

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

高温回転強度試験機用加熱装置の試作
(セラミックス材の加熱方法と加熱性能について)

橋本 良作, 小河 昭紀

2006年3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

高温回転強度試験機用加熱装置の試作^{*1}

(セラミックス材の加熱方法と加熱性能について)

橋本良作^{*2}, 小河昭紀^{*2}

Heating Equipment for High-temperature Rotating Test (Heating Method and Performance for Ceramics)

Ryosaku HASHIMOTO^{*2}, Akinori OGAWA^{*2}

ABSTRACT

SiC/SiC composites can not be heated with induction heating equipments. Therefore, the high-temperature rotating tests for ceramics are usually performed at high temperature gas environments. In this paper, the heating equipment for high-temperature rotating test was made in order to understand the high temperature rotation strength property of advanced materials. This induction heating equipment enabled high-temperature rotating tests of metals or ceramics disks. The high-temperature rotating tests of CMC disks at 1200K were successfully demonstrated.

概 要

SiC/SiC 材等の先進耐熱複合材は軽量で耐熱強度に優れていることからガスタービンの回転部材に適した材料として注目されている。これら先進材料を回転部材に適応するためには室温はもとより高温での回転強度特性を把握する必要がある。金属材料（導体）であれば、その試験片の周りにコイルを巻いて高周波誘導加熱により加熱し、高温回転破壊試験が行われる。しかし、セラミックス等の絶縁体では誘導加熱により直接加熱することは困難なので、高温雰囲気中で回転確認試験のみが行われている。本報告は回転部材の候補材料が導体、絶縁体の区別無く加熱が可能で、破壊試験を行った場合でも2次破壊を出来るだけ生じさせない回転試験用高温加熱装置を試作した結果について述べる。

1. はじめに

C/C 材(炭素繊維強化炭素複合材料)や SiC/SiC 材(炭化珪素繊維強化炭化珪素複合材料)等の先進複合材料は軽量で耐熱強度に優れていることからガスタービンの回転部材に適した材料として注目されている。しかし、これらの材料をエンジン部材として適用するためにはその材料特性の把握が必要である。回転部材に適応するためには室温はもとより高温での回転強度特性を評価することが重要である。通常、回転部材の高温回転強度評価の方法としては、素材が金属材又は C/C 材のような導体であれば、その試験体の周りにコイルを巻いて高周波電流を流し、試験片を誘導加熱により直接加熱し高温回転破壊

試験^りが行われる。セラミックス等の絶縁体材料では、高温燃焼ガス雰囲気中で破壊試験を避け、高温回転確認試験のみが行われている。部材の高温強度特性を把握する上で、高温回転破壊試験を実施することが必要である。また、材料が導体の場合でも試験片の周りにコイルを巻いて回転破壊すると試験片がコイルに接触し2次破壊をおこし破面解析等の障害にもなることがある。

筆者らは、評価すべき部材の素材が導体あるいは絶縁体と関係なく、その都度、状況に応じて適応でき、しかも、回転破壊した試験片の2次破壊を極力無くす回転試験用加熱装置を試作した。本報告では、試作した高温回転強度試験用加熱装置の概要と予備試験結果について報告する。

*1 2006年2月28日 受付 (Received 28 February, 2006)

*2 航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム (Clean Engine Team, Aviation Program Group)

2. 高温回転強度試験装置の概略

試作した回転強度試験用加熱装置のシステム図を図 1 に示す。本装置は空気駆動方式の回転強度試験装置に付加して高温回転強度試験に用いる。加熱方式として高周波誘導加熱方式を採用し、試験体が導体の場合は直接加熱方式を、絶縁体の場合は間接加熱方式とした。電気を高周波電源発生装置より同軸水冷ケーブル、共軸、コイルと通電して加熱した。回転中の試験片の温度計測は、600～1700℃までの範囲が計測できる赤外線放射温度計を使用した。試験中の状況を監視するためにビデオカメラを設置した。図 2 に加熱試験の状況を示す。表 1、2 に高周波電源と整合盤の主な仕様を示す。発振周波数 44 kHz、発振最大出力は 40kW、変換方式は直電圧直列型インバータ方式である。また、試験片が遠心破壊した場合、破断面の観察が可能な程度の損傷で試験片が回収できる構造の加熱方法（コイルの形状等）の検討を行った。

はじめに従来の加熱方法の問題点について検討した。図 3 に従来の加熱方法（コイルの取り付け状態）の試験前と試験後の写真を示す。従来方法では導体（通電可能な物体）の試験片をコイルではさみ、コイルに高周波電流を流し試験片内に渦電流を発生させ加熱する方法である。この方法は、試験片の加熱は比較的効率よく行えるが、幾つかの欠点がある。試験片が導体でなければ加熱できない。試験片が破壊した場合、破壊の仕方により破片が加熱用コイルにあたり、コイルの破損と破壊原因を究明するために重要と考えられる試験片が 2 次破壊してしまうことである。高温回転破壊試験の場合破壊の瞬間写真の撮影は試験片自体が試験時に加熱し赤く輝いているのでストロボを用いた破壊の瞬間写真の撮影は出来ない。この場合、破壊原因を突き止める方法の一つとして出来るだけ 2 次破壊のない状態で破片を回収することが重要であり 2 次損傷を出来るだけ少なくする様にコイ

ルの設置方法を考案した。

図 4 に試作した装置の加熱部の詳細図を示す。試験片が導体の場合は試験片の上面に加熱コイルを置き上面からのみ誘導電流を発生させ加熱する方法をとった。試験片が絶縁体の場合は図に示したように上からコイル、試験片、発熱体、断熱材の順に設置しコイルに電流を流し試験片の下に置いた発熱体をコイルで誘導加熱し、試験片を下から輻射熱で加熱する方法をとった。また、コイルで試験片を挟む構造としていないので試験片が遠心破壊した場合コイルに接触して試験片が 2 次破壊する可能性は小さい構造になっている。

試験片は、図 4 に示したように、試験片取付治具（C/C 複合材料製）で押さえて回転試験用治具（回転軸：金属）との間の断熱効果を考慮して取り付けられた。回転試験用治具はステンレス鋼で製作し、高周波誘導加熱の影響を出来るだけ少なくするように考慮した。試験片は回転試験用治具に取付、スピンドルを介して駆動タービンと連結した。加熱用コイルは試験片の上部約 5mm の位置に試験片の約半分を覆う形に設置した。試験片を間接加熱するために発熱体（カーボン）を試験片下方約 5mm の位置にコイルの形状よりやや大きめの形状にして断熱材のカーボンスポンジの上に置いた。また、この断熱材は、回転軸の下部のふれ止め用軸受け部の過熱を防止するためにも役立っている。電極は絶縁共軸部をへて高周波電源発生装置に接続されている。加熱コイル及び共軸等の過熱を防止するために冷却水を流し、冷却している。共軸は加熱コイルを最も効率よく働かすために上下及び左右に試験片との距離を簡単に調整可能とした。試験は、試験槽内を減圧した後、圧縮空気によりタービンを駆動して一定回転数まで上げ、安定して回転している状態を確認後、所要温度まで加熱し、その後、一定角加速度で回転数を上げながら破壊まで試験を行う。

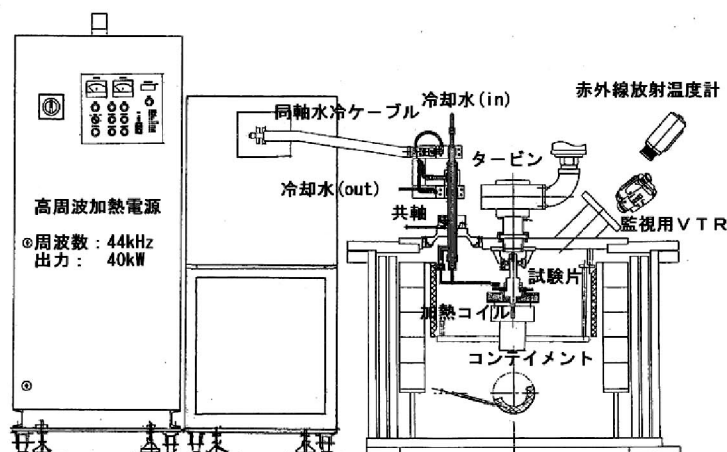


図 1 高温回転試験用加熱装置システム図

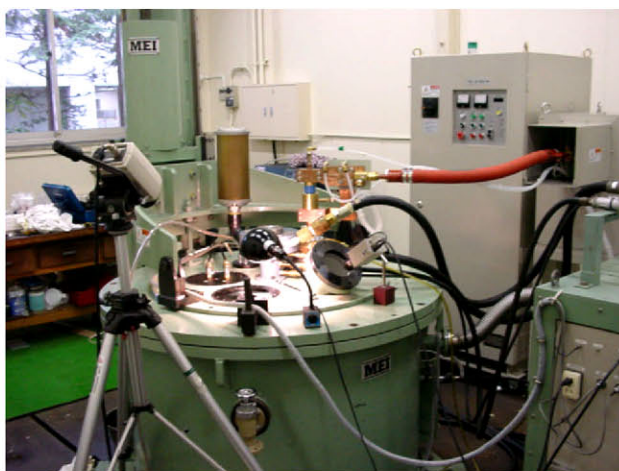
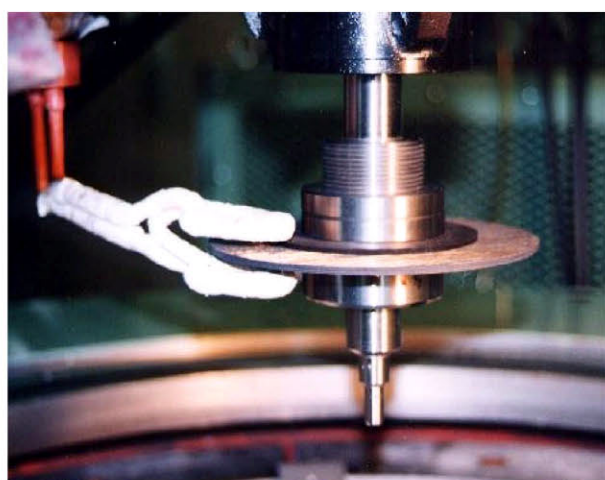


図2 加熱試験実施状況図



A) 試験前



B) 試験後

図3 従来の加熱方式



図4 試作した加熱部詳細

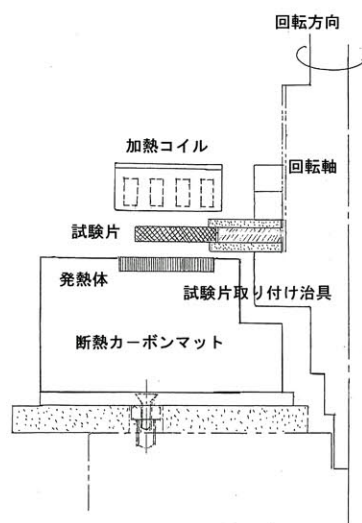


表1 高周波電源の主な仕様

項目	仕様
受電容量	3相 200V±10% 50/60Hz 52kVA
発振出力	40 [kW]
発振周波数	44 [kHz] ±3kHz
出力制御方式	サイリスタ位相制御方式 (3相純ブリッジ)
出力設定範囲	最大出力範囲の5%~100%
変換方式	定電圧直列型インバータ
変換効率	90 [%] 以上
使用周囲条件	温度 5~35 [°C] 湿度 35~85 [%] (引火性のガスが無いこと)
外觀寸法	700W×720D×1750H [mm]
重量	約200kg
冷却水	水圧 0.25~0.35 [MPa] 背圧 0.5 [MPa] 以下 水量 20~30 [L/min] 以上 水温 10~35 [°C]

表2 整合盤の主な仕様

項目	仕様
高周波コンデンサ	5.4μF、584WV、386kvar、2台
整合変圧器	55kVA、40/50kHz、250V/31~50V
冷却水	15 [L/min] 以上
外形寸法	650W×500D×650H [mm]
重量	約100kg

3. 加熱用供試体

加熱用供試体として先進材料の中で絶縁体のセラミックス及びセラミックス系複合材料（SiC/SiC）を用いた。試験に用いた供試体の仕様は表3に示す。各試験片の形状（内径及び外形）を同じ寸法にし、加熱ジグも同様のものを用いることにより比較しやすいようにした。SiC/SiC 試験片は、 $r-\theta-z$ 方向の直交3軸織り素材から機械加工により、内径 100mm、外径 160mm、板厚 5mm の等厚円板に成形されたものである。セラミックス試験はモノリシックの窒化珪素を用いた。この試験片は円板状に焼成後、内径及び外径を機械加工により内径 100mm、外径 160mm、厚さ 3mm に加工し、加工面を研磨して仕上げた。また、導体の材料として、これらセラミックス系材料と同じ内径、外形寸法の C/C 材を用いた。

4. 加熱方法の検討

間接加熱方式でセラミックス系試験片が所定の温度に加熱出来るかを調べるために、加熱用コイル、SiC/SiC 複合材試験片、発熱体の各間隔を 6mm にして、熱電対を発熱体と試験片の両方に貼り付けて大気中、静止状態で通電した。その計測結果を図5に示す。発熱体と重なる部分（発熱体の上方にある部分）について試験片の温度は通電後1分程度で 1000℃を越え、2分少々で 1300℃程度までに加熱可能であることを確認した。発熱体と、試験片の温度差は 400℃位の差があったが、試験片が絶縁体の場合でも十分加熱可能との結論を得た。

次に、試験用治具に試験片を取付けた状態で試験片の加熱状況の把握と取付治具への熱の影響を調べた。静止状態で試験片を試験片取付治具に取付た状態で、試験槽の中で試験片、発熱体、試験片取付用ナット等に熱電対を貼り付けて加熱試験を行い、各部の温度を計測し加熱

状況をチェックした。図6に試験片、発熱体及び試験片取付用ナットに熱電対を貼り付けた状況を示す。静止状態の各部の温度状態を図7に示す。グラフに示した線が階段状になっているのは電源の出力を階段状に上げたためである。通電後、発熱体、試験片とも急激に温度上昇していることがわかる。試験片取付用ナットの温度は比較的小さく、試験片温度上昇勾配よりかなり小さいので短時間の加熱の場合は試験に与える影響は小さいものと思われる。また、回転中の試験片温度を熱電対で直接計測する事は困難なので、静止状態で赤外線放射温度計を用いて計測した値と比較し補正を行った。赤外線放射温度計は石英ガラスののぞき窓を介して計測するのでこの点も考慮して補正した。静止状態で試験用治具に試験片を取り付け回転試験の出来る状態で試験片及び各部の温度計測を行い加熱の影響について検討した結果加熱可能であるとの確認が出来たので次の段階として、回転中の加熱試験を行った。図8に直接加熱と間接加熱の比較を示した。計測は、室温で 20,000rpm まで回転数を上昇させた後、通電し高周波誘導加熱により加熱した。通電後、直接加熱の C/C 材（導体）は2分程度で所定の温度になる。これは絶縁体の加熱に用いている発熱体の温度上昇と同様な結果である。また、SiC/SiC 試験片は5分程度で所定の温度に達する事が確認された。また、いずれの試験片も電源を切ると温度が下がる事が確認された。試験中は温度保持のためには電源を通電して試験を行わなければならない事も確認した。このことにより試験片が、導体、絶縁体の区別無く所定の温度に加熱可能との結論を得た。

表3 加熱試験に用いた試験片

SiC/SiC 複合材	$r-\theta-z$ 方向直交3軸織り素材の機械加工 内径=100mm、外径=160mm、厚さ=5mm
セラミックス材 (Si ₃ N ₄)	円板形状に焼結後機械加工 内径=100mm、外径=160mm、厚さ=3mm

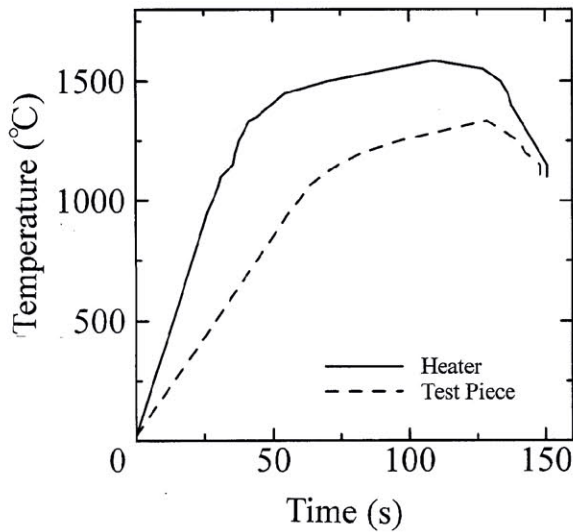


図5 大気中の加熱予備試験結果
(44.3kHz,180V,130A)

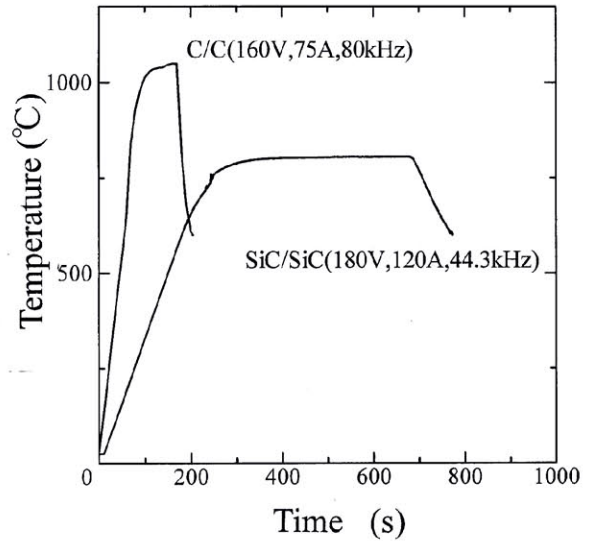


図8 直接加熱(C/C)と間接加熱(SiC/SiC)の比較

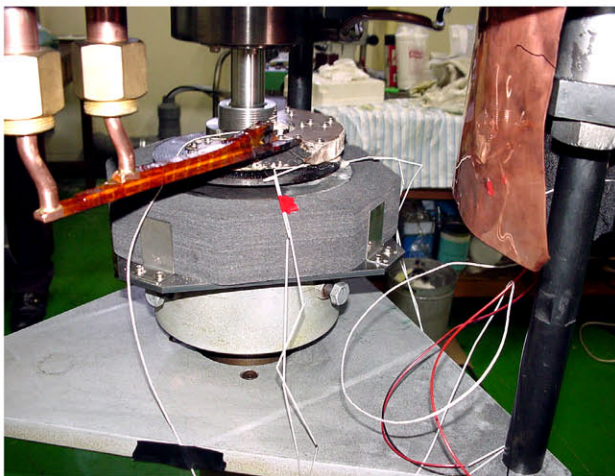


図6 熱電対設置状況

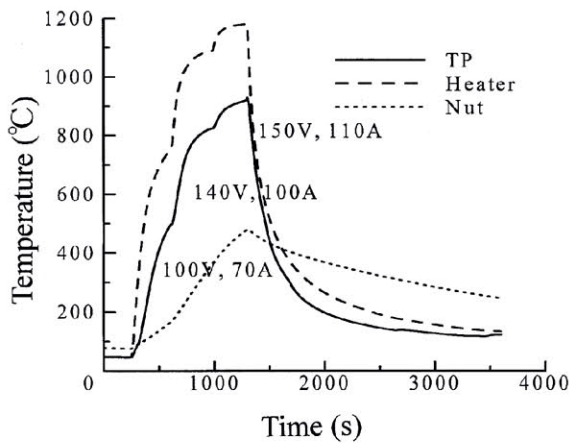


図7 静止状態の各部の加熱状況

5. 高温回転加熱試験

SiC/SiC 材の高温回転加熱状況の写真を図9に示す。図は20,000rpmに回転し、回転数が安定した状況で加熱し温度計測した例である。試験片と発熱体との間隔の影響について図10に示す。出力電圧180V、電流120Aで発熱体と試験片の間隔を約5mmにして行った。加熱開始後4~5分で800°Cに試験片が加熱され、その後は定常状態が続いた。図に示したように電源を切ると2秒間で約5°Cの割合で温度が下がった。このことから高温回転試験中は通電して行う必要がある。発熱体と試験片の間隔を3mmにして加熱試験を行ったところ、900°C(最高温度)になるまで要した時間は4~5分であった。図中で温度変化がなめらかでないのは途中で電源の出力を調整したためである。これは周辺の電気の使用状況等により自然に出力が小さくなった場合等による電力の調整をするためにこのようになることがある。図11にSiC/SiCとモノシリックのセラミックス材の回転加熱の結果を示す。いずれの材料も同等に加熱可能である結果を得た。このことにより、導体でない先進複合材の高温回転試験が可能である見通しを得た。最大加熱温度はコイル、試験片、発熱体間の隙間の影響を受けるが、比較的短時間で所要温度に試験片が加熱されるので本加熱方法で高温回転破壊試験が簡便に行えるめどを得た。また、試験片の不均一性等による回転振動を考えると試験片とコイル、発熱体等の接触を避けるため、試験片、コイル、発熱体の隙間は最低限とる必要があると考えられる。この隙間をなるべく小さくし、加熱性能を向上させるために、回転振動を抑え、安定して回転できるように試験片を取り付けるアーバーの設計法等にも工夫が必要である。

図12に本加熱方法で高温回転破壊試験を実施する

試験のパターンを示す。試験片の破壊回転数が40,000rpmを予想した場合室温状態で20,000rpmまで回転を上げ一定回転にし、回転が安定した所で加熱し所定の温度(1,000℃)に達したところで再び回転数を上げ破壊試験を行う。破壊試験後の試験片の2次破壊をなるべく少なくして回収するためのコンテナメントを考えた。高温状態で破壊するので耐熱材の緩衝材（セラミックス系フェルト）と金属の薄板で製作した。その例を図13に示す。また、本方式は試験片の上方に加熱用コイル、下方に間接加熱用発熱体を設置することにより試験片の回転面延長上にコイル、発熱体等の障害物がないので遠心破壊した場合これらに損傷を与えることなく、また装置全体への損傷もなく簡便に試験を行える。

本装置を用いて SiC/SiC ディスクの高温回転試験を実施し1,000℃、38,000rpmで健全性を確認し、現在破壊試験の準備を進めている。

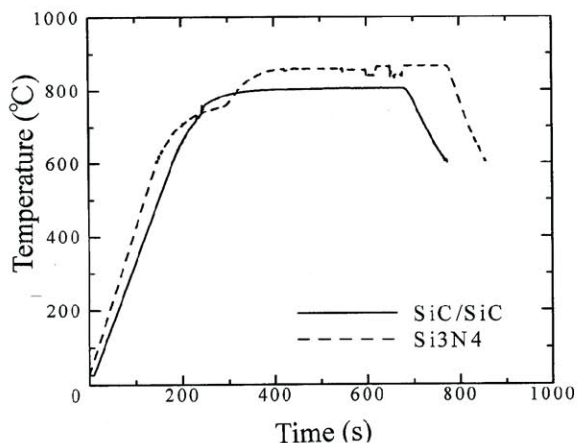


図 11 試験片による影響



図 9 SiC/SiC ディスク加熱状況
(930℃,20,000rpm)

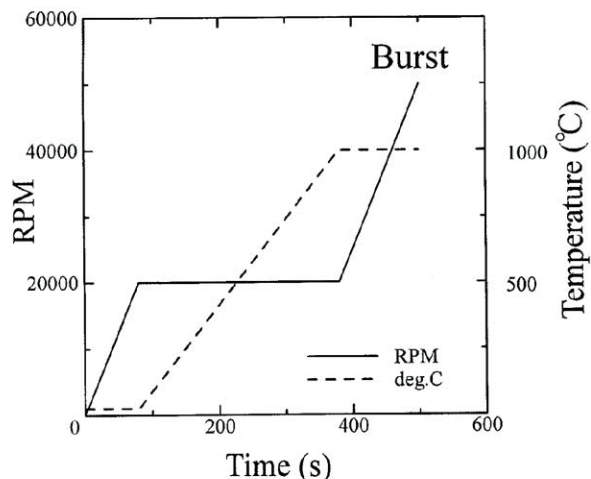


図 12 高温回転試験パターン

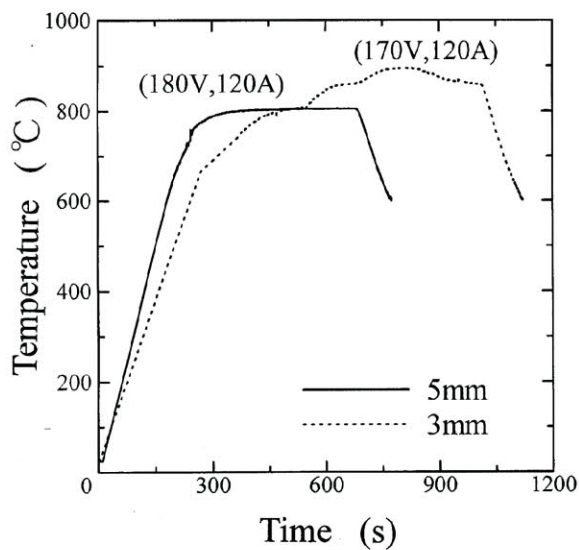


図 10 試験片と発熱体の間隔の影響



図 13 コンテナメント（破片回収）

6. まとめ

試験片が金属及びC/Cのような導体あるいはセラミックス材等（複合材料を含む）の絶縁体材料の両方を対象とした高温回転試験用加熱装置を試作し、その加熱性能について検討した結果、本方式により導体及び絶縁体の材料にたいしても高温回転破壊試験が簡便に行えるめどをつけ、試験を行う上での下記のような多くの知見を得た。

- 1) 試験片が導体、絶縁体の区別なく 1,000°C以上の加熱が可能である。
- 2) 試験片の加熱時間が数分のため装置及び周辺部に及ぼす熱の影響を最小限に出来、簡便に高温回転破壊試験が可能である。
- 3) 試験片が遠心破壊した場合コイルによる2次破壊を防ぐことが出来る。
- 4) 加熱部を密封していないので、破壊現象を高速度ビデオカメラ等で観察可能である。

今後はより2次破壊の少ないコンテナメントの検討を行うとともに SiC/SiC 材等の先進材料の高温回転強度特性を把握するための試験を引き続き行う予定である。

本報告の主な内容は、経済産業省によるプロジェクト「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」の一環として行われたものである。

参考文献

- 1) 小河昭紀、他 2 名：カーボン/カーボン複合材料の高温回転強度試験その予備的検討、第 10 回ガスタービン秋季講演会、日本ガスタービン学会、pp55-60(1995.8)
- 2) 橋本良作、他 2 名：セラミック系材料用ホットスピン加熱装置の試作、第 15 回ガスタービン秋季講演会、日本ガスタービン学会、PP205-209(2000.11.)

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-05-008

発行 平成 18 年 3 月 31 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (有) ノースアイランド

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2006 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。



本書は再生紙を使用しております。