

航空发动机用钛合金外部管路 设计及工艺研究

Research on Design and Process of External Titanium Alloy Tube for Aeroengine

中航工业沈阳发动机设计研究所 孙博 邱明星 田静 石峰



孙博

2007年毕业于北京航空航天大学能源与动力工程学院,同年进入中国航空工业集团沈阳发动机设计研究所航机总体设计一部,从事航空发动机总体结构和外部结构设计工作。工作期间,开展了大量航空发动机外部结构设计工作,同时针对钛合金管路在航空发动机上的结构设计和试验验证开展了研究,初步摸清了钛合金管路在航空发动机上的结构设计和试验方法,为钛合金管路国内首次在航空发动机上应用做出了贡献。

发动机的推重比是衡量发动机综合性能的重要指标。为减轻发动机重量,各个部件均需发展轻比重、高比强材料。一般现役航空涡扇发动机上外部管路系统重量占发动机

航空发动机外部管路系统是航空发动机极为重要的组成部分,承载着发动机运转所需的燃油、滑油、空气等介质,为发动机组织燃烧、传动润滑、密封、系统控制及状态监控等重要功能提供保障,是发动机的血管和神经。传统发动机上外部管路系统均采用不锈钢材料,重量较大;相比之下,以钛合金管路为代表的新材料和新工艺在航空发动机上行的应用及其结构设计,对新一代发动机提高推重比,提高发动机整体性能,意义重大。

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.23/24.124

外部结构总重量的60%~70%,随着新一代航空发动机对推重比要求的提高,减轻外部管路重量以减轻发动机重量变得更加迫切和意义重大。

美、俄等国家已在航空发动机使用钛合金外部管路,但其技术细节及结构设计方法一直对外封锁。虽然国内飞机制造业在部分机型上使用了钛合金导管,但因飞机与发动机在管路敷设空间及管路使用环境等方面均有较大差别,航空发动机面对的环境更为苛刻,所以钛合金外部管路在航空发动机上的使用仍需要突破结构设计和加工制造等一系列技术难题。由于国内相关技术储备较少,

以往航空发动机尚无采用钛合金导管的先例。

在新一代发动机对重量要求的迫切需求牵引下,国内各院所对钛合金管路系统的结构设计和加工制造开展了大量研究和试验工作,取得了多项突破性进展,实现了钛合金导管在国内航空发动机上的应用。

航空发动机外部管路系统特点

与其他航天器相比,航空发动机外部管路系统有以下几个特点:

数量多且空间小。航空发动机外部庞大的管路数量和狭小的敷设空

间一直是外部管路设计的主要矛盾之一,对于军用发动机该矛盾则更为突出。外部管路既要保持不超过发动机舱的限制轮廓,又要在发动机自身附件之间和夹缝中穿行,管路间的距离往往以几毫米计算。这样的敷设环境导致管路上的弯曲数量多,转弯半径小。对于延展性和塑性大大低于普通不锈钢材料的钛合金管材来说,如何确定转弯数量及弯曲半径是钛合金结构设计中的难点之一。图1为国外某军用航空发动机外部管路局部形貌,由此可看出管路敷设的密集程度。

温度、压力、振动环境复杂。航空发动机本身为高温、高压和高振动部件,其外部管路承载介质的压力、温度均较高,且发动机自身运转时形成的高频振动对管路系统的振动特性会产生明显影响,加之与管路内流动介质形成的流固耦合现象以及管路间的相互交联,使管路系统的振动更为复杂。对于缺口敏感性较高的钛合金材料、如何解决管路的振动问题是外部管路结构设计的另一必须考虑因素。

钛合金外部管路结构设计方法

1 钛合金管路的使用环境

如前文所述,正是因为发动机外部环境对管路敷设的要求极为苛刻和

复杂,因此在采用钛合金等新材料和新工艺开展外部管路结构设计时,更加需要审慎考量钛合金管路所处的使用环境,在确定钛合金管路系统使用环境时,既要考虑材料自身的力学性能,也要考虑管路系统的结构特点,同时还要兼顾工程上的技术成熟度、结构可靠性和经济可接受性。

根据钛合金结构设计中开展的试验和以往的设计经验,钛合金管路使用环境总结见表1。需要说明的是,表1中总结的各项参数是以材料本身的力学特性和当前研究工作所取得的成果为基础。随着未来材料性能的提升和研究认识水平的提高,钛合金管路在航空发动机上的应用范围也会随之扩大。

表1 航空发动机外部钛合金管路使用环境

考虑因素	具体参数
环境及介质温度	低于 300℃
介质压力	低于 22MPa

2 管材的弯曲成形设计

2.1 管材材料的选取

结合美、俄两国在航空发动机上使用钛合金管材的经验,本文针对TA16和TA18钛合金管材进行了研究。

TA16 管材为仿俄制 Π T-7M 管材,TA18 管材为仿美制 Ti-3Al-2.5V

管材,均为退火状态供应,这两种管材分别在俄制航空发动机和美制航空发动机上有较广泛应用。从钛合金管材材料性能上看,相对于已经广泛应用的不锈钢管材,钛合金管材虽然具有比强度高特点,但其塑性较差,常温成形困难,主要体现在延展率上,详见表2(所列钛合金材料力学性能从材料手册中查得,仅用于与不锈钢材料进行比较,实际钛合金管材产品的力学性能会因生产商以及处理工艺的不同而与表中数值存在差异)。可见,钛合金的延展率远低于不锈钢管路,而在航空发动机的工程制造中,管路成型基本为常温冷加工弯曲成型,因此,根据管材材料特性合理确定弯曲半径便显得尤为重要。

2.2 常规弯曲半径

在这里,常规弯曲指的是将一根完整的管材在常温下通过数控弯管机等弯管加工设备,在管路的若干部位进行弯曲成型。常规弯曲是航空发动机上管材制造的基本方法,其优点是完整管路成型过程及成型后管路依然连续不间断,成型后变形小,强度高。

理论上,在常温下可通过下式计算管材的弯曲成形能力:

$$E=0.5D/R$$

其中: E 为管材百分比延伸率; D 为管材外径; R 为管材中心线形成的弯曲半径。

通过给定的 E ,可以确定某个管径 D 的管材适宜采用的弯曲半径 R ,例:当管材的延伸率 $E \geq 25\%$ 时,实现弯曲半径 $R=2D$ 的常温下数控弯曲。

反之,如果通过指定的管径 D 和弯曲半径 R 计算出来的延伸率 E 大于材料的实际延伸率,则必须用加热弯曲代替常温下冷弯。

通过对钛合金管材的计算仿真(见图2)和对实际采购管材的弯曲试验(见图3)可得出结论:现有实际采购的航空发动机上的TA16和TA18管材均可以实现弯曲半径 $R=2D \sim 3D$

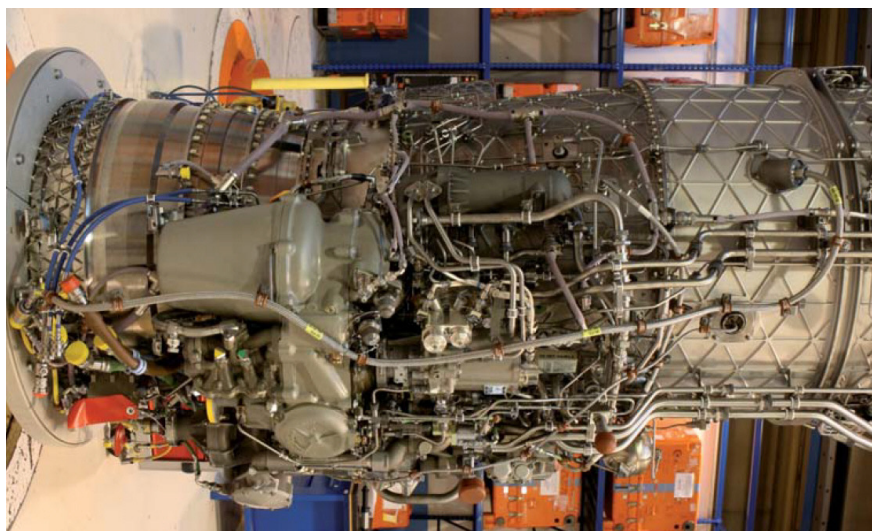


图1 国外某发动机外部管路局部形貌

的弯曲。

2.3 小弯曲半径

如前文所述,虽然航空发动机上大多数管路弯曲均采用常规弯曲半径,但由于航空发动机外部空间十分紧张,某些局部位置若采用常规弯曲,会因弯曲半径过大而无法实现。为此,在这些特殊部位有必要采用小弯曲半径对管路进行成形。

与常规弯曲不同的是,受小半径

弯曲加工设备限制,无法在一整根完整的管材上进行成形,而是先将一小段管路按所需的小半径进行弯曲成形,将成形后的弯曲段与其他管路段进行焊接,见图4。其不足在于需进行焊接热加工,易产生焊接缺陷和焊接变形,强度较常规弯曲成形的管路弱。因此,在钛合金管路结构设计中需对该因素加以考虑。

通过对钛合金管材小半径弯曲的

的计算仿真(见图5)和对实际采购管材的小半径弯曲试验(见图6),可得出结论:现有实际采购的航空发动机上的TA16和TA18管材可以实现弯曲半径 $R=1.25D\sim 1.5D$,弯曲角度 $\leq 90^\circ$ 的弯曲。

3 导管与管接头的连接设计

管材在弯曲成形后,两端需与管接头进行连接后方能在航空发动机上进行敷设和装配。对于常规不锈钢管材和管接头通常采用焊接(热加工)或塑性变形(冷加工)方法进行连接,对于钛合金这种新材料管材与管接头,基本也分为这两种方法。以下对这两种方法分别加以阐述。

3.1 焊接连接

管材与管接头通过焊接进行连接是一种基本的、常用的热加工连接方法,对于钛合金管材及管接头也不例外。与常规不锈钢管材与管接头可采用钎焊和氩气保护电弧焊(以下简称氩弧焊)多种焊接方式不同,钛合金管材与管接头由于材料活性和氧化性较强,可选用的焊接方式并不多,基本采用氩弧焊的焊接方式,且为保证焊接质量,工艺上尽量采用自动焊设备。

(1) 材料的选取。

根据焊接工艺的基本要求,相互焊接的两个或多个零件应尽量选取相同或相近的材料,对于钛合金同样如此。根据以往设计经验和实际试验验证可总结得出,TA16和TA18管材与TC4和TC1材料的管接头具有良好的焊接性,焊接后零件各项验证试验均能顺利通过,性能指标均可满足使用要求,详见表3。

(2) 结构设计。

钛合金管材与管接头在焊接部位的结构设计与常规不锈钢管材与管接头并无明显区别,在此不再赘述,仅示出部分焊接完成后的实物样图,详见图7。

3.2 滚压连接

管材与管接头常规焊接热加工连

表2 钛合金与不锈钢管材性能特点比较

材料牌号	抗拉强度 σ_b /MPa	延伸强度 $\sigma_{0.2}$ /MPa	延伸率 δ_5 /%
1Cr18Ni9Ti	≥ 550	≥ 475	≥ 40
TA18	≥ 620	≥ 515	≥ 15
TA16	470~665	≥ 375	≥ 20

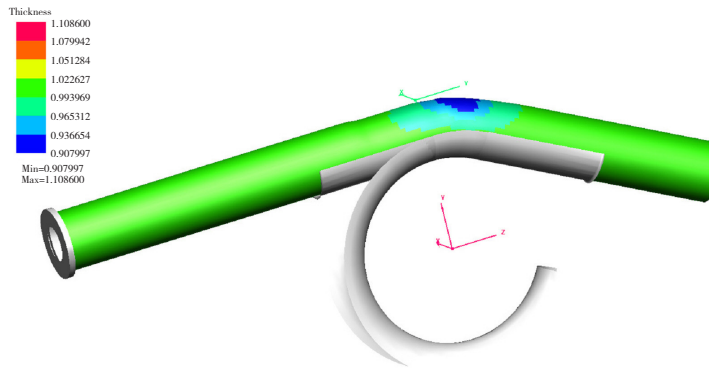


图2 钛合金管材弯曲数值仿真



图3 实际采购管材弯曲试验

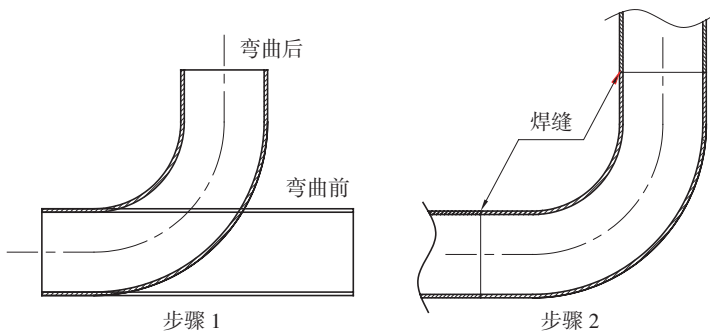


图4 小弯曲半径管材成形

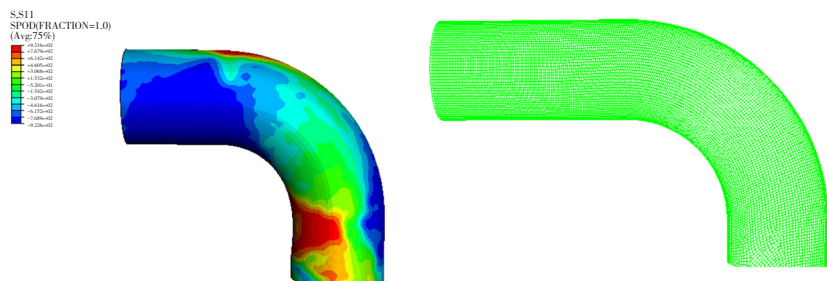


图5 钛合金管材小半径弯曲数值仿真

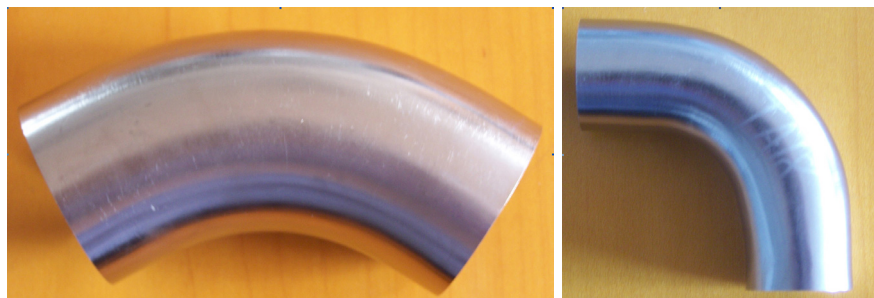


图6 实际采购管材小半径弯曲试验

表3 钛合金管材与管接头的搭配

管材材料	管接头材料
TA18	TC1、TC4
TA16	TC1、TC4

接虽然技术成熟度高、应用广泛,但存在接头体积重量大,容易出现焊接缺陷等缺点,而滚压等冷加工连接方式具有常温塑性成形、接头体积轻巧、重量轻等特点。因此,对滚压连接方式的结构设计研究和在航空发动机上的应用具有重要意义。

滚压连接加工方式基本原理见图8,这种连接方式是利用滚柱对管材进行滚压,产生永久塑性变形,变形的部分压入到管套(管接头)内径事先加工好的凹槽内,实现管套(管接头)与导管的连接^[1]。

(1) 材料选取。

滚压连接成形过程实际上是管材发生塑性变形后,再维持弹性变形的过程。管材通过塑性变形将部分材料滚压进接头的凹槽内,成形后管材和管接头均需要维持一定的弹性变形以确保管材与管接头之间的连接强度。因此,钛合金管材按强度级别划分,宜采用中等强度的管材(兼顾强度和延展性),不宜选用低强度管材(延展性

足够但强度不足)或高强度管材(强度足够但延展性不足)。

经过对变形过程的数值分析模拟和实际的滚压工艺试验,可得出TA16和TA18管材与TC4材料的管接头具有良好的滚压连接特性,成形后零件各项验证试验均能顺利通过,性能指



图7 钛合金管材与管接头焊接实物图

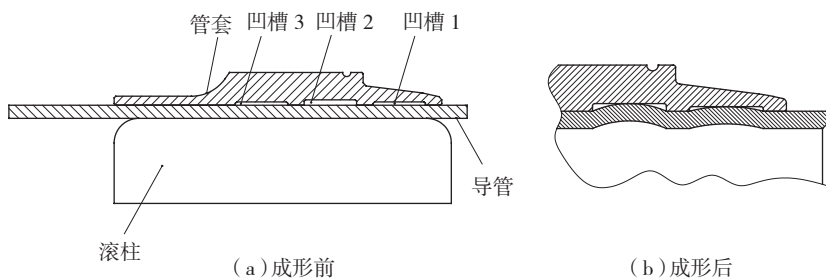


图8 内径滚压连接成形原理

标均可满足使用要求,详见图9。

(2) 结构设计。

滚压连接结构设计重点在于管接头内径凹槽的设计,根据不同使用和加工需求,基本可分为两槽和三槽两

种结构形式。

两槽结构凹槽数量少,但凹槽深度较深;三槽结构凹槽数量多,但凹槽平均深度较浅。两种结构在密封性、耐压、连接强度和抗弯扭能力上基本相同,但在振动特性方面,两槽结构的振动稳定性略优于三槽结构。

无论何种结构,其结构设计重点均在于对应不同导管规格的管接头/管套内槽尺寸特征,以及与之对应的导管尺寸特征,包括导管壁厚 T_2 ,进口倒角 T_1 、 D ,管接头/管套的压槽数量和结构特征尺寸,包括槽深尺寸 b 、 b_1 、 b_2 ,槽宽尺寸 c_1 ,凸肩宽度 t_1 ,圆角 R_1 、 R_2 ,表面 A 、 B 、 C 粗糙度以及每项尺寸对应的公差,详见图10和图11。

应用情况及应用前景

按以上结构设计的钛合金管材与管接头均通过了标准规定的试验验证,各项性能指标均能够满足航空发动机的使用要求,具体体现在以下几个方面:

(1) 在空间方面,钛合金管路经过

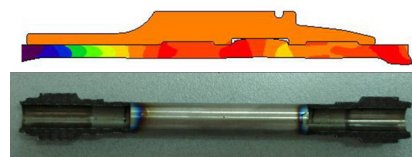


图9 钛合金滚压成形数值模拟及实物

弯曲和滚压工艺试验验证,管材的弯曲半径可实现与不锈钢管材的弯曲半径一致,管接头尺寸<不锈钢管接头尺寸,解决了钛合金管路因塑性较低而不易弯曲,进而导致管路成形后空间占用偏大;

(2)在温度方面,钛合金管路通过

了高低温、脉冲和防火试验,分别验证了钛合金管路的耐温度冲击、耐各种温况下压力冲击和防火能力;

(3)在压力方面,钛合金管路通过了气密、耐压、重复装配、爆破、连接强度、弯曲疲劳、高低温和脉冲试验,验证了在各种复杂工况下管路承受工作

压力和极限压力的能力;

(4)在振动方面,钛合金管路进行了振动疲劳试验,得出在管路的全寿命周期内(循环数为 10^7 量级),疲劳极限不低于180MPa,与不锈钢管路相当。

按照该机构设计的零组件目前已在航空发动机上使用,各项性能表现良好。

以上钛合金管路研究成果不仅可以应用到航空发动机领域,也能推广应用于飞机、导弹、航天和船舶等装备的管路系统设计和制造,全面提高我国整体装备水平。

结论

钛合金导管的重量优势能够减轻发动机外部管路组件重量,从而降低发动机整机重量,提高发动机推重比。从先进航空国家的研制方向上看,随着航空发动机推重比的不断提高,扩大选用钛合金导管的使用范围已成为必然趋势。本文从设计角度进行研究,可为钛合金管路在国内航空发动机领域的应用提供技术支持和参考。

参考文献

[1] 张荣霞,郭敏骁,邱明星. 钛合金导管内径滚压连接数值模拟与试验研究. 航空制造技术,2011(16): 90-92. (责编 古系)

12册-传动及润滑系统). 北京:航空工业出版社,2002.

[5] 《中国航空材料手册》编委会. 中国航空材料手册(第4卷)-钛合金 铜合金. 北京:中国标准出版社,2002.

[6] 王云普. 涡扇十一型发动机构造. 湖南:空军第二航空学院,1998.

[7] 张栋,钟培道,陶春虎,等. 失效分析. 北京:国防工业出版社,2013.

[8] 张栋. 机械失效的痕迹分析. 北京:国防工业出版社,1996.

[9] 胡世炎. 机械失效分析手册. 成都:四川科学技术出版社,1989.

[10] 吴富民. 结构疲劳强度. 西安:西北工业大学出版社,1985.

[11] 林国昌,张振波,陈聪慧. 某发动机主轴承故障分析. 航空发动机,2002(1):43-46.

(责编 古系)

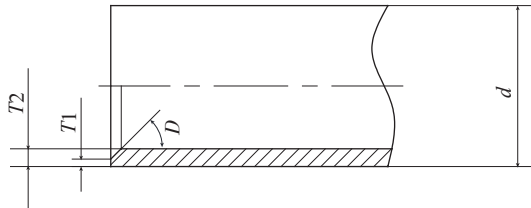


图10 钛合金导管特征尺寸示意图

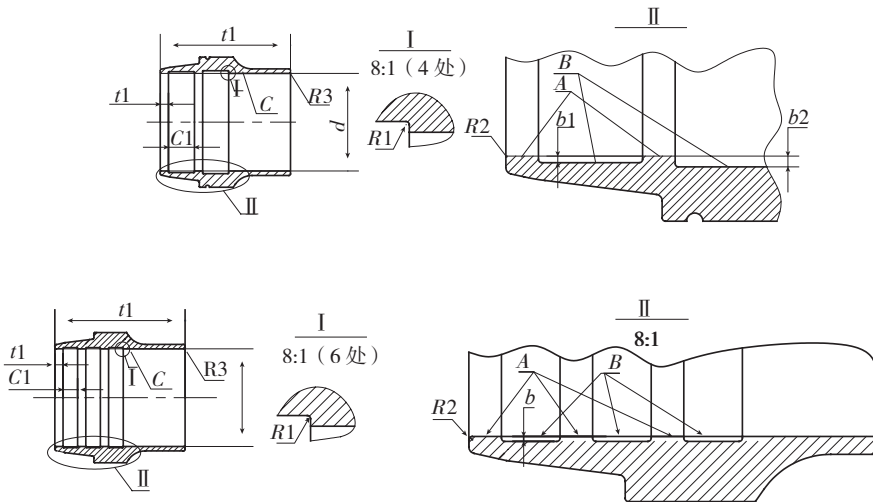


图11 钛合金管接头特征尺寸示意图

(上接第123页)

配精度不高导致铆钉断裂。

本文根据轴承保持架脱落故障树,结合轴承结构特点,进行了有针对性的分析,给出了故障原因:

(1)发动机发出“咚咚”的异常声音,是由于空气起动机传动轴后轴承损坏引起的。

(2)铆钉冷冲压端钉头裂纹断裂是造成轴承保持架分离脱落的可能原因之一。

(3)轴承保持架兜孔边的周向错位量相对较大、保持架铆钉与铆钉孔的偏心量大、两半保持架铆钉处的贴合缝隙大也是轴承保持架分离脱

落的可能原因之一。

(4)为保证轴承安全使用,建议用滑油光谱检查间隔时间由25h缩短为20h,每次飞行结束后,对磁性螺堵进行金属屑检查,滑油泵滑油滤检查间隔时间由100h改为50h。

参考文献

[1] 林基恕. 航空燃气涡轮发动机机械系统设计. 北京:航空工业出版社,2005.

[2] 陶春虎,钟培道,王仁智,等. 航空发动机转动部件的失效与预防. 北京:国防工业出版社,2008.

[3] 刘长福. 航空发动机构造. 北京:国防工业出版社,1989.

[4] 林基恕. 航空发动机设计手册(第