

(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2017年8月10日(10.08.2017)



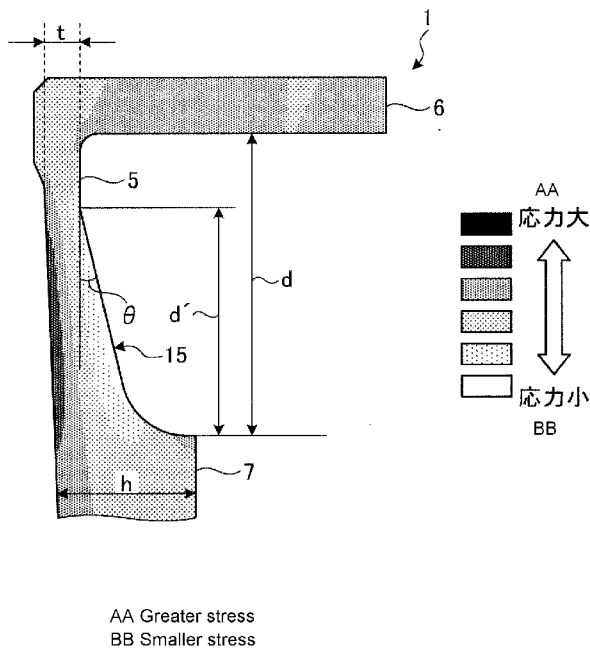
(10) 国際公開番号
WO 2017/134843 A1

- (51) 国際特許分類:
F23R 3/42 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2016/064603
- (22) 国際出願日: 2016年5月17日(17.05.2016)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (30) 優先権データ:
特願 2016-019997 2016年2月4日(04.02.2016) JP
- (71) 出願人: 三菱重工航空エンジン株式会社(MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES AERO ENGINES, LTD.) [JP/JP]; 〒4850826 愛知県小牧市東田中1200番地 Aichi (JP).
- (72) 発明者: 大西 智之(ONISHI, Tomoyuki); 〒1088215 東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内 Tokyo (JP). 植月 康之(UETSUKI, Yasuyuki); 〒1088215 東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内 Tokyo (JP). 花田 忠之(HANADA, Tadayuki); 〒4850826 愛知県小牧市東田中1200番地 三菱重工航空エンジン株式会社内 Aichi (JP). 藤本 洋平(FUJIMOTO, Yohei); 〒4850826 愛知県小牧市東田中1200番地 三菱重工航空エンジン株式会社内 Aichi
- (74) 代理人: 特許業務法人酒井国際特許事務所(SAKAI INTERNATIONAL PATENT OFFICE); 〒1000013 東京都千代田区霞が関3丁目8番1号 虎の門三井ビルディング Tokyo (JP).
- (81) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.
- (84) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR),

[続葉有]

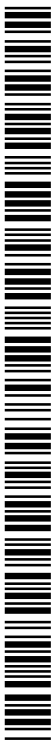
(54) Title: AVIATION COMPONENT AND GAS TURBINE ENGINE FOR AVIATION

(54) 発明の名称: 航空部品及び航空用ガスタービンエンジン



(57) **Abstract:** An aviation component (1) used in an aviation gas turbine engine, wherein the aviation component (1) is provided with: an annular part (5) having an outer peripheral surface; a flange part (6) formed at one axial end part of the annular part (5); and a boss part (7) projecting radially from the outer peripheral surface of the annular part (5). In a cross-section along the axial direction of the annular part (5), the outer peripheral surface of the annular part (5) between the flange part (6) and the boss part (7) is shaped as a tapered part (15) tapered so that the plate thickness increases from the flange part (6) towards the boss part (7).

(57) **要約:** 航空用ガスタービンエンジンに用いられる航空部品(1)において、外周面を有する円環部(5)と、円環部(5)の軸方向の一方の端部に形成されるフランジ部(6)と、円環部(5)の外周面から径方向に突出するボス部(7)と、を備え、円環部(5)の軸方向に沿って切った断面において、フランジ部(6)とボス部(7)の間における円環部(5)の外周面の形状は、フランジ部(6)からボス部(7)に向かって板厚が厚くなるテーパ形状に形成されたテーパ部(15)となっている。



WO 2017/134843 A1

OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG). 添付公開書類:

— 国際調査報告 (条約第 21 条(3))

明 細 書

発明の名称：航空部品及び航空用ガスタービンエンジン

技術分野

[0001] 本発明は、フランジ部及びボス部を有する円環状の航空部品及び航空用ガスタービンエンジンに関するものである。

背景技術

[0002] 従来、航空部品として、ガスタービンエンジンの燃焼ケースがある（例えば、特許文献1参照）。この燃焼ケースには、開口が形成されており、開口の強度を高めるべく、ボス部が形成されている。このボス部には、T字型のスロットが形成されることで、ボス部に発生する応力を緩和する等の応力低減策がとられることがある。

先行技術文献

特許文献

[0003] 特許文献1：特開2003-232520号公報

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0004] 特許文献1の航空部品では、T字型スロットを形成するにあたって、円周方向にバンド部を形成することから、設計変更が大きなものとなる。

[0005] そこで、本発明は、応力を低減して、製品寿命を長くすることができる航空部品及び航空用ガスタービンエンジンを提供することを課題とする。

課題を解決するための手段

[0006] 本発明の航空部品は、航空用ガスタービンエンジンに用いられる航空部品において、外周面を有する円環部と、前記円環部の軸方向の一方の端部に形成されるフランジ部と、前記円環部の外周面から径方向に突出するボス部と、を備え、前記円環部の軸方向に沿って切った断面において、前記フランジ部と前記ボス部との間における前記円環部の前記外周面の形状は、前記フランジ部から前記ボス部に向かって板厚が厚くなるテーパ形状に形成されたテ

ーパ部となっていることを特徴とする。

- [0007] この構成によれば、テーパ部を設けることで、フランジ部からボス部に向かう板厚の変化を緩やかなものにでき、温度勾配を緩和することができる。また、フランジ部からボス部に向かう板厚の剛性の変化を緩やかなものにできる。以上から、ボス部周りに発生する応力を低減することができ、製品寿命を長くすることができる。
- [0008] また、前記円環部の軸方向における前記フランジ部と前記ボス部との間の距離を d とし、前記円環部の軸方向における前記テーパ部の長さを d' とすると、前記テーパ部の長さ d' は、 $0.5d \leq d' \leq d$ の範囲となっていることが、好ましい。
- [0009] この構成によれば、テーパ部の長さを好適なものとするため、応力を好適に低減することができる。
- [0010] また、前記円環部の軸方向における前記フランジ部と前記ボス部との間の距離を d とし、前記円環部の軸方向に対する前記テーパ部の傾斜角度を θ とし、前記円環部において最薄となる最薄部の板厚を t とし、前記ボス部における板厚を h とすると、前記傾斜角度 θ は、 $0.3(h-t)/d \leq \theta \leq (h-t)/d$ の範囲となっていることが、好ましい。
- [0011] この構成によれば、テーパ部の傾斜角度を好適なものとするため、応力を好適に低減することができる。
- [0012] また、前記フランジ部は、前記円環部の周方向に延在して形成され、前記ボス部は、前記フランジ部と対向する部位が、前記フランジ部と平行に形成されていることが、好ましい。
- [0013] この構成によれば、フランジ部とボス部との間に形成されるテーパ部の領域を大きなものとするため、応力をより好適に低減することができる。
- [0014] また、前記フランジ部と平行となる前記ボス部の幅を a とし、前記ボス部に貫通形成されるボルト孔を中心とする前記ボス部の周縁の曲率半径を b とすると、前記ボス部の幅 a は、 $b < a < 3b$ の範囲となっていることが、好

ましい。

[0015] この構成によれば、ボス部の幅を好適なものとする事ができるため、応力を好適に低減することができる。

[0016] 本発明の航空用ガスタービンエンジンは、上記の航空部品を用いたことを特徴とする。

[0017] この構成によれば、応力を好適に低減した航空部品を用いることができるため、信頼性の高いものとする事ができる。

図面の簡単な説明

[0018] [図1]図1は、本実施形態に係る航空部品を示す図である。

[図2]図2は、本実施形態に係る航空部品を軸方向に沿って切ったときの断面図である。

[図3]図3は、本実施形態に係る航空部品と従来の航空部品との熱応力を比較した一例の説明図である。

[図4]図4は、本実施形態に係る航空部品と従来の航空部品との熱応力を比較した一例の説明図である。

発明を実施するための形態

[0019] 以下に、本発明に係る実施形態を図面に基づいて詳細に説明する。なお、この実施形態によりこの発明が限定されるものではない。また、下記実施形態における構成要素には、当業者が置換可能かつ容易なもの、あるいは実質的に同一のものが含まれる。さらに、以下に記載した構成要素は適宜組み合わせることが可能であり、また、実施形態が複数ある場合には、各実施形態を組み合わせることも可能である。

[0020] [実施形態]

本実施形態に係る航空部品は、航空用ガスタービンエンジンに用いられるものであり、例えば、燃焼器のケーシングを構成する部品となっている。ここで、図1は、本実施形態に係る航空部品を示す図である。図2は、本実施形態に係る航空部品を軸方向に沿って切ったときの断面図である。図3及び図4は、本実施形態に係る航空部品と従来の航空部品との熱応力を比較した

一例の説明図である。以下の説明では、航空部品として、燃焼器のケーシングに適用する場合について説明するが、特に限定されず、いずれの航空部品に適用してもよい。

- [0021] 航空部品 1 は、円環部 5 と、フランジ部 6 と、ボス部 7 とを有している。円環部 5 は、所定の方向を軸方向として、周方向に円環状に形成されており、その外周面にボス部 7 が形成されている。フランジ部 6 は、円環部 5 の一方の端部に設けられ、径方向の外側に突出すると共に、周方向に延在して全周に亘って設けられている。ボス部 7 は、円環部 5 の外周面から径方向の外側に突出して形成されている。
- [0022] ボス部 7 には、内外を連通する円形の貫通孔 10 が形成されており、この貫通孔には、燃料を供給するための図示しない燃料配管が接続される。また、貫通孔 10 の周囲のボス部 7 には、燃料配管を航空部品 1 に締結するためのボルト孔 11 が複数形成されている。
- [0023] ボス部 7 は、円環部 5 の板厚が最薄となる最薄部における厚さよりも厚く形成されている。また、ボス部 7 は、フランジ部 6 と対向する部位が、フランジ部 6 と平行に形成されている。つまり、ボス部 7 のフランジ部 6 と対向する周縁は、フランジ部 6 と平行となる直線状に形成されている。
- [0024] ここで、フランジ部 6 と対向するボス部 7 の幅、つまり、ボス部 7 の周方向における幅を a とする。また、ボス部 7 に貫通形成されるボルト孔 11 を中心とするボス部 7 の周縁の曲率半径を b とする。具体的に、図 1 の左側のボス部 7 の幅を a_1 とし、図 1 の左側のボス部 7 の周縁の曲率半径を b_1 とする。また、図 1 の右側のボス部 7 の幅を a_2 とし、図 1 の右側のボス部 7 の周縁の曲率半径を b_2 とする。この場合、ボス部 7 の幅 a_1 、 a_2 は、 $b_1 < a_1 < 3b_1$ 、 $b_2 < a_2 < 3b_2$ の範囲となっている。
- [0025] また、航空部品 1 は、図 2 に示すように、円環部 5 の軸方向に沿って切った断面（図 1 の A-A 断面）において、フランジ部 6 とボス部 7 との間がテーパ部 15 となっている。テーパ部 15 は、フランジ部 6 とボス部 7 との間における円環部 5 の外周面の形状が、フランジ部 6 からボス部 7 に向かって

板厚が厚くなるテーパ形状に形成されている。このテーパ形状となる面は、円環部5の軸方向に沿って切った断面において、直線状に形成されている。

[0026] ここで、円環部5の軸方向におけるフランジ部6とボス部7との間の距離を d とする。また、円環部5の軸方向におけるテーパ部15の長さを d' とする。この場合、テーパ部15の長さ d' は、 $0.5d \leq d' \leq d$ の範囲となっている。

[0027] また、円環部5の軸方向に対するテーパ部15の傾斜角度 θ は、下記する範囲となっている。ここで、円環部5において最薄となる最薄部の板厚を t とし、ボス部7における板厚を h とする。この場合、傾斜角度 θ は、 $0.3(h-t)/d \leq \theta \leq (h-t)/d$ の範囲となっている。

[0028] 次に、図3及び図4を参照して、従来の航空部品1における応力分布と、本実施形態の航空部品1における応力分布とについて比較する。ここで、応力は、円環部5の内部と外部とにおける温度差によって発生する熱応力である。従来の航空部品1は、テーパ部15が設けられておらず、また、フランジ部6に対向する部位のボス部7の形状は、フランジ部6側に向かって凸となる山なりの形状となっている。

[0029] 図3に示すように、従来の航空部品1は、フランジ部6とボス部7との間の円環部5、特に、ボス部7の根元側において、応力が大きなものとなっている。一方で、本実施形態の航空部品1は、フランジ部6とボス部7との間のテーパ部15において、応力が緩和されていることが確認された。また、図4（図3のA-A断面）に示すように、従来の航空部品1は、フランジ部6とボス部7との間の円環部5、特に、ボス部7の根元側において、円環部5の表裏における応力が大きなものとなっている。一方で、本実施形態の航空部品1は、フランジ部とボス部7との間のテーパ部15において、テーパ部15の表裏における応力が緩和されていることが確認された。

[0030] 以上のように、本実施形態によれば、フランジ部6とボス部7との間にテーパ部15を設けることで、フランジ部6からボス部7に向かう板厚の変化を緩やかなものにでき、温度勾配を緩和することができる。また、フランジ

請求の範囲

- [請求項1] 航空用ガスタービンエンジンに用いられる航空部品において、
外周面を有する円環部と、
前記円環部の軸方向の一方の端部に形成されるフランジ部と、
前記円環部の外周面から径方向に突出するボス部と、を備え、
前記円環部の軸方向に沿って切った断面において、前記フランジ部
と前記ボス部との間における前記円環部の前記外周面の形状は、前記
フランジ部から前記ボス部に向かって板厚が厚くなるテーパ形状に形
成されたテーパ部となっていることを特徴とする航空部品。
- [請求項2] 前記円環部の軸方向における前記フランジ部と前記ボス部との間の
距離を d とし、
前記円環部の軸方向における前記テーパ部の長さを d' とすると、
前記テーパ部の長さ d' は、 $0.5d \leq d' \leq d$ の範囲となっ
ていることを特徴とする請求項1に記載の航空部品。
- [請求項3] 前記円環部の軸方向における前記フランジ部と前記ボス部との間の
距離を d とし、
前記円環部の軸方向に対する前記テーパ部の傾斜角度を θ とし、
前記円環部において最薄となる最薄部の板厚を t とし、
前記ボス部における板厚を h とすると、
前記傾斜角度 θ は、 $0.3(h-t)/d \leq \theta \leq (h-t)/d$ の
範囲となっていることを特徴とする請求項1または2に記載の航空部
品。
- [請求項4] 前記フランジ部は、前記円環部の周方向に延在して形成され、
前記ボス部は、前記フランジ部と対向する部位が、前記フランジ部
と平行に形成されていることを特徴とする請求項1から3のいずれか
1項に記載の航空部品。
- [請求項5] 前記フランジ部と平行となる前記ボス部の幅を a とし、
前記ボス部に貫通形成されるボルト孔を中心とする前記ボス部の周

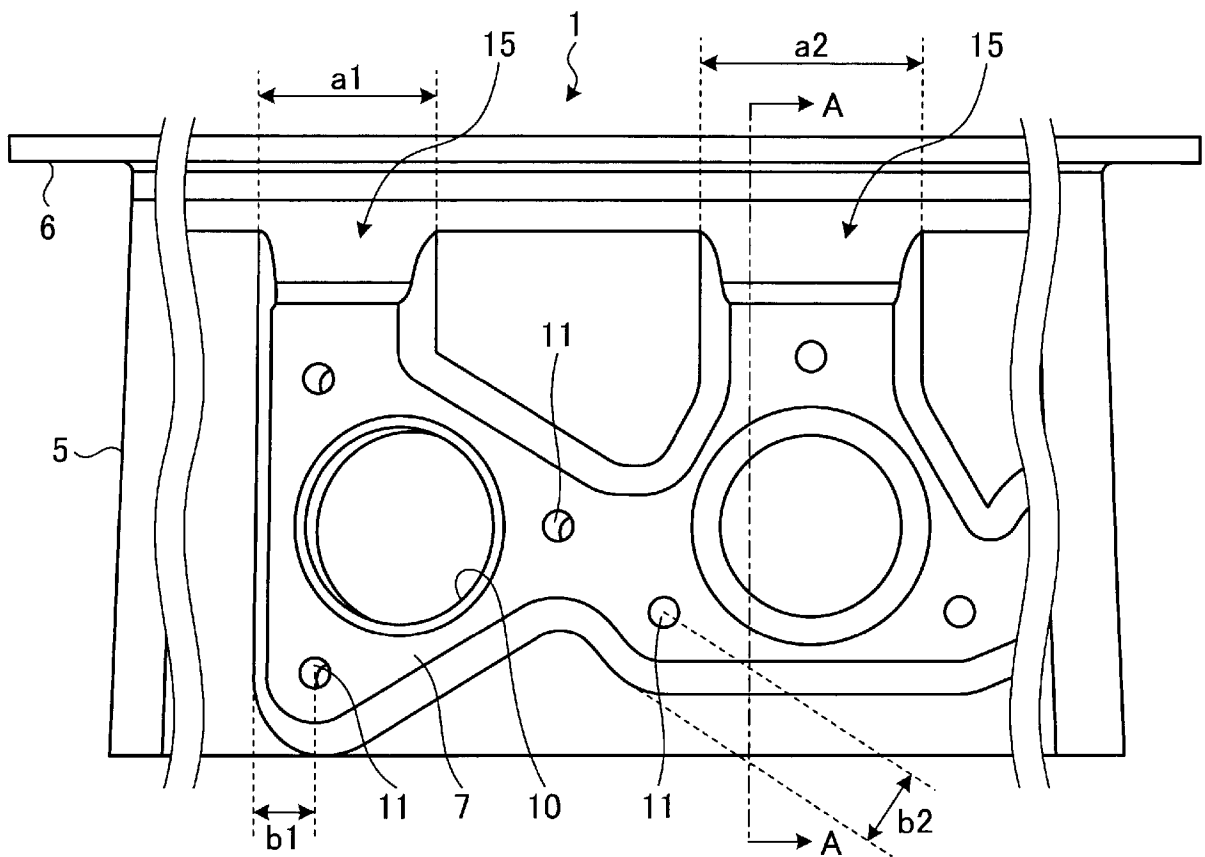
縁の曲率半径を b とすると、

前記ボス部の幅 a は、 $b < a < 3b$ の範囲となっていることを特徴とする請求項 1 から 4 のいずれか 1 項に記載の航空部品。

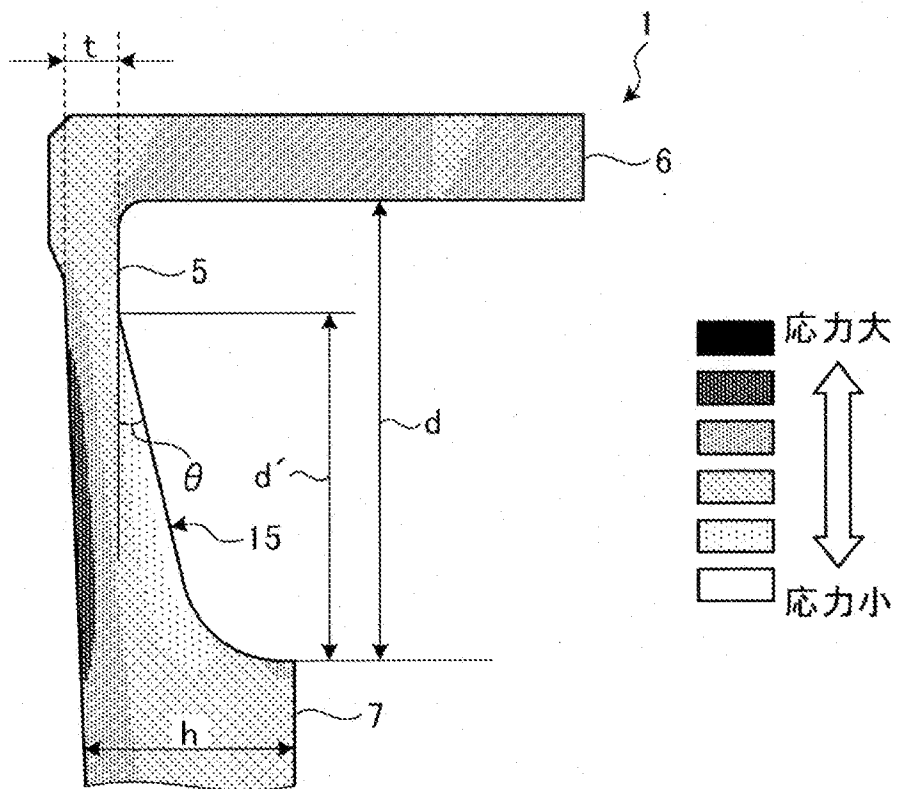
[請求項6]

請求項 1 から 5 のいずれか 1 項に記載された航空部品を用いたことを特徴とする航空用ガスタービンエンジン。

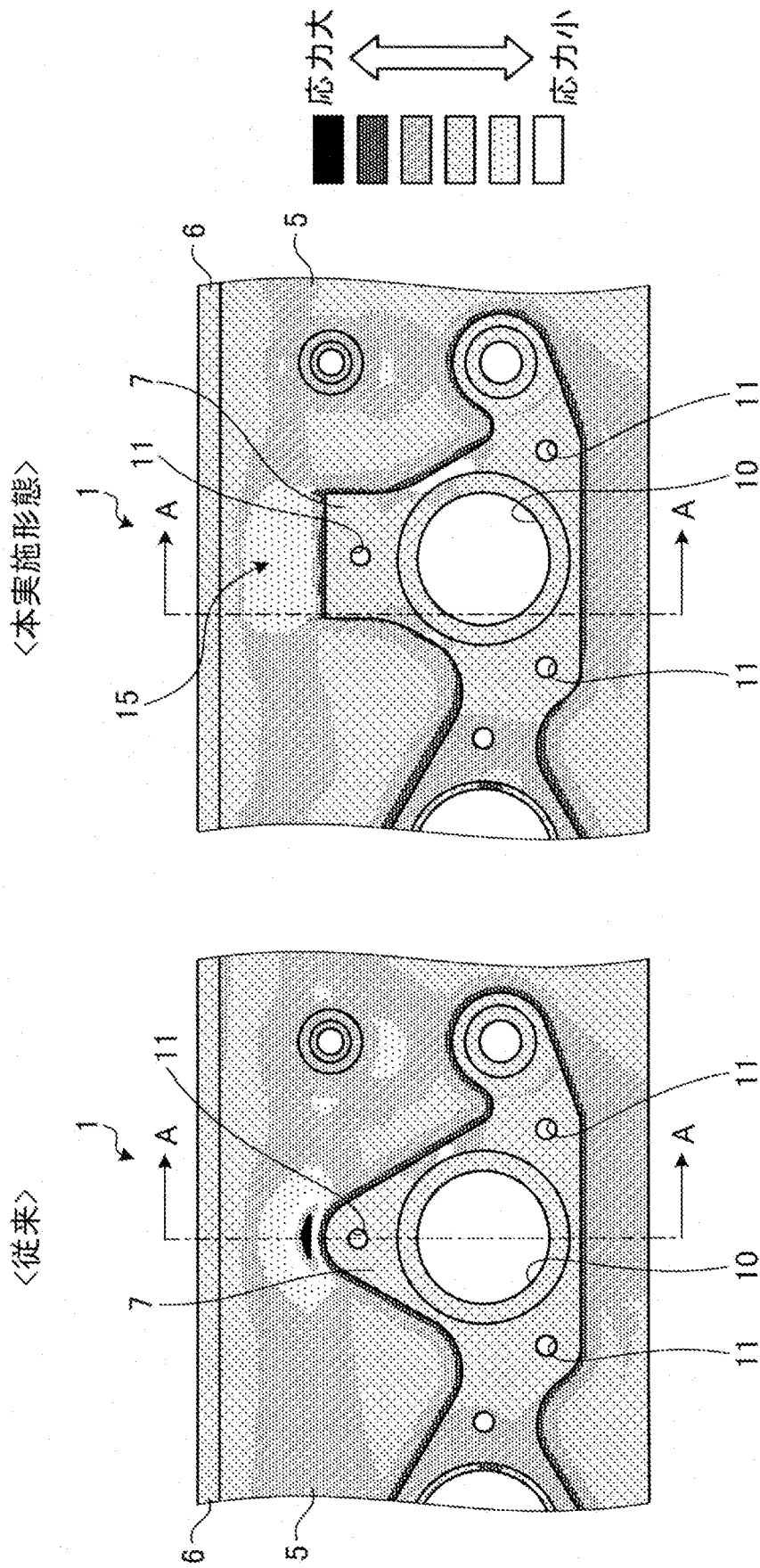
[図1]



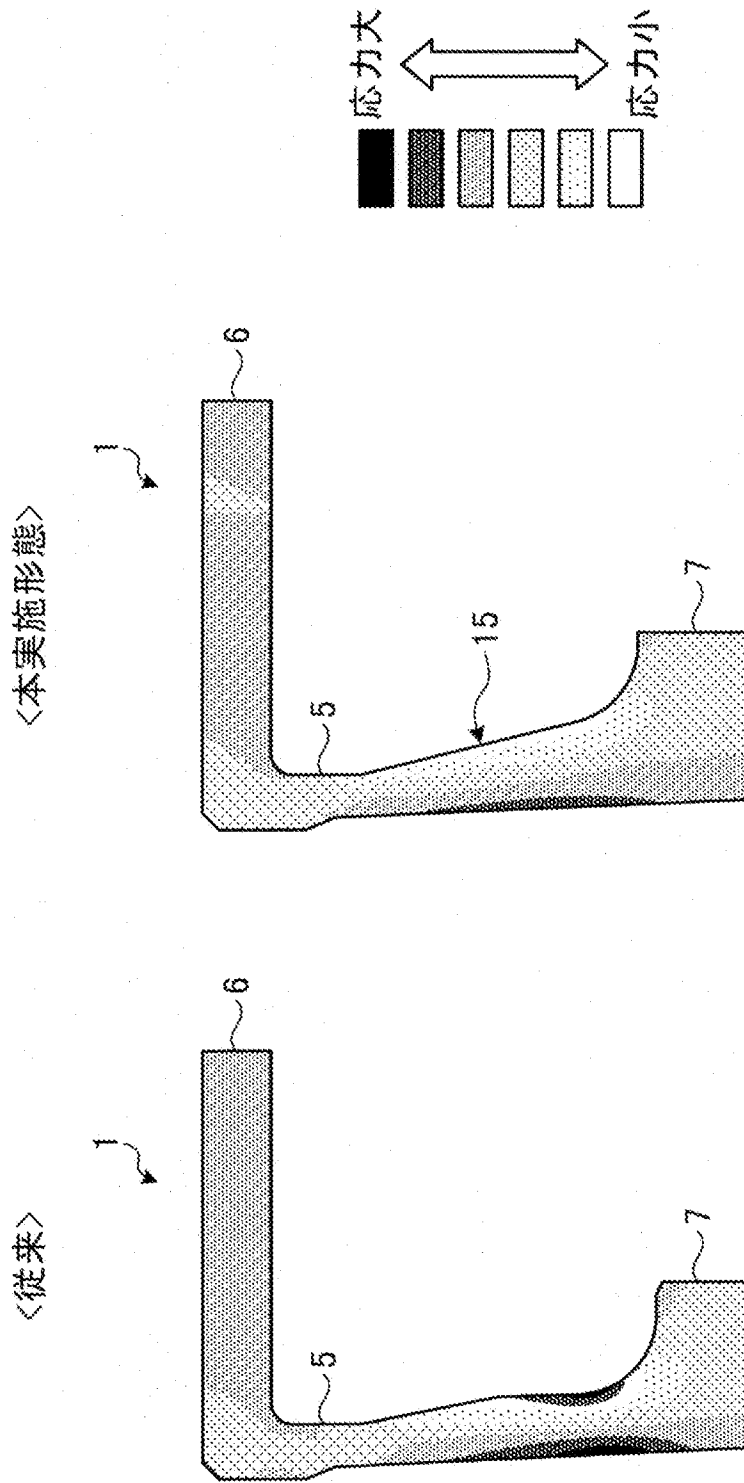
[図2]



[図3]



[図4]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2016/064603

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER F23R3/42(2006.01) i		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED		
Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) F23R3/42		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched Jitsuyo Shinan Koho 1922-1996 Jitsuyo Shinan Toroku Koho 1996-2016 Kokai Jitsuyo Shinan Koho 1971-2016 Toroku Jitsuyo Shinan Koho 1994-2016		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X A	JP 64-14519 A (Societe Nationale d'Etude et de Construction de Moteur d'Aviation, "S.N.U.C.M.A."), 18 January 1989 (18.01.1989), page 3, upper left column, line 11 to lower left column, line 12; fig. 4 & US 4870826 A column 3, lines 44 to 57; fig. 4 & EP 296058 A1 & FR 2616889 A1	1, 4-6 2-3
A	JP 2013-142533 A (General Electric Co.), 22 July 2013 (22.07.2013), fig. 1 & US 2013/0174561 A1 fig. 1 & EP 2613003 A2 & CN 103195574 A	1-6
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input type="checkbox"/> See patent family annex.		
* Special categories of cited documents: "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art "&" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 28 July 2016 (28.07.16)	Date of mailing of the international search report 09 August 2016 (09.08.16)	
Name and mailing address of the ISA/ Japan Patent Office 3-4-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku, Tokyo 100-8915, Japan	Authorized officer Telephone No.	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2016/064603

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	JP 2013-185588 A (General Electric Co.), 19 September 2013 (19.09.2013), paragraphs [0017], [0028] to [0034]; all drawings & US 2013/0227930 A1 paragraphs [0031], [0042] to [0048]; all drawings & EP 2636855 A1 & CA 2807217 A1 & CN 103306818 A	1-6
A	JP 2008-31871 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 14 February 2008 (14.02.2008), paragraph [0062]; fig. 4 (Family: none)	1-6
A	JP 2008-121685 A (General Electric Co.), 29 May 2008 (29.05.2008), paragraph [0071]; fig. 4 & US 2008/0112797 A1 paragraph [0077]; fig. 4 & EP 1923538 A2 & CA 2609290 A1	1-6
A	US 6314739 B1 (General Electric Co.), 13 November 2001 (13.11.2001), fig. 1 (Family: none)	1-6

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC）） Int.Cl. F23R3/42(2006.01)i		
B. 調査を行った分野 調査を行った最小限資料（国際特許分類（IPC）） Int.Cl. F23R3/42		
最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの 日本国実用新案公報 1922-1996年 日本国公開実用新案公報 1971-2016年 日本国実用新案登録公報 1996-2016年 日本国登録実用新案公報 1994-2016年		
国際調査で利用した電子データベース（データベースの名称、調査に使用した用語）		
C. 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
X	JP 64-14519 A（ソシエテ・ナシオナル・デラユード・エ・ドウ・コンストラクション・ドウ・モートル・ダヴィアシオン、“エス．エヌ．ウ．セ．エム．アー．”）1989.01.18, 第3ページ左上欄第11行—同ページ左下欄第12行、図4 & US 4870826 A, 第3欄第44—57行、図4 & EP 296058 A1 & FR 2616889 A1	1, 4-6 2-3
A	JP 2013-142533 A（ゼネラル・エレクトリック・カンパニー）2013.07.22, 図1 & US 2013/0174561 A1, 図1 & EP 2613003 A2 & CN 103195574 A	1-6
<input checked="" type="checkbox"/> C欄の続きにも文献が列挙されている。 <input type="checkbox"/> パテントファミリーに関する別紙を参照。		
* 引用文献のカテゴリー 「A」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの 「E」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの 「L」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す） 「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献 「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願日の後に公表された文献 「T」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの 「X」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの 「Y」特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの 「&」同一パテントファミリー文献		
国際調査を完了した日 28.07.2016	国際調査報告の発送日 09.08.2016	
国際調査機関の名称及びあて先 日本国特許庁（ISA/J P） 郵便番号100-8915 東京都千代田区霞が関三丁目4番3号	特許庁審査官（権限のある職員） 橋本 敏行 電話番号 03-3581-1101 内線 3391	3S 3927

C (続き) . 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
A	JP 2013-185588 A (ゼネラル・エレクトリック・カンパニー) 2013.09.19, 段落 [0017], [0028] - [0034], 全図 & US 2013/0227930 A1, 段落 [0031], [0042] - [0048], 全図 & EP 2636855 A1 & CA 2807217 A1 & CN 103306818 A	1-6
A	JP 2008-31871 A (三菱重工業株式会社) 2008.02.14, 段落 [006 2], 図4 (ファミリーなし)	1-6
A	JP 2008-121685 A (ゼネラル・エレクトリック・カンパニー) 2008.05.29, 段落 [0071], 図4 & US 2008/0112797 A1, 段落 [0077], 図4 & EP 1923538 A2 & CA 2609290 A1	1-6
A	US 6314739 B1 (GENERAL ELECTRIC COMPANY) 2001.11.13, 図1 (フ ファミリーなし)	1-6