

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.04.010

## 火焰稳定器修形对发动机后向 RCS 的影响

姚伦标, 杜凯, 李宁, 张琪, 于明飞

(中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550081)

**摘要:** 基于某简化的排气腔体静态雷达散射截面(Radar cross section, RCS)测试结果,分析了稳定器采用吸波材料后对发动机后向 RCS 的缩减效果;在不改变加力燃烧室传统结构基础上,针对现有某型稳定器结构从隐身修形设计角度建立了 5 种不同稳定器蒸发腔简化腔体 RCS 计算模型,分别在高频 10 GHz、低频 1.5 GHz 下对比分析了不同稳定器蒸发腔结构的 RCS 特征、稳定器倾斜布置对腔体 RCS 的影响。结果表明:传统非隐身一体化设计的排气腔体结构中,高频下稳定器采用隐身措施后的 RCS 缩减效果显著;几种针对稳定器蒸发管式蒸发腔结构的修形设计,均能在高频下带来一定的 RCS 缩减收益,低频下缩减不明显;具有横向及纵向复合倾斜的平板结构蒸发腔较其他结构的 RCS 缩减效果好,同时可改善功能材料的使用工况,提高其使用可靠性;稳定器在  $0^{\circ}\sim 20^{\circ}$  倾斜布置对后向腔体 RCS 有一定抑制作用。

**关键词:** 航空发动机隐身;火焰稳定器;迭代物理光学法;雷达散射截面;雷达仿真

中图分类号:V235.1

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2021)04-0570-08

## Influence of Flame Stabilizer Modification on Aero-engine Backward RCS

YAO Lunbiao, DU Kai, LI Ning, ZHANG Qi, YU Mingfei

(AECC Guiyang Engine Research Design Institute, Guiyang 550081, China)

**Abstract:** Based on a certain aero-engine simplified exhaust cavity radar cross section (RCS) test results, the contribution of the stabilizer taking the reduction measures to the engine's rearward cavity RCS is analyzed. Based on the traditional structure of the afterburner, the simplified cavity RCS calculation models of five different stabilizer evaporation chambers are established for the existing structure. The RCS characteristics of different stabilizer evaporation chamber structures are compared at high frequency 10 GHz and low frequency 1.5 GHz. The results show that, in the traditional non-stealth integrated design of the exhaust cavity structure, the stabilizer can achieve an obvious reduction effect of RCS at high frequency after adopting stealth measures. Several kinds of modified design for the structure of evaporation chamber of the flame stabilizer can bring a certain reduction benefit at high frequency, and the reduction at low frequency is not obvious. The flat structure with transverse and longitudinal composite angle inclination (WDQ5) has better improvement on RCS reduction than other structure, and can improve the working condition of absorbing coating and its reliability. Stabilization of the stabilizer at  $0^{\circ}\sim 20^{\circ}$  has a certain inhibitory effect on the RCS of the backward cavity.

**Key words:** stealth of aero-engine; flame stabilizer; iterative physical optics (IPO); radar cross section (RCS); radar simulation

现代战争中,飞行器的低可探测性能已成为其战场生存能力的一项重要技术指标。飞行器的低

可探测性可分为雷达隐身、红外隐身、光学隐身和声学隐身等多学科方向。根据目前战时环境的主

收稿日期:2020-09-26;修订日期:2021-01-10

通信作者:姚伦标,男,高级工程师,E-mail:charles0851@126.com。

引用格式:姚伦标,杜凯,李宁,等.火焰稳定器修形对发动机后向 RCS 的影响[J].南京航空航天大学学报,2021,53(4):570-577. YAO Lunbiao, DU Kai, LI Ning, et al. Influence of flame stabilizer modification on aero-engine backward RCS[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(4):570-577.

要探测手段,飞行器的隐身能力主要指雷达隐身和红外隐身,而发动机的后向低可探测性能将直接影响着飞机的后向隐身性能<sup>[1-2]</sup>。要实现发动机的后向雷达隐身,直接手段是控制和降低发动机自身的后向雷达散射截面(Radar cross section, RCS)大小。

发动机的后向RCS构成主要是由低压涡轮、加力燃烧室及可调喷管等部件组成的排气腔体RCS,其具有腔体散射机理复杂、散射强度高和宽角域等特征,是飞机后向的主要雷达散射贡献源之一。火焰稳定器是航空涡轮发动机加力燃烧室的基本结构之一,是实现加力点火及稳定燃烧的关键功能部件,但其位于加力燃烧室的某一横截面上,雷达波照射后可形成直接镜面反射或与壁面多次反射及绕射等相互作用后形成强回波散射,通过简化模拟测试得出对其采用隐身措施后在高频下对腔体RCS缩减高达60%左右。对于非隐身设计发动机,稳定可靠工作是其设计的重要出发点,但对于具有隐身需求的航空发动机,基于稳定、可靠工作结构的隐身改进设计也是其重要研究方向。

本文基于某型蒸发式稳定器结构,在不改变稳定器主体结构的前提下,从隐身修形设计角度改进设计稳定器蒸发腔局部结构及倾斜布置,一方面使结构修形具有一定的RCS缩减效果;另一方面改善功能材料的使用工况,以提高发动机的后向雷达隐身能力。

## 1 稳定器对发动机后向RCS贡献分析

为了评估稳定器对发动机后向腔体RCS的贡献大小,开展了简化排气腔体的静态RCS测试。状态1为稳定器蒸发腔金属状态,状态2为稳定器蒸发腔采用高频(8~18 GHz)具有较好吸波性能的吸波材料(低频性能较差)遮挡,目标的其他结构一致。分别对目标0°俯仰在L、S、C、X及Ku波段几个核心频点的水平极化(Horizontal to horizontal, HH)及垂直极化(Vertical to vertical, VV)开展RCS测试,其在±45°统计角域均值缩减对比如表1所示。

表1 状态2较状态1的缩减效果

极化	L	S	C	X	Ku
	1.5 GHz	3 GHz	6 GHz	10 GHz	15 GHz
HH	1.1	0.5	2.9	4.3	3.6
VV	0.7	3.2	2.7	3.0	3.2
平均	0.9	1.8	2.8	3.7	3.4

从表1中可知,低频L、S波段状态2较状态1在统计角域内的均值缩减量均较小,最高缩减1.8 dB,最小缩减仅0.9 dB,这与用于遮挡稳定器蒸发腔的吸波材料在低频下吸收性能差有关系。在C波段统计角域的均值缩减约3 dB。在高频X、Ku波段,状态2较状态1在各偏航角域内的均值缩减量均较大,X波段HH极化下的最大缩减达4.3 dB(按百分比缩减为62.8%),统计角域极化均值的平均缩减约3.5 dB。此外,通过其他统计角域均值变化分析可得,随着均值取值角域的增大,其均值缩减幅度变小,这是因为腔体散射在正后向0°附近为主散射峰,随着偏航角的增大峰值减小。

可以得出,高频下在稳定器蒸发腔采用吸波材料涂覆对发动机排气腔体的后向RCS缩减效果显著,对于非隐身一体化设计的航空发动机加力燃烧室,采取相应措施(如隐身涂层、修形设计等)降低稳定器对排气腔体RCS的贡献将直接缩减发动机后向RCS大小。

## 2 电磁计算方法

### 2.1 迭代物理光学法

针对航空发动机排气系统这类电大尺寸复杂腔体目标的电磁散射求解问题,其计算规模之大是目前低频数值算法难以解决的瓶颈,采用高频近似算法是在兼顾效率与精度的相对有效办法之一<sup>[3]</sup>。迭代物理光学法(Iterative physical optics, IPO)是一种建立在物理光学法(Physical optics, PO)基础上的高频计算方法,考虑腔体壁面对电磁波的多次反射,通过迭代方法求解电场积分方程,再求解计算得到腔体的散射场<sup>[4-6]</sup>。

假定入射电磁波为平面波,对于如图1所示的理想导体材料腔体结构,其腔体内壁面 $S_c$ 上的初始电流 $J_0(r_c)$ 可以由物理光学法直接近似得出

$$J_0(r_c) = \begin{cases} 2n \times H_c^i(r_c) & \text{照明} \\ 0 & \text{阴影} \end{cases} \quad (1)$$

$$H_c(r_c) = \int_{S_a} n \times H_a^i(r_a) \times \nabla G(r_c - r_a) dS_a + \frac{1}{jkZ} \nabla \times \int_{S_a} [E_a^i(r_a) \times n \times \nabla G(r_c - r_a)] dS_a \quad (2)$$

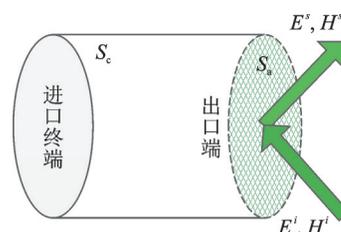


图1 腔体结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of the cavity

式中： $H_c^i(\mathbf{r}_c)$ 为该点由基尔霍夫近似得到的入射磁场强度； $E_a^i(\mathbf{r}_a)$ 、 $H_a^i(\mathbf{r}_a)$ 由入射平面波的电场与磁场获得； $\mathbf{n}$ 为腔体内壁面 $S_c$ 上任一点指向腔内的法向单位矢量； $\mathbf{r}_c$ 为该点的位置矢量； $\mathbf{r}_a$ 为腔体口径面 $S_a$ 上的位置矢量； $Z$ 为自由空间波阻抗； $k$ 为自由空间波数； $j$ 为虚数单位； $\nabla$ 为哈密顿算子<sup>[7]</sup>； $G$ 为三维格林函数。腔体内壁面 $S_c$ 上的真实电流分布通过磁场积分方程(Magnetic field integral equation, MFIE)迭代计算得出

$$J_n(\mathbf{r}_c) = J_0(\mathbf{r}_c) + 2\mathbf{n} \times \text{P.V.} \int_{S_c} J_{n-1}(\mathbf{r}_c) \times \nabla G(\mathbf{r}_c - \mathbf{r}_c') dS \quad (3)$$

式中：下标 $n$ 表示迭代次数； $\text{P.V.} \int_{S_c}$ 为在腔体内壁面 $S_c$ 区域内主值积分，考虑各个面元之间的遮挡关系<sup>[8]</sup>，即可模拟计算出腔内壁 $S_c$ 上电磁波在的多次反射效应。通过式(2)得到内壁面 $S_c$ 上的感应电流 $J(\mathbf{r}_c)$ ，结合遮挡关系判断，由Kirchhoff公式可得口径面 $S_a$ 上的散射场，利用电磁场等效原理及远场条件，即可得到腔体的远场某点处的散射电场 $E^s$ <sup>[3,9]</sup>。

$$E^s \approx \frac{z}{jk} \nabla \times \int_{S_c} J(\mathbf{r}_c) \times \nabla G dS \quad (4)$$

式中： $\nabla$ 用 $(-j\omega)$ 代替，其中 $\omega$ 为自由空间波矢，便可得到散射电场 $E^s$ 在球面坐标系中的相应的各个分量<sup>[10]</sup>。再根据雷达雷达散射截面的定义，即可得到目标RCS的近似结果，即有

$$\sigma = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi R^2 |E^s|^2 / |E^i|^2 \quad (5)$$

相比于其他高频方法，IPO能够有效解决电大尺寸腔体散射问题，每平方波长网格剖分9~16个面元即可达到精度要求，不需要矩阵求逆，内存消耗少，同时为了提高IPO方法的迭代计算效率，在迭代过程中采用前后向物理光学法迭代方法<sup>[11-12]</sup>和松弛因子技术<sup>[13-14]</sup>。根据经验，一般不太复杂的腔体取0.8~0.9，较复杂的腔体取0.6~0.7<sup>[13]</sup>。本文计算中的松弛因子为0.65。

在喷管的雷达散射特性计算过程中，喷管壁面采用三角面网格的大小与计算的电磁波入射波长相关。为了满足迭代物理光学法计算精度需求，每波长平方等于9~16面元这一条件，其网格边长计算公式为

$$\frac{\sqrt{3}}{4} \times (9 \sim 16) \times a^2 = \lambda^2 \quad (6)$$

式中： $\lambda$ 为入射波的波长； $c$ 为光速； $f$ 为入射波的频率； $a$ 为网格边长。同时，由于IPO与腔体内部网格无关，为了提高计算效率，可以在腔体内部生成较粗的内部连通体网格，提高其计算效率。

## 2.2 仿真算法验证

本文IPO算法程序是基于西工大动力与能源学院研究成果，为了验证IPO方法的正确性，以文献[15]的单端开口的轴对称腔体(图2)为验证模型，其长度、直径都为 $4\lambda$ ( $\lambda$ 为波长)，计算频点为10 GHz。

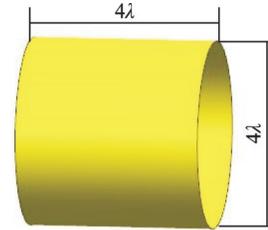


图2 验证计算模型

Fig.2 Validated calculation model

利用IPO程序仿真计算结果与文献[15]中的试验结果对比，结果如图3所示，可见本文的IPO算法结果与文献数据吻合良好，表明其计算结果可靠。

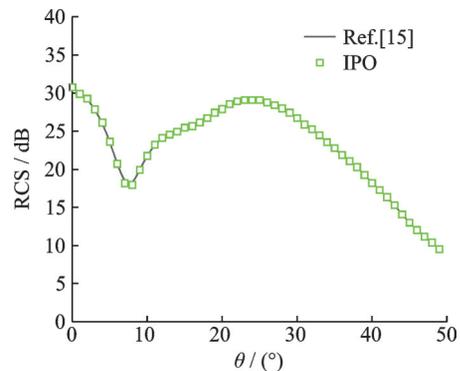


图3 腔体散射验证计算结果对比

Fig.3 Comparison of calculation results of scattering filed of cavity

此外，在文献[16]中，对1/2缩比的轴对称排气系统开展了室内暗室RCS测试与采用IPO仿真计算结果的对比分析，结果表明在 $\pm 50^\circ$ 角域内仿真均值结果与测试结果的相对误差在10.6%内，故本文采用IPO方法用于类似复杂程度的腔体RCS研究具有一定的精确性和可靠性。

## 3 稳定器蒸发腔结构修形的RCS对比分析

### 3.1 不同稳定器蒸发腔结构修形简化模型

基于稳定器在传统加力燃烧室构成的发动机后向RCS中为主要强散射贡献源之一，通过对现有某型蒸发式稳定器结构及特征进行分析，在不改变稳定器整体结构及布置情况下，将火焰稳定器简化为由12个径向稳定器环形布置。按照通过对蒸发腔局部结构修形将入射电磁波偏置到非后向可

直接探测方向的设计原则,设计了4种不同的稳定器蒸发腔改进结构(如图4所示,蒸发孔均未示出)。其中,WDQ1为原结构,WDQ2为平板结构,WDQ3为内凹结构,WDQ4为外凸结构,WDQ5为纵向和横向复合倾斜的平板结构。模型的纵向长度为300 mm,横截面最大宽度为30 mm。

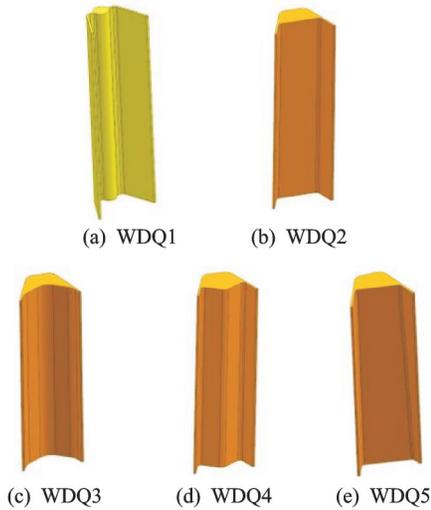


图4 不同稳定器蒸发腔结构修形简化模型

Fig.4 Flame stabilizer with different evaporation chamber simplified models

### 3.2 计算模型

发动机的排气腔体的简化结构示意图如图5所示。其真实结构十分复杂,含很多小零件、间隙、台阶及孔等散射源,通过目前的电磁仿真计算方法很难实现精确数值模拟分析。本文将发动机排气腔前端低压涡轮叶片截面用短路终端简化模拟,相关研究显示短路终端与叶片终端的电磁散射结果误差在可接受的范围内<sup>[17-18]</sup>,加力筒体、隔热屏及可调喷管等构成的复杂腔体壁面结构简化为圆柱体管道腔体(长度800 mm,直径600 mm),由于内锥体的轴向投影面积较大且可形成腔体内的多次反射,故计算模型保留内锥体结构形式,忽略燃油杆等其他结构的影响,针对不同的稳定器蒸发腔结构形式的RCS缩减对比分析。简化的计算模型如图6所示。

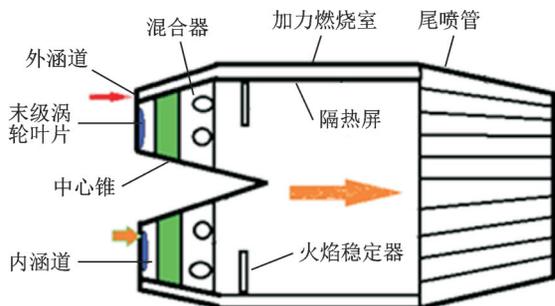


图5 发动机排气腔体结构示意图

Fig.5 Schematic diagram of engine exhaust cavity structure

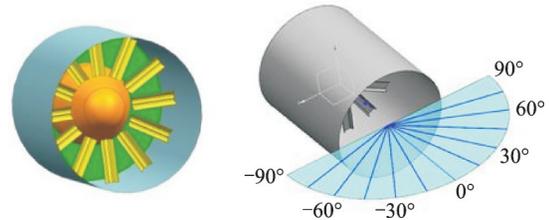


图6 简化的腔体计算模型

Fig.6 Simplified calculation cavity model

根据当前军用体制探测雷达的常规威胁波段主要在L、S、C、X、Ku等,综合计算资源分别选择1.5 GHz(L波段)、10 GHz(X波段)作为低频及高频的计算频点。设定雷达探测平面为 $xoy$ , $x$ 轴正方向入射的探测方位角 $\theta$ 为 $0^\circ$ ,计算时 $\theta$ 取 $0^\circ\sim 45^\circ$ ,间隔为 $1^\circ$ 。采用单站雷达系统进行模拟,分别计算得到在HH、VV不同极化方式下,不同结构在不同波段典型频点下的点频RCS对比曲线。

### 3.3 计算结果分析

#### 3.3.1 点频RCS曲线分布特征

高频10 GHz时不同极化的RCS曲线分布分别如图7、8所示,低频1.5 GHz时不同极化的RCS曲线分布分别如图9、10所示。

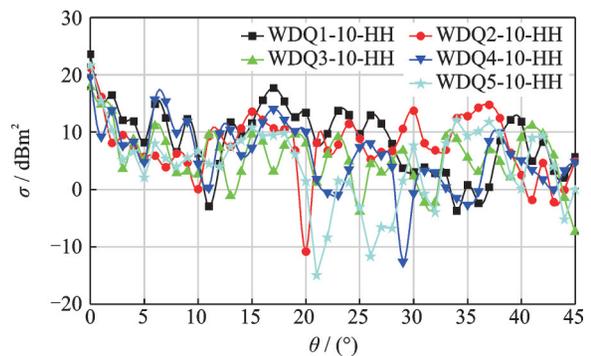


图7 10 GHz时水平极化下RCS曲线

Fig.7 RCS curves of HH at 10 GHz

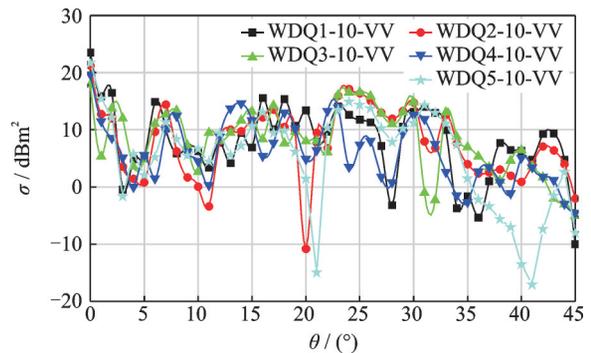


图8 10 GHz时垂直极化下RCS曲线

Fig.8 RCS curves of VV at 10 GHz

从图7、8可看出,在高频时、两种极化方式下,5种不同结构的RCS在方位角 $\theta=0^\circ$ 即正后向入射时最大,此时入射电磁波直接照射腔体内各部件的

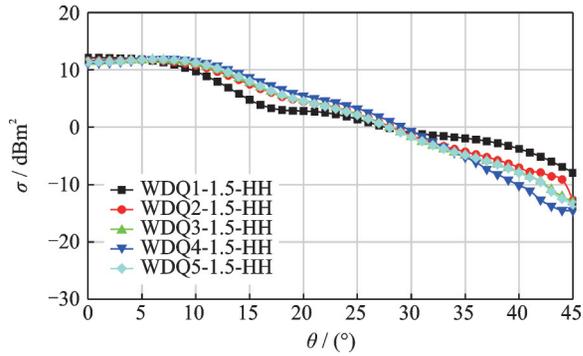


图9 1.5 GHz时水平极化下RCS曲线

Fig.9 RCS curves of HH at 1.5 GHz

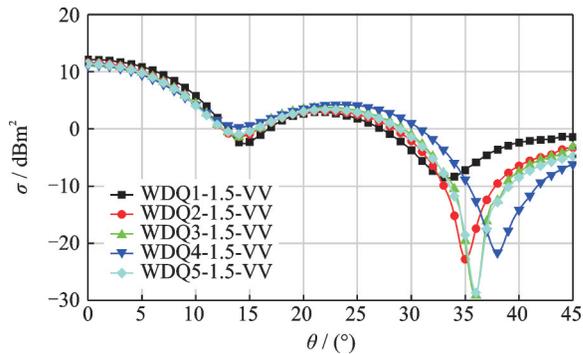


图10 1.5 GHz时垂直极化下RCS曲线

Fig.10 RCS curves of VV at 1.5 GHz

截面积最大,电磁散射回波直接反射出腔体出口被探测到,形成强回波。随着方位角 $\theta$ 在 $[0^\circ, 20^\circ]$ 内增大,不同极化下的RCS曲线总体特征具有趋同的变化趋势,但不同结构的RCS大小不一。可以看到在 $\theta=6^\circ$ 及 $\theta=17^\circ$ 附近,各种不同结构的稳定器构成的腔体RCS均存在一个较大峰值;在 $\theta=20^\circ$ 附近均存在一个下降的峰值;随着 $\theta$ 进一步增大,各种结构的RCS在一定范围内振荡分布。WDQ5由于其具有复合角的结构特征,电磁波照射时发生了偏转,使在多数入射角下后向能接收到的回波强度较其他几种结构要低。

从图9、10中可见,低频下,各种稳定器蒸发腔结构构成的腔体RCS变化趋势基本一致,这是由于低频下电磁波的波长较长,对于这种较小尺寸的结构变化不敏感产生的。在HH极化下,在方位角 $[10^\circ, 25^\circ]$ 时,蒸发管式(WDQ1)稳定器构成的腔体RCS相对较小;随着方位角的增大在 $[30^\circ, 45^\circ]$ 时,改进的几种稳定器蒸发腔结构构成的腔体RCS相对于WDQ1都要低。总体来看,具有复合角度平板倾斜的WDQ5构成的腔体RCS在大多数方位角下都具有一定优势。

### 3.3.2 RCS均值特征

高频10 GHz时不同极化、不同统计角域的RCS均值分别见表2、3;低频1.5 GHz时不同极化、

不同统计角域的RCS均值分别见表4、5。下文所述RCS统计均值均采用无量纲化(各角域均值/各角域均值中最大值)处理,不再赘述。

表2 10 GHz时水平极化下RCS均值

Table 2 Average values of RCS at HH of 10 GHz

$\theta$	WDQ1	WDQ2	WDQ3	WDQ4	WDQ5
$[0^\circ, 15^\circ]$	1.00	0.59	0.55	0.59	0.39
$[0^\circ, 30^\circ]$	0.83	0.45	0.33	0.42	0.27
$[0^\circ, 45^\circ]$	0.62	0.41	0.30	0.32	0.23

表3 10 GHz时垂直极化下RCS均值

Table 3 Average values of RCS at VV of 10 GHz

$\theta$	WDQ1	WDQ2	WDQ3	WDQ4	WDQ5
$[0^\circ, 15^\circ]$	0.85	0.56	0.50	0.59	0.50
$[0^\circ, 30^\circ]$	0.71	0.66	0.62	0.52	0.42
$[0^\circ, 45^\circ]$	0.55	0.49	0.46	0.41	0.31

表4 1.5 GHz时水平极化下RCS均值

Table 4 Average values of RCS at HH of 1.5 GHz

$\theta$	WDQ1	WDQ2	WDQ3	WDQ4	WDQ5
$[0^\circ, 15^\circ]$	1.00	0.93	0.93	0.95	0.89
$[0^\circ, 30^\circ]$	0.95	0.78	0.74	0.72	0.65
$[0^\circ, 45^\circ]$	0.76	0.59	0.56	0.55	0.48

表5 1.5 GHz时垂直极化下RCS均值

Table 5 Average values of RCS at VV of 1.5 GHz

$\theta$	WDQ1	WDQ2	WDQ3	WDQ4	WDQ5
$[0^\circ, 15^\circ]$	0.83	0.62	0.65	0.65	0.63
$[0^\circ, 30^\circ]$	0.55	0.54	0.56	0.54	0.52
$[0^\circ, 45^\circ]$	0.39	0.40	0.42	0.40	0.39

从表2、3可见,5种不同蒸发腔结构的稳定器构成的腔体RCS,统计角域 $[0^\circ, 15^\circ]$ 的均值在不同极化下基本一致,表明电磁波小角度入射时目标腔体中细微结构变化的RCS结果对极化方式不敏感;随着统计角域的增大,每种结构的RCS均值在垂直极化下较水平极化都要略大。带复合角倾斜的平板结构WDQ5构成的腔体RCS较其他结构在各统计角域的均值相对较小,在 $[0^\circ, 45^\circ]$ 角域,2种极化的均值平均缩减约50%。

从表4、5可见,不同稳定器蒸发腔结构构成的腔体RCS在各探测角域内的均值相差很小,但垂直极化下相比较水平极化下的结果小,WDQ1相差最大约50%。与高频下的统计结果相比,低频下的极化差异带来的结果差异比高频大,结合图10的RCS曲线特征,在垂直极化下,当 $\theta$ 角大于 $30^\circ$ 后存在一个较低极值,不同极化下腔体内发生多次反射后逃逸出等效口径面上被接收的电磁回波强度减弱。带复合角倾斜的平板结构WDQ5蒸

发腔稳定器构成的腔体 RCS 较其他结构在  $[0^\circ, 45^\circ]$  角域,2 种极化的均值平均缩减约 24%。

## 4 稳定器倾斜布置的 RCS 对比分析

### 4.1 稳定器倾斜布置简化计算模型

传统的火焰稳定器垂直于加力燃烧室轴线的某一平面上周向均匀分布,不利于发动机的后向隐身设计。为了进一步对比研究稳定器倾斜布置对腔体 RCS 的影响,基于 WDQ2 平板结构蒸发腔,稳定器顶端位置固定,稳定器根部向加力燃烧室进口端、喷管出口端各倾斜  $10^\circ$ 、 $20^\circ$  和  $30^\circ$ ,设定向加力燃烧室进口端倾斜为负,向喷管出口端倾斜为正,其对比计算分析如图 11 所示的不同倾斜角度腔体 RCS 特征,其中腔体结构及计算角域同 3.2 节所述。

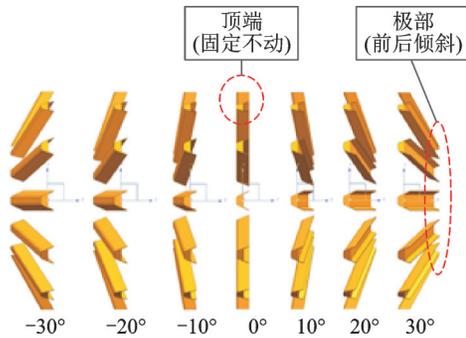


图 11 稳定器角度倾斜方案

Fig.11 Scheme of stabilizer angle tilt

### 4.2 计算结果分析

#### 4.2.1 点频 RCS 曲线分布特征

综合考虑计算效率与计算精度,选择入射频率为 9.4 GHz 研究其雷达散射特性。9.4 GHz 时不同极化的 RCS 曲线分布分别如图 12、13 所示。

图 12、13 所示为水平、垂直极化下稳定器不同倾斜角度时腔体 RCS 随探测角的变化分布曲线。从图中可以看出,不同倾斜角状态下的 RCS 角向分布规律相似,在  $0^\circ$  探测角附近 6 种不同倾斜角度

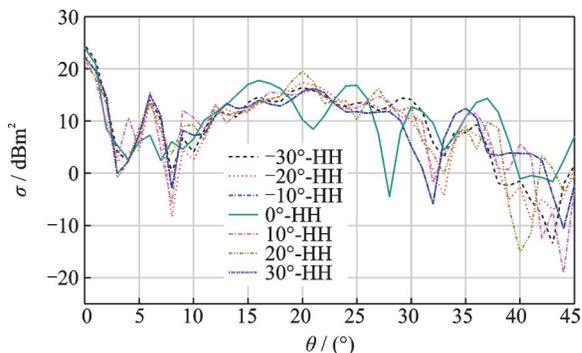


图 12 水平极化不同倾斜角度下腔体 RCS 曲线分布

Fig.12 Distribution of cavity RCS curves at different tilt angles under horizontal polarization

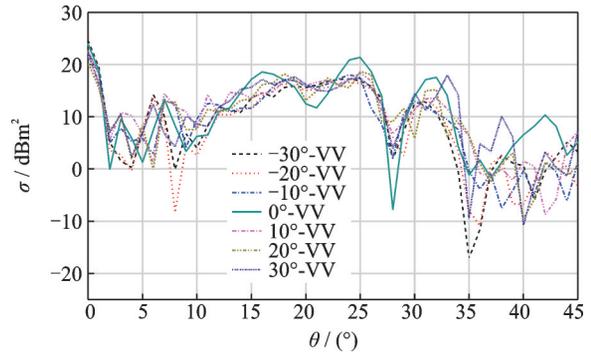


图 13 垂直极化不同倾斜角度下腔体 RCS 曲线分布

Fig.13 Distribution of cavity RCS curves at different tilt angles under vertical polarization

状态下的腔体 RCS 都达到最大值,这主要是因为  $0^\circ$  探测角附近时,由于喷管进口处进行了终端封闭,平面的直接反射起主要贡献,使得喷管轴线附近会产生很强的镜面反射,导致这个方向上的 RCS 值较高。随着探测角度的增加,各状态下的 RCS 值呈下降趋势,并逐渐出现波峰波谷。从水平极化方式下的 RCS 角向分布曲线可以看到,稳定器倾斜状态下的 RCS 分布曲线在波峰波谷位置较未倾斜状态有一定角度差,而垂直极化下差距不大,说明在水平极化下腔体 RCS 变化对稳定器倾斜较为敏感。

#### 4.2.2 RCS 均值特征

表 6、7 为偏航探测面水平、垂直极化下各探测角域内的 RCS 平均值。

表 6 水平极化下各探测角域的无量纲 RCS 平均值

Table 6 Dimensionless RCS average values of each detection angle under horizontal polarization

探测角域	倾斜角						
	$-30^\circ$	$-20^\circ$	$-10^\circ$	$0^\circ$	$10^\circ$	$20^\circ$	$30^\circ$
$[0^\circ, 15^\circ]$	0.92	0.64	0.68	0.85	0.60	0.52	0.70
$[0^\circ, 30^\circ]$	0.80	0.67	0.60	0.75	0.62	0.66	0.80
$[0^\circ, 45^\circ]$	0.59	0.49	0.46	0.57	0.43	0.47	0.59

表 7 垂直极化下各探测角域的无量纲 RCS 平均值

Table 7 Dimensionless RCS average values of each detection angle under horizontal polarization

探测角域	倾斜角						
	$-30^\circ$	$-20^\circ$	$-10^\circ$	$0^\circ$	$10^\circ$	$20^\circ$	$30^\circ$
$[0^\circ, 15^\circ]$	0.80	0.52	0.56	0.78	0.64	0.48	0.66
$[0^\circ, 30^\circ]$	0.81	0.64	0.70	1.00	0.77	0.70	0.78
$[0^\circ, 45^\circ]$	0.63	0.48	0.52	0.77	0.53	0.48	0.61

表 6 中可以看出,水平极化下,稳定器向喷管出口端倾斜在小探测角域下相较向加力燃烧室进口端倾斜有更好的 RCS 缩减效果,随着倾斜角度从  $10^\circ$  增大到  $20^\circ$ ,可以看到,在  $0^\circ \sim 15^\circ$  探测角域下

RCS均值进一步降低,且稳定器倾斜 $20^\circ$ 状态 RCS 缩减得更加明显,最大缩减了约 38%;在其余探测角域下的均值缩减不明显。这表明在水平极化下稳定器倾斜 $-20^\circ\sim 20^\circ$ 范围内,在大探测角域下对腔体 RCS 均值影响不大。随着倾斜角度增大到 $-30^\circ\sim 30^\circ$ 时,各探测角域下的均值呈上升趋势,且倾斜 $-30^\circ$ 状态下的均值上升幅度更大。

表7中垂直极化下在 $0^\circ\sim 15^\circ$ 探测角域时,稳定器倾斜 $20^\circ$ 状态时的 RCS 缩减较为明显,相较未倾斜状态缩减了约 39%,随着探测角度的增大,可以看到稳定器倾斜 $-20^\circ\sim 20^\circ$ 状态下的均值相差不大。当倾斜角度增大到 $-30^\circ$ ,在 $0^\circ\sim 15^\circ$ 探测角域下的均值呈上升趋势,增大了约 2%;当倾斜角度增大到 $30^\circ$ ,各探测角域下的均值缩减效果减小。综合可得,稳定器向下游倾斜在 $0^\circ\sim 20^\circ$ 对腔体 RCS 具有更好地缩减效果。

## 5 结 论

针对稳定器在发动机后向腔体 RCS 中为强散射源,在不改变稳定器布局及整体结构前提下,从隐身设计角度,本文研究几种不同稳定器蒸发腔结构及不同倾斜布置对腔体 RCS 的影响,可以得出如下结论:

(1)在非隐身一体化设计的加力燃烧室构成的发动机排气腔体 RCS 中,稳定器采用隐身措施后降低其雷达散射贡献将直接提高发动机后向雷达隐身性能。

(2)几种针对某型蒸发管式蒸发腔的修形,都能相比原有结构构成的腔体 RCS 有所缩减,统计角域 $[0^\circ, 45^\circ]$ 的均值,在高频时最大缩减 3.4 dB,在低频时最大缩减 1.2 dB。稳定器蒸发腔结构的不同会带来高频下腔体 RCS 差异较大,低频下 RCS 差异较小。

(3)具有横向和纵向复合角度倾斜的平板结构蒸发腔(WDQ5)对于腔体 RCS 的缩减具有一定优势。同时,平板结构也能相对于原有蒸发管式蒸发腔改善吸波涂层等功能材料的使用工况,提高功能材料的使用可靠性。

(4)稳定器倾斜布置对腔体 RCS 有缩减效果,不同倾斜角状态下的 RCS 角向分布规律相似,且在水平极化下稳定器倾斜对腔体 RCS 变化较为敏感。综合考虑稳定器隐身设计及稳定燃烧功能需求,稳定器向喷管出口端倾斜更有利稳定燃烧,优选 $0^\circ\sim 20^\circ$ 范围稳定器倾斜布置可对腔体 RCS 有较好的抑制效果。

## 参考文献:

- [1] 尚守堂,曹茂国,邓洪伟,等.航空发动机隐身技术研究及管理工作探讨[J].航空发动机,2014,40(2): 6-9,18.  
SHANG Shoutang, CAO Maoguo, DENG Hongwei, et al. Discuss on aeroengine stealth technology research and management[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 6-9,18.
- [2] 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): 1-7.  
DENG Hongwei, SHANG Shoutang, JIN Hai, et al. Analysis and discussion on stealth technology of aeroengine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(10): 1-7.
- [3] 李岳峰,杨青真,高翔,等.基于迭代物理光学和等效边缘电流方法的 S 形进气道雷达散射截面研究[J].推进技术,2013,34(5): 577-582.  
LI Yuefeng, YANG Qingzhen, GAO Xiang, et al. Investigation on radar cross-section of S-shaped inlets using IPO and EEC method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(5): 577-582.
- [4] 黄培康,殷红成,许小剑,等.雷达目标特性[M].北京:电子工业出版社,2005: 24-26.  
HUANG Peikang, YIN Hongcheng, XU Xiaojian, et al. Radartarget characteristics[M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2005: 24-26.
- [5] 阮颖铮.雷达截面与隐身技术[M].北京:国防工业出版社,1998: 50-79.  
RUAN Yingzheng. Radar section and stealth technology[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1998: 50-79.
- [6] 何国瑜,卢才成,洪家才,等.电磁散射的计算和测量[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006: 192-233.  
HE Guoyu, LU Caicheng, HONG Jiakai, et al. The calculation and measurement of electromagnetic scattering[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 192-233.
- [7] HARRINGTON R F. Time-harmonic electromagnetic fields[M]. New York: McGraw-Hill, 1968: 82-127.
- [8] 姬金祖,刘战合.基于面元分组的电磁遮挡算法及其优化[J].北京航空航天大学学报,2009,35(4): 453-456.  
JI Jinzu, LIU Zhanhe. Electromagnetic occultation algorithm based on facets grouping and optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(4): 453-456.
- [9] 陈立海,杨青真,陈玲玲,等.不同喷口修形的二元收敛喷管 RCS 数值模拟[J].航空动力学报,2012,27(3): 513-520.

- CHEN Lihai, YANG Qingzhen, CHEN Lingling, et al. Numerical simulation of RCS for 2-D convergent nozzle with different trailing edges[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(3): 513-520.
- [10] 顾长青,舒永泽,徐金平. 物理光学迭代法的子域连接法[J]. *电子学报*, 2001, 29(3): 420-422.
- GU Changqing, SHU Yongze, XU Jinping. A subdomains splicing technique for IPO approach [J]. *Acta Electronica Sinica*, 2001, 29(3): 420-422.
- [11] 许小艳,龚书喜. 计算开口腔体RCS的前后向物理光学迭代法[J]. *空间电子技术*, 2008(1): 72-76.
- XU Xiaoyan, GONG Shuxi. The forward-backward IPO algorithm for calculating opened cavities [J]. *Space Electronic Technology*, 2008(1): 72-76.
- [12] BURKHOLDER R J, TOMAS L. Forward-backward iterative physical optics algorithm[J]. *IEEE Trans on Antenna Propagate*, 2005, 53(2): 793-799.
- [13] 闫玉波,葛德彪,聂小春,等. 应用改进的迭代物理光学法分析电大尺寸开口腔体散射[J]. *微波学报*, 2001, 17(1): 35-39.
- YAN Yubo, GE Debiao, NIE Xiaochun, et al. An improved IPO method applied to the analysis of EM scattering from a large open-ended cavity [J]. *Journal of Microwaves*, 2001, 17(1): 35-39.
- [14] BURKHOLDER R J. A fast and rapidly convergent iterative physical optics algorithm for computing the RCS of open-ended cavities[J]. *ACES Journal*, 2001, 16(1): 53-60.
- [15] BASTERIRO F, RORIGUEZ J L, BURKHOLDER R J. An iterative physical optics approach for analyzing the electro-magnetic scattering by large open-ended cavities[J]. *IEEE Trans Antennas and Propagation*, 1995, 43(4): 356-361.
- [16] 高翔. 飞行器/排气系统红外辐射及电磁散射特性数值研究[D]. 西安:西北工业大学, 2016.
- GAO Xiang. Investigation on the infrared radiation and radar scattering characteristics of aircraft and engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016.
- [17] 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.
- [18] 石磊,郭荣伟. 蛇形进气道的电磁散射特性[J]. *航空学报*, 2007, 28(6): 1296-1301.
- SHI Lei, GUO Rongwei. Electromagnetic scattering characteristics of serpentine inlet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(6): 1296-1301.

(编辑:刘彦东)