

令和 4 年 5 月 31 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2019～2021

課題番号：19H02485

研究課題名(和文) 超塑性Ti合金への超弾性特性付与による薄板一体型・弾性展開構造の創製

研究課題名(英文) Development of elastically-deployable, monolithic-sheet structure using superplasticity given to superplastic titanium alloy

研究代表者

佐藤 英一 (Sato, Eiichi)

国立研究開発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) 11,000,000円

研究成果の概要(和文)：本研究は、超塑性Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo合金に超弾性化熱処理を施し、展開ノズルモデルを試作し、薄板超弾性折り畳み展開構造のコンセプトを実証することを目的としたものである。SP-700合金に対し、溶接部含め超弾性を付与する最適な熱処理条件として、溶接組織の初期化に必要な溶体化、変態温度を調整し超弾性を発現するのに必要な焼鈍の2段階熱処理を検討し、得られる超弾性特性の改善を図った。イプシロンロケット第4段モータをターゲットに、展開ノズルの実物大モデルを試作し、開発した多段階熱処理を施した後、折り畳み・展開試験により超弾性展開ノズルの実現性を示した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

Ni-Ti合金等の一般的な形状記憶・超弾性材料が主に線材であるのに対し、本研究で扱うTi-4.5Al-3V-2Fe-2Mo合金(SP-700)は大型板材が製造されている。従って、形状記憶・超弾性材料を小さなアクチュエータとして構造に組み込む使い方だけでなく、構造とアクチュエータが一体化した機能性部材とする使い方が開け、形状記憶・超弾性の工学的応用の幅を広げることができた。一方、宇宙工学においては、ロケットに限らず深宇宙探査機なども含めた推進系の性能改善の道が示された。

研究成果の概要(英文)：A novel deployable rocket nozzle utilizing superelasticity was proposed in this study. Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo alloy (SP-700) sheets were heat-treated to show superelasticity at room temperature not only at the base material but also at the welded region. A full-scale model of the deployable part of epsilon rocket 4th stage motor nozzle was fabricated through the processes of stress relief annealing, thinning by grinding, cutting, micro-plasma welding, superelasticity heat treatment and aging. Folding-deployment tests of the model were conducted so that the feasibility of the new concept of superelastically-deployable structure was successfully verified.

研究分野：宇宙構造材料

キーワード：超弾性 形状記憶 チタン合金 展開構造 薄板構造

1. 研究開始当初の背景

Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo 合金(SP-700)は優れた冷間加工性と溶接性,超塑性特性から宇宙機の燃料タンク等,宇宙工学分野で広く用いられている.我々は,焼鈍処理を施した SP-700 に,材料が応力誘起マルテンサイト変態を介し数%を超える可逆変形を示す特性である超弾性の発現を報告した.Ni-Ti 合金等の一般的な形状記憶・超弾性材料が主に線材状態で供給されているのに対し,SP-700 では大型板材が製造されていたので,超弾性構造部材に加工することが可能である.従って SP-700 の超弾性の研究により超弾性の工学的応用の幅が大きく広がり,宇宙開発への貢献が期待できる.

ロケットエンジンは,高温高压の燃焼ガスのエネルギーをノズルの中で熱エネルギーから運動エネルギーへ変換し,超音速でノズル開口部から後方へ排気することで推力を得る.ノズル開口比を大きくすると,排気速度が増加し,エンジン性能(比推力, I_{sp})が向上する.ノズル背圧が小さい上段ロケットでは,原理的には開口比を非常に大きくすることができるが,一方ノズルそのものの重量に加えノズル収納構造の全長・直径増をもたらすため,ロケットの構造重量増と打ち上げ能力向上とのトレードオフが必要となる.

この対策として,収納可能なノズルが検討・開発されている.伸展ノズルは,固定側と伸展側の2つに分けて重ねて収納し,ノズル内部に仕込まれたバネ機構で使用時に伸展側ノズルを進展させるもの,展開ノズルは,ノズルを折り畳んで収納し,使用時には展開させるものである.伸展ノズルについてはM-V型ロケットの上段ノズル等に採用されているが,展開ノズルについては実機で採用された例は見られない.この理由として,展開部にヒンジ等を用いたものでは機構そのものの耐熱性や合わせ目のシール性が問題になることが挙げられる.こうした課題に対し,我々は,超弾性特性を示す形状記憶合金 SP-700 薄板でノズルを製造し,ヒンジレスかつ折り目無く曲げるという展開ノズルを提案している.

2. 研究の目的

本展開ノズルは,図1に示すように,イプシロンロケット第4段固体ロケット(キックモーター)の固定ノズル後方に取り付けるもので,開発中の深宇宙探査機 Destiny⁺[7]のため打ち上げ能力を増強するためのものである.本展開ノズルにより,開口比は固定ノズルのみの場合の2倍となり,推力および I_{sp} の3%程度の向上が見込まれ,推薬量1t程度のモーターであれば打ち上げ質量として20kg弱の増加が期待される.展開ノズル本体はチタン薄板製で数100g程度,固定ノズルとのインターフェースや保持解放機構含めても数kgで実現可能と考えられ,10kg強程度の探査機質量の増加が可能となる.

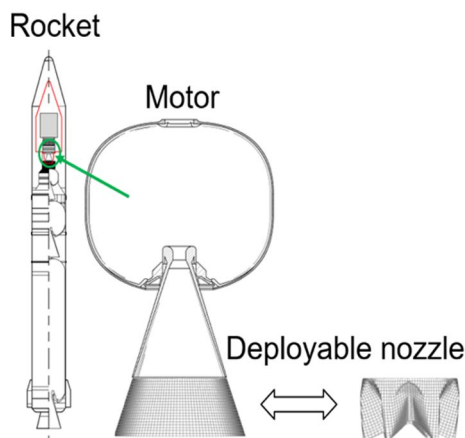


図1 イプシロンロケット第4段に取り付ける展開ノズル

これまでに、SP-700 の β 相は、高温からの急冷により斜方晶構造を有する β 相へとマルテンサイト変態を生じることが報告されている。この β 相変態は熱弾性型変態であり、Ti-Nb 等の準安定 β 型チタン基形状記憶合金において見られるように、 β 相変態・逆変態に起因する形状記憶効果・超弾性特性が出現する。二相域での熱処理を施すと、熱処理温度を高くして合金の M_s を上昇させるにつれ、変形挙動は塑性変形から応力誘起変態、そしてマルテンサイトバリエーションの再配列へと変化する。そしてそれに呼応して、超弾性挙動、形状記憶挙動が出現する。

しかし、超弾性熱処理を施した SP-700 薄板により展開ノズルを作製するには、板材同士の突き当て溶接を行うので、母材および溶接部も含めて超弾性を付与することが必要となる。溶接部においては溶接後の緩やかな冷却により β 相粒界に粗大 β 相が発達して延性が消失するが、溶体化処理を行う事で延性は回復する。しかし、溶接構造全体に溶体化処理を施すと、母材部で再結晶集合組織が発達し超弾性の等方性が妨げられる。このため、母材部の超弾性の異方性を抑制しつつ、溶接部に超弾性を発現させることが必要である。

本研究は、超弾性変形を利用した折り畳み可能な上段ロケット展開ノズルの実現性を示すことを目的とした。このコンセプト実現には、溶接部も含め折り畳みに伴う超弾性が必要である。そこで、SP-700 への接部も含めて超弾性を付与する熱処理として、溶接組織の初期化に必要な溶体化、変態温度を調整し超弾性を発現するのに必要な焼鈍の 2 段階について検討を行った。その上で、ノズルの実物大モデルを試作し、折り畳み・展開試験を実施した。

3. 研究の方法

まず、母材部の超弾性の異方性を抑制しつつ、溶接部に超弾性を発現させるための熱処理方向を検討した。薄板の突き合わせ溶接としては、TIG 溶接とマイクロプラズマ溶接を対象とした。溶接材の引張用試料は、TIG 溶接材ではゲージ部が全て溶接組織となるように、マイクロプラズマ溶接材では溶接線がゲージ部と垂直かつ引張方向と垂直になるようにした。機械試験は RD、RD から 45° (以下 45° 方向)、TD の三方向に対し引張負荷・除荷をひずみ 3 %で行い、超弾性とその異方性を調べた。

その後、確立した熱処理方法を使い、以下の手順で実物大モデルの試作を行った。

- (1) ひずみ除去焼鈍 (600 9h + 850 10min),
- (2) 研削 (板厚 0.4mm),
- (3) 扇状パーツ 6 枚の切り出し,
- (4) マイクロプラズマ溶接による 6 枚の突き当て溶接および下部フランジへの溶接,
- (5) 超弾性熱処理 (真空中 825 10min + 油焼き入れ),
- (6) 相時効処理 (真空中 125 1h)

試作したモデルに対し、折り畳みを実施した後、金属ワイヤで固縛し、固縛ワイヤにワイヤカッタ切断をセットし、収納状態とした。その後、ワイヤカッタを作動させてノズルの展開実験を行った。

4. 研究成果

(1) SP-700 溶接部の超弾性化熱処理

母材部は、 β 相が完全に消滅する 900 以上で溶体化すると再結晶が生じてしまったので、溶体化を β 相が消え切らない最高温である 875 とし、その前に 850 10min で転位密度低減の焼鈍を行う事で溶体化後の再結晶抑制を達成した。得られた 850 +875 溶体化材に、マルテンサイト変態温度調整のための焼鈍・時効処理を行った。焼鈍・時効処理は最も

高い歪み回復量を得られた 825 10minの相率調整焼鈍後,125 1hの 相時効を行った。

図 2(a)(b)に、母材に 2 種の熱処理を施した時の応力-ひずみ曲線を、RD, TD,45° 各方向について示す。(b)の直接高温溶体化処理を施した材料では、TD 方向には超弾性を示さず、高い応力を示した後早期破断していることが分かる。一方、(a)の改善した熱処理を施した材料では、溶体化時に再結晶が抑制され加工集合組織が保持されたことにより、すべての方向で超弾性が生じており、超弾性の異方性が解消したことが確認された。

図 2(c)(d)(e)に、TIG 溶接材に超弾性化熱処理を施したときの挙動を示す。溶接まま材(c)および 800 10min 熱処理材(d)においては、弾性域での破断が観察された。溶接後の緩やかな冷却速度により 粒界に生じた 相が観察され、この 相は 800 の熱処理により粗大化しており、これが延性低下の原因であると考えられる。一方、(e)の改善熱処理を施した溶接材では、延性が回復し、超弾性が観察された。これは溶体化処理により 相粒界の粗大 相が殆ど消失したためであると考えられる。

一方でマイクロプラズマ溶接による溶接材では、入熱量が TIG 溶接に比べ小さく、溶接部の冷却速度が高かったため、粒界に 相が析出せず、溶接組織はマルテンサイト単相を示した。そのため変態温度調整を目的とした焼鈍・時効のみで超弾性が発現した(f)。

以上より、溶接入熱量により変化する溶接組織に応じて溶体化処理を選択することによって、あらゆる溶接構造材と溶接組織に対して構造材全体の超弾性化が可能となった。

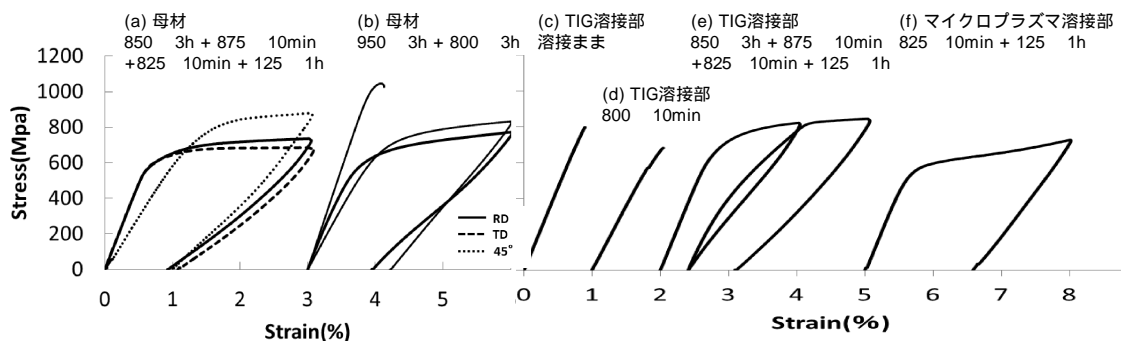


図 2 各種熱処理後の超弾性特性

(2) 実物大超弾性ロケットノズルの試作

開発した熱処理法を用いて、実物大モデルの試作を行った。大型の構造製造に伴い、溶接後に超弾性化熱処理を行うとともに、大きな板材の研削における内部ひずみによる湾曲と板厚不整が大きな課題として認識された。この研削過程での課題により、突き当て溶接における溶接不良や超弾性化熱処理における焼き入れひずみなどの問題が生じた。このため、研削加工前にひずみ除去焼鈍を施すことと、板厚を 0.4mm に増加することとした。

製作したモデルを図 3(a)に示す。ノズル面の不均一な湾曲は確認されず、軸対称性が良いきれいな円錐台形状が得られている。これを、図 3(b)に示すジグで折り畳みを実施した後、金属ワイヤで固縛し、固縛ワイヤにワイヤカッタ切断をセットし、収納状態とした。その後、ワイヤカッタを作動させてノズルの展開実験を行った。そのときの高速度撮影写真を図 4 に示す。ほぼ 200ms で展開は終了し、その後わずかな振動は見られるが、それも 1s あたりでほぼ収まっていることが確認できる。展開試験前後のノズル形状を 3D スキャン測定したところ最大変位は ±2mm 未満で、展開後も超弾性化による良好な形状回復が確認された。



図3 展開ノズル実物大モデル (a)製作後 (b)折り畳み後の収納状態

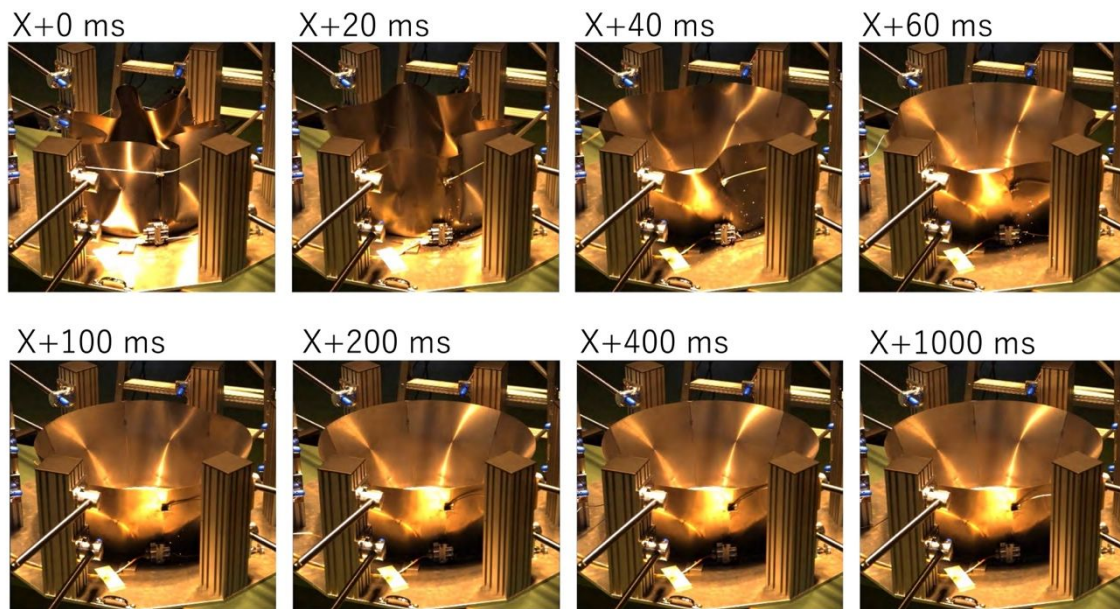


図4 展開ノズル実物大モデルの展開過程の高速度撮影

(3) まとめ

超弾性化熱処理を施した Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo 合金 (SP-700) の上段ロケットモータノズルへの適用を目指した検討を行った。

1) 溶接部に必要な溶体化処理を溶接構造全体に施すと、母材部で再結晶集合組織が発達し超弾性の等方性が妨げられる。溶体化前に転位密度低減の焼鈍を行うことで、溶体化後の再結晶が抑制され、集合組織が保持されて、等方的な超弾性を維持することができた。

2) TIG 溶接部に 2) の溶体化熱処理を施すことで粒界相が消え延性が回復し、超弾性化可能となった。マイクロプラズマ溶接部は変態温度調整のみで超弾性化可能であった。

3) ロケットノズルの実物大モデルを、上記熱処理を適用して試作した。折り畳み・展開試験を実施したところ、展開後も超弾性化による良好な形状回復が確認された。

以上より、超弾性変形を利用した折り畳み・展開可能な上段ロケット展開ノズルの実現可能性を示すことができた。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 2件／うち国際共著 0件／うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 Takeuchi Shinsuke, Tobe Hirobumi, Matsuki Yuichi, Sato Eiichi	4. 巻 69
2. 論文標題 Proposal and Trial Production of Deployable Nozzle Made of Superelastic Titanium-alloy Sheet	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 JOURNAL OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES	6. 最初と最後の頁 146 ~ 153
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2322/jjsass.69.146	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Hirobumi Tobe, Yuichi Matsuki, Shinsuke Takeuchi, Eiichi Sato	4. 巻 61
2. 論文標題 Deployable Rocket Nozzle Utilizing Superelastic Titanium Alloy Sheet	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Materials Transactions	6. 最初と最後の頁 68-71
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2320/matertrans.MT-MJ2019009	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

〔学会発表〕 計10件（うち招待講演 1件／うち国際学会 0件）

1. 発表者名 高橋直也、佐藤英一、戸部裕史
2. 発表標題 大気炉超弾性熱処理を施したTi-4.5Al-3V-2Fe-2Mo超弾性合金を用いた伸展ノズルの開発
3. 学会等名 日本金属学会2022年春期(第170回)講演大会
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 戸部 裕史, 佐藤 英一
2. 発表標題 折り畳み可能なチタン合金薄板の開発
3. 学会等名 超異分野学会 東京大会2022
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 戸部裕史、佐藤英一
2. 発表標題 宇宙材料の最前線
3. 学会等名 長岡鉄工業青年研究会 創立50周年記念講演会（招待講演）
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 戸部裕史、佐藤英一
2. 発表標題 加工熱処理による Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo合金の集合組織制御
3. 学会等名 日本金属学会2021年春季(第168回)講演大会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 戸部裕史、佐藤英一
2. 発表標題 Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo合金のマルテンサイト変態と圧延集合組織
3. 学会等名 日本金属学会2020年秋季(第167回)講演大会
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 大畑耕太、戸部裕史、佐藤英一
2. 発表標題 上段ロケット展開ノズルへの応用に向けたTi-4.5Al-3V-2Fe-2Mo合金薄板溶接材の超弾性化
3. 学会等名 第35回宇宙構造・材料シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 大畑耕太, 戸部裕史, 佐藤英一
2. 発表標題 Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo合金板材の母材部・溶接部の超弾性特性に及ぼす多段階熱処理の影響
3. 学会等名 軽金属学会2019年秋期(第137回)大会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 戸部裕史, 大畑耕太, 佐藤英一
2. 発表標題 Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo合金の再結晶集合組織制御
3. 学会等名 日本金属学会2019年秋期(第165回)大会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 大畑耕太, 戸部裕史, 佐藤英一
2. 発表標題 Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo合金の集合組織と形状記憶特性に及ぼす多段階熱処理の影響
3. 学会等名 軽金属学会2019年春期(第136回)大会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 大畑耕太, 戸部裕史, 佐藤英一
2. 発表標題 Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo合金の超弾性特性改善に向けた熱処理条件最適化
3. 学会等名 日本金属学会2019年春期(第164回)大会
4. 発表年 2019年

〔図書〕 計0件

〔出願〕 計1件

産業財産権の名称 DEPLOYABLE STRUCTURE AND DEPLOYABLE METHOD THEREFORE	発明者 竹内伸介, 佐藤英一, 戸部裕史	権利者 同左
産業財産権の種類、番号 特許、W02019/138788	出願年 2019年	国内・外国の別 外国

〔取得〕 計0件

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	竹内 伸介 (Takeuchi Shinsuke) (20353419)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・准教授 (82645)	
研究分担者	戸部 裕史 (Tobe Hirobumi) (40743886)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・助教 (82645)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------