

航空发动机喷管隐身修形设计技术分析

邓洪伟,赵春生,贾东兵,唐正府

(中航工业沈阳发动机设计研究所,沈阳 110015)

摘要:介绍了国外航空发动机喷管隐身修形设计技术在轰炸机、战斗机及无人机上的应用,阐述了喷管隐身修形设计技术的基本原理及其在实现发动机红外隐身及雷达隐身方面的重要性。分析了喷管锯齿修形设计技术对飞机/发动机的气动特性、红外及雷达隐身的影响,着重分析了锯齿结构对高温气流核心区长度的影响,获得了飞机类型、作战目的、喷管类型等因素与喷管锯齿修形设计技术选取的关系,及2元喷管锯齿形结构与轴对称喷管锯齿形结构的设计原则。

关键词:喷管;隐身技术;修形设计技术;锯齿结构;航空发动机

中图分类号:V218 **文献标识码:**A **doi:**10.13477/j.cnki.aeroengine.2014.02.003

Analysis of Stealthy Shape Design Technology for Aeroengine Exhaust Nozzle

DENG Hong-wei, ZHAO Chun-sheng, JIA Dong-bing, TANG Zheng-fu

(AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The foreign application of aeroengine nozzle stealth design modification technology on the bombers, fighters, and the the unmanned aerial vehicle (UAV) were introduced. The basic principle of stealth technology modification design and its implementation engine infrared stealth and the importance of radar stealth were expounded. The influence of the serrated nozzle modification design technology to the aerodynamic characteristics, infrared and radar stealth of aircraft/engine were analyzed, emphatically the sawtooth structure on the influence of high temperature air core length were analyzed. The relationship of aircraft type and operation models, nozzle types to sawooth modification design technology selection were obtained. Dual serrated nozzle structure and the structure of the axisymmetric nozzle zigzag design principles were obtained.

Key words: nozzle; stealth technology; the modification design technology; the sawtooth structure; aircraft engine

0 引言

隐身技术能极大地提高军用飞机的生存力和杀伤力,现已成为第5代战斗机的重要特征之一,是当代军用飞机发展的一个重要趋势,并将对未来战争的攻防形势产生深远影响。隐身能力的提高使得第5代战斗机的综合作战性能较第4代战机的有很大提升。隐身性能是飞机/发动机隐身一体化的综合体现,隐身性能的提升是飞机和发动机共同开展隐身设计的结果。喷管既是发动机隐身设计的重要部件,也是飞机/发动机一体化隐身设计的关键部件。喷管隐身修形设计能够减小关键探测角度上的雷达散射截面(RCS),提高战机的雷达隐身能力;喷管出口修形

设计可以起到强化发动机喷流与冷却气流的掺混作用,有利于降低发动机喷流温度,缩短核心流的长度,从而降低发动机喷流的红外辐射。目前,喷管隐身修形设计技术被航空发达国家广泛应用于各种飞机上,如:B-2轰炸机、F-22A和F-35战斗机、X-47B无人机等隐身飞机。因此,开展发动机喷管隐身修形设计技术分析具有重要意义。

本文主要对最为常用的锯齿形修形设计技术在航空发动机上的应用进行分析。

1 喷管的作用和类型

在涡轮风扇发动机上,喷管的主要作用是使发动机排出的燃气继续膨胀,将燃气的可用功转变为动

收稿日期:2013-01-15 基金项目:航空基金(2011ZA06001)资助

作者简介:邓洪伟(1981),男,硕士,工程师,主要从事航空发动机红外及雷达隐身技术研究工作;E-mail: denghongwei16@163.com。

引用格式:邓洪伟,赵春生,贾东兵,等.航空发动机喷管隐身修形设计技术分析[J].航空发动机,2014,40(2):10-14.37. DENG Hongwei,ZHAO Chunsheng,JIA Dongbing,et al. Analysis of stealthy shape design technology for aeroengine exhaust nozzle[J]. Aeroengine,2014,40(2):10-14.37.

能,燃气以高速度喷出,使发动机产生反作用推力。此外,通过调整喷管喉道面积可以改变压气机和涡轮的共同工作点,实现对整个发动机工作状态点的控制。因此,喷管的喉道面积可以作为发动机的 1 个调节量^[1]。近些年来,随着飞机 / 发动机隐身性能的提高,喷管还承担着降低发动机红外辐射、减少发动机雷达反射的任务。

按照对发动机的调节能力的不同,喷管可分为收敛喷管和收扩喷管;按照喷管形状不同,喷管可分为轴对称喷管、二元喷管、S 弯喷管、塞氏喷管和单边膨胀喷管等;按照是否具有矢量推力能力,喷管可分为矢量喷管和常规喷管(非矢量)。此外,多种类型的喷管还可以组合取名,如轴对称矢量喷管、二元矢量喷管、单边膨胀二元矢量喷管等。

2 红外及雷达隐身的基本原理

2.1 红外辐射原理

发动机的红外辐射包括波长为 3 ~ 5 μm 和 8 ~ 14 μm 2 部分。8 ~ 14 μm 的辐射所占比例较少,而 3 ~ 5 μm 的辐射主要来自于发动机高温部件及尾喷流,是红外制导导弹的主要跟踪目标波段。因此,如何降低发动机高温部件及尾喷流的辐射强度是发动机红外隐身设计的首要目标。发动机的高温部件具有连续的光谱辐射,而尾喷流的光谱辐射具有选择性,即在燃气辐射的某一波段有一定的辐射量,在其他波段有很少或没有辐射。

固体的辐射主要遵守普朗克定律,即

$$M_\lambda = \frac{\partial M}{\partial \lambda} = \frac{2\pi \cdot hc^2}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{hc/\lambda kT} - 1} \quad (1)$$

式中:λ 为波长;T 为绝对温度;c 为光速;h 为普朗克常数。

不同温度下黑体光谱辐射出射度随波长的变化关系如图 1 所示。

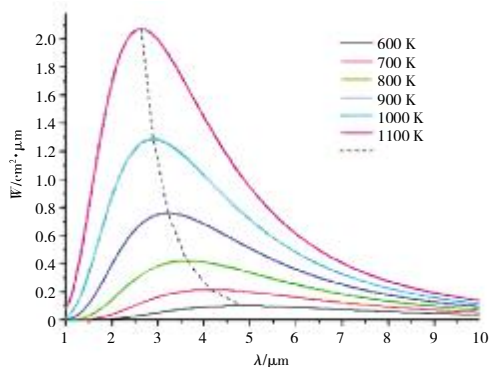


图 1 黑体光谱辐射出射度变化曲线

气体辐射按气体热辐射传输方程计算,即

$$I_\lambda = I_\lambda(0) \exp(-\tau_{\lambda n}) + \sum_{i=1}^n S_{\lambda i}(\tau_{\lambda i}^*) \exp[-(\tau_{\lambda n} - \tau_{\lambda i}^*)] d\tau_{\lambda i}^* \quad (2)$$

热辐射传输方程物理意义如图 2 所示。从图 2 中可见,式(2)的物理意义是抵达 C 处的辐射强度,由 2 部分组成。公式右端第 1 项代表从 A 点发出的光谱辐射强度经过 AC 长度的衰减到达 C 处剩下的能量;公式右端第 2 项代表 B 处气体的辐射加上整个空间入射引起 B 处在 AC 方向上的散射,经过 BC 的距离到达 C 点处剩余的能量。在 AC 间增加无数个点,对这些点向 C 点的辐射进行积分,就得到途中气体吸收和向 C 点辐射的能量。2 项之和为由 A 点经过大气的吸收、散射、辐射后到达 C 点的辐射强度。

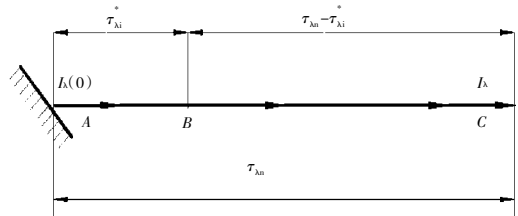


图 2 热辐射传输方程物理意义

锯齿形裙边隐身修形设计能够增强外界气流与发动机喷流的掺混,降低喷流的核心温度,即在一定程度上降低了喷流的红外辐射强度。

2.2 雷达散射截面定义及影响因素

雷达散射截面(RCS)定义为

$$\sigma = 4\pi R^2 \frac{S_s}{S_i} \quad (3)$$

式中:R 为目标到雷达天线的距离;S_i 为目标所在位置上天线辐射(入射到目标)的功率密度,即空间单位面积上通过的辐射功率;S_s 为天线所在位置上目标散射的功率密度,即空间单位面积上通过的散射功率^[3-4]。

发动机雷达散射与喷管出口修形有很大关系,通过喷管出口的锯齿修形设计能够降低发动机正后方的雷达波反射,减小其后向的雷达 RCS 数值。

3 喷管修形设计与隐身性的关系

采用喷管修形设计技术提高发动机和飞机的隐身能力主要从红外隐身和雷达隐身 2 方面实现。采用喷管修形设计技术使喷管出口边界扩大,从而增加了冷却气流与高温燃气的掺混,进而降低喷流温度^[2];还能够减少喷流中压缩膨胀波的规则聚集,从而减小喷

流中马赫盘的高温区。均可降低喷流红外辐射。喷管修形设计的另一个重要作用是将雷达波反射到非关键角度,同时减少关键角度的雷达波的反射,从而减小航空发动机后向雷达散射截面(RCS)。

根据飞机类型不同,喷管修形设计具有各自特点。

3.1 轰炸机发动机喷管修形技术分析

轰炸机发动机多为中等涵道比涡轮风扇发动机,典型代表为 B-2 隐身轰炸机,如图 3 所示。因其采用内埋式的安装方式,因此,喷管的修形设计通常体现在喷管与飞机的一体化修形设计上。B-2 隐身轰炸机是美国诺斯罗普·格鲁曼公司研制的按隐身要求设计的战略轰炸机,采用低 RCS 外形设计技术(如翼身融合技术和无立尾的飞翼布局),左、右翼后缘由 4 段呈梯形的直线构成,每段直线均平行于同侧或对侧机翼前缘。此外,该机采用雷达吸波涂层材料技术,广泛采用碳纤维复合材料和蜂窝状结构型吸波材料^[5]。



图 3 B-2 隐身轰炸机

发动机喷管隐身修形设计是 B-2 隐身轰炸机的一大特色,该飞机采用 4 台 F118-GE-100 发动机,其喷管采用弯曲的二元喷管,能够遮挡内部高温部件的红外辐射;发动机喷管与飞机采用一体化设计,并在喷管出口处采用喷管修形设计,使冷气与燃气加快混合,降低燃气温度;喷管上边缘与飞机机身组成单边膨胀的结构,使燃气经过机身时进一步降温,大大降低了发动机的红外辐射^[6-8]。喷管隐身修形的角度经过严格计算,基本与飞机机翼夹角相同,保持喷管出口边缘平行于飞机机翼的 2 个边缘(如图 4 所示),在前、方后方的雷达照射时,保证该飞机的雷达波瓣高峰值较小。由于喷管隐身修形设计与飞机保持高度一致,该飞机只具有较小的 4 波瓣雷达反射峰值。B-2 隐身轰炸机发动机喷管修形设计是发动机隐身设计的 1 个成功典范,其思想影响了后续航空发动机喷管的隐身修形设计。



图 4 隐身轰炸机喷管出口与机翼边缘平行

3.2 战斗机发动机喷管修形技术分析

与轰炸机发动机不同,战斗机发动机一般为小涵道比涡轮风扇发动机,很少采用内埋式安装方式,一般具有加力燃烧室,能够超声速巡航。目前,战斗机已经发展到第 5 代,而隐身特性是第 5 代战斗机的标志之一。本文以美国 F-22A 战斗机和 F-35 战斗机为例,对其发动机喷管的隐身修形设计技术进行分析。F-22A 战斗机贯彻了“先敌发现、先敌射击、先敌击毁”提高生存力的设计思想,具有可探测性低的外形结构,不开加力可以在 $Ma=1.4 \sim 1.5$ 下进行超声速巡航和机动飞行,在隐身性和敏捷性之间进行权衡,如图 5 所示。该飞机采用 2 台 F119-PW-100 发动机,如图 6 所示。



图 5 F-22A 战斗机



图 6 F119-PW-100 发动机

F119-PW-100 发动机由美国 PW 公司研制^[9],采用大量红外及雷达隐身技术。该发动机的隐身重点之

一是其喷管,采用小宽高比的二元喷管,为了与飞机保持一致的隐身性,喷管采用相应的边缘导向设计。喷管的修形设计也考虑了红外隐身的要求。因此,发动机喷流马赫盘数目明显减少且相对不够清晰,同时喷流的核心流温度区域明显减小。轴对称喷管与二元喷管喷流中马赫盘的分比如图 7、8 所示。

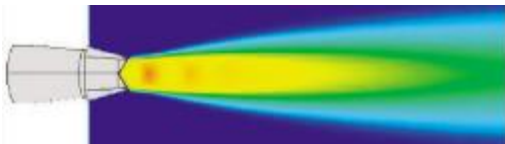


图 7 二元喷管对称截面喷流温度场分布

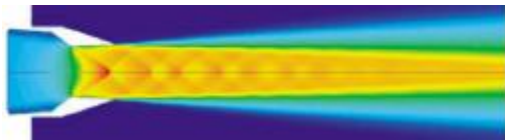


图 8 轴对称喷管对称截面温度分布

F-35 战斗机是美国及其盟国正在研制的低成本、多用途战术攻击机,包括 F-35A、F-35B 和 F-35C 3 种类型,如图 9 所示。F-35A 战斗机配装的 F135-PW-100 发动机所采用的锯齿形裙边喷管如图 10 所示。本文对该型喷管进行了流场的数值仿真计算。

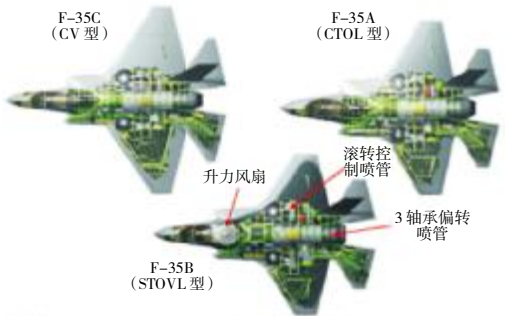


图 9 F-35 系列战斗机



图 10 F135 发动机锯齿形裙边喷管

经过计算比较后发现,有锯齿形裙边的喷管计算模型在喷管出口环形边缘 100 mm 内喷管出口附近喷流的温度普遍降低,如图 11、12 所示。2 图分别取同位置、等距离的 3 个截面,提取中间截面上的温度

分布数据发现,在射流核心区域,有 / 无锯齿形裙边喷管温度场的计算温度基本相同,但当接近锯齿形裙边所在的径向位置时,有锯齿形裙边喷管温度场的计算温度有所降低,平均约降低 28 K,经过计算可知红外辐射强度降低最大的角度为 30°左右,降低幅度接近 10%。

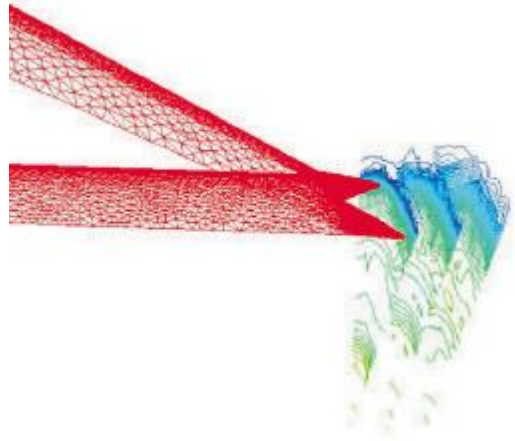


图 11 有锯齿形裙边的喷管出口附近温度场

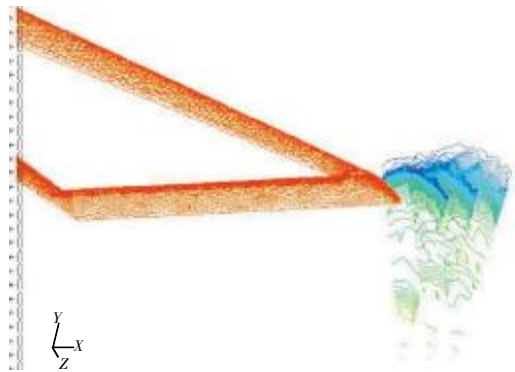


图 12 无锯齿形裙边的喷管出口附近温度场

3.3 无人机发动机的喷管修形技术分析

随着科技的发展,无人机发挥的作用越来越重要,将在未来的信息战、精确打击战、无人作战和“海陆空天电”的 5 维一体化战场中大显身手,并将引发军队的作战思想、作战模式和组织编制等一系列变革。

红外及雷达隐身能力是无人机最为重视的性能之一。其中无人机发动机喷管的一体化隐身修形设计技术被广泛采用,X-47B 无人机喷管隐身修形设计如图 13 所示。针对该飞机模型进行的初步雷达 RCS 数值计算如图 14 所示。从图 14 中可见,该飞机发动机喷管出口修形设计借鉴了 B-2 隐身轰炸机的出口修形设计技术,具有较好的红外及雷达隐身效果,且该发动机喷管的设计使气后向雷达 RCS 数值较小。

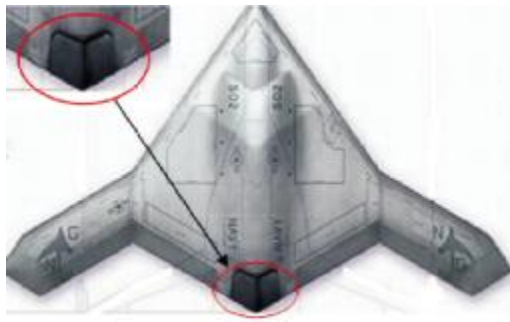


图 13 X-47B 无人机喷管隐身修形设计

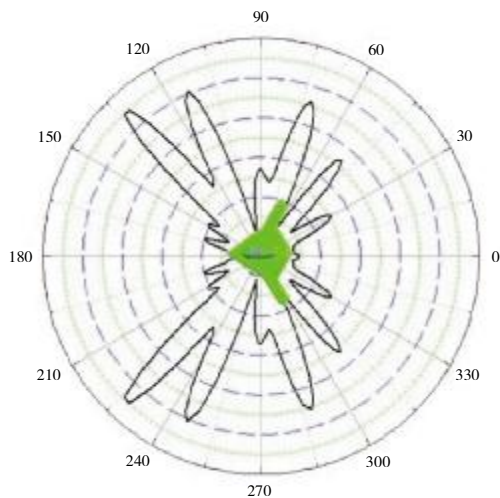


图 14 X-47B 无人机在某频率下的雷达 RCS 分布特性

4 结束语

初步论述了国外航空发动机喷管隐身修形设计技术在轰炸机、战斗机和无人机上的应用,阐述了喷管隐身修形设计技术的基本原理及其在实现飞机/发动机一体化红外隐身和雷达隐身性能上的重要性。

(1)航空发动机喷管隐身修形需要根据飞机类型、作战目的等进行综合设计;

(2)无人机及轰炸机多数采用飞/发/喷管的一体化修形设计技术;

(3)战斗机喷管修形设计应根据喷管类型进行选择,一般二元喷管选用偏大的锯齿形结构,轴对称喷管选用偏小的锯齿形裙边结构。

喷管修形设计技术将发展成为联系飞机和发动机一体化隐身设计技术的纽带^[10],将会发展出更多种类,以实现更好的隐身效果。

参考文献:

[1] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005:25-50.

LIAN Xiaochun, WU Hu. Aeroengine principle [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005:25-50. (in Chinese)

[2] 张建奇,方小平. 红外物理[M]. 西安:西安电子科技大学出版社,2004:15-30.

ZHANG Jianqi, FANG Xiaoping. Infrared physics [M]. Xi'an: Xi'an Electronic Science & Technology University Press, 2004: 15-30. (in Chinese)

[3] 黄培康. 雷达目标特性 [M]. 北京: 电子工业出版社,2005: 100-115.

HUANG Peikang. Radar target feature [M]. Beijing: Electronic Industrial Press, 2005:100-115. (in Chinese)

[4] 张光义. 相控阵雷达技术 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2007:33-44.

ZHANG Guangyi. Phased array radar technology [M]. Beijing: Electronics Industry Press, 2007:33-44. (in Chinese)

[5] 张考,马东力. 军用飞机生存力与隐身设计[M]. 北京:国防工业出版社,2002:111-124.

ZHANG Kao, MA Dongli. Military aircraft survivability and stealth design [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002:111-124. (in Chinese)

[6] Siegel R, Howell J R. Thermal radiation heat transfer [M]. Hemisphere Publishing Corporation, Washington D.C., 1992: 256-266.

[7] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E. Thomson JAL handbook of infrared radiation from combustion [R]. NASA-SP-3080, 1973.

[8] Homes D G, Connell S D. Solution of the 2D Navier-Stokes equations on unstructured meshes[R]. AIAA-89-0366.

[9] Chu C W, Wun W A. Simple 2D-nozzle plume for IR analysis [R]. AIAA-80-1808.

[10] 杨胜男,张志学,邵万仁,等. 带中心锥航空发动机腔体电磁散射特性数值研究 [J]. 航空发动机, 2014, 40(1): 48-53, 59.

YANG Shengnan, ZHANG Zhixue, SHAO Wanren, et al. Numerical investigation on electromagnetic scattering characteristics for engine cavity with centrocone [J]. Aeroengine, 2014, 40(1):48-53, 59. (in Chinese)

[11] Karen A D. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley Research Center[R]. AIAA-2003-3800.

[12] Jurgen G, Alfred E B. Passive control for the off-design performance of a single expansion-ramp nozzle[R]. AIAA-98-1602.

[13] Deere K A, Asbury S C. An experimental and computational investigation of a translating throat single expansion-ramp nozzle[R]. AIAA-96-2540.

[14] Ruffin S M. Single expansion ramp nozzle simulations[R]. AIAA-92-0387. (下转第 37 页)