

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 公 開 特 許 公 報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開2017-138068

(P2017-138068A)

(43) 公開日 平成29年8月10日 (2017.8.10)

(51) Int.Cl.

F 2 3 R 3/42 (2006.01)

F 1

F 2 3 R 3/42

E

テーマコード (参考)

審査請求 未請求 請求項の数 6 O L (全 8 頁)

(21) 出願番号 特願2016-19997 (P2016-19997)
 (22) 出願日 平成28年2月4日 (2016.2.4)

(71) 出願人 514275772
 三菱重工航空エンジン株式会社
 愛知県小牧市東田中1200番地
 (74) 代理人 110002147
 特許業務法人酒井国際特許事務所
 (72) 発明者 大西 智之
 東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重
 工業株式会社内
 (72) 発明者 植月 康之
 東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重
 工業株式会社内
 (72) 発明者 花田 忠之
 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

最終頁に続く

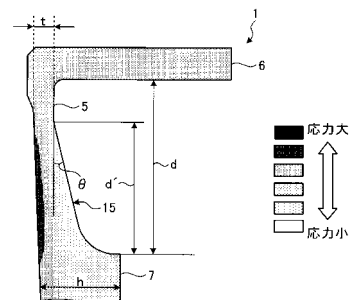
(54) 【発明の名称】 航空部品及び航空用ガスタービンエンジン

(57) 【要約】

【課題】 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等を提供する。

【解決手段】 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と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。

【選択図】 図2



【特許請求の範囲】

【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。

【発明の詳細な説明】

【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】

10

20

30

40

50

【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ことができるため、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ことができるため、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ことができるため、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ことができるため、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ことができる。

【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。

10

【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。

20

【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】

30

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】

40

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a1とし、図1の左側のボス部7の周縁の曲率半径をb1とする。また、図1の右側のボス部7の幅をa2とし、図1の右側のボス部7の周縁の曲率半径をb2とする。この場合、ボス部7の幅a1、a

50

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、フランジ部 6 からボス部 7 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 7 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。

【0031】

また、本実施形態によれば、テーパ部 15 の長さ d' 、テーパ部 15 の傾斜角度 θ 、ボス部 7 の幅 a_1 、 a_2 を好適な範囲にすることができるため、応力を好適に低減することができる。

【0032】

また、本実施形態によれば、フランジ部 6 と対向するボス部 7 の部位を、フランジ部 6 と平行に形成することで、フランジ部 6 とボス部 7 との間に形成されるテーパ部 15 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。

【0033】

また、本実施形態によれば、応力を好適に低減した航空部品 1 を、航空用ガスタービンエンジンに適用することができるため、航空用ガスタービンエンジンの信頼性を高いものとするることができる。

10

20

30

40

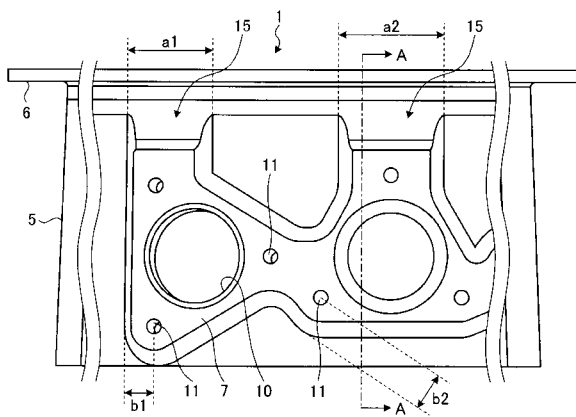
50

【符号の説明】

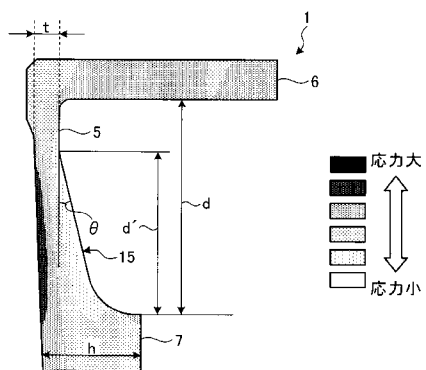
【0034】

- 1 航空部品
- 5 円環部
- 6 フランジ部
- 7 ボス部
- 10 貫通孔
- 11 ボルト孔
- 15 テーパー部

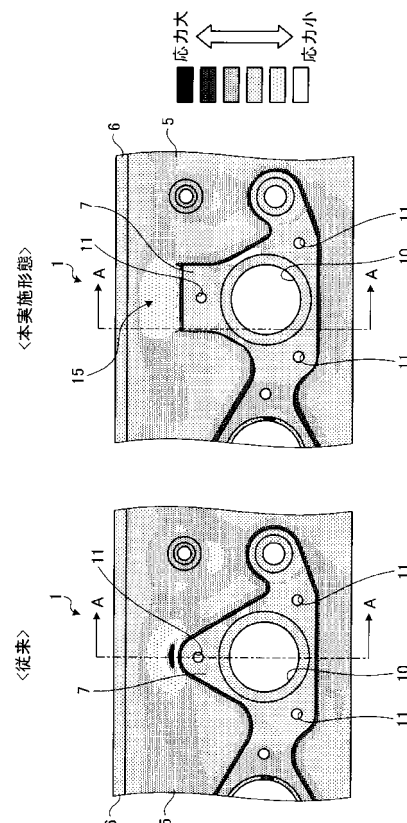
【図1】



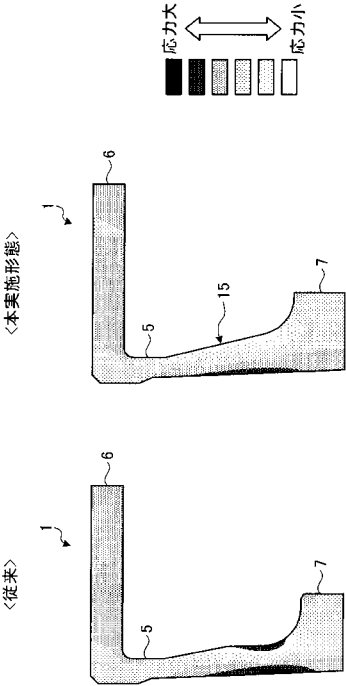
【図2】



【図3】



【図 4】



フロントページの続き

(72)発明者 藤本 洋平

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

(72)発明者 大田 貴史

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