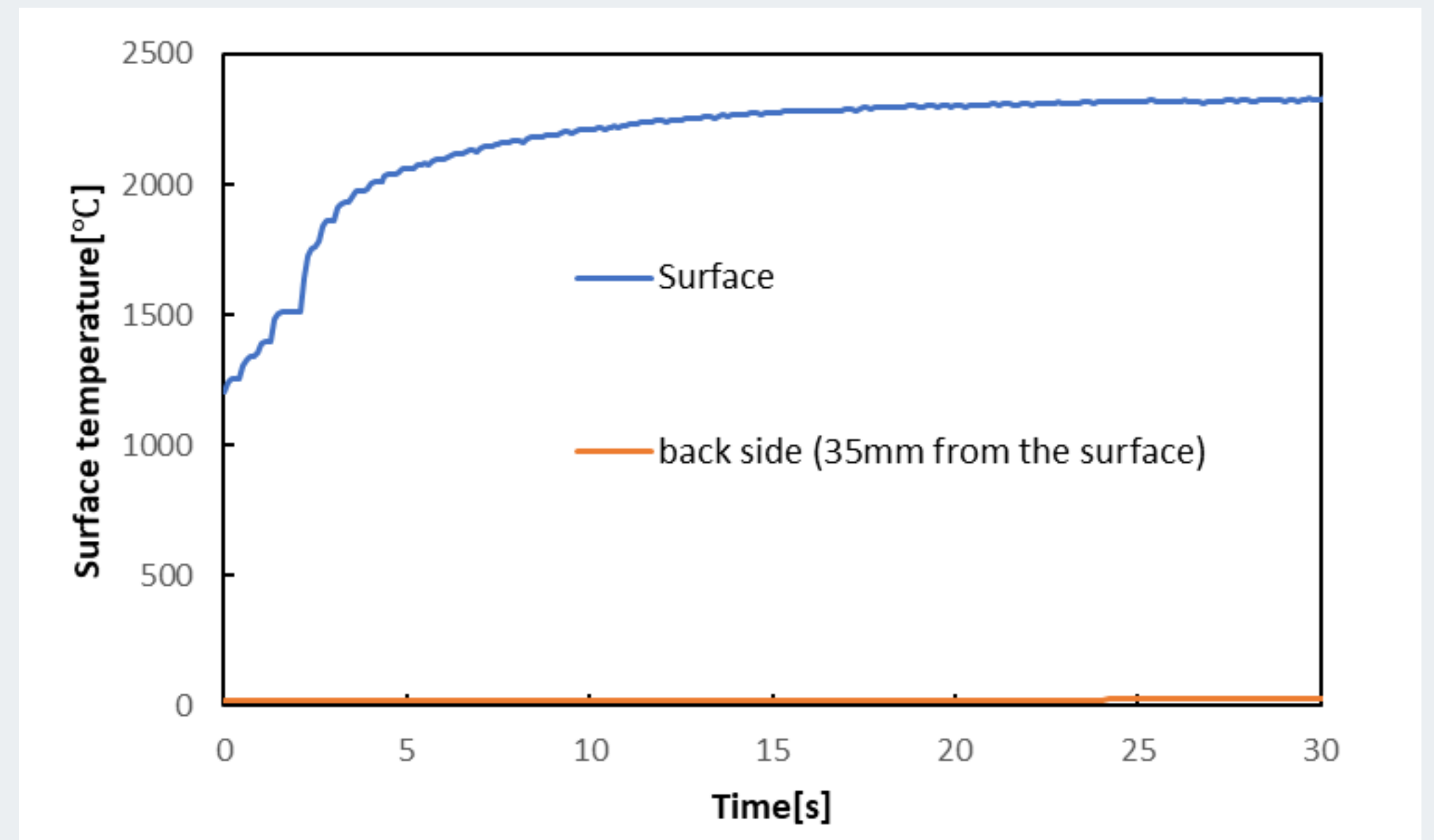
用途：宇宙往還機熱シールドタイル（TPS）向け耐熱材

## JAXAアーク加熱風洞試験設備



## 表面温度および背面温度変化

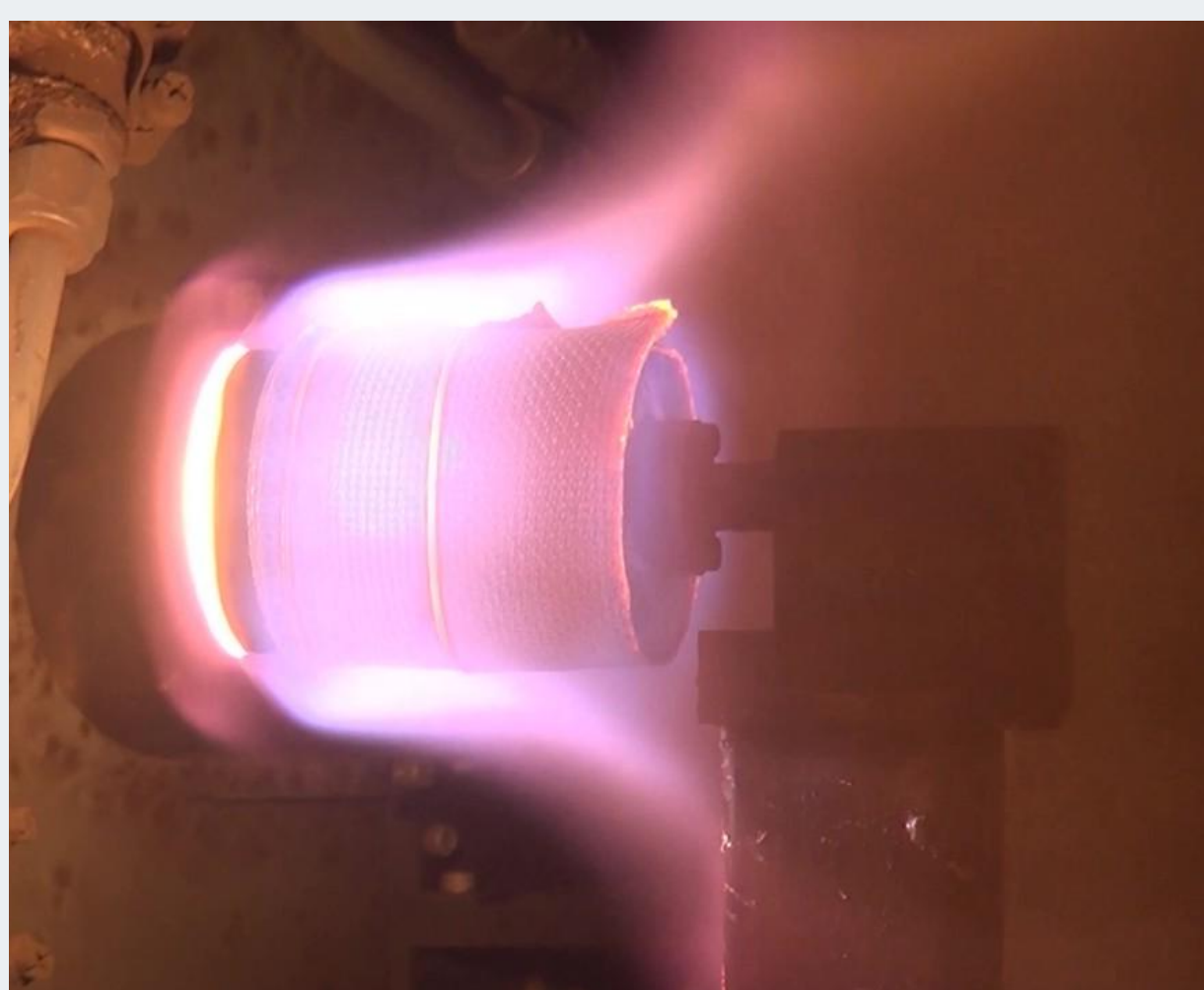
試験条件：3.6MW/m<sup>2</sup>



## 試験条件／試験結果

sample	Test Condition		Temperature		Thickness			
	Density	Heat rate	distance	Surface (MAX)	Back side (MAX)	Before test	After test	Δ
	g/cm <sup>3</sup>	MW/m <sup>2</sup>	mm	°C	°C	mm	mm	mm
	1.54	3.6	100	2329	166	35.41	33.35	-2.06

## 試験後外観



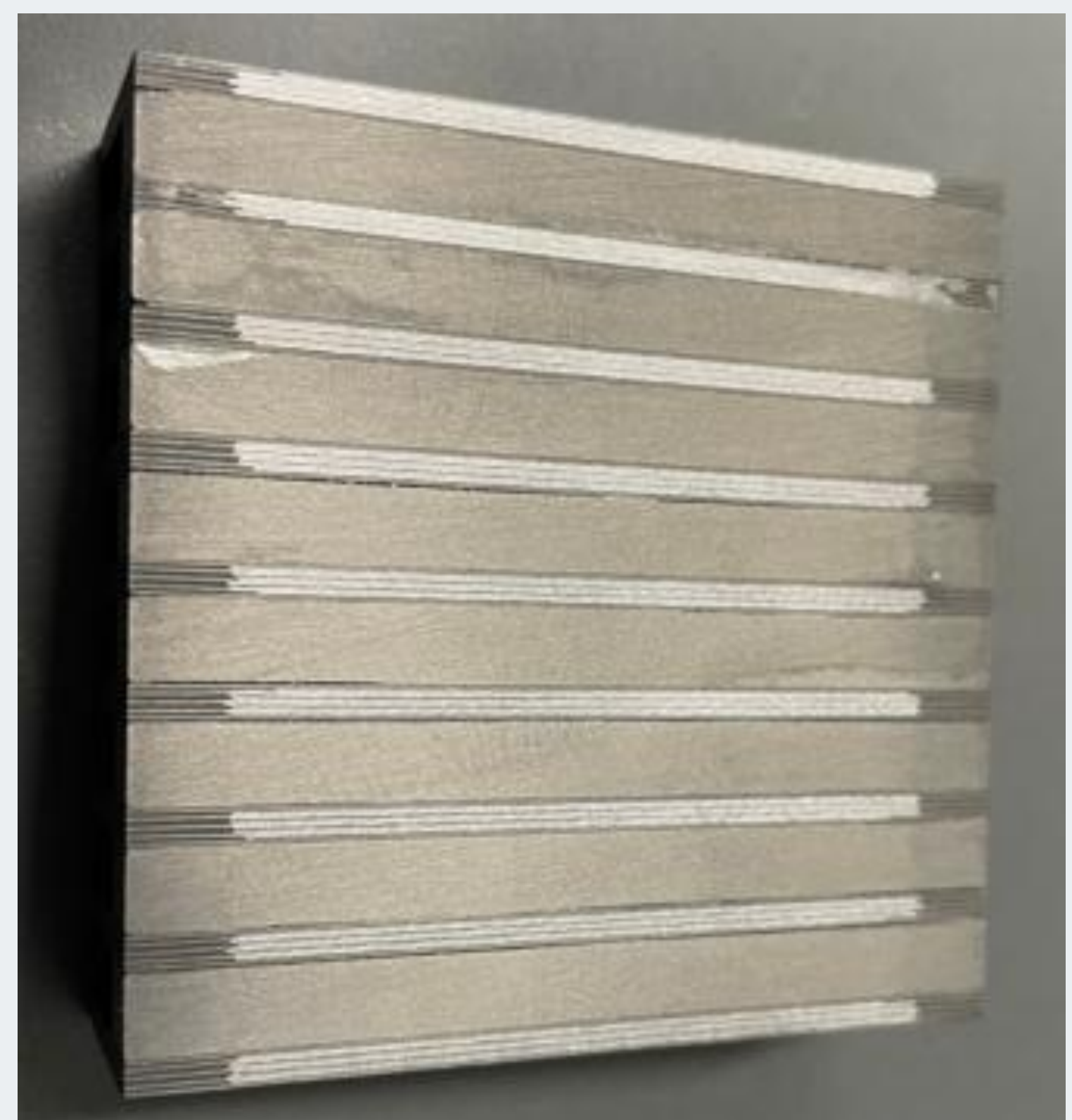
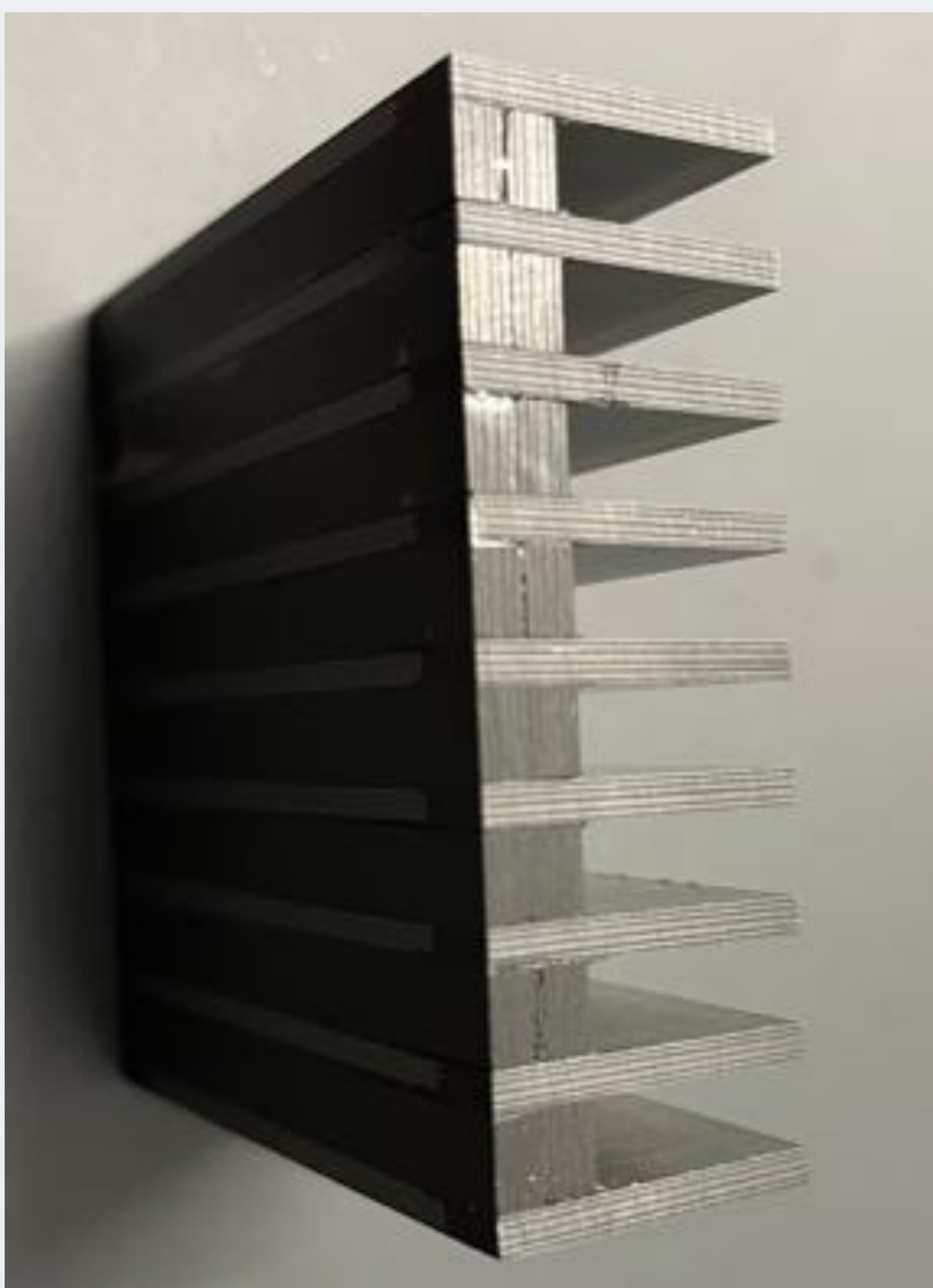
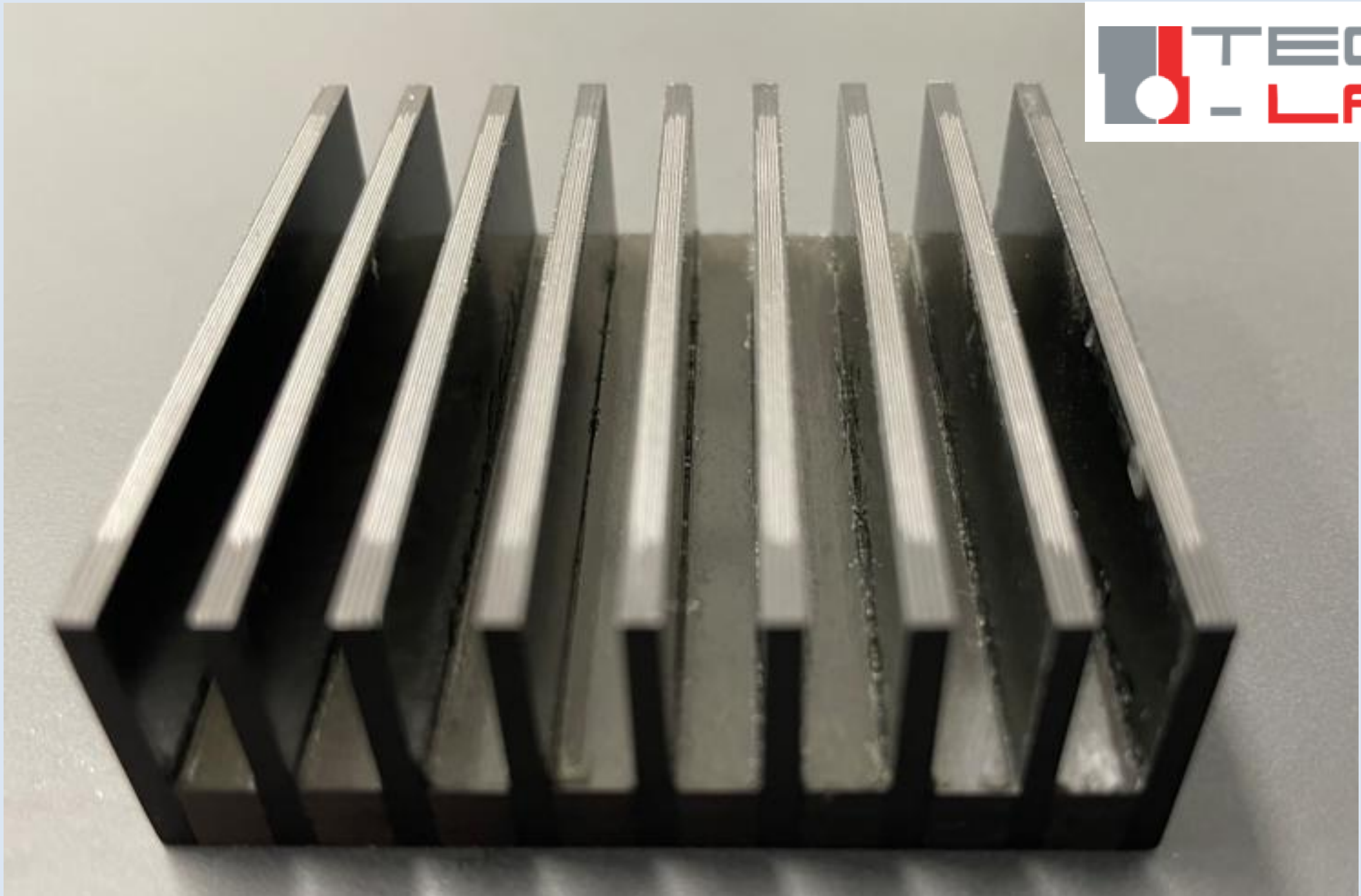
Heat rate	Before test	After test
3.6MW/m <sup>2</sup>		

SMCベースのピッチ系フェノールCFRPをアーク加熱風洞試験した結果、30秒間の加熱試験に対しては耐熱性を有することが確認できた。

# 高耐熱 & 高熱伝導フェノールCFRP

用途：TPS,原子炉、核融合炉等の高耐熱 & 高熱伝導部材

120 $\mu$ mのグラファイトシートと180 $\mu$ mのピッチ系炭素繊維  
(K13916)／フェノール樹脂製プリプレグを交互積層、2方向  
で熱伝導率：750W/mK達成



# 1,500°C耐熱ピッチ系CMCコンポジット

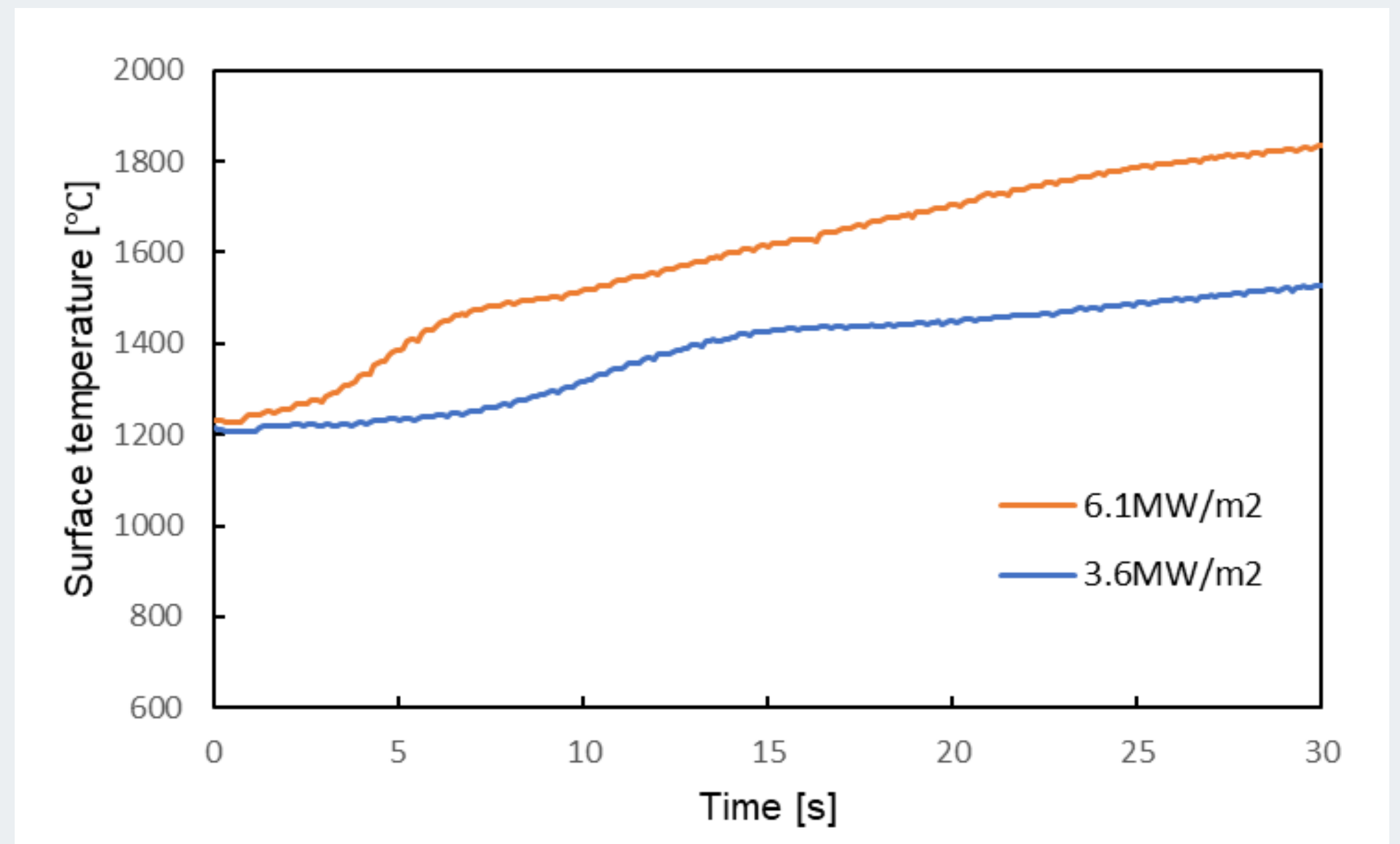
用途：宇宙往還機熱シールドタイル（TPS）向け耐熱材

## JAXAアーク加熱風洞試験設備



## 試験条件と表面温度変化

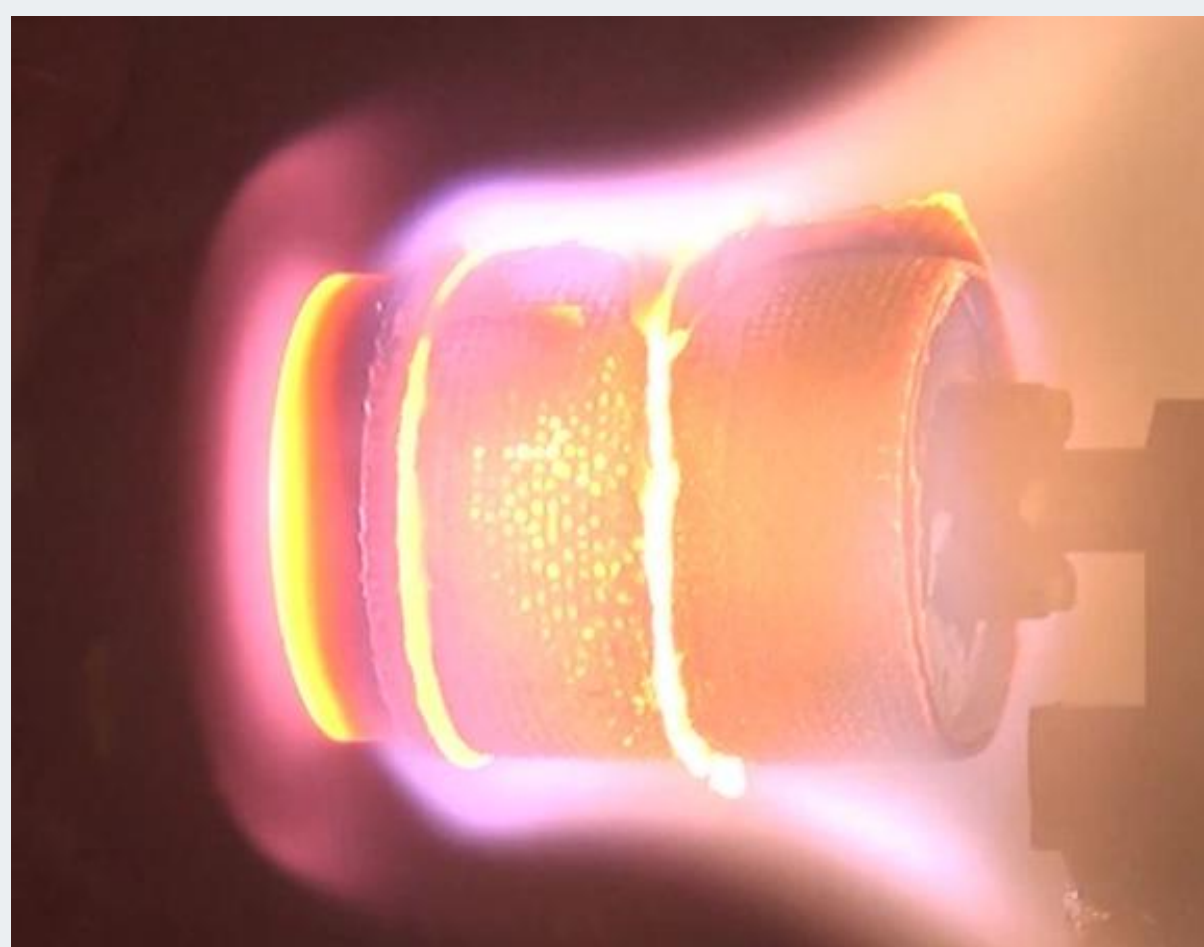
3.6MW/m<sup>2</sup>      6.1MW/m<sup>2</sup>



## 試験条件／試験結果

sample	Test Condition		Temperature		Thickness		
	Density	Heat rate	distance	Surface	Back side	Before test	After test
g/cm <sup>3</sup>	MW/m <sup>2</sup>	mm	°C	°C	mm	mm	mm
2.38	3.6	100	1544	683	29.65	29.87	0.22
2.41	6.1	80	1842	759	29.99	30.12	0.13

## 試験後外観



Heat rate	Before test	After test
3.6MW/m <sup>2</sup>		
6.1MW/m <sup>2</sup>		

SMCベースのピッチ系C/Cコンポジットに金属Siを含浸した材料(C/SiC)をアーク加熱風洞試験した結果、損耗は確認されなかった。

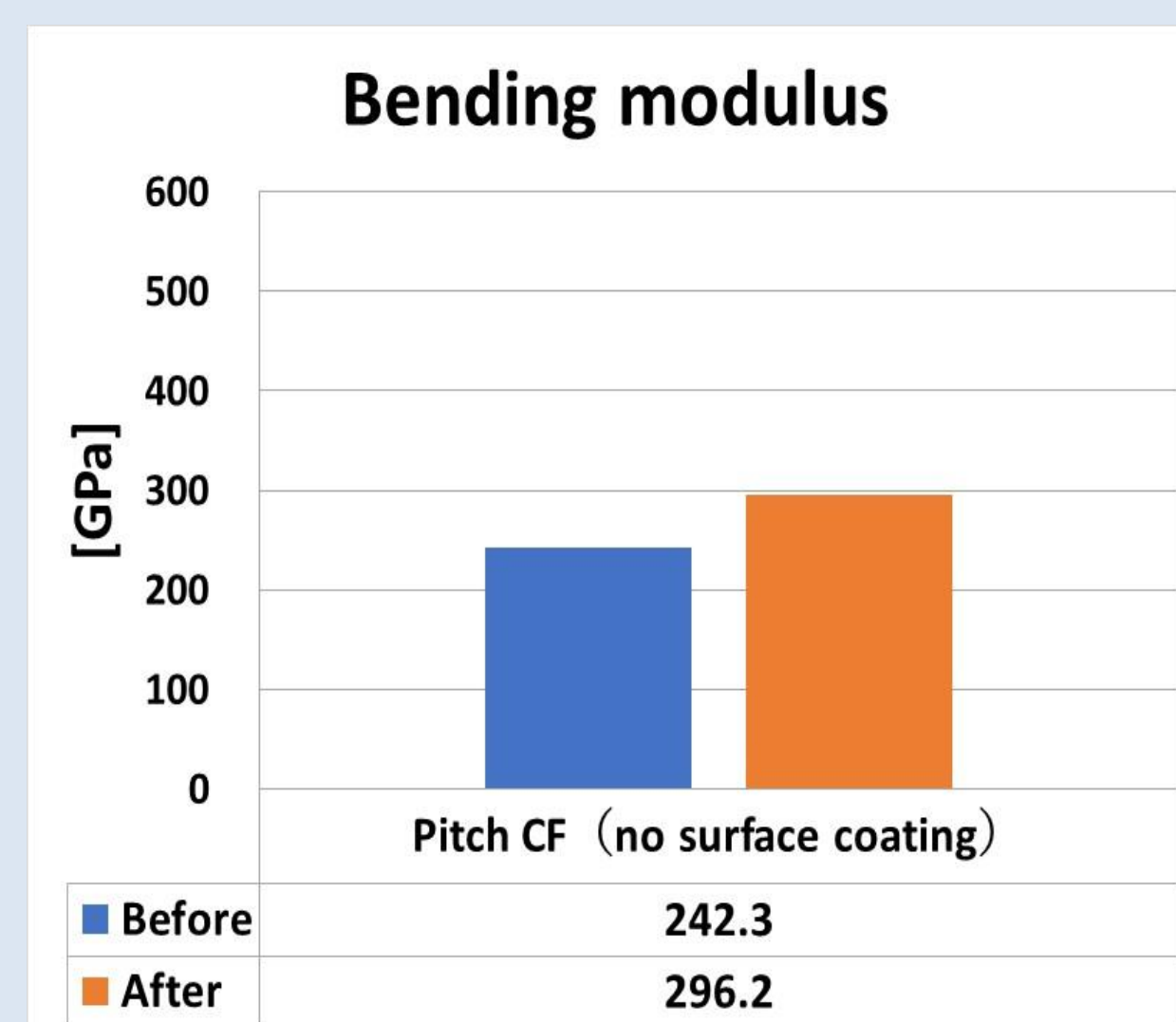
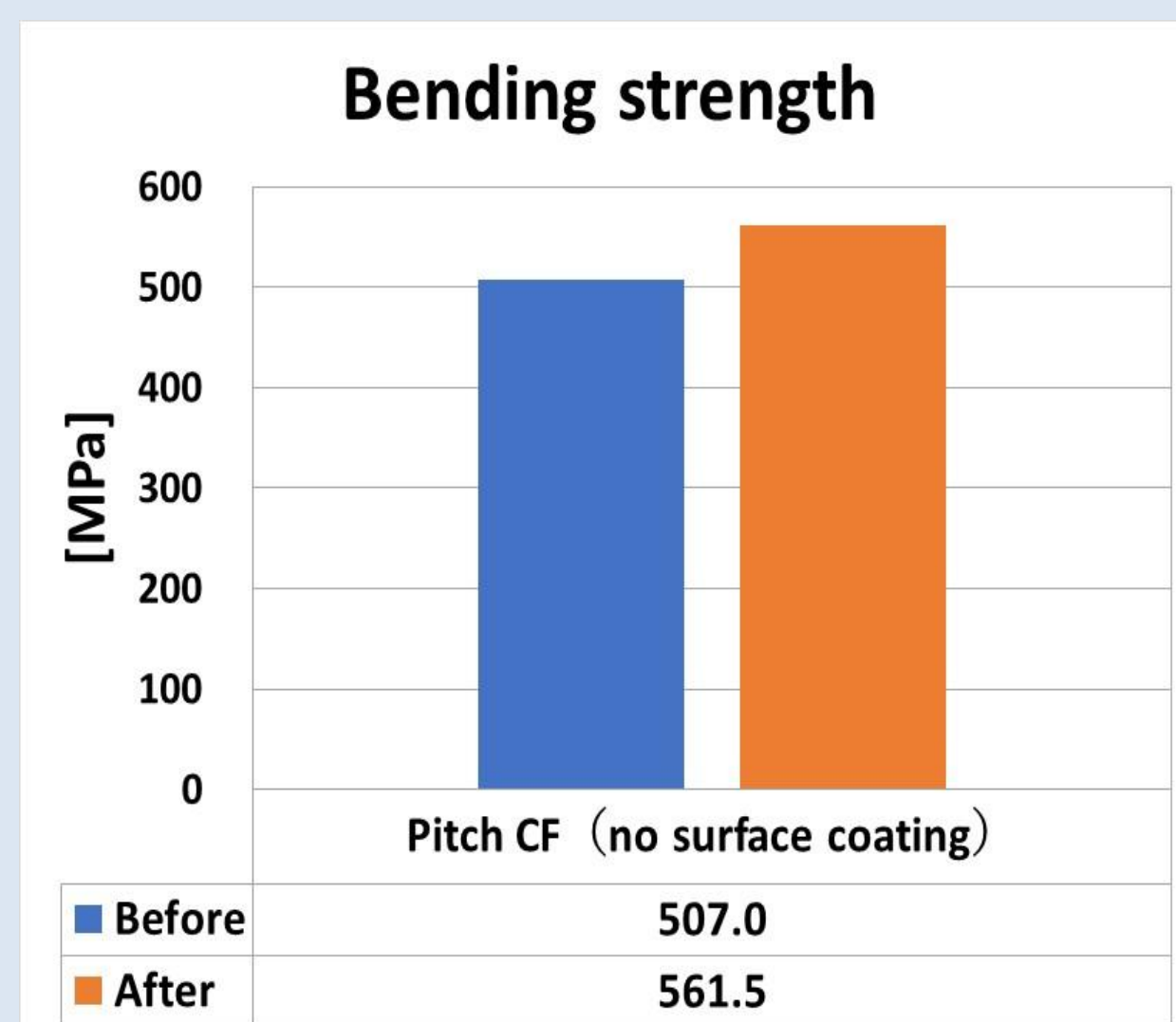
# 1,500°C耐熱CMC(ピッチ系C/SiC)コンポジット

用途：宇宙往還機熱シールドタイル（TPS）向け耐熱材

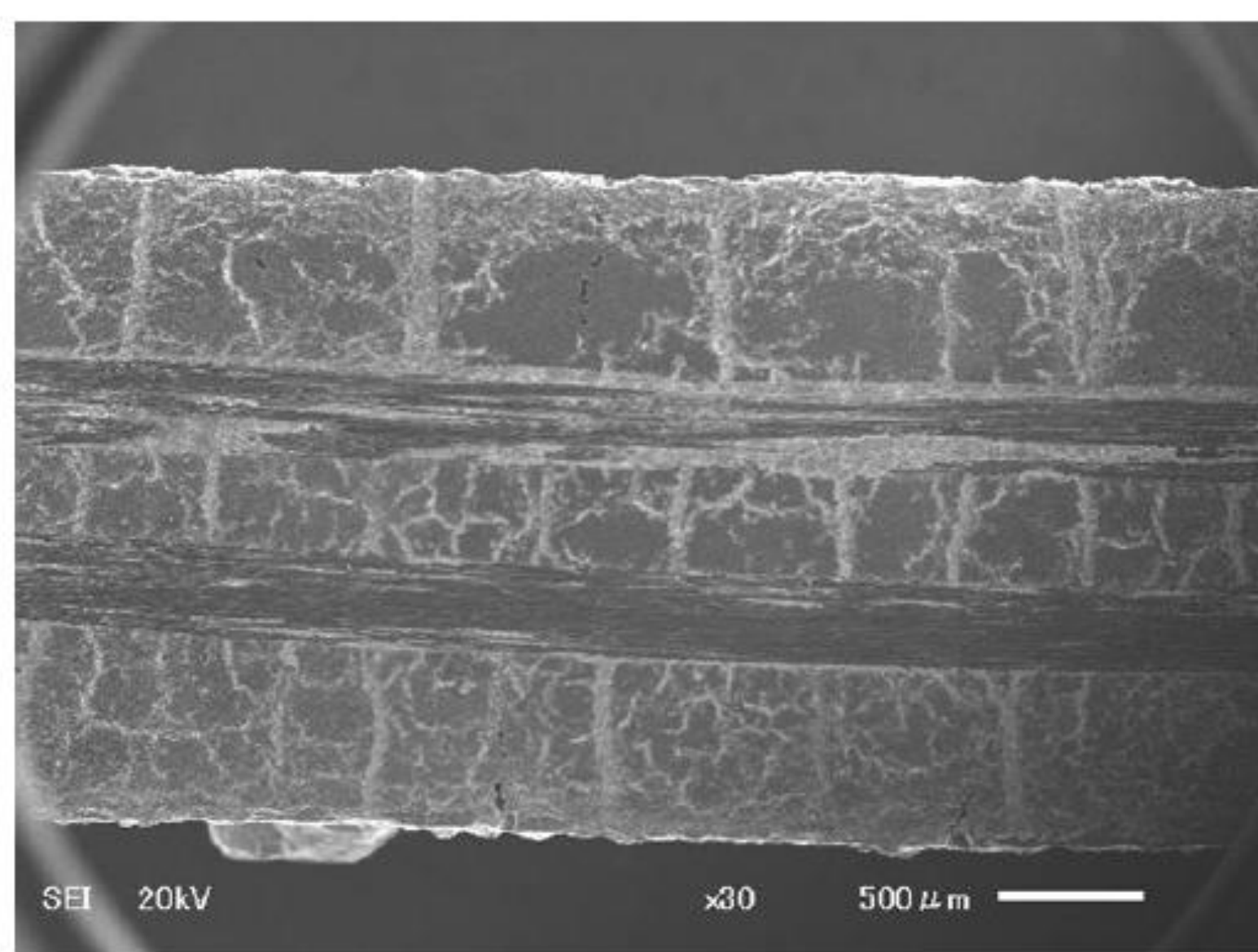
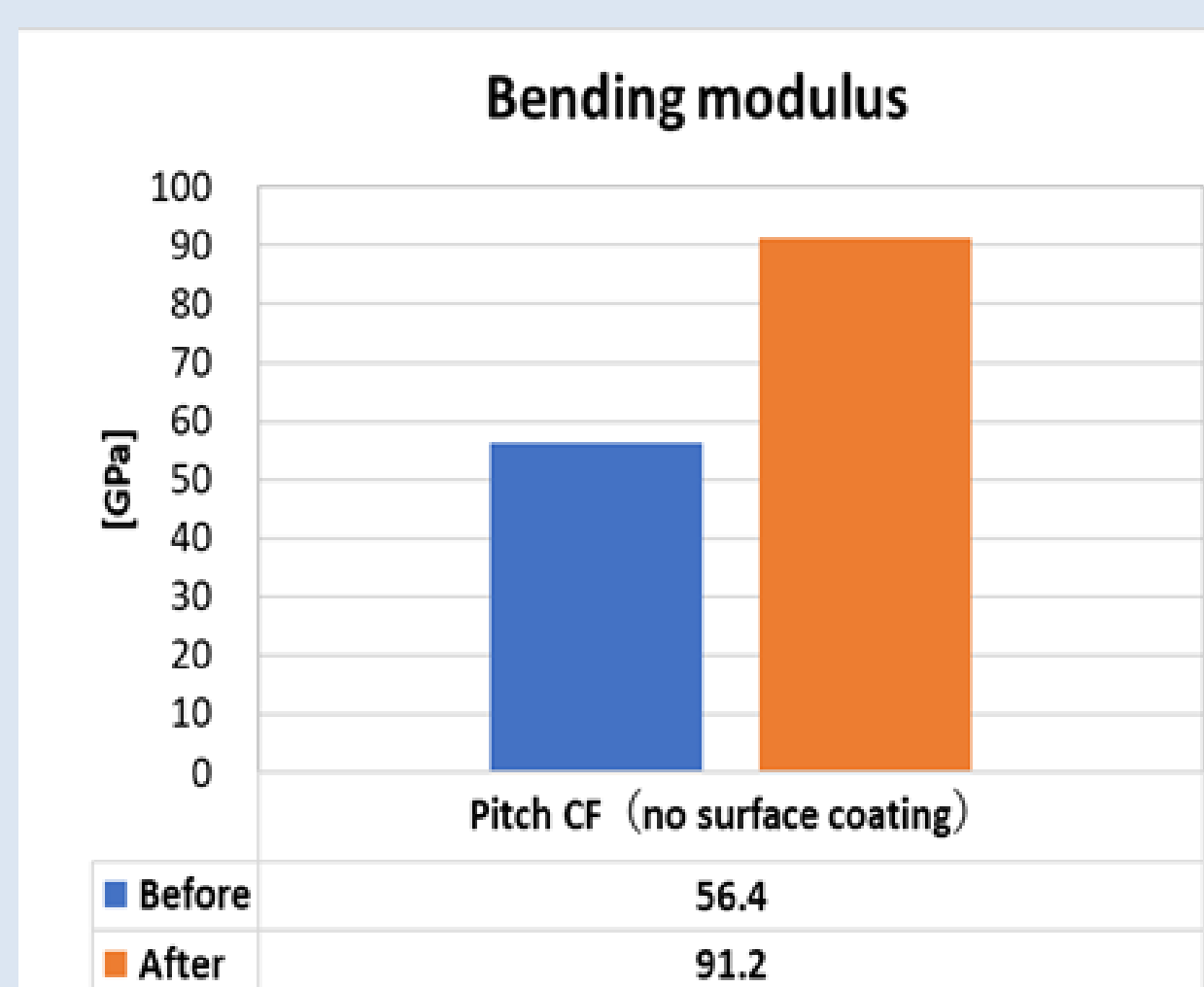
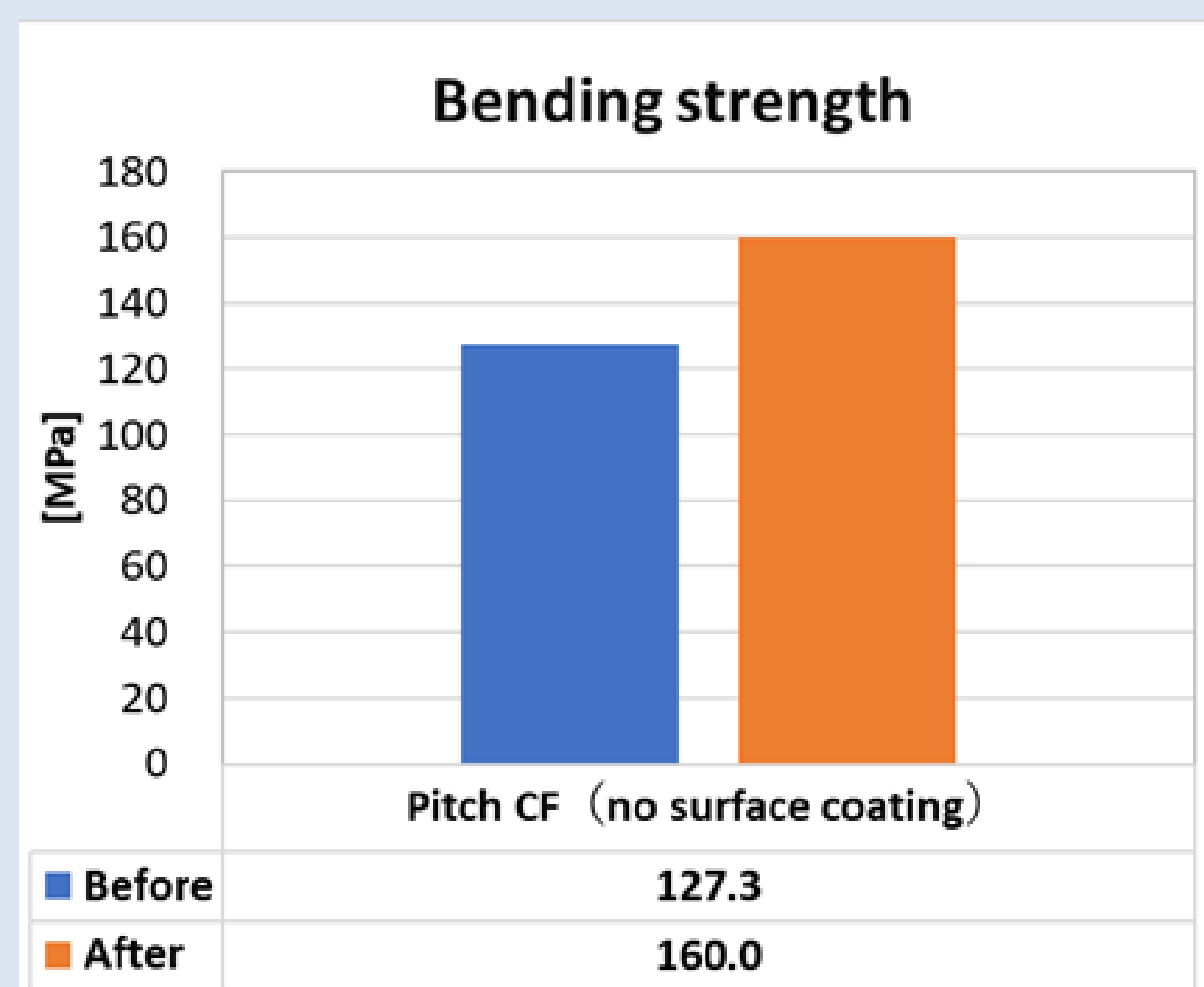
- 1,500°C×1時間の空气中熱処理前後で、強度、弾性率の低下がほぼ認められない。
- JAXA革新的将来宇宙輸送システム目標：1600°C-800秒耐性

## 1,500°C×1時間の熱処理（空気雰囲気）前後比較

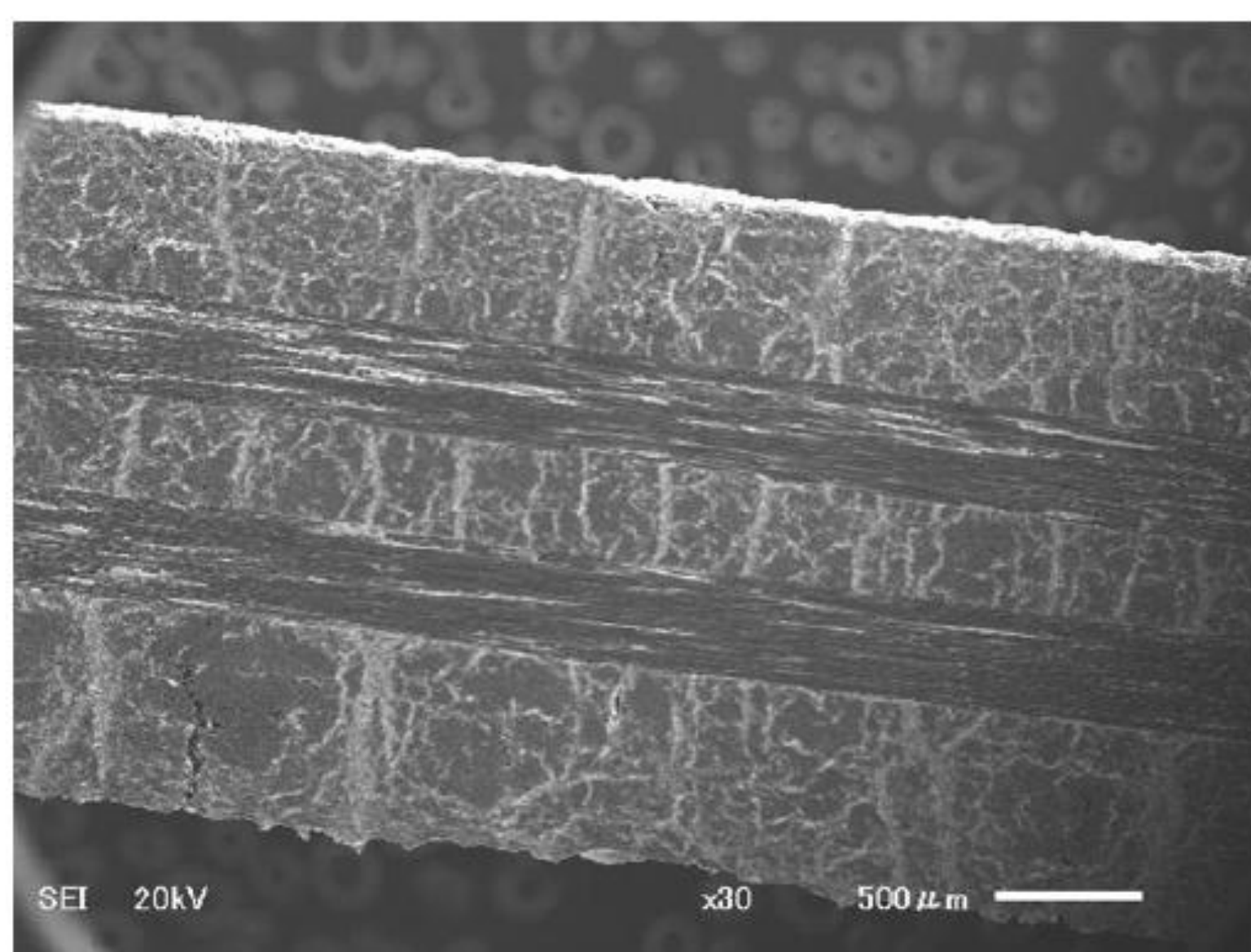
長繊維タイプ



短繊維タイプ  
(SMCベース)



熱処理前



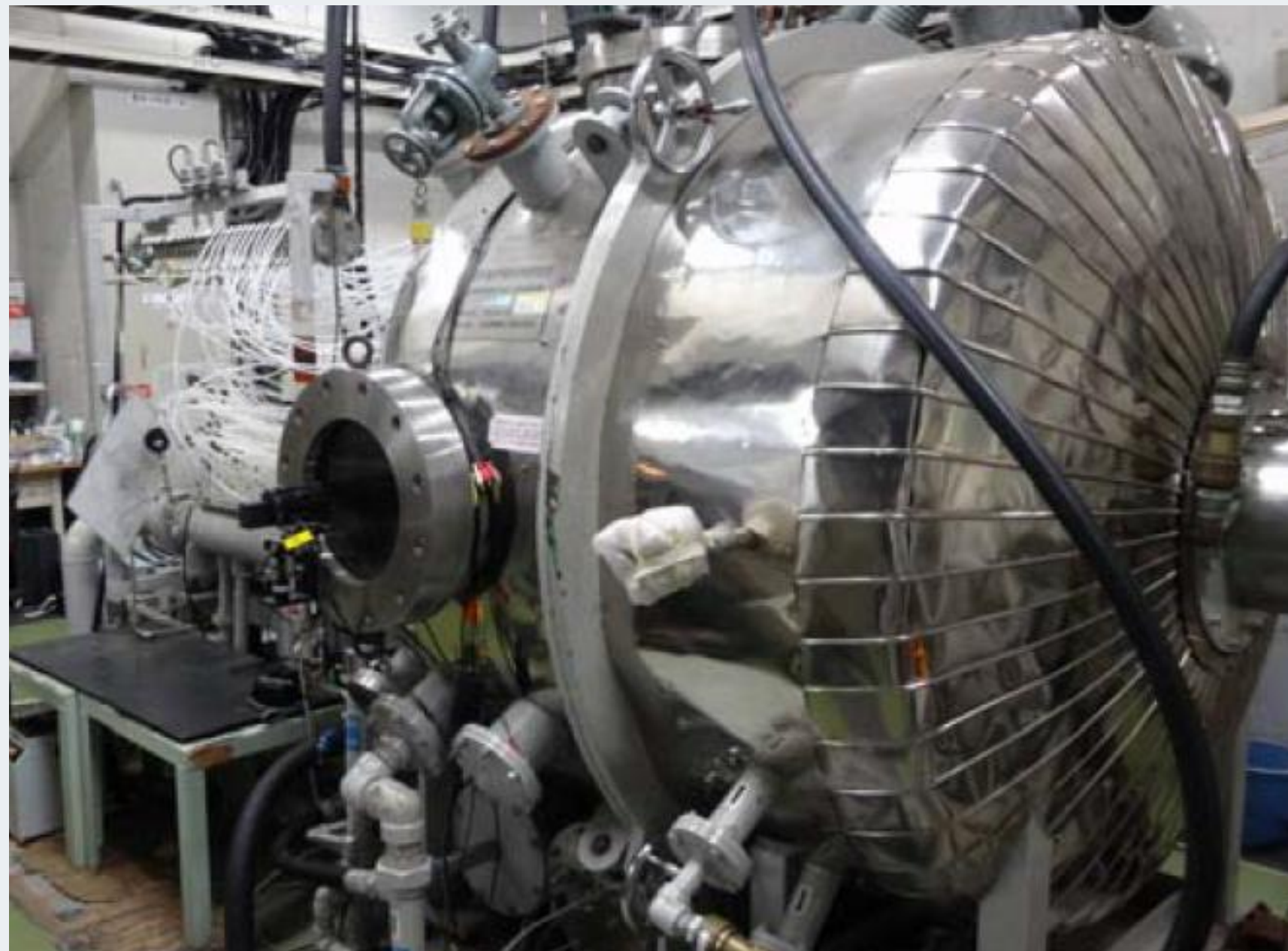
熱処理後

- 長繊維タイプの断面観察写真（SEM像）から、熱処理後表面にSiO<sub>2</sub>層（酸素透過抑制膜）が観察された。

# 2,500°C耐熱ピッチ系CMCコンポジット

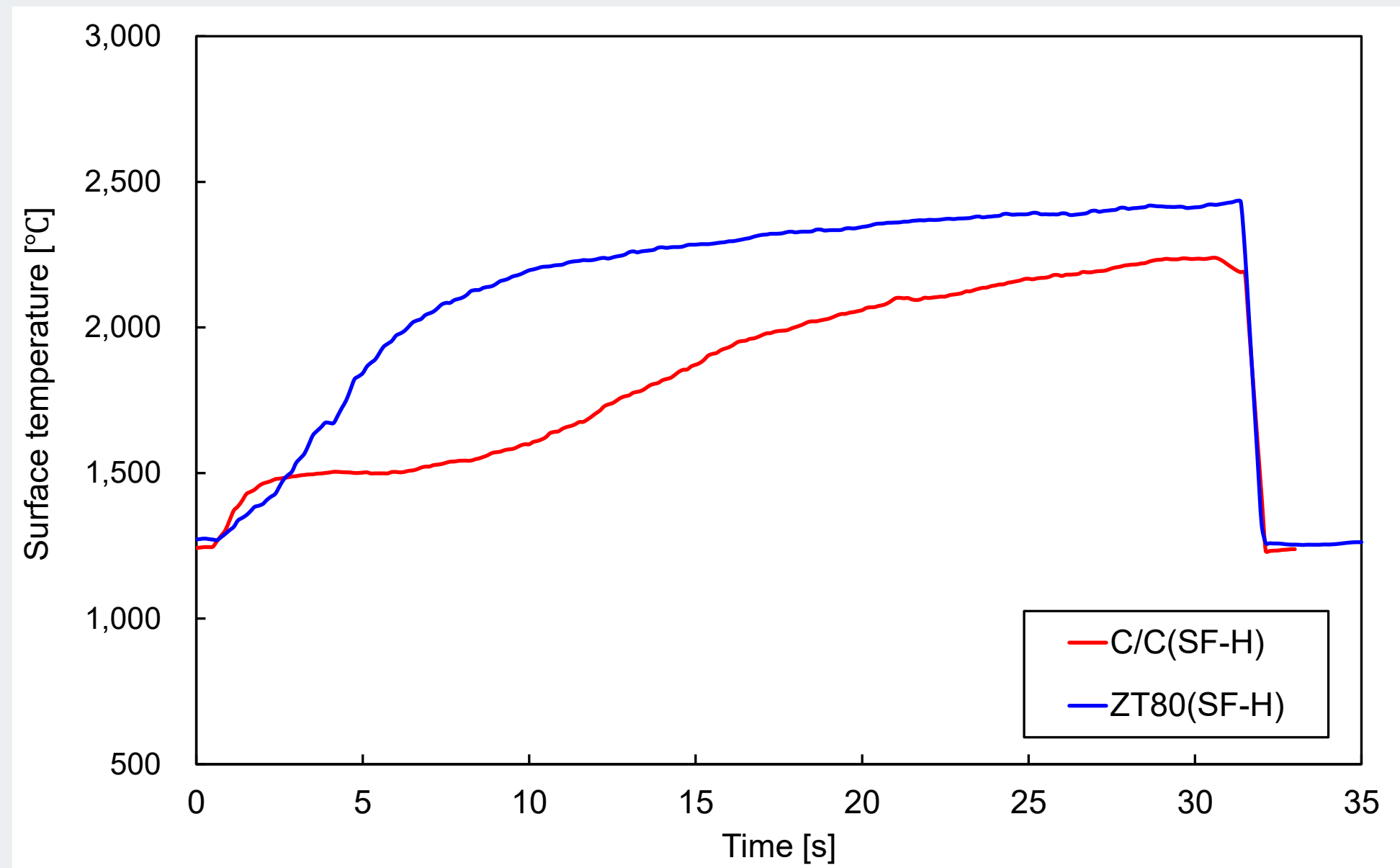
用途：ロケットノズル、核融合炉向け耐熱材

## JAXAアーク加熱風洞試験設備



## 試験条件と表面温度変化

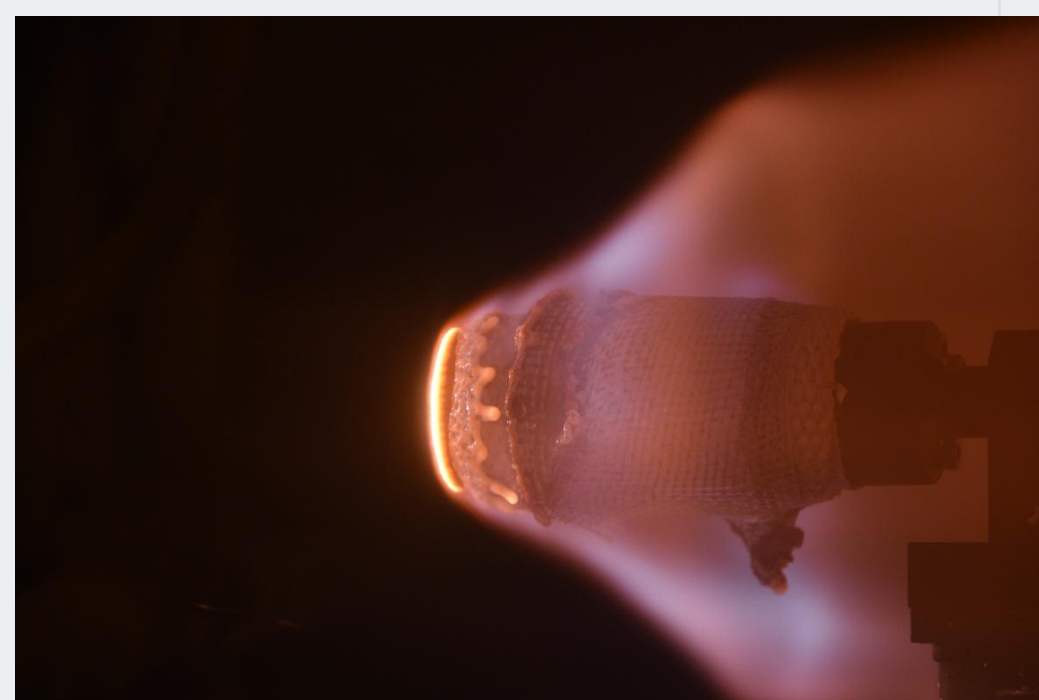
4.71MW/m<sup>2</sup> L=100mm



## 供試体内容／試験結果

Sample	Density g/cm <sup>3</sup>	Thickness		
		Before test mm	After test mm	Δ mm
ZT80(SF-H)	2.34	9.77	9.86	0.1
C/C(SF-H)	1.69	8.08	7.32	-0.8

## 試験後外観



	Before test	After test
ZT80(SF-H)		
C/C(SF-H)		

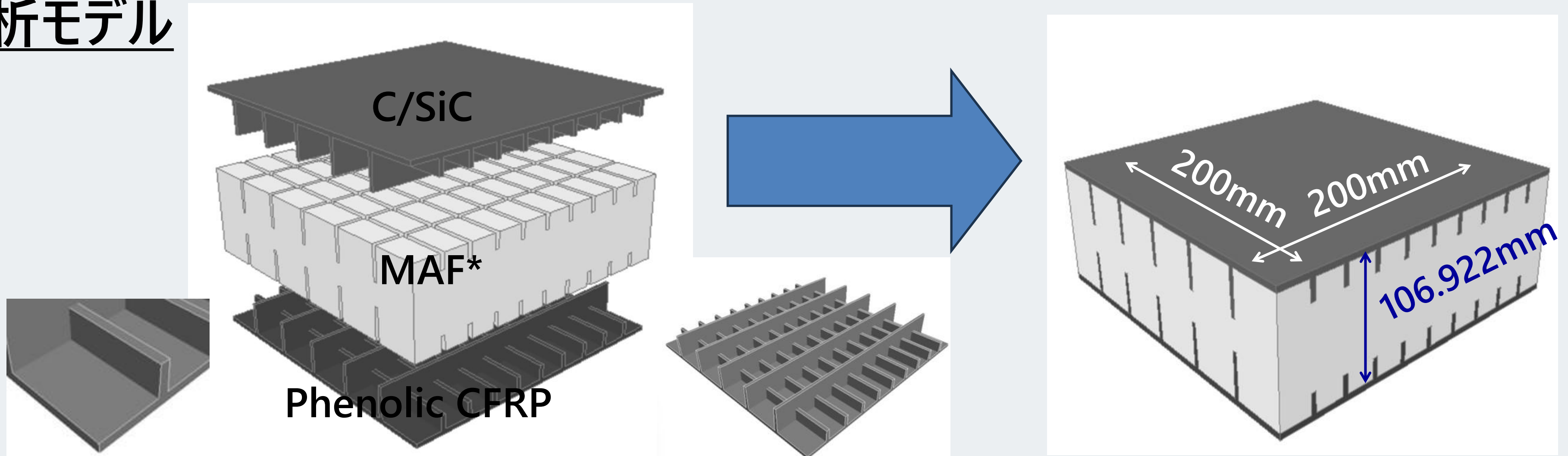
東京理科大と共同開発を実施中。

基材のピッチ系C/CコンポジットにZr-Ti合金を含浸した材料にアーク加熱風洞試験した結果、損耗は確認されなかった。

# Thermal Protection System 解析

用途：宇宙往還機熱シールドタイル向け耐熱材

## 解析モデル

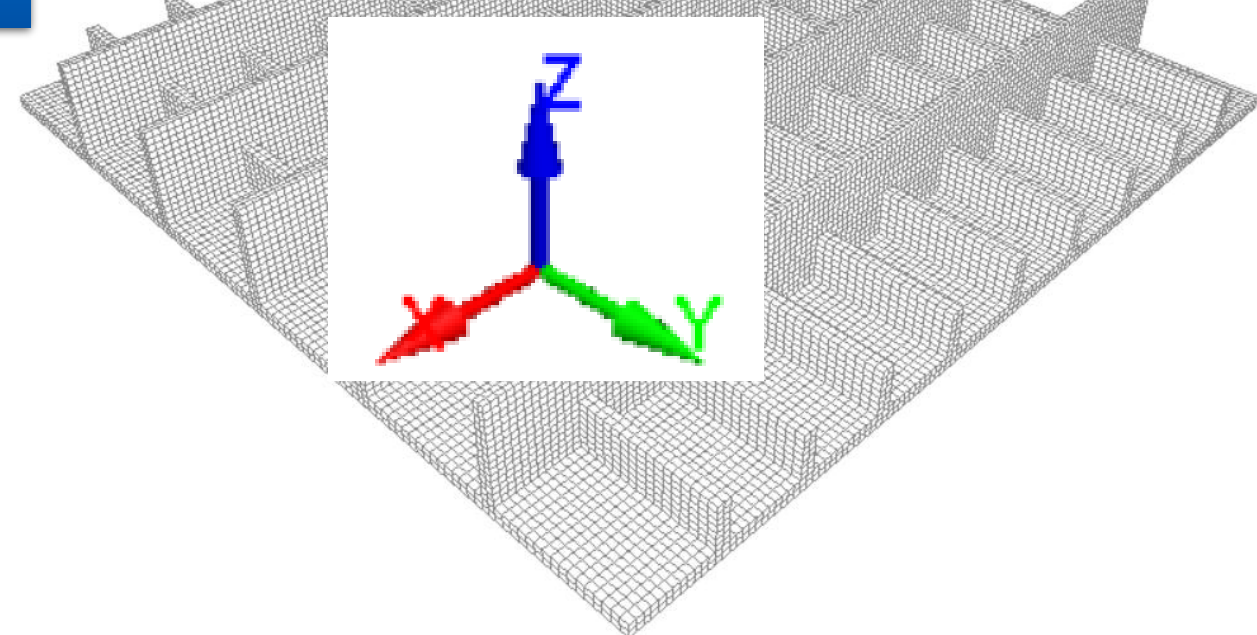


\*<https://www.maftec.co.jp/>

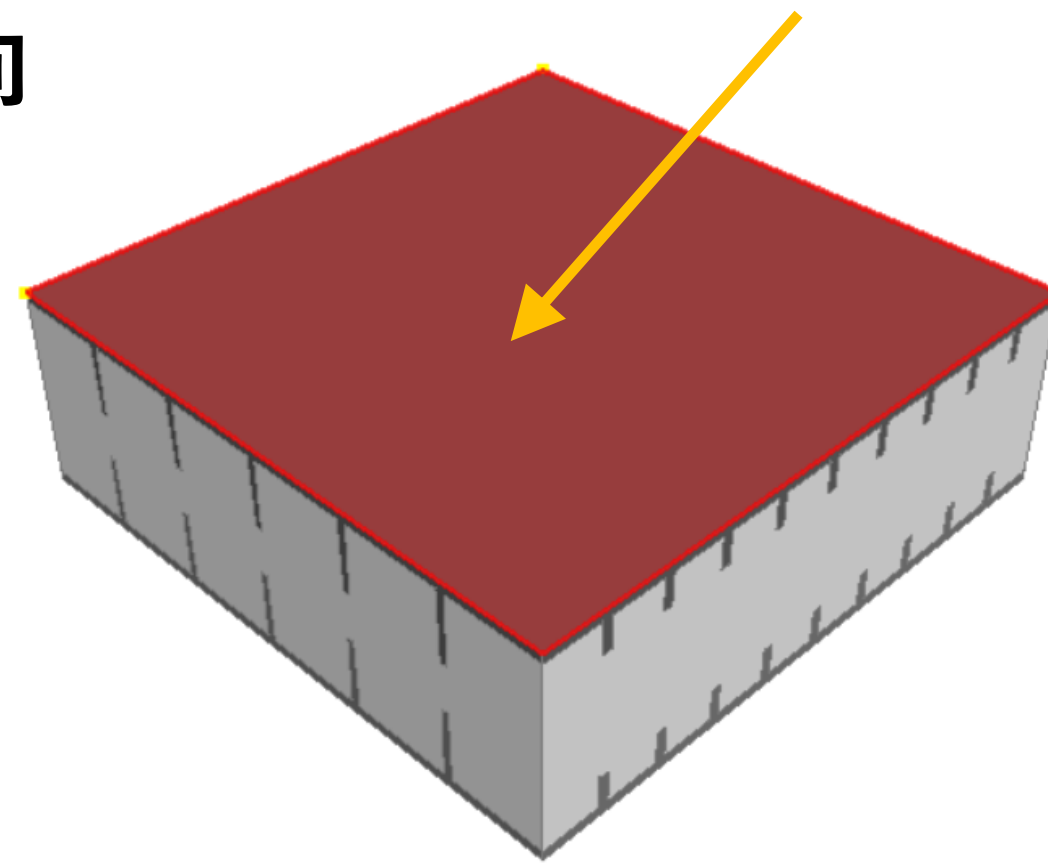
## 解析条件

異方性方向

XY平面方向：面内方向  
Z方向：面外方向



境界条件：上表面1,650°C



C/SiC初期温度：0°C  
MAF初期温度：23°C  
CFRP初期温度：23°C

部品周辺：断熱、周囲と熱交換なし

- ・各部分密着と仮定
- ・非定常熱伝導解析

## 物性表

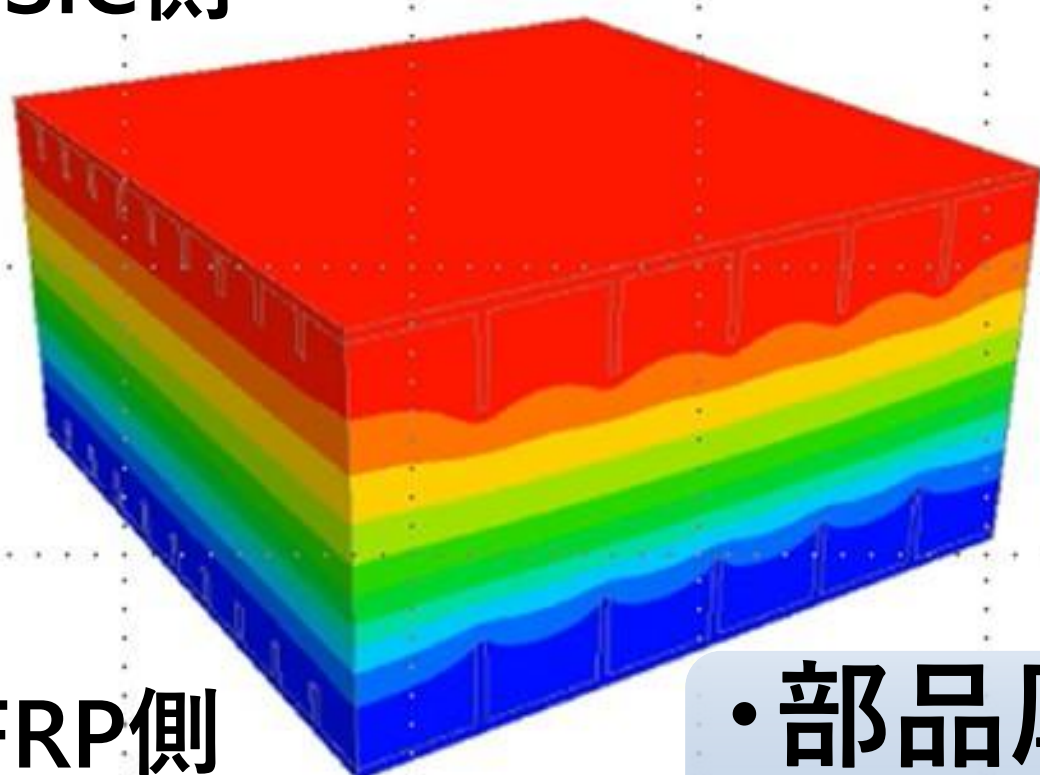
物性	単位	Phenolic CFRP	C/SiC	MAF
熱伝導率 (面内)	W/mK	55	温度による右表	温度による右表
熱伝導率 (面外)	W/mK	1.5	同上	同上
密度	kg/m <sup>3</sup>	1,600	2,400	130 (嵩密度)
比熱	J/kgK	900	700	1200

熱伝導率 (面内) W/mK	温度	C/SiC	温度	MAF
	25°C	78	25°C	0.15
熱伝導率 (面外) W/mK	500°C	65	600°C	0.15
	1,000°C	55	1000°C	0.32
	1,200°C	55	1200°C	0.46
	2,000°C	55	2000°C	0.46

## 解析結果

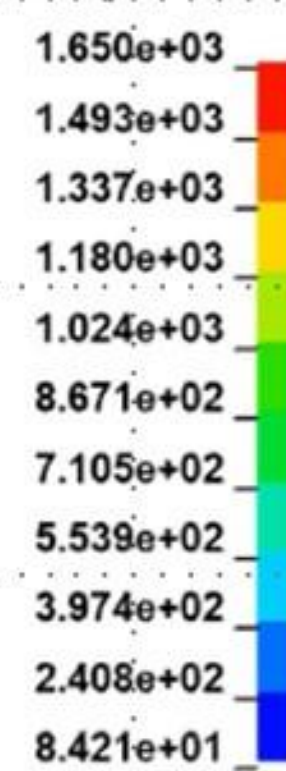
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost  
Time = 800  
Contours of Temperature  
min=84.2104, at node# 475  
max=1650, at node# 268591

C/SiC側

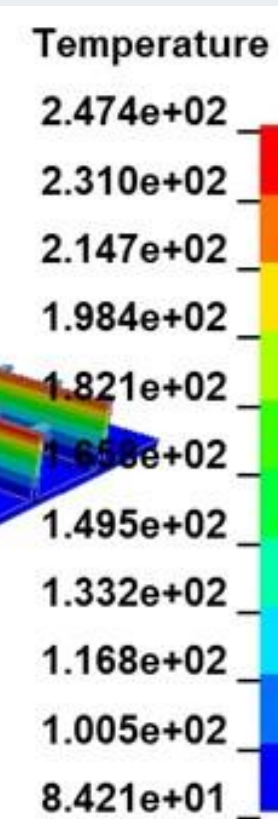
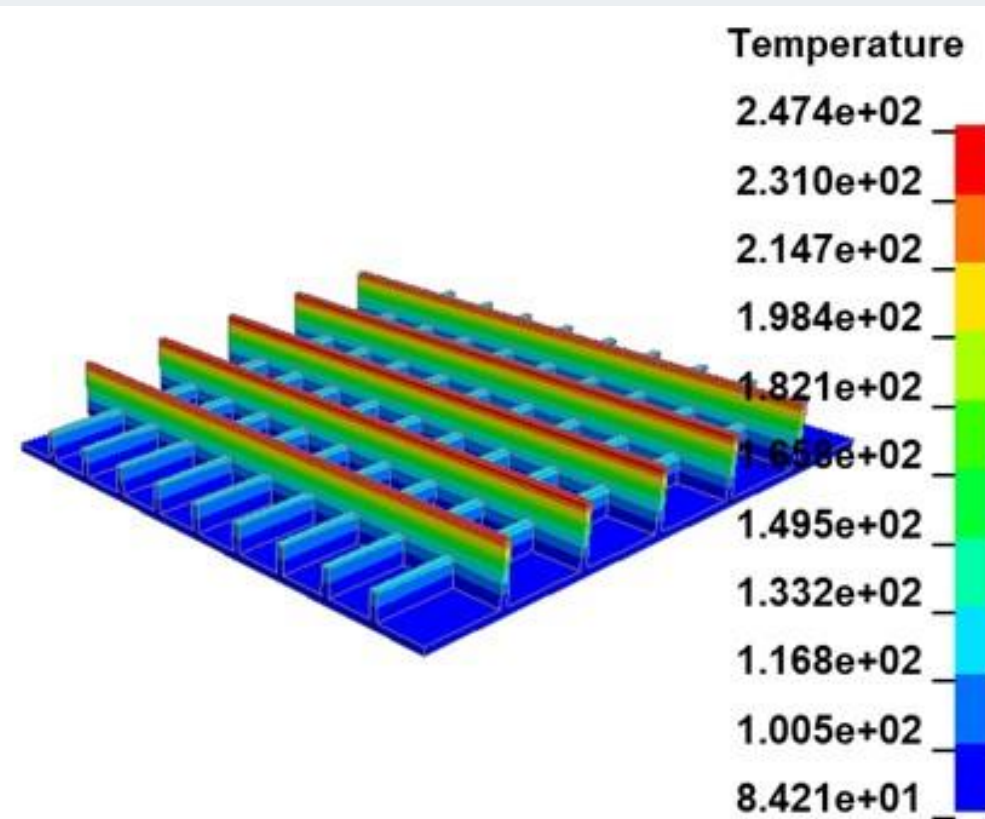


CFRP側

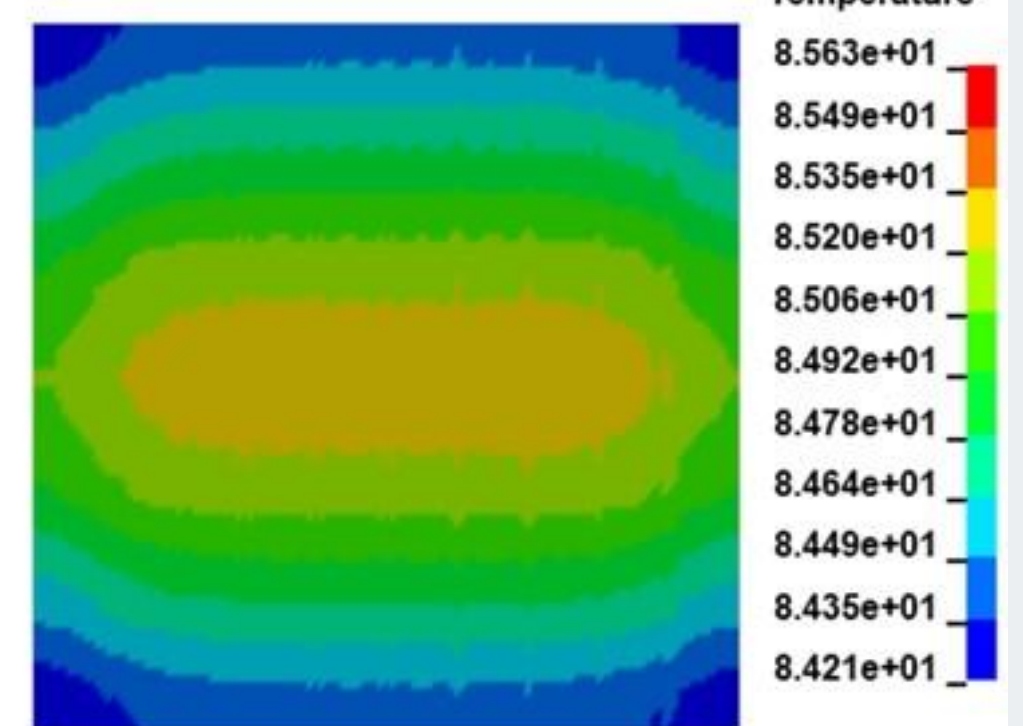
Temperature



CFRP柵の温度分布



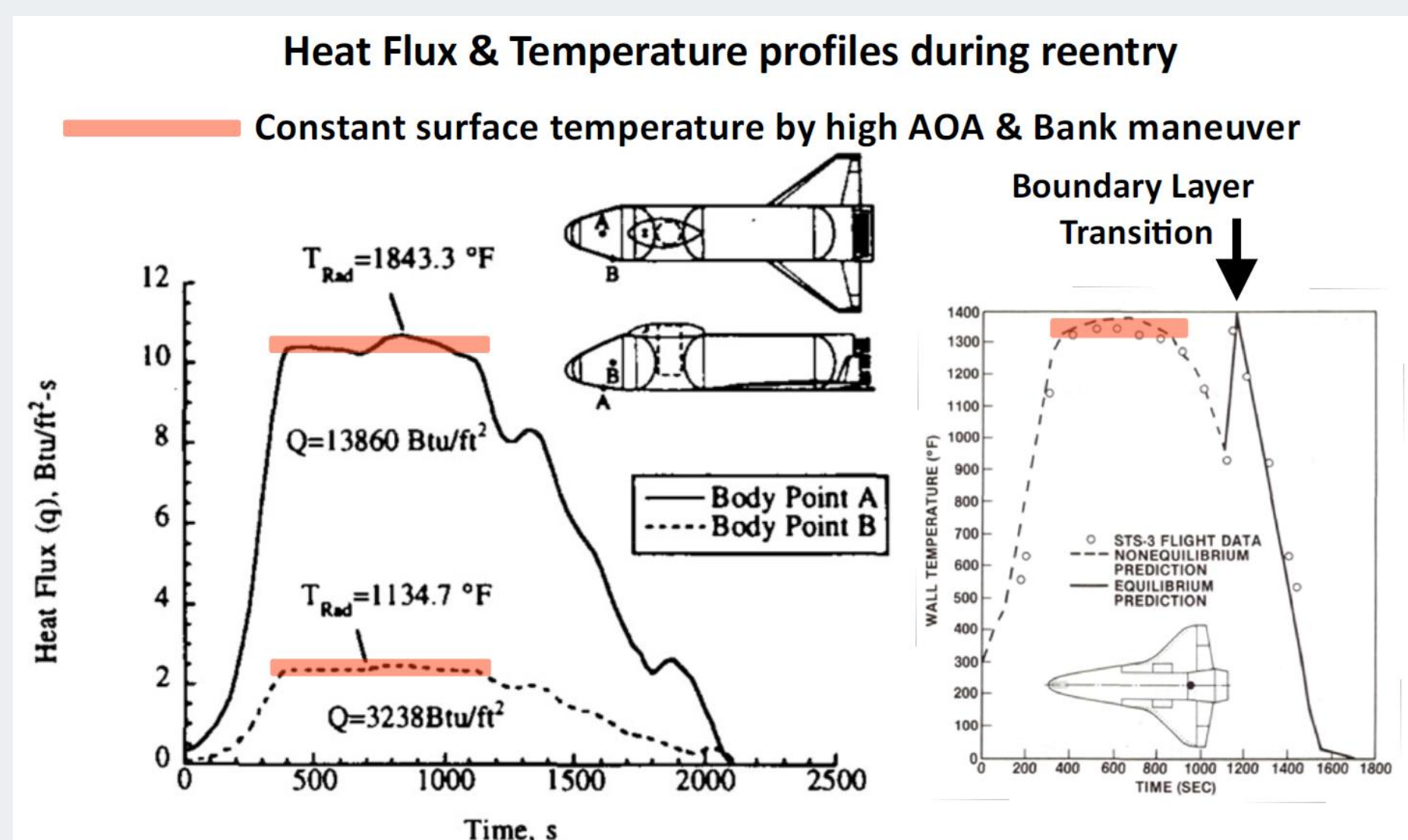
CFRP柵の機体との  
接面温度分布



- ・部品厚み107mm：800秒後の機体との接面温度約86°C。
- ・計算はC/SiC-MAF、MAF-CFRPの接触抵抗を考慮していないため、現実の機体では予測温度より低いと考えられる。

# スペースシャトル入熱エネルギー適用TPS熱解析

## スペースシャトルの入熱エネルギー



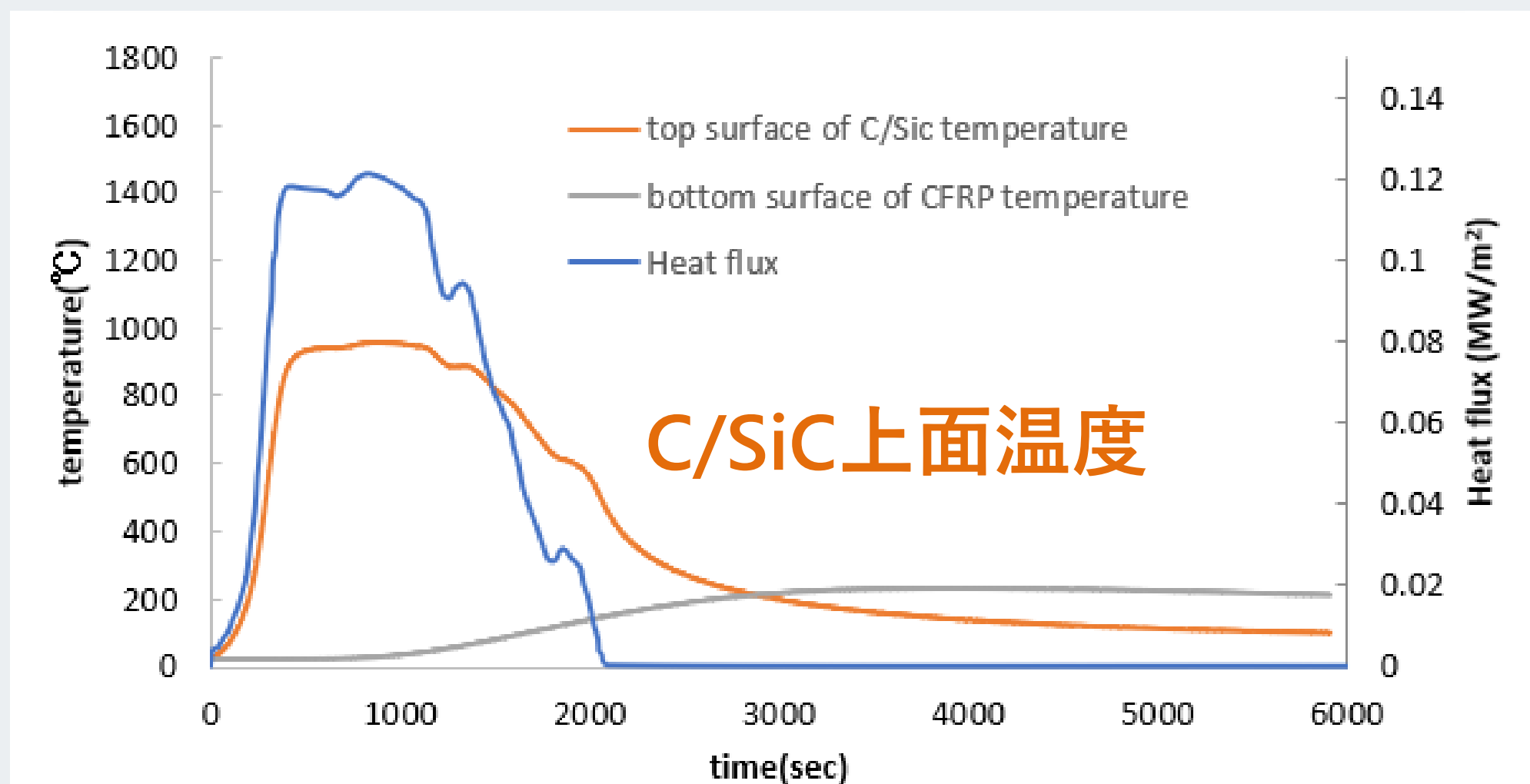
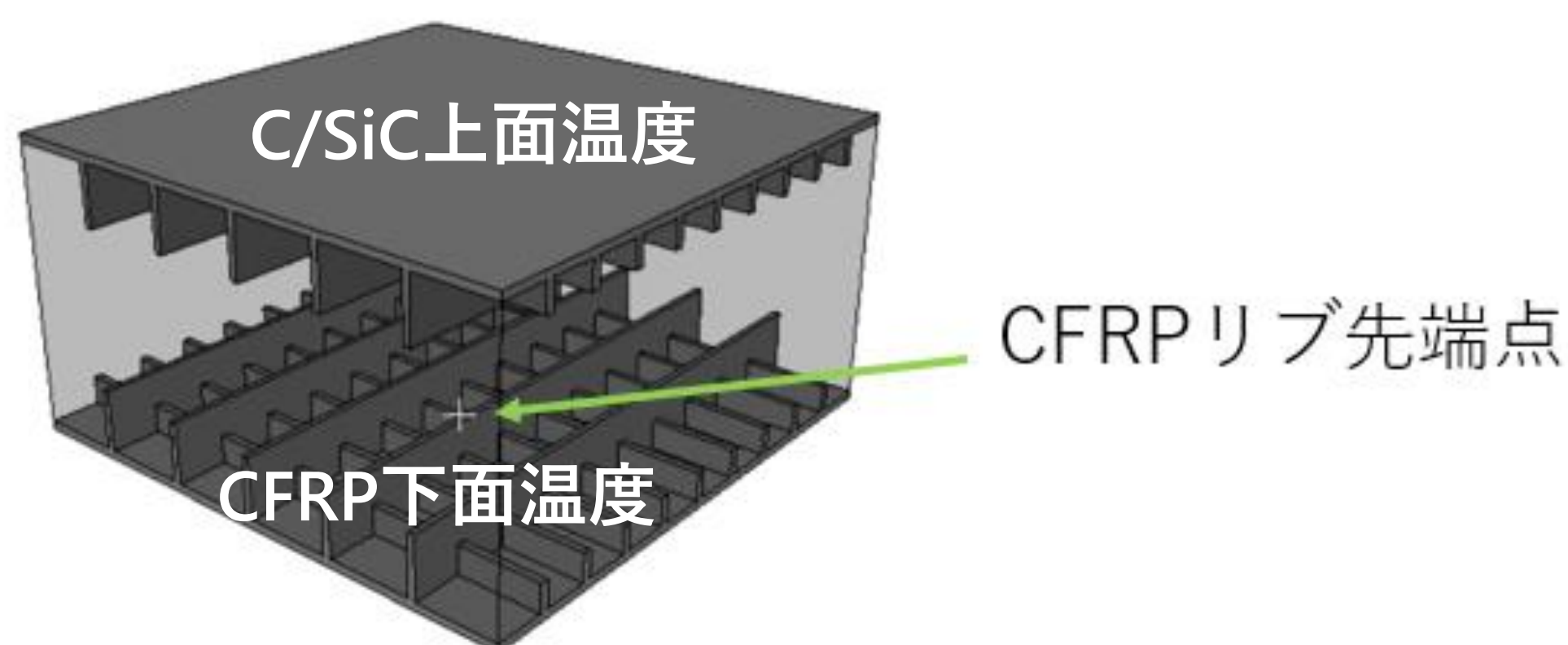
## 出典

クロスUアカデミー2024  
 「ロケットの現在と未来」  
 (技術の視点とビジネスの視点, 国主導から民間主導への転換)  
 第2回 宇宙からの帰還飛行と再利用  
 2024年7月16日  
 @X-Nihonbashi Base (日本橋アイティビル3階)  
 稲谷芳文

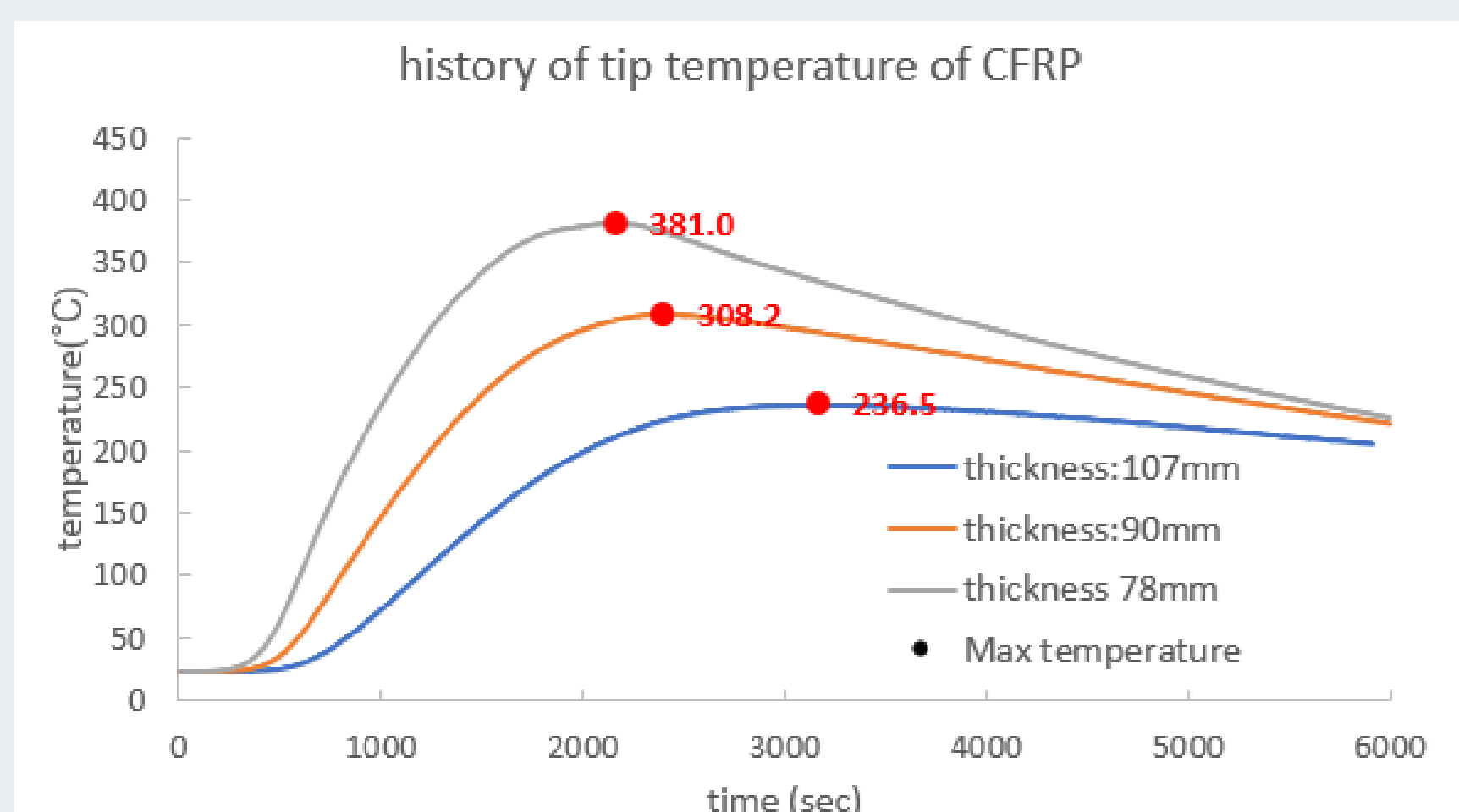
## TPS熱解析結果

Thermal Protection Systemの厚みを変えて、CFRPリブ先端温度が300°C以下になる条件を解析

厚み107mmのケースについては、C/SiC上面温度とCFRP下面温度の時間変化をプロット

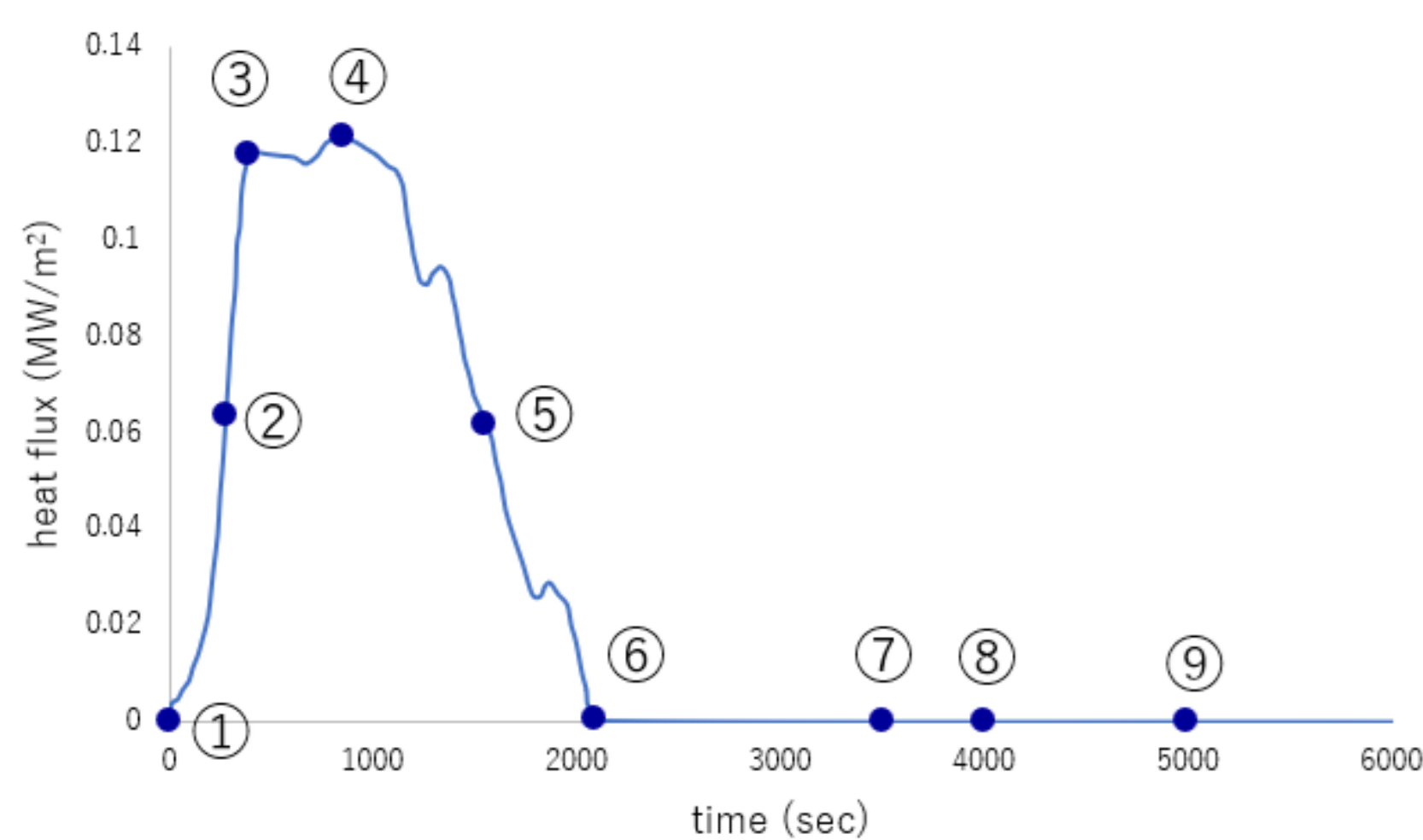


## CFRPリブ先端温度とTPS厚みの関係

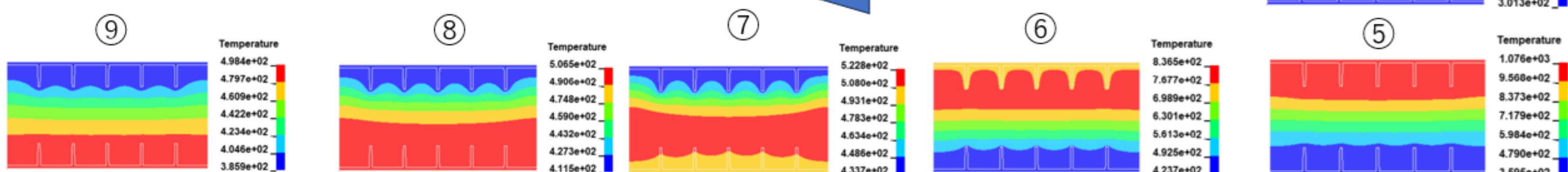


## TPS内部温度の時間変化

### Temperature change in TPS (107mm)

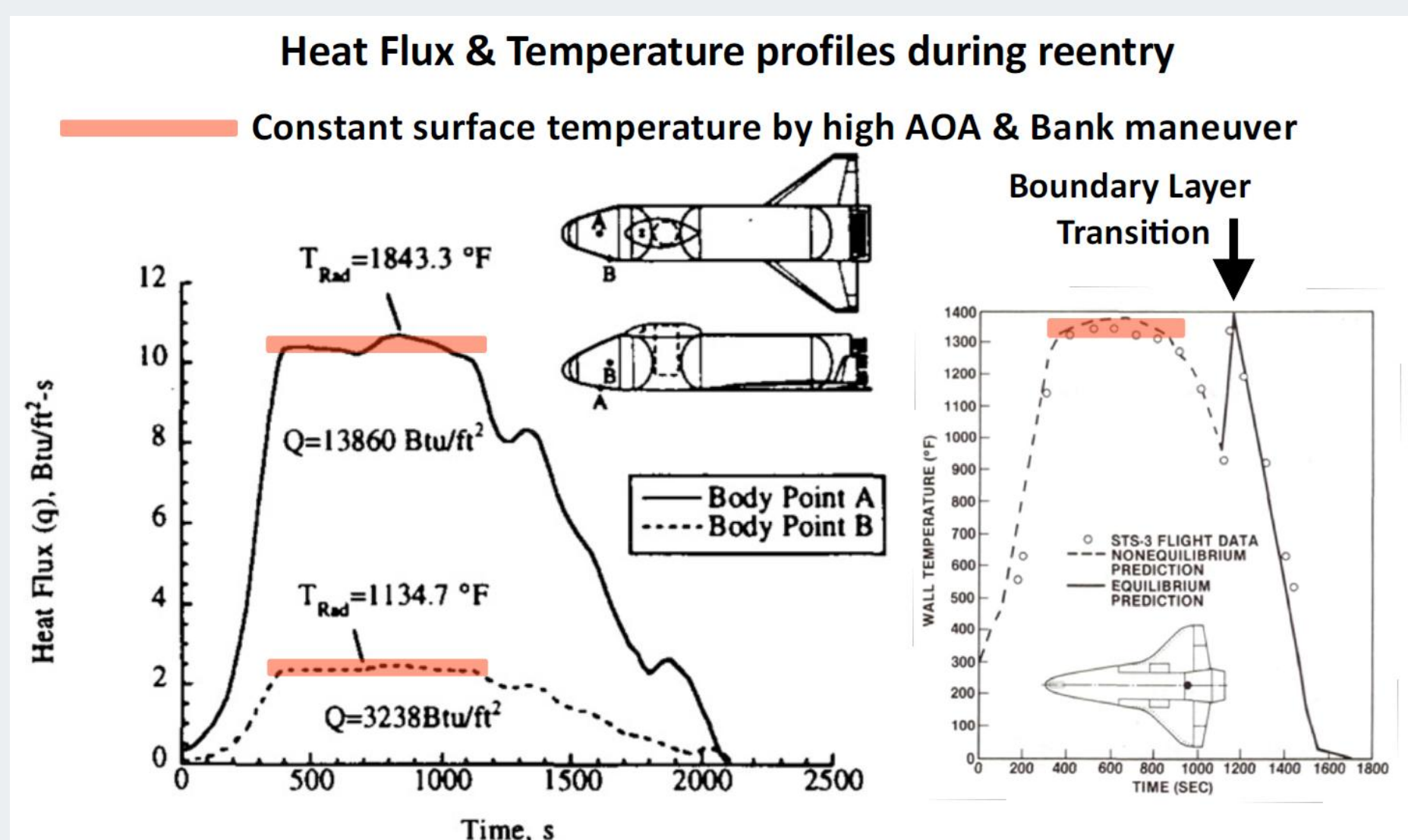


### Temperature unit: [K]



# スペースシャトル入熱エネルギー適用TPS軽量化

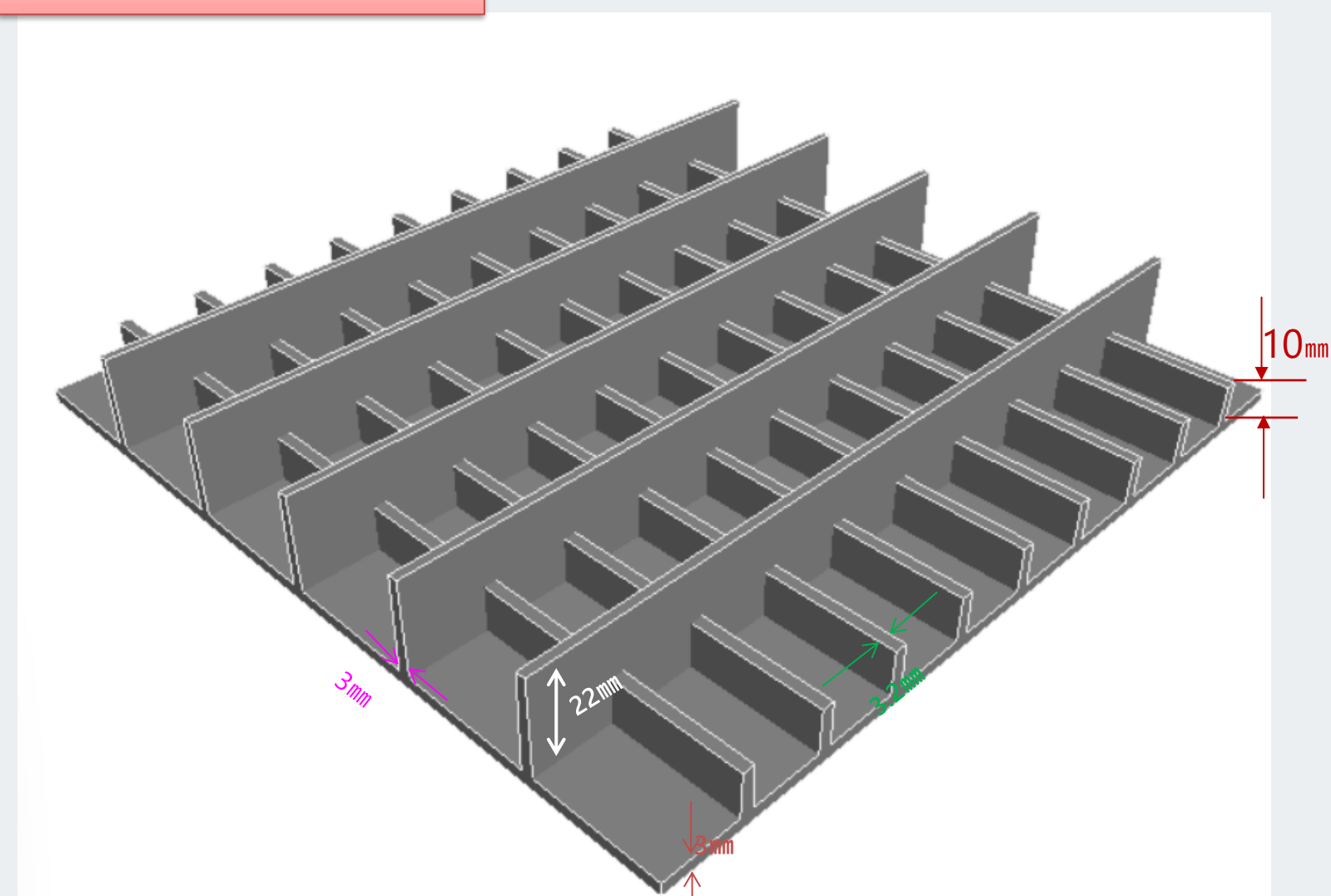
## スペースシャトルの入熱エネルギー



## 出典

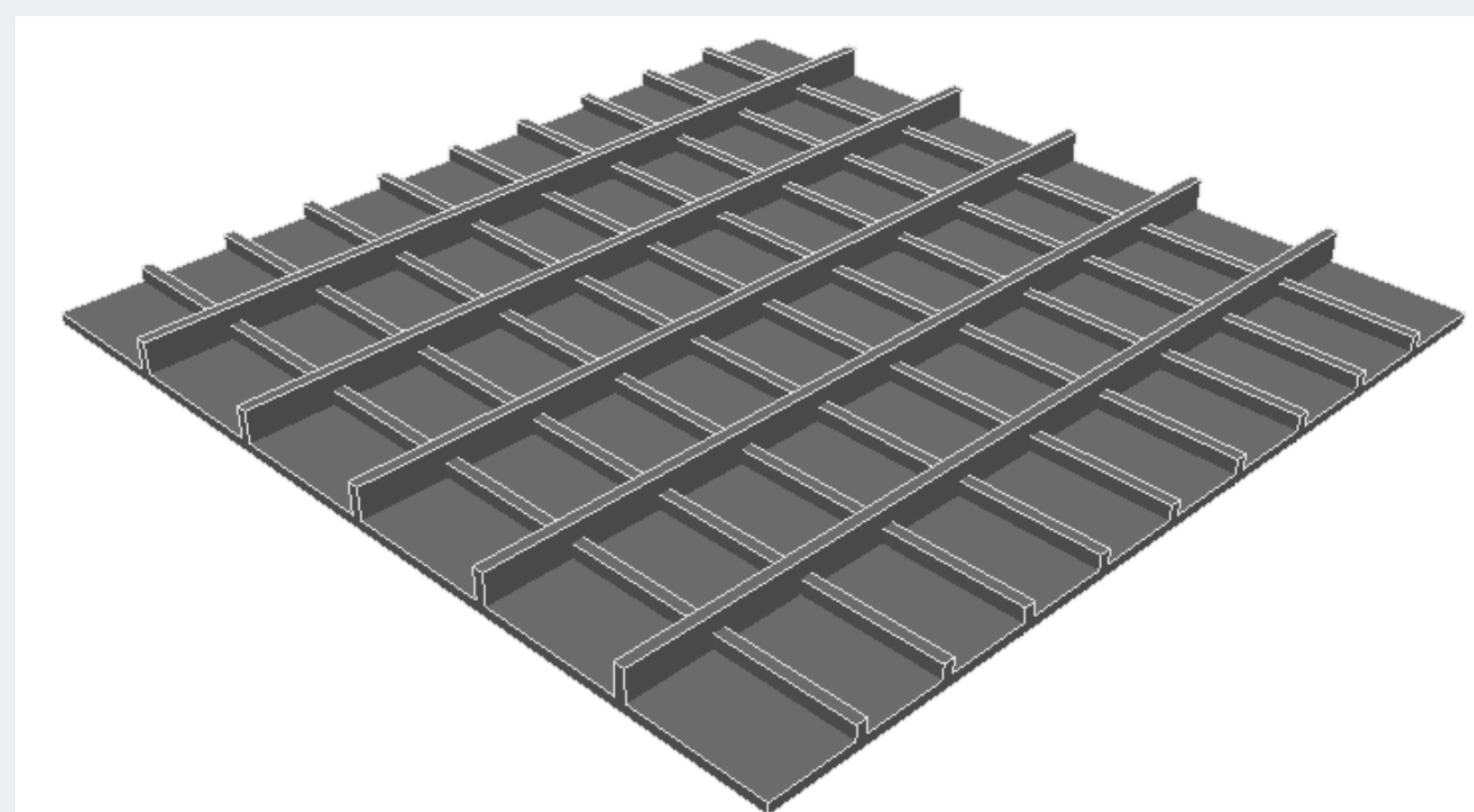
クロスUアカデミー2024  
 「ロケットの現在と未来」  
 (技術の視点とビジネスの視点, 国主導から民間主導への転換)  
 第2回 宇宙からの帰還飛行と再利用  
 2024年7月16日  
 @X-Nihonbashi Base (日本橋アイティビル3階)  
 稲谷芳文

## 現行案



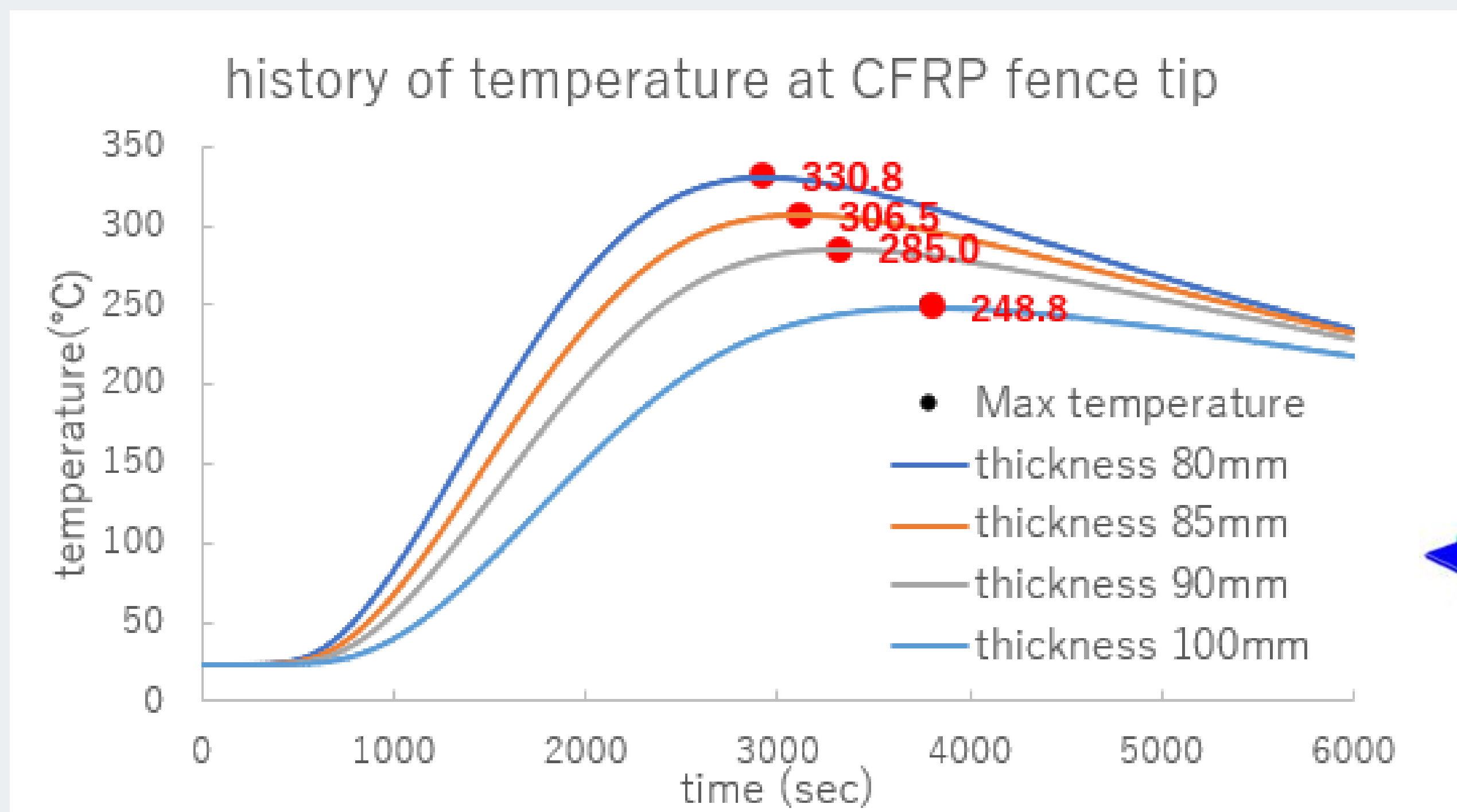
C/SiC 比重: 2.2 重量 12.5Kg/m<sup>2</sup>  
 MAF 比重: 0.13 重量 10.2kg/m<sup>2</sup>  
 CFRP 比重: 1.6 重量 9.1Kg/m<sup>2</sup>  
 T P S 90mm 重量 32kg/m<sup>2</sup>  
**CFRPリブ先端最大温度: 297°C**

## 検討案

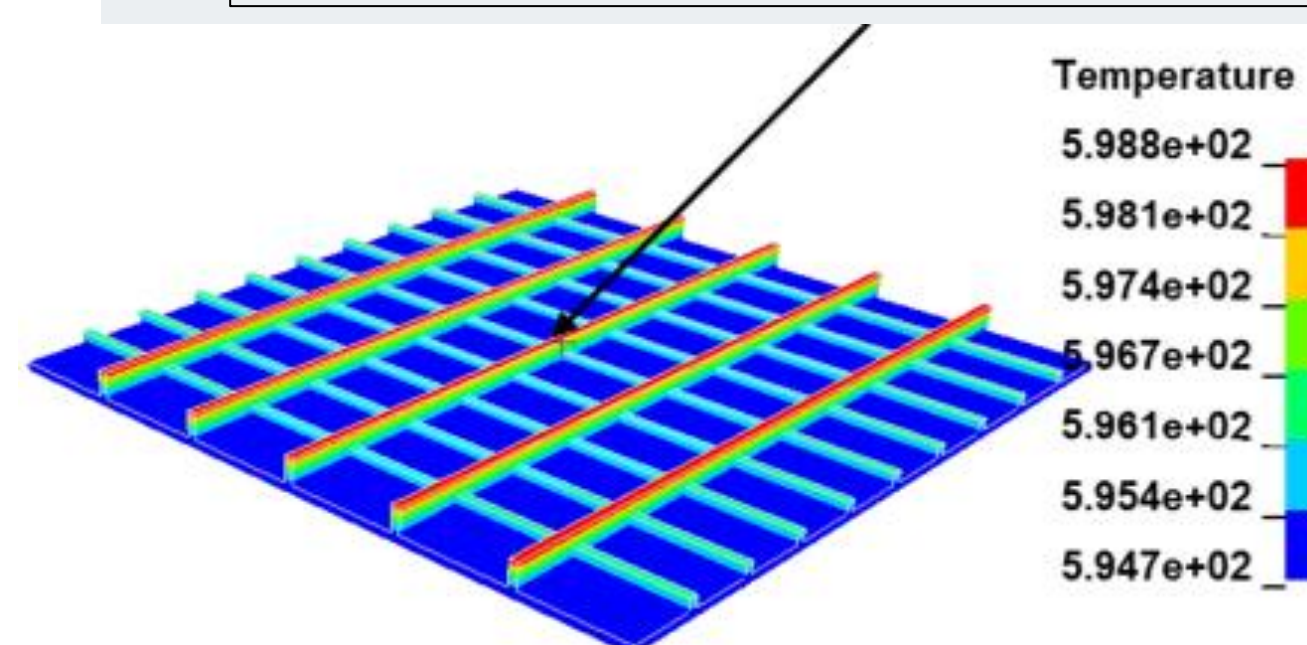


C/SiC 比重: 2.2 重量 7.2Kg/m<sup>2</sup>  
 MAF 比重: 0.13 重量 10.8kg/m<sup>2</sup>  
 CFRP 比重: 1.6 重量 5.2Kg/m<sup>2</sup>  
 T P S 90mm 重量 23kg/m<sup>2</sup>  
**CFRPリブ先端最大温度: 285°C**

## CFRPリブ先端温度履歴



## CFRPリブ先端温度



# 高熱伝導C/Cコンポジット

用途：核融合ロケットエンジン、核融合炉ダイバータ

## 熱伝導率

C/Cタイプ		高熱伝導				標準	低
繊維配列		一方向		フェルト		フェルト	フェルト
製品名		MFC-1	MFC-1N (開発品)	MCI-felt type2H	MFC-2 (開発品)		
嵩密度 [g/cm <sup>3</sup> ]		>1.9	>1.9	>1.9	>1.9	>1.9	>0.2
熱伝導率 [W/mK]	繊維方向	550	520	340	370	70	10
	反繊維方向	40	30	60	60	12	0.7

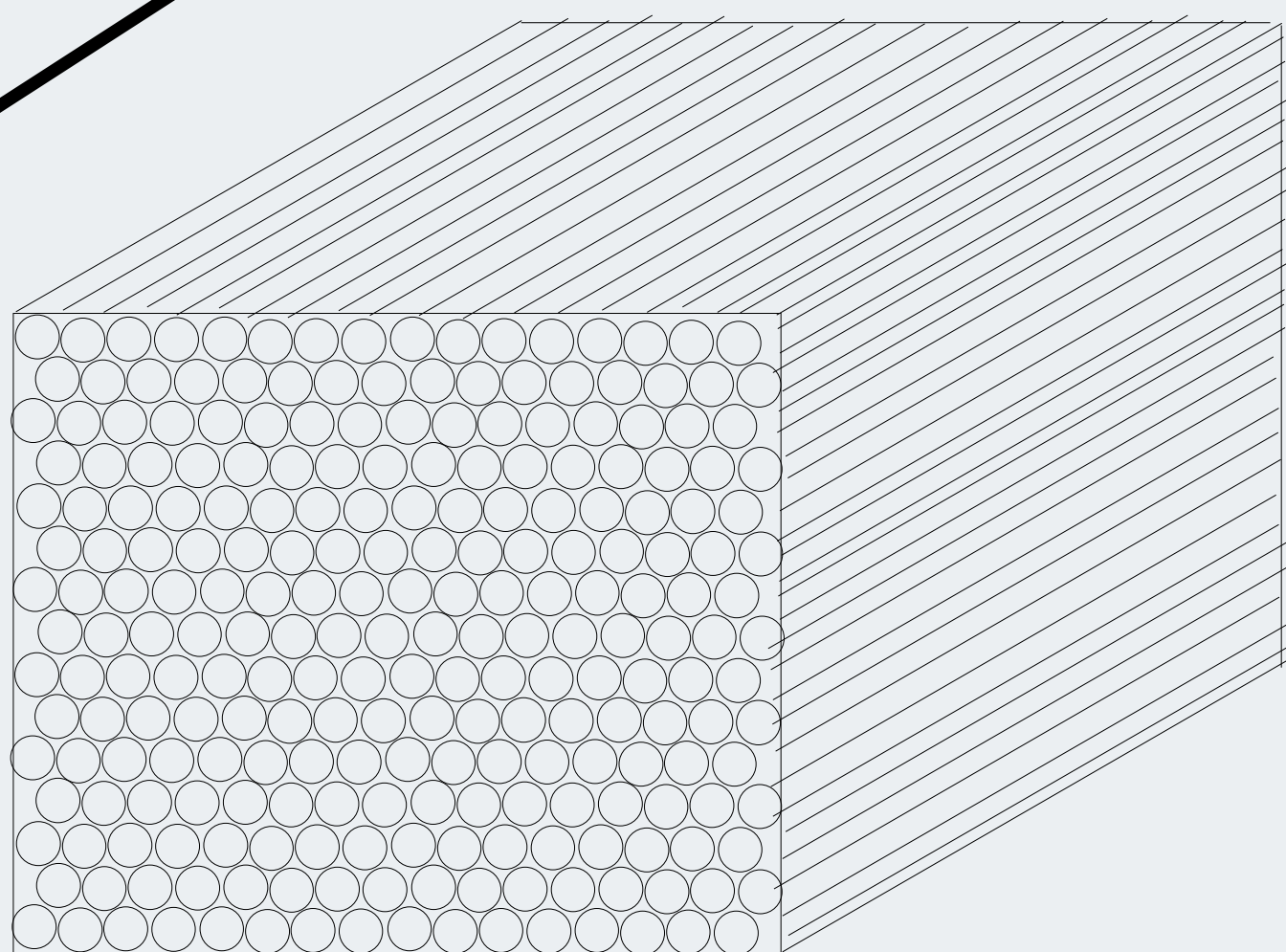
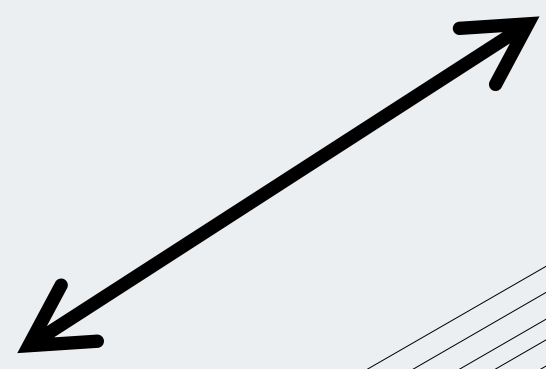
※本記載値は代表値であり、積層構成、含有物質量により異なります。

※MCI-felt type2H：QST那珂研究所（JT60U ダイバータ）での使用実績あり。

※Past data in 1990-1994：<https://jopss.jaea.go.jp/pdfdata/JAERI-M-90-119.pdf>  
<https://jopss.jaea.go.jp/pdfdata/JAERI-M-93-149.pdf>  
<https://jopss.jaea.go.jp/pdfdata/JAERI-M-94-046.pdf>

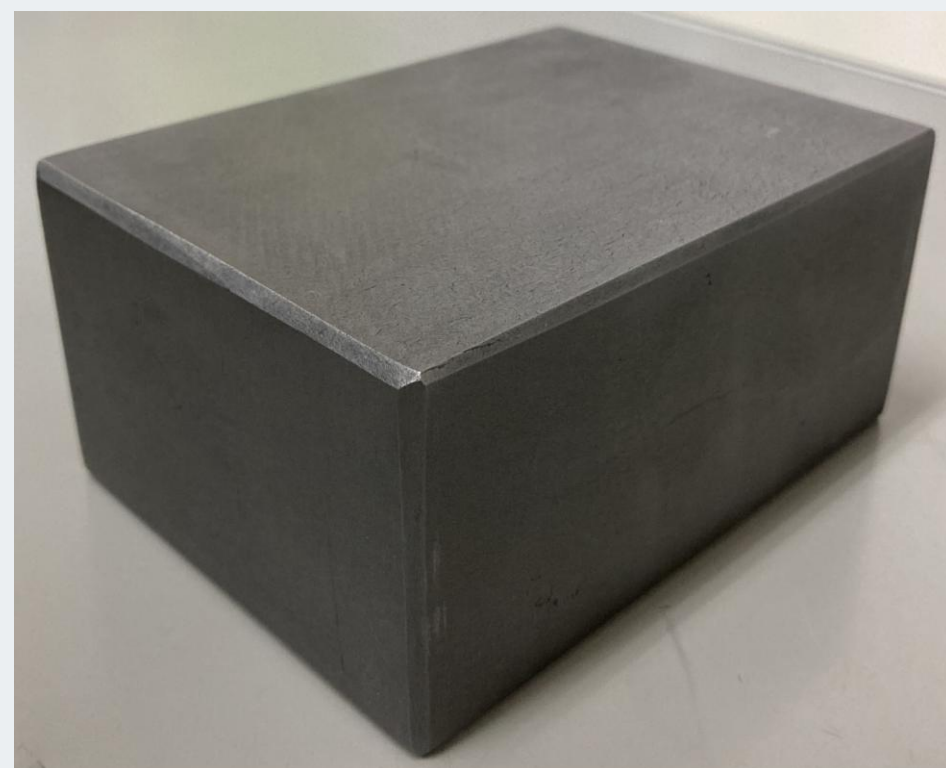
### 一方向

繊維方向



MFC-1

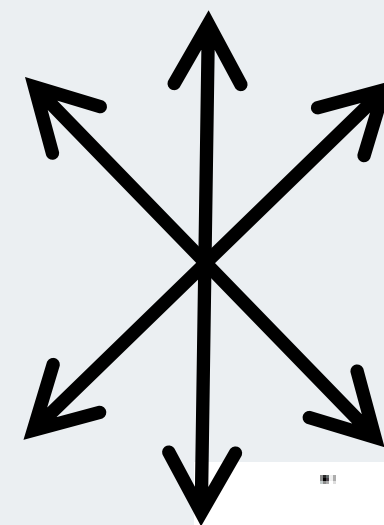
MFC-1N  
(開発品)



【製造可能サイズ】 応相談  
210\*×150×110mm \*繊維方向

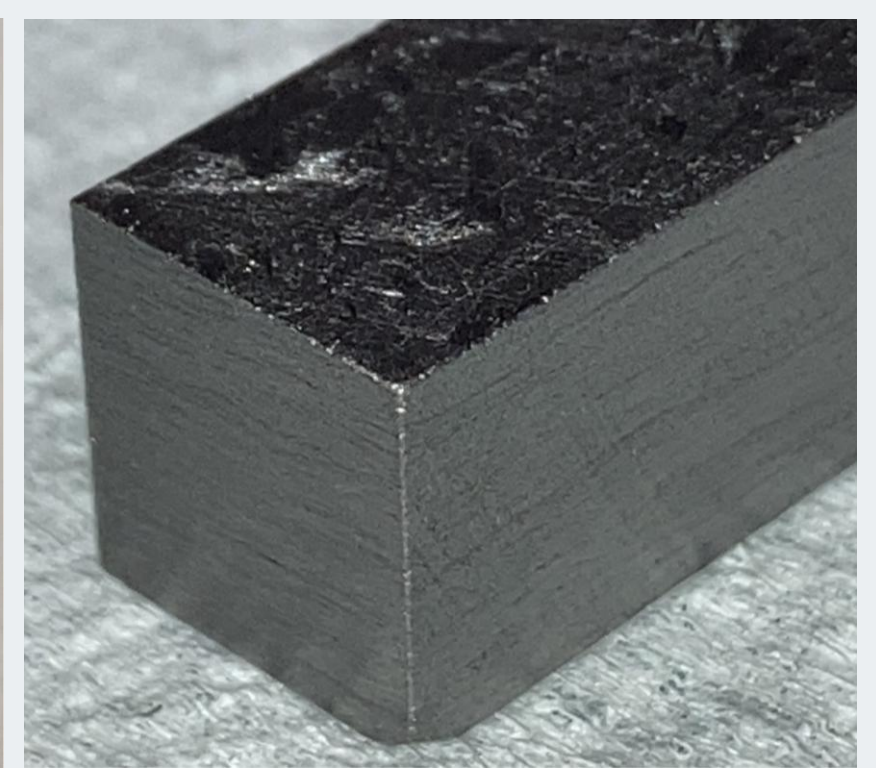
### フェルト

繊維方向



MCI-felt  
type2H

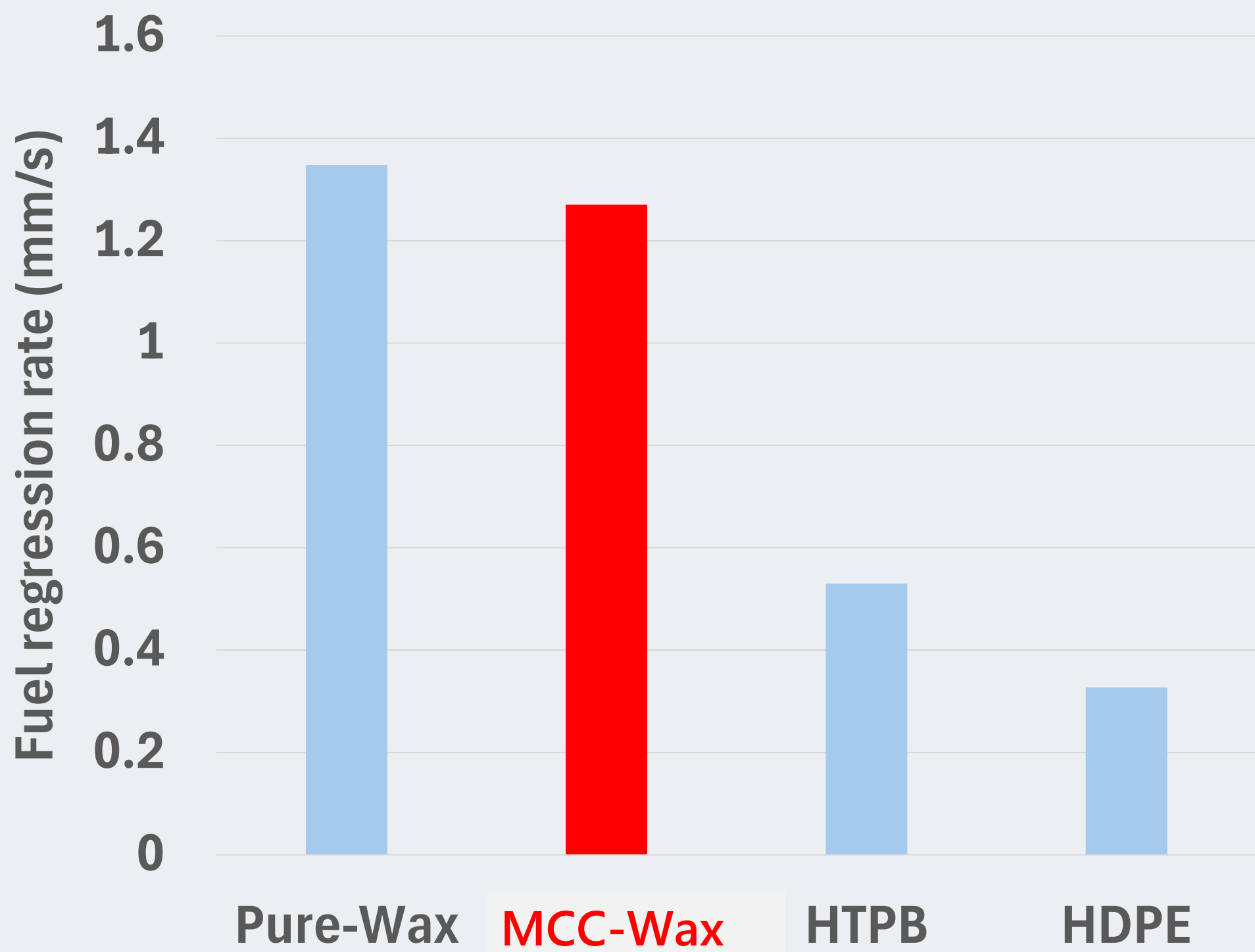
MFC-2  
(開発品)



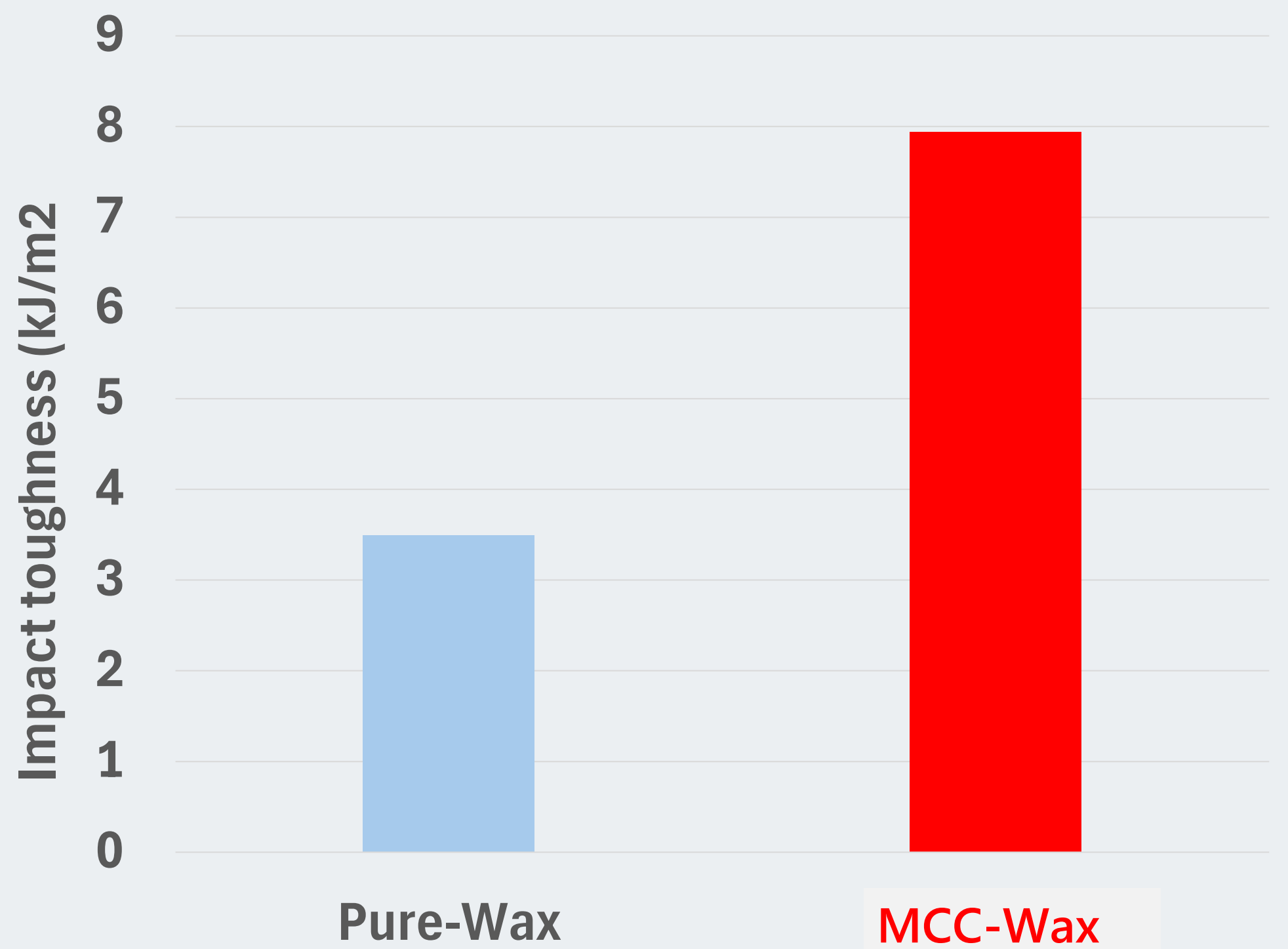
【製造可能サイズ】 応相談  
210\*×150\*×110mm \*繊維方向

# ハイブリッドロケット用燃料（開発品）

高強度、高推力なハイブリッドロケット用燃料を開発

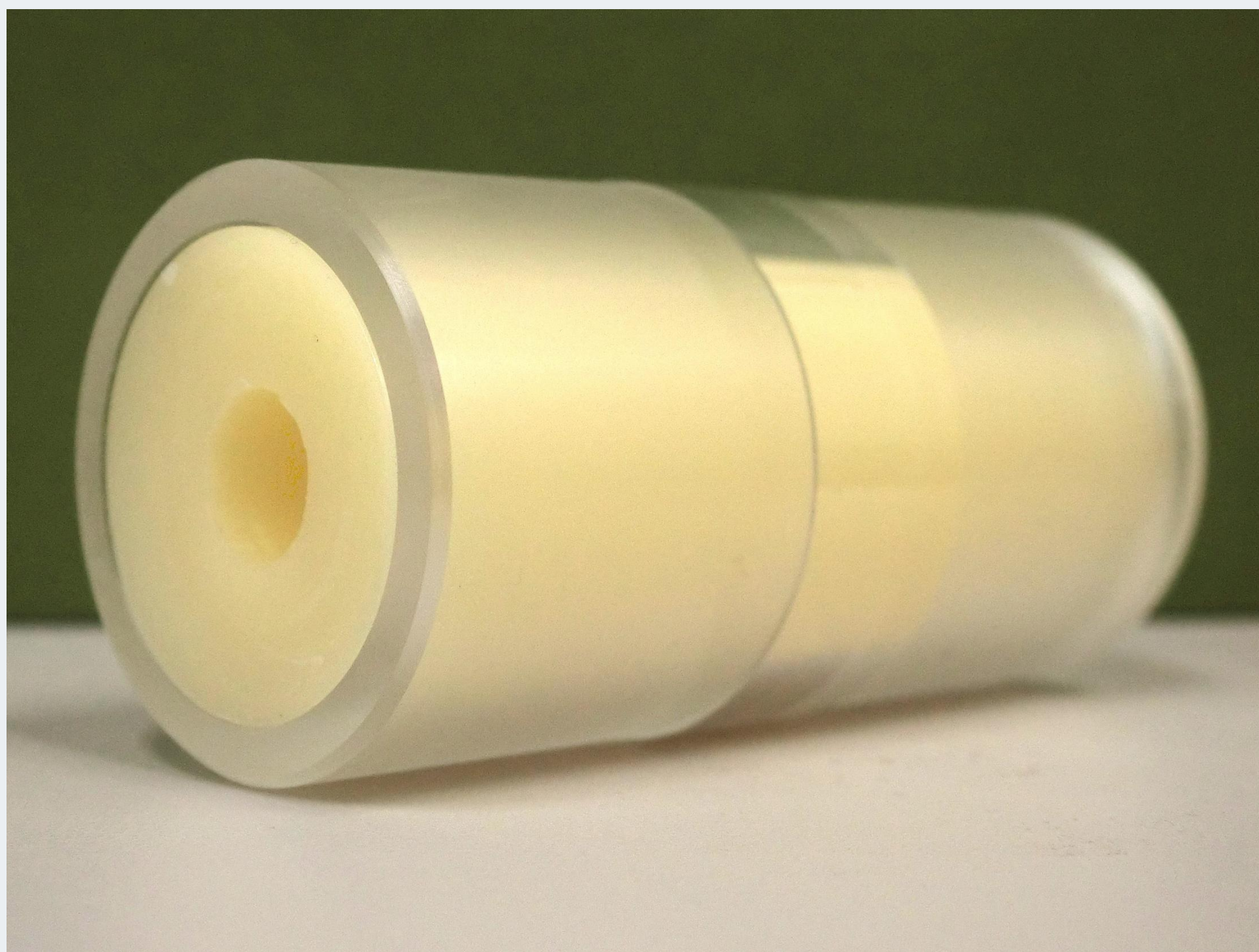


推力(燃料後退速度)

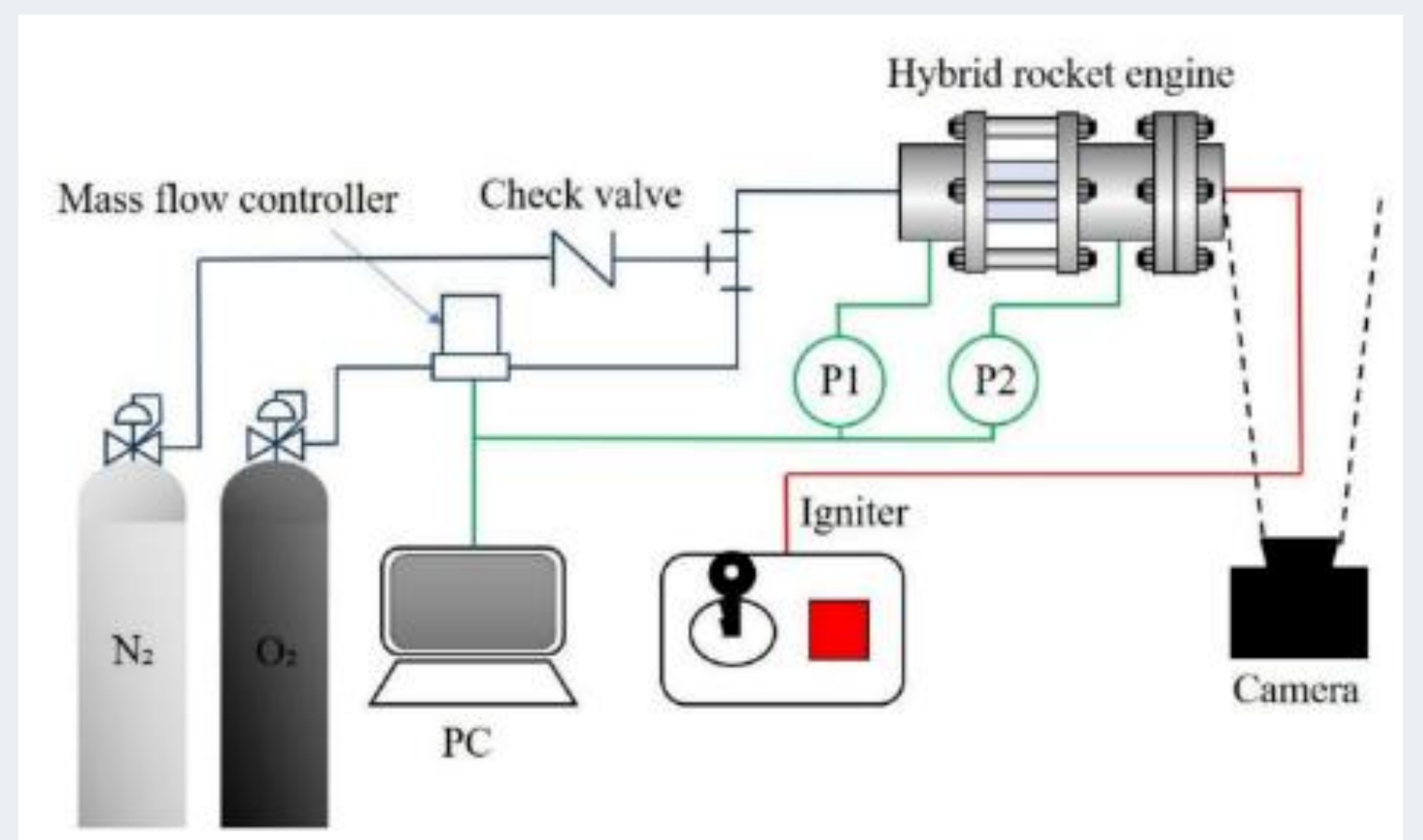


衝撃特性(平均靱性値)

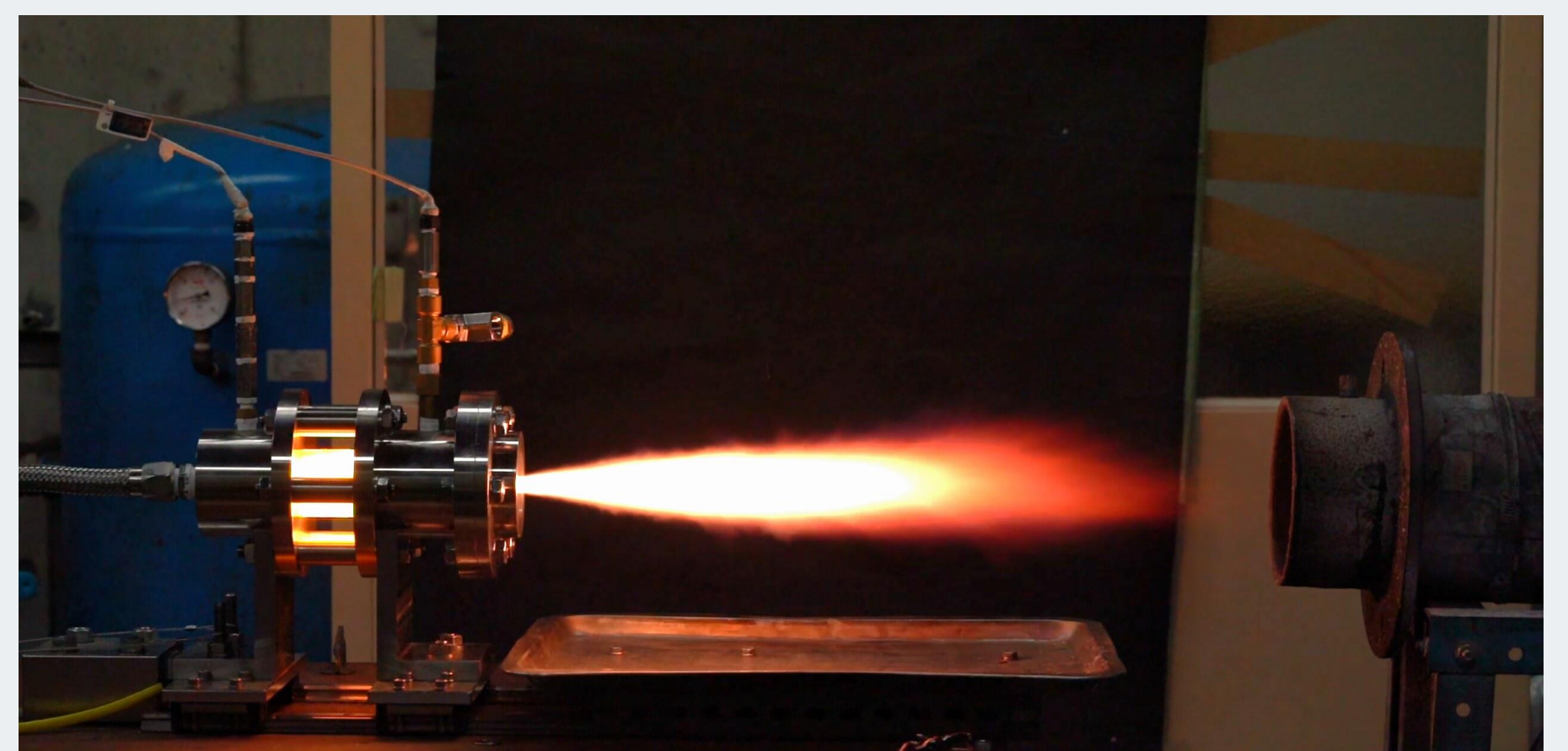
ワックスの高い推力を維持したまま、強度を2倍以上に



MCC-Waxサンプル外観



燃焼試験概要

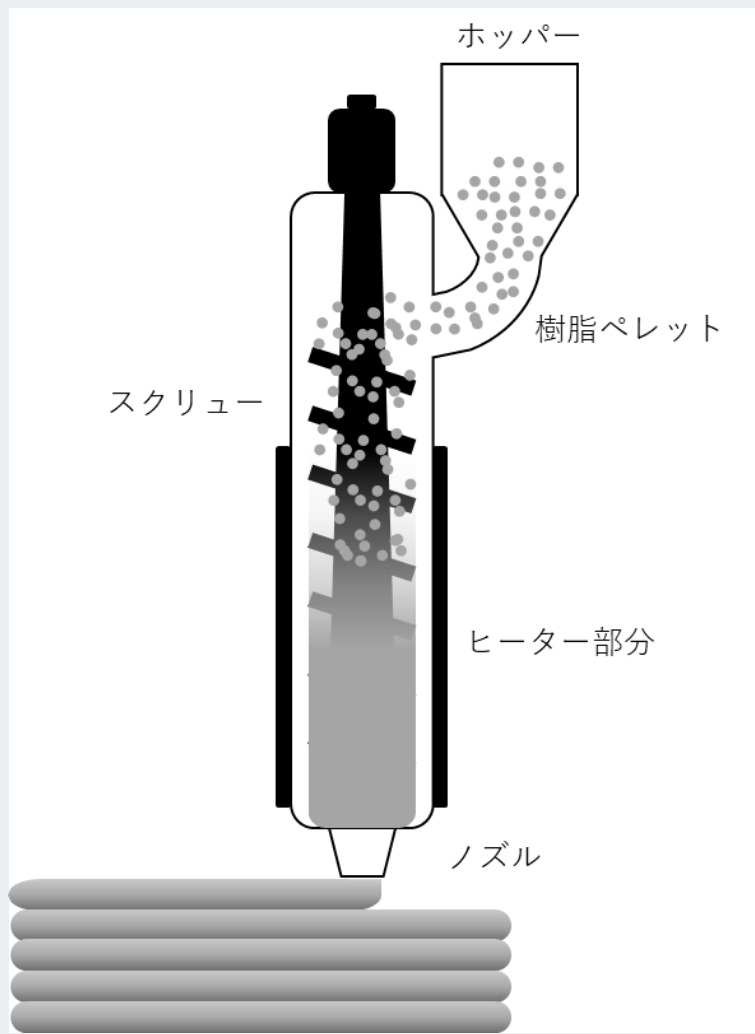


燃焼試験の様子

写真、図面提供：日本大学理工学部航空宇宙工学科様

# 宇宙向け3DP材料の提案

## Fused Granular Fabrication (FGF) 方式 3DP向け材料

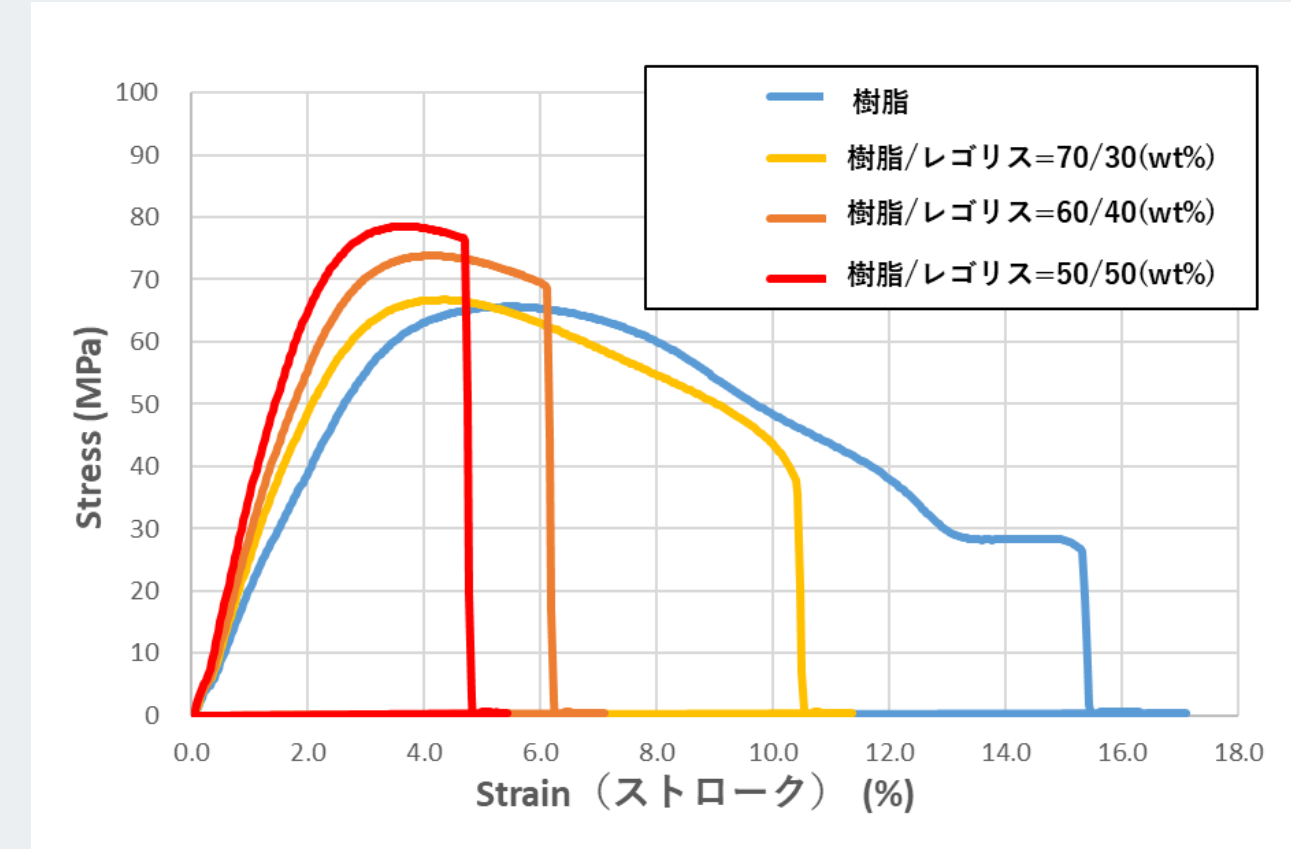


### Fused Granular Fabrication (FGF) 方式とは

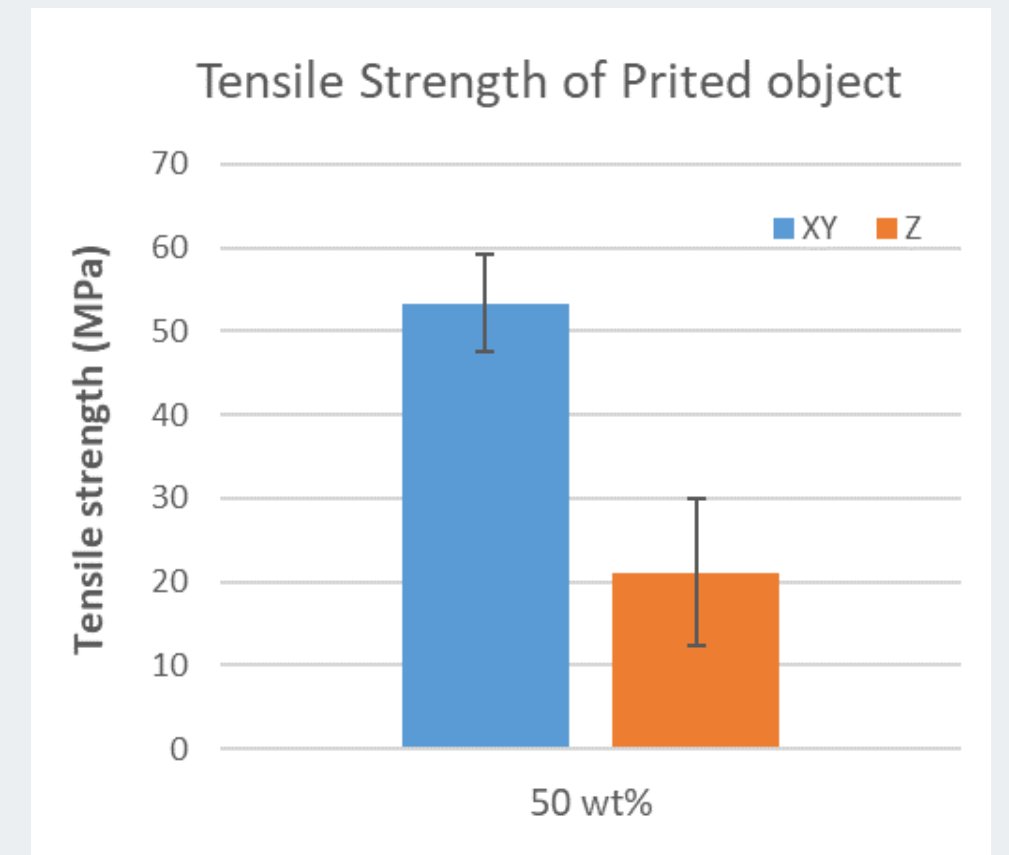
- ✓ Material Extrusionタイプの3DP方式の1つ
- ✓ ペレット押出機から直接吐出するため、大吐出量、大型造形が可能 (LFAM/LSAMとも呼ばれる)

### “月産月消”レゴリス含有樹脂材料

<射出品の引張試験結果>



< 3Dプリント品の機械強度 >



\*レゴリスシミュラントを使用

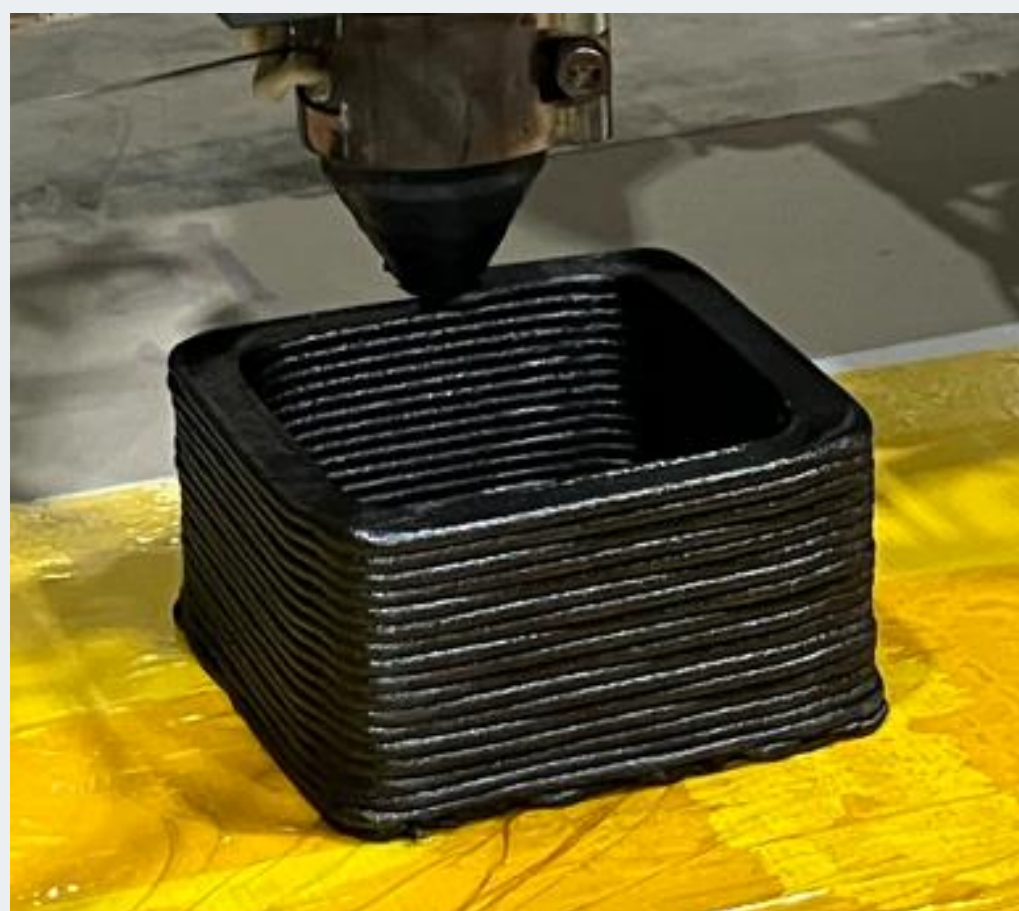
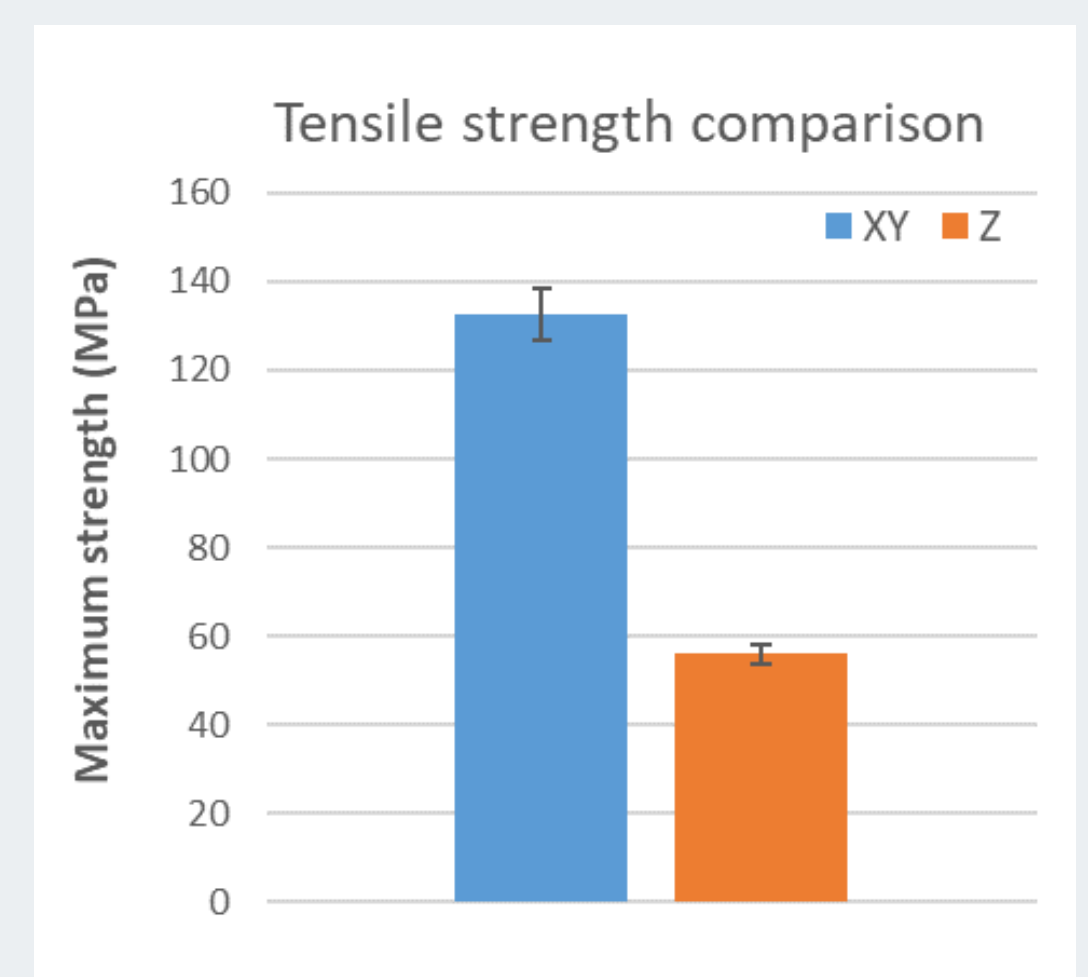


<造形条件>

- ノズル径：2mm
- 温度設定：～240℃

### 高耐熱 (PEI/CF) 材料

< 3Dプリント品の機械強度 >



<造形条件>

- ノズル径：8mm
- 温度設定：～390℃