

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.10.001

航空发动机隐身技术分析 与 论述

邓洪伟*, 尚守堂, 金海, 杨胜男, 王旭

中国航空沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 10015

摘要: 阐述了发动机在红外和雷达隐身的重要意义, 同时阐述了发动机多种隐身技术措施, 并兼顾考虑发动机推力、重量等代价。指出推动发动机和飞机一体化隐身技术的发展是未来战机隐身能力提升的关键。同时, 阐述了不同发动机隐身措施适应不同作战飞机要求的应用情况, 在此基础上对后续发动机隐身技术能力提升还存在的技术问题和后续研究重点进行了分析和阐述。

关键词: 航空发动机; 隐身; 红外; 雷达; 飞行器

中图分类号: V231 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 10-0001-07

目前, 四代战斗机及未来的隐身飞机对发动机提出了较高的隐身指标要求。而发动机后腔体及其内部件和边缘等产生的雷达散射信号、后腔体及其热端部件和尾喷流等产生的红外辐射信号占整个飞机尾部方向特征信号的 95% 以上。此外, 发动机喷管的颜色、腔体反射及尾喷流产生的高温热态水蒸气遇冷产生的尾迹会对飞机的可见光隐身产生较大困难。如果发动机不能实现后向的隐身, 则隐身飞机无法实现全方位的隐身, 其作战能力将大幅降低, 因此, 在体系对抗条件下, 发动机后向的综合隐身技术研究十分必要^[1-3]。

1 发动机隐身技术的实施途径

不同作战用途的飞机, 其发动机隐身的技术措施也有差异。一般来讲, 发动机常见的隐身技术措施主要分为红外隐身措施、雷达隐身措施和可见光隐身措施。

红外隐身措施主要包括高温壁面冷却、红外隐身材料、低温部件占位遮挡高温部件 (遮挡技术)、高温燃气流强化掺混和气溶胶技术等。代表性技术措施为与涡轮后框架一体化的隐身加力燃烧室、红外隐身涂层/镀膜技术、二维矢量喷管、S 弯二维矢量喷管和飞机后机身遮挡技术等。

雷达隐身措施按照机理分主要包括雷达外形控制技术、隐身材料应用技术等。代表性的技术措施如 S 弯进气道、尖锥帽罩、加力内锥尖锥修形、锯齿喷管、二维矢量喷管、S 弯二维喷管、耐中高温雷达吸波涂层应用等。

可见光隐身主要通过降低发动机表面反光度、使后腔体与飞机和背景一致或减少尾喷流的尾迹来实现, 具体措施体现在采用反光度低的隐身涂层和改变飞行高度等来减少可见尾迹。

在国外的发动机隐身措施中, 有些措施是既考虑红外隐身, 又兼顾雷达隐身, 如二维矢量喷管等。

本文以国外典型发动机隐身措施举例说明^[4-6]。

1.1 风扇修形及进气道雷达遮挡隐身技术

F-22A 战斗机采用的 F119 发动机采用了风扇雷达修形设计技术, 如风扇帽罩采用了尖锥修形技术。图 1 为 F119 尖锥形风扇帽罩。与之匹配的进气道采用了 S 弯流道设计。图 2 为 F-22A 的 S 弯进气道。这样设计的优点是前向雷达波入射后经过多次的反射, 在反射重点区域配合雷达吸波涂层可以大幅度地降低前向雷达截面积 (RCS)。

与 S 弯进气道相似的是无边界层隔道超声速进气道 (DSI), 如图 3 所示。该进气道在 F35 战斗机上采用, 该进

收稿日期: 2017-08-23; 退修日期: 2017-08-26; 录用日期: 2017-09-11

基金项目: 航空科学基金 (2013ZA06001)

* 通信作者. Tel.: 024-24281518 E-mail: denghongwei16@163.com

引用格式: DENG Hongwei, SHANG Shoutang, JIN Hai, et al. Analysis and discussion on stealth technology of aero engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (10): 01-07. 邓洪伟, 尚守堂, 金海, 等. 航空发动机隐身技术分析 与 论述 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (10): 01-07.

气道的雷达隐身原理与S弯进气道相似。以上措施利用了雷达修形设计技术、遮挡技术、隐身材料技术等。

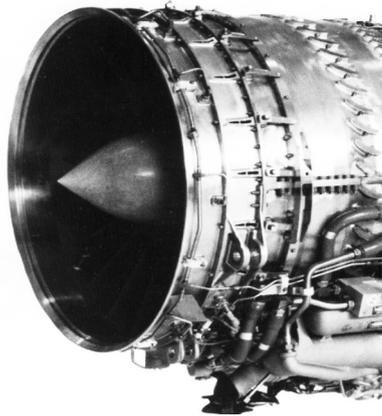


图1 F119 锥形风扇帽罩
Fig.1 F119 engine fan rectifying cone

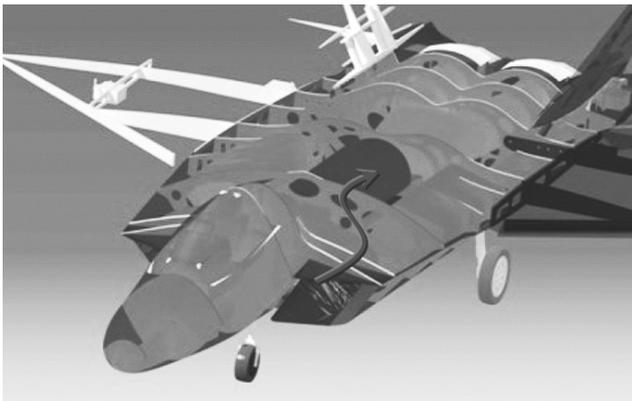


图2 F-22A 的S弯进气道
Fig.2 The S bend inlet of F-22A



图3 F-35的DSI进气道
Fig.3 DSI inlet of F-35

1.2 与涡轮后框架一体化的隐身加力燃烧室

F119 发动机还配备了与涡轮后框架一体化的隐身加力燃烧室。三代机加力燃烧室如图4所示。该燃烧室取消传统加力燃烧室的裸露喷油杆、环形火焰稳定器等部件,将喷油杆集成到支板中,火焰稳定器由支板后边缘充当。16个涡轮后支板与加力稳定器、燃油管和喷油杆等集成一体,并引入外涵气流进行冷却,同时对涡轮叶片进行100%的遮挡,在满足涡轮后支板整流和加力燃烧室混合、扩压、稳定与组织燃烧的功能、气动和燃烧性能的同时,使得加力燃烧室具有非常好的红外/雷达隐身效果;在腔体内壁综合应用了耐高温吸波涂料和耐高温低红外发射率材料;在加力燃烧室内锥和喷管采用了冷却结构大幅降低发动机加力和涡轮高温构件固体壁面的红外辐射,加力内锥采用了尖锥设计,锥角优化设计可使进入发动机后腔体的雷达波经多次反射、折射后能量大幅衰减,有效减少发动机后向的RCS。图5为与涡轮后框架一体化隐身加力燃烧室。

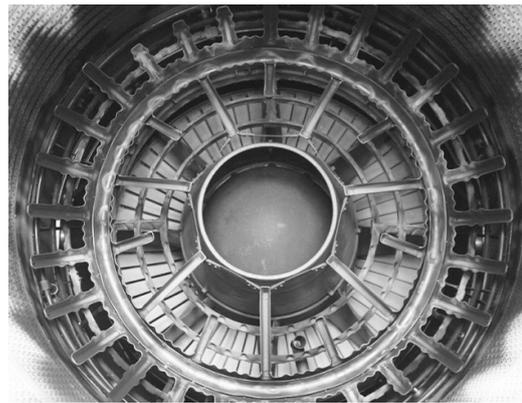


图4 三代机加力燃烧室
Fig.4 The third generation engine combustion chamber

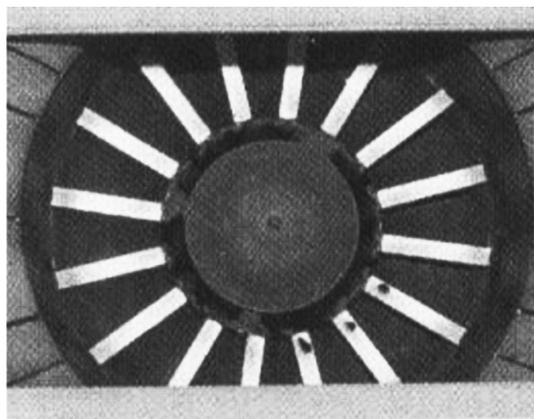


图5 与涡轮后框架一体化隐身加力燃烧室
Fig.5 The invisibility afterburner with the turbine rear frame

该加力燃烧室在设计上采用了红外壁面冷却设计技术、遮挡技术、雷达修形设计技术、隐身材料应用等多项红外及雷达隐身措施。

1.3 小宽高比二维矢量喷管

F-22A 战斗机采用的 F119 发动机配装了小宽高比二维矢量喷管,如图 6 所示。该喷管对喷流的强化掺混有较大帮助,可使高温燃气迅速冷却,能够明显降低核心喷流高温区域的长度,从而降低其红外辐射强度。同时,该喷管壁面采用了壁面冷却设计技术,壁面温度的降低可进一步降低喷管的固体红外辐射。



图 6 F119 发动机二维俯仰矢量喷管
Fig.6 F119 engine 2D vector nozzle

在雷达隐身方面,该喷管出口采用了大锯齿雷达修形设计技术,对与飞机弹性片的连接部位采用了小锯齿修形设计。小宽高比二维矢量喷管可将照射到发动机内部的雷达波反射到其他角度,降低探测角度的雷达回波能量,有利于降低 RCS,同时该喷管也采用了多种隐身涂层。

该喷管在设计上采用了红外壁面冷却设计技术、喷流的强化掺混技术、遮挡技术、雷达修形设计技术、隐身材料应用等多项红外及雷达隐身措施。图 7 为二维俯仰矢量喷管隐身技术的应用。

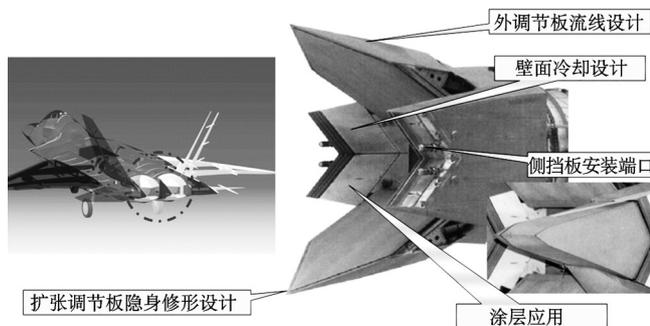


图 7 二维俯仰矢量喷管隐身技术
Fig.7 Stealth technology of 2D vector nozzle

1.4 S 弯二维喷管

S 弯二维喷管一般应用在无人机和轰炸机中,如 B-2 隐身轰炸机采用了 S 弯二维喷管。图 8 为 S 弯二维喷管在轰炸机发动机上的应用。S 弯二维喷管可以大幅降低发动机红外辐射和 RCS。主要是通过遮挡技术、壁面冷却技术和隐身材料应用技术实现。

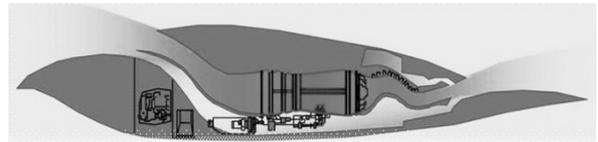


图 8 S 弯二维喷管在轰炸机发动机上的应用
Fig.8 Application of S bend 2D nozzle on bomber engine

S 弯二维喷管可以使发动机红外辐射强度降低接近 90%,RCS 降低接近 99%。由于 S 弯喷管在隐身方面具有较大优势,因此,美国空军研究实验室 (AFRL) 多用途经济可承受的先进涡轮发动机 (VAATE) 计划中也考虑采用 S 弯二维喷管,同时该喷管具有矢量推力能力。图 9 为 S 弯二维喷管在战斗机发动机上的应用。

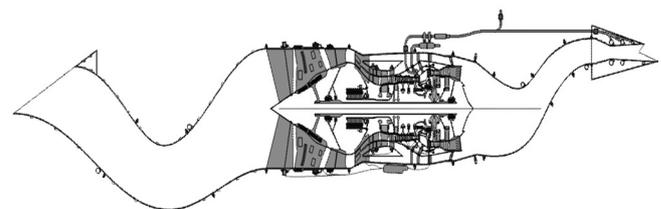


图 9 S 弯二维喷管在战斗机发动机上的应用
Fig.9 Application of S bend 2D nozzle on fighter engine

1.5 轴对称锯齿修形喷管

轴对称锯齿修形喷管是考虑隐身和发动机综合性能而折中的一种喷管,该喷管隐身能力一般,但重量轻、推力损失小,被 F-35 战斗机的发动机 F135 所选用,F135 发动机如图 10 所示。具有高机动性、高敏捷性和良好的低可探测性。配装的 F135 发动机是低成本、多用途且新颖的推进系统,采用了锯齿形裙边轴对称喷管,如图 11 所示。

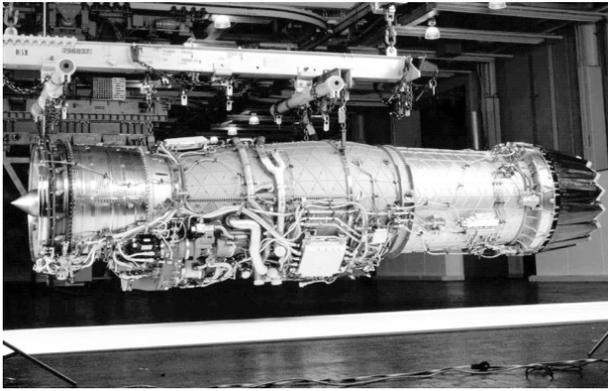


图 10 F135 发动机
Fig.10 F135 engine

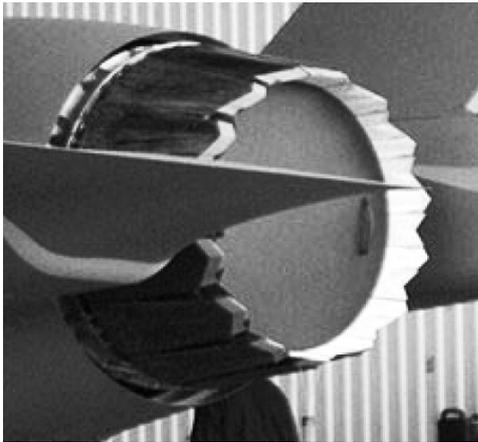


图 11 F135 锯齿修形喷管
Fig.11 The serrated shape nozzle of F135 engine

除采用锯齿修形外,该喷管还采用了双层壁冷却设计和复合材料兼雷达吸波功能的外调节片等措施。

1.6 隐身材料应用

F119 和 F135 发动机采用了大量的隐身涂层,如红外隐身涂层、雷达吸波涂层等。隐身材料的应用可以在不改变结构设计的前提下降低红外辐射和 RCS,但发动机高温、高气流冲刷和振动等环境使隐身涂层材料研制和应用产生困难。图 12 为隐身材料的应用。

1.7 其他隐身措施

除了以上隐身措施,还有气溶胶技术、飞机后机身遮挡技术、飞机后机身冷却技术等一系列隐身技术。

F-22A 飞机后机身对二维喷管有很好的侧向遮挡作用,因此,该飞机侧向红外及雷达隐身效果均较好。通过遮挡可以使发动机在侧方探测时发动机高温部件提前被遮挡,降低其红外辐射强度,同时可以降低雷达 RCS,如图 13 所示。YF-23 飞机后机身对发动机喷管扩展段进行了冷却,可降低高温部件红外辐射,如图 14 所示。

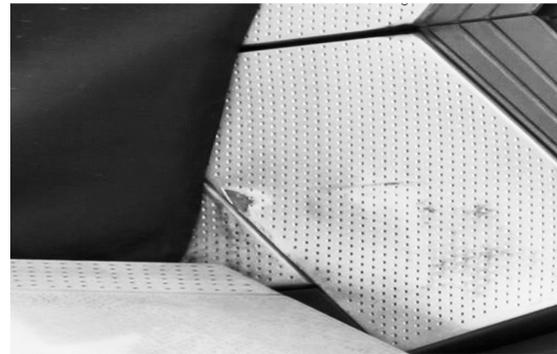


图 12 隐身材料的应用
Fig.12 The application of stealth materials

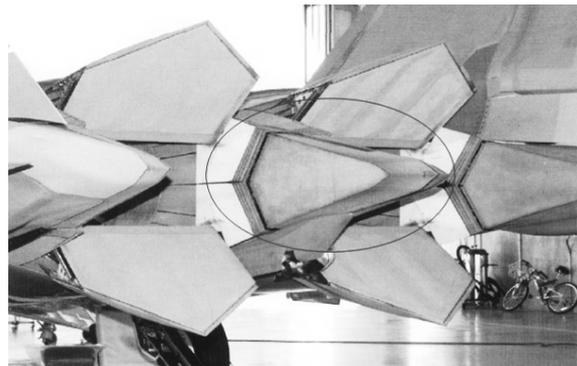


图 13 F-22A 对发动机的侧向遮挡部件
Fig.13 The F-22A plane blocks the engine's side

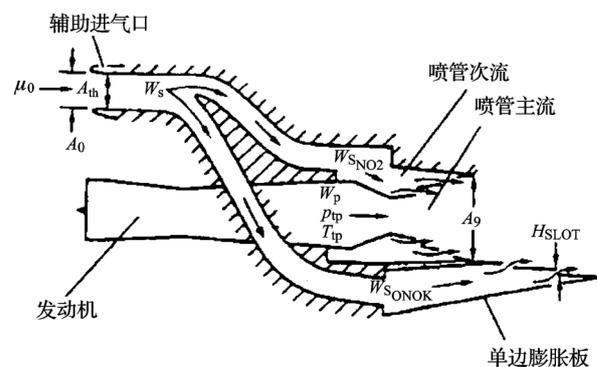


图 14 YF-23 飞机对发动机扩张段的冷却
Fig.14 YF-23 aircraft cooling of engine expansion section

2 发动机隐身的代价和风险

发动机隐身需要综合考虑发动机气动性能、结构、红外和雷达的综合匹配性能,做到兼容性设计。要考虑发动

机隐身所付出的代价、风险、可实现性以及与飞机一体化匹配技术等工作,发动机典型隐身措施应用难点及代价见表 1。

表 1 典型隐身措施应用难点及代价
Table 1 Difficulties and costs of typical stealth measures

序号	隐身措施	应用对象	代价	风险
1	S 弯进气道	战斗机、轰炸机、无人机	重量大、气动损失	超声速气动损失加大、加工制造难度大
2	风扇雷达修形	F119/F135 发动机	气动损失、结构改动	结构改动风险大,需兼顾防冰
3	一体化隐身加力燃烧室	F119 发动机	加力效率降低、损失加力推力	结构复杂,与整机匹配和加工难度大
4	二维矢量喷管	F119 发动机	重量大、需引冷却气,降低推力	结构复杂,与整机匹配和加工难度大、与飞机匹配难度大
5	S 弯二维喷管	B-2 飞机发动机	重量大,发动机安装复杂	与飞机后机身匹配难度大、推力损失大
6	锯齿修形轴对称喷管	F135 发动机	引冷却气、隐身效果一般	风险较小
7	隐身涂层材料	广泛应用	增重	脱落、氧化、烧蚀等
8	飞机后机身遮挡及冷却	F-22A 等	增重、提供冷却气	一体化设计难度大、控制风险大

发动机隐身需要综合对喷管、加力、涡轮、风扇、高温部件冷却、隐身材料应用进行综合的匹配性设计。发动机高温、高负荷等复杂恶劣的工作环境是红外和雷达隐身材料一直难以攻克的最大障碍;发动机的推力损失、空间尺寸、重量等限制以及长寿命、高可靠性要求等给发动机隐身结构改进设计工作带来了巨大难度和挑战。因此,隐身工作是集发动机性能、结构、隐身设计思想、隐身材料应用、飞发一体化隐身于一身的综合设计的系统工程,需要综合评估其代价和风险。

目前,我国航空发动机隐身技术研究与国外先进技术相比还有一定差距,需要加大人力、物力、财力予以支持。后续需要在数值仿真计算、软件开发、基础试验测试、高逼真度环境下的飞机/发动机联合隐身试验测试等方面需要开展深入的研究工作^[8-12]。

3 发动机隐身指标

发动机隐身指标需要飞机对隐身作战效能综合评估后提出,由于发动机隐身设计难度较大,因此,飞机对发动机提出的隐身指标应先进行作战效能评估,考虑体系对抗条件下的发动机综合隐身能力值,同时考虑到发动机隐身所付出的代价和风险,在此背景下,提出适合发动机的隐身指标。例如,确定威胁方位、威胁源后,给出发动机前向和后向在不同水平角度和俯仰角度范围内的隐身指标限制值,如图 15、图 16 所示。

根据国军标确定俯仰角、方位角、辐射通带、海拔高度、发动机工作状态等技术要求。

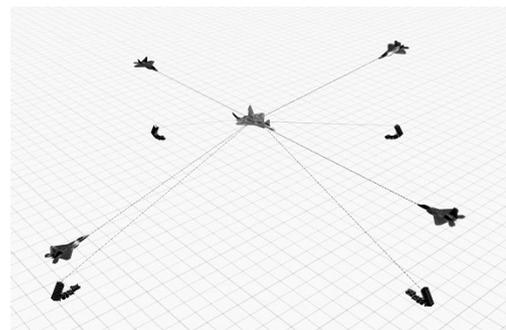


图 15 威胁源方位
Fig. 15 The location of the threat source

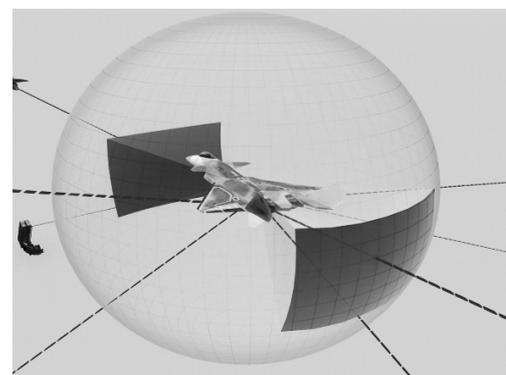


图 16 飞机前后向隐身能力确定
Fig. 16 Determination of stealth capability before and after the aircraft

4 飞发一体化隐身技术

发动机隐身技术指标要考虑与气动性能、结构强度、可靠性等技术指标,还要兼顾红外、雷达隐身要求的平衡。发动机隐身技术指标的实现离不开飞发一体化协同工作。因此,飞发一体化隐身技术的不断发展是后续飞机平台隐身能力提升的关键。

同时,未来先进的隐身飞机将逐步实现飞机和发动机的一体化设计来实现隐身能力的大幅提高^[13-16]。

5 结束语

本文初步论述了发动机隐身需求、国外航空发动机隐身技术措施,分析了发动机隐身的代价和风险,阐述了发动机隐身指标需综合评估作战效能后考虑前后向差异,提出考虑发动机研制代价和风险的隐身指标。同时指出发动机隐身研制离不开飞机的支持,需要与飞机共同开展飞发一体化隐身设计技术研究工作。

在未来的综合体系对抗条件下,航空发动机后向红外和雷达隐身也十分重要,同时未来发动机隐身技术发展将朝着综合隐身设计、联合隐身研制方向发展。这就需要在航空发动机红外和雷达隐身技术研究方面,需要加大人力、物力、财力予以支持。

AST

参考文献

- [1] 徐德康. 核打击能力和隐身性美国下一代轰炸机的两个优先权[J]. 国际航空, 2008 (1): 26-27.
XU Dekang. USAF's new bomber; to carry nukes and feature stealth[J]. International Aviation, 2008 (1): 26-27. (in Chinese)
- [2] 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.
DENG Hongwei, ZHAO Chunsheng, JIA Dongbing, et al. Analysis of stealthy shape design technology for aeroengine exhaust nozzle aeroengine[J]. Aeroengine, 2014, 40 (2): 10-14. (in Chinese)
- [3] 邓洪伟, 邵万仁, 周胜田. 某型航空发动机喷管红外辐射特征数值模拟和试验研究[J]. 航空发动机, 2010, 36 (1): 45-49.
DENG Hongwei, SHAO Wanren, ZHOU Shengtian. Numerical simulation and experimental investigation of infrared radiation characteristics for an aeroengine exhaust nozzle[J]. Aeroengine, 2010, 36 (1): 45-49. (in Chinese)
- [4] 单勇, 张靖周, 邵万仁, 等. 某型涡扇排气系统缩比模型红外辐射特性实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24 (10): 2228-2234.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Experiments on infrared radiation characteristics of exhaust system for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (10): 2228-2234. (in Chinese)
- [5] 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)
- [6] 刘长春, 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): 1481-1487.
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): 1481-1487. (in Chinese)
- [7] Stephen M R, Frank W S. Single expansion ramp nozzle simulations[S]. AIAA 92-0387, 1992.
- [8] Capone F J. The nonaxisymmetric nozzle-it is for real[R]. AIAA Paper 79-1810, 1979.
- [9] 杨承宇, 张靖周, 单勇. 单边膨胀喷管红外辐射特性的数值模拟[J]. 航空学报, 2010, 31 (10): 1919-1926.
YANG Chengyu, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of single expansion ramp nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31 (10): 1919-1926. (in Chinese)
- [10] Shan Y, Zhang J Z. Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29 (17-18): 3687-3695.
- [11] 吕建伟, 王强. 飞行器蒙皮红外辐射特征的反向蒙特卡罗计算与分析方法[J]. 红外与激光工程, 2009, 38 (2): 232-237.
LV Jianwei, WANG Qiang. Numerical calculation and analysis of infrared radiation characteristics from aircraft skin by using RMC method[J]. Infrared and Laser Engineering, 2009, 38 (2): 232-237. (in Chinese)
- [12] Deere K A, Asbury S C. Experimental and computational investigation of a translation-throat single-expansion-ramp nozzle[S]. NASA/TP 1999-209138, 1999.

- [13] Gamble E, Haid D. Improving off-design nozzle performance using fluidic injection[R]. AIAA Paper 2004 1206, 2004.
- [14] Marathe A G, Thiagarajan V. Effect of geometric parameters on the performances of single expansion ramp nozzle[S]. AIAA Paper 2005-4429, 2005.
- [15] 单勇, 张靖周, 李立国. 直升机红外抑制器红外辐射特征的数值研究和实验验证 [J]. 红外与毫米波学报, 2006, 25 (2) : 96-100.
- SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, LI Ligu. Numerical calculation and experimental verification for the infrared characteristics of helicopter infrared radiation suppressor[J]. Infrared Millimeter Waves, 2006, 25 (2) : 96-100. (in Chinese)
- [16] MacLean M K. Static internal performance tests of single expansion ramp nozzle concepts designed with lo considerations[S]. AIAA 93-2429, 1993.

作者简介

邓洪伟 (1981-) 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 航空发动机隐身技术。

Tel: 024-24281518 E-mail: denghongwei16@163.com

Analysis and Discussion on Stealth Technology of Aero Engine

DENG Hongwei*, SHANG Shoutang, JIN Hai, YANG Shengnan, WANG Xu

AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 10015, China

Abstract: This paper introduces the significance of the engine in infrared and radar stealth, and expounds the various stealth technology measures of the engine, and also gives consideration to the cost of engine thrust and weight. It is pointed out that the development of the integrated stealth technology of engine and aircraft is the key to the stealth ability of future aircraft. At the same time, this paper expounds the different engine stealth measures to adapt to the requirements of the combat aircraft applications, on the basis of the stealth technology ability of subsequent engine is the key technical problems and the future study are analyzed and introduced.

Key Words: aero engine; stealth; infrared; radar; aircraft

Received: 2017-08-23; Revised: 2017-08-26; Accepted: 2017-09-11

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (2013ZA06001)

*Corresponding author. Tel. :024-24281518 E-mail: denghongwei16@163.com