

涡扇发动机收敛排气系统进口总温总压 对喷流中心线温度分布影响

王 丰, 吉洪湖, 于明飞
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了在涡扇发动机总体设计阶段,建立红外辐射特征预测模型,通过计算流体力学方法研究涡扇发动机排气系统进口总温总压对其喷流无量纲温度分布规律的影响,得到适合涡扇发动机总体设计阶段使用的计算喷流中心线上温度分布的经验公式.结果表明:喷流中心线上相同无量纲温度对应的无量纲距离与涡扇发动机排气系统内外涵进口总压、外涵总温成正比与内涵总温成反比.总结出的涡扇发动机喷流中心线上温度分布的计算经验公式与数值计算结果吻合较好.

关 键 词: 红外辐射特征; 总温; 总压; 喷流; 排气系统

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Influence of total temperature and pressure at the inlet of convergent exhaust system of turbofan engine on temperature distribution at plume centerline

WANG Feng, JI Hong-hu, YU Ming-fei
(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: During the overall process of designing the turbofan engine, the model for predicting the signature of infrared radiation was established. With the method for calculating the fluid dynamics, the influence of the total temperature and total pressure at the inlet of convergent exhaust system of turbofan engine on the temperature distribution at plume centerline was estimated; the overall process of designing the turbofan engine was required and the approximate formula for calculating the temperature distribution at plume centerline was achieved. The result shows that the dimensionless distance corresponding to the dimensionless temperature at plume centerline is proportional to the total pressure of the inner duct, the bypass duct and total temperature of the bypass duct at the inlet of convergent exhaust system of turbofan engine, but inversely proportional to the total temperature of the inner duct. Therefore, it can be concluded that the summed-up experience formula of temperature distribution at the plume centerline of turbofan engine agrees well with the numerical results.

Key words: signature of infrared radiation; total temperature;
total pressure; plume; exhaust system

为了发展发动机排气系统红外隐身技术,国内外都围绕发动机排气系统的红外辐射展开了大量研究,李伟等^[1]通过数值计算的方法研究了不同锯齿对二元喷管红外特征的影响.黄伟等^[2]通

过数值计算的方法研究了表面温度和发射率对排气系统红外辐射的抑制作用. 单勇等^[3]通过实验的方法研究了中心锥气膜冷却结构对红外辐射影响. 刘福城等^[4]通过数值计算的方法研究了二元引射喷管对红外辐射的影响. 黄伟等^[5]通过实验研究了在喷管内加入对流辐射板对热喷流红外辐射抑制效果. 陈翾等^[6]通过数值计算的方法研究了基于涂料性能参数的红外隐身技术. 以上的研究工作均是针对特定发动机排气系统模型开展的, 其中数值计算红外辐射特征的方法包括两步: 首先通过求解动量传输和能量传输方程得到排气系统中温度场分布和喷流温度场分布; 然后求解辐射传输方程得到红外辐射特征. 此方法具有较高精度, 罗明东等^[7]、黄伟等^[8-9]、刘福城等^[4]详细介绍和验证了此类方法.

另外, Decher^[10]在发动机总体性能设计阶段就考虑了通过发动机总体设计参数选择降低发动机的红外辐射, 其根据喷管出口截面上的温度值预先估计了发动机喷流总辐射能量, 将其作为发动机总体设计阶段评价红外辐射的参数, 以此指导涡扇发动机的总体设计. 毫无疑问 Decher^[10]在发动机总体设计阶段就考虑红外隐身的思想是极具价值的, 但是他所采用的计算喷流辐射的模型比较简单, 仅能给出一个值, 不能给出辐射的空间分布, 没有能真正反映发动机红外辐射特征.

本文试图提出一种根据发动机总体设计参数预测喷流温度分布的方法. 但在发动机总体性能设计过程中, 总温总压是各部件之间传递的仅有的两个参数. 根据这两个参数是不足以计算喷流的红外辐射特征的. 如上所述, 计算喷流的红外辐射特征至少要对喷流的温度场有较精确的预测. 本文根据涡扇发动机混合排气系统进口总温总压以及外界环境压力, 假设喷流在喷管出口截面完全膨胀, 确定喷管出口的面积, 进而计算出喷管出口截面上同心两股射流的平均静温分布. 对于喷流的静温分布可以采用两步建模计算: 第 1 步, 先建立喷流中心线上的温度分布模型; 第 2 步, 建立喷流空间温度分布模型. 本文工作主要研究喷流中心线上的温度分布模型.

20 世纪, Tollmien^[11]研究了单股不可压缩射流温度场分布, 给出了计算整个温度分布的半经验公式. 肖洋等^[12]研究了不可压圆射流射入同向环境流的混合特性, 揭示了射流主体段下游各截面的速度和质量分数横向分布自相似的现象. Kleinstein^[13]通过实验研究了层流射流中心线上

温度分布, 得到层流射流中心线上温度分布的计算公式. Witze^[14]修正了 Kleinstein^[13]的层流射流中心线温度分布计算公式, 得到可计算单股可压缩射流中心线上温度分布的经验公式. 但是这些模型均不能用于预测涡扇发动机混合排气系统喷流的温度分布.

本文参考 Witze^[14]的单股可压缩射流中心线上温度分布的经验公式, 引入涡扇发动机喷流中心线上温度分布的数值计算结果, 总结出适合在涡扇发动机总体设计阶段计算喷流中心线上温度分布的经验公式, 为红外辐射预测模型的建立提供研究基础.

1 涡扇发动机喷流中心线上温度分布数值计算

本文设计 7 组算例, 通过单一改变排气系统进口总温或者总压, 研究中心线上温度衰减规律.

1.1 涡扇发动机排气系统模型

涡扇发动机排气系统喷管为轴对称可压缩环形两股射流, 因为内外涵掺混不充分, 导致出口截面上温度、速度和质量分数分布不均匀, 选取某典型的涡扇发动机简单收敛排气系统作为计算物理模型, 如图 1 所示, 它由中心锥、混合器以及轴对称喷管外壁组成. 排气系统进口截面编号 7, 出口截面编号 8.

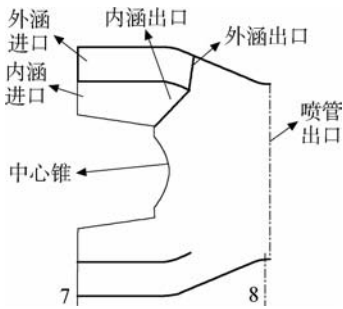


图 1 简单收敛排气系统示意图
Fig. 1 Sketch of simple convergent exhaust system

1.2 数值计算方法

采用软件 Fluent 对流场进行计算, 选用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型, 求解器为显示耦合求解器. 动量方程, 连续方程和能量方程的离散均采用 2 阶迎风差分格式, 并通过组分传输模型计算燃气组分, 采用 DO (discrete ordinates) 模型计算辐射换热对壁面温度的影响, 刘常春等^[15]对该数值计算方法进行了验证. 由于对

称性,选用 1/2 的喷管作为计算模型,外流场外径为 $11D_8$ (D_8 为喷管出口直径),长度为 $42D_8$. 整个流场计算域的网格均为结构化的六面体网格,喷管壁面附近及喷流正后方进行加密处理.

1.3 边界条件

设计的 7 组算例,计算边界条件如表 1 所示.

表 1 算例计算边界条件
Table 1 Boundary conditions of cases

算例	内涵进口 总温/K	内涵进口 总压/Pa	外涵进口 总温/K	外涵进口 总压/Pa
1	831.880	180 309.0	353.140	173 266.0
2	831.880	108 185.4	353.140	103 959.6
3	831.880	144 247.2	353.140	138 612.8
4	998.256	180 309.0	353.140	173 266.0
5	1 247.820	180 309.0	353.140	173 266.0
6	831.880	180 309.0	423.768	173 266.0
7	831.880	180 309.0	529.710	173 266.0

如表 1 所示,共 7 个算例,算例 1 为基准算例;在发动机总体设计阶段为了保证掺混效率,要保证内外涵总压尽量相近或者比值不变,所以算例 2 和算例 3 的内外涵总压都在算例 1 基础上同时变为 0.6 倍和 0.8 倍;算例 4 和算例 5 中只改变内涵总温为基准算例的 1.2 倍和 1.5 倍;算例 6 和算例 7 中只改变外涵总温为基准算例的 1.2 倍和 1.5 倍. 所有算例计算结果中喷管出口压力近似为环境压力,即喷管处于完全膨胀状态.

1.4 计算结果与分析

参考射流理论^[16]中喷流中心线上温度衰减规律,分为温度不变核心区和主体段区域. 喷流喷射距离定义为喷流中心线上相同无量纲温度对应的无量纲距离.

1.4.1 内外涵进口总压对喷流中心线上温度分布的影响

选取算例 1~算例 3 研究总压对喷流中心线上温度分布影响. 以喷流中心线上无量纲温度 $\Theta = (T - T_0) / (T_{8,center} - T_0)$ 为纵坐标,其中 $T_{8,center}$ 为喷管出口截面上中心线上温度, T_0 为环境温度,喷流无量纲温度等值线与喷管中心线的交点距喷管的无量纲距离 $X = x/R_8$ 为横坐标得到图 2,后文坐标定义与此相同. 从图 2 中可以看到当总温不变,内外涵进口总压降低会引起温度

核心区长度缩短,如总压降低 40%,核心区缩短 20%. 之后主体段区域温度均随着距喷口距离的增大,按与内外涵静温、环境温度、喷管出口平均马赫数和排气系统几何模型等参数有关的指数规律下降. 主要因为在进口总温不变,总压增大情况下,在温度核心区内马赫数增大,与单股射流^[14]类似,马赫数增加,喷流喷射距离增加. 另外如文献^[17]所述,总压增大,喷管出口静温减小,喷流密度增大,造成与环境冷空气密度差减小,会导致喷射距离增加. 在射流理论中主体段在对应中心线上某一点的截面上,温度分布具有自相似性^[16],导致温度均按照指数规律下降.

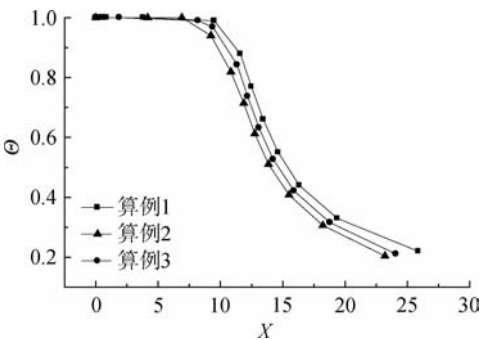


图 2 内外涵进口不同总压对喷流中心线上温度影响
Fig. 2 Influence of the total pressure at the inlet of inner duct and bypass duct towards the temperature distribution at plume centerline

1.4.2 内涵进口总温对喷流中心线上温度分布的影响

选取算例 1、算例 4 和算例 5 研究内涵总温对喷流中心线上温度分布影响. 从图 3 中可以看到内外涵进口总压和外涵进口总温保持不变,排气系统内涵进口总温增加会引起核心区长度缩

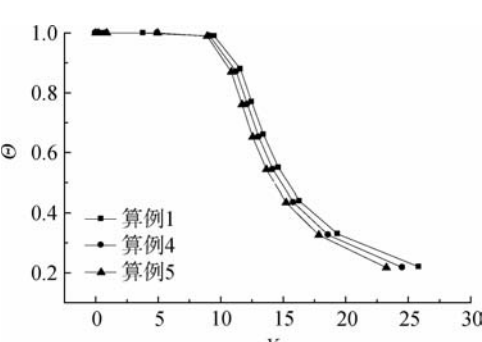


图 3 不同内涵进口总温对喷流中心线上温度影响
Fig. 3 Influence of the total temperature at the inlet of inner duct towards the temperature distribution at plume centerline

短,如内涵进口总温增加 50%,核心区缩短 10%,之后主体段区域温度衰减按指数规律下降. 主要原因为在内涵进口总压和外涵进口总温不变情况下,内涵进口总温增加,喷管出口中心线区域(中心线附近,主要受内涵气流影响)静温增加,导致喷流中心区域密度相对喷管出口外缘区域(喷管内壁面附近,主要受外涵气流影响)密度减小,造成核心区缩短.

1.4.3 外涵进口总温对喷流中心线上温度分布的影响

选取算例 1、算例 6 和算例 7 研究外涵进口总温对喷流中心线上温度分布影响. 从图 4 中可以看到内外涵进口总压和内涵进口总温保持不变,排气系统外涵进口总温增加会引起核心区长度增加,如外涵进口总温增加 50%,核心区增加 10%,之后主体段区域温度衰减按指数规律下降. 主要原因为外涵进口总温增加,喷管出口边缘区域静温增加,密度降低,导致喷流中心区域向密度更低的区域喷射,导致无量纲温度核心区增长.

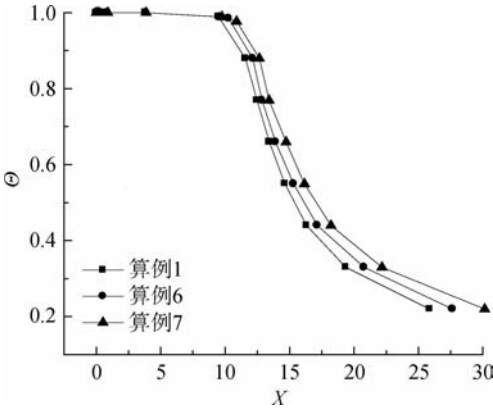


图 4 不同外涵进口总温对喷流中心线上温度影响规律
Fig. 4 Influence of the total temperature at the inlet of bypass duct towards the temperature distribution at plume centerline

2 涡扇发动机喷流中心线上温度分布计算经验公式

2.1 经验公式函数形式推导

经验公式一般为通过实验研究,结合相似原理,在一定假设条件下得到经验计算公式. 本文参考单股射流公式^[13]理论,结合涡扇发动机数值计算结果,做出适当的温度假设,总结出如下计算涡扇发动机收敛排气系统喷流中心线上温度衰减规律经验公式.

假设在单股射流经验公式中,影响核心区长度和喷流中心线上温度衰减规律因素之一为喷流温度和环境温度比值,当温比减小时,核心区长度和喷流喷射距离增加. 对于涡扇发动机,经过分析数值计算得到的喷流中心线上温度衰减规律,将经验公式中温比假设为喷管出口截面中心线上温度与边缘温度和环境温度算术平均温度之比.

计算喷流轴线上温度衰减规律

$$\frac{\Delta T_m}{\Delta T_8} = 1 - \exp \left[-1 / \kappa X \left(\frac{\rho_{0,8-side}}{\rho_{8-center}} \right)^{0.5} - C \right] \quad (1)$$

其中参数 C 为待定常数; κ, ρ 分别表示比例参数、密度; ΔT 表示温度差,下标 m 表示喷流中心线上参数,下标 $0,8-side$ 表示环境参数与喷管出口截面边缘参数算数平均, $8-center$ 表示喷管出口截面中心参数.

其中

$$\rho_{0,8-side} = \frac{\rho_0 + \rho_{8-side}}{2} \quad (2)$$

喷流核心区计算

$$X_{core} = \frac{C}{\kappa \left(\frac{\rho_{0,8-side}}{\rho_{8-center}} \right)^{0.5}} \quad (3)$$

其中 X_{core} 表示喷流核心区长度.

比例参数 κ

$$\kappa = 0.25(1 - 0.16Ma_8) \left(\frac{\rho_{0,8-side}}{\rho_{8-center}} \right)^{-0.22} \quad (4)$$

涡扇发动机总体设计中,计算得到的喷管出口马赫数为发动机喷管出口平均马赫数,即喷管出口截面中心马赫数 $Ma_{8-center}$ 和边缘马赫数 Ma_{8-side} 可认为相同. 所以

$$Ma_{8-side} = Ma_{8-center} =$$

$$\sqrt{\left[\left(\frac{p_{7-inner}^* \sigma_{7-8}}{p_8} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \frac{2}{\gamma-1}} \quad (5)$$

其中 γ 为比热比;下标 $7-inner$ 表示喷管内涵进口参数,对于完全膨胀射流 $p_8 = p_0$, σ_{7-8} 表示排气系统进口到出口的总压恢复系数;上标 $*$ 表示总参数.

使用一维流体计算公式,按照内涵总压总温近似决定喷管出口截面中心区域平均温度,外涵总温总压近似决定喷管出口截面边缘区域平均温度,得到

$$\frac{\rho_{0,8-side}}{\rho_{8-center}} = \frac{2T_{7-inner}^*}{\left(\frac{p_7^* \sigma_{7-8}}{p_8} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \left(\frac{T_{7-bypass}^*}{\left(\frac{p_7^* \sigma_{7-8}}{p_8} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} + T_0 \right)^{-1} \quad (6)$$

其中下标 7-bypass 表示喷管外涵进口参数.

将式(2)、式(4)~式(6)带入到式(1)中得到排气系统进口总温总压与喷流中心线上温度分布关系公式.

2.2 经验公式确定

2.2.1 涡扇发动机简单收敛排气系统

对常数 C 赋予不同的值,利用经验公式对喷流中心线上温度进行试计算,并与算例 1、算例 2 结果比较,当公式计算出的中心线上温度衰减规律与算例 1、算例 2 结果吻合时,得到常数 $C=2.7$.

选取算例 1、算例 3、算例 5、算例 7 与常数 $C=2.7$ 的经验公式比较.以喷流中心线上无量纲温度 Θ 为纵坐标,喷流中心线上关联参数 $\kappa X \cdot (\rho_0/\rho_{8-center})^{0.5}$ 为横坐标得到图 5,从图中可以看到,经验公式与各算例吻合较好,所以当经验公式 $C=2.7$ 时,经验公式可以计算该排气系统各种状态下的中心线上温度分布,即当排气系统确定时, C 值取值独立于状态参数.

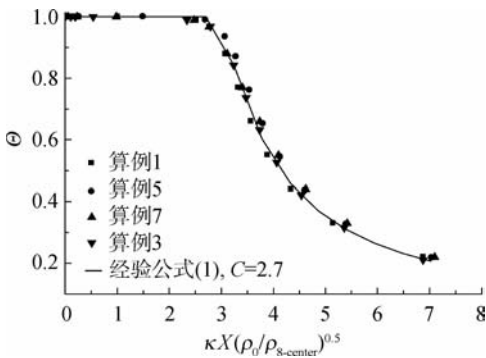


图 5 涡扇发动机喷流中心线上温度分布经验公式计算与算例 1、算例 3、算例 5、算例 7 比较

Fig. 5 Comparison of the temperature distribution at plume centerline of turbofan engine calculated by formula from experience and that of case 1, case 3, case 5 and case 7

2.2.2 带加力燃烧室的收敛排气系统

当排气系统结构改变时,研究 C 如何取值,本文使用上述简单收敛排气系统相同的数值计算方法,研究了不同形式的收敛排气系统下的 C 值取值,设计与上述简单收敛排气系统几何模型相差很大的两种模型,如图 6 所示.

图 6(a)为模型 A,为简单非加力状态带加力燃烧室的收敛排气系统,它由中心锥、混合器、加

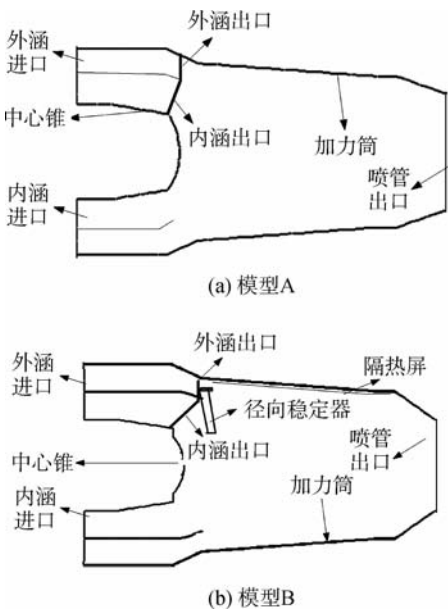


图 6 非加力状态带加力燃烧室的收敛排气系统
Fig. 6 Convergent exhaust system with afterburner under non-afterburning condition

力筒以及轴对称喷管外壁组成.图 6(b)为模型 B,为带径向稳定器及隔热屏的非加力状态带加力燃烧室的收敛排气系统,它在模型 A 基础上增加径向稳定器增加了内外涵掺混,以及增加隔热屏.两种排气系统数值计算边界条件设置如表 2 所示.表中算例 8 使用模型 A,算例 9 使用模型 B.

表 2 带加力燃烧室的收敛排气系统的计算边界条件
Table 2 Boundary conditions for convergent exhaust system with afterburner

算例	模型	内涵总温/K	内涵总压/Pa	外涵总温/K	外涵总压/Pa
8	A	810	105 298	351	104 251
9	B	840	111 034	335	105 945

选取算例 8、算例 9 与经验公式比较.以喷流中心线上无量纲温度 Θ 为纵坐标,喷流中心线上关联参数 $\kappa X (\rho_0/\rho_{8-center})^{0.5}$ 为横坐标得到图 7 和图 8.图中可以得到,当 $C=2.5$ 时经验公式与算例 8 吻合较好,当 $C=2.3$ 时,经验公式与算例 9 吻合较好.

对比 3 种不同模型算例:算例 1~算例 7、算例 8 和算例 9,可以推测参数 C 由涡扇发动机排气系统几何模型决定,可以推断几何模型越复杂, C 值越小.

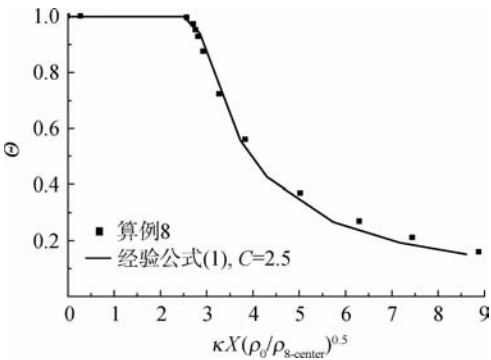


图 7 涡扇发动机喷流中心线上温度分布经验公式
计算与算例 8 比较

Fig. 7 Comparison of the temperature distribution
at plume centerline of turbofan engine calculated
by formula from experience
and that of case 8

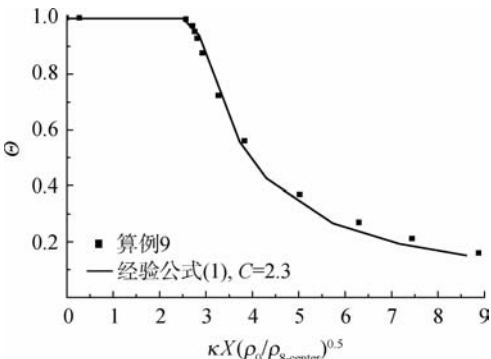


图 8 涡扇发动机喷流中心线上温度衰减经验公式
计算与算例 9 比较

Fig. 8 Comparison of the temperature distribution at
plume centerline of turbofan engine calculated
by formula from experience and
that of case 9

3 结 论

- 1) 在涡扇发动机收敛排气系统的喷流中心线的温度分布中,在喷口附近存在一个温度不变的核心区,之后温度随着距喷口距离的增大按与内外涵静温、环境温度、喷管出口平均马赫数和排气系统几何模型有关的指数规律下降。
- 2) 温度核心区长度随排气系统进口总温总压的变化有显著的变化:内外涵进口总压降低会引起温度核心区长度缩短,如总压降低 40%,核心区缩短 20%;内涵总温增加会引起核心区长度缩短,如总温增加 50%,核心区缩短 10%;外涵总温增加会引起核心区长度增加,如总温增加 50%,核心区增加 10%。
- 3) 建立了计算涡扇发动机喷流中心线上温

度分布的经验公式,分析了数值计算得到的涡扇发动机喷流中心线上温度分布规律,并参考 Witze 等^[15]的单股可压缩射流中心线上温度分布的经验公式,将原单股射流公式中的气流温度与环境温度比值替换为喷管出口截面中心线上温度与边缘温度和环境温度算术平均温度之比。

4) 涡扇发动机喷流中心线上温度分布的计算经验公式与数值计算结果吻合较好。

参考文献:

[1] 李伟,张勃,吉洪湖,等.不同锯齿对二元喷管实际腔体红外辐射特征影响数值模拟[J].航空动力学报,2014,29(8):1810-1816.
LI Wei,ZHANG Bo,JI Honghu,et al. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of two-dimensional chevron nozzles considering engine components[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(8):1810-1816. (in Chinese)

[2] 黄伟,吉洪湖,斯仁,等.降低表面温度和发射率抑制排气系统红外辐射的研究[J].推进技术,2011,32(4):550-556.
HUANG Wei,JI Honghu,SI Ren,et al. Investigation of infrared suppression of exhaust system by reducing surface temperature and emissivity [J]. Journal of Propulsion Technology,2011,32(4):550-556. (in Chinese)

[3] 单勇,张靖周,邵万仁,等.涡扇发动机排气系统中心锥气膜冷却结构的气动和红外辐射特性实验[J].航空动力学报,2012,27(1):9-15.
SHAN Yong,ZHANG Jingzhou,SHAO Wanren,et al. Experiments on aerodynamic and infrared radiation characteristics of film-cooling center-body exhaust system for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(1):9-15. (in Chinese)

[4] 刘福城,吉洪湖,林兰之,等.二元引射喷管几何特征参数对推力及红外特性的影响[J].航空动力学报,2011,26(6):1244-1250.
LIU Fucheng,JI Honghu,LIN Lanzhi,et al. Impact of geometry parameters on the thrust and infrared radiation characteristics of two-dimensional ejector nozzle[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(6):1244-1250. (in Chinese)

[5] 黄伟,吉洪湖,罗明东,等.对流辐射板抑制涡扇发动机热喷流红外辐射的实验[J].航空动力学报,2007,22(12):2000-2005.
HU Wei,JI Honghu,LUO Mingdong,et al. Experiment of IR suppression for hot plume from turbofan engine with convection-radiation board[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(12):2000-2005. (in Chinese)

[6] 陈璐,张健,王艳武,等.基于涂料性能参数的红外隐身技术[J].光学精密工程,2009,17(2):280-285.
CHEN Xuan,ZHANG Jian,WANG Yanwu,et al. Infrared

stealth technology based on performance parameters of camouflage coating[J]. Optics and Precision Engineering, 2009, 17(2): 280-285. (in Chinese)

[7] 罗明东,吉洪湖,黄伟. 非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度的数值计算[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1609-1616.

LUO Mingdong,JI Honghu,HUANG Wei. Numerical evaluationon infrared radiant intensity of exhaust system of turbine engine without afterburning[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1609-1616. (in Chinese)

[8] 黄伟,吉洪湖. 加力式涡扇发动机非加力状态部件红外辐射分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 48-53.

HUANG Wei,JI Honghu. Analysis of components infrared radiation of afterburning turbofan engine under non-afterburning condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 48-53. (in Chinese)

[9] 黄伟,吉洪湖,斯仁,等. 涡扇发动机排气系统红外特征[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 745-750, 772.

HUANG Wei,JI Honghu,SI Ren, et al. Infrared characteristics calculating of turbofan engine exhaust system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 745-750, 772. (in Chinese)

[10] Decher R. Infrared emissions from turbofans with high aspect ratio nozzles[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(12): 1025-1031.

[11] Tollmien W. Berechnung turbulenter ausbreitungsvorgänge [J]. Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik, 1926, 6(6): 468-478. (in German)

[12] 肖洋,唐洪武,华明,等. 同向圆射流混合特性实验研究[J]. 水科学进展, 2006, 17(4): 512-517.

XIAO Yang, TANG Hongwu, HUA Ming, et al. Experimental investigation on mixing characteristics of a round jet in co-flow[J]. Advances in Water Science, 2006, 17(4): 512-517. (in Chinese)

[13] Kleinstein G. An approximate solution for the axisymmetric jet of a laminar compressible fluid[J]. Quarterly of Applied Mathematics, 1962, 20(1): 49-59.

[14] Witze P. Centerline velocity decay of compressible free jets [J]. AIAA Journal, 1974, 12(4): 417-418.

[15] 刘常春,吉洪湖,黄伟,等. 一种双 S 弯二元喷管的红外辐射特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1482-1488.

LIU Changchun,JI Honghu,HUANG Wei, et al. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of serpentine 2-D nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1482-1488. (in Chinese)

[16] 谢象春. 湍流射流理论与计算[M]. 北京: 科学出版社, 1975.

[17] 阿勃拉莫维奇. 实用气体动力学[J]. 梁秀彦,译. 北京: 商务印书馆, 1953.

(编辑:陈 越)