

卒業論文

宇宙往還機断熱タイルの輻射・熱伝導連成解析

1 p ~ 58p 完

平成 15 年 2 月 7 日提出

指導教官 泉 聡志 講師

10228 渡邊文章

目次

第 1 章 序論	4
1 . 1 研究の背景	5
1 . 1 . 1 宇宙往還機	5
1 . 1 . 2 断熱タイル熱解析における問題点	5
1 . 1 . 3 輻射・熱伝導連成解析プログラム	6
1 . 2 研究の目的	7
1 . 3 構成	7
第 2 章 実験	8
2 . 1 実験方法	9
2 . 1 . 1 実験装置	9
2 . 1 . 2 試験片	9
2 . 2 実験条件	16
2 . 3 実験結果	17
2 . 4 考察	23
第 3 章 解析	25
3 . 1 解析方法	26
3 . 2 輻射に関する材料定数の決定	27
3 . 3 解析条件	30
3 . 4 解析結果	31
3 . 5 考察	37
第 4 章 HYFLEX TPS 解析	42
4 . 1 HYFLEX	43

4 . 1 . 1	超音速飛行実験	43
4 . 1 . 2	熱防護系 (Thermal Protection System, TPS)	43
4 . 1 . 3	フライトデータ	44
4 . 2	輻射・熱伝導連成解析	45
4 . 2 . 1	解析条件	45
4 . 2 . 2	解析結果	47
4 . 3	考察	48

第 5 章 結論 49

5 . 1	結論	50
5 . 2	展望	50

付録 51

輻射輸送方程式	51
---------	----

参考文献 55

あとがき 56

謝辞	57
----	----

第 1 章 序論

第1章 序論

1.1 研究の背景

1.1.1 宇宙往還機

現在、情報・通信、地球観測、宇宙科学などの分野で宇宙利用はなくてはならないものとなっている。また、観光や映画・コマーシャルの撮影などエンターテインメントの分野での利用も期待されており、人類の宇宙利用はよりいっそう広がっていくと考えられる。しかし、その宇宙利用の拡大の大きな障害となっているのが運用コストの問題である。現在主流である使い捨て型ロケットを用いた宇宙輸送では、地球上空数百 km の低軌道までの運用コストが非常に大きなものになってしまう。この運用コストを低減するために、燃料の補給と機体の整備をすれば何度でも使用できる再使用型の宇宙往還機を開発する必要がある。

1.1.2 断熱タイル熱解析における問題点

宇宙往還機は大気圏に再突入する際非常に大きな空力加熱を受ける。空力加熱とは、高速気流がせき止められた際に気体のもつ運動エネルギーが熱エネルギーに変換される現象である。スペースシャトルを例にとると、大気圏に再突入する際の速度はマッハ数 25 程度であり、機体表面の温度は約 1200 °C にも達する。宇宙往還機の機体外板に用いられるアルミニウム合金の使用限界温度は 150 °C 程度であるので、機体外板は常に 150 °C 以下に保たなければならない。そのため、宇宙往還機の表面は熱防護系(Thermal Protection System, TPS)で覆われる。

この熱防護系のうち主に機体下面などで用いられる断熱タイルは、シリカファイバを固めて作られた多孔質材料で、空隙率が 90% 以上のものである。そのため、タイルの伝熱は固体(ファイバ)の熱伝導、タイル内の空気熱伝導、輻射による伝熱の組み合わせとなったものとなる。特に宇宙往還機的设计上問題となる高温での伝熱においては、材料内部のファイバの散乱、吸収による輻射伝熱の影響が支配的となる。

通常の熱解析では、熱物性試験などで得られた熱伝導率を用いた熱伝導解析が行われるが、この場合、輻射の効果は熱伝導率への間接的な影響として反映されるに過ぎない。実際、この種の熱伝導解析では解析結果は実験データと比較すると十分でない場合が多い。したがって、宇宙往還機熱防護系の設計において高い構造健全性と軽量化を実現するためには、輻射を含めた伝熱メカニズムに基づいた解析手法による熱解析を行う必要がある。

1.1.3 輻射・熱伝導連成解析プログラム

以上の問題点から、中村・塩崎らは輻射輸送方程式と熱伝導方程式を直接連成させた一次元有限要素法プログラムを開発した。

輻射と熱伝導の連成問題では輻射輸送方程式と熱伝導方程式が基礎方程式となる。

輻射輸送方程式(Radiative Transfer Equation)は、付録で示すとおり、

$$\frac{\mu}{K_e} \frac{dI(x, \mu)}{dx} = -I(x, \mu) + \frac{\omega}{2} \int_{-1}^1 I(x, \mu') d\mu' + (1 - \omega) I_b(T) \quad (1.1)$$

と表される。ここで、座標系は図 1.1 に示すとおりである。 $I(x, \mu)$ は位置 x における θ 方向 ($\mu = \cos \theta$) への輻射強度、 K_e は減衰係数(m^{-1})、 ω は減衰に占める散乱の割合を表すアルベド、 $I_b(T) = I_b(T(x)) = n^2 \sigma T(x)^4 / \pi$ は黒体輻射関数で、 n は屈折率、 σ はステファン・ボルツマン定数である。 K_e 、 ω は方向性をもたないものとする。なお、断熱材は灰色体と仮定する。

熱伝導方程式は

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} - q_r \right) \quad (1.2)$$

ただし、

$$q_r(x) = 2\pi \int_{-1}^1 \mu I(x, \mu) d\mu \quad (1.3)$$

である。 T は温度(K)、 t は時間(s)、 ρ は密度(kg/m^3)、 c は比熱(J/kgK)、 λ は熱伝導率(W/mK)である。式(1.3)により輻射輸送方程式(1.1)と熱伝導方程式(1.2)を連成する。

中村らの作成した輻射・熱伝導連成解析プログラムは、これらの基礎方程式に有限要素法を適用したものである。このプログラムについては塩崎の論文[1]に詳しい記述がある。

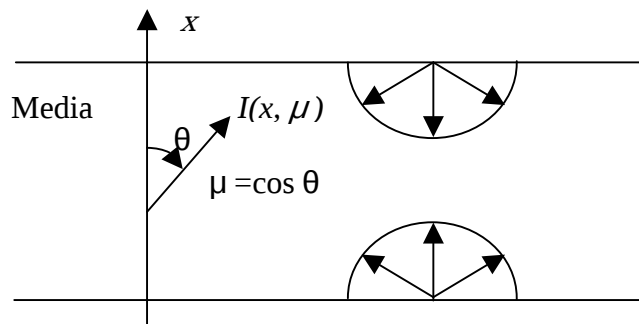


図 1.1 一次元輻射伝熱の系

1.2 研究の目的

上記の輻射・熱伝導連成解析プログラムを用いて熱解析を行うには、解析対象である断熱材の伝熱に関する材料定数が必要である。しかしながら、それらの材料定数を示す実験データが存在しないため、このプログラムによる解析は材料定数をパラメータとしたパラメトリック解析にとどまった。[1]

そこで本研究は以下の3点を目的として行った。

1. 航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の宇宙往還技術試験機 HOPE-X 用に開発された低密度タイルの加熱実験を行い、その実験データから材料定数を決定する。
2. 得られた材料定数を用いてこの低密度タイルの輻射・熱伝導連成解析を行い、実験・解析の妥当性・問題点を明らかにする。
3. 航空宇宙技術研究所が 1996 年に行った超音速飛行実験機 HYFLEX の熱防護系 (TPS) を対象にした輻射・熱伝導連成解析を行い、フライトデータと比較・検討する。

1.3 構成

本論文の構成は以下のとおりである。

第1章序論では、研究の背景について説明し本研究の目的を示す。

第2章実験では、断熱タイル試験片の加熱実験について述べ、実験結果について考察する。

第3章解析では、実験結果と考察から輻射に関する材料定数を決定したことについて説明し、試験片の系の輻射・熱伝導連成解析について述べる。

第4章 HYFLEX TPS 解析では、HYFLEX について説明し、HYFLEX TPS の解析について述べる。

第5章結論では、第2, 3, 4章での考察から導く本研究の結論を述べる。

第 2 章 実験

第2章 実験

本章では、断熱タイル試験片の加熱実験について述べる。

2.1 実験方法

2.1.1 実験装置

図 2.1 は実験装置全体のシステムである。

実験は、空気の影響を排除するためにステンレス製の円筒形真空チャンバー内で行った。チャンバー内はロータリーポンプとターボ分子ポンプで排気し、 10^{-6} Torr オーダーの真空度にした。チャンバー内には水冷式のステンレス製試料ホルダーがあり、この試料ホルダーに治具を用いて試験片を固定する。試料ホルダーは上下方向に可動となっている。

加熱装置にはサーモ理工製の赤外線導入加熱装置を使用した。この装置は赤外線ランプ光を石英棒を通すことで束状にして照射するものである。図 2.2 のように赤外線導入部と試験片上面との距離は 3 mm とし、その間に手動で開閉出来るシャッターを設置した。加熱熱量はコントローラで制御する。図 2.3 はコントローラの制御パラメータ(%)と照射熱量の関係である。図 2.3 は制御パラメータの読みが 10,20,30,40,50,60,70,80%のときの試験片上面の位置、つまり赤外線導入部から 3 mm の位置での熱流束をガルドンゲージ(Vatell 製)で図 2.4 のようにして 3 回ずつ測定し、結果に最適な二次関数を当てはめたものである。この曲線に従って所定の加熱量を与え、シャッターを照射開始と同時に開き、照射終了と同時に閉じることで図 2.5 のようなステップ状の加熱を可能にした。

測定装置として、試験片内の温度を測るために熱電対と、試験片下面の温度と輻射熱流束を測るために熱電対付き輻射センサ(Captec 製、厚さ 0.4mm、直径 14mm、感度 $0.921 \mu V/(W/m^2)$)を使用した。

表 2.1 は実験装置の主要仕様である。

2.1.2 試験片

試験片は、宇宙開発事業団と航空宇宙技術研究所の宇宙往還技術試験機 HOPE-X 用に開発された低密度タイルから切り出したものである。組成はシリカ(SiO_2)とアルミナ(Al_2O_3)の混合物である。図 2.6 はこの試験片を 800 倍で撮影したものである。この図に表れているように試験片材料は直径数 μm の繊維を固めた空隙率 90%以上の多孔質材である。試験片の形状は直径が 14 mm の円柱で長さが 20 mm、25 mm、30 mm、40 mm の 4 種類のものを使用した。この試験片を図 2.7 のような治具で Captec 製輻射センサが下面にあたるように固定し、まわりを図 2.8 のように試験片と同一素材の円筒で囲った。

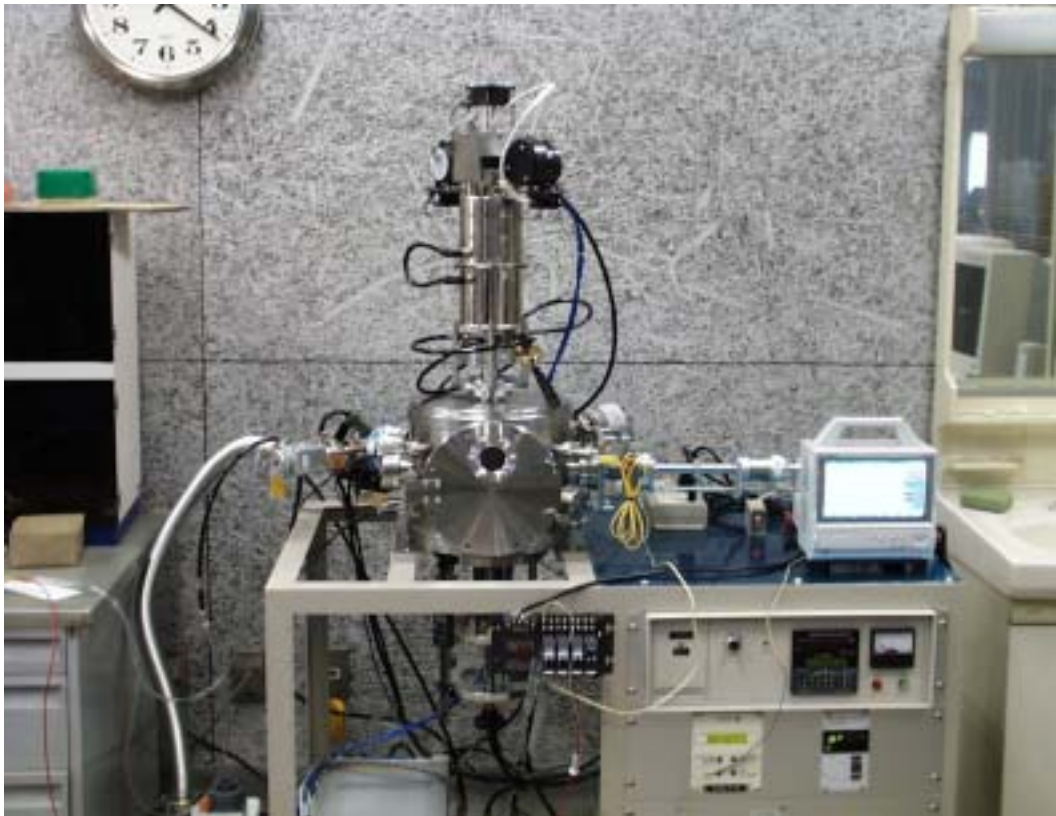


図 2.1：実験装置全体の写真

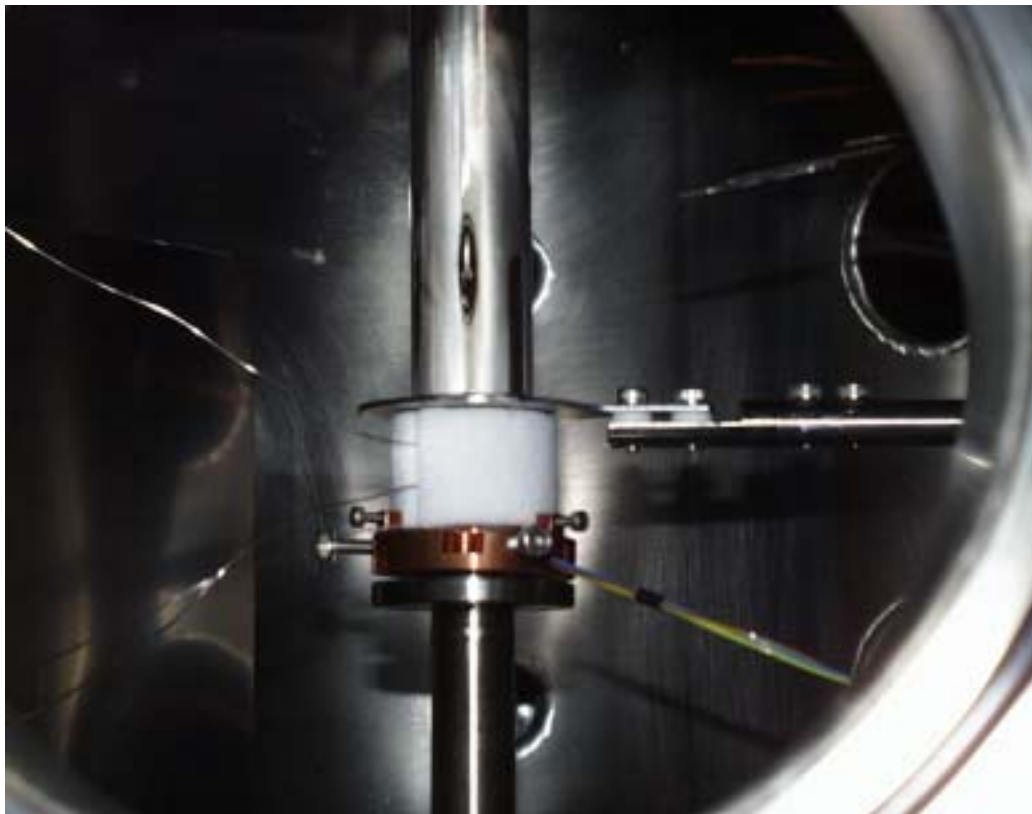


図 2.2：赤外線導入部と試験片の間のシャッター

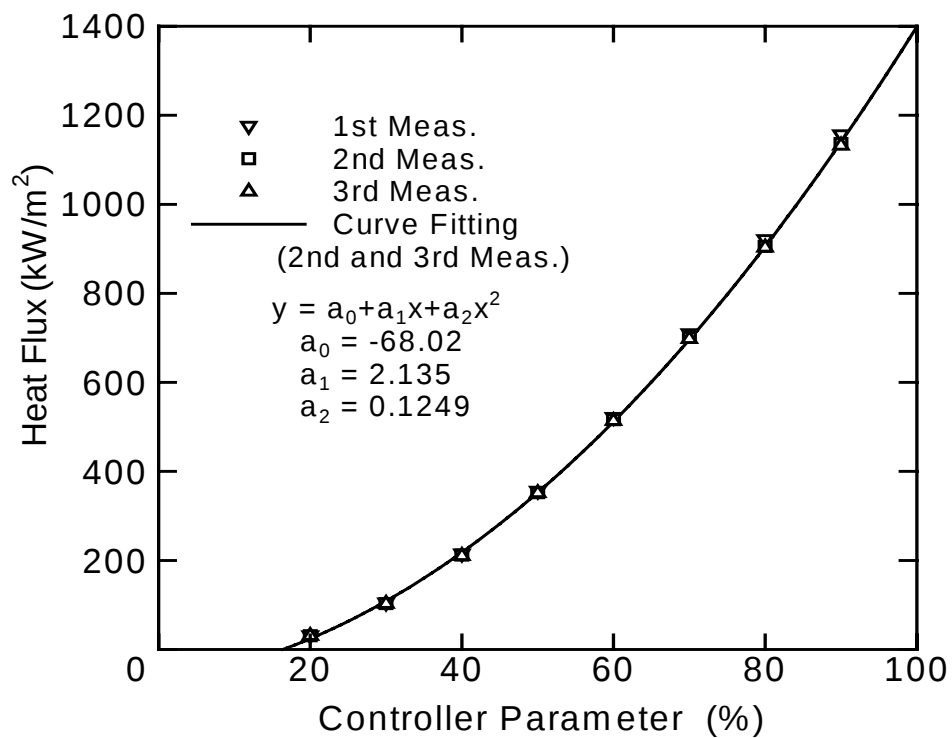


図 2.3 : 赤外線導入加熱装置のコントローラの制御パラメータ(%)と試験片上面の位置での熱流束の関係

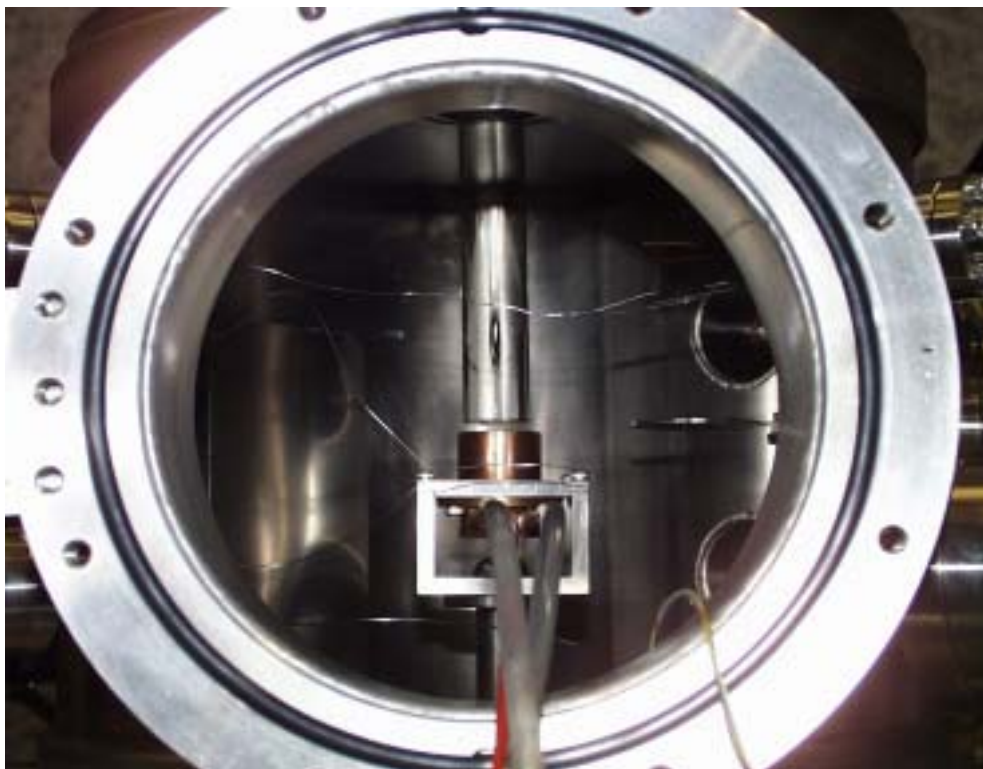


図 2.4 : ガルドンゲージによる加熱熱流束の測定

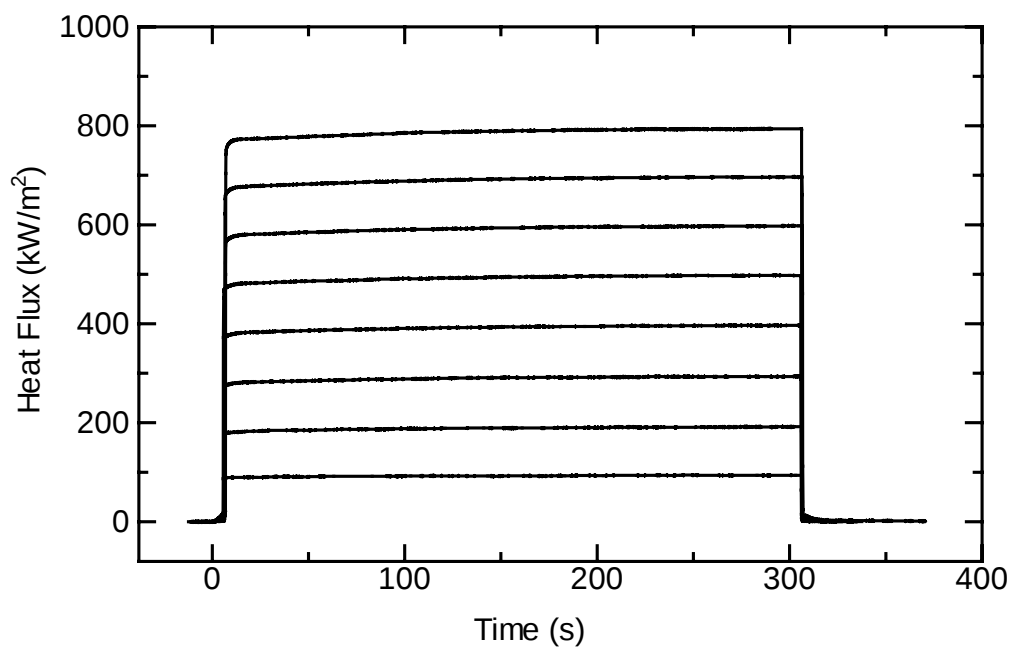


図 2.5 : ステップ状の加熱熱流束

表 2.1：実験装置主要仕様

赤外線導入本体部	赤外線ランプ	最大定格 100V20A, 常用定格 100V18A
	ゴールド楕円ミラー	水冷式回転楕円体
	赤外線導入口ロッド口径	20mm
	最高到達温度	1500
	最大昇温速度	100 /秒以上
	真空移動機構	移動距離 25mm
	真空チャンバ - 取付	ICF70 フランジ
	冷却方式	水冷および空冷
温度コントローラ	制御方式	熱電対出力による温度のフィードバック制御方式
		電流値時間制御方式
		、 の切り替えが可能
	プログラム設定	99 種、700 ステージ
	昇(降)温速度	1 ~ 1999.9 /秒・分・時
	設定温度	0 ~ 1999 、1 毎
	設定保持時間	1 ~ 59 秒、1 ~ 59 分、1 ~ 99 時間
	出力制御・容量	SCR 位相制御 100V20A
真空チャンバー	形状	円筒形ステンレス製、約 φ 220 × 210, 水冷式
	試料出入蓋	ステンレス製、前面扉開閉
	のぞき窓	石英製、約 φ 30、前面斜方向
	排気口	2 インチ
	ポート	ICF-34 熱電対用、ガス IN, OUT
		ICF-70 真空計、他用
	真空シール	平面 O リングシール
	最高到達真空度	5×10^{-4} Pa 以上
真空系	排気ポンプ	ターボ分子ポンプ、70 lit/sec
		ロータリー分子ポンプ、50 lit/min.
	ポンプリーク	ティおよびリークバルブ付
	排気速度	5×10^{-4} Pa まで 20 分以内
	真空計	方式: ピラニ - ・コールドカソード一体型
		測定範囲: 大気圧 ~ 10^{-7} Pa 連続デジタル表示
試料ホルダー	試料ホルダー部	ステンレス製、水冷式
	シャッター機構	トランスファーロッドによる手動方式、遮熱板: 白金

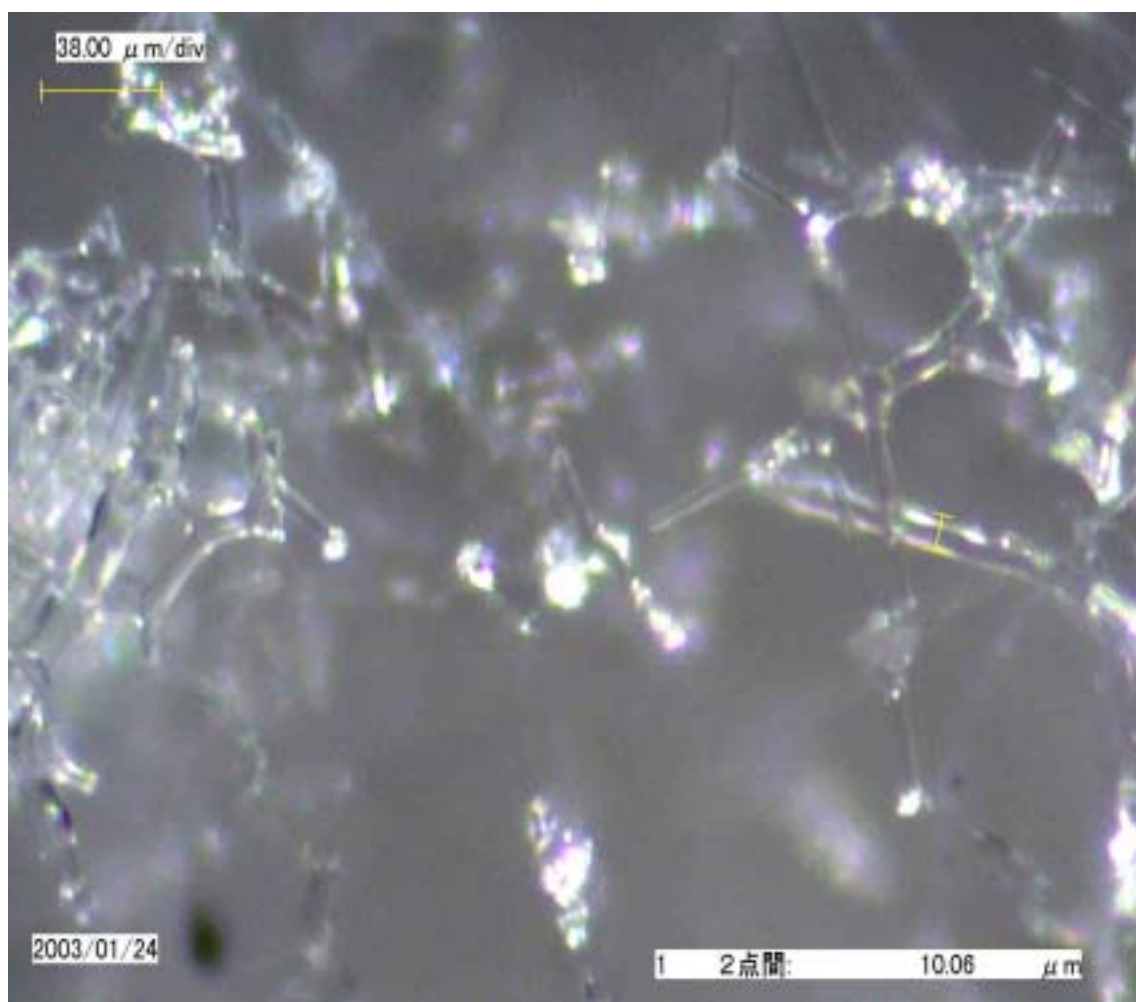


図 2.6 : 800 倍で試験片を撮影した写真

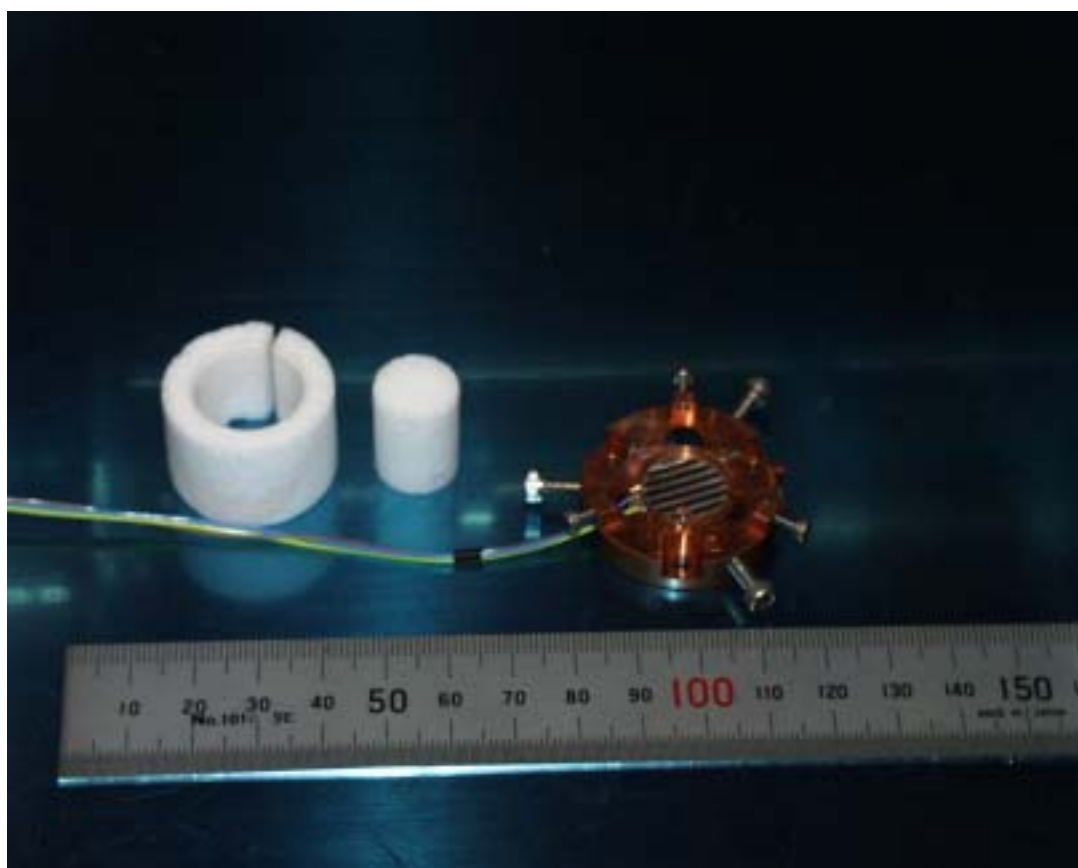


図 2.7：左から、円筒形囲い・試験片・治具と輻射センサの写真

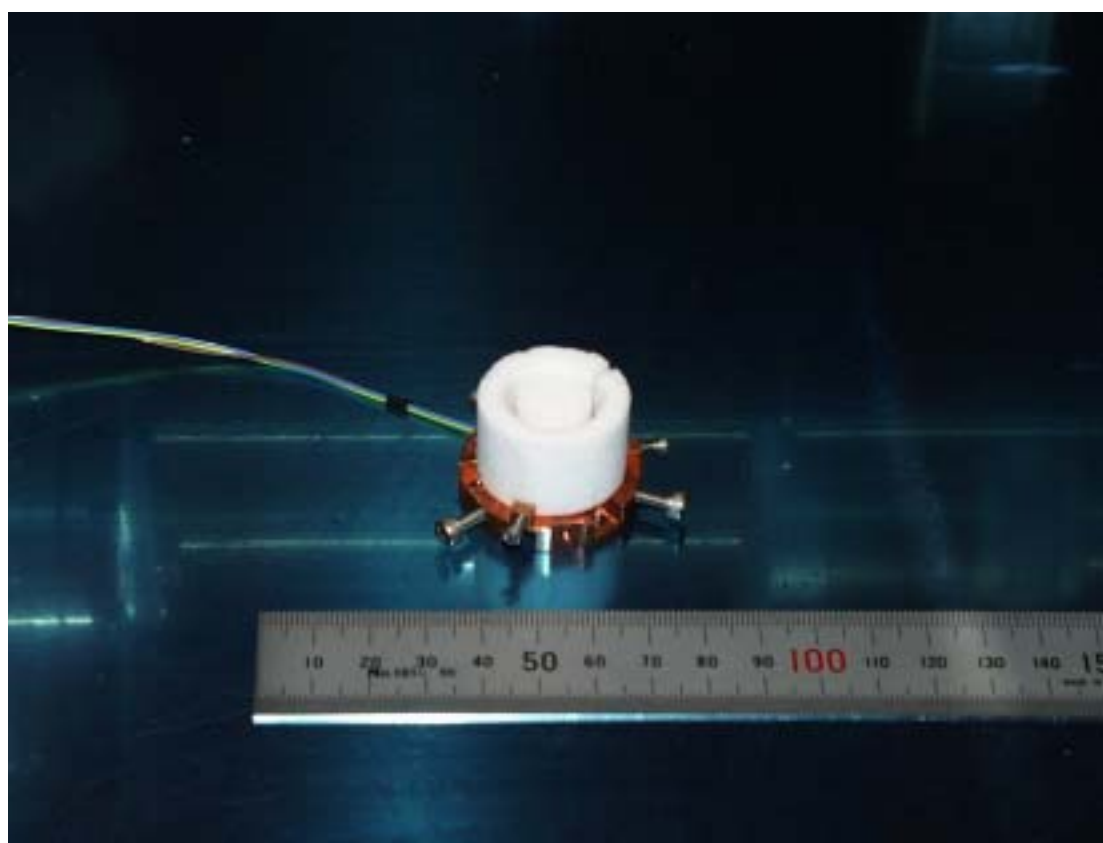


図 2.8：試験片と輻射センサを治具に固定し囲いで覆った状態

2.2 実験条件

実験は以下の条件で行った。

加熱は上記の加熱装置を用いてステップ状の熱流束を試験片上面から与えた。与える熱流束の大きさは 100,200,300,400kW/m² の 4 条件、与える時間は 1200 秒で加熱した。

試験片は長さ 20,25,30,40mm の 4 種類のものを使用した。

加熱に対する応答を調べるために、図 2.9 のように試験片の上面から 3mm の位置(a)での温度と中央の位置(b)での温度を熱電対を挿入して計測し、試験片下面(c)での温度と輻射熱流束を熱電対付き輻射センサで計測して、加熱開始から 0.1 秒ごとに 2400 秒間記録した。

また、実験は 10^{-6} Torr オーダーの高真空中で行った。

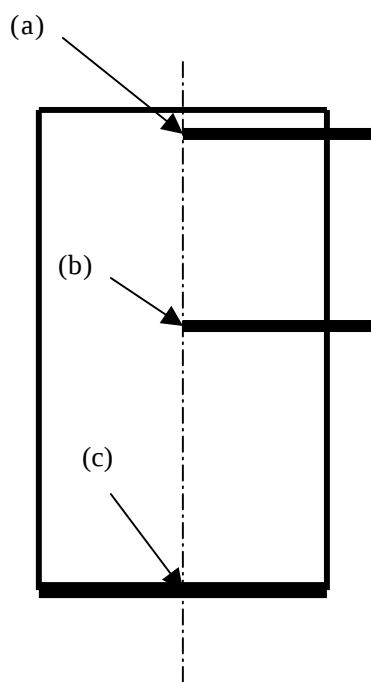


図 2.9：試験片内の温度・輻射熱流束の測定位置

2.3 実験結果

実験結果を以下に示す。

図 2.10 はタイル下面の輻射熱流束の履歴である。横軸が加熱開始からの時間(秒)、縦軸が輻射熱流束(kW/m^2)である。

図 2.11、図 2.12、図 2.13、図 2.14 はタイル内部 3 個所の温度履歴である。横軸が時間(秒)、縦軸が温度(K)である。

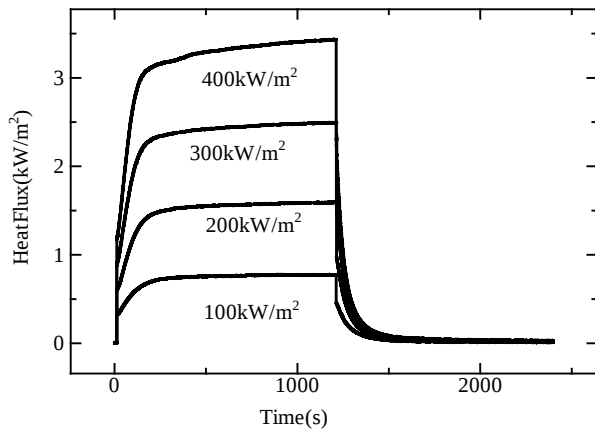
実験条件に対する対応を表 2.2 に示す。

表 2.2：実験結果の図と実験条件との対応

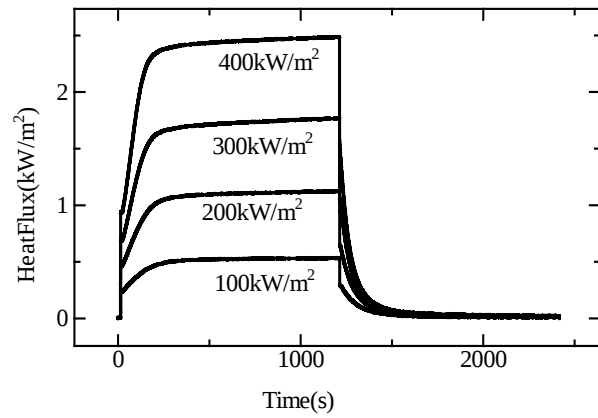
試験片長さ	20mm	25mm	30mm	40mm
タイル下面の輻射熱流束履歴	図 2.10(a)	図 2.10(b)	図 2.10(c)	図 2.10(d)
100kW/m ² 加熱時の温度履歴	図 2.11(a)	図 2.12(a)	図 2.13(a)	図 2.14(a)
200kW/m ² 加熱時の温度履歴	図 2.11(b)	図 2.12(b)	図 2.13(b)	図 2.14(b)
300kW/m ² 加熱時の温度履歴	図 2.11(c)	図 2.12(c)	図 2.13(c)	図 2.14(c)
400kW/m ² 加熱時の温度履歴	図 2.11(d)	図 2.12(d)	図 2.13(d)	図 2.14(d)

図 2.10 に表れているように、タイル直下の輻射熱流束は加熱開始と同時に瞬間的に立ち上がり、時間経過に従い上昇し、定常状態に至る。定常状態での熱流束の値は、加熱熱量が大きいほど大きく、試験片長さが長いほど小さい。

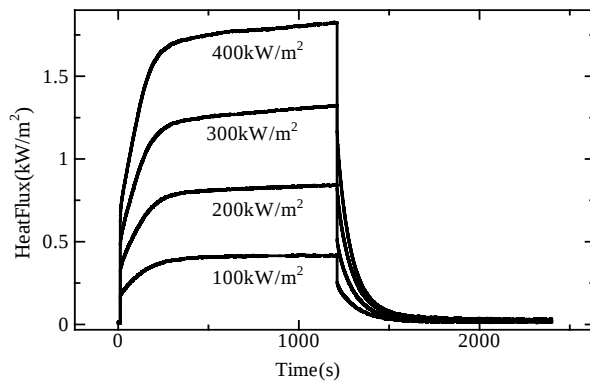
また、図 2.11、図 2.12、図 2.13、図 2.14 を見ると、材料内部の温度は加熱開始と同時に急激に上昇し加熱開始後 200 ～ 300 秒後には定常状態になる。いずれの条件下でも試験片の軸方向に急激な温度勾配が保たれており、特に一番条件の厳しい長さ 20mm の試験片で 400kW/m² の条件(図 2.11(a))では 17mm の範囲に約 800K もの温度差が保たれる。



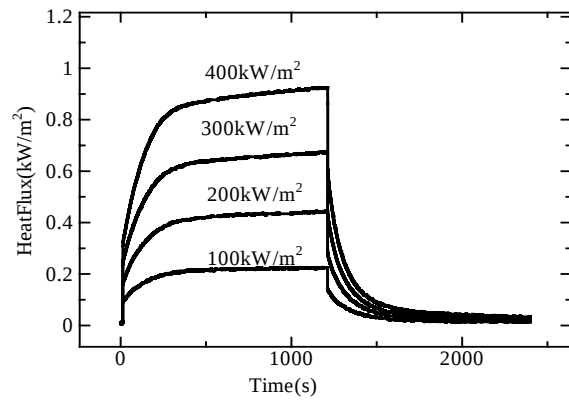
(a) 試験片長さ 20mm



(b) 試験片長さ 25mm

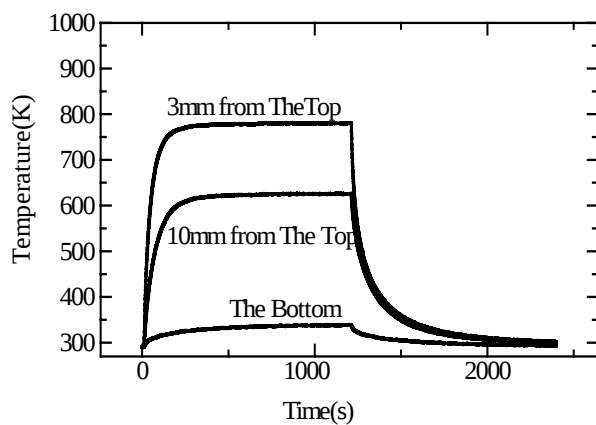


(c) 試験片長さ 30mm

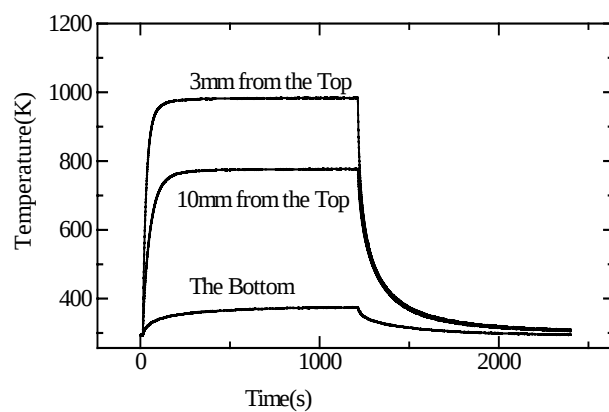


(d) 試験片長さ 40mm

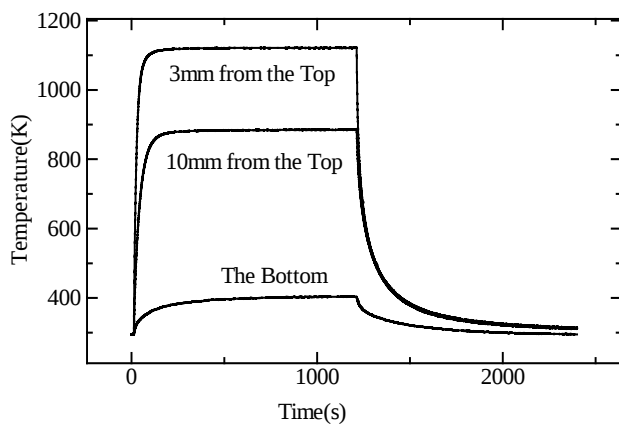
図 2.10 : タイル下面での輻射熱流束の履歴



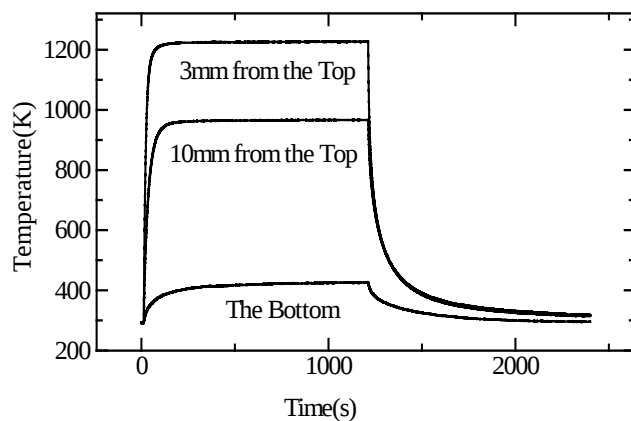
(a) 100kW/m² で加熱



(b) 200kW/m² で加熱

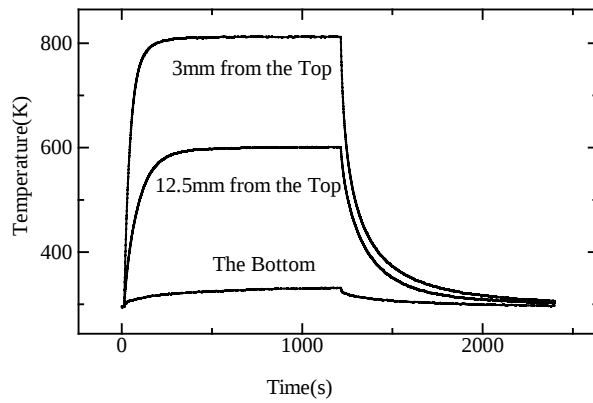


(c) 300kW/m² で加熱

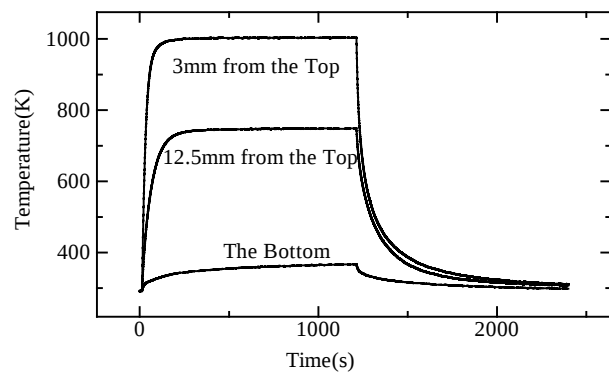


(d) 400kW/m² で加熱

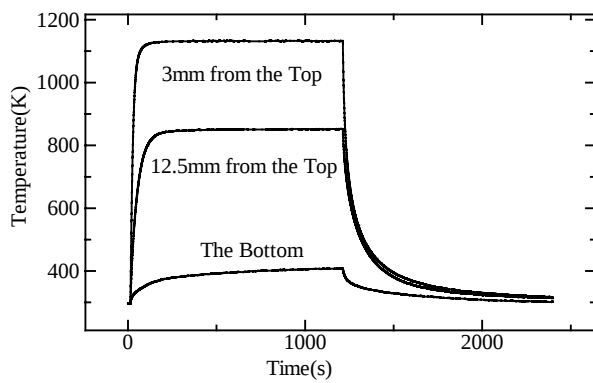
図 2.11 : 試験片(長さ 20mm)内 3 箇所での温度履歴



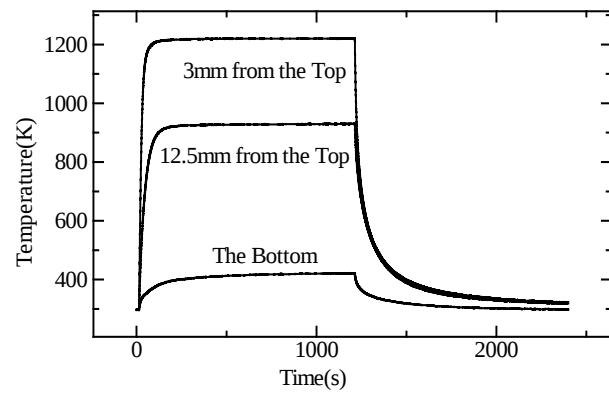
(a) 100kW/m² で加熱



(b) 200kW/m² で加熱

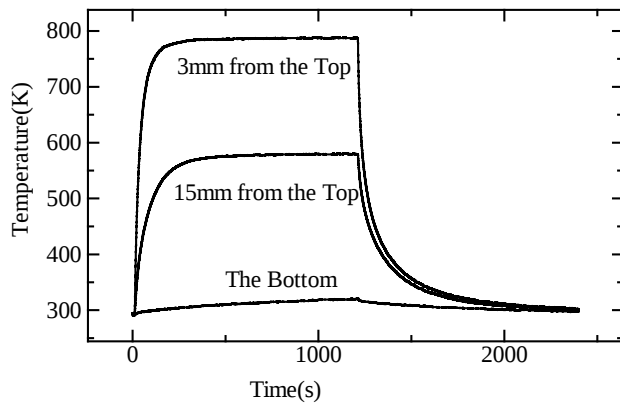


(c) 300kW/m² で加熱

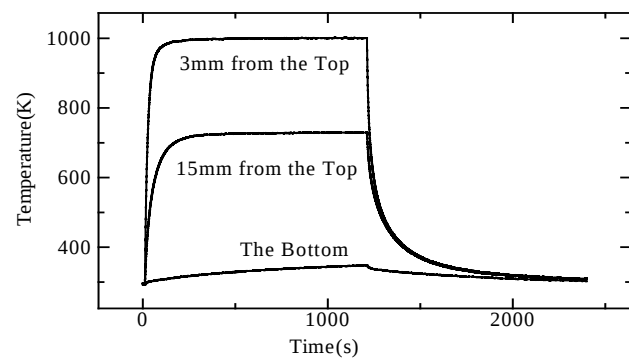


(d) 400kW/m² で加熱

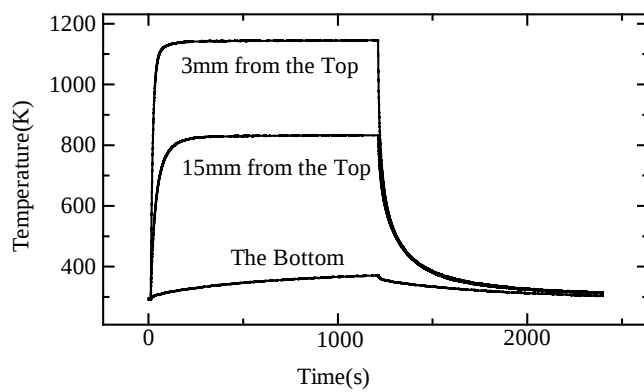
図 2.12 : 試験片(長さ 25mm)内 3 箇所の温度履歴



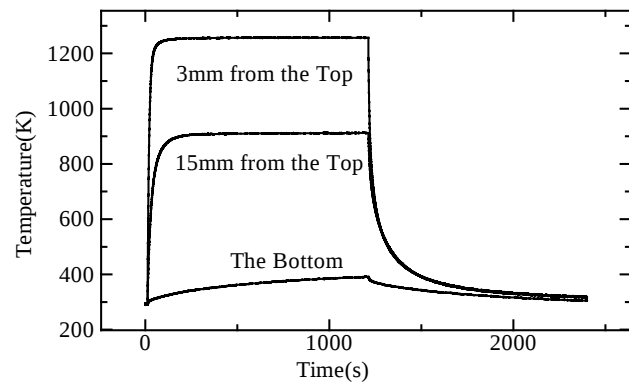
(a) 100kW/m² で加熱



(b) 200kW/m² で加熱

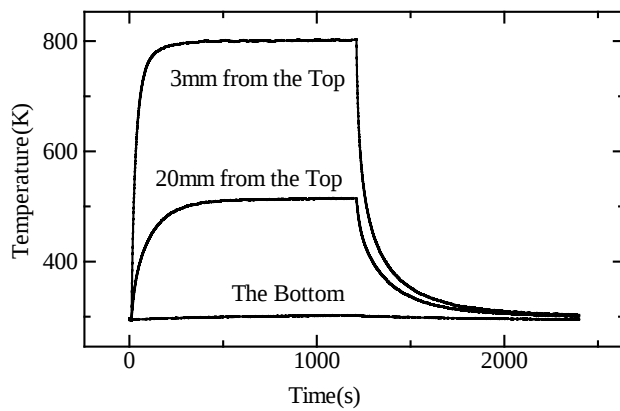


(c) 300kW/m² で加熱

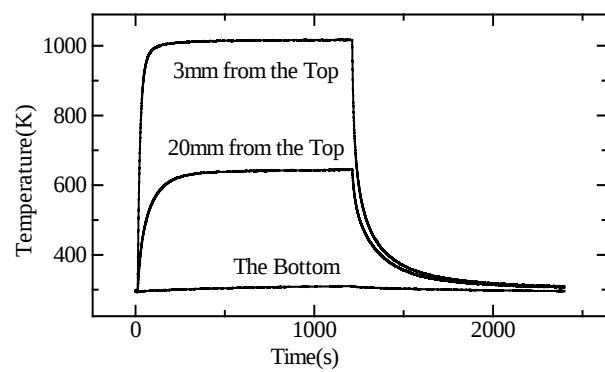


(d) 400kW/m² で加熱

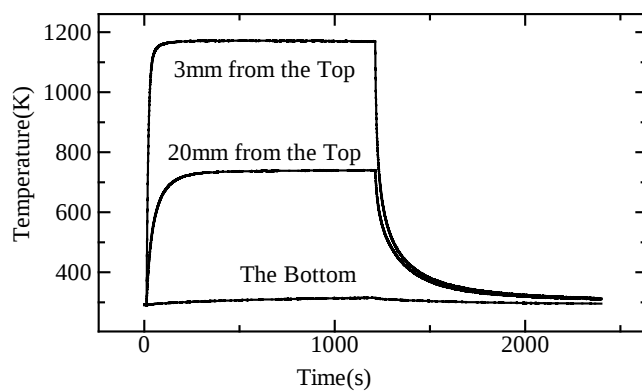
図 2.13 : 試験片(長さ 30mm)内 3 箇所の温度履歴



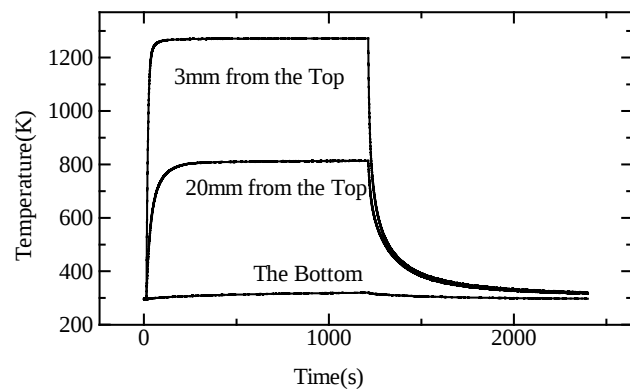
(a) 100kW/m² で加熱



(b) 200kW/m² で加熱



(c) 300kW/m² で加熱



(d) 400kW/m² で加熱

図 2.14 : 試験片(長さ 40mm)内 3 箇所の温度履歴

2.4 考察

図 2.10 に表れているように、タイル直下の輻射熱流束は加熱開始と同時に瞬間的に立ち上がり、時間経過に従い上昇し、定常状態に至る。これを、1.1.3 で述べた輻射輸送方程式を再記し、この式と対比する。

輻射輸送方程式

$$\frac{\mu}{K_e} \frac{dI(x, \mu)}{dx} = -I(x, \mu) + \frac{\omega}{2} \int_{-1}^1 I(x, \mu') d\mu' + (1 - \omega) I_b(T) \quad (2.1)$$

加熱開始と同時に瞬間的に立ち上がる部分の熱流束は、照射した熱流束がタイル内を減衰して直接通過してきたもので温度の時間変化に依存しないので式(2.1)の右辺第 1 項、第 2 項に支配される部分である。その後、図 2.11、図 2.12、図 2.13、図 2.14 に示される材料内部の温度上昇に従い内部からの自己放射が加わって熱流束は上昇し、定常状態に至る。この上昇する部分の熱流束は、温度の時間変化に依存するもので式(2.1)の右辺第 3 項に支配される。加熱終了時も同様に、照射を OFF にすると同時に直接通過してきていた部分の輻射熱流束が瞬間的に減少する。その後、図 2.11、図 2.12、図 2.13、図 2.14 に示される材料内部の温度降下に従って内部からの自己放射が減少することで、輻射熱流束は減少して 0 に近づいていく。

さらに、加熱開始と同時に瞬間的に立ち上がる部分の熱流束を $Q_0(\text{kW/m}^2)$ 、加熱熱量を $Q_i(\text{kW/m}^2)$ とすると、同じ長さの試験片について Q_0 と Q_i の関係は、図 2.15 に示すとおり比例関係 $Q_0 = g(L)Q_i$ である。 $L(\text{mm})$ は試験片長さである。

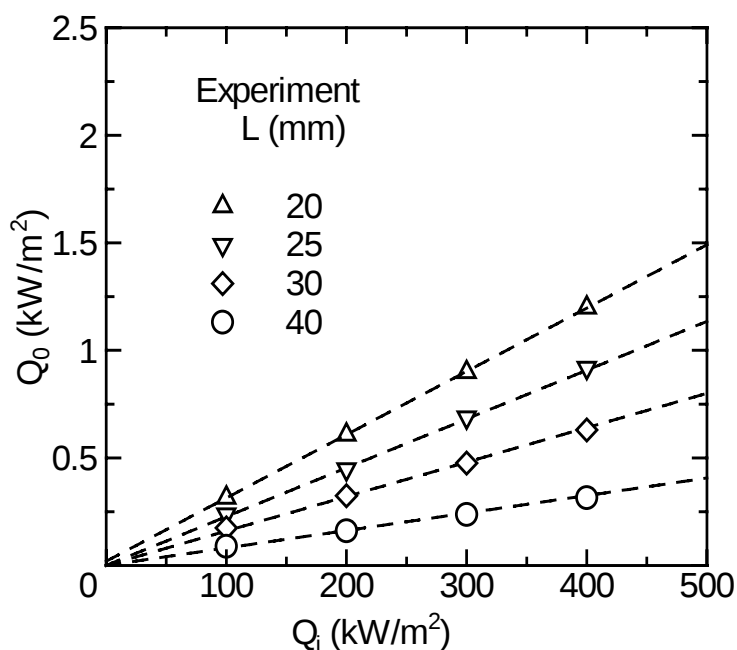


図 2.15 : 加熱開始と同時に瞬間的に立ち上がる輻射熱流束 Q_0 と加熱熱量 Q_i との関係

図 2.16 は試験片長さ L と $Q_0/Q_i=g(L)$ との関係である。この図より Q_0/Q_i は Q_i にはよらず L にのみ依存することがよく分かる。この $g(L)$ に関しては、第 3 章解析の 3.2 輻射に関する材料定数の決定でより詳しく述べる。

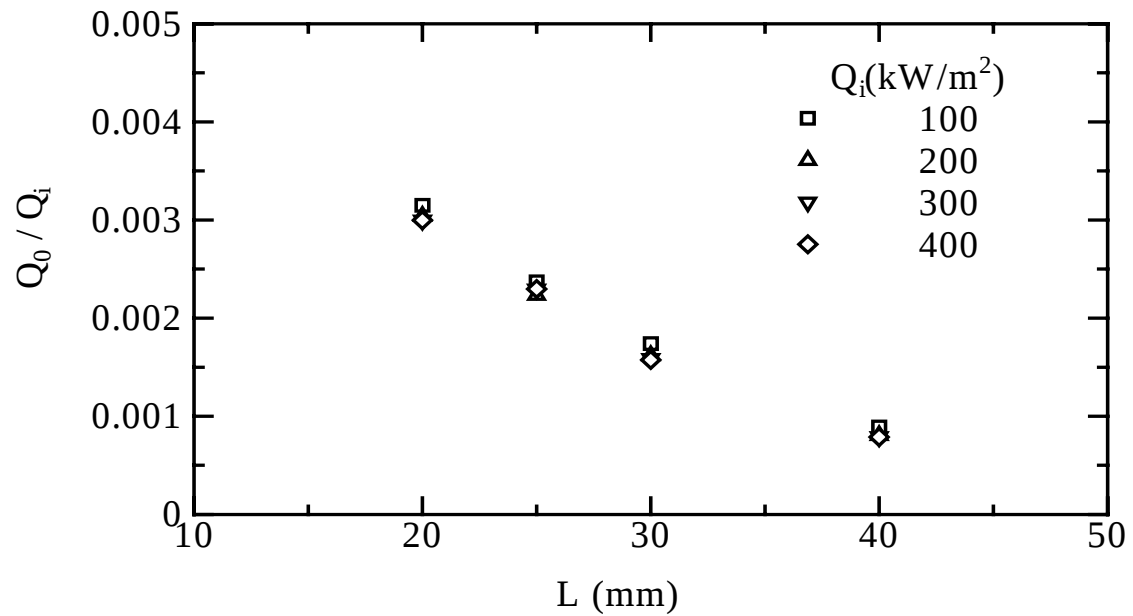


図 2.16 : 試験片長さ L と $Q_0/Q_i=g(L)$ との関係

第 3 章 解析

第3章 解析

本章では、断熱タイルの輻射・熱伝導連成解析について述べる。

3.1 解析方法

解析は、中村・塩崎らの作成した有限要素法による輻射・熱伝導連成解析プログラムで行った。このプログラムについては塩崎の論文[1]に詳しい記述があり、ここでは簡単に説明する。

支配方程式(一次元)を以下に記す。

$$\frac{\mu}{K_e} \frac{dI(x, \mu)}{dx} = -I(x, \mu) + \frac{\omega}{2} \int_{-1}^1 I(x, \mu') d\mu' + (1 - \omega) I_b(T) \quad (3.1)$$

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} - q_r \right) \quad (3.2)$$

$$q_r(x) = 2\pi \int_{-1}^1 \mu I(x, \mu) d\mu \quad (3.3)$$

ここで、座標系は図 3.1 に示すとおりである。

式(3.1)は付録で示す輻射輸送方程式である。 $I(x, \mu)$ は位置 x における θ 方向 ($\mu = \cos \theta$) への輻射強度、 K_e は減衰係数 (m^{-1})、 ω は減衰に占める散乱の割合を表すアルベド、 $I_b(T) = I_b(T(x)) = n^2 \sigma T(x)^4 / \pi$ は黒体輻射関数で、 n は屈折率、 σ はステファン・ボルツマン定数である。 K_e 、 ω は方向性をもたないものとする。なお、断熱材は灰色体と仮定する。

式(3.2)は熱伝導方程式で、 T は温度(K)、 t は時間(s)、 ρ は密度 (kg/m^3)、 c は比熱 (J/kgK)、 λ は熱伝導率 (W/mK) である。式(3.3)により式(3.1)と式(3.2)を連成する。

境界条件は図 3.1 のように設定した。すなわち、与えられた温度 $T_0(t)$ の土台に断熱タイル試験片が置かれ、上方から輻射による加熱 E_1 を受ける。輻射の境界条件は、

$$\begin{aligned} x = 0 \quad & I(0, \mu) = \rho_{i0} I(0, -\mu) + (1 - \rho_{i0}) n^2 \sigma T(0) / \pi \\ x = L \quad & I(L, -\mu) = \rho_{i1} I(L, \mu) + (1 - \rho_{i1}) E_1 / \pi \end{aligned} \quad (3.4)$$

ただし、 $L(m)$ は試験片長さ、 ρ_{i0}, ρ_{i1} はそれぞれ、下端、上端における材料内面の反射率、 $\rho_{01} = 1 - \varepsilon_1$ は上表面の反射率である。

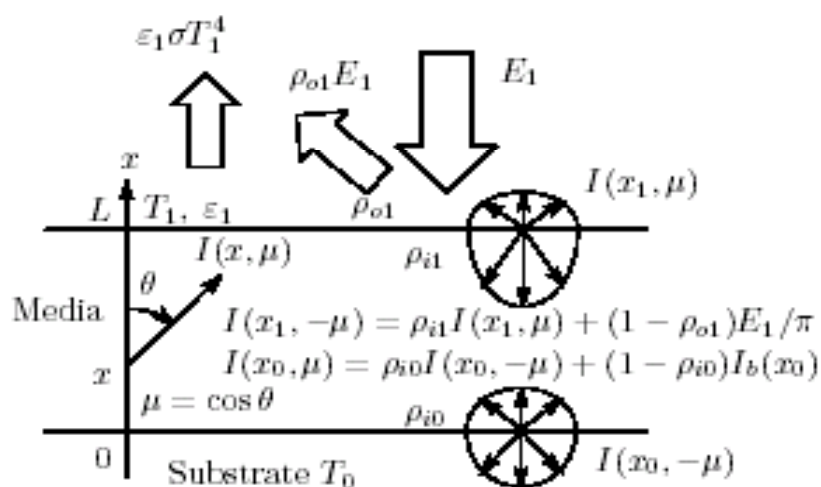


図 3.1：照射加熱を受ける多孔質断熱材の系

3.2 輻射に関する材料定数の決定

上記の解析プログラムで使用する材料定数のうち輻射に関する材料定数(減衰係数 Ke 、アルベド ω 、試験片上表面の反射率 ε_1 、試験片上端、下端における内面の反射率 ρ_{i1} 、 ρ_{i0})を第2章で述べた実験結果を用いて以下の要領で決定した。

屈折率は、空隙率 90%以上の素材なので真空の値と同じだと考え $n=1$ とした。試験片上端と下端における内面の反射率は等しいと仮定し、 $\rho_{i1}=\rho_{i0}$ とした。

2.4 で述べたように、図 2.10 のタイル下面での輻射熱流束において、加熱開始と同時に瞬間的に立ち上がる部分の熱流束を $Q_0(\text{kW/m}^2)$ 、加熱熱量を $Q_i(\text{kW/m}^2)$ とすると、同じ長さの試験片について Q_0 と Q_i の関係は図 3.2 に示すとおり比例関係である。この瞬間的に立ち上がる部分の輻射熱流束はタイル内を減衰して直接通過してきたものである。このとき試験片内部の温度 $T(x)$ は上昇する前で初期値と同じであるので、 Q_0 は式(3.1)と式(3.4)を解くことで得られる。式(3.1)と式(3.4)を有限要素法で解いて得られた解を $Q_0'(L, Q_i | Ke, \omega, \varepsilon_1, \rho_{i1})$ とし、実験結果から得た Q_0 との誤差が最小になるように $Ke, \omega, \varepsilon_1, \rho_{i1}$ を決定した。図 3.3、図 3.4、図 3.5 はそれぞれ、横軸を ε_1 としたときの誤差とそのときの ρ_{i1}, ω, Ke である。この方法で $\varepsilon_1=0.18$, $Ke=2650\text{m}^{-1}$, $\omega=0.9998$, $\rho_{i1}=0$ とした。図 3.6 はこれらの材料定数を用いた時の Q_0/Q_i の計算結果と実験結果である。 Q_0/Q_i は Q_i には依存せず L のみによって決まり、計算結果はそのことを精度よく表している。

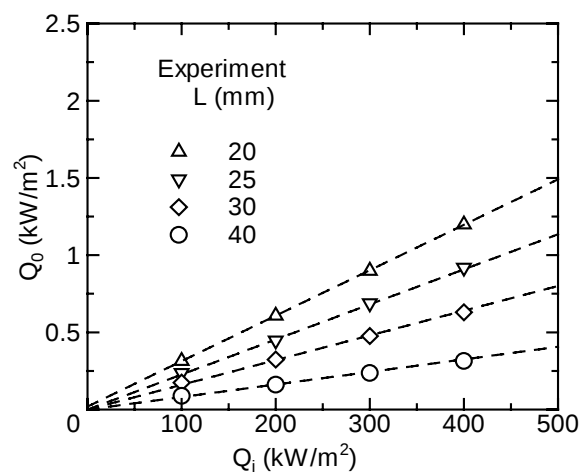


図 3.2：瞬間的に立ち上がる熱流束 Q_0 と加熱熱流束 Q_i の関係

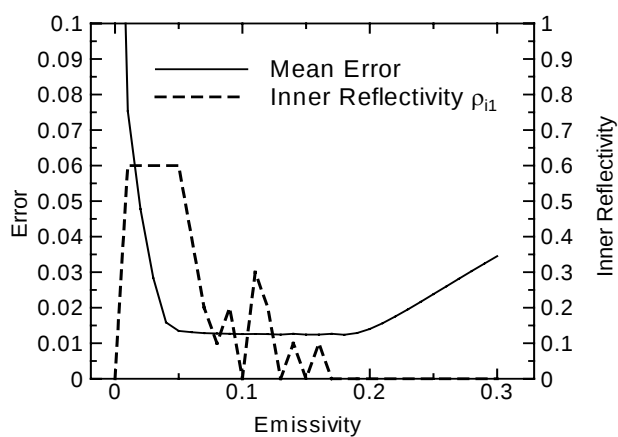


図 3.3：試験片上表面の反射率 ε_1 を横軸としたときの
計算結果と実験結果の誤差とそのときの内面の反射率 ρ_{i1}

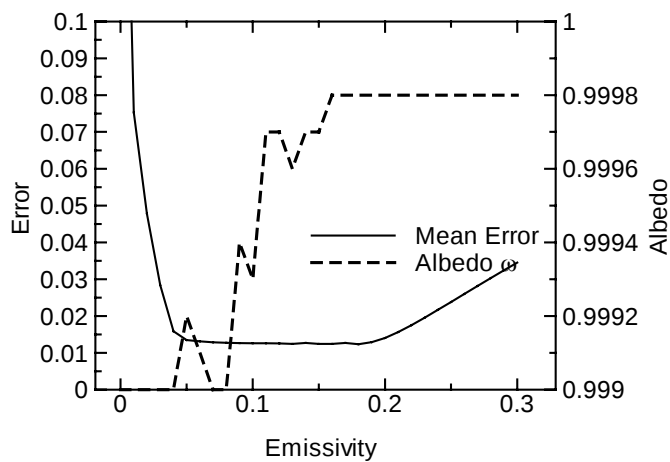


図 3.4：試験片上表面の反射率 ε_1 を横軸としたときの
計算結果と実験結果の誤差とそのときのアルベド ω

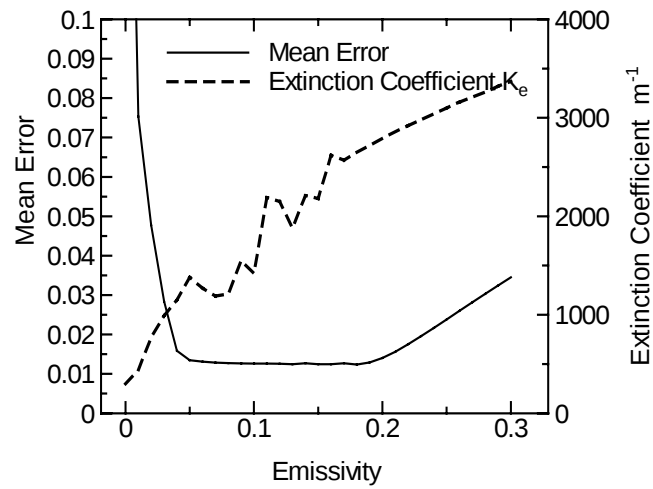


図 3.4 : 試験片上表面の反射率 ε_1 を横軸としたときの
計算結果と実験結果の誤差とそのときの減衰係数 K_e

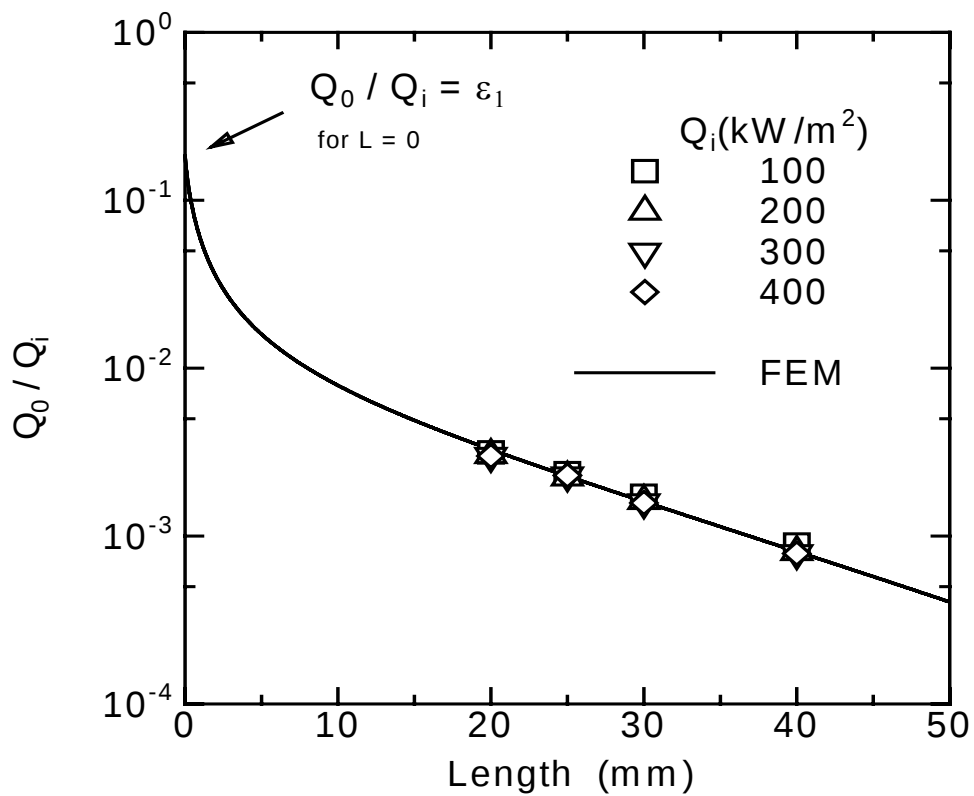


図 3.5 : Q_0/Q_i と試験片長さ L との関係

3.3 解析条件

物性値は、輻射に関するものは 3.2 で決定したものを使用した。熱伝導に関するものは密度 $\rho = 100 \text{ kg/m}^3$ 、比熱 $c = 1000 \text{ J/kgK}$ と仮定し、熱伝導率 $\lambda \text{ (W/mK)}$ は単純な複合則を適用して式(3.5)のように仮定した。

$$\lambda = a \lambda_a + b \lambda_b \quad (3.5)$$

a 、 b はそれぞれシリカとアルミナの体積分率であり、 λ_a 、 λ_b はそれぞれシリカとアルミナの熱伝導率(W/mK)である。試験片に使用した断熱タイル素材の組成は NASA の開発した HTP-6 という素材の組成と類似しているため、HTP-6 の公表値(質量分率で $\text{SiO}_2 78\%$, $\text{Al}_2\text{O}_3 22\%$)を用いた。その質量分率と全体の密度とシリカとアルミナの密度から体積分率を算出して、 $a = 3.55 \times 10^{-2}$ 、 $b = 5.53 \times 10^{-3}$ とした。 λ_a 、 λ_b は文献[3]を参考に式(3.6)のとおり温度依存性のあるものとした。 $T(K)$ が温度である

$$\begin{aligned} \lambda_a &= 2.378 - 1.609 \exp(-1.42 \times 10^{-3} \times T) \\ \lambda_b &= 5.405 + 91.317 \exp(-3.66 \times 10^{-3} \times T) \end{aligned} \quad (3.6)$$

図 3.6 は、式(3.6)シリカとアルミナの熱伝導率と式(3.5)全体の熱伝導率の温度依存性を図示したものである。破線がアルミナの熱伝導率、一点鎖線がシリカの熱伝導率で目盛は左のものである。実線が全体の熱伝導率で目盛は右のものである。

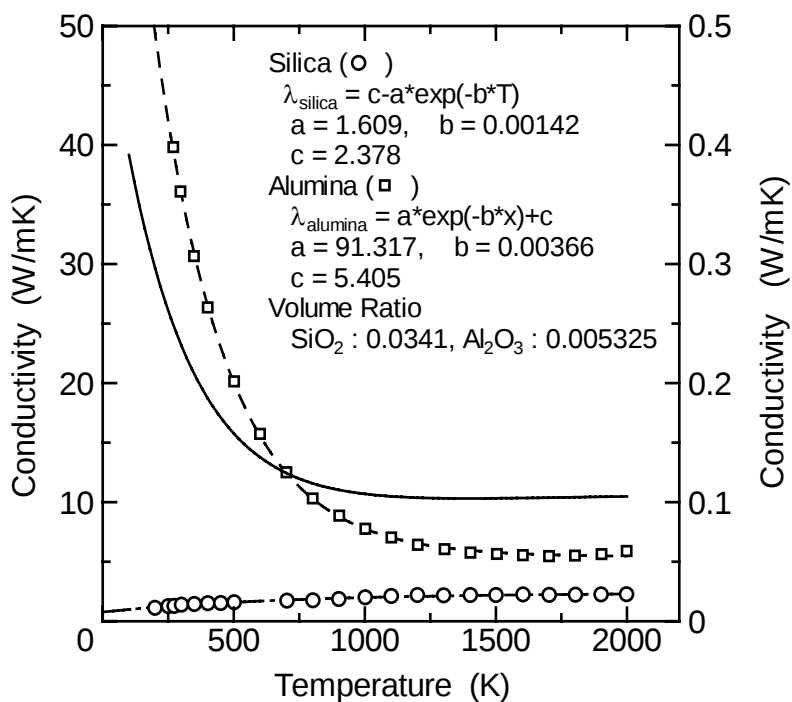


図 3.6 : シリカ、アルミナの熱伝導率と全体の熱伝導率の温度依存性

境界条件は、タイル上面に実験と同様に $100\text{kW/m}^2, 200\text{kW/m}^2, 300\text{kW/m}^2, 400\text{kW/m}^2$ の照射加熱を与えた。試験片長さも実験と同様に 20mm, 25mm, 30mm, 40mm について解析を行い、タイル下面の温度に図 2.11、図 2.12、図 2.13、図 2.14 に示した実験結果を適用した。

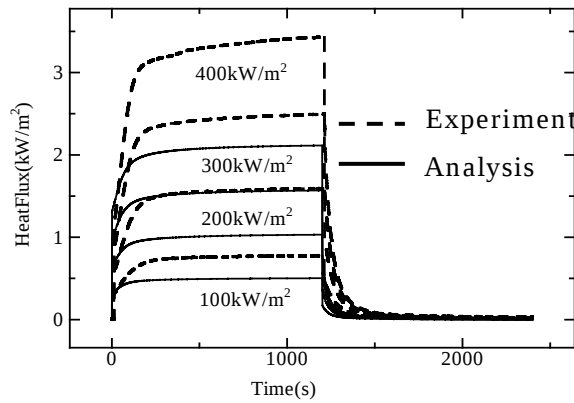
節点数は、試験片 1mm が 1 要素となるように、20mm の場合は 21、25mm の場合は 26、30mm の場合は 31、40mm の場合は 41 とした。

3.4 解析結果

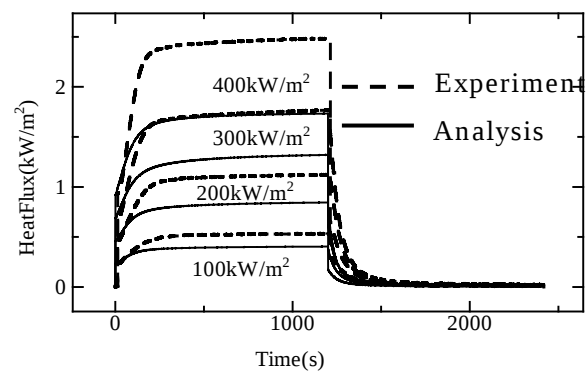
解析結果を実験結果と比較して以下に示す。図の実線が解析結果、破線が実験結果である。図番号と条件の対応は表 3.1 のとおりである。

表 3.1：解析結果の図と条件の対応

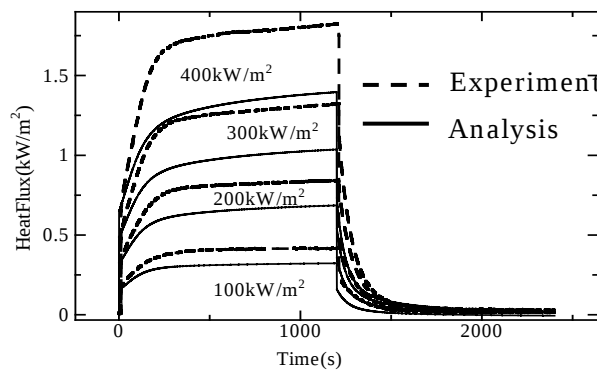
試験片長さ	20mm	25mm	30mm	40mm
タイル下面の輻射熱流束履歴	図 3.7(a)	図 3.7(b)	図 3.7(c)	図 3.7(d)
100kW/m^2 加熱時の温度履歴	図 3.8(a)	図 3.9(a)	図 3.10(a)	図 3.11(a)
200kW/m^2 加熱時の温度履歴	図 3.8(b)	図 3.9(b)	図 3.10(b)	図 3.11(b)
300kW/m^2 加熱時の温度履歴	図 3.8(c)	図 3.9(c)	図 3.10(c)	図 3.11(c)
400kW/m^2 加熱時の温度履歴	図 3.8(d)	図 3.9(d)	図 3.10(d)	図 3.11(d)



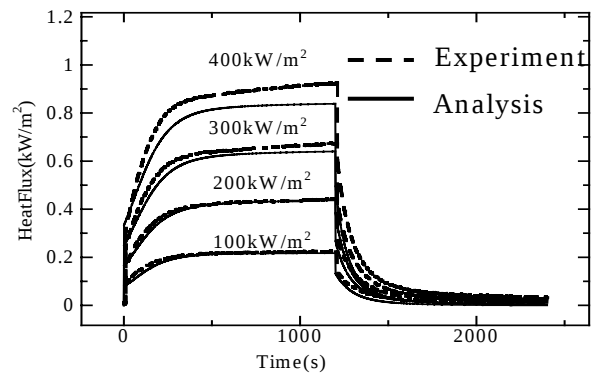
(a) 試験片長さ 20mm



(b) 試験片長さ 25mm

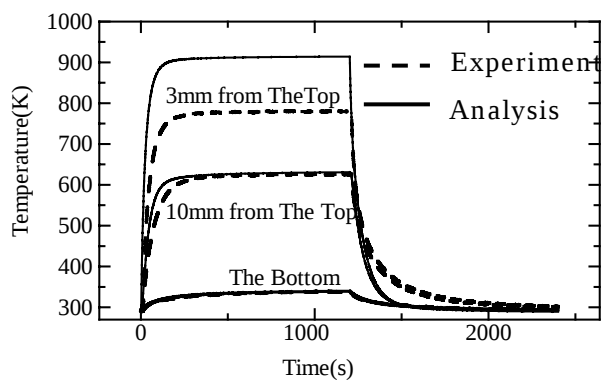


(c) 試験片長さ 30mm

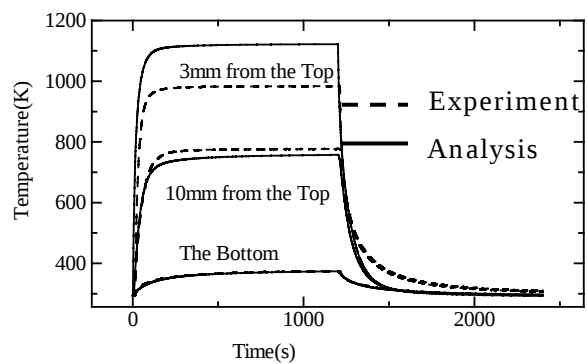


(d) 試験片長さ 40mm

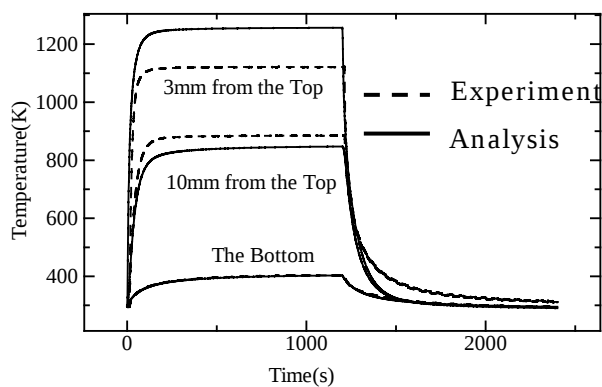
図 3.7 : タイル下面での輻射熱流束の履歴



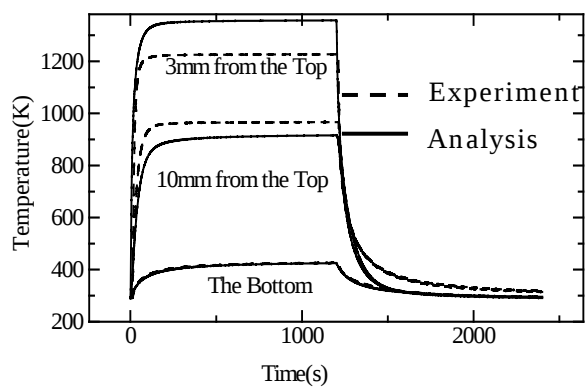
(a) 100kW/m² で加熱



(b) 200kW/m² で加熱

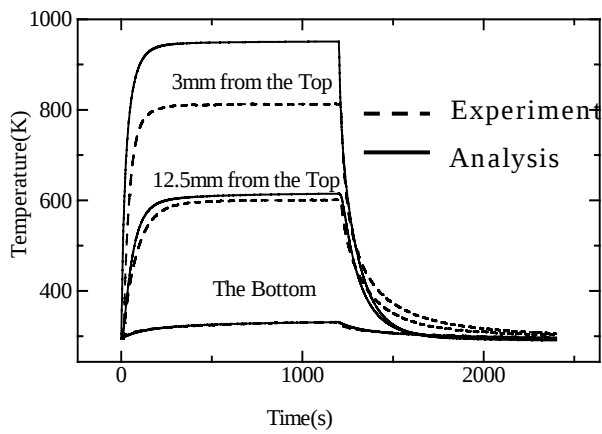


(c) 300kW/m² で加熱

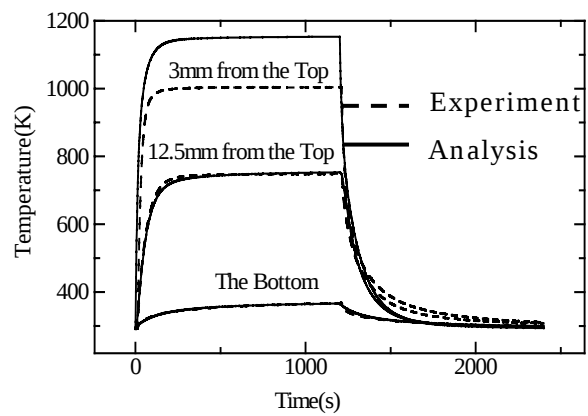


(d) 400kW/m² で加熱

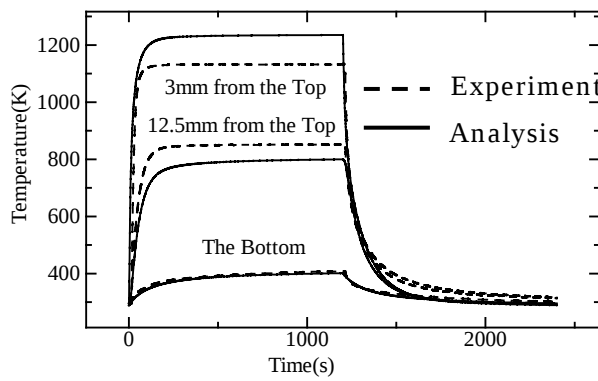
図 3.8 : 試験片(長さ 20mm)内 3 箇所での温度履歴



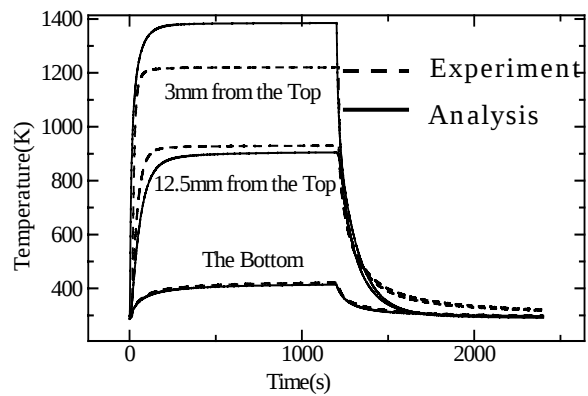
(a) 100kW/m² で加熱



(b) 200kW/m² で加熱

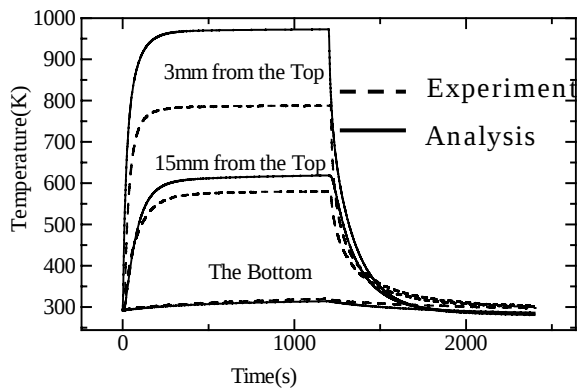


(c) 300kW/m² で加熱

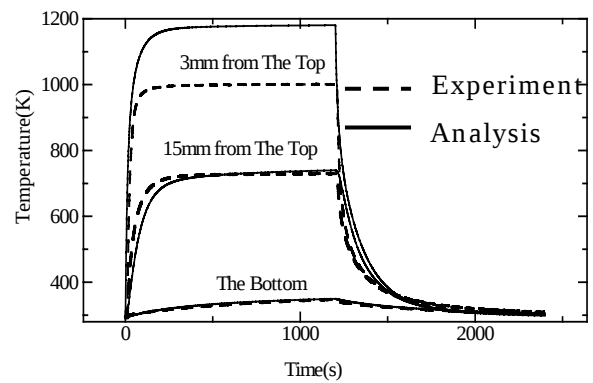


(d) 400kW/m² で加熱

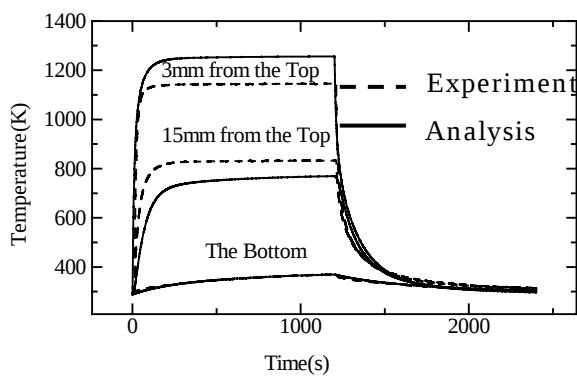
図 3.9 : 試験片(長さ 25mm)内 3 箇所の温度履歴



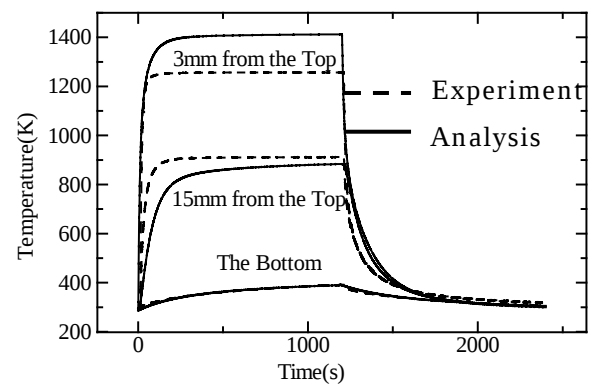
(a) 100kW/m² で加熱



(b) 200kW/m² で加熱

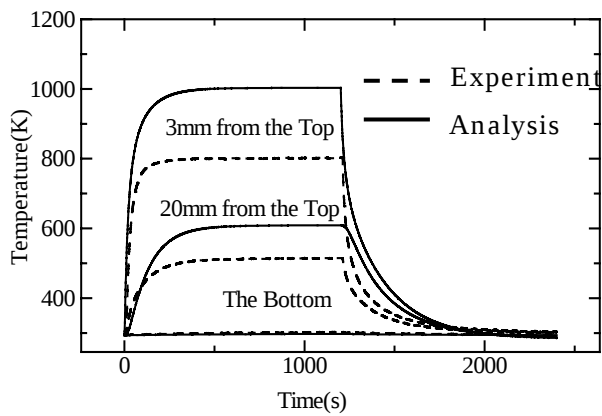


(c) 300kW/m² で加熱

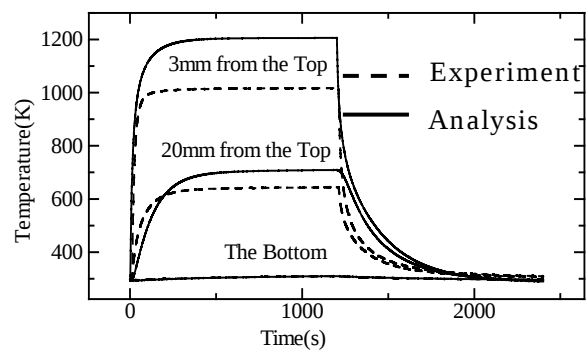


(d) 400kW/m² で加熱

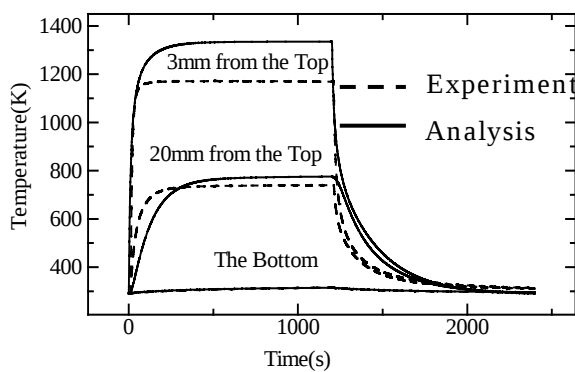
図 3.10 : 試験片(長さ 30mm)内 3 箇所の温度履歴



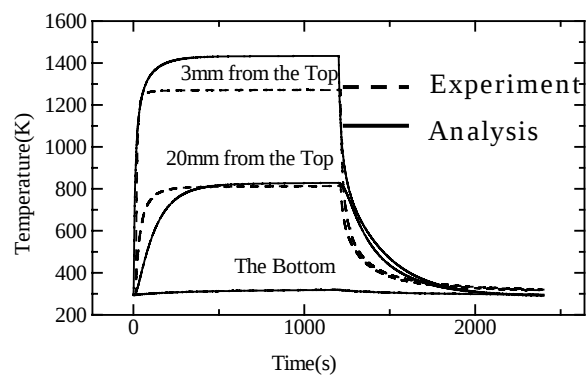
(a) 100kW/m² で加熱



(b) 200kW/m² で加熱



(c) 300kW/m² で加熱



(d) 400kW/m² で加熱

図 3.11 : 試験片(長さ 40mm)内の温度履歴

3.5 考察

図 3.6 に示されるとおり、タイル下面の輻射熱流束の実験結果と解析結果には、試験片長さ 40mm の場合を除いては、不一致が生じる。3.2 で輻射に関する材料定数を決めたことで、温度上昇に依存しない立ち上がり部分は一致している。一致しないのは温度変化に依存する部分で、試験片の長さが短いほど実験結果に対して解析結果が小さい値を示している傾向がある。

図 3.7、図 3.8、図 3.9、図 3.10 を見ると試験片中央部の温度履歴は、実験結果と解析結果はほぼ一致するが、上面から 3mm の位置での定常状態の温度は実験結果が解析結果に対して低い傾向がある。

温度履歴に大きく影響を与えられ考えるのは熱伝導率である。3.3 で述べたように、ここで用いた熱伝導率は単純な複合則によりタイルの組成成分であるシリカとアルミナの熱伝導率にそれぞれの体積分率をかけて足し合わせたものである。これに対し、NASA TP-3276[3]によるモデルでは、ファイバの径や長さ、空隙の大きさなどの微視的な情報からシリカファイバ固体の熱伝導率を導出している。図 3.11 はその熱伝導率の温度依存性を図示したものである。

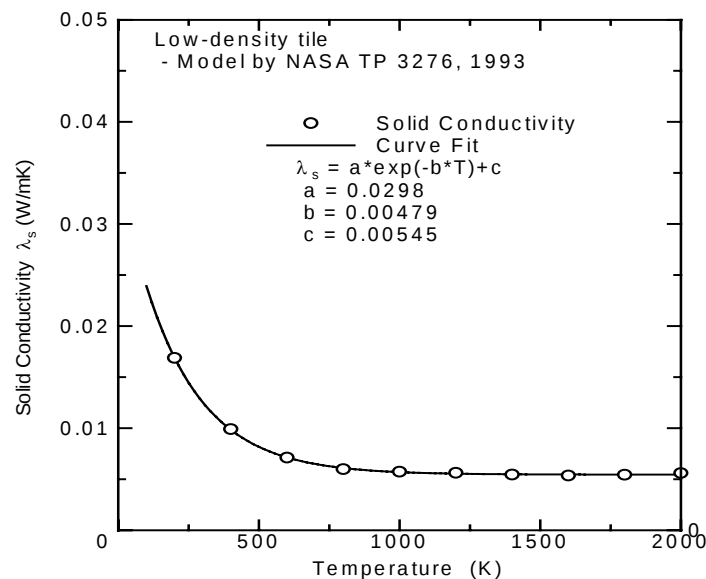


図 3.11 : NASA TP-3276 によるファイバの固体の熱伝導率

図 3.12 は、図 3.6 に示した単純な複合則を適用した熱伝導率と図 3.11 に示した文献[3]によるモデルの熱伝導率を比較したものである。縦軸に対数をとって示したが、この図に表されるように、文献[3]によるモデルの熱伝導率は単純な複合則を適用した熱伝導率に比べ、温度依存性は酷似しているが値のオーダーが一桁ほど低い。

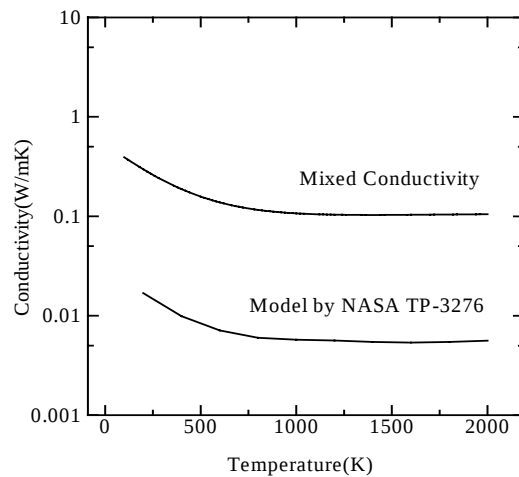


図 3.12：単純な複合則を適用した熱伝導率と文献[3]によるモデルの熱伝導率との比較

文献[3]によるモデルの熱伝導率を適用して輻射・熱伝導連成解析を行った結果を図 3.13 に示す。図は試験片内 3 箇所での温度履歴である。解析条件は、試験片長さ 30mm、加熱熱流束 200kW/m^2 である。他の物性値は 3.3 で述べたものと同様にして、図 3.10(b) の単純な複合則を適用した熱伝導率を用いた解析結果、2.3 で示した実験結果と比較する。この図に表されるとおり文献[3]によるモデルの熱伝導率を用いた場合の温度履歴は実験結果に対して大きな不一致を生じる。したがって、この章で述べた解析方法により輻射・熱伝導連成解析を行う場合は単純な複合則を適用した熱伝導率を使用するほうが比較的適切だと考えられる。

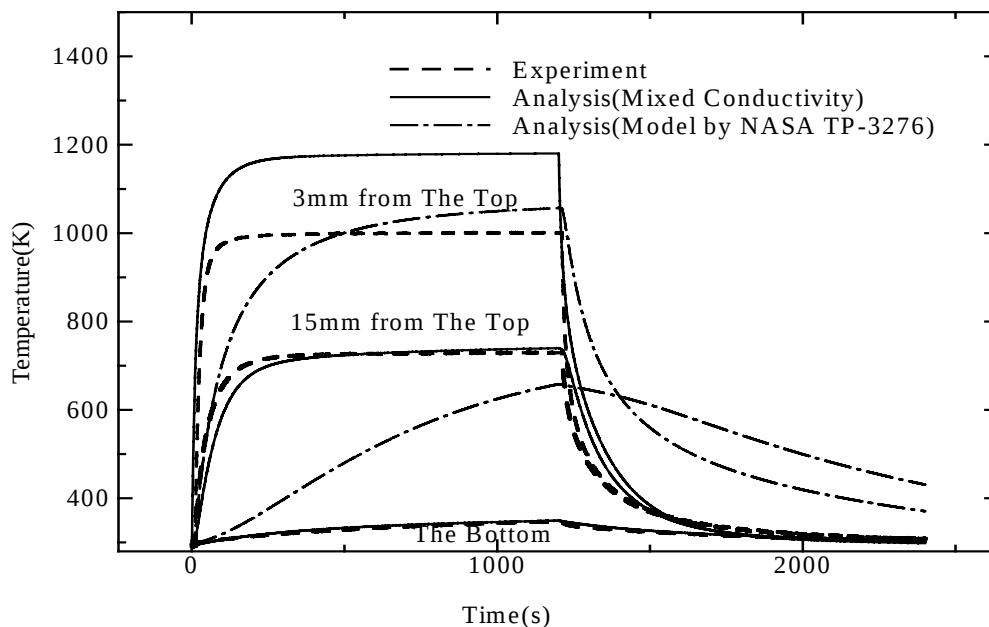


図 3.13：文献[3]によるモデルの熱伝導率を適用した試験片温度履歴の解析結果と単純な複合則を適用した熱伝導率を用いた解析結果、実験結果の比較
(試験片長さ 30mm、加熱熱流束 200kW/m^2)

また、熱伝導率の温度依存性が試験片の温度履歴に与える影響を評価するために、熱伝導率を一定値とした解析を行った。解析条件は、試験片長さ 30mm、加熱熱流束 200kW/m^2 である。熱伝導率として常温での値だと考えられている付近の $\lambda = 0.1$ 、 0.07 、 0.04W/mK （一定）の 3 条件で行った。他の物性値は 3.3 で述べたものと同じ値にして解析を行った結果を図 3.14 に示す。図 3.14 には、図 3.10(b)の単純な複合則を適用した熱伝導率を用いた解析結果、2.3 で示した実験結果も比較対象として図示する。図の黒の実線は複合則を適用した熱伝導率を用いた解析結果、破線は実験結果、青線、赤線、緑線はそれぞれ熱伝導率 0.1、0.07、0.04 での解析結果である。熱伝導率一定($0.04 \sim 0.1\text{W/mK}$)の場合の解析結果は、上面から 3mm の位置の温度履歴については、単純な複合則を適用した熱伝導率を用いた解析結果とほぼ一致する。しかし、上面から 15mm の位置での温度履歴は温度上昇時の勾配や定常状態での最高到達温度で複合率を適用した熱伝導率を使った解析のほうが実験結果に近い。このように、輻射・熱伝導連成解析においては熱伝導率の温度依存性は試験片の温度履歴に影響する。そして、その温度依存性を図 3.6 の実線のように温度が高くなるほど熱伝導率が低くなるものとする、解析精度は向上すると考えられる。

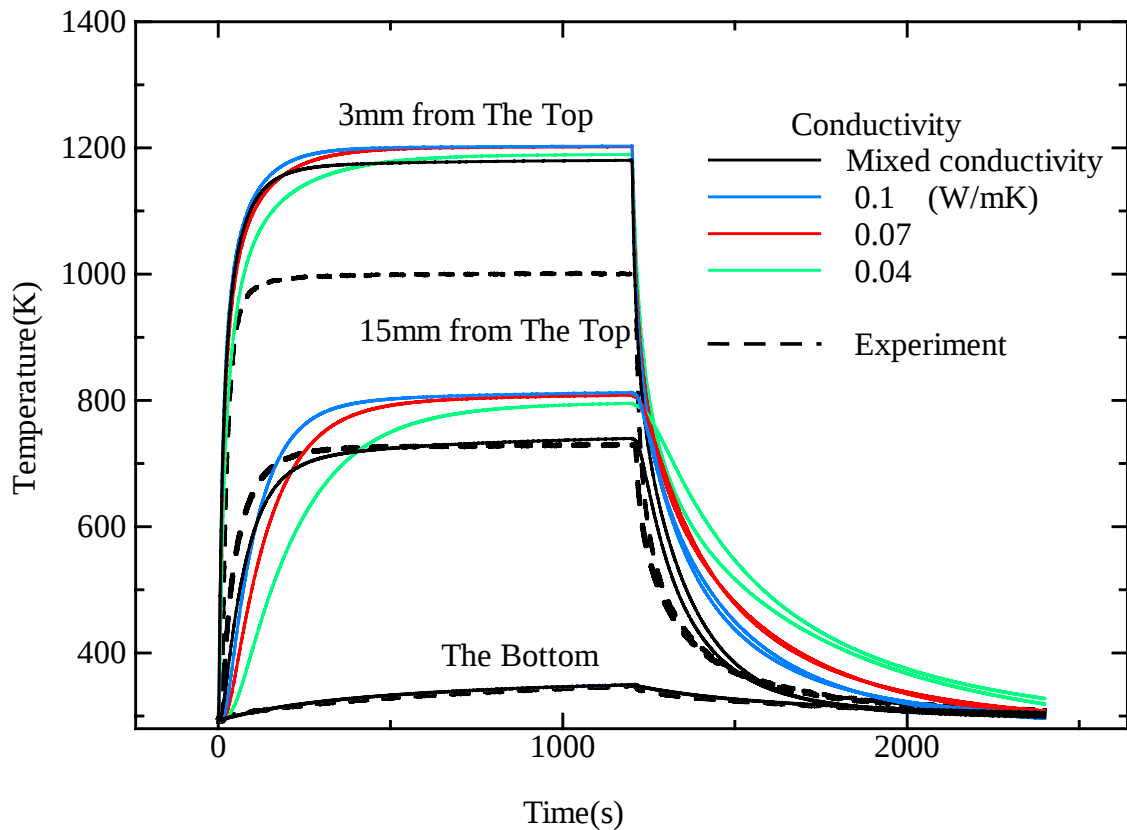


図 3.14 : $\lambda = 0.1$ 、 0.07 、 0.04W/mK （一定）としたときの解析結果と、単純な複合則を適用した熱伝導率を用いた解析結果、実験結果との比較（試験片長さ 30mm、加熱熱流束 200kW/m^2 ）

ここで、通常の熱伝導解析と輻射・熱伝導連成解析とを比較する。ここでいう通常の熱伝導解析とは、熱伝導率 λ を図 3.15 で表すように温度 T の関数だと仮定して熱伝導方程式を解く解析である。図 3.15 において、○が GHP(保護熱板)法で測定した熱伝導率で、実線がそれらの値に最適な三次関数を当てはめたものである。

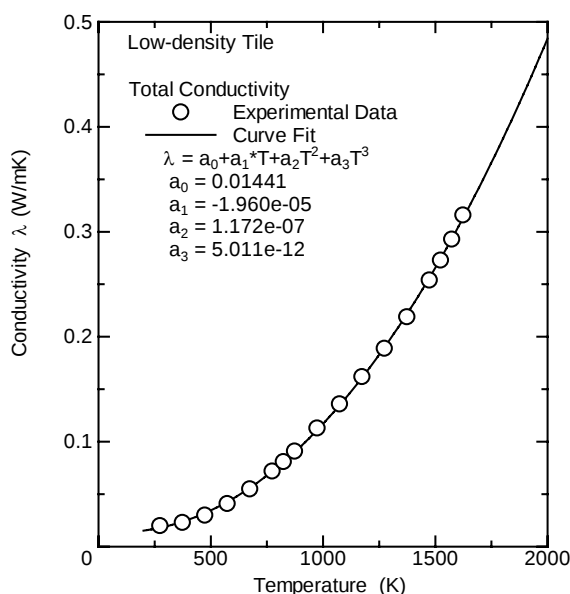


図 3.15 : GHP(保護熱板)法で測定した熱伝導率

図 3.16 は通常の熱伝導解析で解析した試験片の温度履歴と、輻射・熱伝導連成解析で解析した温度履歴を、実験結果とならべて図示したものである。解析条件はともに試験片長さ 30mm、加熱熱流束 300 kW/m^2 である。実線は輻射・熱伝導連成解析の結果、破線は実験結果、一点鎖線は通常の熱伝導解析の結果である。

図 3.16 に表されるとおり、熱伝導解析での上面から 15mm の位置での温度は実験結果の上面から 3mm の位置での温度付近まで上昇している。熱伝導解析で得られる結果は実験結果、輻射・熱伝導連成解析による結果と比べて非常に高い温度を示している。

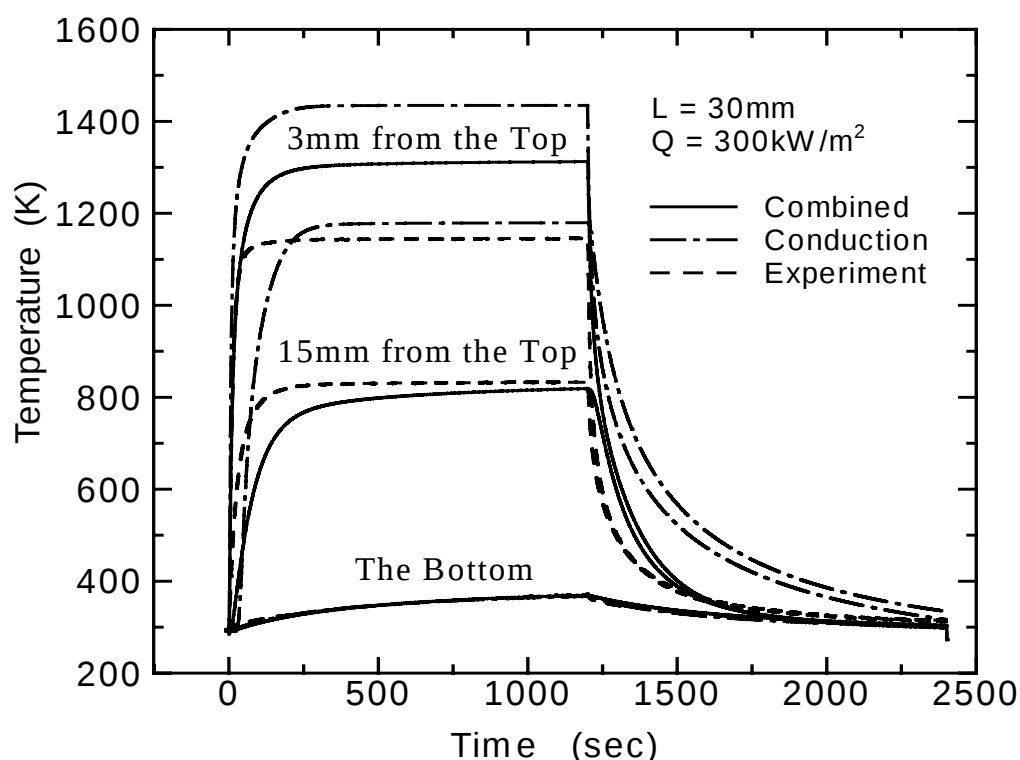


図 3.15 : 試験片内 3 箇所での温度履歴
(熱伝導解析、輻射・熱伝導連成解析、実験結果の比較)

ここまで述べたように、輻射・熱伝導連成解析においては使用する熱伝導率の決定が困難である。この点では、輻射の影響を反映させた熱伝導率を仮定して熱伝導方程式を解くという通常の熱伝導解析と同じである。通常の熱伝導解析で用いられる輻射の影響を反映させた熱伝導率は図 3.15 のような複雑な温度依存性を持つものと仮定される。これに対し、輻射・熱伝導連成解析で用いる熱伝導率は単純な複合則から決めたものや一定値として仮定しても、図 3.7、図 3.8、図 3.9、図 3.10、図 3.11、図 3.14 に表されるようにある程度の精度を持った解析結果が得られる。

輻射・熱伝導連成解析においては、輻射と熱伝導の支配方程式を分離して考えることで、**3.2**で述べたように輻射に関する材料定数が精度よく決定できる。このため輻射・熱伝導連成解析では、物性値の不確定性が減少し、通常の熱伝導解析に比べて精度の高い解析結果を得ることができたと考えられる。

第 4 章 HYFLEX TPS 解析

第4章 HYFLEX TPS 解析

本章では、航空宇宙技術研究所の超音速飛行実験機 HYFLEX の熱防護系(Thermal Protection System , TPS)を対象に行った輻射・熱伝導連成解析と熱応力解析について述べる。

4.1 HYFLEX

4.1.1 超音速飛行実験

HYFLEX とは 1996 年に航空宇宙技術研究所が行った超音速飛行実験に使用された実験機である。この実験は

1. 極超音速で飛行する揚力機の設計・製作・飛行の経験の蓄積
2. 設計 / 試験ツールの評価のための実飛行データの取得(熱空力特性に関する実飛行データの取得、熱防護システム、誘導制御系の性能データの取得)
3. 極超音速飛行実験技術の確立

を目的として行われた。

4.1.2 熱防護系(Thermal Protection System , TPS)

実験機の最高速度はマッハ数 14 程度で、空力加熱を受けるため、宇宙往還機と同様に機体は熱防護系で覆われている。

熱防護系は以下の 3 種類で構成される。

- ・ C / C(カーボンカーボン)複合材
- ・ セラミック断熱タイル：シリカタイル 厚さ 25mm
- ・ FSI , Flexible Surface Insulation

図 4.1 は 3 種類の熱防護系の使用箇所を表している。

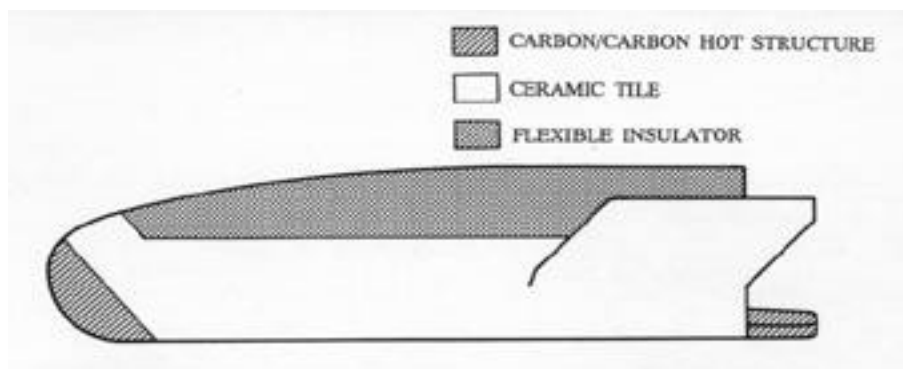


図 4.1 : HYFLEX の熱防護系

本章で述べる解析の対象は図 4.1 の白い部分に使用された断熱タイルである。図 4.2 は断熱タイルの概要である。多孔質材であるセラミックタイルが歪緩衝材(SIP, Strain Isolation Pad)を介して機体外板に固定され、上面にガラスコーティングが施されている。

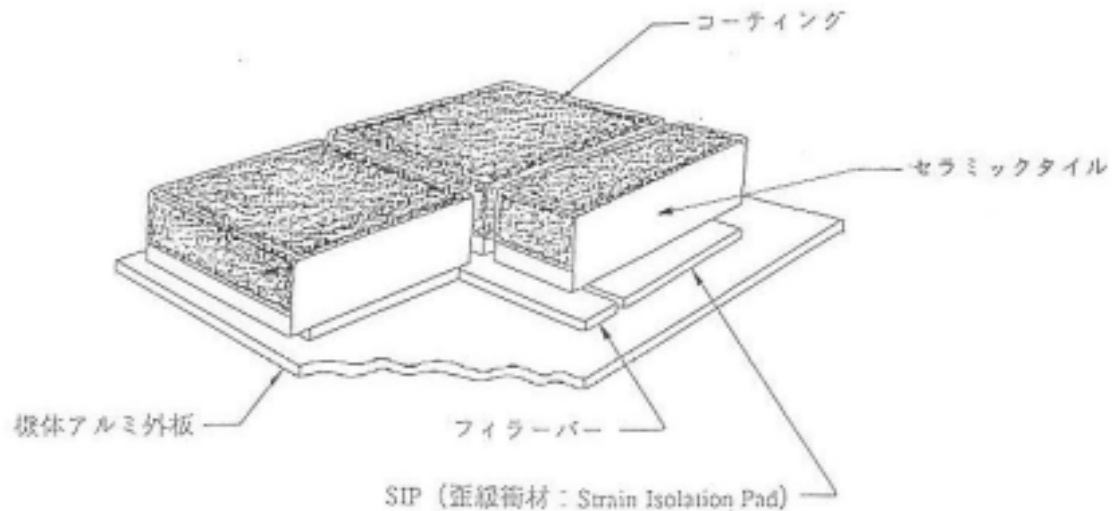


図 4.2：セラミック断熱タイルの概要

4.1.3 フライトデータ

図 4.3 は実験機の下面の図である。図 4.3 中の矢印の位置での断熱タイルの温度履歴の実飛行データが図 4.4 である。横軸は実験機がロケットから切り離されてからの時間、縦軸は温度である。TA21 はタイル上面から 0.3mm での、TA22 はタイル上面から 11mm での、TA23 はタイル下面での温度履歴である。

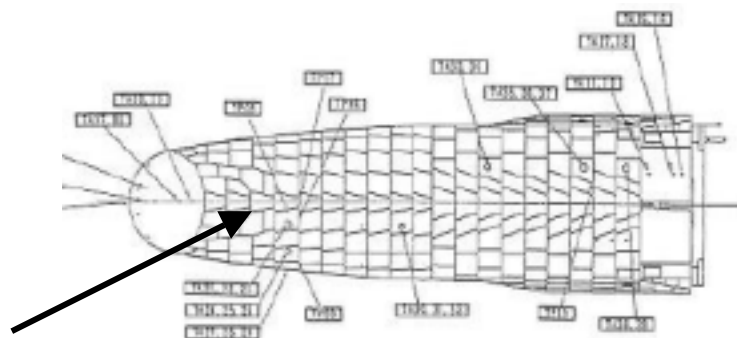


図 4.3：実験機下面の図（矢印は図 4.4 の温度履歴の測定位置）

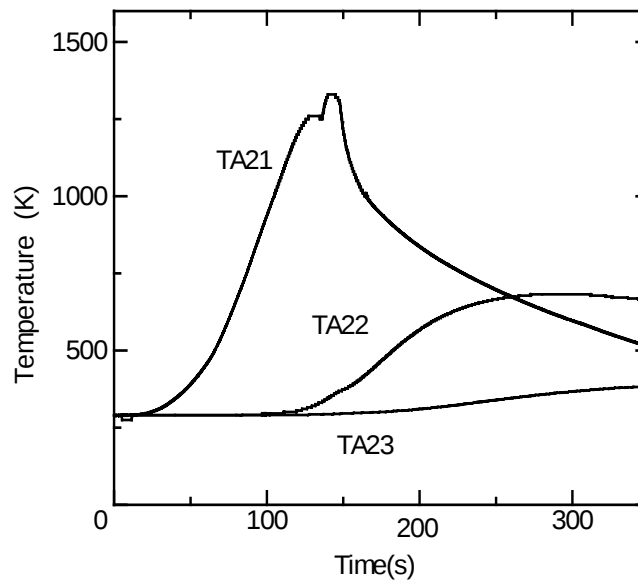


図 4.4：断熱タイルの温度履歴(実飛行データ)

4.2 輻射・熱伝導連成解析

4.2.1 解析条件

解析は 3.1 で述べた輻射熱伝導連成解析プログラムを用いて行った。

図 4.5 は解析する断熱タイルのモデルである。シリカタイルの表面に厚さ 0.3mm のガラスコーティングが施されている。全体の厚さは 25mm である。

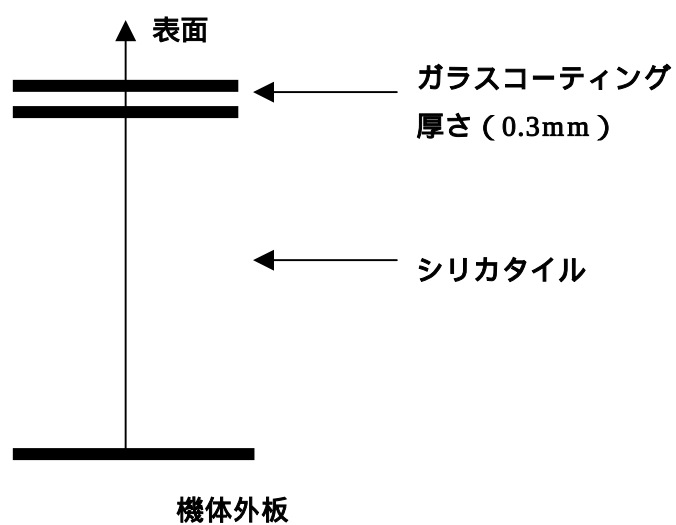


図 4.5：断熱タイルの解析モデル

境界条件は、タイル下面の温度に図 4.4 に示した実験データ(TA23)を用い、タイル上面の加熱に図 4.6 で示す熱流束を対流加熱として与えた。図 4.6 はタイル表面の加熱熱流束を、タイル上面から 0.3mm の温度履歴の実験データ(図 4.4 の TA21)を熱伝導解析で逆解析して求めたものである。横軸は実験機がロケットから切り離されてからの時間(s)、縦軸が熱流束(kW/m²)である。

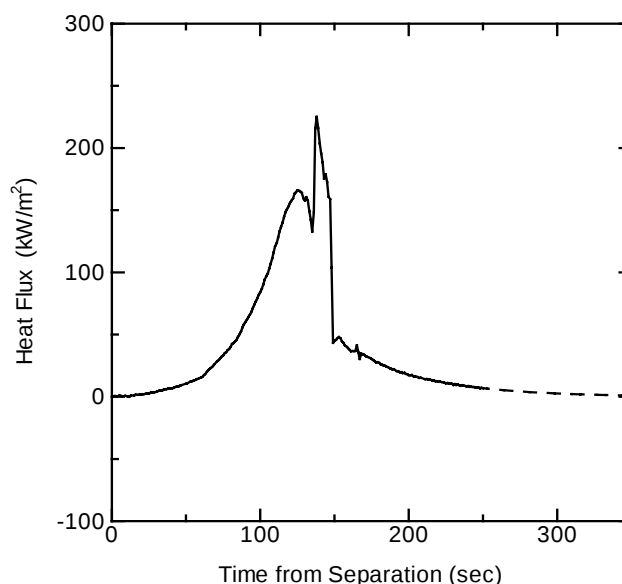


図 4.6：加熱条件として与える熱流束

物性値は表 4.1 に示すものを使用して解析した。ガラスコーティング部分の輻射はすべて散乱によるものと仮定しアルベド $\omega=0$ とした。コーティング部分のその他の物性値はガラスの文献値を用いた。シリカタイルの部分については熱伝導率、密度、比熱は文献値を用い、値が未知である輻射に関する材料定数(減衰係数、アルベド、内面の反射率、屈折率)は第 3 章で解析対象とした断熱タイルと同じだと仮定した。

表 4.1：解析に使用した物性値

ガラスコーティング部		シリカタイル部	
熱伝導率(W/mK)	2.17	熱伝導率(W/mK)	0.04
密度(kg/m ³)	3320	密度(kg/m ³)	193.6
比熱(J/kgK)	1116	比熱(J/kgK)	C(T)
減衰係数(m ⁻¹)	0.1	減衰係数(m ⁻¹)	2650
アルベド	0	アルベド	0.9998
表面反射率	0.85	内面反射率	0
内面反射率	0	屈折率	1.0
屈折率	1.5	(C(T)=1476.8-1.75 × 10 ⁻⁵ × T)	

4.2.2 解析結果

図 4.7 に解析結果を実飛行データと比較して示す。実線が解析結果、破線が実飛行データである。実験機がロケットから切り離されてからの断熱タイルの温度履歴である。横軸が時間(s)、縦軸が温度(K)である。TA21 はタイル上面から 0.3mm の位置、TA22 はタイル上面から 11mm の位置、TA23 はタイル下面での温度履歴である。

タイル上面から 11mm の位置での温度履歴は、解析結果は温度が上昇し始める時間については実飛行データと一致するが、最高到達温度は 250K ほど低い。

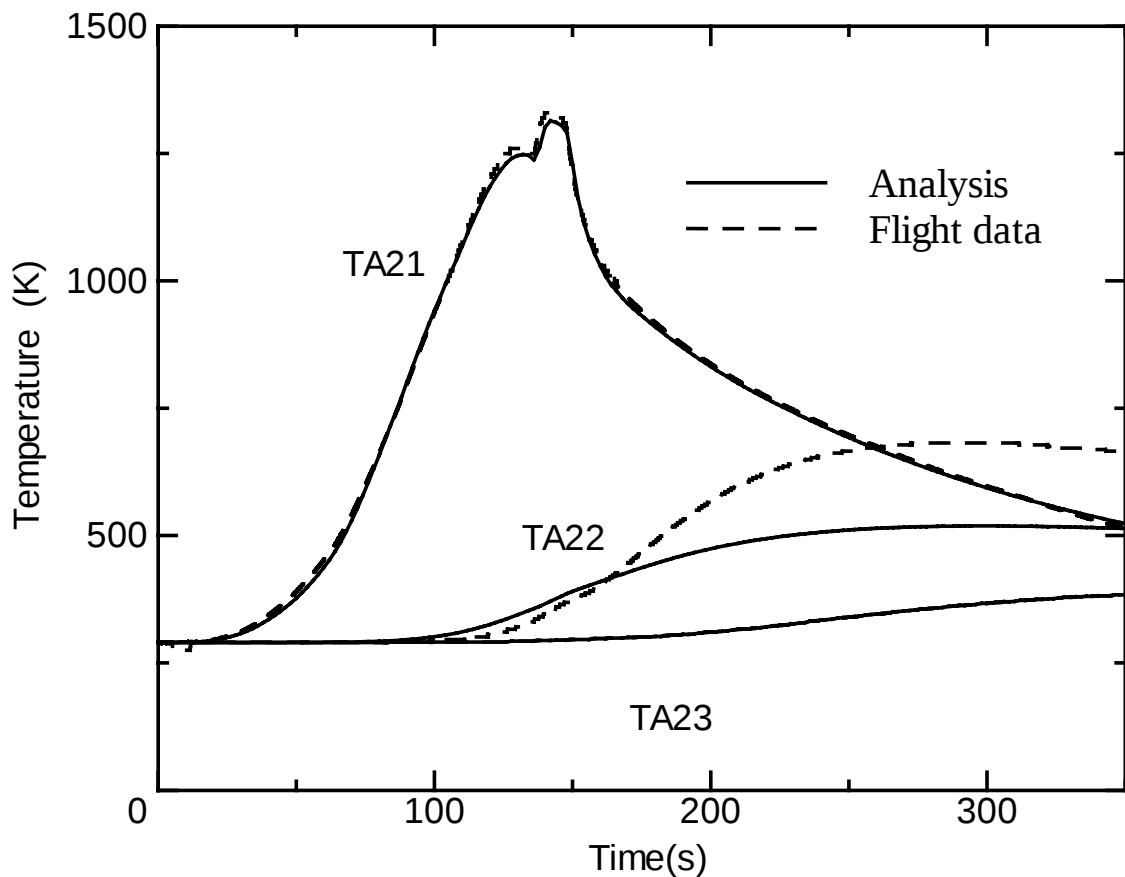


図 4.7：HYFLEX 断熱タイルの温度履歴(解析結果と実飛行データとの比較)

4.3 考察

図 4.7 に示したように断熱タイルの温度履歴の解析結果は実飛行データと一致しない。この解析精度を評価するために、輻射の影響を熱伝導率に反映させた熱伝導解析による解析の結果と比較する。図 4.8 は、熱伝導解析により解析した HYFLEX 断熱タイルの温度履歴と図 4.7 で示した輻射・熱伝導連成解析により解析した温度履歴を実飛行データとともに図示したものである。実線が輻射・熱伝導連成解析の結果、破線が実飛行データ、一点鎖線が熱伝導解析の結果である。

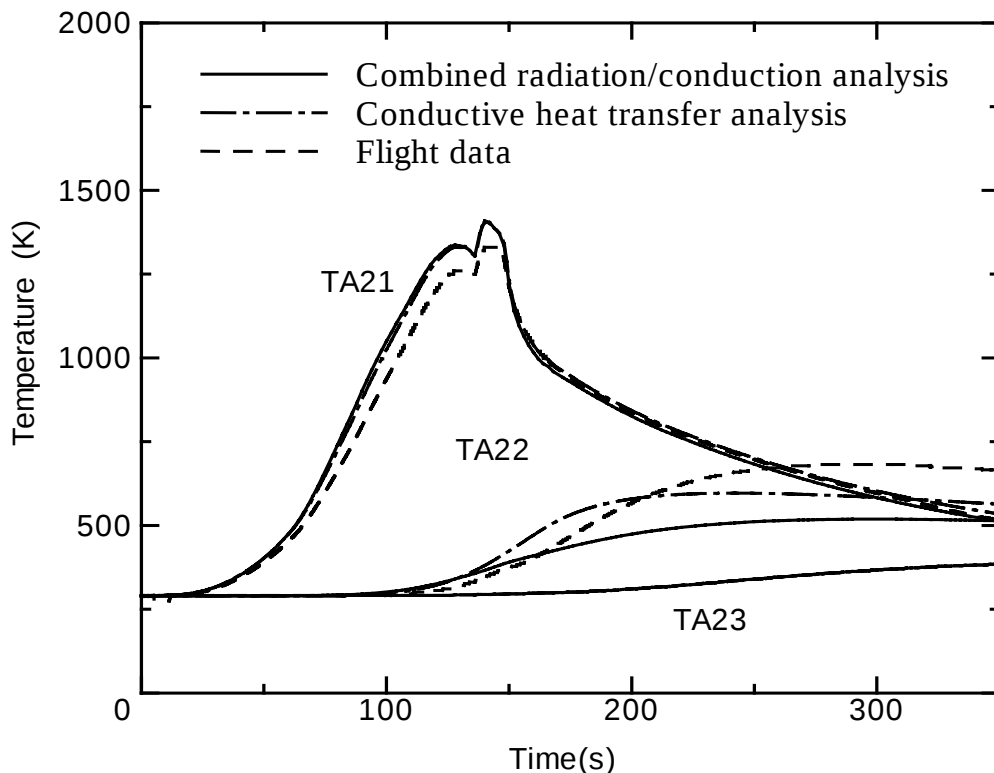


図 4.8：HYFLEX 断熱タイルの温度履歴
(熱伝導解析の結果と輻射・熱伝導連成解析の結果と実飛行データの比較)

図 4.8 をみると、熱伝導解析に比べて輻射・熱伝導連成解析は精度がよいとは言えない。3.5 で述べたように輻射・熱伝導連成解析の利点は輻射と熱伝導を分離して考えることで多孔質材の物性値の不確定性を減少させ、解析の精度を向上できることである。4.1 で述べたようにこの章で行った輻射・熱伝導連成解析では、HYFLEX 断熱タイルの輻射に関する材料定数が未知であったため第 2 章で求めた HOPE-X 用断熱タイルの材料定数を用いた。このとき、物性値の不確定性は、熱伝導解析における場合と変わらないので、熱伝導解析と比べて精度のよい解析ができなかったと考えられる。

第 5 章 結論

第 5 章 結論

本章では、本研究の結論を示し、今後の展望を述べる。

5.1 結論

本研究の結論は以下のとおりである。

1. 多孔質断熱タイルの加熱実験を行うことで、伝熱における輻射の影響を評価できる実験結果を得ることができた。その実験結果から、輻射・熱伝導連成解析に用いる未知の材料定数のうち輻射に関する材料定数を精度よく決定できた。
2. 多孔質断熱材の熱解析において、輻射と熱伝導を別々に取り扱う輻射・熱伝導連成解析は、輻射に関する材料定数を決定することで多孔質材の物性値の不確定性を減少させることができ、通常の熱伝導解析より精度の高い解析を行えることが分かった。

5.2 展望

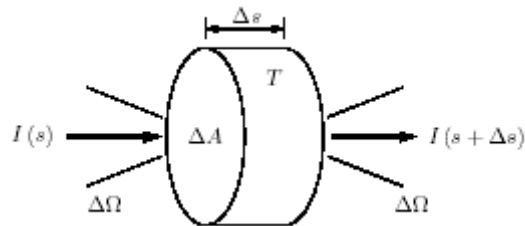
今後の課題として以下のことがあげられる。

1. 多孔質断熱材の輻射・熱伝導連成解析をより精度の高いものとするためには、固体の熱伝導率の決定方法を確立する必要がある。
2. 宇宙往還機断熱タイルの熱解析をより精度の高いものにするためには、さらに深く伝熱メカニズムに基づいて空気の熱伝導や対流による熱伝達の影響を考慮した熱解析手法を確立する必要がある。

付録

輻射輸送方程式

ここでは、参考文献[4],[5]にしたがって輻射輸送方程式の導出について説明する。



図：吸収と放射をする微小体積要素

与えられた方向の単位射影面積，単位立体角あたり射出される熱放射エネルギーを放射強度(Radiative Intensity) といい，単位は $W/(m^2sr)$ で与えられる。経路 s に沿う放射 $I(s)$ について考える。この放射は図 のように，断面積 ΔA 、長さ Δs の微小体積要素 $\Delta V = \Delta A \Delta s$ に立体角 Ω で入射する。この放射強度は ΔV で，経路 s に沿って吸収により減衰するものとする．ここで，吸収係数(Absorption Coefficient) K_a を次のように定義する。

$$K_a = \lim_{\Delta s \rightarrow 0} \frac{\Delta V \text{で吸収されたエネルギー}}{(\Delta V \text{に入射したエネルギー}) \Delta s} \quad ()$$

単位は， m^{-1} である．式() を用いると放射エネルギーの減衰は次式のように表される。

$$\frac{dI}{ds} = -K_a I \quad ()$$

K_a が s に依存しないとすると，式() の解は次のように得られる(ビアの法則)。

$$I(s) = I_0 \exp(-K_a s) \quad ()$$

透過率(Transmissivity) τ ，吸収率(Absorptivity) α は次式で定義される。

$$\tau = \frac{I \Delta \Omega dA}{I_0 \Delta \Omega dA} = \exp(-K_a s) \quad ()$$

$$\alpha = 1 - \tau = 1 - \exp(-K_a s) \quad ()$$

キルヒホッフの法則により，温度が一定であれば，輻射率(Emissivity) ε とすると、

$$\varepsilon = \alpha \quad ()$$

したがって、

$$\varepsilon = \alpha = 1 - \exp(-K_a s) \quad ()$$

微小な経路長 Δs における減衰を考えたとき，式()，()，() をTaylor 展開して

$$\tau = 1 - K_a \Delta s + \dots \quad ()$$

$$\alpha = K_a \Delta s + \dots \quad ()$$

$$\varepsilon = K_a \Delta s + \dots \quad ()$$

つぎに，図 の系において、 ΔV で吸収(Absorption) と放射(Emission) が生じる場合を考える．このとき， ΔV におけるエネルギーの保存は入力エネルギーと放射エネルギーの和が出力エネルギーと吸収エネルギーの和に等しいことから次のようになる。

$$I(s) \Delta A \Delta \Omega + \varepsilon I_b(T) \Delta A \Delta \Omega = I(s + \Delta s) \Delta A \Delta \Omega + \alpha I(s) \Delta A \Delta \Omega \quad (\text{xi})$$

ここで， I_b は黒体の放射強度で、

$$I_b(T) = n^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} \quad (\text{xii})$$

である。 n は屈折率、 σ はステファン・ボルツマン定数である。式(xi) に式(ix) と式(x) を代入し、 $\Delta A \Delta \Omega \Delta s$ で割り、さらに $s \rightarrow 0$ とすると，次の輸送方程式(Transfer Equation) が得られる．

$$\frac{dI}{ds} = -K_a + K_a I_b(T) \quad (\text{x})$$

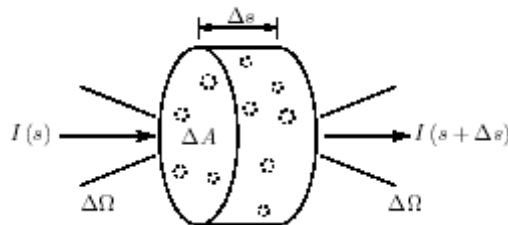


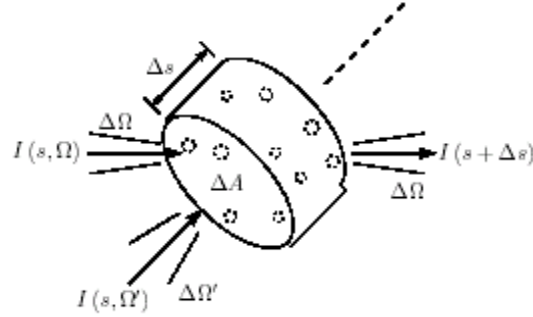
図 ： エネルギーが散乱する微小体積要素(1)

続いて，散乱について考える。図 について、 ΔV で散乱のみ生じるとする。すなわち，吸収と放射は無いものとする，エネルギーの保存は

$$\begin{aligned} & \Omega \text{ に沿った入力エネルギー} + \Omega \text{ 方向へ散乱されるエネルギー} \\ & = \Omega \text{ に沿った出力エネルギー} + \Omega \text{ 以外の方向へ散乱されるエネルギー} \end{aligned} \quad (\text{x})$$

である．ここで，散乱係数(Scattering Coefficient) K_s を，式()と同様に，次式で定義する．

$$K_s = \lim_{\Delta s \rightarrow 0} \frac{\Delta V \text{ から散乱で逃げてゆくエネルギー}}{(\Delta V \text{ に入射したエネルギー}) \Delta s} \quad (\text{xv})$$



図：エネルギーが散乱する微小体積要素(2)

式(xiv)を定式化する前に、式(xiv)の左辺第2項を考える。これは、図のように、全ての Ω' 方向から Ω 方向へと散乱される(in-scattering) エネルギーであり、散乱が等方的な場合は、次式で表現される。

$$\begin{aligned} & \text{全ての } \Omega' \text{ 方向から } \Omega \text{ 方向へと散乱されるエネルギー} \\ &= \frac{\Delta\Omega}{4\pi} K_s \Delta s \Delta A \int_{4\pi} I(\Omega') d\Omega' \end{aligned} \quad (\text{xvi})$$

式(xvi)を用いて式(xiv)を定式化すると、次のようになる。

$$I(s) \Delta A \Delta\Omega + \frac{\Delta\Omega}{4\pi} K_s \Delta s \Delta A \int_{4\pi} I(\Omega') d\Omega' = I(s + \Delta s) \Delta A \Delta\Omega + K_s I(s) \Delta\Omega \Delta V \quad (\text{x})$$

これより、次の輸送方程式を得る。

$$\frac{dI(\Omega)}{ds} = -K_s I(\Omega) + \frac{K_s}{4\pi} \int_{4\pi} I(\Omega') d\Omega' \quad (\text{x})$$

最終的に、吸収，放射，および，散乱を伴う系における輸送方程式は，式(x)，および，式(x)により，次のようになる。

$$\frac{dI(\Omega)}{ds} = -(K_a + K_s) I(\Omega) + \frac{K_s}{4\pi} \int_{4\pi} I(\Omega') d\Omega' + K_a I_b(T) \quad (\text{x})$$

放射エネルギーの減衰は吸収と散乱からなるので，減衰係数は吸収係数と散乱係数を用いて、

$$K_e = K_a + K_s \quad (\text{xx})$$

と表現することができる。これらの係数の単位はいずれも m^{-1} である。また，減衰に対する散乱の割合を表す無次元パラメータをアルベド(Albedo) ω といい，その定義は，

$$\omega = \frac{K_s}{K_e} = \frac{K_s}{K_a + K_s} \quad (\text{xxi})$$

である。

式(xxi)を用いて、式(xix)を書き換えると

$$\frac{1}{K_e} \frac{dI(\Omega)}{ds} = -I(\Omega) + \frac{\omega}{4\pi} \int I(\Omega') d\Omega' + (1-\omega)I_b(T) \quad (\text{xxii})$$

式(xxii) はある Ω 方向の経路 s に沿う輸送方程式である。これを、座標系で表すと次のようになる。

$$\frac{1}{K_e} \bar{e}_\Omega \nabla I(\Omega) = -I(\Omega) + \frac{\omega}{4\pi} \int I(\Omega') d\Omega' + (1-\omega)I_b(T) \quad (\text{xx})$$

ここで $\bar{e}_\Omega$ は Ω 方向の単位ベクトルである。

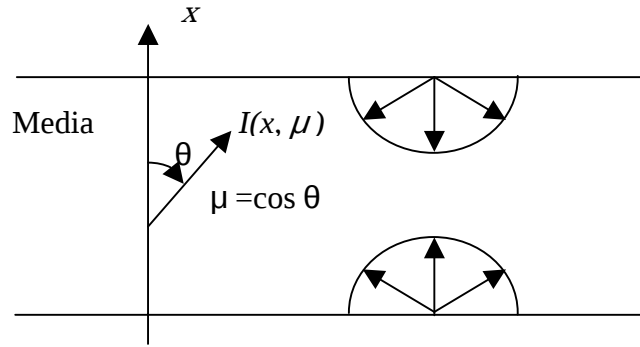


図 ：一次元輻射伝熱の系

本研究における解析は図 のように断熱材の深さ方向の解析で一次元であるので、式(xx) の一次元表記を以下に記す。

$\bar{e}_\Omega$ の各成分は、 Ω 方向の方向余弦であることに注意すると、一次元の輻射輸送式は次のように書くことができる。

$$\frac{\mu}{K_e} \frac{dI(x, \mu)}{dx} = -I(x, \mu) + \frac{\omega}{2} \int_{-1}^1 I(x, \mu') d\mu' + (1-\omega)I_b(T) \quad (\text{xx})$$

ここで、 μ は x 軸から測った輻射方向の余弦である。

参考文献

- [1] 塩崎聖治, 宇宙往還機熱防護系の非定常熱応力におよぼす輻射特性の影響, 東京大学卒業論文, 2002.
- [2] 中村俊哉, 輻射を考慮した多孔質断熱材料の伝熱解析, 第46回日本学術会議材料研究連合講演会, 2002.
- [3] Stanley D.Williams, Donald M.Curry, Prediction of Rigid Silica Based Insulation Conductivity, NASA TP-3276, 1993
- [4] Brewster,M.Q., Thermal Radiative Transfer and Properties, John Wiley & Sons,Inc., 1992
- [5] Siegel,R. and Howell,J., Thermal Radiation Heat Transfer, McGraw-Hill Book Company, 1972

あとかき

謝辞

この研究を進めるにあたって、指導していただいた酒井先生、泉先生をはじめ酒井・泉研究室の皆さんには一年間大変お世話になり深く感謝しております。また、研修生として私を受け入れて下さった航空宇宙技術研究所の中村先生、甲斐さん、神田さん、この一年は本当に貴重な経験をさせていただきありがとうございました。

特に、航技研において私を指導してくださった中村先生には、研究に関することから幅広い範囲まで非常に多くの知識と助言を与えていただきました。この一年は指導を受けるばかりで、私が提供できるものはほとんどなかったように思います。この点で私は、中村先生への深い感謝の気持ちと自分自身へのはがゆさを禁じえない次第です。私がこの一年の経験を生かし、できる限りの努力を続け、近い将来一人前の技術者として胸をはれるようになることが、中村先生への最良の恩返しだと考えます。非常に複雑で様々な問題を抱えている日本の航空宇宙産業・宇宙開発が、これらの障害をひとつひとつ乗り越え世界と対等に渡り合えるまで発展するために必要なものは、結局は、これに携わる研究者・技術者一人一人の弛まぬ努力と強い意志のみであると信じます。私も春からはこの技術者の一人として加わりますが、早く一人前になり、ゆくゆくはこの航空宇宙業界を引っ張っていく存在になるために、最大の努力を尽くそうと強く決心しています。もしも将来、また中村先生と共に仕事ができる機会がありましたら、そのときは頼りがいのある仕事相手として成長していきたいと思います。

また、庄司先生と京都大学の牧野先生にも有意義な助言をいただき、たいへん勉強になりました。

この一年、いろいろな知見を与えてくれた布川君・中野君をはじめとする友人たちにも感謝しています。

そして、私のよき理解者である越川友侑介君をはじめとした上海エクспレス永福店のみなさん、私がこの一年、さほどの経済的な困難もなく過ごせたのはみなさんと楽しく働くことができたからだと思っています。年末年始の忙しい時期にこの論文を書くとの理由で働けなくなることを許していただいてありがとうございました。

最後に、私の大学生活を経済的に支えて下さった両親に深く感謝します。

私がこのように卒業論文を書くことができたのは、五年間の大学生活において、学内や学外で私を支えて下さったすべての人のおかげだと考えています。みなさん、本当にありがとうございました。

以上
1 ~ 58p 完

卒業論文

平成 15 年 2 月 7 日提出
10228 渡邊文章