

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 27 年 10 月 26 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(A) (一般)

研究期間：2011～2014

課題番号：23246147

研究課題名(和文) 繰り返し使用のためのロケットエンジン燃焼室銅合金の熱疲労解析による予寿命評価

研究課題名(英文) Remaining life assessment through thermal-fatigue analysis of copper alloy for combustion chamber of reusable rocket engine

研究代表者

佐藤 英一 (Sato, Eiichi)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・教授

研究者番号：40178710

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 35,800,000円

研究成果の概要(和文)：液体ロケットエンジンの寿命に大きく影響する燃焼室銅合金のクリープ疲労の原因解明のため、実機燃焼を模擬した応力保持クリープ疲労実験を実施した。クリープ疲労中には、各サイクル毎に粒界クリープボイドの発生・成長が促進されると共に、疲労クラックとクリープボイドが連結するという二つの要因で、単純クリープや単純疲労に比べ急速な損傷蓄積が生じることが、微視組織観察により明らかになった。

このクリープと疲労の相乗作用の発見により、損傷蓄積メカニズムを踏まえた上で、より信頼性の高いロケットエンジンを開発することが可能となった。

研究成果の概要(英文)： Creep-fatigue of the copper alloy of liquid rocket engine combustion chamber determines the engine life. Stress-holding type creep-fatigue tests were executed to simulate the engine combustion cycle. Microstructural observation implied the following damage mechanisms in creep-fatigue process; (1) some creep voids rapidly nucleate and grow at grain boundaries, and (2) fatigue cracks connect with creep voids resulting in the rapid fracture compared to the simple creep or simple fatigue. This understanding on the interaction between creep and fatigue enables us to design and estimate a new rocket engine with higher reliability.

研究分野：宇宙構造材料工学

キーワード：クリープ疲労 銅合金 ロケットエンジン クリープ疲労相互作用

1. 研究開始当初の背景

現在、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、燃料に液体水素、酸化剤に液体酸素を用いた次世代ロケットエンジンの開発が進められている¹⁾。このエンジンの燃焼室は、外筒に耐熱合金を、内筒に冷却溝を有する銅合金 (Cu-0.7Cr-0.09Zr (mass%)) を使用しており、この冷却溝に燃料でもある液体水素を流すことで、燃焼室の溶損を防ぐとともに燃料を予熱する。しかし、燃焼中には、厚さわずか 1 mm 程度の冷却溝壁を挟んで一方に燃焼ガス (3000 °C) が、もう一方には液体水素 (-253 °C) が存在するため、銅合金は極めて厳しい温度環境に曝される。その結果、燃焼 1 サイクルにおいて、この微小な幅に過大な塑性変形と極低速引張変形とが交互に加わる。実機燃焼試験において、約 20 サイクルという少ないサイクル数にもかかわらず冷却溝壁にき裂が発生したこと²⁾、冷却溝壁の寿命がエンジンの寿命に直結すると懸念されている。柳らは、実機燃焼時の温度変化に起因する応力・ひずみの時間変化について有限要素計算²⁾を精査し、それを基に応力保持型クリープ疲労試験を実施した³⁾。彼らは、毎サイクル発現する遷移クリープの積み重ねにより大きなクリープひずみが累積し、早期破断につながるという新たな損傷機構を提案したが、寿命低下につながる損傷の素過程は未解明のままである。組織観察については、破面にディンプルパターンと粒界割れとの両方が存在したことを確認しただけであり、微視組織の観察は実施されていない。

2. 研究の目的

本研究では、実機燃焼を模擬した応力保持型クリープ疲労試験を改めて実施し、走査電子顕微鏡 (Scanning Electron Microscope : SEM) を用いた微視組織観察により、ロケットエンジン燃焼室銅合金の損傷過程を明らかにすることを目的とした。

3. 研究の方法

(1) 材料試験

本研究で使用した材料は Cu-0.7Cr-0.09Zr (mass%) であり、柳ら³⁾とは別ロッド材である。クリープ疲労試験 (CF) と比較するために、単純クリープ試験 (SC) および単純疲労試験 (SF) も併せて実施した。すべての材料試験は、酸化による損傷への影響を除くため 20 Pa 以下の真空雰囲気中で、温度は定常燃焼中と同じ 480°C において、高周波誘導加熱装置付油圧サーボ疲労試験機を用いて実施した。Fig. 1 は、それぞれの試験における応力の時間変化を表す模式図である。

CF として、試験の途中で変位制御と荷重制御とを切り替えることで、疲労試験に応力保持を導入した応力保持型クリープ疲労試験を実施した。柳らは、光学式変位計のための突起のついた試験片を用いたが³⁾、本研究では、圧縮時の応力集中の小さな突起のない

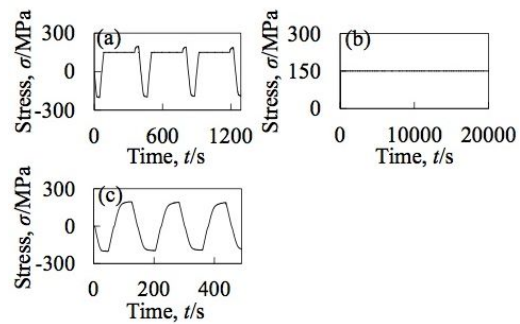


Fig. 1 Schematic of stress waveforms of mechanical tests ; (a) CF, (b) SC and (c) SF.

丸棒試験片 (平行部直径 6 mm、平行部長さ 13mm、R 部半径 20 mm) を使用し、高温接触式ひずみ計を用いてひずみを計測した。

(2) 組織観察

全ての試料の破断面を荷重方向に対して平行に切断して樹脂埋めした後、次の手順で試料を研磨してから SEM 観察に供した。エメリー紙 #400~2400 を用いた湿式研磨の後、ダイヤモンドスラリー 3 μm、1 μm を用いたバフ研磨を、それぞれ順番に 5 分間ずつ実施した。続いて、コロイダルシリカ 0.06 μm に 28% アンモニア水を 1% 混合した研磨液を用いて 30 分間バフ研磨し、最後に、1% 塩化第二鉄エタノール溶液を用いて 5 秒間エッチングした。

4. 研究成果

(1) 材料試験結果

Fig. 2 は、CF における破断に至るまでの応力 (a) とひずみ (b) の時間変化を示す。CF において試験片は、19 サイクル目の応力保持中に破断した。また、サイクルの進行に伴いクリープ時のひずみが徐々に増大し、破断直前には急激にクリープひずみが増加した (Fig. 2 (b))。これは、試験開始時から徐々に軟化していた試料が、破断直前に急速に軟化したことを示す。

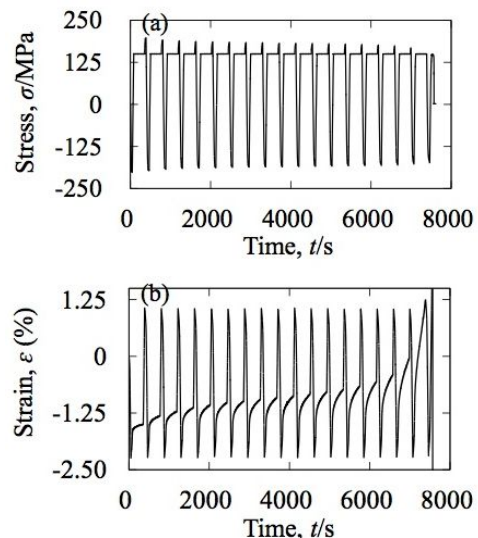


Fig. 2 The results of CF ; (a) stress histories and (b) strain histories.

Fig. 3 (a)は、各サイクルにおけるクリープひずみを示し、(b)は1、6、および15~18サイクル目におけるクリープ中のひずみの時間変化を示す。サイクル数が増加するにつれて、15サイクルまでは0.3%から0.8%までクリープひずみが少しずつ増加し、15サイクル以降では急激な増加が見られ、18サイクルではクリープひずみが2.3%にまで増加した。Fig. 3 (b)から、毎サイクル遷移クリープが発現し、クリープひずみの半分以上が遷移クリープ中に導入されていたことが確認され、この傾向は先行研究の結果³⁾とよく一致する。

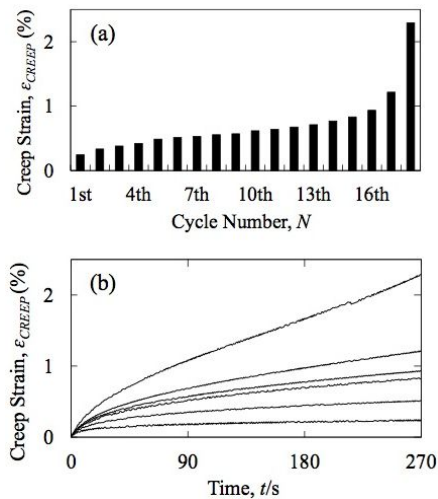


Fig. 3 The results of CF; (a) the amount of strain induced only during creep deformation at every cycle and (b) creep strain histories in the 1st, 6th, 15th, 16th, 17th and 18th cycle.

Fig. 4は、SCにおけるひずみの時間変化(a)、およびSFにおける応力の時間変化(b)を示す。SCでのひずみはクロスヘッドの変位から求めた。SCにおいては、試験片は約58000sで破断し、最終的な伸びは約24%だった(Fig. 4 (a))。SFにおいては、圧縮および引張変形に要する応力がサイクルの進行に伴い徐々に減少し、試験片は42サイクルで破断した(Fig. 4 (b))。

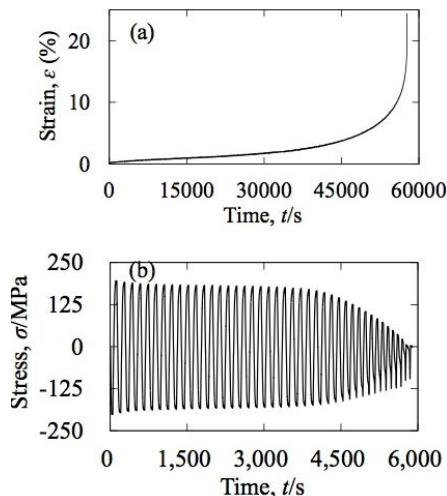


Fig. 4 The results of SC and SF; (a) strain histories during SC and (b) stress histories during SF.

(2) 単純クリープ試験、および単純疲労試験との比較

Fig. 5 (a)は、CFにおける毎サイクルのクリープひずみを積算し、SCと比較した結果を示し、(b)はその一部を拡大したものである。CFの合計保持時間4860sは、SCの破断時間58000sのおよそ1/12であった。柳らの報告³⁾と比べ、SCにおける破断時間が同程度であったのに対し、破断時の伸びは2倍の値を示した。伸びの違いは材料のロッドの違いか、あるいは試験片形状の違いによるものであると考えられる。Fig. 5 (b)に示すように、CFがひずみ速度の大きな遷移クリープの積み重ねであるのに対し、SCでは変形のほとんどをひずみ速度の小さな定常クリープが占めていたことにより、10倍以上の寿命の差が現れた。

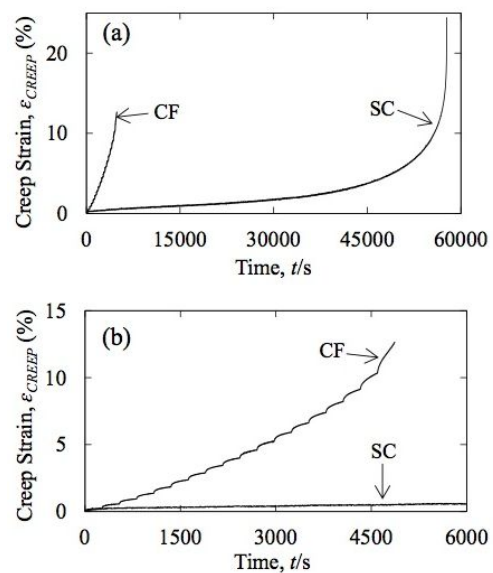


Fig. 5 (a) Whole and (b) part of comparison between accumulative creep curve of CF and curve of SC.

Fig. 6は、CFおよびSFの各サイクルにおける、圧縮および引張変形時の最大応力を示す。柳らの報告でも³⁾、SFにおいて37サイクルでの応力低下が見られたが、そこで試験が中断されたため、寿命の比較ができていない。CFにおいては15サイクルを超えると、一方SFにおいては25サイクルを超えると、最大応力が顕著に減少し始めたが、急激な減少が見られてからCFはSFより早く試験片が破断した。これはクリープ変形により損傷進展が早まったためであると考えられる。

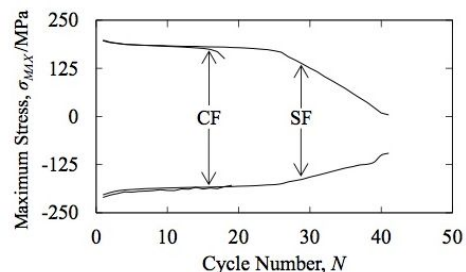


Fig. 6 Maximum stresses in compressive and tensile deformation at every cycle in CF and SF.

(3) 微視観察結果

Fig. 7 ()は、CFにおいて破断した試験片の破面 SEM 写真を示し、Fig. 7 (a)~(c)は拡大写真に対応している。破面には、表面から粒界クラックが進展した痕跡 (Fig. 7 (a)) や、中心部に粒界割れとディンプルパターンとの両方 (Fig. 7 (b)) が観察され、試験片表面が延性的に破壊している様子 (Fig. 7 (c)) も見られる。柳らの報告においても、破面においてディンプルパターンと粒界割れが見られており³⁾、この点はよく一致していた。

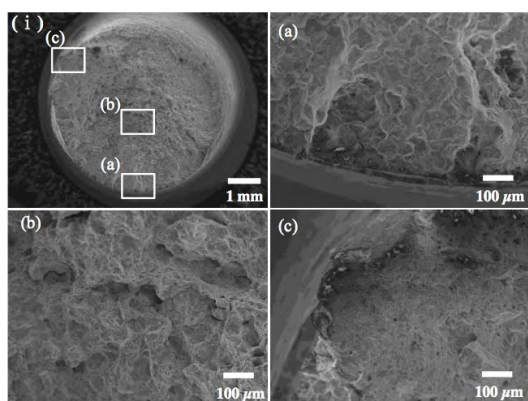


Fig. 7 SEM images of the fractured specimen in CF; (a) crack initiation, (b) dimple pattern and (c) ductile fracture surface.

Fig. 8 () ()は、それぞれ Fig. 7 と同様に SC および SF において破断した試験片の破面 SEM 写真を示し、(i-b) (ii-b)は、いずれも () ()における (b) の部分を拡大したものである。SC における試験片の中心部には、ディンプルパターンが観察されるが、粒界割れは見られない。一方 SF における試験片の中心部には、粒界割れが観察されるが、ディンプルパターンは見られない。これは、ディンプルパターンがクリープ変形により形成されたことを示唆しており、CF においてはディンプルパターンの形成と粒界割れとが両方見られたことから、粒界割れは疲労によって導入される。

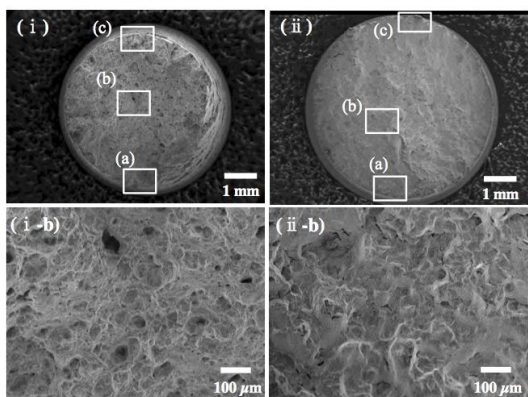


Fig. 8 SEM images of the fractured specimens in (i) SC and (ii) SF; the center of them are magnified in (i-b) and (ii-b), respectively.

Fig. 9 (a)~(c)は、それぞれ破断した CF、

SC、SF の断面 SEM 像を示す。いずれも破面に粒界割れが観察され、CF および SC においては破面近傍に多数のボイドが見られるが、SF においてはそれらが全く見られない。これは、破面 SEM 写真 (Fig. 7 および Fig. 8) で見られた様子と一致しており、破面におけるディンプルパターンは断面におけるボイドと対応している。これらのボイドはクリープ変形中に生成し、サイクルの進行、つまりクリープひずみの増加とともに大きなボイドへと成長していったことが予想される。

また、Fig. 9 (d)は、CF における試験片に見られたボイドを、高倍率で観察した SEM 像を示す。大きなボイドは、複数の小さなボイドが合体することで形成されており、それらは粒界に沿って並んでいる。

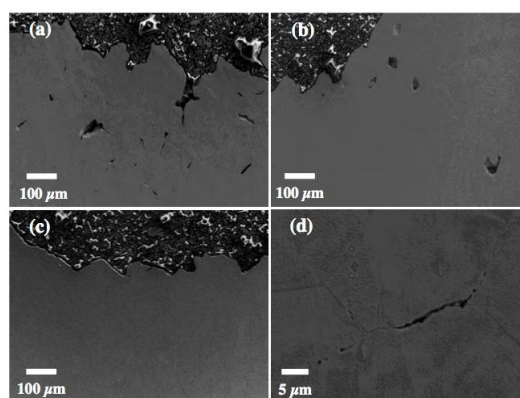


Fig. 9 SEM images of a cross-section of the fractured specimen; (a) CF in low magnification, (b) SC, (c) SF and (d) CF in high magnification.

以上の SEM 観察から、クリープ疲労において次のような損傷機構が提案される；サイクルの進行に伴いクリープひずみが増大するにつれて小さなクリープボイドが成長し、それらが粒界に沿って拡散し合体することで大きなボイドとなる。同時に試験片表面でクラックが形成され、粒界に沿って材料内部へと進展する。最終的に疲労クラックとボイドとが連結し、銅合金の劣化損傷が加速される。

(4) 結言

ロケットエンジン用銅合金に対し、応力保持型クリープ疲労試験および SEM 観察を実施し、以下の結論を得た。

クリープ疲労では、毎サイクル発現する遷移クリープの積み重ねによって、単純クリープおよび単純疲労に比べて損傷寿命が短くなる。

成長・合体したクリープボイドと、表面で発生し粒界に沿って材料内部へと進展した疲労クラックとが連結することで、銅合金の劣化損傷が加速される。

引用文献

1) A. Kurosu, H. Sunakawa, M. Kojima, N. Yamanishi, K. Noda : Proc. of the 4th

European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), (2011), 1-8 .

2) 西元美希, 山西伸宏, 吉村忍, 笠原直人, 秋葉博 : 日本機械学会論文集, 78A (2012) , 40-52.

3) 柳翔吾, 今井周平, 川合伸明, 佐藤英一 : 銅と銅合金, 51 (2012) , 66-70.

5 . 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 5 件)

1) 出口雅也, 堀恭暢, 戸部裕史, 佐藤英一、ロケットエンジン燃焼室銅合金のクリープ疲労における損傷過程の調査、銅と銅合金、54(2015),67-72.

2) 西元美希, 根岸秀世, 吉村忍, 笠原直人, 秋葉博, 砂川英生, 堀秀輔, 根来延樹, 極限マルチフィジックス環境における液体ロケットエンジン燃焼室の破損メカニズムの解明と寿命評価, 日本機械学会論文集, 8(2015),1-18.

3) 佐藤英一、津田浩、志波光晴、宇宙機に関する非破壊信頼性評価、検査技術、19(2014)29-32.

4) 柳翔吾, 今井周平, 川合伸明, 佐藤英一、ロケットエンジン燃焼室銅合金の熱疲労特性、銅と銅合金、51(2012),66-70.

5) 西元美希, 山西伸宏, 吉村忍, 笠原直人, 秋葉博, 極限マルチフィジックス環境における液体ロケットエンジンの破損メカニズムの解明(燃焼室スロートの残留変形), 日本機械学会論文集(A 編), 78A, (2012) 1534-1546 .
日本機械学会賞受賞.

〔学会発表〕(計 18 件)

1) M. Deguchi, Y. Hori, H. Tobe and E. Sato, Microstructural Investigation in Low Cycle Fatigue Deformation of Cu-Cr-Zr Alloy, 13th International Conference on Creep and Fracture of Engineering Materials and Structures (CREEP2015) (2015/6, Toulouse, France)

2) 志波光晴、何東風、内一哲哉、高木敏行、小林梯宇、ECT による燃焼室銅合金の欠陥検出、劣化損傷、余寿命評価、安全・安心な社会を築く先進材料・非破壊計測技術シンポジウム (2015/3, 沖縄青年会館)

3) 出口雅也, 堀恭暢, 戸部裕史, 佐藤英一、ロケットエンジン用銅合金の応力保持型クリープ疲労における損傷進展過程、日本金属学会 2015 年春期講演大会(2015/3, 東京大学駒場キャンパス)

4) 志波光晴、何東風、早川正夫、佐藤英一、小林梯宇、ロケットエンジン燃焼器用銅合金の電磁気による欠陥検出・損傷評価、平成26年度第2回電磁応用現象・解析評価研究委員会 (2014/11、九州大学)

5) 堀恭暢, 出口雅也, 森野美樹, 戸部裕史, 佐藤英一、Cu-Cr-Zr 合金大振幅クリー

プ疲労における損傷進展過程の組織観察、日本銅学会 (2014/11, 横浜国立大学)

6) 堀秀輔, 他, 新型基幹ロケット 1 段エンジン・2 段エンジンの開発構想, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会 (2014/10, 長崎ブリックホール)

7) M. Shiwa, D. He, M. Hayakawa, S. Moriya, T. Kobayashi, Damage Evaluation of Cu-Alloy Combustion Chamber of Liquid Rocket Using ECT, 11th International Conference on Flow Dynamics (2014/10, Sendai International Center)

8) M. Nishimoto, H. Negishi, S. Yoshimura and H. Akita, Quantitative rocket chamber life prediction based on multi-physics simulation, 1st International Conference on Computational Engineering and Science for Safety and Environmental Problems (COMPSAFE2014) (2014/4, Sendai International Center)

9) 原田隆義、堀恭暢、佐藤英一、Cu-Cr-Zr 系銅合金のクリープ疲労損傷課程の解明、日本銅学会第 53 回講演大会 (2013/11, 関西大学)

10) 西元美希, 根岸秀世, 小椋光治, 砂川英生, 吉村忍, 笠原直人, 秋葉博, 液体ロケットエンジン外筒付き燃焼室の破損メカニズムの解明(上段エンジンのき裂発生メカニズム), M&M2013 材料力学カンファレンス, (2013/10, 岐阜大学)

11) 原田隆義、佐藤英一、Cu-Cr-Zr 系銅合金のクリープ疲労損傷課程の解明、日本金属学会高温変形夏の学校 (2013/8, ラフォーレ蔵王)

12) 原田隆義、今井周平、川合伸明、佐藤英二、Cu-Cr-Zr 系銅合金のクリープ疲労損傷課程の解明、日本材料学会第 62 期学術講演会(2013/5, 東京工業大学)

13) 原田隆義、今井周平、川合伸明、佐藤英二、応力保持型クリープ疲労によるロケットエンジン用 Cu-Cr-Zr 合金の劣化損傷挙動、安全・安心な社会を築く先進材料・非破壊計測技術シンポジウム (2013/3, 東北大学)

14) 原田隆義、今井周平、川合伸明、佐藤英二、Cu-Cr-Zr 合金のクリープ疲労損傷課程における負荷環境条件の影響、銅学会大52回講演大会(2012/11, 東京工業大学)

15) 今井周平、原田隆義、北園幸一、川合伸明、佐藤英一、応力保持型クリープ疲労によるロケットエンジン用 Cu-Cr-Zr 合金の劣化損傷挙動、日本金属学会2012年秋期講演大会(2012/9, 愛媛大学)

16) 柳翔吾, 今井周平, 川合伸明, 佐藤英一、ロケットエンジン燃焼室銅合金の熱疲労特性、日本金属学会 2012 年春期講演大会 (2012/3、横浜国立大学)

17) 柳翔吾, 今井周平, 川合伸明, 佐藤英一、

- ロケットエンジン燃焼室銅合金の熱疲労特性、第 51 回銅及び銅合金技術研究会講演大会（2011/11、京都テルサ）
- 18) 志波光晴、他、極低温環境下における超音波疲労試験モニタリング法の開発、平成 23 年度日本非破壊検査協会秋季講演大会（2011/10、淡路夢舞台国際会議場）

6. 研究組織

(1) 研究代表者

佐藤 英一 (SATO Eiichi)
宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・教授
研究者番号：40178710

(2) 研究分担者

西本 美希 (NISHIMOTO Miki)
宇宙航空研究開発機構・情報・計算工学センター・開発員
研究者番号：40450704

志波 光晴 (SHIWA Mitsunharu)
物質・材料研究機構・材料信頼性評価ユニット・グループリーダー
研究者番号：70242120

竹腰 正雄 (TAKEGOSHI Masao)
宇宙航空研究開発機構・宇宙輸送ミッション本部・主任研究員
研究者番号：60371126

砂川 英生 (SUNAKAWA Hideo)
三菱重工業株式会社・名古屋誘導推進システム製作所・社員
研究者番号：70598846（平成 26 年度より連携研究者）

(3) 連携研究者

川合 伸明 (NOBUAKI Kawai)
熊本大学・パルスパワー科学研究所・准教授
研究者番号：60431988

松永 哲也 (MATSUNAGA Tetsuya)
独立行政法人物質・材料研究機構・材料信頼性評価ユニット・研究員
研究者番号：30595905

(4) 研究協力者

特になし