

喷嘴损伤对环形回流燃烧室性能的影响

王文波, 岳明, 杜春雨, 王鸿, 井建方
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 利用 Fluent 商用软件对模型环形回流燃烧室三维两相喷雾燃烧流场进行了数值模拟,研究了喷嘴损伤引起雾化效果变化对燃烧室性能的影响,采用可实现的 $k-\epsilon$ 模型模拟湍流黏性、离散相模型(DPM)通过添加 UDF(user defined function)程序追踪燃油运动轨迹、正庚烷作替代燃料及层流小火焰模型. 计算结果表明:采用的数值模拟方法可以预估实际燃烧室燃烧流场以及喷嘴损伤对其性能的影响,雾化性能变化导致燃烧室出口温度分布不均匀度升高,品质降低,并导致燃烧室燃烧效率降低;当燃油流量降低约 19%时,燃烧室性能已不符合运行要求.

关 键 词: 环形回流燃烧室; 喷嘴损伤; 燃烧室性能; 出口温度分布; UDF 程序

中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Effect of nozzle damage on performance of annular backflow combustor

WANG Wenbo, YUE Ming, DU Chunyu, WANG Hong, JING Jianfang
(School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The effects of different atomization performance caused by nozzle damage on the annular backflow combustor performance were studied by using Fluent software. Three-dimensional two-phase spray combustion flow fields in a model annular backflow combustor were numerically simulated using realizable $k-\epsilon$ model, DPM (discrete phase model) with UDF (user defined function) subroutines tracking fuel trajectory, n -heptane as surrogate fuel and laminar flamelet model. The results reveal that the numerical method is reasonable to predict combustion flow of annular backflow combustor. The outlet temperature non-uniformity deteriorated with the atomization performance's change caused by nozzle damage. And the combustion efficiency also decreased. When the fuel flow rate was reduced by 19%, the performance of the combustor was not conformity with the operational requirements.

Key words: annular backflow combustor; nozzle damage; combustor performance; outlet temperature distribution; UDF subroutine

燃油喷嘴对航空发动机燃烧室的性能起着重要的作用,燃烧室内喷嘴温度、喷嘴的设计、燃油性质及燃烧产物等多种因素都影响着喷嘴结焦积炭,同时,结焦积炭的产生会引发喷嘴雾化效果下降,继而导致燃烧室性能下降,甚至堵塞发动机喷嘴,从而造成燃烧室的严重故障,威胁飞机的安全^[1]. 同时,发动机在运行过程中不可避免地会出现性能衰退的问题,为了保证发动机在翻修期内

收稿日期:2015-09-28
作者简介:王文波(1989—),男,硕士生,主要从事燃烧室实验及数值模拟研究.

引用格式:王文波,岳明,杜春雨,等. 喷嘴损伤对环形回流燃烧室性能的影响[J]. 航空动力学报,2017,32(6):1335-1341. WANG Wenbo, YUE Ming, DU Chunyu, et al. Effect of nozzle damage on performance of annular backflow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6):1335-1341.

安全使用,需要留取一定的性能裕度.然而性能裕度的留取并不是越多越好,它是以牺牲其性能为代价的,过大的性能裕度意味着更大的性能损失.文献[2]指出,发动机的总体性能设计须留有 100℃ 的排气温度裕度(exhaust gas temperture margin,EGTM).因此,研究燃烧室内性能衰退,对发动机选取合适的性能裕度有重要作用.

目前,从已有公开文献查知,国内外对喷嘴积炭的研究大部分集中在以下几个方面:①研究积炭产生的机理.文献[3-5]分别从燃料的性质和喷嘴零部件的材质等深入分析积炭产生的原因,并寻找有效的控制措施防止积炭的产生,如减少燃油中的芳烃和环烷烃,喷嘴材料的选择及表面化学处理等.②喷嘴设计参数与积炭产生的关系.文献[6]指出影响积炭的几个重要设计参数,文氏管喉道直径、内旋流器有效面积与文氏管喉道面积之比,通过设计合适的喷嘴抑制积炭产生.文献[7]中指出文氏管可以限制火焰向上游发展,从而降低喷嘴附近温度,防止积炭现象.③喷嘴积炭对喷雾效果的影响.文献[8-9]研究了直喷汽油机喷嘴积炭后不同喷射压力下的喷雾形态、雾化锥角及贯穿距离的变化.然而研究喷嘴积炭损伤对燃烧室性能的影响在可查文献中很少涉及,本文在试验的基础上,研究不同的喷嘴损伤对燃烧室性能的影响规律,为发动机燃烧室性能裕度的选取提供参考.

1 喷嘴损伤试验研究

喷嘴损伤具有随机性,喷嘴出口直径不可能总是均匀减小的,因此,喷嘴损伤影响喷嘴的雾化、燃烧性能和燃烧室出口的温度分布,需通过统计获得喷嘴的积炭规律,使喷嘴损伤对燃烧室性能的影响分析更准确.

试验台主要包括高压气罐、油罐、压力表、流量计、油滤、PDA(激光相位多普勒测量仪)等,如图 1 所示.燃油经加压后进入喷嘴,高压燃油在离心力作用之下,在喷嘴出口雾化,并且通过阀门改变压力调节供油量,然后对 PDA 进行光学标定,使检测器能充分检测到反射光,改变轴向位置,重新检查并进行标定,最后输出测量结果.

对不同损伤程度的喷嘴分别在 0.18,0.4,1.7 MPa 供油压差下进行了试验.图 2 给出了正常喷嘴、堵塞 I 和堵塞 II 喷嘴的流量特性计算值和试验值的对比情况,可以看出 3 种不同堵塞情况下的喷嘴试验值与计算值基本符合.易知喷嘴

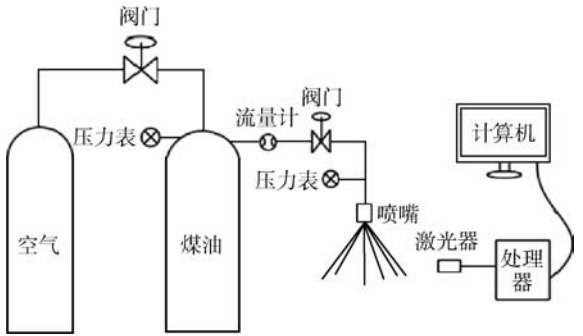


图 1 雾化特性试验系统示意图
Fig. 1 Structure diagram of test system for atomization performance

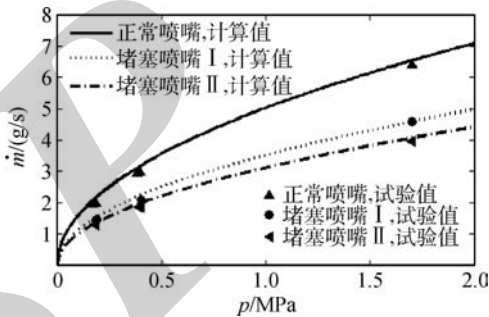


图 2 不同损伤喷嘴流量曲线图
Fig. 2 Flow rate curve of different damage nozzles

堵塞导致喷嘴出口直径和喷嘴流量系数变化,根据离心喷嘴流量经验公式^[10]

$$\dot{m} = \frac{1}{4} \pi \mu d^2 (2 \rho p)^{1/2} \tag{1}$$

式中 μ 为液体动力黏度, ρ 为密度, p 为供油压力. 计算可知, 3 种不同损伤情况下的喷嘴的 μd^2 的值分别为 0.159, 0.112 以及 0.099.

对计算喷嘴索太尔平均直径 (SMD , 记为 D_{sm}) 的研究受大量的研究工作者的重视, 并且对其的研究较多, 所得到的经验公式也非常多, 通过与本文正常喷嘴试验数据进行对比, 选用 RADCLIFFE 提出的经验公式计算 D_{sm} .

$$D_{sm} = 7.3 \sigma^{0.6} \mu^{0.2} \rho^{-0.2} \dot{m}^{0.25} p^{-0.4} \tag{2}$$

式中 σ 为液体表面张力系数. 喷嘴损伤导致喷嘴燃油流量减少, 由式(2)可知, D_{sm} 应减小, 但是从试验数据可以看出损伤喷嘴的 D_{sm} 变大, 事实上, 喷嘴堵塞导致雾锥液膜过早破碎, 形成的液滴变大. 改变式(2)的系数, 计算 D_{sm} 在不同喷嘴损伤情况, 并与试验值对比, 如图 3 所示, 不同损伤情况下的喷嘴计算值与试验值基本相符.

同时试验对离心喷嘴雾化特性参数 D_{sm} 、雾化锥角(α)及液滴速度(V)的结果汇总如表 1 所示. 从试验结果可以看出, 随着不同喷嘴损伤, 喷

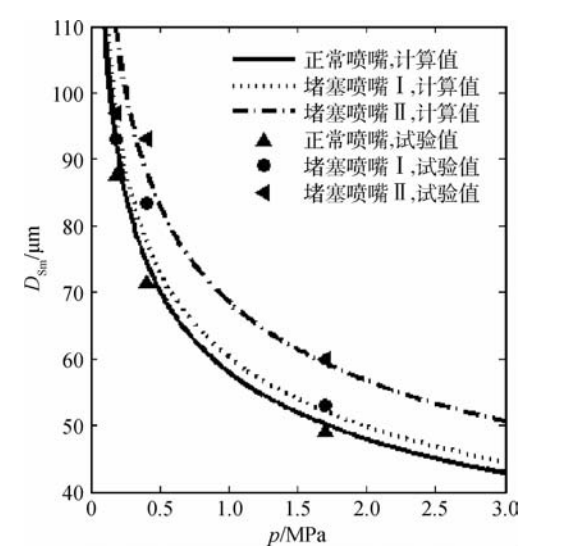


图 3 不同损伤喷嘴的 SMD 对比

Fig. 3 SMD contrast of different damage nozzles

嘴雾化特性有所改变,燃油流量不断减少, D_{Sm} 变大,雾化锥角不断减小,液滴速度变化不大.

表 1 雾化特性随喷嘴损伤变化表

Table 1 Variation list of atomization performance with different nozzle damages

工况	μd^2	流量减少量 $\Delta \dot{m}/\%$	$\dot{m}/$ (g/s)	$D_{Sm}/$ μm	$2\alpha/$ ($^{\circ}$)	$V/$ (m/s)
1	0.159	0	6.4	49	82.7	47
2	0.134	18	5.25	50	75	
3	0.112	28	4.61	53	70	
4	0.099	37.9	3.97	60	65	
5	0.087	47.9	3.33	64	63	
6	0.061	64	2.3	72	60	

2 燃烧室内数值模拟方法

2.1 计算模型和网格划分

如图 4 为环形回流燃烧室的结构简图. 由于喷嘴损伤导致喷雾条件的改变,单头部模型燃烧室不能满足对燃烧室有关性能,特别是出口温度分布系数(OTDF)的预测,同时考虑到计算精度及计算机性能,数值计算模型采用三头部燃烧室进行数值模拟,网格使用软件 ICEM 进行非结构化网格划分,三头部模型燃烧室计算域的网格数约为 1500 万,分别对内机匣、旋流器、主燃区及各种气孔处进行局部加密,最小尺寸为 0.2 mm. 计算域网格如图 5 所示.

为了便于分析燃烧室不同头部间的相互影响,特别是对故障头部的影响,把燃烧室出口均分

为相同弧度的扇形区域,每个头部对应扇形弧度为 26° ,其中 B 为中间头部对应区域,A,C 为正常头部对应区域,如图 6 所示.

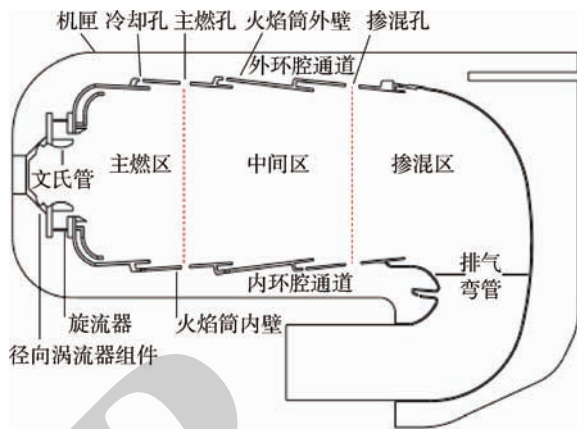


图 4 环形回流燃烧室结构图

Fig. 4 Structure diagram of annular backflow combustor

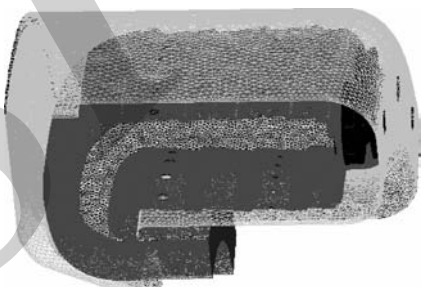


图 5 3/14 环形回流燃烧室计算域网格

Fig. 5 Grid of computational domain of 3/14 annular backflow combustor

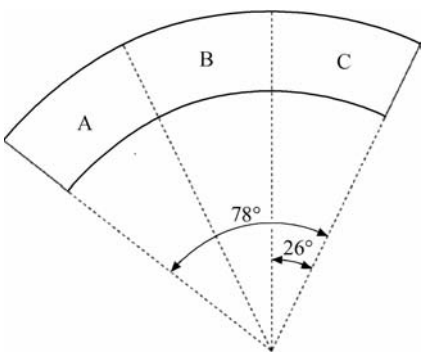


图 6 均分为 A/B/C 的燃烧室出口计算域

Fig. 6 Region A/B/C of the outlet of combustor computational domain

2.2 数值计算模型

数值计算使用 Fluent 商用软件,在非结构化网格下,建立了燃烧室内三维喷雾两相流燃烧过程的数值模型,选用能较好修正湍流黏度的 realizable $k-\epsilon$ 模型^[11-12]、稳态火焰面模型^[13]及颗

粒群轨道模型等对三维两相化学反应流场进行计算,数值算法采用 semi-implicit method for pressure linked equations(SIMPLE)压力速度耦合算法.使用正庚烷代替航空煤油,化学反应过程采用 46 组分 210 步详细反应机理^[14-15],对于化学反应的处理采用小火焰模型^[16],P1 辐射模型.

为了排除其他变量对燃烧室性能的影响,本文通过对商业软件 Fluent 二次开发,添加 UDF (user-defined function)程序,实现单一变量即喷雾参数变化情况下燃烧室三维热态数值模拟的自动计算,使得上一工况的计算结果自动作为下一工况的初场,这样有利于保证研究燃油雾化对燃烧室性能的影响而忽略其他因素.

2.3 边界条件

进口边界条件采用质量进口,根据主燃烧室地面试验状态,燃烧室进口空气的流量、来流总温和压力分别为 4.173 kg/s,623 K 和 1.004 MPa,并假设每个头部均匀分配进气量,即 1/14 进口空气流量,约为0.298 kg/s,出口边界采用压力出口边界条件.整个流体域的侧壁设定为旋转周期边界条件,旋转角度为 78°.壁面边界条件采用标准壁面函数,近壁处湍流动能及其耗散率由壁面函数法确定.不同工况下(如表 1)的燃油流量、雾化锥角及 D_{sm} 等参数的变化运用 UDF 子程序给定.

3 结果与分析

3.1 燃烧室出口温度分布

图 7 表示不同工况下燃烧室出口温度(T_4)的径向分布,其中工况 1 为喷嘴正常状态,其运行工况与燃烧室试验工况相同.从图中可以看出,出口温度分布呈反“C”型,并以曲线渐进式的向低温方向移动.初始状态的燃烧室出口温度数值模拟计算结果与试验结果较接近,说明本文所用数值模拟方法有一定的可信度;并且随着中间头部喷嘴损伤加剧,喷雾状态改变,燃油流量减少,油气比降低,出口温度不断降低,从图中可以看出,当喷嘴燃油流量降低至 1/3,出口温度降幅较大(最大程度降低了 17%,约 160 K).

为了进一步分析出口温度的分布情况,图 8 给出了燃烧室出口温度经无量纲化后的沿径向分布曲线,将不同工况下的出口温度除以其最大值 T_{4max} ,其结果可以表征出口温度沿径向的分布特征,如图可以看出,不同损伤情况下,出口温度分布特征变化不大,在 60%径向处达到最大值,并

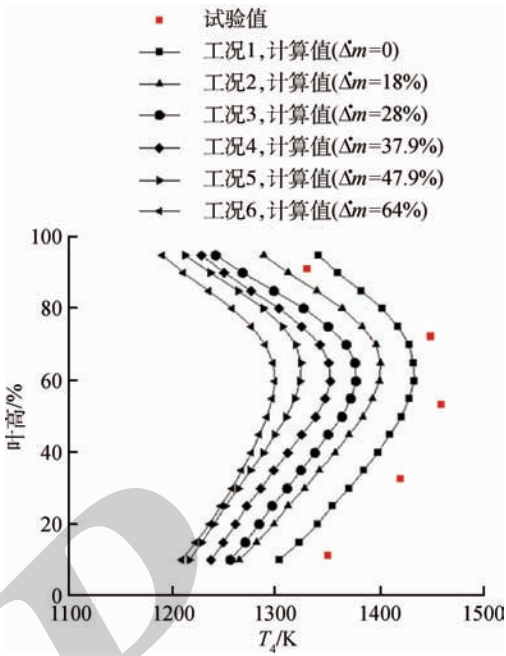


图 7 不同工况下出口温度径向分布
Fig. 7 Distribution of outlet temperature along radial direction with different cases

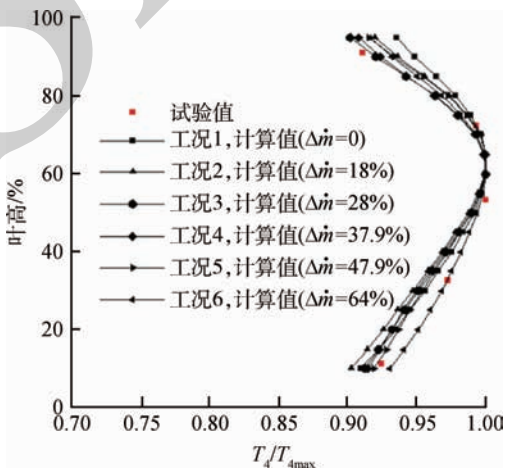


图 8 不同工况下无量纲化的出口温度径向分布
Fig. 8 Distribution of non-dimensionalized outlet temperature along radial direction with different cases

向叶根和叶尖处逐渐降低.

为了解释说明上述结论,分别对比分析了 3 种不同工况下燃烧室不同头部间的相互影响情况,其中工况 1 为燃烧室 3 个头部喷嘴均正常喷油,工况 4 为中间喷嘴流量减少 37.9%,且周围两个喷嘴正常的情况,工况 7 为中间喷嘴不喷油,周围两个喷嘴正常的情况.表 2 给出了 3 种情况下燃烧室出口不同区域的平均温度,在每个头部都正常的情况下,A/B/C 区域温度相当(都在 1372 K 左右),随着中间头部喷油量不断降低直至

完全不喷油,3 个区域温度都有不同程度降低,并且能量从周围两个头部燃烧域通过输运和扩散作用向中间燃烧域传递.同时,随着中间头部喷嘴喷油量减少,周围头部对中间头部区域能量传递逐渐变大,不同区域温度变化情况如下:A/C 区域工况 4 比工况 1 降低 4.4%,约 60 K,工况 7 较工况 1 降低 6.5%,约 90 K;通过查找燃烧反应物质的热力学数据计算出 B 区域工况 4 的理论出口温度为 897 K,数值模拟计算结果为 1034 K,温升约 137 K,由于进口空气温度为 623 K,工况 7 中 B 区域温度应为 623 K,而计算结果为 890 K,温升约为 267 K.

图 9 分别对比了不同工况下 3 个区域出口温度无量纲后沿径向的分布曲线.图 9(a)说明 B 区域温度在燃油减少直至完全不喷油时径向分布特征变化不大,图 9(b)表示 A/C 区域温度径向分布特征变化也不大.文献[17]对能量扩散的评述指出:燃气经掺混后沿流道中心流线不断地加速,受径向压力梯度的影响,在转弯掺混区中温度的径向扩散通量很小,出口温度分布沿径向相互作用不明显,而沿周向相互影响较显著.从而验证说明了本文出口温度在喷嘴不同损伤情况下沿径向分布特征无明显变化的结论.

表 2 燃烧室出口不同区域的平均温度表

Table 2 Average temperture list of different regions of combustor outlet

工况	平均温度/K			T_4/K
	A 区域	B 区域	C 区域	
1	1377	1373	1367	1372
4	1316	1034	1307	1219
7	1289	890	1278	1155

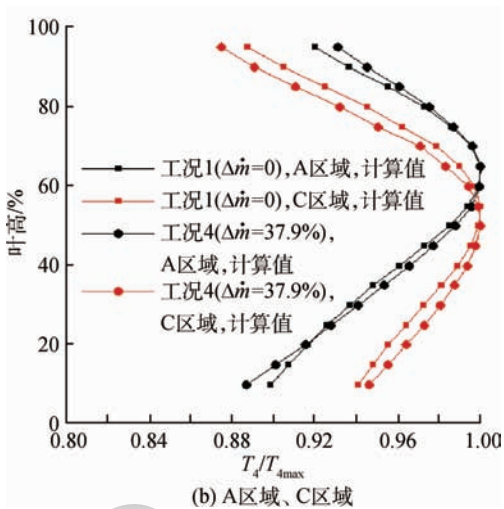
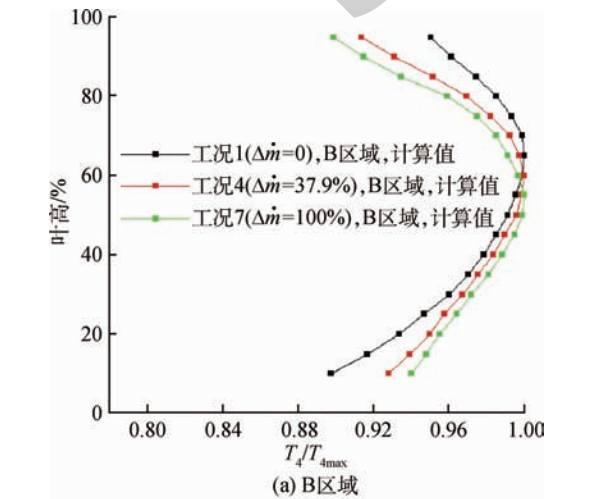


图 9 不同区域出口温度径向分布
Fig. 9 Distribution of outlet temperture along radial direction of different regions

3.2 出口温度分布评价指标

本文采用出口温度分布系数(OTDF,记为 f_{otd})、径向温度分布系数(RTDF,记为 f_{rtd})和径向温度分布最大偏差(TPF,记为 f_{tp})作为出口温度场品质的评价指标^[18].

$$f_{otd} = \frac{T_{4max} - T_{4ave}}{T_{4ave} - T_{3ave}} \tag{3}$$

$$f_{rtd} = \frac{(T_{4avc} - T_{4ave})_{max}}{T_{4ave} - T_{3ave}} \tag{4}$$

$$f_{tp} = \frac{(T_{4avc} - T_{4des})_{max}}{T_{4ave} - T_{3ave}} \tag{5}$$

式中 T_3 为燃烧室进口空气温度, T_4 为出口温度;下标ave表示整个横截面平均,max表示最大值,avc表示周向平均,des表示设计值.

表 3 给出了燃烧室 f_{rtd} 计算值、 f_{otd} 计算值及 f_{tp} 值.

在某研究机构对喷嘴全部正常喷雾和某一个喷嘴损伤两种情况下环形回流燃烧室试验中, f_{rtd} 值分别为 0.8 和 0.81,没有明显变化.表 3 中 f_{rtd} 计算值也无明显变化,表明喷嘴损伤对 f_{rtd} 值影响有限.

其次,对比喷嘴全部正常和某一个喷嘴故障两种情况下环形回流燃烧室 f_{otd} 值试验结果,燃烧室 f_{otd} 值从 0.346 升至 0.4,查文献[17]可知大部分环形回流燃烧室 f_{otd} 试验值在 0.189~0.35 范围内, f_{otd} 值越大,对涡轮越不利, f_{otd} 值应不超过 0.35.图 10 给出了 f_{otd} 值随喷嘴损伤变化平缓.由于计算点所得数据偏离理论临界值过大,因此,利用图 10 中 f_{otd} 值为 0.35 的分界线与 f_{otd} 随

喷嘴损伤变化图的交点的 μd^2 值为 0.12, 此时, 喷嘴燃油流量为 4.86 g/s. 由此可知, 当燃油流量降低约 24% 时, 燃烧室 f_{otd} 值超过设计要求.

最后, $T_{4\text{des}}$ 为计算 f_{tp} 时的理论设计值, 它是根据涡轮的做功及强度相结合由发动机燃烧室设计者提出的要求^[17], 本文计算 f_{tp} 值时使用试验值代替(见图 5). 由于计算值与试验值存在误差, 为了消除试验引起的误差, 使用正常喷嘴出口温度计算值作为 $T_{4\text{des}}$, 并记作 f_{tp1} . 结果如表 3 所示, 为了排除数值模拟产生的计算误差, 使用 TPF1(记为 f_{tp1})更合理. 文献[18]中提出 f_{tp} 值最大不应超过 5%, 否则不利于涡轮的工作. 从图 11

表 3 不同喷嘴损伤下的 $f_{\text{rtd}}, f_{\text{otd}}, f_{\text{tp}}$

Table 3 $f_{\text{rtd}}, f_{\text{otd}}$ and f_{tp} of different nozzle damages

工况	f_{rtd}	f_{otd}	$f_{\text{tp}}/\%$	$f_{\text{tp1}}/\%$
1	0.07	0.28	3.8	0
2	0.08	0.31	8.5	4.5
3	0.072	0.39	12	8.2
4	0.08	0.42	17	12
5	0.07	0.46	21	17
6	0.075	0.49	32	27

可以看出 f_{tp1} 的计算值随喷嘴损伤的变化图可以看出变化趋势先较快后趋平缓. 相同地, 从图 11 中查知 $f_{\text{tp1}}=5\%$ 时的 μd^2 值为 0.13, 计算可知, 此时喷嘴燃油流量为 5.18 g/s. 由此可知, 当喷嘴燃油流量降低约 19% 时, 出口温度径向温度分布最大偏差值超过设计要求.

3.3 燃烧效率

燃烧效率使用燃料燃烧引起的实际温升与理论计算温升的比值计算

$$\eta = \frac{T_{4\text{ave}} - T_3}{T_4 - T_3}$$

(6)

由于主燃区空气流速高, 雾化效果的改变, 对燃油掺混及火焰稳定不利, 燃烧室燃烧效率不断减小. 文献[17]指出军机的燃烧效率在慢车点要相对低一些, 但也不能低于 0.98.

从图 12 中可知燃烧效率变化线与燃烧效率值为 0.98 的分界线的交点计算可得 μd^2 为 0.096, 计算可知, 此时喷嘴燃油流量为 3.78 g/s, 流量减少 41%. 由此可知, 当燃油流量减少 41% 时, 燃烧效率不符合要求.

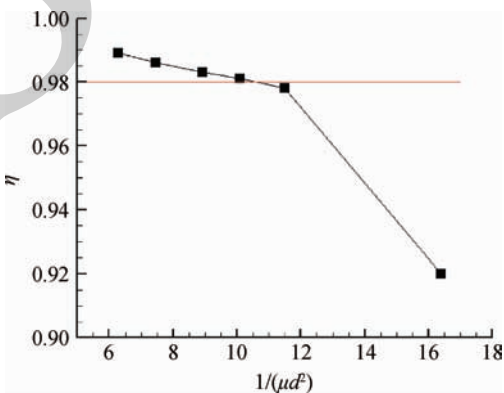


图 12 燃烧效率随喷嘴损伤的变化图

Fig. 12 Variation diagram of combustion efficiency with different nozzle damages

4 结 论

本文利用 Fluent 软件对环形回流燃烧室进行了三维两相燃烧流场数值模拟研究, 并试验研究了喷嘴积炭损伤后不同供油压力下喷嘴雾化特性的变化, 利用 UDF 程序, 自动实现了喷雾形态的改变, 减少了人工干预, 模拟研究了喷嘴不同损伤程度下燃烧室性能的变化, 并与试验结果进行了比较, 研究结果表明如下:

1) 采用的数值模拟方法能够一定程度上预测喷嘴堵塞对燃烧室性能的影响. 喷嘴堵塞头部对应出口温度受其影响急剧降低, 并受周围头部

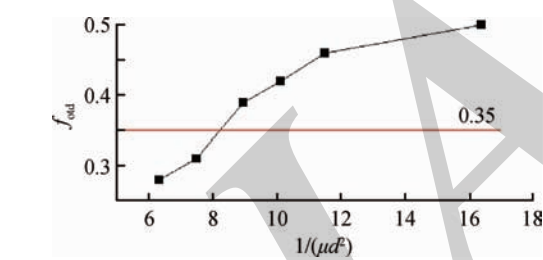


图 10 OTDF 值随喷嘴损伤的变化图

Fig. 10 Variation diagram of OTDF with different nozzle damages

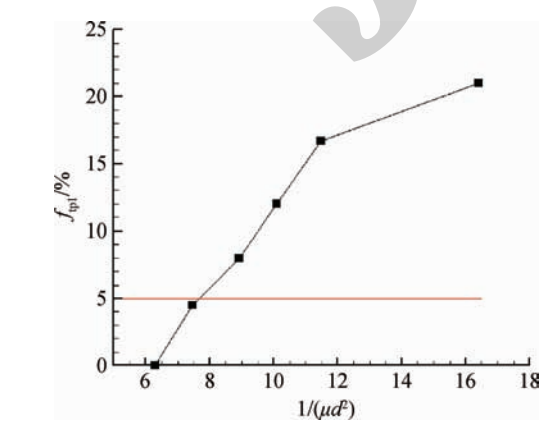


图 11 TPF1 值随喷嘴损伤的变化图

Fig. 11 Variation diagram of TPF1 with different nozzle damages

燃烧域输运和扩散作用传递热量,温度较理论值升高,周围头部对应出口温度降低,而出口温度沿径向分布特征无明显变化。

2) 燃烧室出口温度品质改变,影响涡轮工作, f_{otd} 值不断增大,易损伤涡轮静叶, f_{otd} 值随喷嘴损伤的变化趋势比较平缓. 通过计算可以得到,燃油流量减少约 24% 时, f_{otd} 值达到 0.35 的最大限度,不宜继续使用。

3) 喷嘴损伤导致 f_{tp1} 值不断升高, f_{tp1} 随喷嘴损伤的变化趋势先较快后趋平缓,喷油量降低约 19% 时,超出了理论值 5% 的最大限度,不宜继续使用。

4) 喷嘴损伤导致燃烧室内燃烧效率不断降低,燃烧效率变化趋势为先缓慢减小,后急剧降低. 燃油量降低 41% 时,燃烧室燃烧效率为 0.98,此时燃烧室燃烧效率不符合其性能要求。

由此可知,当燃油流量减少 19% 左右时,燃烧室的性能已不符合运行要求。

参考文献:

[1] 姚四伟, 张力先, 李建军. 某型发动机涡轮叶片烧蚀故障分析与预防[J]. 失效分析与预防, 2006, 1(4): 27-29.
YAO Siwei, ZHANG Lixian, LI Jianjun. Analysis and prevention for ablation failure of turbine blade in aeroengine[J]. Failure Analysis and Prevention, 2006, 1(4): 27-29. (in Chinese)

[2] 周茂军. 考虑性能衰退的航空发动机总体性能裕度设计研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1868-1874.
ZHOU Maojun. Research on aeroengine performance margin design considering performance deterioration in utility[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1868-1874. (in Chinese)

[3] CORPORAN E, MINUS D K, WILLIAMS T F. Studies of decal in as a suppressor of pyrolytic deposits in JP-8+100 [R]. AIAA 99-2213, 1999.

[4] 李范, 朱岳麟, 黄艳斐, 等. 发动机喷嘴表面化学改性抗结焦积碳[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(4): 564-568.
LI Fan, ZHU Yuelin, HUANG Yanfei, et al. Anti-coking performance of nozzle materials' surface chemical modification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(4): 564-568. (in Chinese)

[5] 黄艳斐, 朱岳麟, 熊常健, 等. 航空发动机喷嘴结焦积碳的性质[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(6): 753-756.
HUANG Yanfei, ZHU Yuelin, XIONG Changjian, et al. Coking properties of aircraft engines' nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(6): 753-756. (in Chinese)

[6] 《高效节能发动机文集》编委会. 高效节能发动机文集: 第 4 分册 燃烧室设计与试验[M]. 北京: 航空工业出版社,

1991.

[7] 彭云晖, 林宇震, 许全宏, 等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 1-14.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 1-14. (in Chinese)

[8] 裴毅强, 陈皓, 秦静, 等. 直喷汽油机喷嘴积碳对喷雾的影响[J]. 天津大学学报(自然科学与工程技术版), 2015, 48(4): 334-340.
PEI Yiqiang, CHEN Hao, QIN Jing, et al. Effect of GDI engine injector coking on spray[J]. Journal of Tianjin University (Science and Technology), 2015, 48(4): 334-340. (in Chinese)

[9] 谈军华. 喷嘴积碳对 GDI 汽油机喷雾特性影响的实验研究[D]. 南宁: 广西大学, 2014.
TAN Huajun. Experimental study of the influence of the GDI gasoline injection deposit on the spray characteristics [D]. Nanning: University of Guangxi, 2014. (in Chinese)

[10] 甘晓华. 航空燃气轮机燃油喷嘴技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.

[11] SHIH T H, LIOU W W, SHABBIR A, et al. A new $k-\epsilon$ eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flow [J]. Computers and Fluids, 1995, 24(3): 227-238.

[12] YAKHOT V, ORSSSZAG S A, THANGAM S, et al. Development of turbulence model for shear flows by a double expansion technique[J]. Physics of Fluids A (Fluid Dynamics), 1992, 4(7): 1510-1520.

[13] PETERS N. Turbulent combustion [M]. London: Cambridge University Press, 2000.

[14] GUO Junjiang, HUA Xiaoxiao, WANG Fan, et al. System approach to automatic construction of high-temperature combustion mechanisms of alkanes[J]. Acta Physico-Chimica Sinica, 2014, 30(6): 1027-1041.

[15] 王慧汝, 金捷. 采用不同航空煤油反应机理模拟模型燃烧室两相燃烧流场[J]. 燃气轮机试验与研究, 2013, 26(4): 22-27.
WANG Huiru, JIN Jie. Numerical simulation of two-phase combustion field in a model combustor using two different chemical reaction mechanisms of jet fuel[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(4): 22-27. (in Chinese)

[16] 王慧汝, 金捷, 刘大响. 过渡工况下环形燃烧室热态三维数值[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 316-319.
WANG Huiru, JIN Jie, LIU Daxiang. Numerical simulation of three-dimension combustion in an annular combustor during a transient state[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 316-319. (in Chinese)

[17] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第 9 册 主燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.

[18] 黄勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.