

# 配装轴对称喷管的一体化加力燃烧室锥体雷达修形设计

王 群<sup>1,2</sup>, 杨胜男<sup>1,2</sup>, 卢浩浩<sup>1,2</sup>, 邓洪伟<sup>1,2</sup>, 陈瀚赟<sup>1,2</sup>

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 2. 航空动力系统与等离子体技术全国重点实验室: 沈阳 110015)

**摘要:** 为获得一体化加力燃烧室中锥体的雷达隐身修形角度对发动机后向雷达散射截面(RCS)的影响规律, 支撑一体化加力燃烧室雷达隐身修形设计, 构建了配装轴对称喷管和一体化加力燃烧室的发动机后腔体 RCS 计算模型, 利用弹跳射线法(SBR)和物理绕射理论(PTD)方法进行了电磁散射特性仿真研究, 分析了锥体全锥角对发动机后向 RCS 的影响。结果表明: 对一体化加力燃烧室的锥体进行雷达隐身修形设计能显著降低发动机后向 RCS, 可使发动机后向在  $0^\circ \sim 30^\circ$  区间 RCS 均值缩小 30% 以上; 在配装轴对称喷管的条件下, 一体化加力燃烧室锥体全锥角的选取应重点避开  $70^\circ \sim 100^\circ$  区域; 当锥体全锥角小于  $62^\circ$  时, 一体化加力燃烧室具有较好的雷达隐身效果。

**关键词:** 一体化加力燃烧室; 锥体; 雷达隐身修形; 雷达散射截面; 航空发动机

中图分类号: V218

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.01.009

## Radar Stealth Shaping Design for Cone of Integrated Afterburner with Axisymmetric Nozzle

WANG Qun<sup>1,2</sup>, YANG Sheng-nan<sup>1,2</sup>, LU Hao-hao<sup>1,2</sup>, DENG Hong-wei<sup>1,2</sup>, CHEN Han-ze<sup>1,2</sup>

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute,

2. National Key Laboratory of Aerospace Power System and Plasma Technology: Shenyang 110015, China)

**Abstract:** In order to obtain the influence law of radar stealth shaping angle of integrated afterburner cone to aeroengine backward radar cross section (RCS), and support the integrated afterburner radar stealth shaping design. The RCS calculation model of an engine rear cavity with axisymmetric nozzle and integrated afterburner was constructed, the shooting and bouncing ray (SBR) method and physical theory of diffraction (PTD) method were used in electromagnetic scattering characteristics simulation, the influences of the cone angle on aeroengine backward RCS were analyzed. The simulation results show that radar stealth shaping for the cone of the integrated afterburner can significantly reduce aeroengine backward RCS, the mean value of aeroengine backward RCS from  $0^\circ$  to  $30^\circ$  can be reduced by more than 30%; when assembled with axisymmetric nozzle, the cone angle of the cone of the integrated afterburner should not be selected in the range of  $70^\circ$  to  $100^\circ$ ; when the cone angle is less than  $62^\circ$ , the integrated afterburner has a better radar stealth effect.

**Key words:** integrated afterburner; cone; radar stealth shaping; radar cross section; aeroengine

## 0 引言

隐身战斗机是当今国防的核心装备, 航空发动机作为战斗机的动力装置, 不仅影响战斗机的机动性能, 还对战斗机隐身性能、战场生存率产生重要影响。现役隐身战斗机多配装加力式涡扇发动机, 加力式涡扇发动机的后向雷达散射截面(Radar Cross Section, RCS)主要由末级涡轮、加力燃烧室、喷管 3 大部件产

生。加力燃烧室包括喷油杆、点火器、火焰稳定器、火焰槽、混合器等装置, 整体结构较为复杂, 具有雷达散射源种类多、数量大的特点, 是加力式涡扇发动机后向小角域范围内 RCS 信号的主要贡献源, 是发动机雷达隐身设计的重点对象。与涡轮后框架一体化的加力燃烧室(简称一体化加力燃烧室)采用径向支板作为火焰稳定器, 将承力支板、喷油杆、点火装置内藏于径向支板内, 通过合理设计支板叶型, 在结构方面进

收稿日期: 2022-10-25 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 王群(1989), 男, 高级工程师。

引用格式: 王群, 杨胜男, 卢浩浩, 等. 配装轴对称喷管的一体化加力燃烧室锥体雷达修形设计[J]. 航空发动机, 2025, 51(1): 65-69. WANG Qun, YANG Shengnan, LU Haohao, et al. Radar stealth shaping design for cone of integrated afterburner with axisymmetric nozzle[J]. Aeroengine, 2025, 51(1): 65-69.

行高度一体化设计,其流道规整,能有效遮挡红外和雷达信号较强的涡轮部件,具有较好的雷达、红外隐身性能,以及较低的冷态流阻损失等优点,成为近些年发动机的重点研究方向之一<sup>[1]</sup>,并已成功应用于F119、F135发动机中,使F-22、F-35战斗机的后向隐身性能获得显著提升<sup>[2-3]</sup>。

目前,国内外对一体化加力燃烧室的研究主要集中在性能设计、喷油装置和火焰稳定器结构方案设计等方面。吴榕等<sup>[4]</sup>对一体化加力燃烧室的冷态气动性能进行了研究,开展了多扩压器方案的对比分析,获得了一体化加力燃烧室凹腔下游回流区的流动特性;孙雨超等<sup>[5]</sup>提出了一种与涡轮后框架一体化的加力燃烧室设计方案,采用径向支板和内外涵之间的台阶结构作为火焰稳定器,并对该方案进行了3维冷态和热态数值模拟;Clements等<sup>[6]</sup>提出的与涡轮后框架一体化的加力燃烧室同样采用径向支板作为火焰稳定器,并将喷油杆内藏于支板火焰稳定器内部,有效降低了加力燃烧室的冷态压力损失,减少了零件数量;Koshoffer<sup>[7]</sup>提出的与涡轮后框架一体化的加力燃烧室方案在支板表面和加力燃烧室内、外涵隔壁面设置了凹腔,且在支板凹腔内设有喷油孔,以此来实现稳定火焰、组织燃烧的功能。

一体化加力燃烧室的雷达隐身外形设计主要包括支板雷达隐身修形设计和锥体雷达隐身修形设计。而在公开文献中对一体化加力燃烧室的雷达隐身外形设计研究较少。本文构建了配装轴对称喷管、一体化加力燃烧室的发动机后向RCS计算模型,利用弹跳射线法(Shooting and Bouncing Racy, SBR)和物理绕射理论(Physical Theory of Diffraction, PTD)方法对其进行了锥体雷达散射特性仿真研究。

## 1 计算模型

本文基于加力式涡扇发动机基本结构,构建了用于雷达散射特性计算分析的发动机后腔体RCS计算模型,如图1所示。从图中可见,RCS计

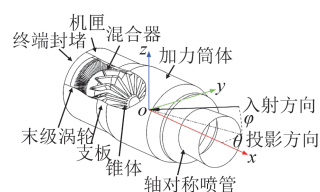


图1 RCS计算模型

算模型中包含了轴对称喷管、加力筒体、一体化加力燃烧室、涡轮、机匣等零部件的简化结构。其中隔热屏紧贴加力筒体,且小角域方位被喷管遮挡,对RCS基本无影响,故本文未对其建模。另外,模型前端增加封堵终端平面,模拟涡轮前方发动机部件对电磁波的散射。

一体化加力燃烧室由混合器、支板和锥体构成(图1)。支板叶型、支板尾端结构形式、锥体外形均与加力燃烧室的冷态气动性能、火焰稳定、组织燃烧密切相关,因设计过程较为复杂,不作为本项研究的重点,故本文在对其进行RCS计算建模时以考虑雷达隐身外形设计为原则。支板叶型做全遮挡设计,确保在发动机正后方完全遮挡末级涡轮,如图2左图所示。支板尾端凭借设计经验做了简单的雷达修形设计,使倾斜角 $A$ 、斜切角 $B$ 均小于 $80^\circ$ ,避免支板尾端平面受雷达波照射时产生镜面反射,如图2右图所示。在锥体雷达隐身修形设计中,锥体采用尖锥结构,全锥角定义为 $D$ (图2右图)。

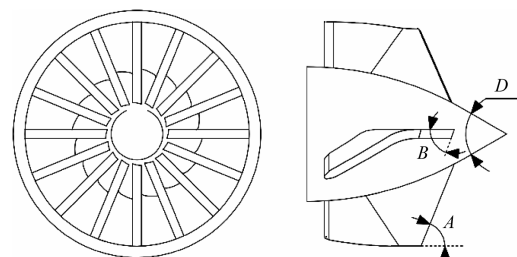


图2 一体化加力燃烧室雷达外形设计

对发动机后腔体RCS计算模型进行网格划分,网格采用三角形和四边形的面网格,为保证计算精度,控制网格向3维模型的逼近精度不低于1 mm。为考虑表面的遮挡效应,准确计算阴影区域,在网格划分时需要设置网格方向,使网格矢量指向发动机腔体内部空间。选定 $D=80^\circ$ 开展网格无关性验证,不同网格数量的计算模型的后向 $0^\circ \sim 30^\circ$ 范围内的HH极化RCS均值如图3所示。从图中可见,网格数量达到57万后,计算模型的后向 $0^\circ \sim 30^\circ$ 范围内的HH极化RCS均值基本不会随着网格数量增加而变化。划分网格数量为65万开展后续

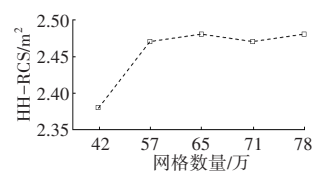
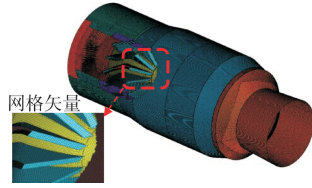


图3 网格无关性验证

仿真计算,网格划分及网格矢量如图 4 所示。



## 2 边界条件

目前隐身战斗机雷达隐身性能设计的重点关注频率主要集中在 L、S、C、X 和 Ku 波段,波长为 1.6~30 cm,属于厘米波段<sup>[8]</sup>。发动机后腔体不同于飞行器表面,属于电大尺寸腔体结构,计算模型较为复杂,考虑到 RCS 计算的精度和效率,本文选取居中的 C 波段的典型频点开展发动机后腔体的 RCS 仿真计算和合成孔径雷达(Synthesis Aperture Radar, SAR) 2 维成像计算。电磁波入射方向(图 1)在 XOY 平面的投影方向与 X 轴夹角为水平方位角  $\theta$ ,电磁波入射方向与投影方向的夹角为俯仰角  $\varphi$ ;考虑到计算模型为轴对称结构,点频 RCS 计算角域选取  $\theta=0^\circ \sim 90^\circ$ 、 $\varphi=0^\circ$ ,角度间隔为  $0.2^\circ$ ;SAR 2 维成像精度设置为 0.0125 m, SAR 成像角度设置为  $\theta=3.4^\circ$ 、 $\varphi=0^\circ$ 。RCS 计算采取单站模式,极化状态选取水平极化和垂直极化。

## 3 RCS 仿真计算方法

### 3.1 仿真计算方法

基于一般金属体的电磁散射基本原理,目标的电磁散射特性可根据入射频率划分为瑞利区、谐振区、光学区<sup>[9-10]</sup>。本文 RCS 计算频率选取 C 波段典型频点为 6 GHz,电磁波波长为 5 cm,发动机后腔体频率散射特性位于光学区,应采用高频算法进行目标的雷达散射特性计算。目前常用的高频算法主要有几何光学法、物理光学法、几何绕射理论、物理绕射理论、弹跳射线法等。发动机后腔体的 RCS 散射场主要由电磁波的反射和绕射产生,本文选取弹跳射线法(SBR)求解目标的 RCS 反射场,选取物理绕射理论(PTD)求解目标的 RCS 绕射场。

SBR 方法求解 RCS 的过程主要包括射线路径追踪、射线强度追踪和远场积分。首先,设置一系列紧密相连的入射到目标表面的射线管,并对射线管进行路径追踪实现模拟电磁波在目标表面的传播;其次,对射线与目标表面的交点场强度进行跟踪计算;最后,基于射线路径跟踪和场强度跟踪计算,求出射线

经过多次反射回到射线口面时的电场分布,将口面上的电场等效为磁流源,求解目标表面散射场<sup>[11-13]</sup>的口径积分为

$$E_s(r, \omega) = \frac{jk_0}{4\pi} \frac{e^{-jk_0 r}}{r} \hat{r} \cdot \int_s [Z_0 \hat{r} \cdot \hat{n} \cdot H(r', \omega) + E(r', \omega) \cdot \hat{n}] e^{-jk_0 \hat{r} \cdot r'} ds \quad (1)$$

式中: $Z_0$ 为自由空间的特征波阻抗; $\hat{r}$ 为观察点的单位矢量; $\hat{n}$ 为目标表面面元的单位法矢量; $r'$ 为目标表面任一位置矢量; $r$ 为观察点位置矢量; $E(r', \omega)$ 和  $H(r', \omega)$ 分别为目标表面的总电场和总磁场。

为保证 SBR 方法计算精度,本文在采用 SBR 方法计算目标 RCS 反射场时,反射次数设置为 100 次,射线采样格点间距设置为电磁波波长的 1/10。

PTD 法是物理光学法(Physics Optics, PO)的拓展和修正。根据等效电流物理绕射理论,考虑尖顶等不规则外观影响的散射场可以表示为<sup>[14-16]</sup>

$$H^{PTD}(r) = \frac{L}{2\pi} \frac{e^{jkr}}{r} |E_i| \frac{[(e_i \cdot t)(e_s \cdot t)f + (h_i \cdot t)(h_s \cdot t)g]}{\sin^2 \beta} \frac{\sin(kL \cos \beta)}{kL \cos \beta} e^{jkR} \quad (2)$$

其中

$$\beta = \arccos(i \cdot t) \quad (3)$$

式中: $R$ 为源点到尖顶边缘中心的位置矢量; $t$ 为沿尖顶边缘的单位矢量; $L$ 为尖顶边缘的长度; $f, g$ 为尤费赛夫物理绕射系数。

### 3.2 计算方法验证

采用 300 mm×300 mm 金属角反射器开展仿真计算方法验证,角反射器尺寸的确定和 RCS 测试过程按照 GJB 2038A-2011 执行,仿真和计算频率选定为 6 GHz,金属角反射器的 RCS 测试记录如图 5 所示,仿真计算和测试获得的金属角反射器的 VV 极化 RCS 曲线如图 6

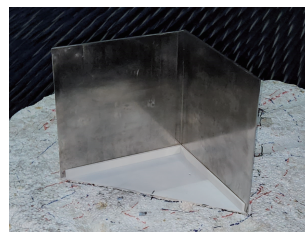


图 5 金属角反射器 RCS 测试

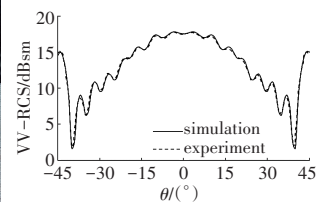


图 6 金属角反射器的 VV 极化 RCS 曲线

所示。图中,  $\theta$  为水平方位角。从图中可见, 对比仿真与测试结果, 仿真计算与测试获得的 RCS 曲线整体趋势一致, 结果基本吻合,  $-45^\circ \sim 45^\circ$  范围内的 RCS 均值偏差为 0.12 dB, 仿真计算精度较好, 结果可信。

## 4 仿真计算结果及分析

### 4.1 RCS 曲线分析

考虑发动机加力燃烧室结构、冷态气动性能、燃烧性能等约束条件, 选取全锥角  $D$  分别为  $52^\circ$ 、 $54^\circ$ 、 $56^\circ$ 、 $58^\circ$ 、 $60^\circ$ 、 $62^\circ$ 、 $64^\circ$ 、 $66^\circ$ 、 $68^\circ$ 、 $70^\circ$ 、 $80^\circ$ 、 $90^\circ$ 、 $100^\circ$  时开展全锥角  $D$  对发动机后腔体 RCS 的影响研究, 根据前期研究结果, 在 RCS 波动比较剧烈的  $60^\circ$  附近适当增加采样点数量。

全锥角  $D=60^\circ$ 、 $90^\circ$  时发动机后腔体的 RCS 曲线如图 7 所示。

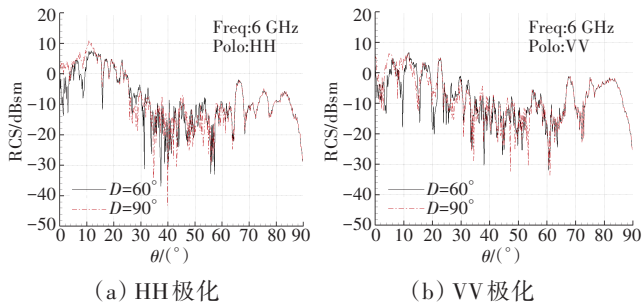


图 7  $D=60^\circ$ 、 $90^\circ$  时 RCS 曲线

从图中可见, 在水平方位角  $\theta$  从  $0^\circ$  增大至  $90^\circ$  过程中, 发动机后向 RCS 整体呈“降低-升高-降低”的趋势; 在  $\theta$  从  $0^\circ$  增大至  $60^\circ$  过程中, 发动机后腔体内部逐渐被喷口遮挡, 锥体、支板与筒体构成的腔体结构的回波主瓣逐渐偏离接收方向, 发动机后向 RCS 出现整体缩小的趋势; 在  $\theta$  从  $60^\circ$  增大至  $80^\circ$  过程中, 喷口扩张段壁面逐渐接近垂直电磁波入射方向, 扩张段壁面产生较强的镜面反射, 发动机后向 RCS 逐渐增大; 在  $\theta$  从  $80^\circ$  增大至  $90^\circ$  过程中, 发动机后腔体出口截面在电磁波入射方向的投影逐渐趋近于零, 发动机后向 RCS 快速下降。同时, 一体化加力燃烧室锥体全锥角  $D$  的改变主要对发动机后向  $0^\circ \sim 60^\circ$  的 RCS 有影响, 综合考虑发动机在飞机后向 RCS 中的主要贡献角域, 本文后续的分析将以发动机后向  $0^\circ \sim 30^\circ$  为主。

全锥角  $D=52^\circ$ 、 $64^\circ$ 、 $70^\circ$ 、 $80^\circ$ 、 $100^\circ$  时发动机后向  $0^\circ \sim 30^\circ$  范围内的 HH 极化和 VV 极化 RCS 曲线分别如图 8 所示。全锥角  $D$  对发动机后向 RCS 影响较为明显的探测角域为  $0^\circ \sim 15^\circ$ , 原因在于锥体在  $15^\circ \sim 90^\circ$

范围内不可视, 其对后向 RCS 的影响需要与其他部件耦合和多次反射。当水平方位角  $\theta=0^\circ \sim 15^\circ$  时, 随着全锥角  $D$  从  $52^\circ$  增大至  $100^\circ$ , 发动机后向 RCS 曲线呈先增大再减小的趋势。

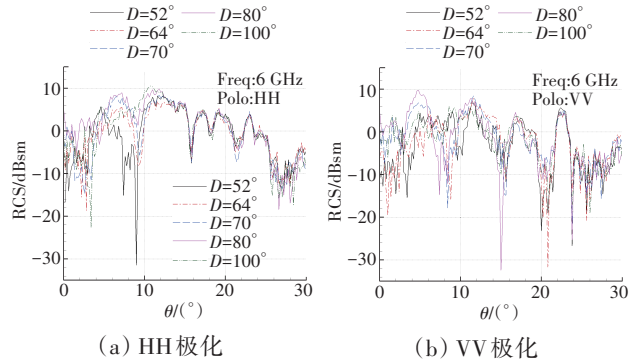


图 8  $D=52^\circ$ 、 $64^\circ$ 、 $70^\circ$ 、 $80^\circ$ 、 $100^\circ$  时 RCS 曲线

### 4.2 RCS 均值统计分析

发动机后向  $0^\circ \sim 30^\circ$  的散射场、绕射场 RCS 均值随全锥角  $D$  变化规律如图 9 所示。从图中可见,  $D=70^\circ \sim 100^\circ$  时, 发动机后向 RCS 较高, 锥体、支板、筒体之间的电磁散射耦合作用较强,  $D$  的选取应重点避开该区域; 当  $D=80^\circ$  时, 发动机后向 RCS 均值最大, 水平极化和垂直极化 RCS 均值分别为  $2.48$ 、 $1.53 \text{ m}^2$ ; 当  $D < 62^\circ$  以后, 发动机后向 RCS 随全锥角  $D$  的减小而小幅波动, 发动机后向 RCS 受全锥角  $D$  的影响较小。综合考虑水平极化和垂直极化, 当  $D=62^\circ$  时, 一体化加力燃烧室的雷达隐身性能最优, 此时发动机后向水平极化和垂直极化 RCS 均值分别为  $1.55$ 、 $1.04 \text{ m}^2$ , 相比于  $D=80^\circ$  时分别缩小了  $37.4\%$  和  $31.9\%$ 。

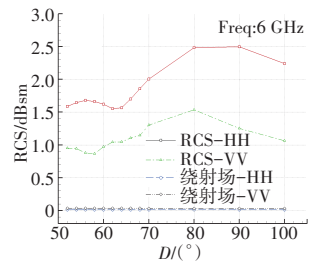


图 9 绕射场、散射场 RCS 均值随角  $D$  变化规律

从图 9 中可见, 针对复杂腔体结构类型(图 1), 绕射场在 RCS 散射场中的占比很小, 不超过  $1\%$ 。发动机后向 RCS 信号主要由后腔体内壁面对电磁波的多次反射产生, 在锥体全锥角  $D$  从  $50^\circ$  增大至  $80^\circ$  的过程中, 随着反射场的逐渐增强, 发动机后向 RCS 均值增高。

### 4.3 SAR 2 维成像分析

为分析全锥角  $D=70^\circ \sim 100^\circ$  时发动机后向 RCS 较高的原因, 选取 RCS 随  $D$  变化剧烈的  $\theta=3.4^\circ$  开展发动机后腔体 SAR 2 维成像计算分析, 在  $D=62^\circ$ 、 $80^\circ$  时,

发动机后腔体散射场 SAR 2 维成像如图 10 所示。从图中可见,对于小方位角方位,当  $D=80^\circ$  时,电磁波在加力筒体、锥体和支板表面多次反射后将在一体化加力燃烧室的中心锥附近叠加,产生较强的散射信号,且此时方位角靠近  $0^\circ$ ,穿过发动机筒体可直视锥体、支板等主要雷达散射源,雷达回波的通道畅通无阻,导致发动机后向 RCS 较大,而当  $D=62^\circ$  时,能有效减轻这种叠加散射。

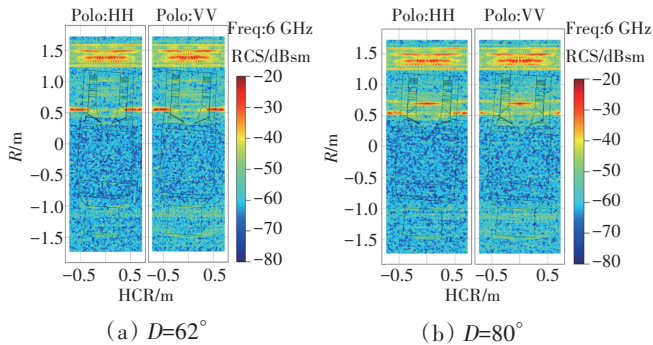


图 10 散射场 SAR 成像

## 5 结论

(1) 对于配装轴对称喷管和一体化加力燃烧室的发动机后腔体,其后向 RCS 主要由反射场产生,加力燃烧室锥体主要影响发动机后向  $0^\circ \sim 30^\circ$  小角域范围内的 RCS,通过对加力燃烧室的锥体进行雷达隐身修形设计,可使发动机后向  $0^\circ \sim 30^\circ$  范围内的 RCS 均值缩小 30% 以上。

(2) 在配装轴对称喷管条件下,一体化加力燃烧室锥体全锥角  $D=70^\circ \sim 100^\circ$  时,电磁波在加力筒体、锥体和支板表面多次反射后将在中心锥附近叠加,产生较强的散射信号,导致发动机后向 RCS 较大,不利于发动机后向雷达隐身。

(3) 当一体化加力燃烧室锥体全锥角  $D=62^\circ$  时,能避免入射到发动机后腔体内的电磁波在加力筒体、锥体、支板表面多次反射后耦合叠加,有利于发动机后向雷达隐身;当  $D < 62^\circ$  时,全锥角对发动机后向 RCS 的影响很小。

### 参考文献:

- [1] 邓洪伟,尚守堂,金海,等. 航空发动机隐身技术分析与伦述[J]. 航空科学技术,2017,28(10):1-7.  
DENG Hongwei, SHANG Shoutang, JIN Hai, et al. Analysis and discussion on stealth technology of aeroengine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2017, 28(10): 1-7. (in Chinese)
- [2] 陈光,洪杰,马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2010:222-243.  
CHEN Guang, HONG Jie, MA Yanhong. Structure of aero gas turbine engine[M]. Beijing: Beihang University Press, 2010: 222-243. (in Chinese)
- [3] Biesiadny T J, Mcardle J G, Esker B S. Overview of STOVL aircraft propulsion research oftakes and vertical lift systems[R]. AIAA-93-4865.
- [4] 吴榕,阮盛伟,姜琴. 典型结构一体化加力燃烧室性能数值仿真研究[J]. 信息记录材料,2020,21(3):238-241.  
WU Rong, RUAN Shengwei, JIANG Qin. Numerical simulation study on performance of typical structure in tegrated after burner [J]. Information Recording, 2020, 21(3): 238-241. (in Chinese)
- [5] 孙雨超,张志学,李江宁,等. 一体化加力燃烧室方案设计及数值研究[J]. 航空科学技术,2011(4):71-74.  
SUN Yuchao, ZHANG Zhixue, LI Jiangning, et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner [J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(4): 71-74. (in Chinese)
- [6] Clements T, Philippona D. Method for distributing fuel within an augmentor: European, EP0750164[P]. 2001-12-19.
- [7] Koshoffer J. Method and apparatus for gas turbine engines: US, 6983601 [P]. 2006-1-10.
- [8] 杨胜勇,邵万仁,尚守堂,等. 单边膨胀球面二元喷管雷达隐身修形研究[J]. 航空发动机,2016,42(5):55-62.  
YANG Shengnan, SHAO Wanren, SHANG Shoutang, et al. Study on radar stealth shaping for single expansion ramp with spherical 2-D nozzle[J]. Aeroengine, 2016, 42(5): 55-62. (in Chinese)
- [9] 刘战合,黄沛霖,武哲. 飞行器目标频率响应散射特性[J]. 航空学报,2009,30(4):643-648.  
LIU Zhanhe, HUANG Peilin, WU Zhe. Frequency response scattering characteristic of aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 643-648. (in Chinese)
- [10] Hwu S U, Wilton D R. Electromagnetic scattering and radiation by arbitrary configurations of conducting bodies and wires [R]. Houston: Applied Electromagnetic Lab. Department of Electrical Engineering, University of Houston, 1988.
- [11] 李伟. SBR 雷达散射截面快速算法在雷达隐身设计中的应用[J]. 舰船电子对抗,2016,39(5):34-37,97.  
LI Wei. Application of SBR RCS rapid algorithm to radar stealth design [J]. Shipboard Electronic Countermeasure, 2016, 39(5): 34-37, 97. (in Chinese)
- [12] Ling H, Chou R C, Lee S W. Shooting and bouncing rays: calculating the RCS of an arbitrarily shaped cavity[J]. IEEE Transaction on Antennas and Propagation, 1989, 37(2): 194-205.
- [13] Bhalla R, Moore J, Ling H. A global scattering center representation of complex targets using the shooting and bouncing ray technique[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1997, 45(12): 1850-1856.
- [14] 李清栋,李锦耀,林欢,等. 基于 PO-PTD 的航空器对下滑道结构影响的动态研究[J]. 南京航空航天大学学报,2018,50(6):829-833.  
LI Qingdong, LI Jinyao, LIN Huan, et al. Dynamic research on glide-slope approach based on PO-PTD[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 50(6): 829-833. (in Chinese)
- [15] Ding W P. FEM/PO-PTD for evaluation of scattering by complex objects[C]/IEEE Antennas and Propagation Society International Symposium. California: IEEE Press, 2004: 363-366.
- [16] Youssef N N. Radar cross section of complex targets[J]. Proceedings of the IEEE, 1989, 77(5): 722-734.

(编辑: 贺红井)