

文章编号:1000-6893(2007)06-1296-06

蛇形进气道的电磁散射特性

石磊, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

Electromagnetic Scattering Characteristics of Serpentine Inlet

Shi Lei, Guo Rongwei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

摘 要: 对一种进口与机身保形设计的蛇形进气道在 Ku 波段选择入射频率 15 GHz 情况下进行了电磁散射特性的实验和仿真研究,取得了蛇形进气道雷达散射截面(RCS)随方位角、迎角和终端的变化规律。研究结果表明:(1)该蛇形进气道在水平极化终端为风扇时 $\pm 60^\circ$ RCS 均值为 $-24.33 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,垂直极化为 $-19.15 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,是一种低 RCS 进气道;(2)运用时域有限差分法计算所得的 RCS 随方位角变化曲线与实验曲线趋势基本一致, $\pm 60^\circ$ 均值误差在 4 dB 以内;(3)从进气道对称面电场(E_x)分布图可以看出入射波射入进气道并在内壁面产生多次反射,从而验证了蛇形进气道的设计思想并为在内通道关键反射点涂敷吸波材料实现蛇形进气道的高隐身提供了一个可行的研究平台。

关键词: 航空航天推进系统; 蛇形进气道; 电磁散射; 隐身技术

中图分类号: V228.7 **文献标识码:** A

Abstract: This paper presents a study of the electromagnetic scattering of a serpentine inlet at 15 GHz in Ku wave band. The radar cross section (RCS) characters of the serpentine inlet at different azimuths, attack angles and terminators are obtained. The results indicate that: (1) The average RCSs of the serpentine inlet with fan terminator in $\pm 60^\circ$ azimuth are $-24.33 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ in horizontal polarization and $-19.15 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ in vertical polarization. It means that the serpentine inlet is a low observable inlet. (2) The RCS curves of the finite difference time domain (FDTD) numeric simulation results at different azimuth angles are basically in accordance with the experiment results. The difference of the average RCS in $\pm 60^\circ$ azimuth between experiment and computation is less than 4 dB. (3) The inlet symmetry E_x contour map shows that the transmitting wave enters into the inlet and reflects several times in the duct, which validates the design philosophy of the serpentine inlet and provides a practical approach to study the RCS reduction of the serpentine inlet using radar absorbing material (RAM) method.

Key words: aerospace propulsion system; serpentine inlet; electromagnetic scattering; stealth technique

近年来,随着探测技术的飞速发展,军用飞行器执行任务的生存能力受到了重大威胁。如何实现飞行器的低可探测性即隐身技术已经成为世界军事科学领域的研究热点。当前已研制成功的隐身飞机仍然是以目标特征信号的缩减为主要途径。表示飞行器目标特征信号的物理量有多种:如雷达散射截面、红外辐射强度、光学可见度和噪声强度等。针对当前飞行器探测的主要手段是雷达,故飞行器隐身设计的首要任务便是降低目标的雷达散射截面(Radar Cross Section, RCS)。雷达隐身的原理是将飞行器反射的雷达信号改

变、减弱或者反射到雷达接收机接收不到的区域,从而降低敌方雷达的探测距离。在全机的雷达散射信号中来自进气道的散射占据了很大的比例^[1],因此对进气道隐身特性进行研究有着重要意义。

国外开展飞行器进气道隐身技术的研究始于 20 世纪 70 年代美国国防预先研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)领导的深蓝项目(Have Blue)^[2],当时如何缩减进气道雷达散射截面就已经作为降低全机 RCS 的研究重点。进气道的强散射源包括唇口、进气道内通道腔体、附面层隔道和发动机进口端面。当前研制的低 RCS 进气道均是针对上述强散射源开展工作的。为降低进气道的腔体效应,

收稿日期:2006-09-29; 修订日期:2007-06-18
基金项目:总装跨行业预研项目(41310002061)
通讯作者:石磊 E-mail: stonesszone@gmail.com

F-117A 隐身战斗机应用波导管选择波长原理,将进气道入口斜置并安装网状隔栅来阻挡入射波射入进气道,从而将雷达波反射到偏离接收机方向实现进气道隐身。B-2 隐身轰炸机为降低唇口的电磁散射将进气道唇口作成了锯齿状,且与机翼前后缘的后掠角度一致,从而将全机的雷达反射波峰集中在 4 个对飞行器威胁较小的角度上。F-22A 战斗机对进气道入口斜切两次,使进气道的后向散射偏移出威胁最大的迎头方向,同时在进气道的出口加装了消波装置,从而实现隐身。美国正在研制的下一代隐身战斗机 JSF 采用了无附面层隔道的鼓包进气道,不仅提高了气动性能降低了结构重量,还消除了隔道造成的较强的电磁散射^[3]。为了追求结构紧凑和高隐身,美国在下一代无人作战飞机 X-45 和 X-47 上采用了进口与机身保形设计的蛇形进气道,这种设计形式不仅能使进气道的直接长度缩短到近 3 倍出口直径,而且还实现了对发动机的全遮挡。但遗憾的是,尽管国外对隐身进气道进行了大量的研究并且在飞行器上广泛应用,但其有关的文献却未见发表。

国内针对进气道雷达隐身的研究始于 20 世纪 80 年代。文献[4]系统地讨论了进气道唇口剖面、口面设计和内通道参数对 RCS 的影响,提出了采用栅网、消波终端以及涂敷吸波材料来缩减进气道 RCS 的方案,并给出了低 RCS 进气道的设计准则。为分析常规战斗机大量使用的直管斜切式方转圆进气道在各种状态下的电磁散射特性,文献[5]分析了终端、迎角对该种进气道 RCS 的影响,并提出了该型进气道涂敷吸波材料和使用消波终端的雷达截面减缩措施。为研究埋入式进气道的隐身效果,文献[6]对三种不同进气道与弹体组合的导弹模型进行了 RCS 实验研究,得出:矩形截面弹体的平面埋入式进气道方案有较好的隐身效果;鼓包进气道消除了附面层隔道,有较好隐身特性。文献[7]对鼓包进气道及皮托式进气道进行了电磁散射特性的实验研究,指出鼓包进气道为一种低 RCS 的进气道设计方案。文献[8]对蛇形进气道的气动性能开展了深入的研究,解决了蛇形进气道采用大偏距、短扩压设计导致的总压恢复低和畸变指数大的问题,为蛇形进气道的应用打下了基础。但至今未见对该类进气道电磁散射特性研究的文章。

本文在文献[8]的工作基础上,设计制作了一个进口与机身保形具有良好气动性能的蛇形进气

道。在微波暗室对该进气道进行了 RCS 实验研究并使用时域有限差分法进行了数值仿真。获得了进气道的 RCS 特性,以及进气道 RCS 随方位角、迎角和终端的变化规律。

1 实验模型和设备

1.1 实验模型

实验使用的蛇形进气道模型如图 1 所示,为铝制全金属模型。为保证模型在部件安装面处阻抗连续,在接缝的表面贴敷铝箔,并使用高纯度银粉导电胶粘接。该进气道进口为类三角形保形进口。进气道中心线由两段 S 弯组成,通过特殊型面设计从迎头方向任何角度均看不到出口端面,实现对发动机压气机的完全遮蔽。蛇形进气道模型的主要尺寸,如图 2 所示。

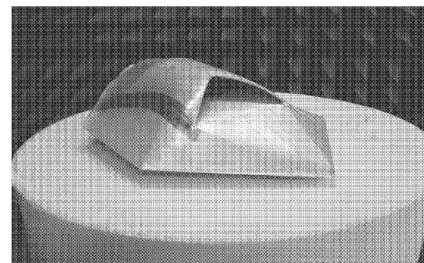


图 1 蛇形进气道模型

Fig. 1 Serpentine inlet model

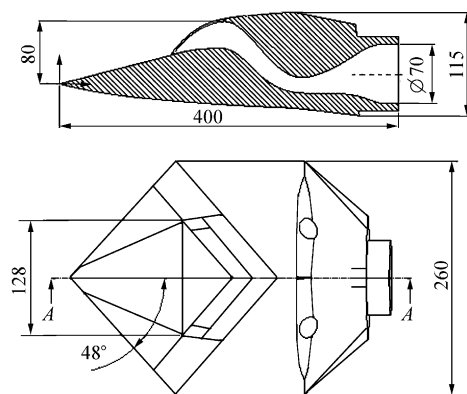


图 2 蛇形进气道几何参数值示意图

Fig. 2 Geometry parameters of the serpentine inlet model

进气道出口形式对进气道 RCS 有一定影响。真实飞行器进气道出口为压气机叶片,本文使用叶片固定的终端模拟此状态如图 3 所示,实验时安装在进气道出口。该终端由中心体和三级固定的叶片组成。每级叶片个数为 10 片,叶片安装角为 30° 。

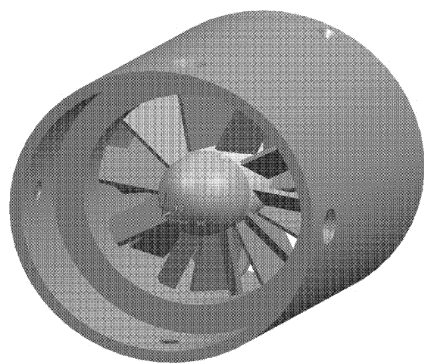


图 3 固定叶片仿真终端
Fig. 3 Terminator with fixed fans

1.2 实验设备

实验是在南京航空航天大学无人机研究院的微波暗室中进行的。暗室尺寸为 $28\text{ m} \times 8.5\text{ m} \times 8.5\text{ m}$ ，静区尺寸为 $1\text{ m} \times 1\text{ m}$ ，暗室背景电平为 $-43\text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 。为了和实验模型的尺寸相匹配，实验频率选择了 Ku 波段 15 GHz 。测量的标准散射体为 $R=100\text{ mm}$ 的金属球，天线做水平极化和垂直极化。模型安装在距离地面 3.6 m 的三向转台上，采用泡沫支架支撑，模型距天线 10 m 。实验时通过使用三向转台和激光瞄准器可以实现对模型的安装高度、迎角和方位角进行准确的控制，提高了测试结果的准确性。

2 计算说明

RCS 实验研究仅能提供飞行器在某一姿态下的 RCS 数值大小，蕴含的信息量有限。计算电磁学可以获取散射体产生电磁场中所包含的丰富信息，帮助观察电磁波与散射体的相互作用从而加强对飞行器隐身机理的理解，为进一步指导高隐身进气道的设计提供了手段。本文使用 Remcom 公司的 XFDTD 电磁仿真软件对蛇形进气道模型进行了 RCS 数值仿真研究。

2.1 计算方法

XFDTD 软件基于时域有限差分法 (FDTD) 进行电磁场计算。1966 年, K. S. Yee 在研究电磁散射问题时首次直接将电磁场控制方程进行了时间递推的差分离散计算^[9]。FDTD 算法直接对 Maxwell 方程组在时间和空间上进行差分离散, 对电场和磁场进行交替间隔采样, 使计算过程可以完全模拟电磁波随时间的传播历程以及与散射体的相互作用。FDTD 有物理概念清晰的优点,

通过在每一时间步对所有空间网格的 Maxwell 差分方程进行计算, 模拟了电磁波的传播和它与目标的相互作用, 且借助计算机图形学可显示波的传播、吸收和散射的过程。FDTD 的内存需求量较小, 可对电大尺寸目标的散射问题进行计算, 因此特别适合计算复杂目标的电磁散射问题^[10]。

2.2 计算条件与状态

蛇形进气道在 0° 迎角, 出口开放的情况下使用 XFDTD6.3 在迎头方向 $\pm 60^\circ$ 方位角范围内进行了 RCS 计算。以 1° 为一个计算点。模型采用 Cartesian 网格进行划分, 网格单元高度为 1 mm , 网格总数为 1 855 万, 如图 4 所示。入射波采用正弦平面波; 吸收边界设为 Liao 边界条件; 收敛准则为残差下降 -30 dB 。

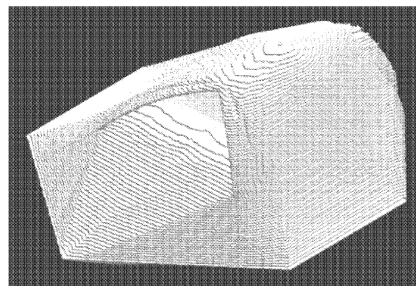


图 4 蛇形进气道模型 Cartesian 网格划分示意图
Fig. 4 Cartesian mesh of the serpentine inlet model

3 结果与分析

在水平极化和垂直极化下, 选取波长为 2 cm 的入射波对蛇形进气道在不同迎角下进行了 RCS 实验研究。实验时为分析终端形式对蛇形进气道 RCS 的影响, 分别进行了出口开放、短路和安装风扇终端的 RCS 测试。所有曲线根据中心对称均方差最小点确定 0° 方位角, 以便修正模型安装误差, 并按 1° 步长进行 3 点算术平均以消除毛刺和随机信号。最后, 还给出了进气道出口开放情况下 RCS 的实验与计算结果的对照及垂直极化时进气道对称面 E_x 均值分布图。

3.1 蛇形进气道 RCS 特性

图 5 和图 6 给出了出口为风扇的蛇形进气道模型分别在水平和垂直极化下 RCS 随方位角的变化曲线。由于进气道的后向散射主要集中在迎头方向 $\pm 60^\circ$ 范围之内^[4], 主要对模型的 RCS 在 $\pm 60^\circ$ 方位角的变化趋势进行分析。从图中可以看出, 曲线基本按 0° 方位角对称分布。图 5 为水

平极化时的 RCS 特性曲线,进气道的腔体效应在迎头方向形成了一个较高的峰值,在±25°产生 2 个峰值,这是由进气道侧壁和下壁面形成的角反射器导致。在±42° RCS 产生 2 个峰值,从图 2 可看出机头的边条后掠 42°,可知此时入射波与边条前缘垂直,产生较强的边缘绕射导致。图 6 为垂直极化时的 RCS 特性曲线,在±60°范围内曲线在-19 dB·m²上下波动,无突出的波峰。

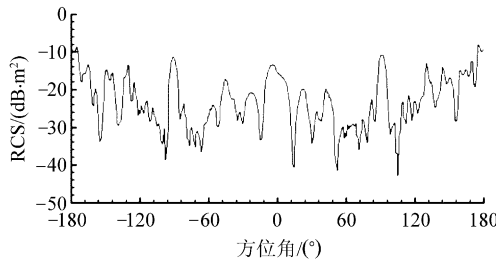


图 5 终端风扇进气道在水平极化下的 RCS 曲线
Fig. 5 RCS curve of the inlet with fan terminator (HH)

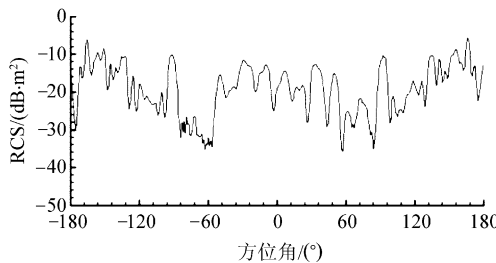


图 6 终端风扇进气道在垂直极化下的 RCS 曲线
Fig. 6 RCS curve of the inlet with fan terminator (VV)

表 1 为蛇形进气道在 0°迎角迎头方向 RCS 的平均值列表。在水平极化 0°迎角状态,出口风扇的进气道模型±3° RCS 平均值为-15.15 dB·m²,±60° RCS 平均值为-24.33 dB·m²;垂直极化下±3° RCS 平均值为-20.19 dB·m²,±60° RCS 平均值为-19.15 dB·m²。从表中可以看出±60°的 RCS 均值大部分均小于±3°的平均值,说明蛇形进气道在迎头方向的 RCS 较强。这从 RCS 随方位角变化的曲线图中 0° RCS 为峰值也可印证。

表 1 蛇形进气道 RCS 均值 (dB·m²)

Table 1 Mean values of the inlet RCS (dB·m²)

迎角/(°)	出口	2 cm 水平极化		2 cm 垂直极化	
		±3°	±60°	±3°	±60°
0	短路	-15.97	-25.89	-9.93	-18.38
0	风扇	-15.15	-24.33	-20.19	-19.15
0	开口	-22.85	-27.73	-15.60	-24.60

3.2 迎角对蛇形进气道 RCS 的影响

图 7 和图 8 列出了在水平和垂直极化下蛇形进气道迎头方向±60° RCS 均值随迎角的变化曲线。从图中可以看出在两种极化方式下进气道 RCS 随迎角特性规律不尽相同。在水平极化时,进气道 RCS 对迎角的变化较垂直极化敏感。

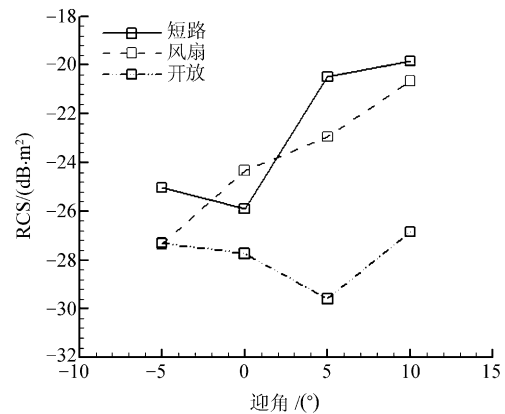


图 7 进气道在水平极化下±60° RCS 均值随迎角变化曲线
Fig. 7 Mean value of the inlet RCS vs. attack angle (HH)

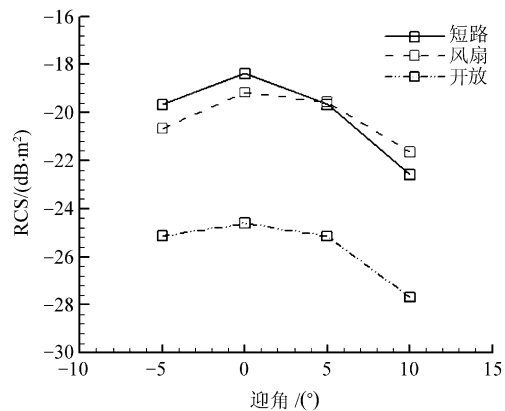


图 8 进气道在垂直极化下±60° RCS 均值随迎角变化曲线
Fig. 8 Mean value of the inlet RCS vs. attack angle (VV)

在水平极化下蛇形进气道±60° RCS 均值随迎角的变化曲线如图 7 所示。进气道出口为风扇时 RCS 随迎角增大而逐渐升高。在所研究的-5°~10°的迎角变化范围内 RCS 从-27.3 dB·m²增大到-20.7 dB·m²,有近 7 dB 的差别。进气道出口短路和出口开放时 RCS 先降低后升高。其变化与风扇终端情况相比要小,在出口开放时尤其如此。在垂直极化下蛇形进气道±60° RCS 均值随迎角的变化曲线如图 8 所示。三种终端下进气道 RCS 都随迎角增大而先升高后降低。在 0°取得最大值。

由图 7 和图 8 还可看出,在终端短路和终端

风扇两种情况下,蛇形进气道的电磁散射相差不大,初步研究可以采用短路终端替代较真实的风扇终端。

3.3 终端形式对蛇形进气道 RCS 的影响

实验所选的入射波波长为 2 cm,此时进气道处在类波导管状态。入射波射入进气道,并经过进气道内壁面的多次反射后从出口端面射出。进气道的终端形式对 RCS 的影响体现在其反射进气道出口射出的入射波的大小和方向上。从图 7 和图 8 可以看出,在蛇形进气道的大部分迎角状态下,短路终端的电磁散射最强,风扇终端居中,出口开放最小,这和其反射电磁波的能力相一致。但在特定的迎角下,不同出口终端的进气道 RCS 并不遵守该规律,这可能是由于入射波经过终端反射会偏离原来的方向,且进气道进口端面又不垂直电磁波的入射方向,在有些情况下后向散射超出接收机的有效接收角度引起的。

3.4 计算与实验结果的对比

图 9 为波长 2 cm 入射波在水平和垂直极化下 FDTD 仿真与实验数据的对比曲线。从图中可以看出,仿真曲线的变化趋势与实验数据基本相符,但在个别数据点上有一定的计算误差。这可能是 Cartesian 网格导致的阶梯误差产生。

表 2 给出了在模型迎头方向仿真和实验数据 $\pm 3^\circ, \pm 60^\circ$ 的对比分析。入射波水平极化下,计算结果 $\pm 3^\circ$ 均值为 $-26.93 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$, $\pm 60^\circ$ 均值为 $-26.51 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 。与实验数据相比差别在 4 dB 左右。在入射波垂直极化下,计算结果 $\pm 3^\circ$ 均值为 $-14.61 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$, $\pm 60^\circ$ 均值为 $-21.69 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 。与实验数据相差在 3 dB 之内。

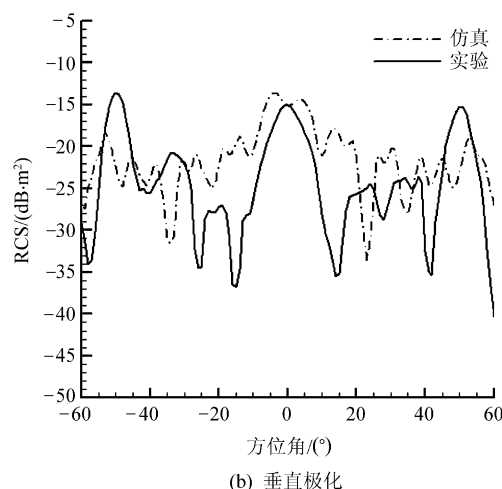
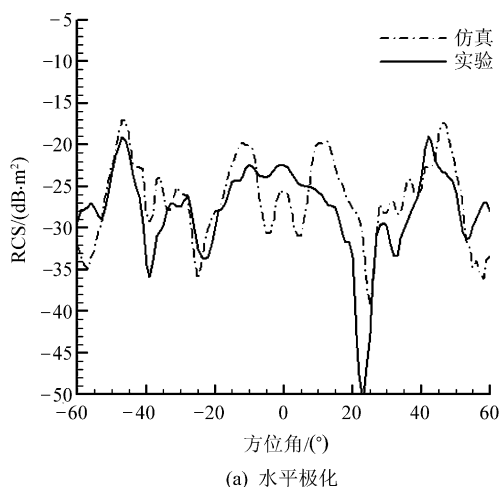


图 9 出口开放蛇形进气道 RCS 仿真与实验结果对比
Fig. 9 Comparison between experimental and simulations RCS of the exit opened serpentine inlet

表 2 仿真与实验 RCS 方位角平均值比较

Table 2 Mean values of the inlet RCS (experiment and simulations results)

状态		RCS/(dB·m ²)	
		$\pm 3^\circ$ 平均	$\pm 60^\circ$ 平均
水平极化	仿真	-26.93	-26.51
	实验	-22.93	-27.75
	误差/dB	4.00	1.24
垂直极化	仿真	-14.61	-21.69
	实验	-15.69	-24.60
	误差/dB	1.08	2.91

3.5 进气道 Ex 分布图谱

观察电磁波与蛇形进气道的相互作用过程有助于进一步分析蛇形进气道的 RCS 特性和隐身机理,分辨蛇形进气道散射源的分布特点。图 10 所示为本研究的蛇形进气道在 0° 方位角下中心对称面上的 Ex 等值分布图谱,该图使用对称面的最大值 6.978 V/m 进行归一化后再取对数后获得。从图中可以看出蛇形进气道的唇口和内通道的感应电场强度为全场最大值,说明进气道在全机后向散射中占主要贡献,为强散射源。在 2 cm 波长入射波状态下进气道表现为波导状态,电磁波射入进气道内部并产生多次反射后一部分从入口射出,另一部分从进气道出口端面射出。入射波在进气道入口前的机身上表面和机头下表面上感应出一系列的行波,并在前进过程中向后向散射电磁波。此外机身头部顶点也是一个强散射源。这说明从隐身的角度,进气道应与机身一体化设计。

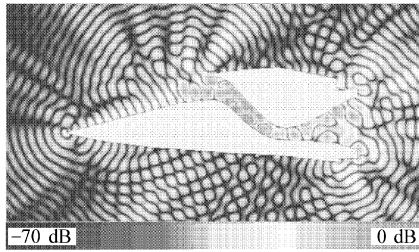


图10 垂直极化时出口开放的蛇形进气道模型对称面 Ex 等值分布图谱

Fig. 10 Ex distribution at the inlet model's symmetry plane (VV)

4 结 论

(1) 在波长 2 cm 水平极化 0° 迎角时终端为风扇的蛇形进气道 $\pm 60^\circ$ RCS 均值为 $-24.33 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$, 垂直极化下为 $-19.15 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 。考虑到模型尺寸, 该蛇形进气道为一种低 RCS 进气道, 要达到高隐身效果, 还需要采取相应的措施。

(2) 在所研究的 $-5^\circ \sim 10^\circ$ 迎角范围内, 对实际应用的蛇形进气道和风扇终端组合而言, 水平极化的后向电磁散射随迎角的增加而不断增加其变化达 7 dB。但垂直极化下的后向散射在 0° 迎角最大, 其他迎角下的数值变低, 而差值不到 3 dB。

(3) 在大部分姿态下, 该蛇形进气道的电磁散射以短路终端情况为最大, 风扇终端居中, 终端开口的值最小。但前两者的数值相差不是很大, 这给开展初步研究时采用短路终端提供了依据。

(4) 使用 FDTD 对蛇形进气道 RCS 计算的 RCS 随方位角变化曲线与实验曲线趋势基本一致。在入射波波长 2 cm, $\pm 60^\circ$ 均值相差不大于 4 dB。

(5) 从该蛇形进气道对称面电场分布图可以看出入射波射入进气道并在内壁面产生多次反射, 这为在进气道内通道关键反射点涂敷吸波材料来进一步降低蛇形进气道的 RCS 提供了依据。

参 考 文 献

- [1] 张考, 马东立. 军用飞机生存力与隐身设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 20-30.
Zhang Kao, Ma Dongli. Military aircraft survivability and stealth design[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002: 20-30. (in Chinese)
- [2] Lynch D. Introduction to RF stealth[M]. Raleigh: Sci Tech, 2004: 32-38.
- [3] Fulghum D. Stealth engine advances revealed in JSF de-

signs[J]. Aviation Week and Space Technology, 2001, 19: 90-93.

- [4] 李天. 飞行器外形隐身设计初步指南[M]. 北京: 航空航天工业部科学技术研究院, 1991.
Li Tian. Stealth aircraft design guide[M]. Beijing: National Aeronautics and Astronautics Department Research Center, 1991. (in Chinese)
- [5] 廖伟, 郭荣伟. 直管斜切式方转圆进气道的电磁散射特性及抑制技术的实验研究[J]. 航空学报, 1999, 20(3): 205-210.
Liao Wei, Guo Rongwei. Experimental research of RCS and RCSR of a straight rectangle-to-round scoop inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(3): 205-210. (in Chinese)
- [6] 余安远, 郭荣伟. 三种不同的进气道与弹体组合体雷达散射截面特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(6): 517-521.
Yu Anyuan, Guo Rongwei. Radar cross section characteristics of three different inlet-body missile models[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 34(6): 517-521. (in Chinese)
- [7] 谢雪明, 郭荣伟. 无隔道进气道 RCS 特性实验研究[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 193-197.
Xie Xueming, Guo Rongwei. Experimental research on RCS of bump inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 193-197. (in Chinese)
- [8] Sun Shu, Guo Rongwei. The serpentine inlet performance enhancement using vortex generator based flow control[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 27(1): 10-16.
- [9] Yee K S. Numerical solution of initial boundary value problems involving Maxwell's equations in isotropic media[J]. IEEE Trans on AP, 1966, 14(5): 302-307.
- [10] Kunz K, Luebbers R. The finite difference time domain for electromagnetics[M]. Florida: CRC Press, 1993.

作者简介:



石磊(1980—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 内流空气动力学的计算、实验以及飞行器隐身等。
Tel: 025-84892271
E-mail: stoneszone@gmail.com

郭荣伟(1939—) 男, 教授。主要研究方向: 内流空气动力学与飞行器隐身。
Tel: 025-84892444
E-mail: grwei@nuaa.edu.cn

(责任编辑: 刘振国, 鲍亚平)