

两种涡扇发动机排气系统红外辐射特性的比较^{*}

额日其太, 王 强, 陈渭鹏

(北京航空航天大学 热动力工程研究所, 北京 100083)

摘 要: 针对弹用涡扇发动机, 计算和比较了 $3\mu\text{m}\sim 5\mu\text{m}$ 波段轴对称分开排气喷管和轴对称混合排气喷管的红外辐射特性, 并与模型实验的结果进行了比较。结果表明, 两种类型的排气喷管在红外辐射的空间分布和光谱分布特性方面具有相似的特征, 但是红外辐射强度的数值有较大差别; 内、外涵混合排气, 可以显著降低喷管空腔、尾喷流和整个排气系统的红外辐射。

关键词: 涡轮风扇发动机; 排气系统; 红外辐射

中图分类号: V235.13

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 04-0334-04

Comparative investigation of the infrared characteristics for two exhaust systems of a turbofan engine

Eriqitai, WANG Qiang, CHEN Weipeng

(Inst. of Thermopower Engineering, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A study for the infrared characteristic at $3\mu\text{m}\sim 5\mu\text{m}$ wave band of the individual exhaust nozzle and mixing exhaust nozzle for a turbofan engine was conducted and the computational results are compared with that the model nozzle experiment. The results reveal that the spatial and spectral distribution of the infrared radiation of the two exhaust nozzles are similar, but radiation intensity and spectral radiant intensity of the two exhaust nozzles have significant difference. The mixing exhaust nozzle has significant potential to meet the challenges of reducing exhaust system infrared radiation.

Key words: Turbofan engine; Exhaust system; Infrared radiation

1 引 言

排气系统的红外辐射包括喷管空腔的红外辐射和尾喷流的红外辐射。在不加力状态下, 飞行器后半球红外辐射的主要来源是喷管腔体, 尾喷流的红外辐射相对较小; 而前半球主要是尾喷流的红外辐射。在加力状态下, 飞行器后半球红外辐射中, 尾喷流和喷管空腔的作用相当。排气系统的红外辐射, 不是尾喷流红外辐射和喷管空腔红外辐射的简单叠加, 而是两者相互作用、相互影响的结果^[1~3]。数值计算和实验相结合, 可以推广实验测量的结果, 了解实验未进行或无法进行的工作状态、观测距离和观测方向的红外辐射特性, 减少了实验量, 拓宽了研究范围, 提高了研

究工作的效率。本文针对弹用涡扇发动机, 计算并比较了轴对称分开排气喷管和轴对称混合排气喷管的红外辐射特性, 并与模型实验的结果进行对比。

2 排气系统红外辐射的计算方法

2.1 排气系统的模型

图 1(a) 为轴对称分开排气喷管的计算网格, 省略了进口部分(涡轮和混合器)的网格。喷管由外壁面、内壁面、涡轮和中心锥组成。内壁面和中心锥之间是高温内涵气流, 外壁面和内壁面之间是低温外涵气流。图 1(b) 为轴对称混合排气喷管的计算网格, 喷管由外壁面、混合器(涡轮被混合器遮住了)和中心锥组成。内、外涵气流通过混合器进入外壁面和中心

^{*} 收稿日期: 2002-07-17; 修订日期: 2002-10-31。

作者简介: 额日其太 (1970—), 男, 博士生, 讲师, 研究领域为红外隐身、矢量喷管内流特性和复杂流动的大涡模拟。

锥之间的气流通,一边混合、一边流动。

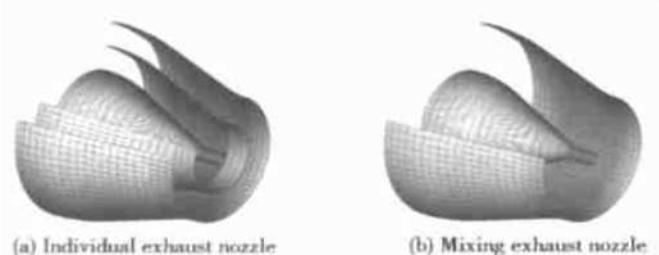


Fig. 1 Mesh of computation

2.2 排气系统红外辐射的计算

图2为排气系统红外辐射的计算原理图。当探测距离足够远时,从探测器到排气系统不同区域的探测线可以看成是一组平行线。将这些探测线上的红外辐射累加起来,就是排气系统的总的红外辐射。每一条探测线经过流场和边界都是不同的,有些源于喷管壁面,有些发源于尾喷流的边界。计算喷管壁面的红外辐射时,首先要将喷管空腔划分为很多个微元面。每个微元面近似看作是一个灰体平面,在同一个微元面上,可以近似认为壁面的温度和材料表面发射率不变^[4]。根据三维流场计算的结果计算出喷管的壁面温度,然后根据灰体辐射的计算方法计算喷管壁面的红外辐射。尾喷流的辐射和吸收主要受燃气的温度、压力和成分等多种因素的影响,在尾喷流中,这些参数的分布是不均匀的,所以每一条探测线都划分成很多小段,每一小段内的参数假设是不变的。将边界和每一小段的红外辐射累加起来,就是该探测线上的红外辐射。

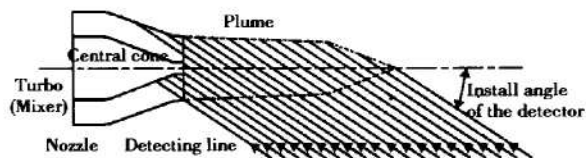


Fig. 2 Schematic of infrared radiation of exhaust system

在 $3\mu\text{m} \sim 5\mu\text{m}$ 波段内,燃气辐射主要是 CO_2 气体在 $4.3\mu\text{m}$ 附近的吸收和发射^[3,5,6]。利用燃烧化学平衡方程,可以计算出燃气中各种成分的初始浓度,然后通过解描述流场的薄剪切层方程计算尾喷流的温度场和浓度场。

在燃气中, Δl_i 线段的光谱辐射率 $\varepsilon(\lambda, \Delta l_i)$ 为^[5]

$$\varepsilon(\lambda, \Delta l_i) = 1 - \exp \left[- \frac{2\alpha(p_e, T)}{d(\lambda, T)} p_e \cdot \left| \sqrt{1 + \frac{S(\lambda, T) p_{\text{CO}_2} \Delta l_i}{\alpha(p_e, T) p_e}} - 1 \right| \right] \quad (1)$$

式中 λ 表示波长, $S(\lambda, T)$, $d(\lambda, T)$ 表示谱线平均强度及谱线间距, $\alpha(p_e, T)$ 为 Lorentz 谱线半宽, p_{CO_2} 为 CO_2 的分压, p_e 为混合气体的等效压力。

光谱透射率 $\tau(\lambda, \Delta l_i)$ 为

$$\tau(\lambda, \Delta l_i) = 1 - \varepsilon(\lambda, \Delta l_i) \quad (2)$$

线段 Δl_i 光谱辐射传递到尾喷流表面的总透射率 $\tau(\lambda)$ 为

$$\tau(\lambda) = \prod_{i=1}^{i-1} \tau(\lambda, \Delta l_i) \quad (3)$$

由 Planck 黑体辐射公式,线段 Δl_i 光谱辐射传递到尾喷流表面的辐射强度 $I_i(\lambda)$ 为

$$I_i(\lambda) = \frac{c_1 \lambda^5 \tau(\lambda) \varepsilon(\lambda, \Delta l_i)}{\pi \left| \exp \left[\frac{c_2}{\lambda T} \right] - 1 \right|} \quad (4)$$

其中 $c_1 = 2\pi h c^2$, $c_2 = hc/k$, c 表示光速, k 是 Boltzmann 恒量, h 是 Planck 恒量。沿着一组直线对式(4)进行积分,得到某一条直线的总辐射强度 $I(\lambda)$:

$$I(\lambda) = \sum_{i=1}^m I_i(\lambda) \cdot \Delta l_i \quad (5)$$

由空腔发出的红外辐射,传递到尾喷流表面的辐射强度 $I_w(\lambda)$ 为

$$I_w(\lambda) = I_{wi}(\lambda) \cdot \tau_{wi}(\lambda) \quad (6)$$

式中 $I_{wi}(\lambda)$ 为壁面的光谱辐射强度。 $\tau_{wi}(\lambda)$ 为从壁面附近到尾喷流表面的光谱透射率,可以根据式(3)进行计算。将式(5)与式(6)相加,可以得到某一条直线上腔体与尾喷流的组合辐射 $I_z(\lambda)$:

$$I_z(\lambda) = I_w(\lambda) + I(\lambda) \quad (7)$$

根据式(7),通过对波长和面积进行积分,可以得到腔体与尾喷流的组合辐射。

在大气中传输的红外辐射,由于大气的吸收和散射而不断衰减。大气的光谱透射率 $\tau_a(\lambda)$ 为:

$$\tau_a(\lambda) = \tau_s \tau_{\text{CO}_2}(\lambda) \tau_{\text{N}_2\text{O}}(\lambda) \tau_{\text{H}_2\text{O}}(\lambda) \quad (8)$$

式中 τ_s 为大气散射率, $\tau_{\text{CO}_2}(\lambda)$, $\tau_{\text{N}_2\text{O}}(\lambda)$, $\tau_{\text{H}_2\text{O}}(\lambda)$ 分别为大气中 CO_2 , N_2O 和 H_2O 的光谱透射率。本文计算中采用的大气传输距离为 10m 。

3 计算结果及分析

图3为 $3\mu\text{m} \sim 5\mu\text{m}$ 波段轴对称分开排气喷管和

轴对称混合排气喷管空腔(不考虑燃气的影响)的红外辐射空间分布特性。图中的角度为探测角——探测线与喷管轴线的夹角, 0° 方向表示从喷管正后方进行探测。从图中可以看出: 喷管空腔红外辐射强度随探测角度变化十分显著。 0° 方向红外辐射强度最大, 随着探测角度增大, 红外辐射强度逐渐减小, 并在 90° (或 270°) 方向减小为零。小探测角度时, 可探测到更多的高温部件, 而且探测到的辐射面积也比较大, 所以出现这种现象。轴对称分开排气喷管的红外辐射强度在各个方向上均大于混合排气喷管, 主要原因是: 内、外涵气流混合之后, 降低了喷管内气流的温度, 减小了喷管壁面高温区的面积, 所以红外辐射显著降低。

图 4 所示为考虑尾喷流影响的 $3\mu\text{m} \sim 5\mu\text{m}$ 波段两种喷管红外辐射的空间分布特性。从图中可以看出: 考虑尾喷流的影响之后, 排气系统的红外辐射的空间分布特性有了很大变化, 红外辐射强度的最大值出现于 10° 附近, 红外辐射强度的数值也发生了变化, 0° 方向附近由于燃气的吸收强烈, 所以红外辐射强度减小, 这些变化说明燃气对排气系统红外辐射特性的

影响很大。轴对称分开排气喷管的红外辐射强度在各个方向上均大于轴对称混合排气喷管, 这是因为内、外涵气流混合之后, 降低了尾喷流的温度, 减小了核心区的长度, 减小了 CO_2 的浓度, 所以红外辐射强度显著降低。

图 5 为两种喷管红外辐射光谱辐射强度 I_λ 分布特性。空心圆代表的是只考虑尾喷流、不考虑喷管空腔的红外辐射特性, 实心方块代表的是两者都考虑时排气系统的红外辐射。从图中可以看出: 在 $3\mu\text{m} \sim 5\mu\text{m}$ 波段内, 燃气的作用主要集中在 CO_2 的 $4.15\mu\text{m} \sim 4.45\mu\text{m}$ 的发射和吸收带, 在这个波段之外的发射和吸收都非常弱, 因此在这个波段之外, 排气系统的光谱辐射强度基本上等于喷管空腔的光谱辐射强度。在 $4.15\mu\text{m} \sim 4.45\mu\text{m}$ 波段内, 燃气既有发射又有吸收, 光谱辐射强度为壁面的发射、燃气的发射、吸收共同作用的结果, 而不是简单的迭加。另外, 轴对称分开排气喷管的光谱辐射强度在各个波长上均大于轴对称混合排气喷管, 从红外辐射的光谱分布方面说明了内、外涵气流混合之后, 喷管空腔和尾喷流的红外辐射都显著降低。

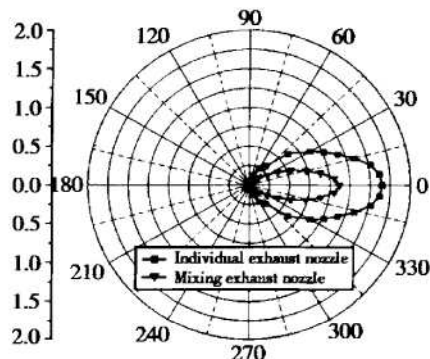


Fig. 3 Spatial distribution of the radiation of nozzles(W/sr)

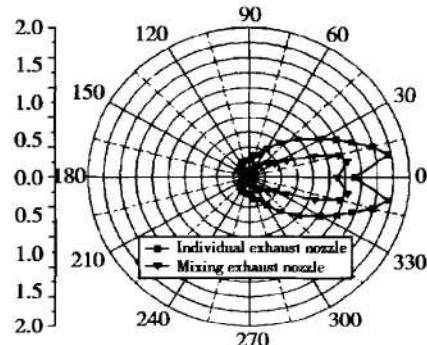
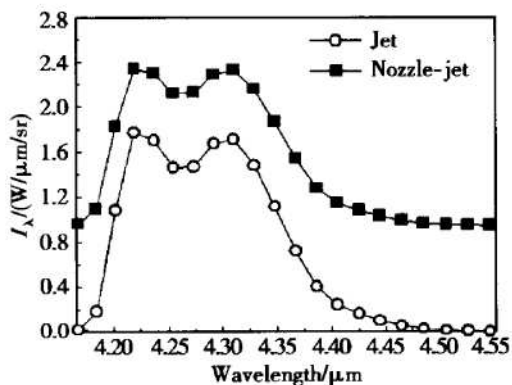
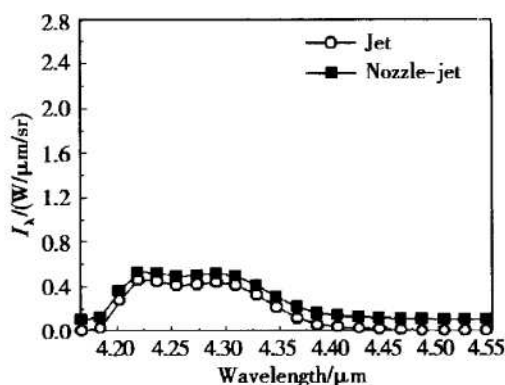


Fig. 4 Spatial distribution of combined radiation(W/sr)



(a) Individual exhaust nozzle



(b) Mixing exhaust nozzle

Fig. 5 Spectral radiant intensity of the exhaust systems

5 结 论

航空发动机模型动态参数变化很大,采用传统 PID 控制方案时,为能在全飞行包线内都能保证发动机动、静态性能指标,常常要花费大量的时间用于 PID 参数的整定,而且常采用分区设计多组控制器的方法来减小设计控制器的难度。本文提出的鲁棒 H_{∞} /PI 控制器的设计方法,正是利用了参数化的 H_{∞} 控制器中的 2 个自由参数,使之受限于 PI 控制器的结构形式,从而使 PI 控制器获得了对不确定性的鲁棒性能,仿真结果验证了这一结论。

关于鲁棒 H_{∞} /PI 输出反馈控制器的设计方法将在以后的研究中进行。

参考文献:

[1] 吕跃飞,黎中伟,熊学泉,等. 航空发动机多变量 PI 型鲁

棒控制器[J]. 航空学报,1997,18(4):412~416.

[2] 姚 华. WSX 发动机数控系统控制规律研究[A]. 第七届发动机自动控制学术讨论会论文集[C]. 北京平谷,1994,10.

[3] 王 曦. 航空发动机结构不确定性系统多变量鲁棒 H_{∞} 控制 [D]. 西安:西北工业大学,1998.

[4] Mita T, Liu K Z, Ohuchi S. Correction of the FI result in H_{∞} control and parameterization of H_{∞} state feedback controllers [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1993, 38(2): 343~347.

[5] 王 曦,孟庆明. 航空发动机多变量鲁棒数字控制器的设计[J]. 航空动力学报,2001,16(3):295~299.

(编辑:王居信)

(上接第 336 页)

表 1 为红外辐射特性计算结果与缩比模型实验测量结果(探测角分别为 25° 和 90° ,实验条件与计算相同)的比较。从表中的数据可以看出,计算结果与实验结果基本吻合。说明经过几次与实验结果比较

和修正之后,本文所述的计算方法和程序已经能够较好地模拟排气系统的红外辐射特性。排气系统的红外辐射特性计算是非常复杂的,影响因素很多,所以很难得到更精确的计算结果。

Table 1 Comparison between computation and experiments

Installation angle of the detector/($^{\circ}$)	Individual exhaust nozzle			Mixing exhaust nozzle		
	Results of experiment $I/(W/sr)$	Results of Computation $I/(W/sr)$	Error/(%)	Results of experiment $I/(W/sr)$	Results of Computation $I/(W/sr)$	Error/(%)
25.12	1.49	1.484	0.40	0.73	0.6591	9.7%
90	0.27	0.2858	-5.85	0.06	0.07296	-21.6%

4 结 论

本文针对弹用涡扇发动机,计算和比较了轴对称分开排气喷管和轴对称混合排气喷管的红外辐射特性,并与喷管缩比模型实验的结果进行了比较。结果表明:燃气的吸收和发射作用,对排气系统的红外辐射特性的影响很大,使排气系统红外辐射的空间分布和光谱分布特性都发生了一定的变化;内、外涵气流混合之后,降低了喷管空腔壁面温度和尾喷流温度,减小了高温区的面积,降低了尾喷流中 CO_2 的浓度,使喷管空腔和尾喷流的红外辐射都显著降低,因此轴对称混合排气喷管在各个探测方向的红外辐射强度和各个波长的光谱辐射强度均明显小于轴对称分开排气喷管。

参考文献:

[1] 徐南荣,朱谷君. 热空腔-喷气流的组合辐射[J]. 航空动力学报,1995,10(5).

[2] 徐南荣,瞿荣贞. 飞行器的红外特性[J]. 红外与激光工程,1999,28(1).

[3] Thyagarajan V, Kumar R, Rao K V L. Computation of infrared radiation from jet aircraft[R]. *ISABE 95-7070*.

[4] Baumeister J F. Jet engine hot parts IR analysis procedure(J-EIRP)[R]. *NASA TM-105914*.

[5] 翟 普,隋俊友,崔 杰,等. 弹用航空发动机尾喷流红外抑制技术研究[J]. 目标特征信号控制技术,1995,1(1).

[6] 西格尔. 热辐射传热[M]. 北京:科学出版社,1990.

(编辑:王居信)