

不同几何结构对燃油喷嘴热防护特性的影响

刘天池¹, 范育新¹, 吴伟秋¹, 赵世龙¹, 曾琦²
(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 试验研究了不同管路结构对燃油结焦性能的影响,结果表明,在 1 000 K、150 m/s 来流条件和 400 K、0.5 m/s 燃油条件下,减小弯管角度和突扩管路的突扩尺寸可以降低结焦附着,且在对管路加热的初始阶段中,结焦量随时间增加会出现波动,在加热 15 min 时管壁结焦量达到最大,壁面上部分结焦的脱落使结焦量降低。随后,采用试验与数值模拟相结合的方法研究了喷嘴和喷嘴帽罩结构对热防护特性的影响。结果表明,主、副油路同心布置的喷嘴具有最好的热防护效果,在所试验工况下最高可降低湿壁温度近 50%,甚至优于带空气隔热层的模型。而喷嘴帽罩对喷嘴出口油温的降低有限,但减小帽罩与喷嘴体的接触或在接触面处填充低热导率的材料仍是有效的改进措施,可降低出口油温约 5 K。研究结果对喷嘴的热防护设计具有指导作用。

关 键 词: 几何结构; 结焦; 燃油喷嘴; 帽罩; 燃油温升; 热防护

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Influence of different geometric structures on thermal protection characteristics of fuel nozzle

LIU Tianchi¹, FAN Yuxin¹, WU Weiqiu¹, ZHAO Shilong¹, ZENG Qi²
(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: The deposition performance of tubes with different structures was studied experimentally. And the results showed that when the inflow temperature, inflow velocity, fuel inlet temperature and velocity was 1 000 K, 150 m/s, 400 K and 0.5 m/s, the test pieces with smaller angles and expansion sizes had less deposition on the tube wall, and the amount of deposition fluctuated with the increase of time during the initial stage of heating. The amount of deposition on the tube wall reached the maximum when heating for 15 minutes, and then the removal of a part of deposition caused the reduction of deposition measured. The influence of fuel nozzle and nozzle cap with different geometric structures on thermal protection characteristics was studied by means of numerical simulation and experiment. Results showed that the fuel nozzle with concentric arrangement of primary and secondary fuel passages had the best thermal protection effect, which could reduce the maximum wetted wall

收稿日期:2020-01-02

作者简介:刘天池(1995—),男,硕士生,主要从事燃油结焦及喷嘴热防护方面的研究。E-mail:389120639@qq.com

引用格式:刘天池,范育新,吴伟秋,等.不同几何结构对燃油喷嘴热防护特性的影响[J].航空动力学报,2020,35(8):1628-1642.
LIU Tianchi,FAN Yuxin,WU Weiqiu,et al. Influence of different geometric structures on thermal protection characteristics of fuel nozzle[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(8):1628-1642.

temperature by nearly 50% under test conditions, even better than the model with air gap. Reducing the contact area between the nozzle cap and the nozzle body or filling the materials with low thermal conductivity were effective improvement measures, which could reduce the outlet oil temperature by about 5 K. The results of this study have guiding significance for the design of fuel nozzle thermal protection.

Key words: geometric structure; deposition; fuel nozzle; nozzle cap; fuel temperature rise; thermal protection

航空发动机性能的提升对冷却系统提出了更高的要求,在采用外涵冷空气或喷气燃料来冷却涡轮的冷却气技术(cooled cooling air,CCA)发动机上,燃油被广泛用作冷却剂,因而吸收大量热量导致温度升高^[1]。同时,燃烧室进口的空气温度也随着发动机压比的提高而升高^[2],燃油喷嘴的工作环境更为严苛,导致燃油在喷嘴内进一步吸热升温。通常在燃油温度达到 423 K 时,会与其中的溶解氧发生自氧化反应,形成不溶性的结焦产物^[3],而当温度进一步升高至 573 K 时,结焦机理开始向热裂解过渡^[4]。燃油结焦会给发动机运行带来诸多问题:如在喷嘴内结焦沉积,会导致燃油雾化质量下降,进而导致燃烧室点火火焰困难及燃烧效率的降低^[5-7],燃油喷嘴甚至下游静止部件的使用寿命也会降低^[8-9]。因此必须对燃油喷嘴进行耐高温的结构设计,包括采用有效的热防护结构和优化喷嘴流道结构设计,以减小燃烧室内高温气流向喷嘴内部的传热,降低出口燃油温升,减小结焦的生成。

Stickles 等^[10]在设计 F404 喷嘴改型时,总结出以下可以降低湿壁温度的有效途径:①减小燃油通道面积,增大燃油流速,以减小燃油停留时间;②在输油管外侧增加空气间隙;③用陶瓷替换金属材料以形成空气间隙;④防止流道出现台阶,避免出现燃油滞留区。Myers 等^[11]对燃油喷嘴的设计研究表明,空气层是最有效的隔热方式,此外,他们对比了柴油流经不同材料表面的结焦性能,进口燃油温度及试验样品温度均维持在 550 K,试验件内燃油雷诺数为 1 000,试验结果表明 SS316 具有最好的抗结焦能力,而陶瓷材料与之接近,因此这两种材料可以互换使用。

近年来,国内针对喷嘴以及输油管路的防护研究也开展较多。苗辉等^[12]使用数值模拟的方法研究了隔热套管和主油路流量对喷嘴出口温度的影响。结果表明隔热套管可使杆部的总传热系数降低约 50%,但是对头部几乎没有影响;增大主油路流量可明显降低主油路的出口油温,但

对副油路基本没有影响。高栋等^[13]针对燃油管路的隔热防护进行了设计和模拟,比较了不同隔热措施的隔热效果,结果表明采用内外混合空气隔热层可最有效降低燃油温升。黄义勇^[14]针对某型发动机喷嘴杆采用工程计算方法建立了一维计算模型,并对喷嘴原型和改型进行三维数值模拟,结果表明减少流道中的台阶结构可显著降低燃油温升,避免局部高温。李建中等^[15]针对 3 种尺寸的喷嘴外部隔热屏展开试验研究,结果表明均可起到较好的热防护效果,当进气温度为 903 K,气流速度为 36 m/s 时,出口燃油温度不高于 388 K。

不过,由于喷嘴中流道常常存在弯曲和突扩,燃油的流动状态会受到流道结构变化的影响,而国内外对于结焦的研究通常是在长直圆管中进行^[16],对于弯管和突扩管道的研究较少,且对于喷嘴的热防护也多以外部隔热为主,对于结构方面的研究也不多,因此本文首先针对不同结构管道的结焦特性展开试验研究,并在此基础上采用试验和数值模拟的方法针对不同结构喷嘴和喷嘴帽罩的热防护性能展开研究。

1 研究方法

1.1 数值模拟方法

1.1.1 计算模型及网格划分

本文计算模型分为两类,当采用数值模拟研究喷嘴杆部结构对热防护特性的影响时,对模型头部做了简化处理,如图 1 所示,而在研究帽罩结构的防护特性时,由于头部内流道结构会对计算结果造成较大影响,故未对模型做简化,如图 2 所示。采用 Gambit 软件进行网格划分,网格类型为非结构网格,考虑到网格质量及计算量大小,总网格量约 800 万。

1.1.2 边界条件及计算工况

计算域分为外部燃气域、喷嘴固体域以及燃油流体域,为避免出现多相流计算,对燃油出口边界进行了适当处理,在燃油出口处设置了绝热壁

面,延伸至燃气出口平面上,如图 3 所示。燃气进口设置为速度进口,燃油进口设置为流量进口,燃气、燃油出口设置为压力出口,工况参数设置如表 1 所示。

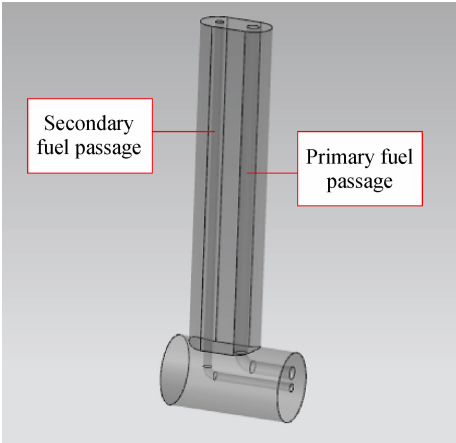


图 1 简化喷嘴模型

Fig. 1 Simplified model of fuel nozzle

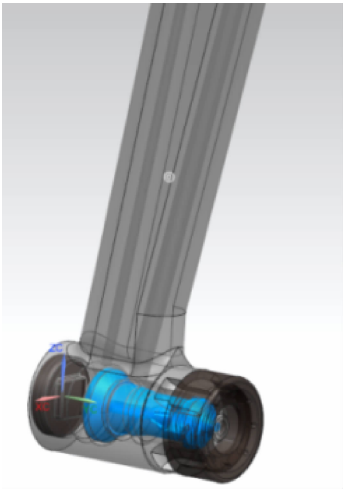


图 2 未简化喷嘴模型

Fig. 2 Unsimplified model of fuel nozzle

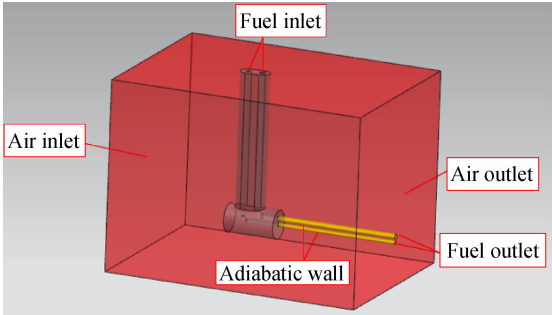


图 3 计算域及边界条件示意图

Fig. 3 Diagram of calculation field and boundary conditions

表 1 数值计算工况表
Table 1 Numerical simulation condition

参数	数值
燃气温度/K	800
燃气流速/(m/s)	50
进口油温/K	300
主油路流量/(g/s)	8
副油路流量/(g/s)	2

1. 1. 3 计算方法及验证

采用 ANSYS Fluent 进行数值模拟,选用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,不考虑辐射换热,燃气域设置为理想气体,燃油域为 RP-3 航空煤油,喷嘴固体域为高温合金,各材料的物性参数随温度变化的拟合关系式见文献[17]。

为验证计算方法的合理性,建立了内径为 3 mm、外径为 6 mm、长为 110 mm 的单管换热模型并将计算结果与试验进行了对比,热电偶布置如图 4 所示,沿轴向布置 3 个位置,同一位置周向布置 3 个测点。模拟和试验工况:燃气温度为 700 K、速度为 10 m/s,燃油进口温度为 300 K、流速为 0.5 m/s。

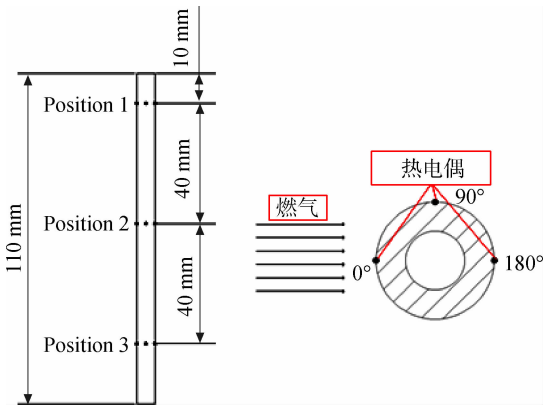


图 4 单管模型及热电偶测点

Fig. 4 Single tube model and the test position of thermocouple

计算结果与试验结果的对比如图 5 所示,从图中可以看到各测点的计算结果与试验结果变化趋势保持一致,且最大偏差为 13%,可见本文的计算方法是可靠的。

1. 2 试验研究方法

本文试验研究的内容包括不同油路结构的结焦特性以及不同结构喷嘴的热防护性能对比,其中结焦量的测量采用“称重法”进行,喷嘴热防护性能

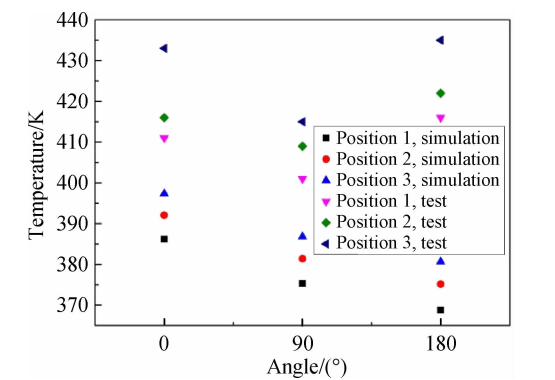


图 5 单管模型计算结果与试验结果对比

Fig. 5 Result comparison of the single tube model between simulation and test

则通过在主副油路壁面焊接热电偶进行测温对比。

1. 2. 1 试验系统

试验系统如图 6 所示,主要包括燃油预热段,燃气加温段以及试验段,试验时将试验件置于高温的燃气中。燃油预热采用 ZR-JRQ-60 管道加热器,加热功率为 60 kW,最高可将 120 g/s 常温油加热至 473 K,燃气加温段由两台燃烧室组成,可将 3 kg/s 空气加热至 1300 K。图中 VSF 为涡街流量计。

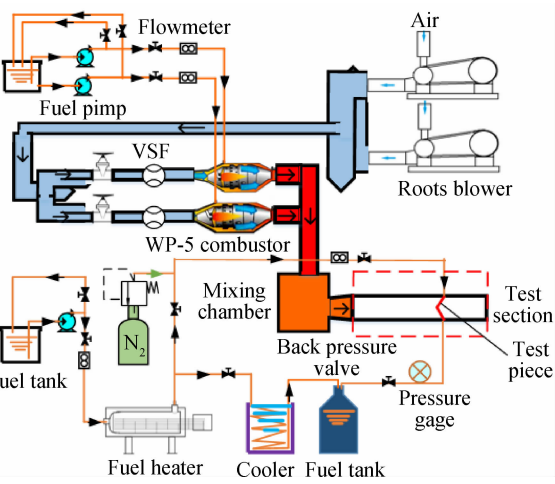


图 6 试验系统示意图

Fig. 6 Diagram of test system

采用“称重法”对结焦进行定量测量的处理流程如图 7 所示,试验件两次称重的差值即为结焦量大小,其中为避免振动造成结焦脱落影响称量结果,切管时采用手动切割的方式进行。所用天平型号为赛多利斯 QUINIX35-1CN,分度值为 0.01 mg,重复性标准偏差为 0.02 mg,除焦采用 SP-401 水溶性清洗剂进行超声波清洗。

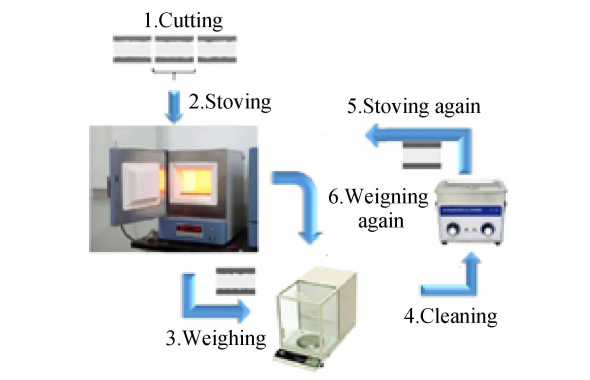


图 7 试验件处理流程^[18]

Fig. 7 Diagram of test piece handling^[18]

1. 2. 2 试验工况

表 2 和表 3 所示分别为结焦特性试验和喷嘴热防护性能对比试验工况表。

表 2 结焦试验工况表	
Table 2 Test conditions of fuel deposition test	
参数	数值
燃气温度/K	1000
燃气流速/(m/s)	150
进口油温/K	400
燃油流速/(m/s)	0.5
背压/MPa	1.5
试验时间 t /min	5,7,10,12,15,20

表 3 喷嘴热防护性能试验工况表	
Table 3 Test conditions of thermal protection performance test	
参数	数值
燃气温度/K	800
燃气流速/(m/s)	50,100
进口油温/K	300
主油路流量/(g/s)	8
副油路流量/(g/s)	2

2 不同油路结构对结焦性能的影响

不同油路结构的试验件分为拐角件(拐角角度 θ 分别为 45° 、 90° 、 150°)和拐角突扩件(拐角角度为 90° ,基准流道直径为 3 mm,突扩流道直径分别为 4、5 mm 以及 6 mm,下文中分别将三种试验件简称为 $\Phi 3$ -4、 $\Phi 3$ -5、 $\Phi 3$ -6 试验件),试验件材料为 304 不锈钢,壁厚为 0.5 mm,总长度为 100 mm,试验件示意图如图 8 和图 9 所示。

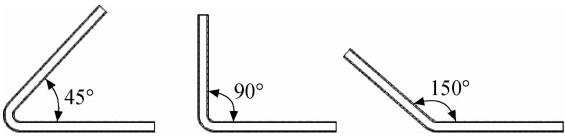


图 8 不同拐角试验件示意图

Fig. 8 Diagram of test pieces with different angles

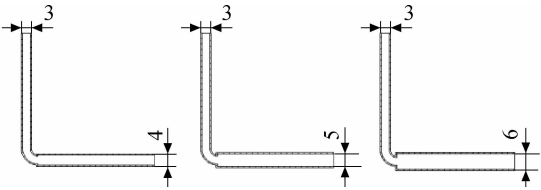


图 9 不同突扩尺寸试验件示意图(单位:mm)

Fig. 9 Diagram of test pieces with different expansion sizes (unit:mm)

图 10 和图 11 分别是拐角试验件和拐角突扩试验件在表 2 工况下的试验结果。

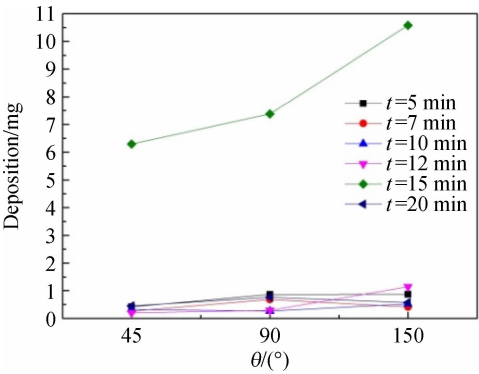


图 10 不同拐角试验件试验结果

Fig. 10 Result of test pieces with different angles

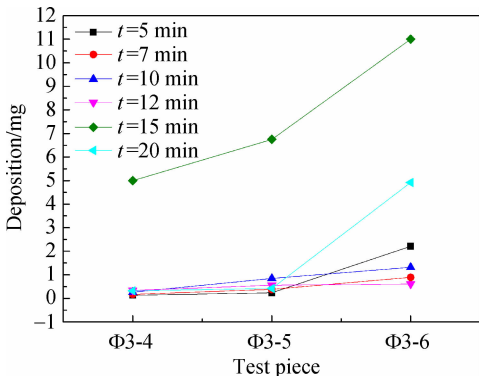


图 11 不同突扩尺寸试验件试验结果

Fig. 11 Result of test pieces with different expansion sizes

2.1 拐角角度对结焦的影响分析

从图 10 中 15 min 试验件的试验结果可以明

显看出,随着拐角角度的增加,结焦量增加,10 min 和 12 min 试验件结果也反映了相同的规律。但是,5 min 和 20 min 的试验件结果却是 90° 拐角结焦量最多,这是因为对 5 min 试验件而言,试验时间较短,管壁的结焦的积累还没有形成一个较为稳定的增长趋势,对 20 min 试验件而言,则是由于 15 min 后管壁结焦的大量脱落使得其在结焦水平上与 5 min 试验件类似。图 12 是 fluent 模拟的进口燃油流速 0.5 m/s 时不同试验件中心截面上的速度云图。

从图 12 中可以看到,流体进入弯段后流线发生弯曲,受到离心力的作用,燃油流速在径向方向上存在明显的梯度变化,弯管外侧近壁处燃油速度增大而内侧近壁处速度减小,分别形成一个局部高速和局部低速的区域^[19]。而随着拐角角度的增大,这一低速区域也随之增大,低速区域内燃油形成局部高温,高油温低流速为结焦提供了良好的生成条件。此外,流体在进入弯段时会对壁面产生冲击,管道弯得越急,这种冲击作用也就越大,而且由于流体的黏性,弯管内还会发生“二次流”,这也增加了流体与壁面之间的扰动,结焦产物不易附着。因此,管道的拐角角度越小,弯得越急,结焦越少。

而从时间尺度上来看,结焦量并不是完全随着试验时间的增长而增长的,而是呈现出一定的随机性,这说明结焦是一个伴随着沉积和脱落的动态过程,在小时间尺度内不稳定且有一定的随机性。试验发现,15 min 试验件测得的结焦量显著大于其余试验工况,这说明结焦在试验开始的 12~15 min 会迅速累积,而 20 min 试验件测得结焦量和 5 min 试验件相近,这说明结焦在积累到一定量后可能会出现脱落,因此在大时间尺度上看可能是一个循环叠加、缓慢增长的过程。

2.2 管道突扩对喷嘴杆结焦的影响分析

由图 11 可以看出,随着突扩管道尺寸的增加,总的结焦量也随之增大。图 13 是模拟得到的 3 种不同突扩尺寸试验件中心截面上的速度云图和流线。

由图 13 中 3 幅速度云图可以看到,由于管道的突扩,燃油速度显著降低,且在主流外边形成涡流,这种涡流随着突扩尺寸的增加而更为明显,如 Φ3-6 试验件在上下突扩壁面处均形成了涡流,低流动速度及涡流增加了燃油在此处的驻留时间,导致了更高的燃油温度,因而更易形成结焦。此外,突扩尺寸越大,管道内壁面积也越大,这也促使了结焦量的增加。

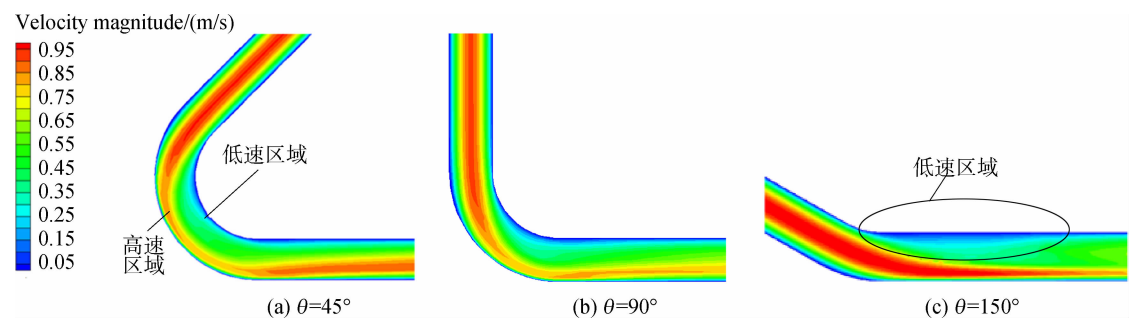


图 12 不同拐角试验件速度云图

Fig. 12 Velocity contours of test pieces with different angles

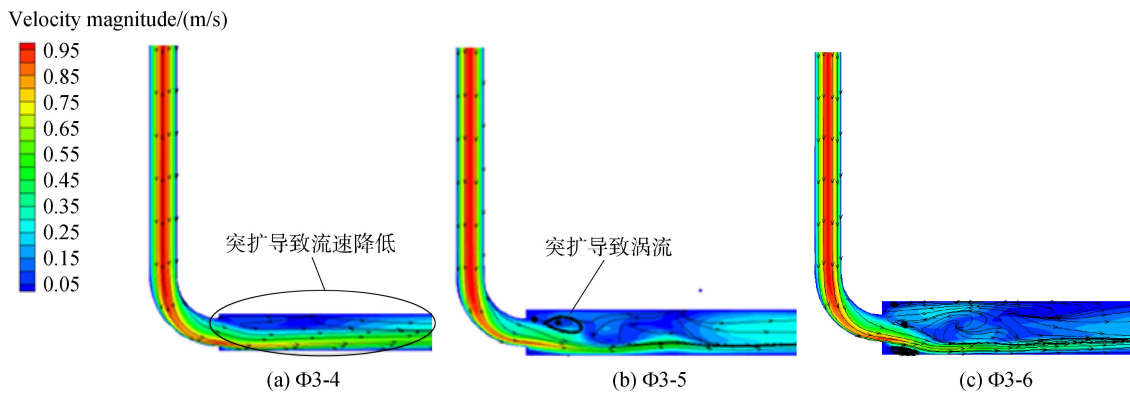


图 13 不同突扩尺寸试验件速度云图及流线

Fig. 13 Velocity contours and streamlines of test pieces with different expansion sizes

而从时间尺度上来看,与文中第 2.1 节分析的结果类似,结焦量随试验时间的增加呈一定的随机性,15 min 试验件同样也明显大于其余工况,这也进一步证实了短时间尺度内结焦过程具有结焦-脱落-再结焦附着动态特性,结焦量在这种动态发展过程中随时间螺旋式增加。

3 喷嘴结构对热防护特性的影响

3.1 喷嘴模型及试验件设计

针对喷嘴杆部的热防护结构共设计了表 4 中的 10 种模型,分为原型模型、带空气隔热层的模型、同心结构模型以及主副油路对调模型。

原型模型 Model 1 中主、副油路输油管直径分别为 3 mm 和 2 mm。带空气层的模型分为三种,Model 2.1 是在 Model 1 主、副油路外各增加一环形空气腔;Model 2.2 是使用一个环形空气腔将主、副油路同时包裹;Model 2.3 则是结合了前两者的布置形式,在 Model 2.2 的基础上减少了空气层对输油管的包裹范围,3 种空气层布置示意图如图 14 所示。文献[17]指出空气层厚度大于 1 mm 后对热防护的性能影响不再明显,

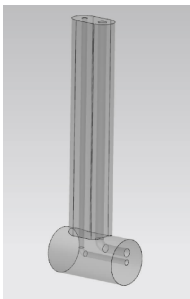
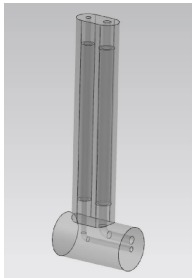
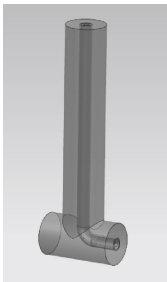
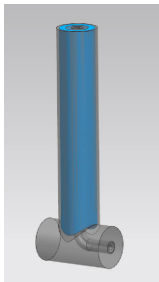
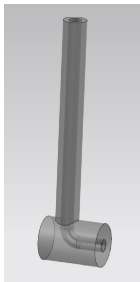
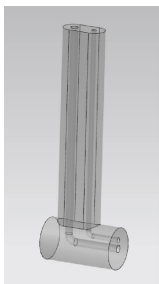
故本文建立的模型中空气层厚度均为 1 mm。

主、副油路同心布置模型是考虑将燃油作为冷却剂,使主、副油路形成互冷。由于主油路的流量较大,燃油温升相对较低,故在模型中将主油路布置在副油路外侧,为保证与原模型相同的流通面积,主油路尺寸设计为内径 4 mm、外径 5 mm 的圆环形流道。Model 3.1 和 Model 3.2 杆部直径分别为 9 mm 和 16 mm;Model 3.3 尺寸与 Model 3.2 相同,但在杆部添加了 ZrO₂ 材料,氧化锆陶瓷具有陶瓷材料中最低的热导率及和金属相近的热膨胀率^[20],故适合应用在航天材料领域;Model 3.4 是在 Model 3.1 基础上减小了头部的尺寸;Model 3.5 是在 Model 3.4 的基础上在杆部增加了 1 mm 空气层。

主、副油路对调模型 Model 4 是考虑到将流量大的主油路提前放置于迎风面,从而使副油路的油温和壁面温度得到较好的控制。

试验选用表 4 中的 Model 1、Model 2.1、Model 2.2、Model 3.1、Model 3.2 及 Model 4 共计 6 个试验件,如图 15 所示。试验时沿主、副输油管各焊接 3 个热电偶测点,如图 16 所示。

表 4 计算模型表
Table 4 Diagram of different models

类型	模型示意图				
原型模型					
	Model 1				
带空气隔热层的模型					
	Model 2.1		Model 2.2		Model 2.3
主、副油路同心结构模型					
	Model 3.1		Model 3.2		Model 3.3
					Model 3.4
					Model 3.5
主、副油路对调模型					
	Model 4				

3.2 喷嘴热防护性能试验结果与分析

按照表 3 工况进行试验,图 17 和图 18 是燃气流速 50 m/s 工况下各试验件主、副油路湿壁温度(文中简称壁温,量符号记为 T_w)的测量值,图 20 是该工况下各试验件最高壁温的对比图。

图 17 中可以看到,由于主油路置于迎风侧,Model 4 的主油路壁温显著高于其他模型,而 Model 3.1 的主油路壁温则明显低于其他模型,这说明主油路包裹在副油路外侧不仅有利于保护副油路,两油路之间形成“互冷”对主油路也有一定保护作用。Model 3.2 和 Model 3.1 的主油路

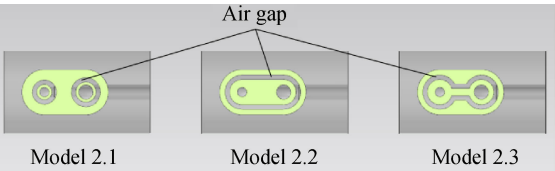


图 14 空气隔热层示意图

Fig. 14 Diagram of different air gap



图 15 试验件实物图

Fig. 15 Picture of test pieces

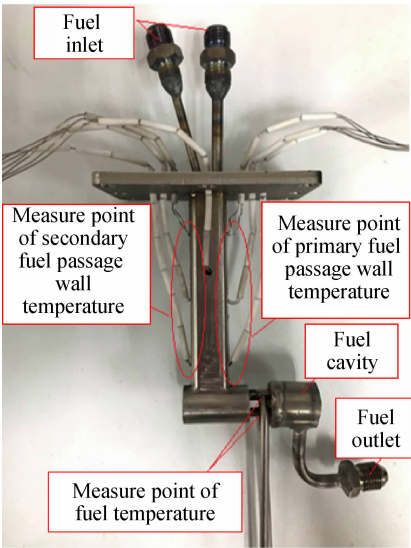


图 16 试验件测点示意图

Fig. 16 Measure points of test pieces

壁温对比则表明,杆部尺寸越大则壁温越高,这是因为尺寸增大后增加了与外部燃气的换热面积。

而从图 18 的副油路壁温对比可以明显看到,所有改进模型的湿壁温度都显著低于原型喷嘴,其中主副油路同心模型 Model 3.1 的湿壁温度可降低近 50%。图 19 对比了所有模型主副油路的最高壁温,改进模型相对原型模型而言最高湿壁温度都有所降低,对比两个同心模型也可看到,当杆部尺寸增加后,最高湿壁温度也随之上升。从降低最高湿壁温度的角度来看,6 种模型的热防

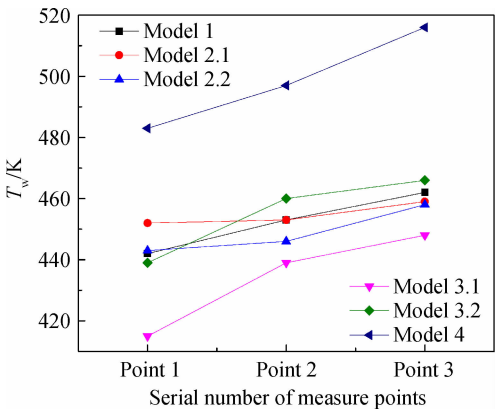


图 17 主油路壁温对比($u_g=50\text{ m/s}$)

Fig. 17 Wall temperature of primary fuel passage ($u_g=50\text{ m/s}$)

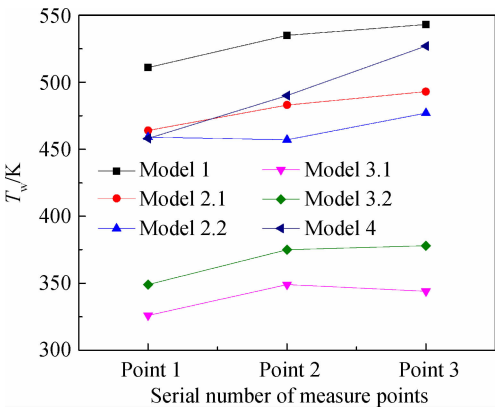


图 18 副油路壁温对比($u_g=50\text{ m/s}$)

Fig. 18 Wall temperature of secondary fuel passage ($u_g=50\text{ m/s}$)

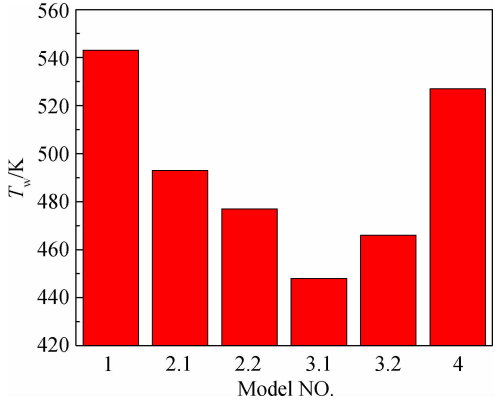


图 19 主、副油路最高湿壁温度对比($u_g=50\text{ m/s}$)

Fig. 19 Highest wall temperature of primary and secondary fuel passage ($u_g=50\text{ m/s}$)

护效果由好到差排序依次为 Model 3.1、Model 3.2、Model 2.2、Model 2.1、Model 4、Model 1。

图 20~图 22 是当燃气流速增大至 100 m/s 时的试验结果。

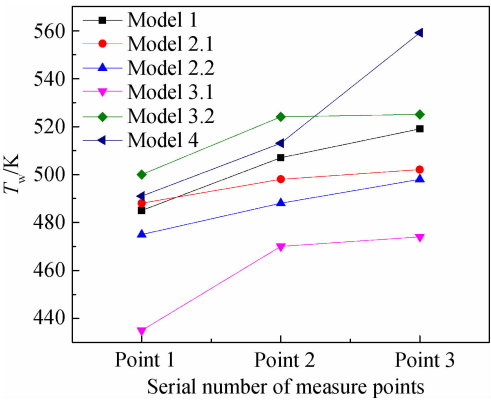


图 20 主油路壁温对比($u_g=100\text{ m/s}$)

Fig. 20 Wall temperature of primary fuel passage ($u_g=100\text{ m/s}$)

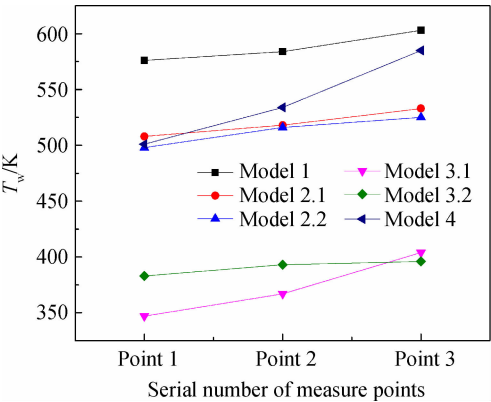


图 21 副油路壁温对比($u_g=100\text{ m/s}$)

Fig. 21 Wall temperature of secondary fuel passage ($u_g=100\text{ m/s}$)

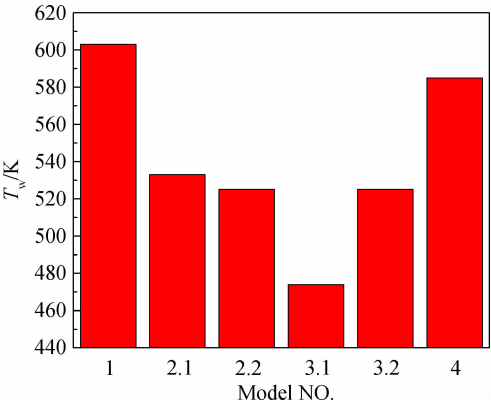


图 22 主、副油路最高湿壁温度对比($u_g=100\text{ m/s}$)

Fig. 22 Highest wall temperature of primary and secondary fuel passage ($u_g=100\text{ m/s}$)

从图 20~图 22 可以看到,燃气流速增大至 100 m/s 后,试验结果基本与 50 m/s 时类似,所有改进模型的副油路壁温都有大幅降低,其中同心模型的副油路湿壁温度比原型低近 130 K,而图

22 对各模型最高湿壁温度的对比结果可以看到,热防护效果由好到差排序依次为 Model 3. 1、Model 3. 2、Model 2. 2、Model 2. 1、Model 4、Model 1。

3.3 数值模拟结果与分析

为了深入了解不同结构设计对热防护特性的影响机制,针对上文中的试验件及表 4 中其余研究模型按照文中第 2 节中的工况及方法进行了数值模拟,各模型中心截面温度云图如图 23 所示。

图 24、图 25 分别是各模型主、副油路出口油温对比图,图 26 是各模型主、副油路最高湿壁温度的对比。

3.3.1 空气层及布置形式对热防护的影响分析

从图 24、图 25 及图 26 中可以看到,带空气层的模型(Model 2. 1~2. 3)主、副油路出口油温及最高湿壁温度相对原型模型 Model 1 而言均有明显降低,但 3 种空气层模型之间的防护效果相近,副油路出口油温降低约 7 K,主油路出口油温降低约 15 K,最高湿壁温度降低约 50 K。

而从图 23 中 Model 2. 1~2. 3 的温度云图可以看到,空气层包裹区域温度都较低,但喷嘴体温度相对 Model 1 出现了明显的梯度变化。这是因为低导热系数的空气层阻止了热量向内部的传导,从而使壳体的温度上升。而从 Model 2. 2 的温度云图上可以看到,迎风面部分壳体温度甚至已经与来流温度相近,这是因为空气层包裹区域过大导致的,Model 2. 3 减少了空气层的包裹范围后,迎风面壳体高温区域也随之消失。

由以上分析可知,空气层的设置可以很好地保护输油管路,阻止燃油温升和壁面温度过高,且不同布置方式的热防护性能相近,但会影响到壳体的温度分布,适当减小空气层包裹范围可在保护输油管路的同时保证壳体温度不至于过高。

3.3.2 油路布置形式对热防护的影响分析

从图 24 的计算结果可以见到,由于将主油路布置在副油路外侧,同心模型主油路出口油温相对 Model 1 而言有比较明显的升高,其中 Model 3. 2 防护效果最差,主油路出口燃油温升相比原型提高了约 15 K。但从图 25 可以看到,副油路的出口油温相对原型模型显著降低,可见主油路对副油路的保护作用。而从图 26 中最高湿壁温度的角度来看,同心布置模型不仅相对原型模型有明显改善,相比带空气层的模型而言也略有降低,可见主、副油路之间形成“互冷”具有很好的热防护效果。

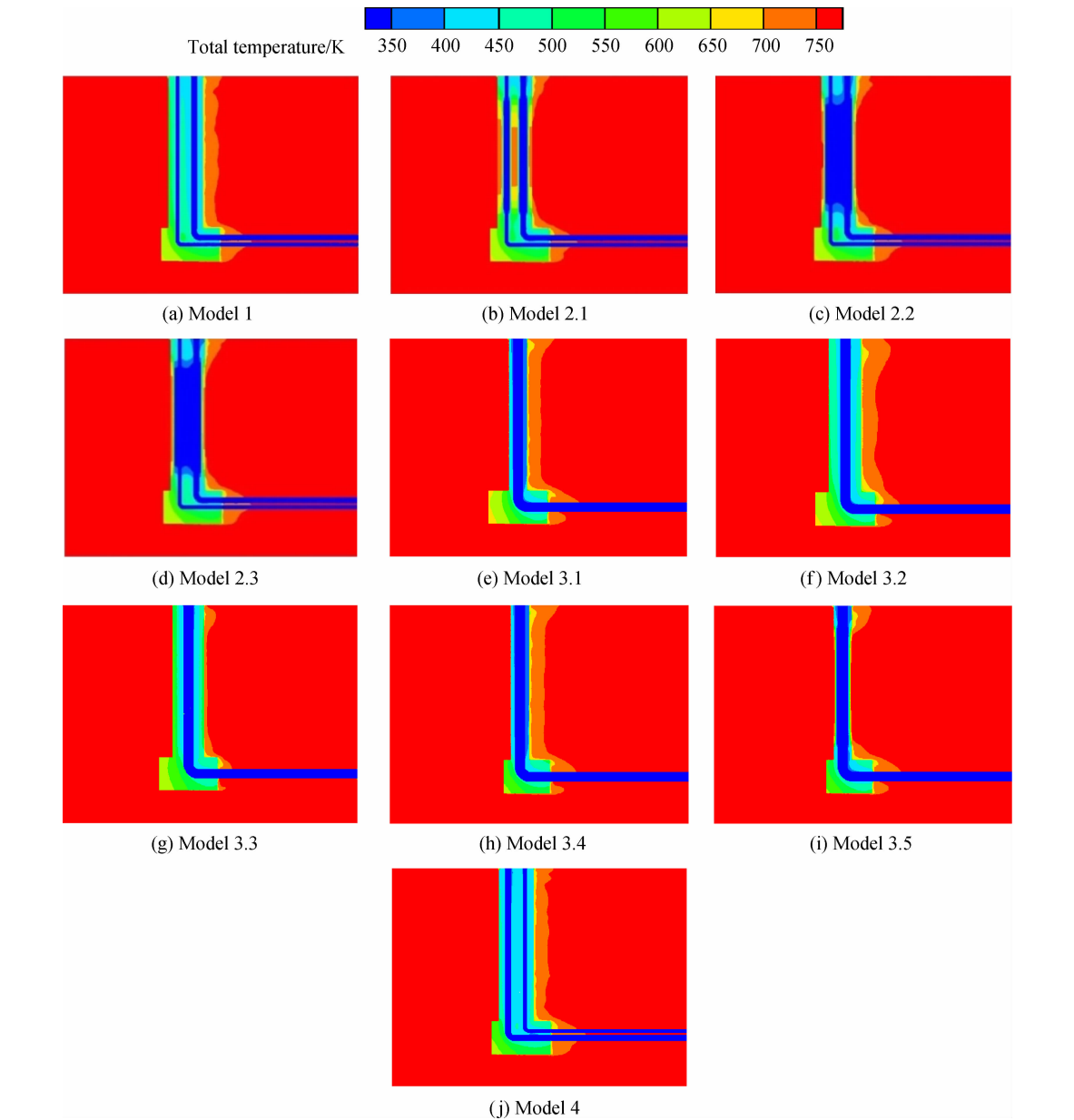


图 23 不同模型温度云图

Fig. 23 Temperature contours of different models

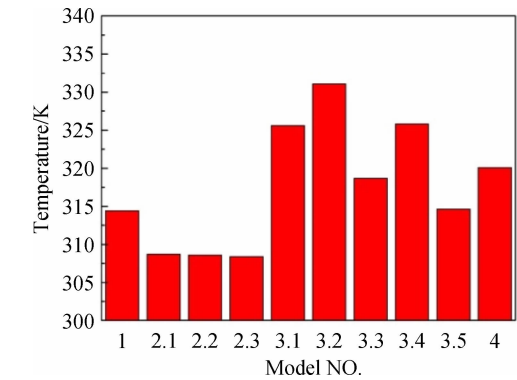


图 24 主油路出口油温对比

Fig. 24 Outlet temperature of primary fuel passage

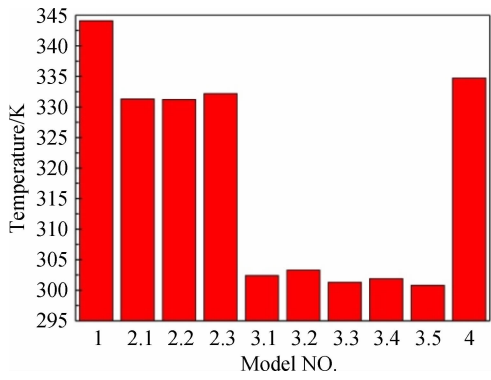


图 25 副油路出口油温对比

Fig. 25 Outlet temperature of secondary fuel passage

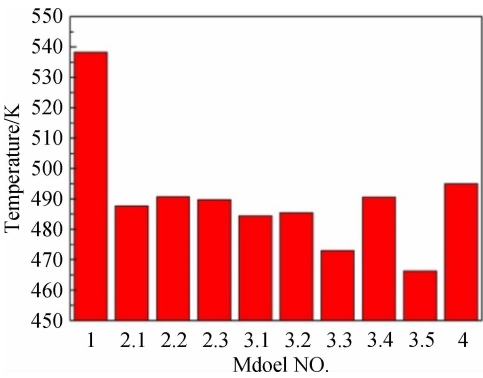


图 26 主、副油路最高湿壁温度

Fig. 26 Highest wall temperature of primary and secondary fuel passage

对主、副油路顺序对调的模型 Model 4 而言,从图 24~图 26 可以看到,由于主油路置于迎风面,热流量更大,出口油温相比 Model 1 升高了约 5 K,但副油路后置后,出口温升降低了约 10 K。从最高湿壁温度来看,Model 4 相对 Model 1 显著降低,这是因为主油路的流量较大,放置在迎风面也不至于引起过高的温升,因而湿壁温度也不会过高。可见,从降低湿壁温度的角度来看,将流量更大的油路置于迎风面对热防护是有利的,数值计算的结果和前文试验结果基本一致。

3.3.3 喷嘴尺寸及材料对热防护的影响分析

对比图 24~图 26 中 Model 3.1~Model 3.5 的计算结果可以看到,将杆部尺寸由 9 mm(Model 3.1)增加至 16 mm(Model 3.2)后,主油路出口温升增加了约 5 K,副油路由于有主油路的防护,出口燃油温升仅有小幅提高。这是因为杆部直径的增大导致外部换热面积增加,从而热流量增大。因此,增加杆部尺寸是不利于喷嘴的热防护效果的,这也与试验结果相吻合。

而 Model 3.3 虽然尺寸与 Model 3.2 相同,

但因为杆部壳体部分填充了氧化锆材料,主、副油路出口燃油温度、最高湿壁温度反而低于 Model 1,这说明采用低热导率的材料后,即使增加了杆部尺寸,对热防护效果来说也是有利的。

此外,Model 3.4 在 Model 3.1 的基础上减小了头部的尺寸,计算结果表明这对于主、副油路出口油温均没有明显的影响。而在所有的同心模型中,增加了空气隔热层的 Model 3.5 模型的主、副油路温升、最高湿壁温度均是最低的,具有最好的防护效果,这是因为主油路也得到了空气层的防护,进一步减小了外热燃气向喷嘴传递的热流量。可见,将增设空气层与变油路结构等手段相结合可以取得更好的防护效果。

4 帽罩结构对热防护特性的影响

4.1 帽罩结构设计及模型

为研究不同结构喷嘴帽罩的隔热效果,在原型喷嘴帽罩模型 Cap model 1 基础上针对帽罩材料和帽罩与喷嘴体之间接触面大小两方面展开结构优化设计,共建立 5 种优化结构模型,建立的各模型如表 5 所示。

因为不同材料的导热性能差异很大,故在不改变结构的基础上仅将材料替换成陶瓷,建立了 Cap model 2。

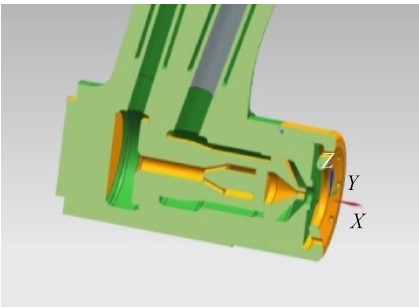
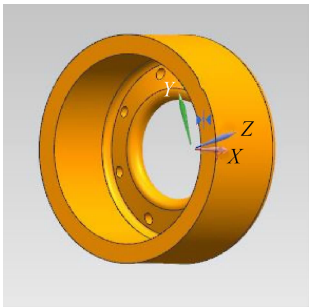
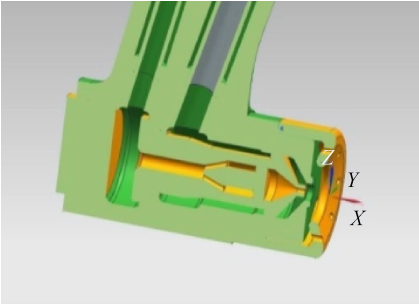
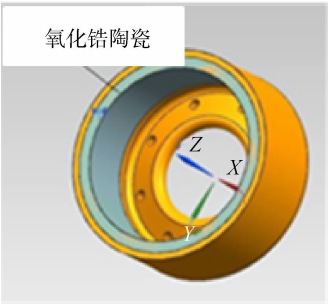
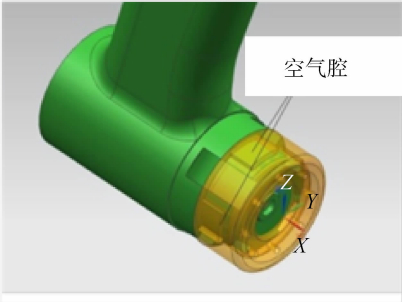
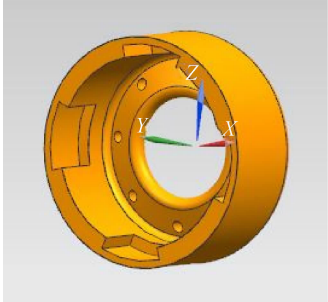
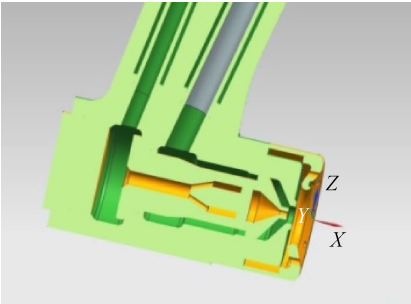
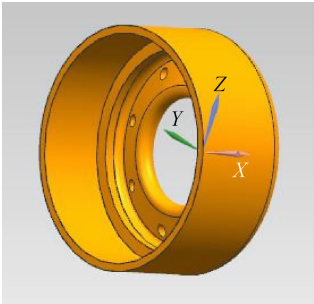
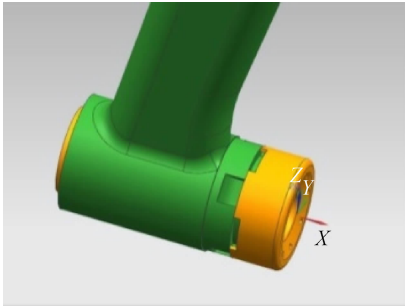
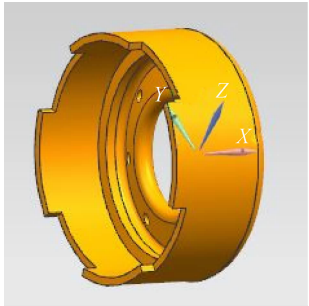
由于陶瓷材料韧性差,如完全用陶瓷材料替代金属做成帽罩,不能满足喷嘴的强度要求,因此考虑不完全改变其材料,而仅仅将帽罩、喷嘴体接触的区域用陶瓷材料做填充,如 Cap model 3 所示。

由于空气同样具有较低的导热系数,采用空气层也是非常有效的隔热措施,因此设计了 Cap model 4 所示的模型,帽罩与喷嘴体的接触面之间形成密闭的空气腔。

表 5 不同帽罩计算模型
Table 5 Different nozzle cap models

编号	整体模型	帽罩模型
Cap model 1		

续表

编号	整体模型	帽罩模型
Cap model 2		
Cap model 3		
Cap model 4		
Cap model 5		
Cap model 6		

除改变材料外,减小帽罩与喷嘴体的接触面积也应有利于减小热量向内部的传递。基于此,设计了 Cap model 5 和 Cap model 6 两种模型。Cap model 5 是将 Cap model 3 中的陶瓷隔热层

去掉,使得帽罩在周向方向上与喷嘴体无接触; Cap model 6 是在 Cap model 5 的基础上在帽罩末端抠掉部分实体,进一步减少其在 X 方向上与喷嘴的接触面积。

4.2 计算结果与分析

按照文中第 2 节中的计算方法展开数值模拟,图 27 是表 5 中各帽罩模型燃油出口温升的对比,可以看到,优化模型相对原模型而言燃油温升均降低了约 30%,可见使用低热导率的材料或者减小接触面积是有助于提升帽罩的热防护性能的。

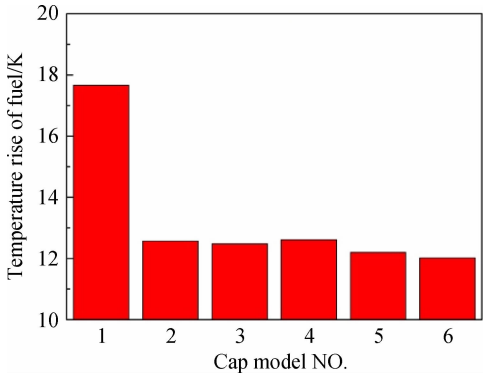
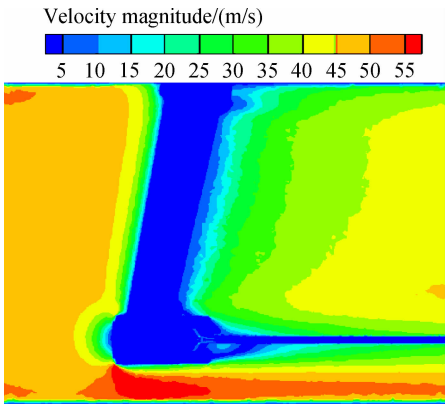


图 27 出口温升对比

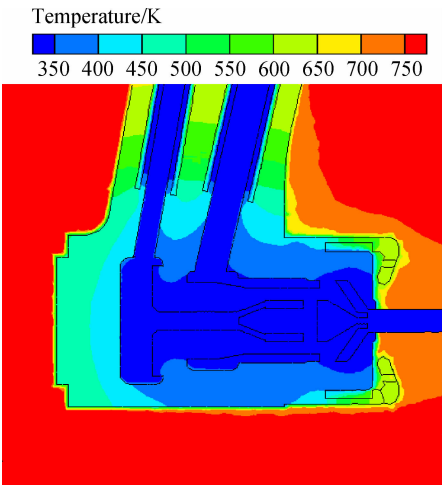
Fig. 27 Temperature rise of outlet fuel

而各优化模型的防护效果相近,出口温升没有明显的差别,这是因为帽罩是针对喷嘴头部的防护,防护范围相对杆部而言要小得多,故防护效果具有一定的局限性。

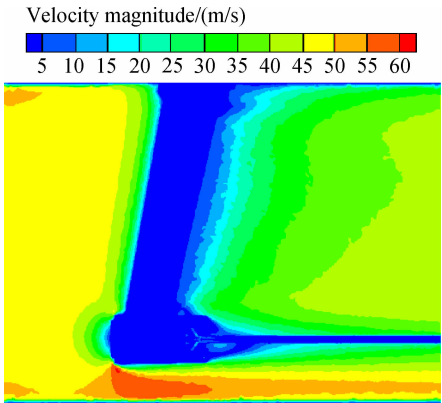
此外需要指出的是,Cap model 5 及 Cap model 6 的设计会导致帽罩与喷嘴体之间形成一个间隙,外部燃气甚至可以进入这部分区域,但计算结果表明这样的设计仍能得到较好的防护效果。这是因为外部高温燃气从帽罩进入后速度和温度都显著降低,因此较低导热系数的空气反而起到了较好的隔热效果。如图 28(a)、图 28(b)分别是 Cap model 5 中心截面上的速度云图和温度云图,图 28(c)、图 28(d)是 Cap model 1 的中心截面速度云图和温度云图。



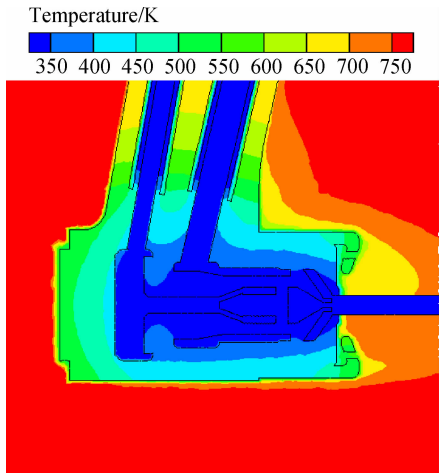
(a) Cap model 5速度云图



(b) Cap model 5温度云图



(c) Cap model 1速度云图



(d) Cap model 1温度云图

图 28 Cap model 5 and 1 速度及温度云图

Fig. 28 Velocity and temperature contour of Cap model 5 and 1

5 结 论

本文通过试验和数值模拟的方法分别研究了不同管路结构对结焦性能的影响、不同几何结构

对喷嘴热防护性能的影响以及喷嘴帽罩结构对热防护性能的影响,得到以下结论:

1) 管道拐角和突扩会影响管壁结焦的沉积量,减小弯管角度和突扩管路的突扩尺寸可以降低结焦附着,而从时间尺度上看,管壁结焦是伴随着沉积和脱落的动态过程,结焦量随时间增加会出现波动,在加热 15 min 时管壁结焦量达到最大,随后壁面上部分结焦的脱落使结焦量降低。

2) 增加空气层、主副油路同心布置及对调的改进模型的湿壁温度都显著低于原型喷嘴,其中主副油路同心模型 Model 3.1 的最高湿壁温度可降低近 50%,6 种模型的热防护效果排序由好到差排序依次为 Model 3.1、Model 3.2、Model 2.2、Model 2.1、Model 4、Model 1。

3) 空气层具有良好的隔热效果,但不同布置形式对喷嘴的防护性能相近;将流量较大的主油路提前也有利于控制最高湿壁温度;主副油路同心布置的结构由于油路的“互冷”,在控制最高湿壁温度方面更具优势,且在配合空气隔热层时具有最好的防护效果。

4) 增大喷嘴杆部的尺寸会增加燃气向内部的热量传递,而减小头部的尺寸对整体温度分布影响不大,因此若不增加隔热措施,应考虑采用较小尺寸的喷嘴,但将金属材料替换为热导率低的隔热材料,即使在增大喷嘴尺寸的情况下仍有利于喷嘴的热防护。

5) 帽罩材料以及与喷嘴体接触面大小是影响喷嘴头部隔热性能的关键,在接触面上采用热导率的材料或减小两者之间的接触面积可使出口油温降低约 5 K。

参考文献:

[1] 朱锟,邓宏武,王英杰,等.超临界压力下航空煤油结焦换热综述及实验[J].航空动力学报,2010,25(11):2472-2478.
ZHU Kun,DENG Hongwu,WANG Yingjie,et al. Review and experimental study of the coke deposition and heat transfer characteristics of aviation kerosene at supercritical pressure[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(11): 2472-2478. (in Chinese)

[2] 吴瀚,邓宏武,徐国强,等.流动方式对航空煤油 RP-3 结焦的影响[J].航空动力学报,2011,26(6):1341-1345.
WU Han,DENG Hongwu,XU Guoqiang,et al. Effects of flow orientations on the coking characteristic of jet fuel RP-3[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(6):1341-1345. (in Chinese)

[3] HAZLETT R N. Thermal oxidation stability of aviation turbine fuels[M]. Philadelphia: American Society for Testing and Materials International,1991.

[4] LIANG J J. Design and development of an experimental apparatus to study jet fuel coking in small gas turbine fuel nozzles[D]. Toronto: University of Toronto,2013.

[5] 王英杰,徐国强,邓宏武,等.进口温度影响航空煤油结焦特性实验[J].航空动力学报,2009,24(9):1972-1976.
WANG Yingjie,XU Guoqiang,DENG Hongwu,et al. Experimental study of influence of inlet temperature on aviation kerosene coking characteristics[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(9):1972-1976. (in Chinese)

[6] 袁立公,邓宏武,徐国强,等.超临界压力下航空煤油 RP-3 壁面结焦特性对换热的影响[J].航空动力学报,2013,28(4):832-837.
YUAN Ligong,DENG Hongwu,XU Guoqiang,et al. Effects of RP-3 coke deposition on heat transfer under supercritical pressure[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(4):832-837. (in Chinese)

[7] 万云霞,柴昕,窦义涛.火焰筒头部积碳对燃油雾化特性影响的试验研究[J].航空发动机,2015,41(2):71-75.
WAN Yunxia,CHAI Xin,DOU Yitao. Experimental investigation on effect of coking for liner dome on fuel spray characteristics[J]. Aeroengine,2015,41(2):71-75. (in Chinese)

[8] RAWSON P. Evaluation of a jet fuel thermal stability rig [R]. Defence Science and Technology Organisation, DS-TO-TR-1643,2004.

[9] 李帅.航空发动机燃油管路热防护研究[D].南京:南京航空航天大学,2014.
LI Shuai. Research on termal protection of aero-engine fuel supply line[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2017. (in Chinese)

[10] STICKLES R W,DODDS W J,KOBLISH T R,et al. Innovative high temperature aircraft engine fuel nozzle design [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1993,115(3):439-446.

[11] MYERS G D,ARMSTRONG J P,WHITE C D,et al. Development of an innovative high-temperature gas turbine fuel nozzle[J]. Journal of engineering for gas turbines and power,1992,114(2):401-408.

[12] 苗辉,王会汝,贾真,等.航空发动机燃烧室喷嘴内燃油传热特性的数值研究[J].燃气涡轮试验与研究,2015,28(3):30-32.
MIAO Hui,WANG Huiru,JIA Zhen,et al. Numerical investigation of heat transfer characteristics of aero-engine combustor injector[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2015,28(3):30-32. (in Chinese)

[13] 高栋,李锋,尚守堂,等.航空发动机主燃烧室燃油总管流动换热特性研究[J].航空发动机,2015,41(6):22-27.
GAO Dong,LI Feng,SHANG Shoutang,et al. Investigation on flow and heat transfer characteristics of fuel manifold for aeroengine combustor [J]. Aeroengine,2015,

41(6):22-27. (in Chinese)

[14] 黄义勇. 航空发动机主燃油喷嘴热防护设计技术研究[D]. 成都:电子科技大学,2011.

[15] 李建中,袁丽,尚伟,等. 高温升燃烧室喷油杆热防护试验研究[J]. 推进技术,2016,37(12):2336-2342.

LI Jianzhong, YUAN Li, SHANG Wei, et al. Experimental investigation on thermal protection for fuel injector pole of high temperature rise combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(12): 2336-2342. (in Chinese)

[16] CHIN J S, LEFEBVRE A H. Experimental techniques for the assessment of fuel thermal stability[R]. AIAA 92-0685, 1992.

[17] 武禹. 低排放燃烧室分区供油喷嘴热防护方案研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.

WU Yu. Study on thermal protection scheme for partiy-ion fuel supply system of low emission combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

[18] 裴鑫岩. 航空煤油超临界换热与氧化结焦理论与实验研究[D]. 北京:清华大学,2016.

PEI Xinyan. Numerical and experimental study of heat transfer characteristics and oxidation deposition of aviation kerosene at supercritical pressure[D]. Beijing: Tsinghua University. (in Chinese)

[19] 梁德旺. 流体力学基础[M]. 北京:航空工业出版社,1998.

[20] 尹衍升,李嘉. 氧化锆陶瓷及其复合材料[M]. 北京:化学工业出版社,2004.

(编辑:叶 青、张 雪)