

平成10年12月24日
航空宇宙技術研究所
宇宙開発事業団

極超音速飛行実験（HYFLEX）の回収失敗により取得できなかった
データに関する解析及び地上試験の結果について
（概要）

1. これまでの経緯

1. 1 極超音速飛行実験

極超音速揚力飛行に関する基本技術の取得を主たる目的とした極超音速飛行実験機（HYFLEX）は、平成8年2月12日にJ-1ロケット試験機1号機で打上げられた。J-1ロケットから分離されたHYFLEX実験機は予定どおりの滑空飛行を行い、飛行中の計測データをテレメトリで地上局等に送信した。滑空後の実験機は小笠原近海に着水したが、回収船が到着するまでの間に機体とフローテーションバッグ（浮き）を連結しているライザーが破断したため機体回収は失敗した。このため、飛行実験で取得を予定していた14項目のデータのうち、機体回収により取得することとしていた最高温度モニタデータ及び材料分析データの2項目の取得ができなかった（表1参照）。

1. 2 宇宙開発委員会及び技術評価部会での審議

技術評価部会における審議により、HYFLEXの機体システムは、着水までの間、正常に機能したことが確認され、HYFLEXの設計、製造、評価等の方向は適切であったと考えられるとされた。また、取得した12項目のデータの解析から、我が国としてこれまで飛行実験の経験の乏しい分野で、多くの知見を得ることができた、と評価された。

同部会の審議により、回収失敗で取得できなかった2項目のデータのうち、最高温度モニタデータは感温ラベルにより機体各部（252点）の最高到達温度を取得し、全機熱解析用温度データ（20点の時間履歴をテレメトリ計測）の空間分解能を補うことを主眼としたものであったが、飛行中の空力加熱分布を用いた全機熱解析によりテレメトリデータを再現することができれば、その欠落を補うことが可能であるとされた。また、材料分析データについては、アーク加熱器等を用いた地上試験により高温環境下の材料劣化の様子の評価はかなり可能であるとされた。

技術評価部会の報告を受けた宇宙開発委員会では、報告を了承するに当たり、

回収失敗による取得できなかったデータに関し、飛行データの解析、地上試験等で補うことができたかどうかについて、宇宙開発委員会に報告するようにとの指示がされた。

これを受けて解析及び試験を行い、その結果はそれぞれ平成9年7月17日及び平成10年12月21日に技術評価部会に説明した。

2. 飛行データに基づく解析及び地上試験の結果について

2. 1 最高温度モニタデータに関する解析について

2. 1. 1 解析の目的

H Y F L E Xの機体構造温度計測は、テレメトリによる温度履歴計測（20点：全機熱解析用温度計測と呼ぶ。その計測点配置は図1に示した。）及び感温ラベルによる最高温度の記録（252点：最高温度モニタと呼ぶ）からなる。後者は、全機熱解析用温度計測の空間分解能を補うことを主たる目的としたものであり、熱防護系が必要な性能を発揮しなかった際に生じる局所的な温度上昇を検出することを目的としたものであった。このデータの取得ができなかったため、それを用いた評価を補うものとして、次のような解析を進めた。

外部からの加熱条件を与え、加熱を受ける構造体の熱モデルに対して温度変化を推算することを、熱解析と呼ぶ。飛行中のH Y F L E Xに関し、飛行実験での経路データや空力加熱率の計測値などにに基づき機体表面の空力加熱率履歴を与えて熱解析を行い、その結果が全機熱解析用温度の飛行データと一致すれば、解析において想定していないような熱の流入や熱防護系の性能低下などが特に発生していなかったことが推定できる。

他の飛行データの解析からH Y F L E Xの熱防護系が所期の性能を発揮したと基本的に判断しているが、全機熱解析用温度データと熱解析結果の比較から、より高い確度でその確認を行うことが今回の解析の目的である。

2. 1. 2 解析手法

解析は、機体全体を一つの3次元モデルとして扱う「全体モデル解析」と機体の部分を詳細な2次元モデルとして扱う「部分詳細モデル」の2通りの方法を行った。それぞれの方法の概略と対象とした範囲などを表2に示した。また、モデルを図2に示した。

全体モデルによる解析は、機体全体の3次元的な熱の流れを計算流体力学（C F D）解析による表面空力加熱率分布と組み合わせて解析することを目指したものである。これに対し、部分詳細モデルによる解析は、形状を2次元近似し範囲を限定することにより、模擬度を高め、結果の精度上げることを目指したもので

2. 1. 3 解析結果

全体モデルによる機体表面温度解析結果の例を図3に示す。この結果で特徴的な点は、空力加熱率はノーズ先端から離れるに従って低くなるにもかかわらず、カーボン／カーボン複合材（C／C）製のノーズキャップとセラミックタイルの境界で温度の逆転が見られる。これは、C／Cとセラミックタイルの熱伝導率の差によって生じたものであるが、空力加熱の大きさは機体表面温度にも依存するため、このように熱解析とCFD解析を組み合わせることで推算精度を上げることができるのが機体全体を一つのモデルとして取り扱う熱解析の特長の一つである。

より精度の高い全体モデル解析は今後の研究課題であると考えられる。

部分詳細モデルを用いた解析の結果も、表3にまとめた。飛行データで温度上昇が大きかった計測点は、(TS12を除いて)部分詳細モデル解析と概ね一致していることから、解析で仮定していないような熱流入、即ち熱防護系の異常は発生していなかったと判断できる。

TS12は、2枚のエレポンに挟まれる機体後端部中央下部に位置するが、この位置は、現状のCFDでは空力加熱条件を適切に予測することが難しく、今回の部分詳細モデル解析から除外した。

部分詳細モデル解析結果と飛行データの時間履歴比較例を図4に示した。図4のノーズキャップ取付部周りの主構造部のTS01と03の温度履歴に関しては飛行データと概ね一致している。他の部位の時間履歴の比較では一致の程度が低いものもみられたが、差違の原因は解析では取り込むことができなかった要素や熱モデルに用いた物性値の誤差等で定性的または定量的に説明できるものであり、十分妥当な結果であると判断される。

2. 1. 4 まとめ

機体全体を一つの熱モデルとして扱う全体モデル熱解析は全般に飛行データよりかなり低い温度上昇しか示さず、これは、形状模擬の簡略化の影響などによると考えられる。一方、形状の模擬度を高めることにより局所的な温度変化に関し

てはより高精度が期待できる部分詳細モデルによる解析では、飛行データと概ね一致する結果を得た。このことから、解析で仮定したもの以外には大きな熱流入はなかったと推定され、熱防護系の損傷や性能低下などはあったとしても比較的小さかったと判断できる。

2. 2 材料分析データに関する試験について

2. 2. 1 試験の目的

H Y F L E Xにおいて予定していた材料分析の主たる目的は、それまでの開発試験では国内の設備の限界（供試体の大きさ）から取得ができていなかったデータ（複数タイルの境界やC/Cとタイルの接合界面などの損傷）を評価しようとするものであった。このため、宇宙往還技術試験機（H O P E - X）の開発試験の一環として実施される外国アーク風洞における加熱試験（30 cm角程度の供試体の試験が可能）の試験項目に損傷等の分析を追加して実施し、必要なデータを得ることとした。

2. 2. 2 試験の概要

この試験は、平成9年10月から11月にかけて仏国アエロスパシアル社のアーク風洞において実施された。この構造要素アーク加熱風洞試験のうちH Y F L E Xにも存在する複数タイル部及びC/Cとタイルの境界を模擬した供試体の試験について報告する。複数タイル試験用の供試体の概要を図5に示した。

試験条件は、H O P E - Xの飛行環境模擬を目標とし、加熱率及び総加熱量をH O P E - Xの飛行と一致させるように設定された。（同一供試体に、原則として3回繰り返して試験を行う。）本試験では、H Y F L E Xで行えなかった材料損傷評価のため、試験後の供試体を表4に示したような観点から評価した。

2. 2. 3 試験結果

〔複数タイル試験〕

試験後の供試体を図6に、試験状況のサマリを表5に示す。（試験後供試体の表面の変色については、分析の結果、銅の酸化物であり、アーク風洞の電極からの飛散であると推測される。変色部について、表面輻射率の計測を行ったところ、付着無しでの計測結果と同程度であり、試験結果に特段の影響を与えてはいないものと考える。）

1回目の加熱において、タイルのエッジ部において、熱電対を埋設したことに伴う局所的な過加熱が原因と推測される破損が生じたが、破損に対する補修を施

して、2, 3 回目の加熱を行ったところ、補修施工部位も含め、損傷・異常等は見られずに、正常に試験を遂行できた。

本試験に関する評価を表 6 に示す。

[C/C-タイル試験]

本試験においては、試験の再現性を考慮し、上記の加熱試験を（試験スケジュールの関係で3回ではなく）2回繰り返して実施した。試験後の供試体を図 7 に、試験状況のサマリを表 7 に示す。

1, 2 回目の加熱ともに、C/C 部に当初からみられた局所的な突起部の耐酸化コーティング及びその直下の C/C 基材に損傷が生じた（図 8）以外には、損傷・異常等は見られずに、正常に試験を遂行できた。

本試験に関する評価を表 8 に示す。

2. 2. 4 まとめ

HYFLEX回収機体にて計画していた熱防護材の材料分析を補う観点から、本試験で得られた知見を以下に整理する。

- ・実大タイルユニットで、熱収縮等の有害な変形を生じないことが確認された。
- ・複数タイルユニット間で、有害な干渉（熱膨張に伴う衝突）等によるタイル破壊等を生じないことが確認された。
- ・タイル隙間部の加熱履歴データが得られた。
- ・タイルの角部やギャップ内側壁部にて、過度の局所加熱やそれに伴う損傷が生じないことが確認された。
- ・C/C-タイル間のギャップフィラーの加熱負荷に対する素材の耐熱性が確認された。
- ・C/C-タイル間のギャップフィラーが、気流侵入防止及び加熱負荷に対する断熱機能を有効に果たし得ることが確認された。
- ・熱電対埋設等の局所的な処置が施された場合には、埋設部等の表面処理状況によっては損傷に至る可能性もあるため、熱電対施工等の一般部と異なる処置を施す場合には、処置後の状態が健全であることを十分に確認する必要がある。
- ・局所的な供試体形状の変化（突起等）が C/C の表面コーティング損傷を誘起することが示された。本件は製作時の表面精度管理により対処可能である。

この結果、複数タイル間のインターフェース部、C/C とタイルという異種熱防護材間のインターフェース部において、加熱負荷時に大きな問題を生じないことが、HYFLEXフライト環境よりも厳しい（総加熱量が大きい）HOPE-Xフライト相当の条件下で確認された。

表1 HYFL EXのデータ項目

項 目	目 的
地上レーダによる 追尾データ	飛行が正常であったことを定量的に評価するため及びデータ解析のための飛行経路再現のため。 また、次項の慣性センサによる航法データの補正のためにも必要。
搭載慣性センサユニットによる航法・姿勢データ	飛行中の機体の、位置、速度、加速度、姿勢、姿勢の変化等を知るため。 飛行中の空力特性を逆算し、風洞試験やCFD解析と比較するため。
空力加熱推算用温度データ	ノーズキャップやエレポン表面を含む機体表面の空力加熱率を推算するため。
熱防護系評価用温度データ	熱防護系の性能を定量的に評価するため。
全機熱解析用温度データ	熱防護系で保護された主構造内の熱伝達を推定する熱モデルの検証のため。
エアデータセンサ 圧力データ	①飛行中の対気姿勢等の情報を得ることができる極超音速エアデータシステムの技術的可能性を検証するため。 ②空力加熱や空力的な力の評価（無次元係数化）のための基準となる淀み点圧力を計測するとともに大気の状態（温度、圧力等）を推定するため。
リアクションコントロールシステム 干渉圧力データ	大気圏内飛行中のRCSスラスト周りの機体表面圧力が、ガスジェットのon/offによって変化するいわゆるRCS干渉に関する基礎データを取得するため。
一般部圧力データ	機体の後端面やエレポン上流側機体下面を含む機体表面圧力を風洞試験／CFD結果の比較検証のため。
ヒンジモーメント データ	エレポンのヒンジモーメント履歴を計測し、風洞試験結果との比較検討を行うため。
機体構造歪データ	極超音速飛行中などに、温度などの原因で主構造に予期し得ない歪が生じていないことを確認するため。
リフレクトメータ データ	高速で大気圏内を飛行する機体周りのプラズマは電波を透過しない（しにくい）性質があるが、リフレクトメータは、機体から放射した電波のプラズマからの反射を計測することにより、プラズマ電離度等の実在気体効果に関する基礎データを得るとともに、プラズマによるブラックアウト現象を調べるため。
バス系データ	飛行中の搭載機器が正常に機能していることを確認するため。
機体各部の最高温度 モニタデータ	感温ラベルの変色から、飛行中の最高温度の分布を知り、全機熱解析用温度データの空間分解能を補完する。
回収機体の材料分析 データ	カーボン／カーボン及びセラミックタイルの分析（電子顕微鏡観察、EPMA等）により、酸化、熱変成の有無等を認する。

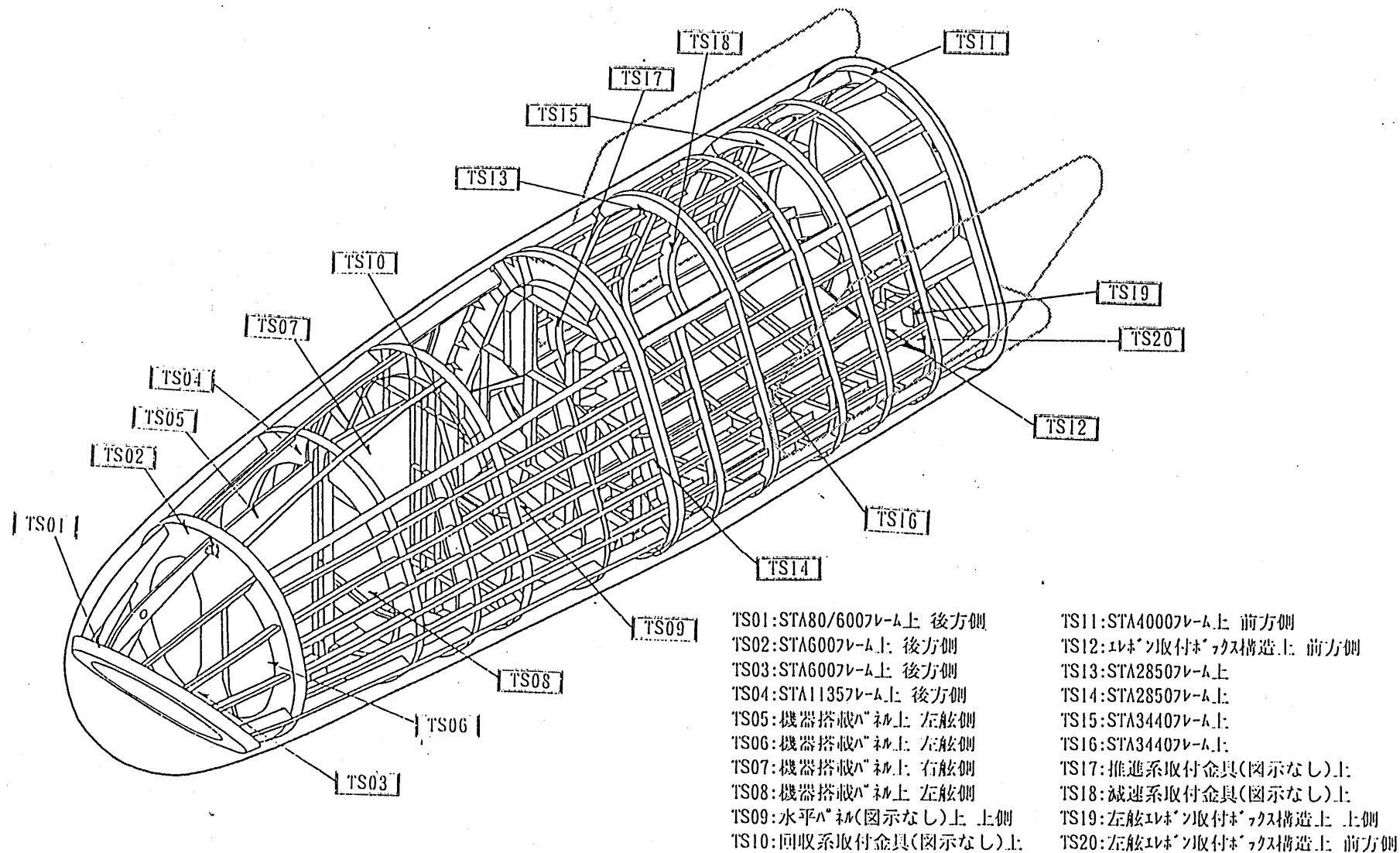


図1 全機熱解析用温度計測点 (テレメトリ計測)

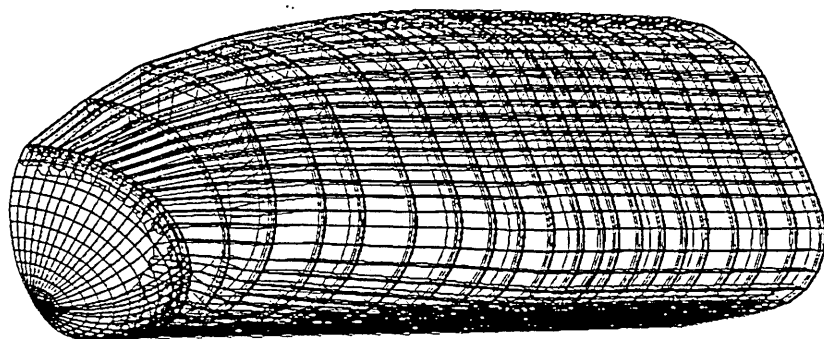
表 2 解析に用いたモデルの概略

モデル	範囲	モデルの概略 〔（ ）内は無視、省略した点など〕	モデル図
全体モデル	機体全体	ノーズキャップ、タイル、可撓断熱材、アルミスキン、ストリンガー、フレーム等を3次元的に模擬。空力加熱分布をCFD解析で与え、表面温度履歴を加熱率計算に反映。（安定翼及びエレボンは省略。ノーズキャップからの輻射は無視。）	2 (1)
部分詳細モデル	ノーズキャップ周り	ノーズキャップ取付部周辺の機体を軸対称形状でモデル化。 ノーズキャップ取付金具からの伝導輻射及びノーズキャップキャップ背面からの輻射を模擬。加熱分布及び熱計算は3次元（非軸対称）。	2 (2)
	エレボン取付部	エレボン取付部をヒンジ軸に直角な面内で2次元的に模擬。エレボンからの輻射、下面タイルからの熱伝導を考慮。（エレボンヒンジ金具からの伝導は無視。）	2 (3)
	胴体上下面	温度計測点周辺のタイルまたは可撓断熱材、SIP、アルミスキン、ストリンガー、ロンジロン等を模擬。フレームは2次元であるが、ストリンガー、ロンジロン等は1次元モデル。（加熱分布は1次元。）	2 (4)

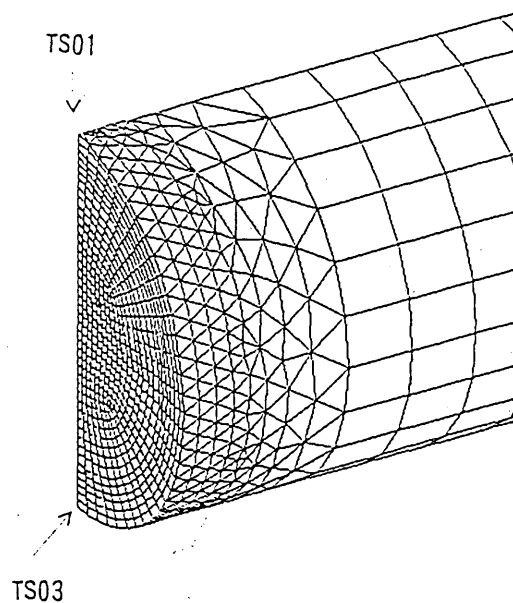
表 3 飛行データと解析結果の温度比較（分離から400秒後）

位置	温度上昇(K)				位置	温度上昇(K)			
	飛行データ	全体モデル解析	部分モデル解析	履歴の比較		飛行データ	全体モデル解析	部分モデル解析	履歴の比較
TS01	2	0.6	4	図 4	TS11	0	-0.3	0	
TS02	0	-0.1	0		TS12	43	0.8	—	
TS03	7	0.1	8		TS13	0	-0.5	0	
TS04	-1	-0.2	0		TS14	5	0.8	5	
TS05	1	-0.3	—		TS15	-1	-0.4	0	
TS06	1	0.8	—		TS16	9	0.8	6	
TS07	2	-0.2	—		TS17	0	0.1	—	
TS08	1	0.8	—		TS18	0	0.1	—	
TS09	1	0.8	—		TS19	15	0.8	7	
TS10	0	-0.3	—		TS20	32	0.8	22	

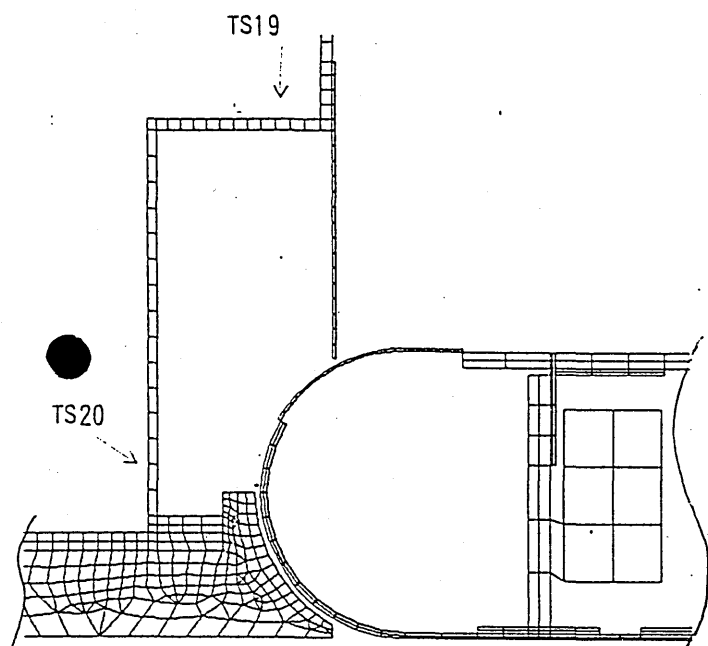
注：飛行データの分解能は約1K。そのため、解析結果の小数点以下の意味は低い、全体モデル解析では変化の絶対値が小さいため小数点以下1位まで示した。



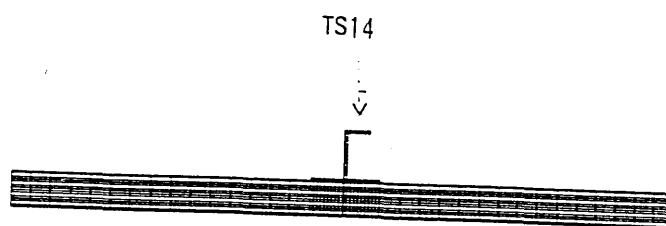
(1) 全体モデル



(2) 部分詳細モデル（ノーズキャップ取付部周り）



(3) 部分詳細モデル（エレボン取付部）



(4) 部分詳細モデル（胴体下面）

図2 解析熱モデル

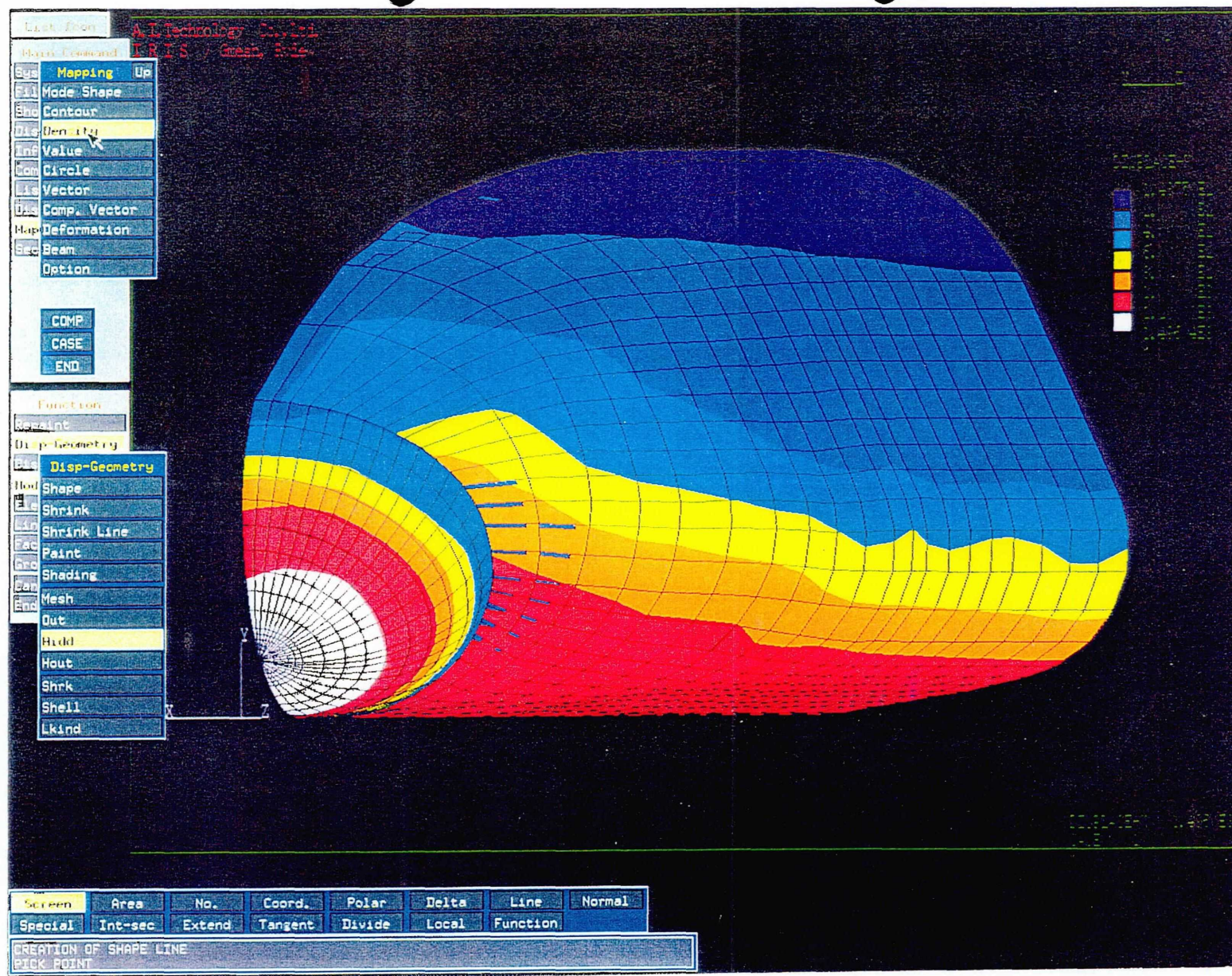


図3 全体モデル解析とCFD解析を組み合わせた機体表面温度分布計算結果の例

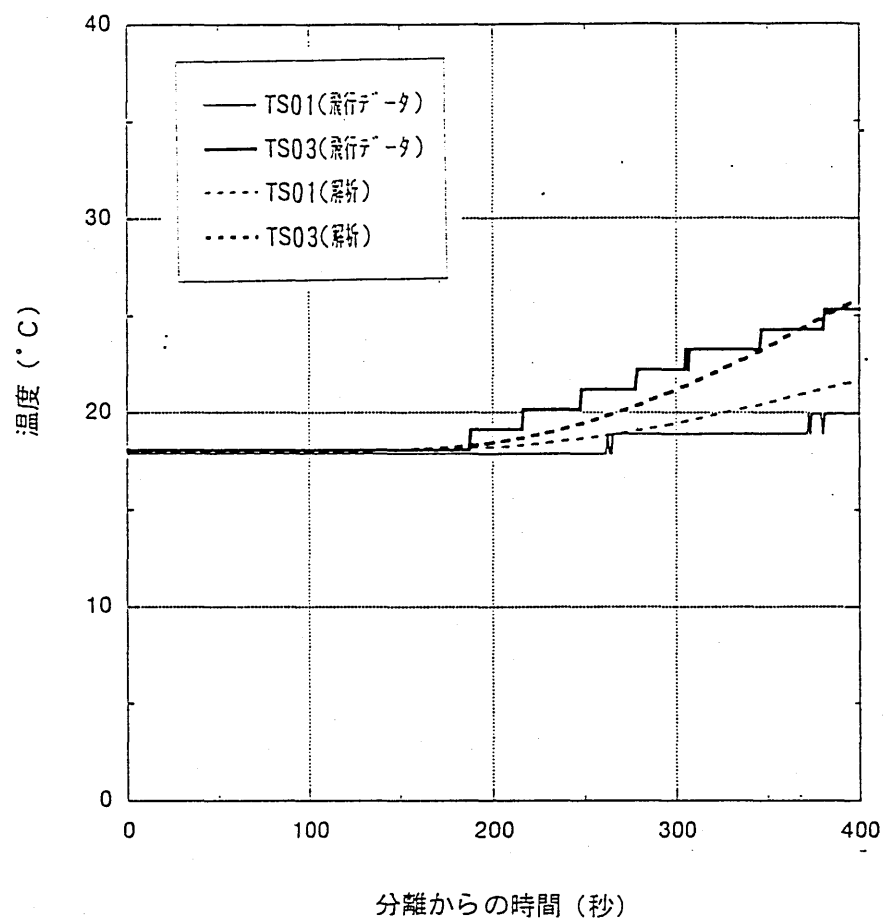


図4 部分詳細モデル解析による温度履歴と飛行データの比較例

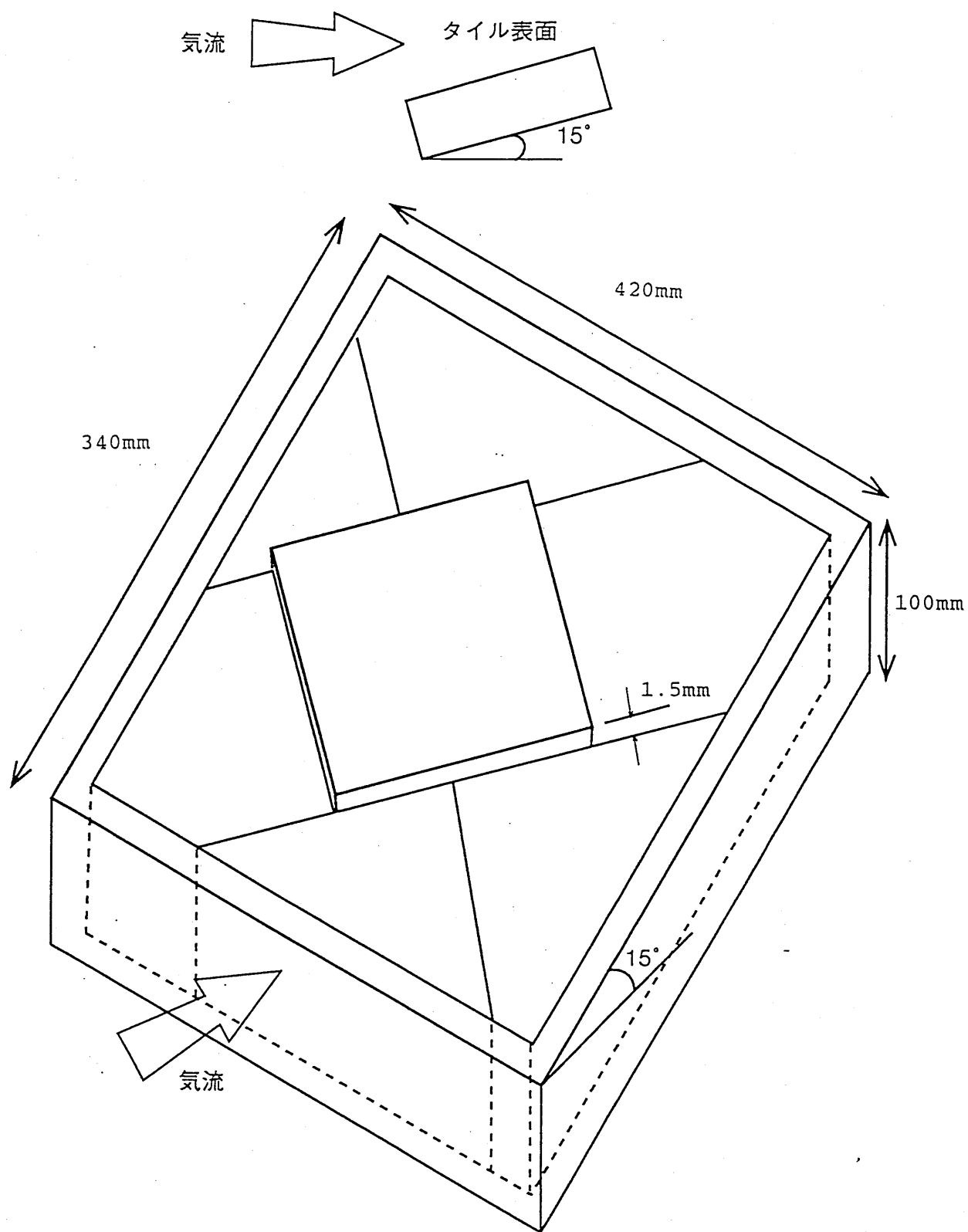


図 5 複数タイル試験用供試体概要

- ・ 所定の加熱率に対し許容温度内であること
- ・ 断熱性が要求以上であること
- ・ タイル隙間付近に過度の局所加熱領域がないこと
- ・ 試験後、損傷が見られないこと
- ・ 試験後、累積収縮量が許容値以下であること
- ・ 試験後、ギャップフィラーに損傷がないこと

表 4 アーク風洞試験後の評価項目

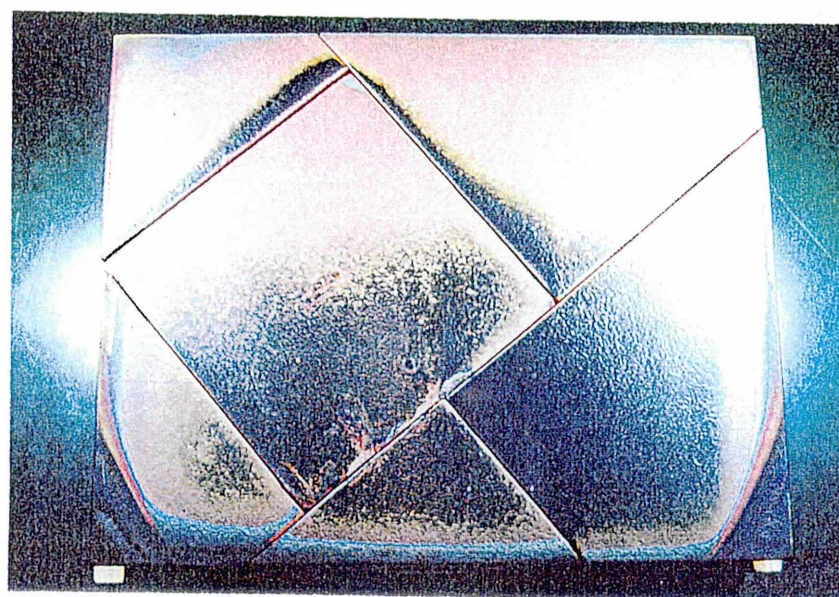


図 6 加熱試験後の複数タイル試験供試体
(幅420mm×長さ340mm)

Run	加熱時間	T/C 最高温度			最大表面 加熱率	目標 加熱率
		タイル表面	SIP 表面	AI 構造		
1	1101 秒	1200℃	181℃	97℃	230.7kW/m2	244kW/m2 (+0,-20%)
2	1285 秒	1195℃	193℃	104℃	227.6kW/m2	
3	1285 秒	1180℃	199℃	103℃	218.5kW/m2	
Run1：加熱開始 1101 秒後に中央 T ギャップ部が局所的に破損した。 →T/C 埋設したタイル角部の局所的な過加熱（試験後に補修を実施） Run2：損傷、異常等は見られなかった。 Run3：損傷、異常等は見られなかった。						

表 5 複数タイル試験状況サマリ

評価項目	評価結果
タイル隙間付近に過度の局所加熱領域がないこと	タイル隙間内においても加熱負荷は存在しているが、一般のタイル表面を上回るような大きな加熱・温度上昇は見られない。 また、隣接するタイル間の段差について、気流に対して forward facing step になる場合は、一般部より加熱率が高まることが予測されていたが、加熱・温度上昇は許容範囲内であり問題ない。 1 回目の加熱時の局所的な過加熱は、タイル角部へ熱電対を埋設施工した際の処置状況（材料、局所形状）に原因があると推定される。 熱電対施工等の一般部と異なる処置を施す場合には、その処置後の状態が健全であることを十分に確認する必要がある。 隙間部の加熱状況を図 9 に示す。
試験後、損傷が見られないこと	上記の損傷補修部を含め、タイル表面や角部、隙間部側壁等にも損傷は見られない。 また、組成変化や微細構造の変化も見られず、健全性を保持している。 微細構造の状況を図 10 に示す。
試験後、累積収縮量が許容値以下であること	タイル寸法の収縮は、 面内には 0.1mm 程度、 高さ方向には 0.2mm 程度 であり、過度な収縮は見られない。

表 6 複数タイル試験評価結果

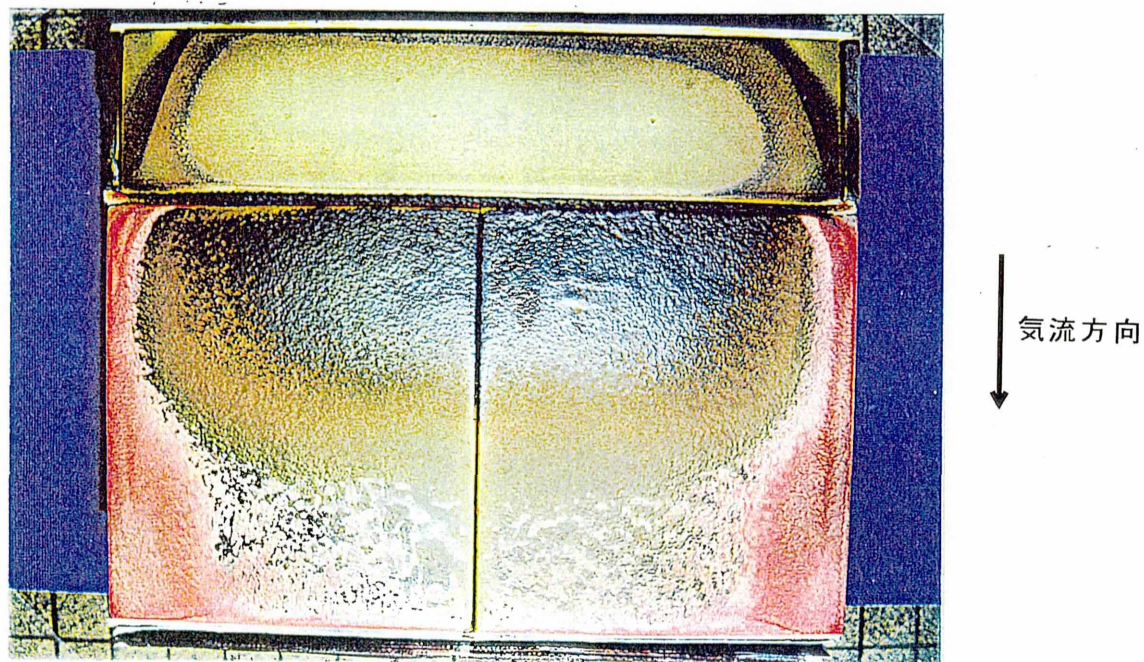


図 7 加熱試験後の C / C - タイル試験供試体
(幅 420mm × 長さ 340mm)

Run	加熱時間	T/C 最高温度			最大表面 加熱率	目標 加熱率
		C／C 表面	タイル表面	AI 構造		
1	1285 秒	1133℃	1190℃	308℃	226.7kW/m2	244kW/m2 (+0,-20%)
2	1285 秒	1158℃	1180℃	300℃	220.1kW/m2	
Run1：C／C 取付金具部の AI 構造が 300℃程度に上昇（金具を通しての熱伝達と推測）。						
Run2：損傷、異常等は見られなかった。						

表 7 C / C - タイル試験状況サマリ

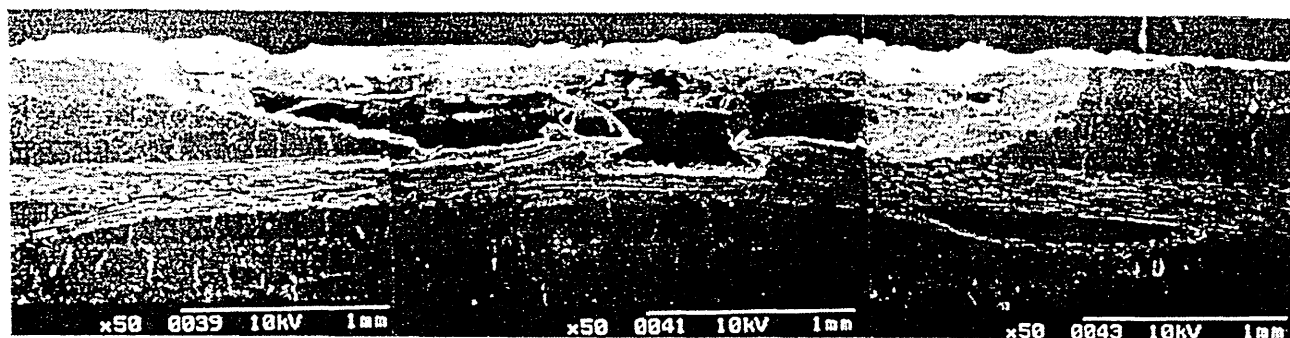


図 8 C/Cの局所突起部でみられた損傷

評価項目	評価結果
C/C-タイル隙間付近に過度の局所加熱領域がないこと	ギャップフィラーを挿入していたが、気流に曝されるフィラーの外表面部は、タイル等の一般表面部と同等の加熱であった。ギャップフィラー内の温度上昇は、タイル間ギャップ（ギャップフィラー無）に比べても、同等以下であった。
試験後、損傷が見られないこと	C/C供試体製作時に極めて局所的な突起が生じていた部位に関して、耐酸化コーティングに損傷が生じ、その直下のC/C基材に損傷が達した。損傷部の状況を図14に示す。 上記の局所損傷を除き、全般的には損傷しておらず、耐酸化コーティングの膜厚も減少は見られない。
試験後、ギャップフィラーに損傷がないこと	加熱気流に曝される最表面部では若干の脆化による毛羽立ちが見られるものの、C/C-タイル間に挟まれている部分では柔軟性等に変化はなく健全な状態を保持している。

表 8 C/C-タイル試験評価結果