

ISSN 0389-4010  
UDC 533.6.07  
662.998  
629.76

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1181

H-IIロケットフェアリング断熱材のアーク加熱試験

平林 則明 ・ 松崎 貴至 ・ 福島 幸夫

中村 富久 ・ 藤田 猛

1992年10月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# H-II ロケットフェアリング断熱材のアーク加熱試験\*

平林 則明\*<sup>1</sup> 松崎 貴至\*<sup>1</sup> 福島 幸夫\*<sup>2</sup>  
中村 富久\*<sup>2</sup> 藤田 猛\*<sup>2</sup>

## Arc-Heating Tests of Thermal Protection System Materials for the H-II Rocket Fairing

Noriaki HIRABAYASHI\*<sup>1</sup>, Takashi MATSUZAKI\*<sup>1</sup>  
Yukio FUKUSHIMA\*<sup>2</sup>  
Tomihisa NAKAMURA\*<sup>2</sup> and Takeshi FUJITA\*<sup>2</sup>

### ABSTRACT

Materials suitable for the thermal protection system (TPS) of the rocket fairing for the Japanese next generation launch vehicle named H-II were tested using an arc-heated wind tunnel. The main constituents of the candidate materials were epoxy resin and silicon rubber. The heating rate was from 60~100 kW/m<sup>2</sup> in accordance with the maximum heating rate of the nose region of an ascending H-II rocket. Test results showed that polycondensed silicon rubber was the best candidate as the main component of the TPS, and also that a SiC coating was indispensable. In addition, based on results and a preliminary estimation of the skin temperatures of the fairing nose region, a SiC coating of about 2 mm in thickness is considered sufficient to achieve thermal protection capability.

**Keywords:** Arc-heated wind tunnel, Rocket fairing, Thermal protection system materials, Polycondensed silicon rubber

### 1. ま え が き

H-II ロケットは、今まで成功裡に打ち上げられてきたH-I ロケットの後継機として、1990年代初頭までに実用化することを目指して宇宙開発事業団 (NASDA) が開発を進めているロケットである。その規模は、H-I ロケットが総重量140,000kg (140t)、静止軌道への衛星打ち上げ能力550kg、全長44m、直径2.4mであるのに対して、H-II ロケットの規模は、総重量260,000kg (260t)、静止軌道への衛星打ち上げ能力2,000kg、

全長49m、直径4mである。

当研究所と宇宙開発事業団は、H-II ロケットに関する共同研究の一環として、昭和60年度から「H-II フェアリングに関する研究」(NAL/NASDA 共同研究)を開始し、フェアリング(ロケット先端部の人口衛星を収納する部分)の構造に関する研究、空力加熱に関する研究および音響振動に関する研究を進めてきた。

このフェアリングは、先端部が鈍頭円錐形をした直径4m、全長12mの円筒形をしており、H-II ロケット発射280秒後に縦に二分される構造にな

\* 平成4年6月26日受付 (received 26 June 1992)

\*<sup>1</sup> 空気力学部 (Aerodynamics Division)

\*<sup>2</sup> 宇宙開発事業団 (National Space Development Agency of Japan)

っている。これまで、地上での開頭分離試験、試験用ロケットによる分離機能確認試験等が実施されてきた。H-II ロケットのフェアリングは、マッハ数4を超える極超音速に近い領域で、最大加熱率約120kW/m<sup>2</sup>を受ける。このフェアリングは、防熱および軽量化を図るためアルミハニカム断熱構造とし、さらに軽量断熱材を表面に塗布する必要がある。また、H-II ロケットのフェアリングは、H-I ロケットと比較して、打ち上げ上昇時の空力加熱環境は、一段と厳しくなることが予想される。現在、H-II ロケットの開発は、純国産化の方針に沿って、フェアリング断熱材も国産化する開発が進められている。

H-II ロケットフェアリング用断熱材の空力加熱に関する研究のうち、アーク加熱風洞試験については、昭和60年度から昭和62年度迄に4つのシリーズ(KA, KB, KC及びKD)に分け実施した。

本文では、主として昭和62年度以降に行われた軽量断熱材(KCシリーズおよびKDシリーズ)に関するアーク加熱風洞試験の結果に就いて述べることとする。

## 記号

$a$	: 音速
$A$	: 係数
$C_p$	: 定圧比熱
$G$	: 熱吸収率
$h$	: エンタルピー
$H$	: 飛行高度
$I$	: アーク電流
$\dot{m}_{g1}$	: 一次ガス流量
$\dot{m}_{g2}$	: 二次ガス流量
$M$	: マッハ数
$p$	: 圧力
$p_t$	: 動圧
$p_{02}$	: ピトー圧
$P$	: 入力電力
$\dot{q}$	: 加熱率
$R$	: 気体定数
$t$	: 加熱時間
$T$	: 温度

$V$	: 速度またはアーク電圧
$\gamma$	: 比熱比
$\epsilon$	: 放射率
$\rho$	: 密度
$\sigma$	: ステファンボルツマン定数 ( $5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \text{ K}^4$ )

## 添字

0	: 澱み点状態
model	: 供試模型
$w$	: 模型表面
$\infty$	: 大気状態または飛行条件

## 2. 試験の目的とアーク加熱条件

H-II ロケットが飛行中に受ける最も苛酷な熱的条件は、文献1), 2)から表2.1のように与えられる。この飛行条件から、アーク加熱風洞の運転に必要な澱み点温度、圧力、動圧等の諸量は、次式によって決定した。表2.2はその結果を纏めたものであり、従って同表は、H-II ロケットの飛行環境を空力的に整理したものと言える。

$$T_0 = T_\infty \{1 + (\gamma - 1)/2 \cdot M_\infty^2\} \quad (1)$$

$$p_0 = p_\infty \{1 + (\gamma - 1)/2 \cdot M_\infty^2\}^{\gamma/(\gamma - 1)} \quad (2)$$

$$h_0 = C_p T_0 + V_\infty^2/2 \quad (3)$$

$$p_t = \gamma p M_\infty^2/2 \quad (4)$$

$$p_{02} = p_\infty \left\{ (\gamma + 1) M_\infty^2/2 \right\}^{\gamma/(\gamma - 1)} \times \left\{ 2\gamma M_\infty^2/(\gamma + 1) - (\gamma - 1)/(\gamma + 1) \right\}^{-1/(\gamma - 1)} \quad (5)$$

H-II ロケットフェアリング用断熱材を選定するには、①断熱材内部の温度上昇率の測定から断熱性能を、及び②アブレーション熱を測定することによりアブレータとしての性能をそれぞれ評価する必要がある。アーク加熱風洞によって以上の評価を行うには、表2.2に示す実機の飛行環境に耐えることを確認する必要がある。その具体的な確認事項は、①フェアリング母材(アルミハニカム)の機械的強度を保持するために試験時間中に、裏面温度が一定値(194°C)を越えないこと、②断熱性能を向上するために質量減少が少なく、有効アブレーション熱が大きいこと(表面温度が著しく上昇しないこと)、③灰化が少なく、耐酸化性

表 2.1 ピーク加熱時の飛行条件

よどみ点空力加熱	$\dot{q}_0$	約 120 kW/m <sup>2</sup> (乱流加熱を含む)
マッハ数	$M_\infty$	4.2
飛行速度	$V_\infty$	1.6 km/s
飛行高度	H	30 km

表 2.2 ピーク加熱時の空力環境

大気温度	$T_\infty$	228 K
大気圧力	$p_\infty$	1.206 kPa (9.05 Torr)
大気密度	$\rho_\infty$	1.84 g/cm <sup>3</sup>
大気音速	$a_\infty$	303 m/s
よどみ点温度	$T_0$	1032 K
よどみ点エンタルピ	$h_0$	1.52 MJ/kg
よどみ点圧力	$p_0$	2.35 ata
動圧	$p_t$	14.53 kPa (109 Torr)
総圧	$p_{02}$	27.73 kPa (208 Torr)

が強いこと、④炭化が少なく、亀裂形成も少ないこと、及び⑤フェアリング開頭時の剝落による汚染防止のために耐衝撃性が強いことであり、以上の項目に就いてアーキ加熱風洞によって実証すれば良いはずである。さらに実機に装備する断熱材として具備すべき条件は、加工性に優れていること、接着性能が良いこと、比重が小さいこと、熱膨張率が小さいこと、電波透過性能が優れていること等を挙げる事が出来る。

### 3. アーク加熱風洞試験の概要

#### 3.1 アーク加熱風洞

##### (設備の概要と淀み点温度の調整)

本加熱試験は、当研究所に設置されているアーキ加熱風洞<sup>3),4)</sup>を使用した。風洞の概念図は図 3.1 であり、本風洞は、高度約 50km でピーク加熱を受ける弾道回収体再突入時の熱的環境(ノミナル条件;  $T_0 = 6000\text{K}$ ,  $h_0 = 21\text{MJ/kg}$ ,  $p_0 = 1\text{MPa}$ )の模擬に適した設備である。従って、ロケット打ち上げ時とは環境が大きく異なり、表 2.2 に示す通り総圧  $p_{02} = 27.7\text{kPa}$  に対し、本風洞では約 2.7 kPa 程度に過ぎない。従って、本風洞をそのまま H-II フェアリング断熱材の加熱試験に使用するとすれば、澱み点加熱率  $\dot{q}_0$  は高すぎるが、総圧  $p_{02}$  は逆に低く過ぎることになる。フェアリングの加熱を模擬するには、加熱率を合わせることが最重要課題であるが、気流の摩擦力と単位時間の

酸素供給量も実機に合わせられるように試験時の総圧も実機の飛行状態に一致させるのが理想である。

澱み点加熱率が高すぎる問題に対しては、アーキ電力をより低く抑えること及び以下に述べる二次ガス導入方式を採用することにより対処した。即ち、アーキ加熱器直流電源の出力側回路を直列接続に変更し、小電流で安定に作動させる工夫をすることにより、アーキ加熱器の入力電力を可能な限り低く抑えることができることと、プレナム室に設けた二次ガス導入孔から常温の空気を導入することによって、プレナム室エンタルピ、従って澱み点加熱率を低下させることができることを応用した。例えば、一次ガス流量として 2g/s、二次ガス流量として 3g/s を流すことにより、プレナム室圧力低下の問題を殆ど引き起こすこともなく澱み点加熱率を大幅に低下させることが可能となった。

以上の状況を纏めたのが図 3.2 であり、二次ガス導入によるプレナム室エンタルピ  $h_0$  と圧力  $p_0$  の変化の測定結果の一例を示す。横軸のガス流量を一次ガスと二次ガスとの合計流量が 7g/s 一定とした場合(一次ガス、二次ガスの各流量が共に 3g/s の場合を含む)で、二次ガス流量 ( $\dot{m}_{g2}$ ) を 0 g/s ~ 3g/s、従って一次ガス流量 ( $\dot{m}_{g1}$ ) を 7g/s ~ 4g/s と変化させることにより、 $p_0$  の著しい低下を招くこともなく  $h_0$  を約 8.5MJ/kg から約 4.5MJ/kg へと低下させ、それに伴って澱み点加熱率  $\dot{q}_0$  も 1.08 MW/m<sup>2</sup> から 0.2 MW/m<sup>2</sup> へと、著しく低下させることができる事が判る。

また、総圧が一致しない問題については、気流の表面摩擦力による断熱材の剝落等の影響もあるので、加熱試験後の表面状態の観察および耐衝撃性試験の結果を考慮することで対処した。ここでいう耐衝撃性試験とは、加熱試験後の供試模型を 60cm の高さから管内を通してアルミ板上に落下させるもので、断熱材の剝離、飛散状況を観察した。

##### (模型の支持法と測定法)

加熱試験は、風洞気流を長時間持続させたまま模型を熱気流に次々に投入・待避を繰り返すこと

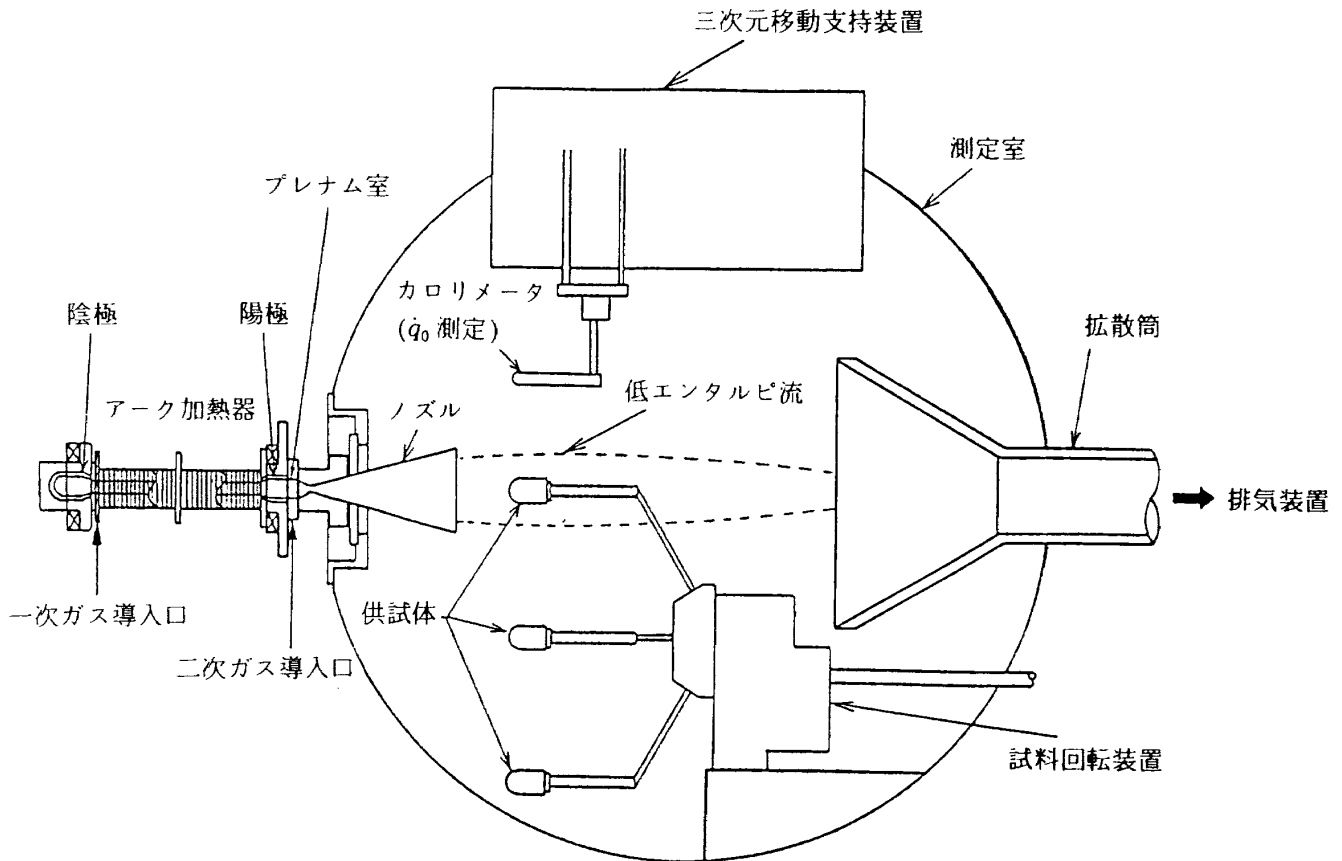


図 3.1 アーク加熱風洞試験装置の概略

によって行われる。このため、測定室内には、図 3.1 に示すように試料回転装置が装着されており、支持腕には、供試模型がそれぞれ固定され、加熱時間が経過した毎にこの支持腕を順次回転して模型を気流に投入、或は待避する仕組みになっている。本試料回転装置には、模型の寸法にもよるが一度に 6～8 個の供試模型が取り付け可能であるので、風洞を停止する事なく 6～8 体の供試模型の加熱試験を連続して実施することが可能である。また測定室上部に設置されている三次元移動支持装置には、水冷式のカロリメータが取り付けられており、これを随時気流中に投入することによって通風中の澁み点加熱率を測定している。

### 3.2 供試模型

供試模型の構造は、図 3.3(a), (b) に示す。模型の材料には、H-II ロケットフェアリング用軽量断熱材を用い、その組成および主材の種類ならびに製法等により KA, KB, KC および KD の 4 つのシリーズに分類できる。図 3.3(a) に示す模型は、

断熱材候補材料 KB シリーズの試験に用いたものであり、直径 32mm、高さ 15mm のアルミ円柱に、断熱材をスプレー施工したもので、先端部の球面曲率半径 30mm、長さ 42mm、外径 38mm である。模型には図に示す通り、 $\phi 0.2\text{mm}$  の C-A 熱電対を断熱材表面、2mm 下層、7mm 下層およびアルミブロック接合面に合計 4 本配置した。表面に白色のポリウレタンエナメルを厚さ約 1.0mm のトップコートとして、コーティングしたものとトップコートのないものの二種類がある。図 3.3(b) は、断熱材候補材料 KC および KD シリーズの試験に用いた模型の形状を示す。中空構造のアルミブロックの表面にプライマーを施した後、断熱材をスプレー施工し、成形加工のうえ、表面をトップコート（シリコン系またはポリウレタン系エナメル）によって仕上げたものである。先端部の断熱材の厚さは、H-II 実機の仕様と同じ、シリコン系は 3mm、エポキシ・ウレタン系は 2mm である。アーク加熱試験時の模型温度測定は、トップコートの直下（断熱材表面）と断熱材本体裏

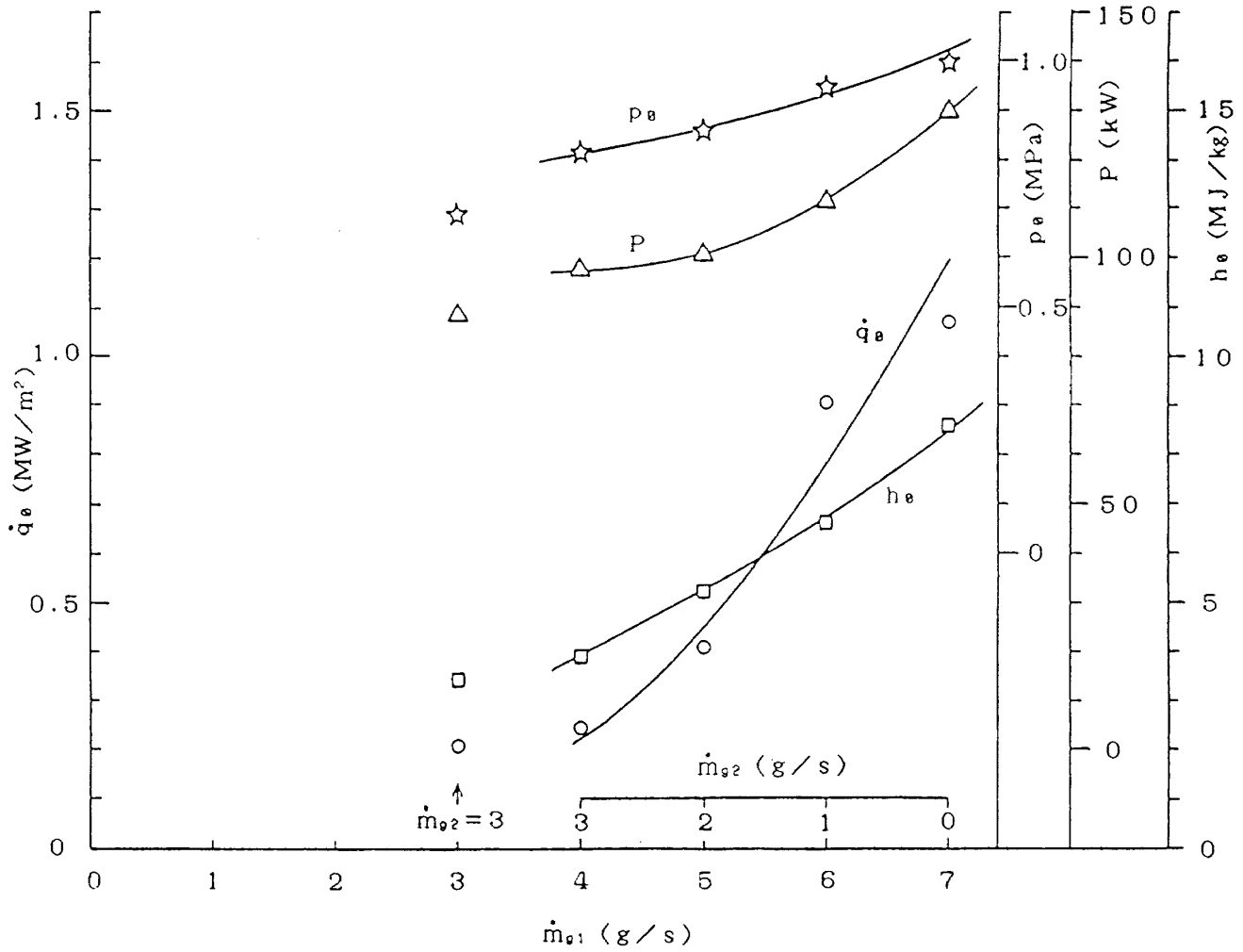


図 3.2 二次ガス導入の効果

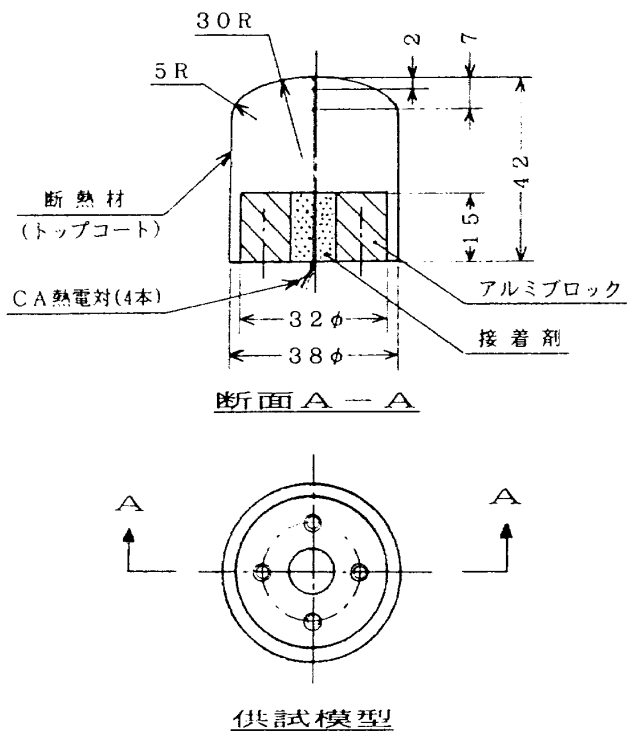


図 3.3(a) 供試模型の形状 (KBシリーズ)

面に取り付けた 2 組の C-A 熱電対を用い、表面および裏面温度を測定した。

### 3.3 断熱材

H-II フェアリング用の断熱材には、その施工面積が大きいことから特に軽量で断熱特性に優れ、かつ良好なスプレー加工性が要求される。断熱材は、強度、可撓性、断熱性、耐熱性、密度、加工性等を勘案して採用される。

当初試験した KA シリーズでは、ウレタン変性エポキシ樹脂 42.8% (重量比率) を主材とし、充填材 (シリカマイクロバルンおよびフェノールマイクロバルン 27.4%/27.4%, 41.1%/13.7%) の比率を変えた二種類の断熱材を採用した。KB シリーズでは、同じくウレタン変性エポキシ樹脂 47.6% を主材に、シリカマイクロバルンおよびフェノールマイクロバルンを充填したものを採用した。

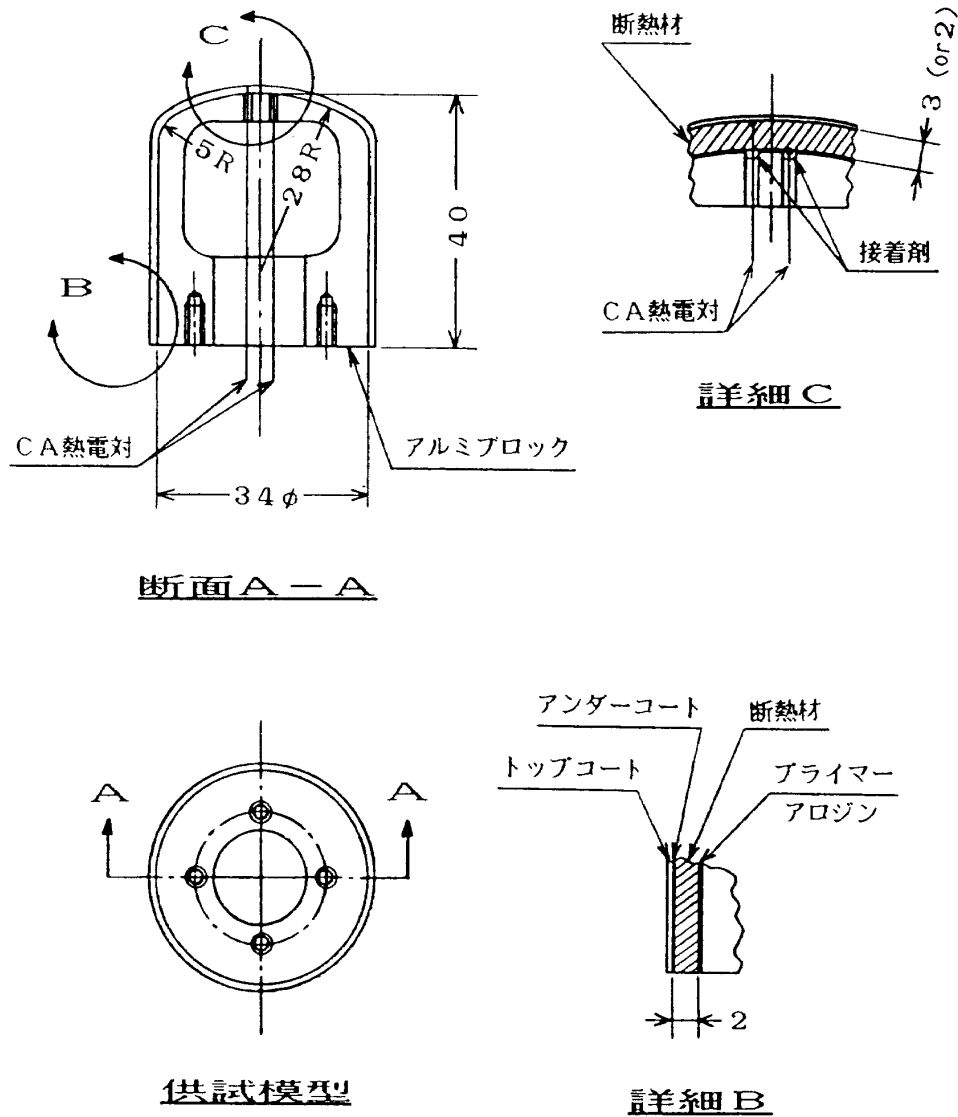


図 3.3 (b) 供試模型の形状 (KC, KD シリーズ)

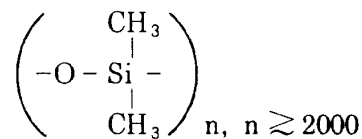
表 3.1 KC シリーズ断熱材の組成 (重量%)

KC-1~12		KC-13~23	
シリコンゴム (付加型)	(縮合型)	イソキレタン樹脂	21.6~47.6%
	24.5%, 44.4%, 48.8%	改質用イソキレタン樹脂	0~21.6%
硬化促進剤	2%	マイコンドールン	
マイコンドールン(シリカ)	40~44%	(フェノール or シリカ)	23.5%
難燃材	0%, 8.8%, 0%	補強材	0.13~2.0%
補強材	0.9~2%	分散剤	2.0%, 4.0%
分散剤	1.8%, 2%	硬化剤	3.0~6.8%
硬化剤	2.2~2.3%	溶剤	必要量
溶剤	必要量	トップコート	シリコンエポキシ
トップコート	シリコンエポキシ		

KC シリーズの断熱材は、シリコンゴムおよびエポキシ・ウレタン樹脂を主材とした二種類であり、およその組成を表 3.1 に示す。なお、KC-1~KC-12のシリコン系については、縮合型と付加型の二種類を採用し、前者についてはシリコ

ンゴムの重量比率が44.4%で難燃材を8.8%添加したもの及びシリコンが48.8%で難燃材を添加しないものの二種類がある。

KC-1~KC-12の主材であるシリコンゴムは、ゴム状弾性を示すシリコンで、ジクロロジメチルシラン $[(CH_3)_2SiCl_2]$ の加水分解、脱水縮合により生成するジメチルポリシロキサンを主体として硬化させたもので

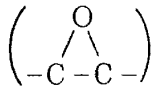


の形の重合体である。シリコンゴムは、その製法により、縮合剤を加えて縮合反応により生成する縮合型と、付加重合により生成する付加型とがある。シリコンゴムは、断熱性に優れているの

表 3.2 KD シリーズ断熱材の組成 (重量%)

	KD-1~10 (縮合型)	KD-11~20 (伸展性縮合型)
シリコンゴム	39.6%	38.5%
硬化促進剤	0%	0.1%
難燃材(アミン、ピロカーボ)	7.8%	7.6%
充填材(シリカマイクロバルーン)	47.4%	46.2%
補強材(ガラスファイバー)	2.4%	2.3%
分散剤	1.6%	1.5%
硬化剤	1.2%	0%
溶剤	必要量	

もちろん、260°C 以上の高温で機械的、電気的特性が低下せず、耐水性も優れているとされている。また、KC-13~23の主材であるエポキシ樹脂は、一分子内に二個以上のエポキシ基



を持つ、樹脂状物質の重合により生成される三元構造を持つ熱硬化性樹脂で、ビスフェノールAとエピクロロヒドリから、アルカリの存在下で、60~120°Cの温度で合成される。引張り強さは、シリコンゴム(17.6MPa~34.3MPa)より強く、34.3MPa~48MPaの強度ものが生成されるが、熱硬化の過程で使用する硬化剤、併用する補強材などにより、物理的、化学的性質が幅広く変化するとされている。

KDシリーズの断熱材は、すべて縮合型シリコンゴムを主材とするもので、その組成を表3.2に示す。

KD-1~KD-10の断熱材は、縮合型シリコンゴム39.6%を主材に、充填材として軽量化用シリカマイクロバルーン47.4%、ガラスファイバー補強材、難燃材を配合したものを採用した。また、KD-11~KD-20の断熱材は、伸展性縮合型シリコンゴム38.5%を主材に、シリカマイクロバルーン46.2%、補強材、難燃材を配合したものである。これらのうち、“伸展性”縮合型とは、ゴム弾性強度を普通の縮合型より3倍程度増強させたものを総称することとする。

## 4. 試験結果と考察

### 4.1 KBシリーズ

本加熱試験の当初に実施したKAシリーズでは、樹脂(ウレタン変性エポキシ樹脂)を主材とし、

充填材(シリカマイクロバルーンおよびフェノールマイクロバルーン)の比率を変えた二種類の断熱材について、アーキ加熱試験を行った。その結果は、文献1)に詳述されているので省略するが、風洞運転に際し二次ガス導入方式は採用されておらず、 $\dot{q}_0 = 0.42 \text{ MW/m}^2 \sim 0.75 \text{ MW/m}^2$ と加熱率の高い状態で、長時間の試験を行ったため、その性能に関しては定性的な評価を得るに留まった。

KBシリーズでは、二次ガス導入方式の採用により、 $\dot{q}_0$ をより実機に近い値に設定し、表面断熱材の消失が生じないように留意して、模型の製作及び加熱試験を実施した。

供試模型は、断熱材表面にトップコートを施工したもの(KB-1~KB-6)およびトップコートの無いもの(KB-7~KB-12)の合計12個を用いて行った。この加熱試験の条件は、表4.1に示す。表中のcal.は、通風中にカロリメータを投入して加熱率の測定を行ったケースで、 $\dot{q}_0$ はその測定値である。

試験の結果は、 $\dot{q}_0$ が $0.17 \text{ MW/m}^2 \sim 0.08 \text{ MW/m}^2$ と実飛行条件に近づいたにも拘らず、模型の製作方法が原因と思われる断熱材の剝離脱落が著しく、評価試験に耐えるデータが得られなかった。それ故、KBシリーズについての評価は、本報告では行わないことにする。

### 4.2 KCシリーズ

前項のKBシリーズの試験結果から、主成分の樹脂の耐熱性と強度が不足していることが明らかになったので、改質用エポキシ樹脂を新たに添加し、補強材のガラスファイバーの量を0.4%から3%と約10倍にした。また充填材として、フェノールマイクロバルーンまたはシリカマイクロバルーンを用いていたが、KCシリーズでもエポキシ系については、両者を用いたものについて試験した。表4.2に、KCシリーズのアーキ加熱試験条件の一覧を示す。この表および後述のKDシリーズ試験条件一覧表において、澱み点温度(またはアーキ加熱器プレナム室温度) $T_0$ は、エンタルピー $h_0$ から

$$T_0 = 2h_0 / \Gamma R \quad (6)$$



表 4.1 KB シリーズ・アーク加熱風洞試験条件

RUN No.	Model Name	I (A)	V (V)	P (kW)	$\dot{m}_{a1}$ (g/s)	$\dot{m}_{a2}$ (g/s)	$p_0$ (MPa)	$h_0$ (MJ/kg)	$\dot{q}_0$ * (MW/m <sup>2</sup> )	加熱時間 (sec)
189	cal.	68	1113	76	4.05	3.02	0.79	3.64	0.221	
	KB-1c	68	1125	76	4.05	3.02	0.80	3.71		60
	KB-9	68	1134	77	4.05	3.02	0.81	3.70		60
	cal.	68	1143	77	4.05	3.02	0.81	3.60	0.223	
	KB-3c	68	1155	78	4.05	3.02	0.82	3.52		300
	cal.	68	1165	79	4.06	3.02	0.82	3.63	0.224	
	KB-7	67	1185	79	4.05	3.03	0.85	3.46		300
190	cal.	70	846	59	2.06	3.72	0.58	2.38	0.132	
	KB-2c	70	864	60	2.06	3.71	0.59	2.41		60
	KB-8	70	864	60	2.06	3.70	0.59	2.47		60
	cal.	70	857	60	2.06	3.70	0.59	2.38	0.133	
	KB-4c	70	861	60	2.06	3.70	0.59	2.40		180
	KB-10	70	864	60	2.06	3.72	0.60	2.33		180
	cal.	70	864	60	2.06	3.72	0.60	2.36	0.134	
191	cal.	70	824	58	2.06	3.68	0.52	2.18	0.137	
	KB-5c	70	824	58	2.06	3.68	0.52	2.11		30
	KB-11	70	828	58	2.06	3.68	0.52	2.24		30
	cal.	70	835	58	2.06	3.67	0.52	2.22	0.139	
	KB-6c	70	838	59	2.06	3.66	0.52	2.13		60
	KB-12	70	839	59	2.06	3.67	0.52	2.15		60
	cal.	70	840	59	2.06	3.61	0.52	2.15	0.140	

C: coating

\*  $\dot{q}_{model} = 0.68 \times \dot{q}_0$ 

表 4.2 KC シリーズ・アーク加熱風洞試験条件

RUN No.	Model Name	I (A)	V (V)	P (kW)	$\dot{m}_{a1}$ (g/s)	$\dot{m}_{a2}$ (g/s)	$p_0$ (MPa)	$h_0$ (MJ/kg)	$T_0$ #1 (°C)	$\dot{q}_0$ #2 (MW/m <sup>2</sup> )	加熱時間 (sec)	備 考
244	KC-1	125	716	89.2	2.04	2.38	0.50	2.97	2402	0.184	30	付加型シリコーンゴム
	KC-2	125	718	89.5	2.04	2.38	0.50	2.99	2422	0.184	60	
	KC-3	125	715	90.1	2.04	2.38	0.50	2.79	2196	0.184	90	
243	KC-4	125	707	88.8	2.06	2.36	0.49	3.22	2650	0.189	30	縮合型シリコーンゴム
	KC-5	125	717	90.0	2.06	2.36	0.50	3.18	2610	0.189	60	
	KC-6	125	716	90.0	2.06	2.36	0.50	3.15	2580	0.189	90	
	KC-7	125	715	89.7	2.06	2.36	0.50	3.19	2620	0.189	30	
	KC-8	125	714	89.6	2.06	2.36	0.50	3.06	2491	0.189	60	
	KC-9	125	719	90.3	2.06	2.36	0.50	3.15	2580	0.189	90	
244	KC-10	124	724	90.1	2.04	2.38	0.51	2.57	2005	0.184	30	縮合型シリコーンゴム、 難燃材含まず
	KC-11	124	724	90.1	2.04	2.38	0.51	2.73	2164	0.184	60	
	KC-12	125	725	90.4	2.04	2.38	0.51	2.83	2253	0.184	90	
242	KC-13	125	695	87.0	2.06	2.38	0.49	3.21	2640	0.176	30	エポキシウレタン樹脂 + 改質用樹脂 9.3%
	KC-14	125	702	87.8	2.06	2.38	0.50	3.19	2620	0.176	60	
	KC-15	125	700	87.4	2.06	2.38	0.49	3.10	2531	0.176	90	
245	KC-16	61	897	55.0	2.05	2.36	0.46	2.79	2223	0.145	30	エポキシウレタン樹脂 + 改質用樹脂 (等量)
	KC-17	61	898	54.7	2.05	2.36	0.46	2.80	2233	0.145	60	
	KC-18	61	905	55.1	2.05	2.36	0.46	2.80	2233	0.145	90	
242	KC-19	125	705	88.0	2.06	2.38	0.50	3.07	2501	0.176	30	エポキシウレタン樹脂 + 改質用樹脂 (等量)
	KC-20	125	702	87.8	2.06	2.38	0.50	3.12	2551	0.176	60	
	KC-21	125	707	88.4	2.06	2.38	0.50	3.05	2481	0.176	90	
245	KC-22	61	907	55.2	2.05	2.36	0.46	2.86	2293	0.145	60	エポキシウレタン樹脂 + 改質用樹脂 (等量)
	KC-23	61	910	55.4	2.05	2.36	0.46	2.88	2313	0.145	90	

#1  $T_0$ は  $h_0 = 7/2 \cdot R T_0$  から  $R = 287 \text{ J/kg} \cdot \text{°C}$  として推算した値を示す。#2  $\dot{q}_{model} = 0.68 \times \dot{q}_0$ 

により推算している。ここで気体定数  $R$  は常温の空気の値  $R = 287 \text{ J/kgK}$  を用いている。この関係は、 $T_0 \leq 2000^\circ\text{C}$  で成立するが、より高温の領域では  $R$  が大きくなるため、式(6)を用いると  $T_0$  が過小評価されるので注意する必要がある。実験中に、 $h_0$  が低下する現象が観察されたが、この際、入力電力が不変であることが確認されていること

から、原因は連続運転中にアーク加熱器内にスラグ(電極に用いている無酸素銅の酸化物)が付着すること等により、アーク加熱器の効率が低下したためと考えている。しかしながら、 $h_0$  が低下しても、 $\dot{q}_0$  がなるべく一定に保たれるように測定室圧力を調整しながら試験を実施したことから、本加熱試験は、熱的にはほぼ均一な条件下で行われた

ものと考えている。なお、この $\dot{q}_0$ はカロリーメータ（頭部曲率半径 $12.7\text{ mm}$ ）に加わった加熱率の出力であるから、模型に加わる熱負荷は、両者の頭部曲率半径の違いを次の式で補正して模型の加熱率を算出している<sup>5)</sup>。

$$\dot{q}_{\text{model}} = \sqrt{R_{\text{cal}} \frac{0.27 + 1.08 x^*/r^*}{r^*}} \dot{q}_0 = 0.68 \dot{q}_0 \quad (7)$$

但し、

$r^*$  = 模型円柱部半径

$x^*$  =  $R_n - \sqrt{R_n^2 - (r^*)^2}$

$R_n$  = 模型頭部曲率半径

$R_{\text{cal}}$  = カロリメータ頭部曲率半径

加熱試験時の模型の温度履歴（断熱材表面および裏面）の測定結果を図4.1に、また、図4.2にアーキ加熱後の模型頭部の外観写真をKC-1~KC-23の全て（KC-19の頭部外観写真を除く）に渡って示す。

シリコン系のうち付加型のもは、表面最高温度が最も高く（約 $570^\circ\text{C}$ ）、断熱材深部まで達する亀裂が生じており、断熱材の盛り上がりが出ている。縮合型のもは、表面最高温度が付加型より低く（約 $420^\circ\text{C}$ 、約 $480^\circ\text{C}$ ）、亀裂は生じているが浅いものである。裏面最高温度は、表面温度の場合ほどの差はなく、約 $110^\circ\text{C}$ ~ $130^\circ\text{C}$ とシリコン系のいずれも許容値以下であった。炭化及び灰化については、いずれも比較的少なくて優劣の差はない。耐衝撃性試験の結果は、難燃材を含まない縮合型のものに一部剝離脱落が生じており、炭化層とその下の熱分解層との結合が脆弱であった。これらを総合的に評価した結果、KC-4~KC-6に示す難燃材添加縮合型シリコン系断熱材が、前2項に述べた

- 炭化が少ない。
- 灰化が生じない。
- き裂が少ない。
- 表面最高温度が比較的低い。
- 裏面最高温度が低い。

等の条件を満足し、フェアリング材として優れた加熱性能を有することが判った。一方、エポキシ系のものは、トップコート材のポリウレタン系エ

ナメルの強いアブレーション効果により、表面温度が気上昇した後低下する傾向を示しているが、トップコート材が消失した後はエポキシ樹脂の灰化、炭化が進み、質量減少が著しかった。このため、KBシリーズの試験結果を踏まえて改質用樹脂を添加したものの、この試験シリーズのデータには、改善の効果は見られなかった。

### 4.3 KD シリーズ

表3.2に示す組成の断熱材を持つKDシリーズの試験は、KD-1~KD-20の20個の模型を用いて行った。断熱材は、すべて縮合型シリコンゴムを主材とするものである。KDシリーズの加熱試験は、二種類の縮合型シリコンゴムの各々に、軽量化用シリカマイクロバルーンとグラスファイバー補強材を配合した断熱材について行った。

KDシリーズのアーキ加熱試験条件は、表4.3に示す通りである。KD-1~KD-10およびKD-11~KD-20の二種類について、基準加熱率 $\dot{q}_{\text{model}} \approx 110\text{ kW/m}^2$ 、加熱時間60秒および120秒の二つのケースについて再現性を確認するために各3個ずつ試験を行い、次に、基準加熱率の1.5倍に相当する $\dot{q}_{\text{model}} \approx 165\text{ kW/m}^2$ 、加熱時間60秒において再現性試験を各4個について行った。この基準加熱率 $\dot{q}_{\text{model}} \approx 110\text{ kW/m}^2$ および加熱時間60秒は、H-IIロケット実機の上昇時にフェアリングに加わる単位面積当りの総加熱量（コールドウォールを仮定したとして約 $8\text{ MJ/m}^2$ 、文献1), 2)参照）にはほぼ匹敵する。すなわち、KDシリーズアーキ加熱試験は、この総加熱量を基準条件として加熱時間で2倍、加熱率で1.5倍までの過負荷試験を行った。

KDシリーズの試験時の断熱材表面および裏面の温度履歴の測定結果を図4.3に示す。

図4.4は、気流に投入された直後から60秒の加熱時間中の模型の周りの流れの様相を一連の写真により例示したものである。気流内投入直後に強い発光が現れるのは、急激な熱負荷と動圧により加熱されたトップコート材からの反応ガスの流出によるものである。時間の経過と共に模型表面の炭化が進み、赤熱していく様相が見られる。

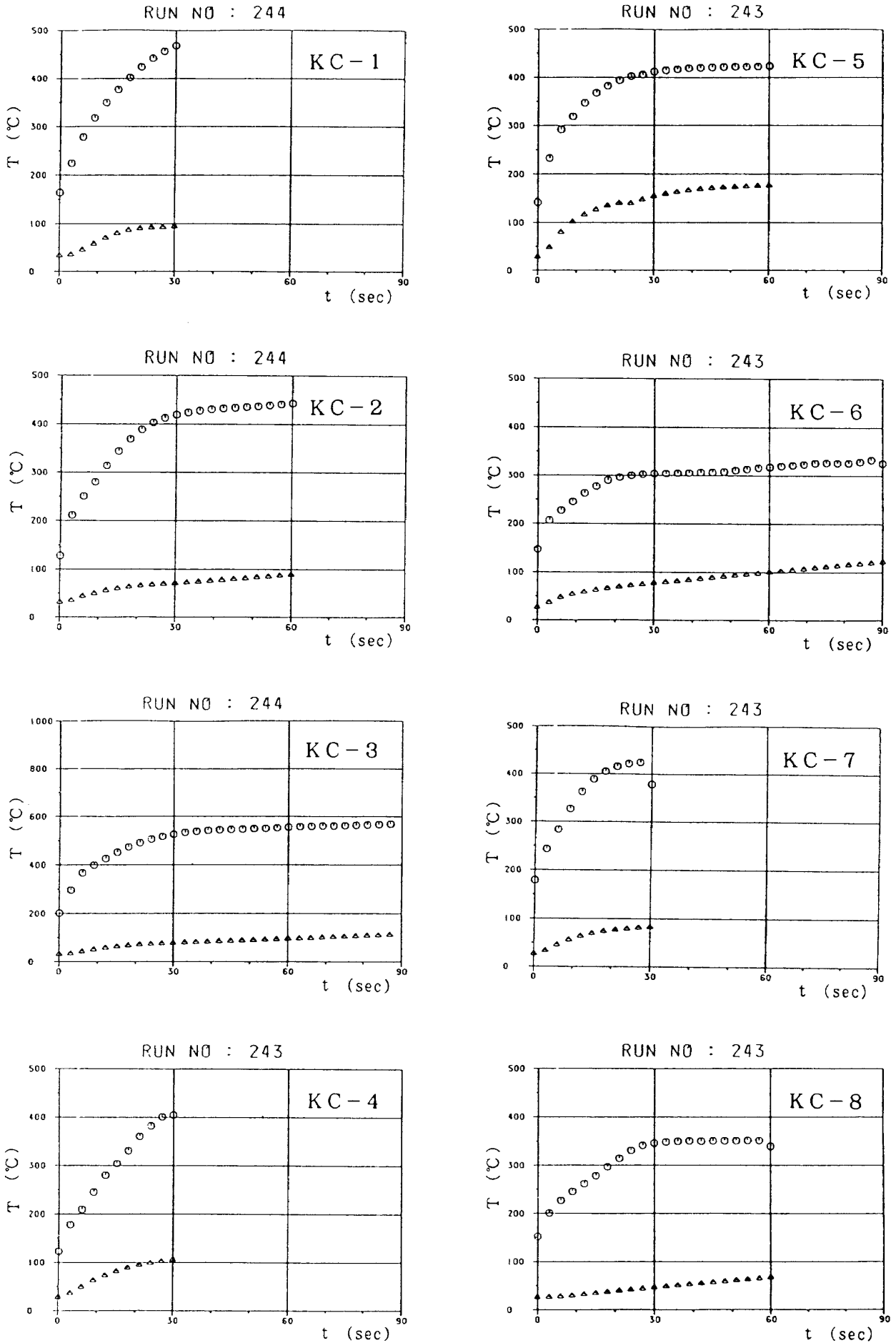


図 4.1(a) KC シリーズ断熱材の加熱試験時の温度変化 (○は表面温度, △は裏面温度を表す。)

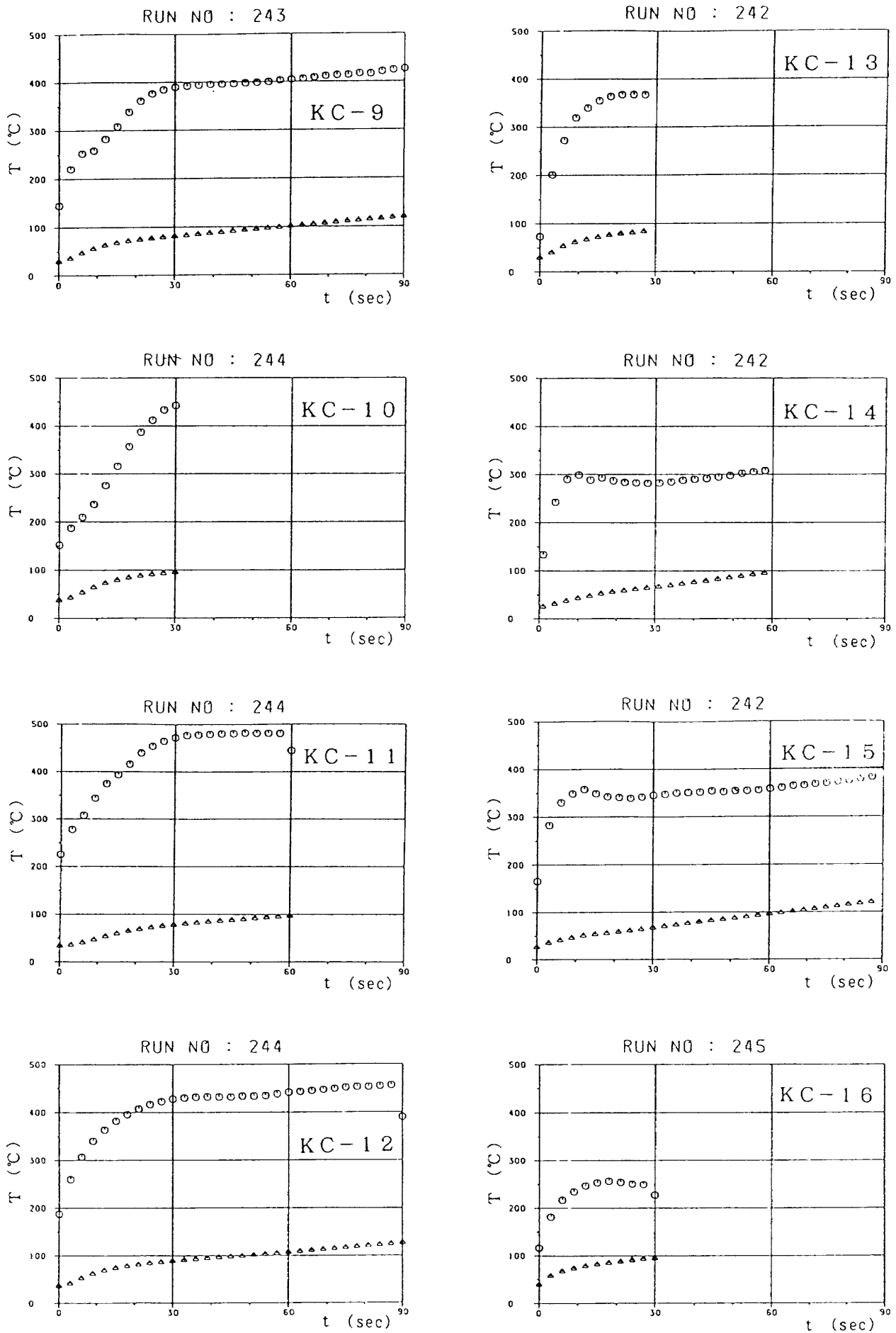


図 4.1(b) KC シリーズ断熱材の加熱試験時の温度変化 (○は表面温度, △は裏面温度を表す。)

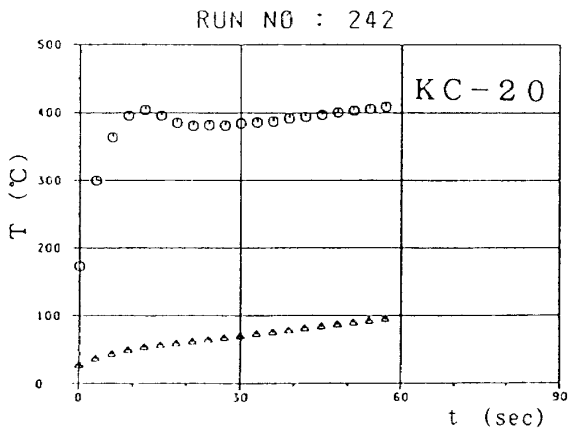
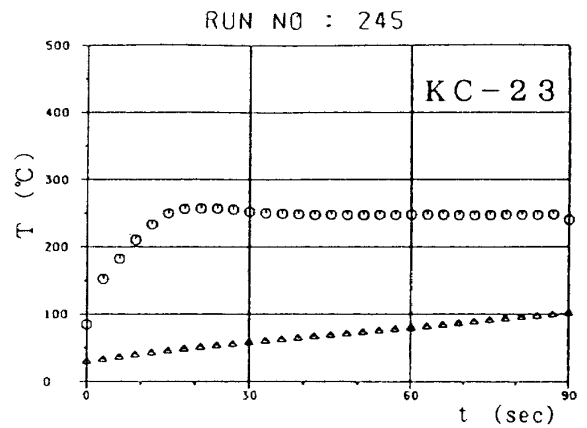
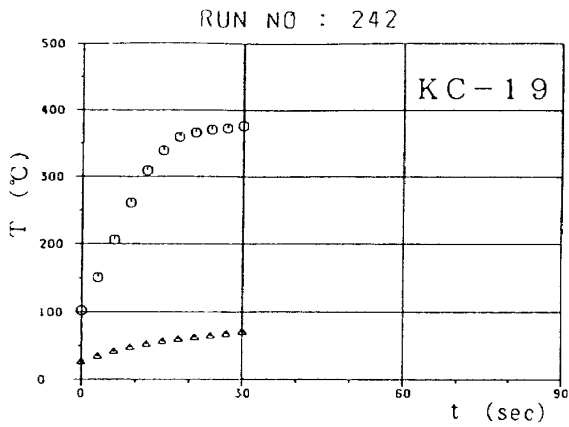
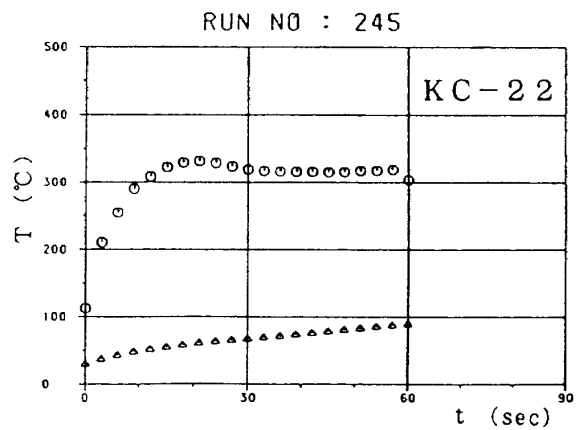
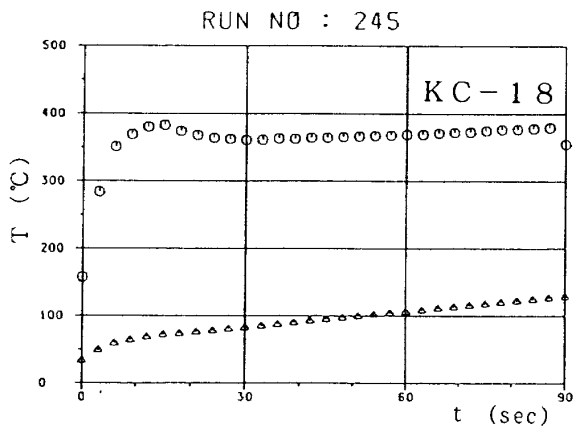
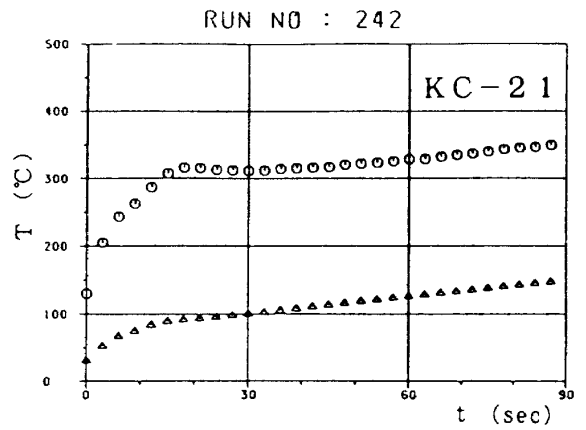
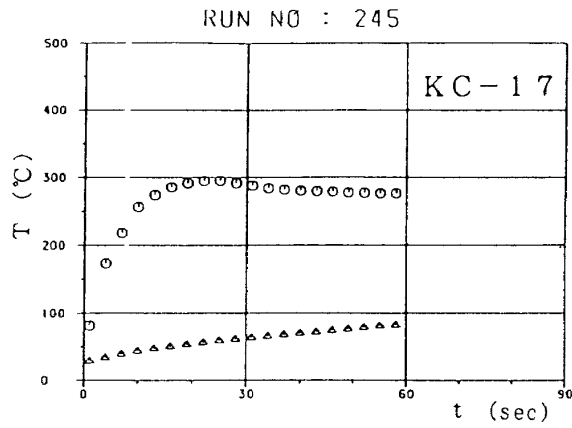


図4.1(c) KC シリーズ断熱材の加熱試験時の温度変化 (○は表面温度, △は裏面温度を表す。)

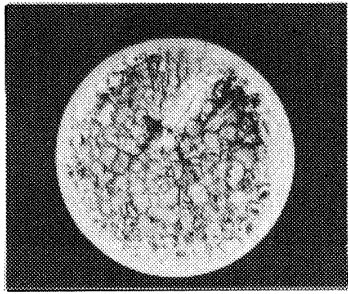
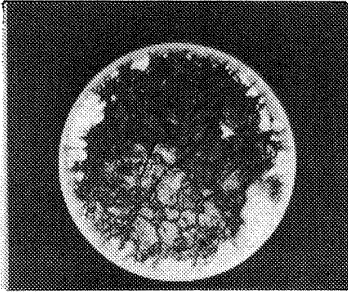
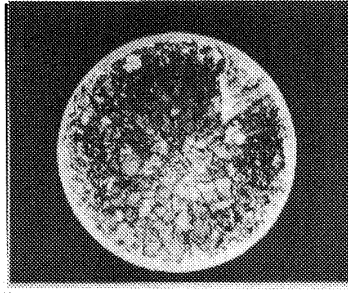
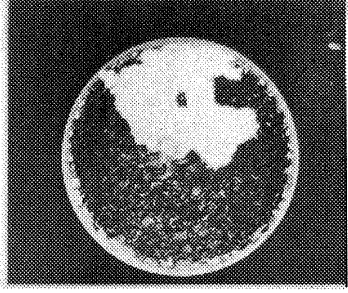
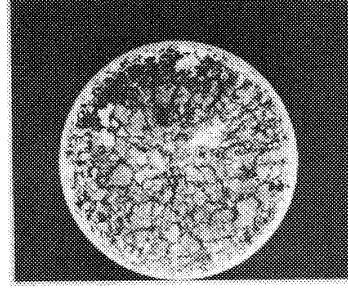
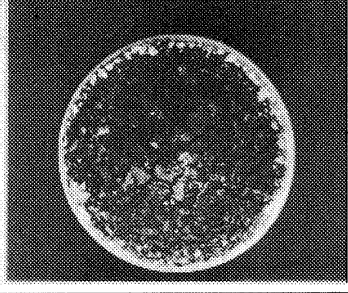
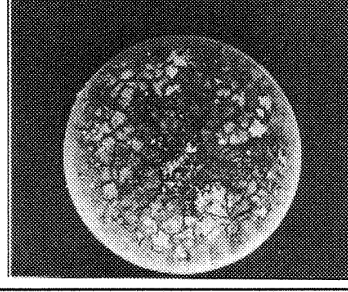
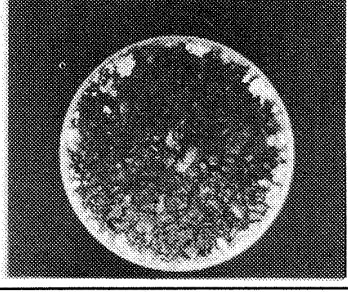
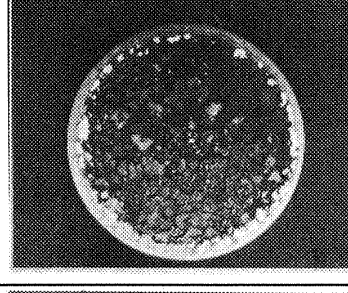
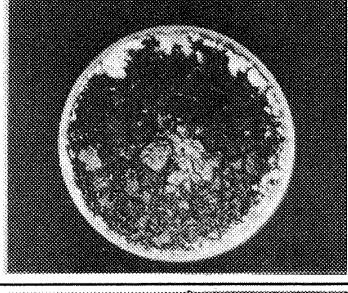
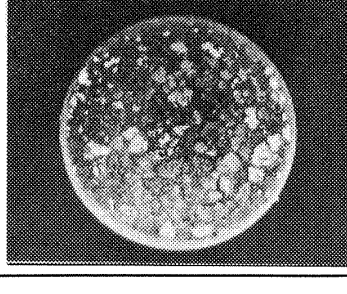
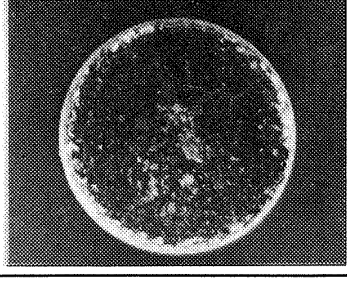
KC-1		KC-7	
$\dot{q} = 0.184$ MW/m <sup>2</sup>		$\dot{q} = 0.189$ MW/m <sup>2</sup>	
t = 30 sec		t = 30 sec	
KC-2		KC-8	
$\dot{q} = 0.184$ MW/m <sup>2</sup>		$\dot{q} = 0.189$ MW/m <sup>2</sup>	
t = 60 sec		t = 60 sec	
KC-3		KC-9	
$\dot{q} = 0.184$ MW/m <sup>2</sup>		$\dot{q} = 0.189$ MW/m <sup>2</sup>	
t = 90 sec		t = 90 sec	
KC-4		KC-10	
$\dot{q} = 0.189$ MW/m <sup>2</sup>		$\dot{q} = 0.184$ MW/m <sup>2</sup>	
t = 30 sec		t = 30 sec	
KC-5		KC-11	
$\dot{q} = 0.189$ MW/m <sup>2</sup>		$\dot{q} = 0.184$ MW/m <sup>2</sup>	
t = 60 sec		t = 60 sec	
KC-6		KC-12	
$\dot{q} = 0.189$ MW/m <sup>2</sup>		$\dot{q} = 0.184$ MW/m <sup>2</sup>	
t = 90 sec		t = 90 sec	

図 4.2(a) KC シリーズ断熱材の加熱試験後の頭部外観

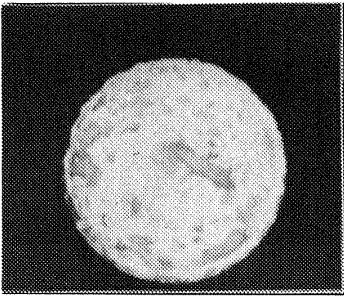
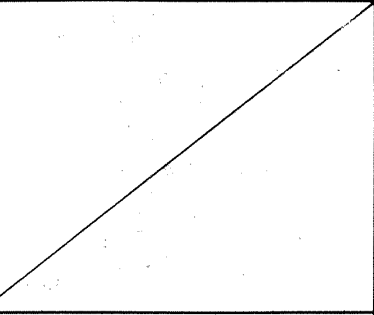
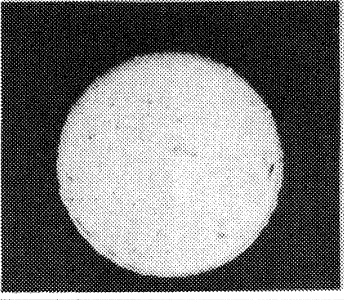
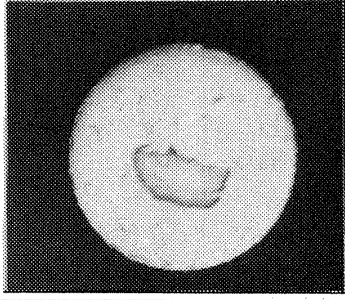
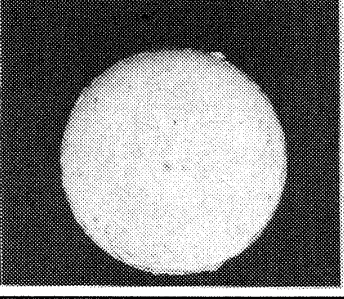
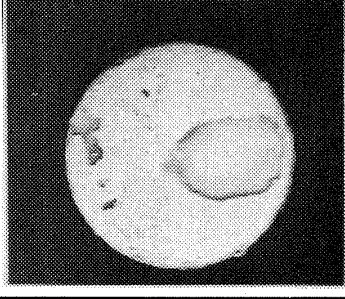
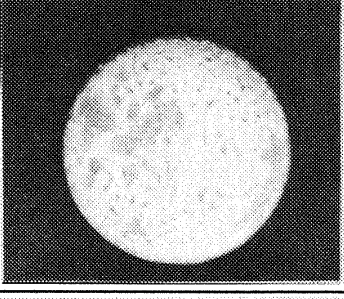
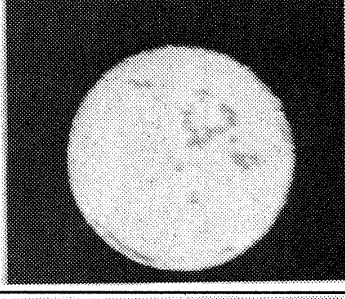
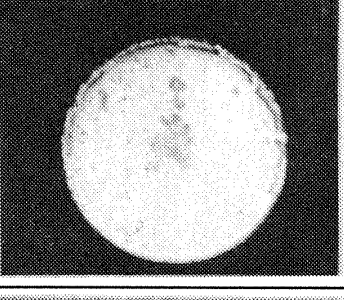

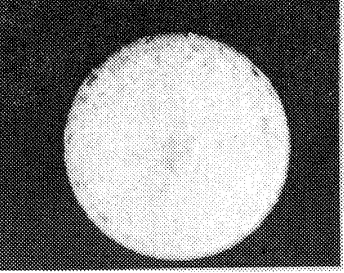
KC-13		KC-19	
$\dot{q} = 0.176$ MW/m <sup>2</sup> t = 30 sec		$\dot{q} = 0.176$ MW/m <sup>2</sup> t = 30 sec	
KC-14		KC-20	
$\dot{q} = 0.176$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec		$\dot{q} = 0.176$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec	
KC-15		KC-21	
$\dot{q} = 0.176$ MW/m <sup>2</sup> t = 90 sec		$\dot{q} = 0.176$ MW/m <sup>2</sup> t = 90 sec	
KC-16		KC-22	
$\dot{q} = 0.145$ MW/m <sup>2</sup> t = 30 sec		$\dot{q} = 0.145$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec	
KC-17		KC-23	
$\dot{q} = 0.145$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec		$\dot{q} = 0.145$ MW/m <sup>2</sup> t = 90 sec	
KC-18			
$\dot{q} = 0.145$ MW/m <sup>2</sup> t = 90 sec			

図 4.2(b) KC シリーズ断熱材の加熱試験後の頭部外観

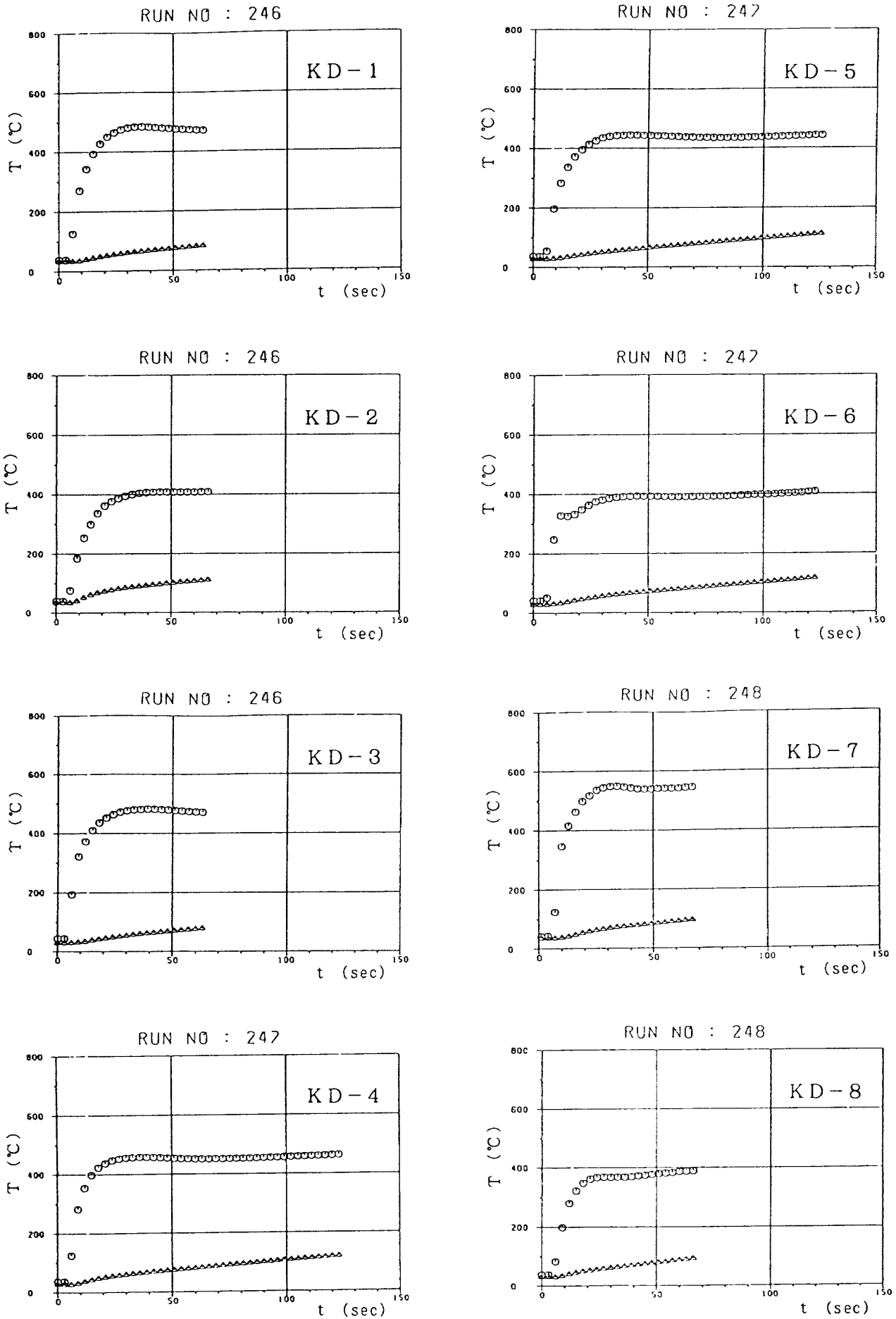


図 4.3(a) KD シリーズ断熱材の加熱試験時の温度変化 (○は表面温度, △は裏面温度を表す。)



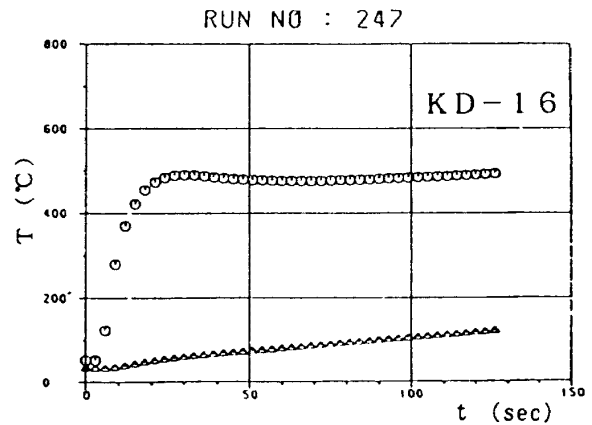
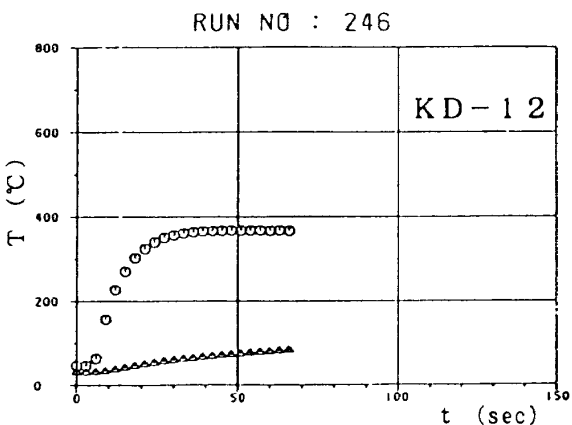
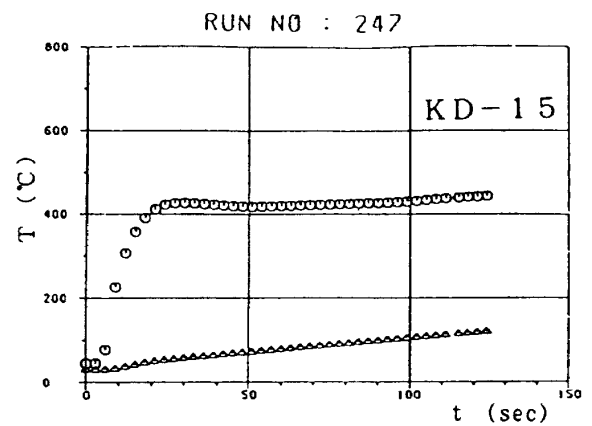
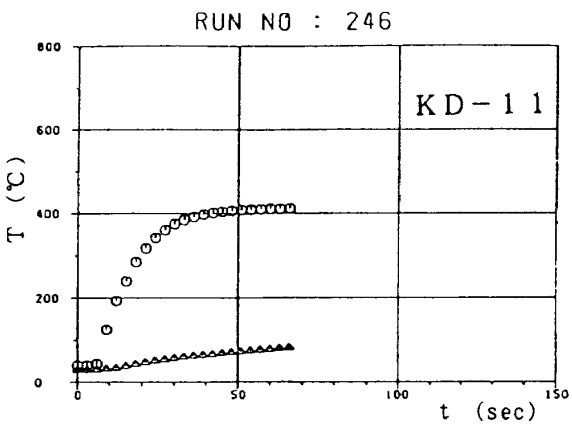
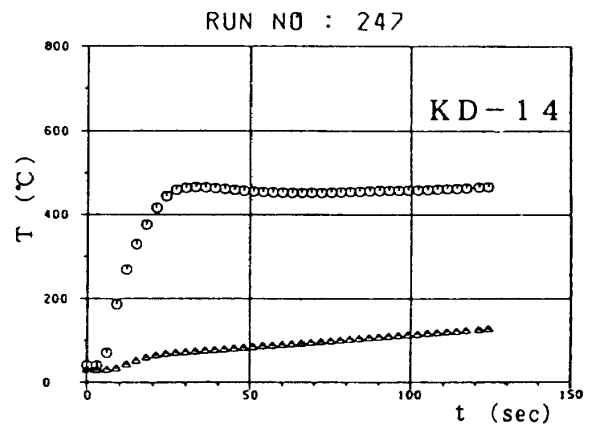
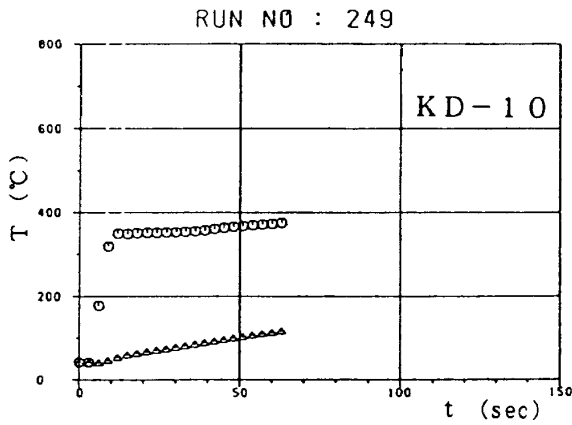
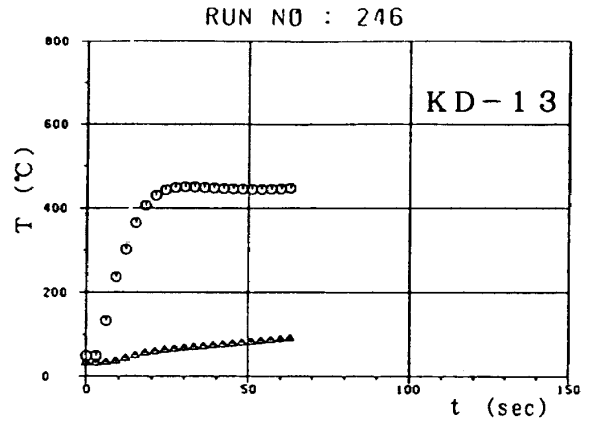
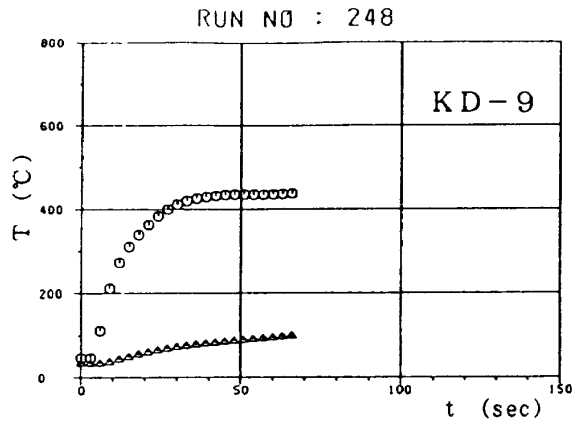


図 4.3(b) KDシリーズ断熱材の加熱試験時の温度変化(○は表面温度, △は裏面温度を表す。)

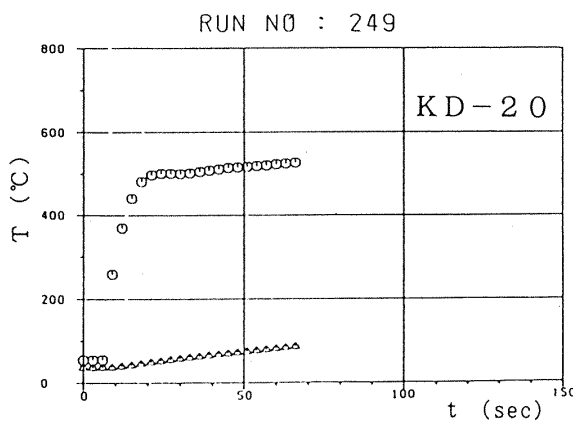
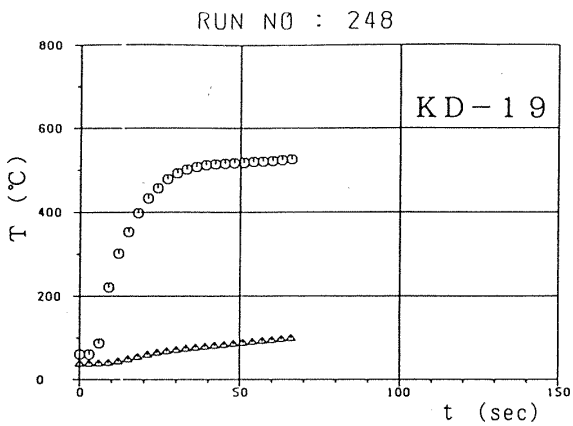
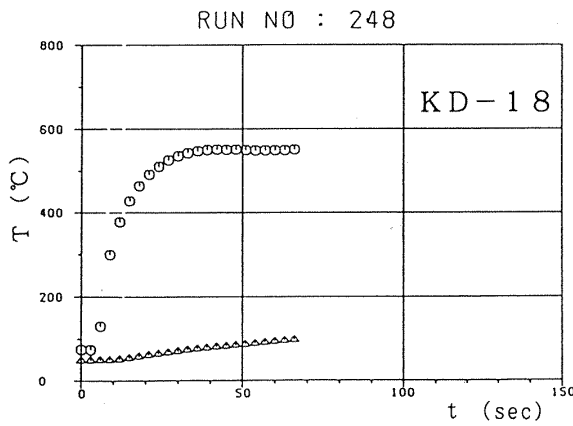
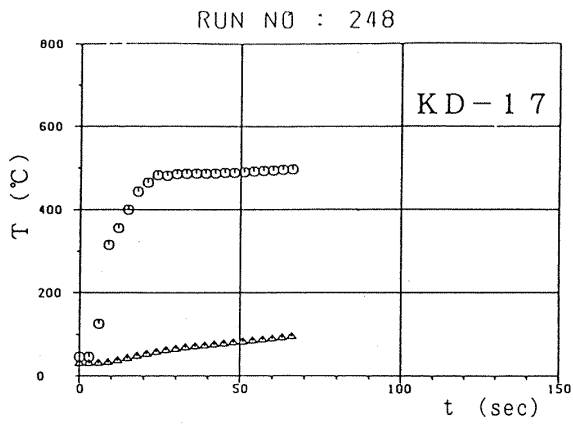
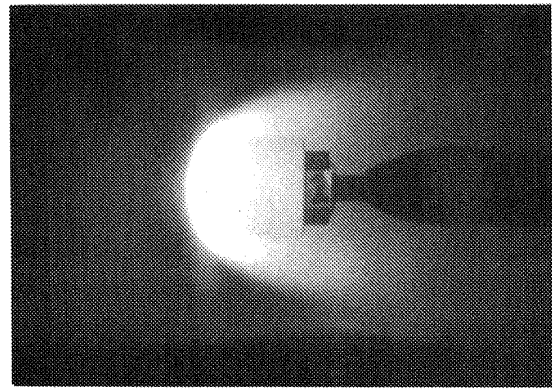
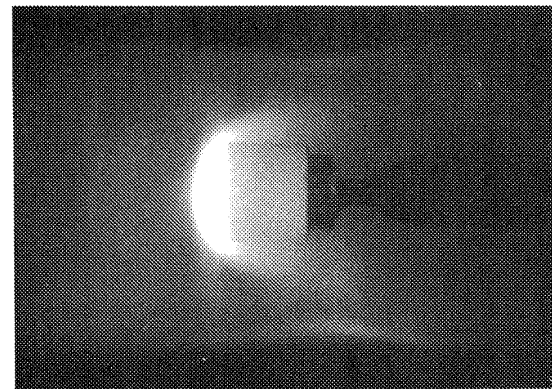


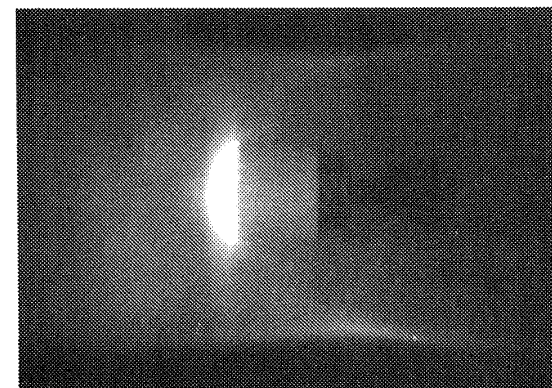
図 4.3(c) KD シリーズ断熱材の加熱試験時の温度変化(○は表面温度, △は裏面温度を表す。)



気流投入直後



20秒経過時



50秒経過時

図 4.4 KD シリーズ断熱材加熱試験中の気流の様相

最後に、KD シリーズの全てに渡って加熱試験後の模型頭部の外観写真を図 4.5 に示す。

加熱試験時の断熱性能の結果(図 4.3)を基に、図 4.5 に示す断熱材の表面状態を参照し、かつ加熱試験後の耐衝撃性試験の結果も考慮して、断熱材の最終的な性能評価を行った。ただし、KD シリーズの裏面温度上昇は、KC シリーズの場合(194°C以下)と異なり、投入前の値(常温)を差し引いた温度上昇が、154°C以下であることを要求仕様としている。図 4.3 に示すとおり、KD シリーズの断熱材は、いずれもこの要求仕様を満足するものである。

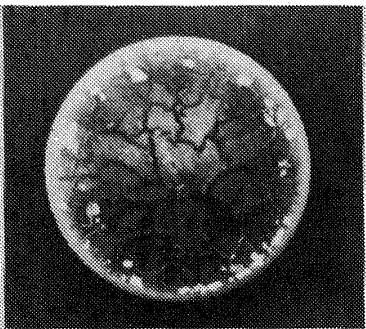
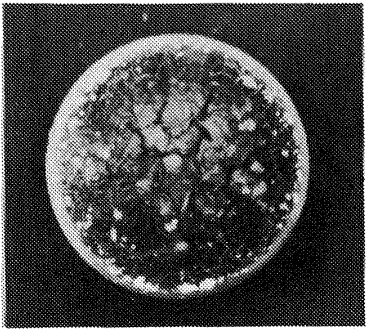
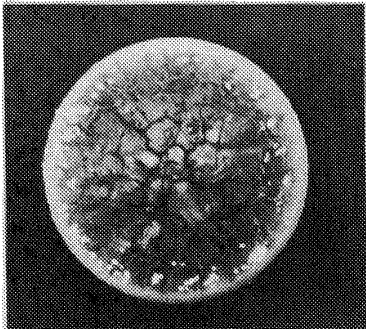
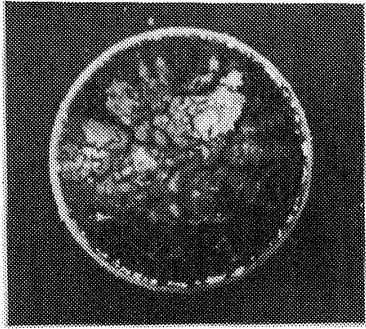
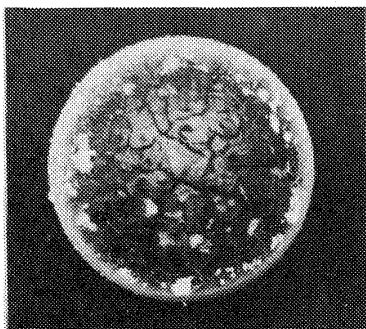
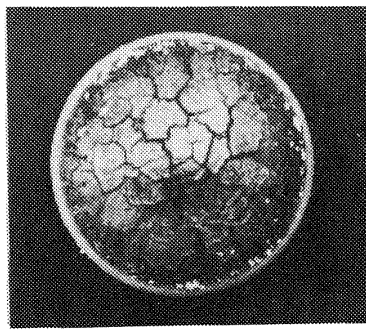
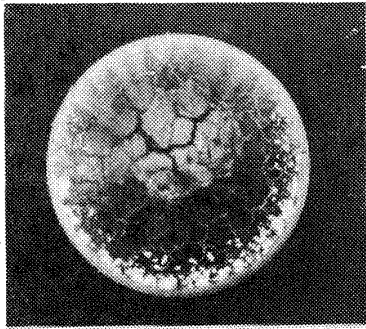
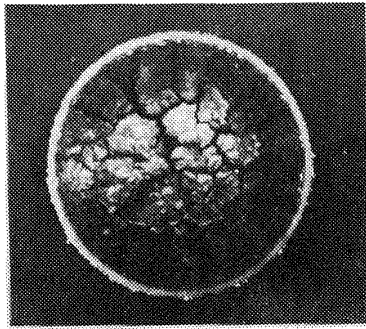
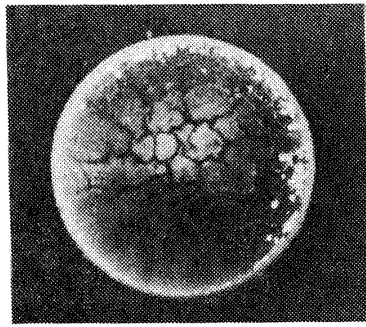
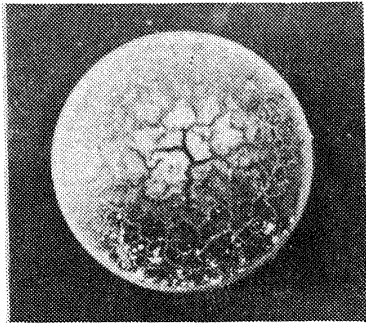
KD-1		KD-6	
$\dot{q} = 0.165$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec		$\dot{q} = 0.163$ MW/m <sup>2</sup> t = 120 sec	
KD-2		KD-7	
$\dot{q} = 0.165$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec		$\dot{q} = 0.236$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec	
KD-3		KD-8	
$\dot{q} = 0.165$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec		$\dot{q} = 0.236$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec	
KD-4		KD-9	
$\dot{q} = 0.163$ MW/m <sup>2</sup> t = 120 sec		$\dot{q} = 0.236$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec	
KD-5		KD-10	
$\dot{q} = 0.163$ MW/m <sup>2</sup> t = 120 sec		$\dot{q} = 0.240$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec	

図 4.5(a) KD シリーズ断熱材の加熱試験後の頭部外観

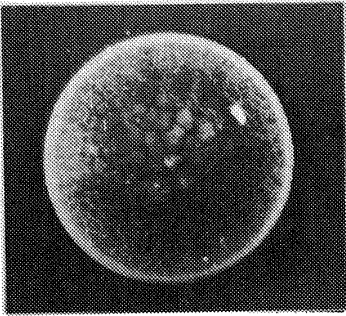
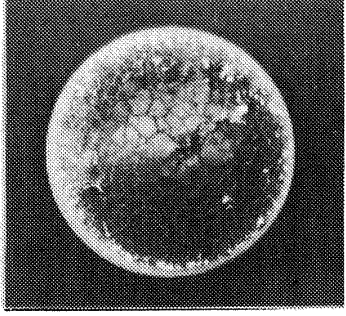
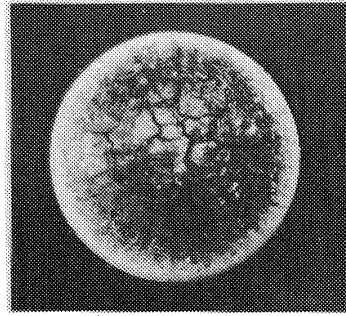
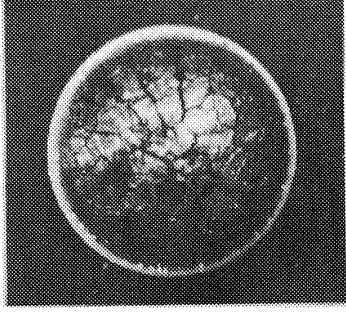
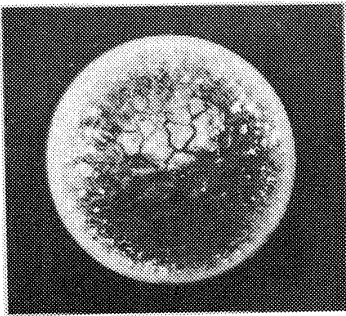
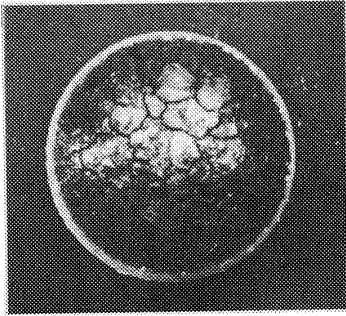
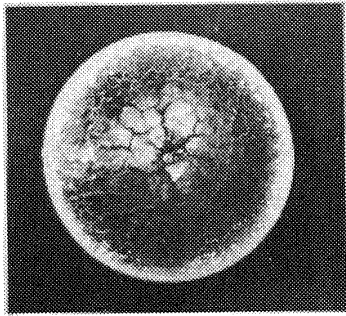
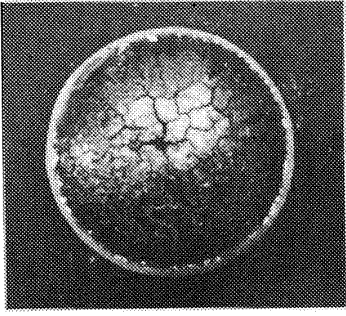
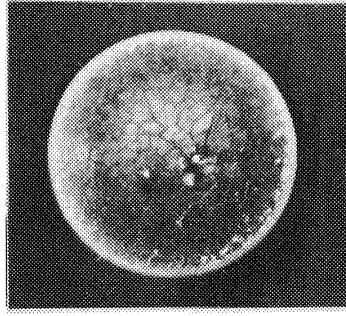
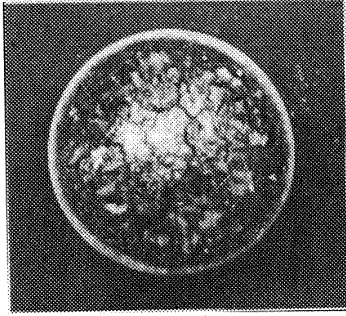
KD-11		KD-16	
$\dot{q} = 0.165$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec		$\dot{q} = 0.163$ MW/m <sup>2</sup> t = 120 sec	
KD-12		KD-17	
$\dot{q} = 0.165$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec		$\dot{q} = 0.236$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec	
KD-13		KD-18	
$\dot{q} = 0.165$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec		$\dot{q} = 0.236$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec	
KD-14		KD-19	
$\dot{q} = 0.163$ MW/m <sup>2</sup> t = 120 sec		$\dot{q} = 0.236$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec	
KD-15		KD-20	
$\dot{q} = 0.163$ MW/m <sup>2</sup> t = 120 sec		$\dot{q} = 0.240$ MW/m <sup>2</sup> t = 60 sec	

図 4.5(b) KD シリーズ断熱材の加熱試験後の頭部外観



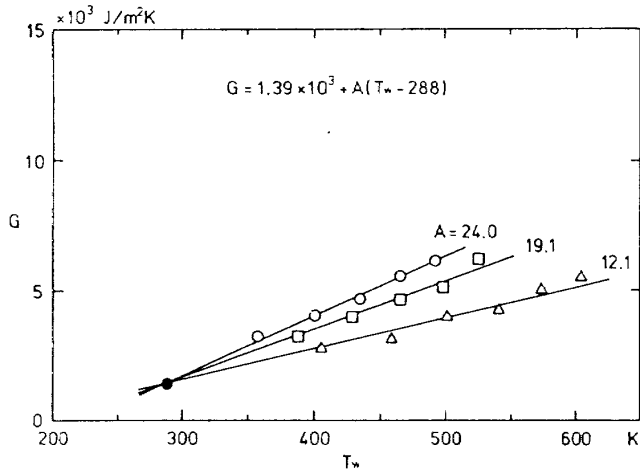


図 5.1 断熱材表面温度と熱吸収率の関係

常微分方程式(8)を Runge-Kutta 法により、H-II ロケット(ノーズ部直径  $D=1.5\text{m}$ )の実機の軌道<sup>1)</sup>に沿って数値積分し、 $T_w$ を求めた結果を図5.2に示す。式(11)の係数  $A$ の値により、 $T_w$ に多少の差異がみられるのは  $G$ の値(または  $A$ の値)により、 $T_w$ が異なって計算されるためである。同図は、熱吸収率  $G$ をかなり小さく見積っても、 $T_w$ が約  $500^\circ\text{C}$ を超えることはないことを示している。この図から、空力加熱に基づく断熱材の表面温度は約  $500^\circ\text{C}$ 以下であり、アーク加熱試験結果と比較的良好一致が得られた。実機に対するこのような推算を詳細に行うには、断熱材と構造材を含む系についての、熱物性値を考慮したアブレーション効果を含む詳細な熱伝導解析が必要となる<sup>5)</sup>。

## 6. まとめ

H-II ロケットフェアリング用断熱材のアーク加熱風洞試験結果から、軽量断熱材候補材料に関して次のような結論を得た。

(1) KC シリーズにおいてエポキシ・ウレタン樹脂系とシリコンゴム系の二種類の断熱材について実機に相当する厚さ(シリコン系  $3\text{mm}$ 、エポキシ・ウレタン系  $2\text{mm}$ )の模型のアーク加熱試験を行った。いずれも裏面温度は要求値( $194^\circ\text{C}$ )以下であったが、難燃材添加縮合型シリコン系の断熱材が、灰化が生じない、炭化および質量減少がより少ない、表面最高温度がより低い等の理由でより優れていることがわかった。

(2) エポキシ・ウレタン樹脂系のは、ポリ

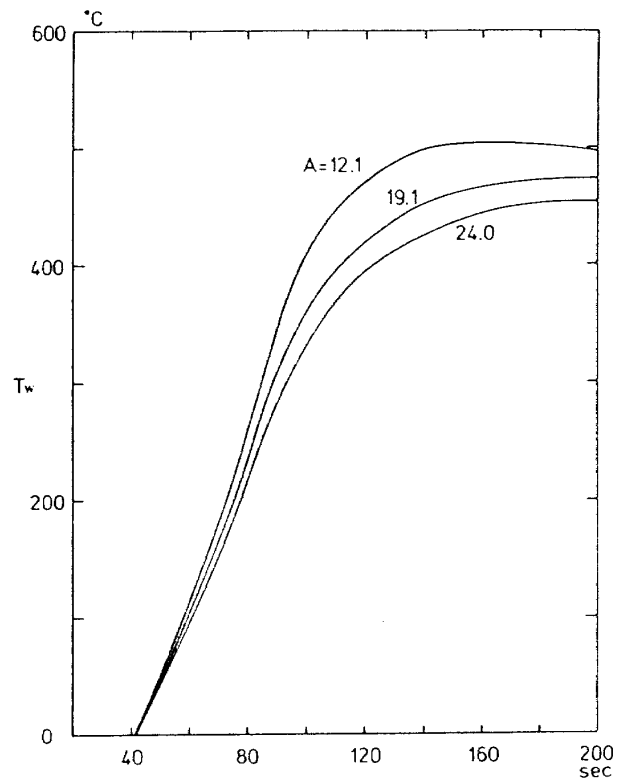


図 5.2 飛行時間に対する断熱材表面温度の変化

ウレタン系エナメルトップコートが早期に消失し、主材の灰化が生じた。ただし、改質用エポキシ樹脂を添加したため KB シリーズに比較し、樹脂層の著しい退化はなかった。しかし、灰化の発生はフェアリング開頭時の汚染の原因となるため、フェアリング断熱材としては不適當である。

(3) KD シリーズでは、シリコン系のみを用い、縮合型および機械的伸展性を増大させた伸展性縮合型のシリコンゴム系の二種類を主材とする断熱材について比較評価した。基準条件の2倍の加熱時間、または1.5倍の加熱量で過負荷試験を行ったが、裏面温度はいずれも要求値( $154^\circ\text{C}$ )以下であった。いずれも多少の亀裂は発生するが、剝離は生じなかった。亀裂形成は、伸展性縮合型の方がより少ない。難燃材の添加により、灰化が防止できることがわかった。

(4) 以上により、アーク加熱試験の結果のみから判断すれば、縮合型シリコンゴムを主材とする断熱材が、H-II フェアリングの断熱施工用として最適と考えられる。縮合型シリコンゴムのうちで、伸展性増大型の断熱材を採用すべきか否かは、アーク加熱試験結果のみでなく、加熱試

験後の衝撃試験や音響振動に関する研究の結果も参照し、加工性や施工性等も考慮して最終的に判定する必要がある。

(5) 候補材料は、十分な耐熱性が実証されたが、試験は動圧（または  $p_{02}$ ）が実機よりかなり低い条件下で行われたことに留意する必要がある。より高い実機の動圧に対処するため、補強材の適正かつ均一な配合、接着性や表面の平滑な施工等に留意する必要がある。

(6) 本シリーズでとりあげた軽量断熱材の総合的な熱吸収率  $G$  は、断熱材表面温度  $T_w$  の一次関数で与えられ、その勾配は材料の組成等で決まる。

(7) 簡便な解析手法を用いて、ロケット上昇時の澱み点付近の表面温度を推算した。断熱材表面における熱の収支バランスを考慮して試算した結果、表面温度は約  $500^{\circ}\text{C}$  以下に保たれており、アーク加熱試験結果とも比較的良い一致が得られた。

## 参 考 文 献

- 1) 航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団，共同研究成果報告書「H-II フェアリングに関する研究（中間報告）」（昭和61年8月）。
- 2) S. NOMURA, Y. YAMAMOTO, Y. FUKUSHIMA : "Numerical Simulation for Turbulent Heating Around the Forebody Fairing of H-II Rocket", Proc. of the 15th ISTS, May, 1986.
- 3) 航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団，昭和56年度および昭和58年度共同研究成果報告書「回収技術の研究」（昭和57年6月，昭和59年6月）。
- 4) 松崎貴至，平林則明，渡辺光則，伊藤哲一，高野 晃，高塚 均：450kWアーク加熱風洞の特性(I)アーク加熱装置の特性，航空宇宙技術研究所資料 TM-545, 1985年6月。
- 5) 野村茂昭：カプセル型回収飛しょう体の熱・空力的概念設計法，航空宇宙技術研究所報告 TR-779, 1983年8月。
- 6) R. W. Truitt : "Fundamentals of Aerodynamic Heating", The Ronald Press Co., New York (1960), chapter 10, 12.

---

## 航空宇宙技術研究所報告1181号

平成4年10月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---



Printed in Japan