DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2022.06.033

高超声速飞行器舵轴燃油再生冷却系统设计

刘若愚1,沈烽1,张鹏2,唐德佳1,陶键1

(1. 上海航天控制技术研究所,上海 201109; 2. 空装驻上海地区第一军事代表室,上海 201109)

摘 要:高超声速飞行器的舵面在飞行过程中存在严重的气动加热现象。舵机在不采取冷却 措施的情况下,吸收舵面热量导致温度升高会使舵机的零部件超出工作温度范围。提出采用 发动机燃油对舵轴进行主动冷却的方案,设计一种能够保证结构强度同时增大换热面积的舵 轴。对系统的热仿真分析证明燃油冷却方案能够保证舵机零部件满足工作温度要求;对舵轴 的结构强度分析证明舵轴能够满足承载能力要求。 关键词:高超声速;气动热;舵轴;热防护;燃油冷却 中图分类号:V228.3 文献标志码:B 文章编号:1671-5276(2022)06-0136-04

Design of Fuel Regenerative Cooling System for Rudder Shaft of Hypersonic Aircraft

LIU Ruoyu¹, SHEN Feng¹, ZHANG Peng², TANG Dejia¹, TAO Jian¹

(1. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China;

2. The First Military Representative Office (Shanghai) of Air Force Equipment, Shanghai 201109, China)

Abstract: As rudder of hypersonic aircraft has serious aerodynamic heating phenomenon during the flight, the absence of cooling schemes would lead the actuator to absorb rudder surface heat, causing temperatures rise beyond the operating temperature range of the actuator components. A cooling scheme which adopts engine fuel to actively cool the rudder shaft is proposed, and a new rudder shaft's structure is designed to guarantee structural strength and increase the heat exchange area of the shaft. The thermal simulation analysis proves that fuel cooling scheme can ensure that the actuator components meet the operating temperature requirements. And the simulation analysis on the structural strength of the rudder shaft indicates that its strength can meet the requirements of the loading capacity.

Keywords: hypersonic; aerodynamic heating; shaft; thermal protection; fuel cooling

0 引言

高超声速飞行器是一种飞行马赫数≥5的适用于临 近空间的高速长航时飞行器,由于其快速、飞行时间长、机 动性强、破坏力强以及难以拦截的优势,在21世纪成为世 界各航天大国的主要研究内容,具有非常高的经济和军事 价值^[1-2]。美军借助 X-51A 导弹推动"全球快速打击计 划",洛克希德公司和波音公司也提出 SR-72 和 Manta 高 超声速飞机的概念^[3]。高超声速飞行器在飞行过程中, 由于空气的黏性摩擦和激波压缩等作用,导致飞行器表面 空气温度快速升高,高温空气不断向低温壁面如舵面、舵 机等部件进行传热,舵机要在高温条件下保持良好的工作 特性,传统的被动防隔热技术难以满足高超声速飞行器使 用要求,热防护问题成为高超声速飞行器设计的关键因 素^[4-7]。李芳勇等提出了利用液态 CO₂冷却舵轴的方 式[8];韩海涛等提出利用碱金属吸热蒸发进行冷却的疏 导式舵轴防热结构^[9];SONG K D 和 HUA Y X 等提出了 利用燃油冷却的方式^[10-11]。目前燃油再生冷却方案已在

冲压发动机的冷却系统中有了广泛的应用[12-13]。

1 燃油再生冷却系统设计

舵轴作为舵机中改变飞行器运动状态的零件直接与 舵面相连, 舵面在温度升高时会向舵轴传热, 舵轴在承受 高温条件的同时还需要保持转动和承载能力, 而总体设 计要求舵轴为保持承载能力且不能涂覆或加装防隔热材 料而影响系统的刚度。为了保证舵轴工作过程中的结构 强度, 同时防止舵轴向舵机的驱动元件电机和反馈装置 电位器传热导致电机和电位器工作失效, 需要控制舵轴 的温度。

考虑到飞行器发动机油箱中的燃油温度相对较低,同时具有较好的比热容,可以利用燃油对流换热实现舵轴的 主动冷却。燃油冷却舵轴后进入喷注器喷入发动机燃烧 室,不需要额外的冷却介质进行冷却,也不会浪费飞行器 系统中已有的燃油资源,同时还能利用整个飞行器产生的 废热对燃油进行预热,提高能量利用率和燃烧效率。舵轴 的燃油再生冷却系统的工作原理如图1所示。

第一作者简介:刘若愚(1994—),男,山东济宁人,工程师,硕士研究生,研究方向为伺服系统结构设计。



燃油从发动机油箱分流后经过稳压阀稳定油压,流经 舵轴进行主动冷却。冷却结构为串联冷却,冷却液依次串 联流经舵轴冷却腔,在舵轴内部带走热量后回流至油箱经 喷注器注入发动机燃烧室。

1.1 舵轴及流道设计

本文研究对象为高超声速飞行器的舵轴,针对舵轴防 热设计的目的是保证在1200s的飞行时间内,将舵轴温 度控制在轴承的最高正常工作温度450℃以内,同时将电 机的温度控制在90℃以内;将安装在框架上的电位器温 度控制在100℃以内,同时确保舵轴能够承受极限弯矩 1400 Nm。

为在车保证舵轴强度的同时增大换热面积,设计了具 有微小孔道的舵轴结构,该结构相对于只采用单一大孔径 流道结构的舵轴具有更大的对流换热面积,同时在微小孔 道间保留有类似加强筋的结构形式,保证舵轴能够承受更 大的径向载荷。燃油在舵轴内部沿图 2 中箭头流动,储存 在冷却流道中的煤油与舵面根部进行换热。



图 2 燃油流动方向

利用如图 3(a)所示的径向孔道来减少舵面根部与舵 轴的接触面沿舵轴轴向对舵轴的传热,利用图 3(b)所示 的轴向孔道来减少舵轴沿径向的传热,从而将舵轴与轴承 接触面的温度控制在所需的温度范围内。



1.2 系统设计与网格划分

对舵轴的燃油再生冷却效果进行仿真研究,建立如

图 4 所示的舵机模型。使用仿真软件提取流道模型,如图 5 所示。



对模型进行网格划分,选取流固接触面设置 inflation 细化边界层,将网格尺寸设置为 1 mm,网格划分结果如 图 6 所示。



图 6 网格划分结果

2 系统防热仿真验证

2.1 控制方程及湍流模型

流场模型控制方程主要基于流体的连续性方程和动 量方程,可以表示为:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_i}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial \rho \boldsymbol{v}_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho \boldsymbol{v}_i \boldsymbol{v}_j}{\partial \boldsymbol{x}_i} = -\frac{\partial p}{\partial \boldsymbol{x}_i} + \frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_i} \left[(\boldsymbol{\mu} + \boldsymbol{\mu}_i) \left(\frac{\partial \boldsymbol{v}_i}{\partial \boldsymbol{x}_j} + \frac{\partial \boldsymbol{v}_j}{\partial \boldsymbol{x}_i} \right) \right]$$
(2)

式中:*t* 为时间; *p* 为液体密度; *v*_i、*v*_j为速度矢量; *x*_i、*x*_j为位 置矢量; *p* 为压强; *μ* 为分子黏度; *μ*_i为湍流黏度。

仿真湍流模型选用基于 Realizable 的 k-epsilon 模型, 其包含湍流黏性计算方程以及计算耗散率的传输方程,使 得计算结果更贴近实际。该模型主要采用两个传递方程 来描述湍流,一个是确定湍流能量的湍流流动动能方程, 另一个是表达湍流动能的能量耗散率的湍流耗散方程,可 以表示为:

$$\frac{\partial(\rho\kappa)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\kappa\mathbf{v}_{i})}{\partial \mathbf{x}_{i}} = \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}_{i}} \left[\left(\mu + \frac{\mu_{i}}{\sigma_{\kappa}} \right) \frac{\partial\kappa}{\partial \mathbf{x}_{i}} \right] + P_{\kappa} + P_{b} - \rho\varepsilon -$$

$$Y_{M} + S_{\kappa}$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\varepsilon\mathbf{v}_{i})}{\partial \mathbf{x}_{i}} = \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}_{i}} \left[\left(\mu + \frac{\mu_{i}}{\sigma_{\varepsilon}} \right) \frac{\partial\varepsilon}{\partial \mathbf{x}_{i}} \right] + \rho C_{1\varepsilon} S\varepsilon -$$

$$\rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^{2}}{\kappa^{2} + \sqrt{vc}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{\kappa} C_{3\varepsilon} P_{b} + S_{\varepsilon}$$

$$(4)$$

式中: κ 为湍流动能; σ_{κ} 为模型常数; ε 为湍流动能耗散 率; P_{κ} 为由于平均速度梯度产生的湍流动能; P_{b} 为由于浮 力产生的湍流动能; Y_{M} 表示可压缩湍流中波动膨胀对总 耗散率的贡献; S_{κ} 、 S_{ε} 为模型参数; σ_{ε} 为湍流动能耗散率 普朗特数; $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 、 $C_{3\varepsilon}$ 为常数。

2.2 边界条件

定义各材料的属性如表1所示。

表 1 零件材料属性								
零部件	材料	密度/ (kg/m ³)	导热系数/ (W/m・K)	比热容/ (J/kg・K)	黏度/ (kg/m・s)			
燃油	煤油	780	0.149	2 090.0	0.002			
舵轴 框架 舱壁	钛	4 850	7.440	544.2	_			
轴承 舵面	钢	8 030	16.270	502.4	—			
电机	铝	2 719	202.400	871.0	_			

将舵面和舱体内壁温度定义为热源,舵面和舱体内壁 在飞行过程中的温升曲线分别如图7(a)、图7(b)所示。



根据发动机分流的总冷却液流量 10 g/s,设定入口条件为恒定流速 0.453 m/s,湍流半径 3 mm,出口条件设置为定出口压力,冷却液初始温度和出口回流温度设置为环境 温度 40℃。采用 SIMPLE 算法和二阶迎风格式进行求 解,在解算前对模型进行初始化,设置固体模型初始温度 60℃,将仿真时长设置为飞行时长 1 200 s。为了使仿真结 果尽可能接近真实情况,将时间步长的最大迭代数设置为 40 次,同时能量方程的收敛值设置为 1×10⁻¹²。

2.3 仿真结果

为了验证燃油再生冷却的冷却效果,对比舵轴轴承安装面、框架电位器安装面、电机3个关键位置直接承热和 采用主动冷却的温度仿真结果。

舵轴温度如图 8 所示。从图中可以看出,采用主动冷 却方案的舵轴轴承安装面最高温度约为 410 ℃,满足轴承 最高工作温度要求,相对于无燃油冷却的仿真结果温度降 低 10 ℃,满足轴承工作温度要求。



框架温度如图9所示。从图中可以看出,采用主动冷 却方案的情况下电位器安装位置最高温度约为90℃,相 对于无燃油冷却的仿真结果温度降低260℃,可以满足电 位器的工作温度要求。



图 9 框架温度云图

电机温度如图 10 所示。舵机直接承热情况下电机最高温度达到 95℃,超过电机的最高工作温度,存在工作异常或损坏的可能。采用主动冷却方案的电机最高温度约为 70℃,温度降低 25℃,满足电机工作温度要求。



冷却液流经每个舵轴出口的平均温度如图 11 所示。 从图中可以看出,冷却液回到油箱的最高温度达到 65 ℃, 采用串联冷却方式随着冷却液温度升高,冷却液的冷却效 果有所下降。



图 11 冷却液出口平均温度

为了在固定流量的冷却液条件下获得最佳冷却效果, 对比串联冷却和将总流量均分成两路的先并联后串联的 冷却方式,结果如表2所示。其中轴承安装面位于 图8(a) 舵轴的圆圈区域所示,电位器安装面位于图9(a) 框架的圆圈区域所示。

表 2 串联冷却与串并联冷却效果对比 单位:℃

冷却 方式	出口最高 温度	出口 温升	轴承安装面 温度	电位器安 装面温度	电机最 高温度
串联	65	25	410	90	70
串并联	60	20	415	92	71

从表中数据可以看出采用串、并联冷却结构对于改善 冷却液回流到油箱的温度没有明显优势,且将入口流量分 流对于结构设计来说更为复杂,均分流量也更为困难,因 此串联冷却优于串、并联冷却。

3 结构强度仿真验证

为了验证在高温条件下舵轴的结构强度,首先对系统进行受力分析。舵轴通过一对轴承支撑,主要承受作用在舵面上的弯力,舵轴及轴承受力分析如图 12 所示,其中作用在舵面上的弯力为 10 000 N。



图 12 舵轴受力分析图

按照舵轴受力分析图建立力的平衡方程得出 F2= 33 333 N,F1=23 333 N。F1 和 F2 即为轴承的静态径向 载荷。舵轴所受载荷为轴承的支反力,对轴承安装处施加 F1、F2 作为载荷,将舵轴与舵面的对接安装面固支进行仿 真,仿真结果如图 13 所示,在受力状态下舵轴的等效应力 为 566 MPa。根据第四强度理论,舵轴材料屈服极限最高 可达 800 MPa,舵轴在极限载荷作用下的等效应力小于材 料的屈服强度,证明具有加强筋结构的微流孔道舵轴强度 能够满足承载要求。



图 13 舵轴等效应力云图

4 结语

针对高超声速飞行器舵轴的热防护问题,提出了一种 使用发动机燃油再生冷却方案,并通过热学和力学仿真分 析,证明燃油冷却方案的可行性。

1)根据燃油冷却的热控方案,使用飞行器发动机燃油

作为冷却介质,仅利用其热容,不消耗燃油,充分利用了飞 行器上现有资源,同时利用整个飞行器产生的废热对燃油 进行预热,提高了能量利用率和燃烧效率。

2)设计一种具有微小孔道结构的舵轴,该结构具有 大的对流换热面积,同时在微小孔道间保留有类似加强筋 的结构形式,保证舵轴能够承受更大的径向载荷。

3)燃油冷却的热控方案可以有效地将舵轴的热量吸收,将舵机关键位置的温度控制在安全工作的范围内。

参考文献:

- [1] 王庆洋,丛堃林,刘丽丽,等. 临近空间高超声速飞行器气动 力及气动热研究现状[J]. 气体物理,2017,2(4):46-55.
- [2] 殷超,张军,梁天,等. 高超飞行器舵缝隙气动热环境数值模 拟研究[C]//中国力学大会论文集. 杭州:2019:385-400.
- [3] 桂业伟. 高超声速飞行器综合热效应问题[J]. 中国科学:物 理学力学天文学,2019,49(11):139-153.
- [5] 欧阳金栋,刘慧慧,邓进,等. 高超声速飞行器结构热防护技 术现状综述[J]. 教练机,2017(1):39-43.
- [6]代光月,曾磊,刘磊,等.高超声速全动舵气动力/热/结构多 场耦合效应分析[C]//第八届中国航空学会青年科技论坛论 文集.江门:2018:853-860.
- [7] 徐世南,吴催生. 高超声速飞行器热防护材料研究进展[J]. 机械研究与应用,2018,31(5):221-226.
- [8] 李芳勇,杨春信,张兴娟. 高超声速飞行器舵轴热控方案设计[J]. 战术导弹技术,2018(4):6-12.
- [9] 韩海涛, 艾邦成, 胡龙飞, 等. 一种高超声速飞行器疏导式舵 轴防热结构: 中国, CN106809375B[P]. 2019-05-24.
- [10] SONG K D, CHOI S H, SCOTTI S J. Transpiration cooling experiment for scramjet engine combustion chamber by high heat fluxes[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(1): 96-102.
- [11] HUA Y X, WANG Y Z, MENG H. A numerical study of supercritical forced convective heat transfer of n-heptane inside a horizontal miniature tube [J]. The Journal of Supercritical Fluids, 2010, 52(1):36-46.
- [12] SOBEL D R, SPADACCINI L J. Hydrocarbon fuel cooling technologies for advanced propulsion [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(2): 344-351.
- [13] HUANG H, SPADACCINI L J, SOBEL D R. Fuel cooled thermal management for advanced aeroengines [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 126(2):284-293.

收稿日期:2021-07-05