

飞翼无人机 3 种保形进气口进气道 气动与隐身综合特性对比

张 乐, 周 洲, 许晓平, 王红波

(西北工业大学 无人机特种技术重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 基于飞翼布局无人机隐身与结构装载布置要求, 保形设计了 3 种进气口形状的背负式 S 弯进气道, 按照进口投影截面形状上、下底之比顺序排列, 分别为三角形、梯形和矩形. 利用数值模拟方法对无人机内外流场耦合流动进行计算分析, 且基于射线弹跳(SBR)法对进气道电磁散射特性进行仿真研究, 获得了飞翼无人机 3 种进气道的气动与隐身综合特性. 研究表明: ①矩形进气道模型升阻和纵向力矩特性表现均最好; ②3 种进气道模型按顺序排列总压恢复系数逐渐增大, 畸变指数逐渐减小, 进气道沿程气流也逐渐顺畅, 矩形进气道模型进气道内流特性最优; ③ 0° 迎角下 3 种进气道模型雷达散射截面(RCS)均值基本呈现先增大后减小的特征, 进气道终端开放时矩形进气道模型隐身性能最好, 而终端短路时三角形进气道模型隐身效果更优异.

关键词: 飞翼无人机; 保形进气口; 进气道; 气动; 隐身; 总压恢复系数; 畸变指数; 雷达散射截面
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Comparison on aerodynamic and stealthy performance of flying wing unmanned aerial vehicle with three conformal intake inlets

ZHANG Le, ZHOU Zhou, XU Xiao-ping, WANG Hong-bo

(State Key Laboratory of UAV Special Technology,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on stealth and structural loading requirements of flying wing unmanned aerial vehicle (UVA), three dorsal S-shaped inlets with three conformal intakes were designed. According to the ratio of the upper and bottom of the sectional projection shape of the intake, three inlets, i. e. : triangular, trapezoidal and rectangular inlets, were named. The coupled numerical simulation was carried out on the inflow/outflow integrated for flying wing UAV, and the simulation method based on shooting and bouncing ray (SBR) was also performed to study the electromagnetic scattering of inlet. Then the aerodynamic and stealthy performance of flying wing UAV with three conformal inlets was obtained. Results indicate: (1) The lift/drag and the longitudinal moment characteristic of the model with rectangular inlet are the best. (2) As the three inlet models are arranged in previous order, the total pressure recovery coefficient increases gradually, and the distortion coefficient decreases; moreover, the airflow along the inlet becomes smooth gradually, and then, of course, the internal flow characteristic of the model with rectangular inlet shows the best. (3) At

收稿日期:2014-04-16

基金项目:国家自然科学基金(11302178)

作者简介:张乐(1988—),男,江西抚州人,博士生,研究领域为飞行器总体设计、气动隐身一体化研究. E-mail:adc310@163.com

通讯作者:周洲(1966—),女,湖北长沙人,教授、博士生导师,博士,研究领域为飞行器总体设计、飞行器力学与飞行控制.

E-mail:zhouzhou@nwpu.edu.cn

the attack angle 0° the mean value of the three inlet models radar cross-section (RCS) increases first and then decreases basically. The stealthy performance of the model with rectangular inlet is the best with the terminator open, but the model with triangular inlet shows better when the terminator is short-circuited.

Key words: flying wing unmanned aerial vehicle(UAV); conformal intake; inlet; aerodynamic; stealth; total pressure recovery coefficient; distortion coefficient; radar cross-section(RCS)

飞翼布局具有较大的升阻比和较好的隐身特性,因而作为无人机设计的一种理想气动布局越来越成为研究关注的热点.目前研制的几种无人机如 X-45C, X-47B、“神经元”、“雷神”等,均采用翼身融合度极高的飞翼布局,具备较大的内部空间,因此发动机和进气道可以深埋于机体结构内部.进气道空腔和压气机叶片均是较强的电磁波散射源,为了避免电磁波直射到压气机叶片上,减弱电磁强度,无人机普遍采用 S 弯进气道.

飞翼无人机常采用背部进气,进气道进气口位于机体上表面,从而可以利用机身对进气道进行遮挡,减小电磁波的射入.为了不破坏机体原有的光滑气动外形,进气道进口与机体采用保形设计,从而导致进口截面形状趋于复杂多样化甚至采用非常规形状,如图 1 所示几种典型飞翼无人机进气口形状.

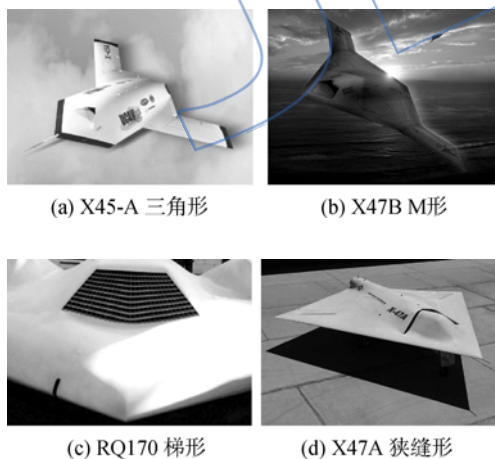


图 1 几种典型飞翼无人机进气口形状

Fig. 1 Typical inlet shape of flying wing UAV

针对复杂进气口形状进气道的气动与隐身特性研究,国内外开展了一些研究工作.张航等^[1]设计了一种 X-47 狭缝式进气道,并研究了该类进气道的流动特征和工作特性;SHI 等^[2]结合机身一体化设计了两种进气口的蛇形进气道并进行了分析;钟易成等^[3]针对带尖脊进气口的大 S 弯扩

压器进行了流动特性研究;Papadopoulos 等^[4]结合无人机的应用设计了一种 S 弯进气道,使得无人机在较宽范围飞行状态下仍具有较高的效率;Collie 等^[5]研究了一种使用涡轮增压发动机的无人机推进系统一体化设计,不过对于进排气系统的具体三维流场特性未进行详细分析.另外,郭文彦等^[6]则针对飞机进气道的高频散射特性进行分析并进行雷达散射截面(RCS,量的符号表示为 σ)的计算;余安远等^[7]研究了 3 种不同的进气道与弹体组合体雷达散射截面特性;万顺生等^[8]采用射线弹跳(SBR)法研究了飞机进气道的雷达散射截面;石磊等^[9]设计了一种进口与机身保形设计的三角形进气口蛇形进气道,并进行了电磁散射特性的实验和仿真研究;Lee 等^[10]利用分层异步算法对飞翼无人机气动与隐身布局进行优化,不过未结合进排气系统;Johansson^[11]则在某无人机上进行了进排气的一体化设计及分析,设计了一种 M 形进气口,并进行了 CFD 计算与实验以及隐身特性的研究.

以上研究都对本文的研究工作提供了很好的参考,这些研究侧重于单独的进气道设计及流动分析,或者单独针对于气动或隐身特性进行研究,结合进排气进行气动与隐身的综合特性研究较少.本文研究工作则是基于飞翼无人机保形设计了 3 种保形进气口进气道(下文简称进气道),且进气口形状按一定规律变化,最后对其气动和隐身综合特性进行数值模拟并对比分析.

1 计算数学模型

图 2 给出了 3 种进气道结合部分机身示意图.3 种进气道模型均是基于与飞翼无人机外形一体化保形及隐身要求设计,未破坏原翼身光滑表面,且其进口截面形状俯视投影与机翼的前后缘保持平行关系.3 种进气道进口面积都是相同的,均为 $S=0.353\text{ m}^2$.进气道的中心线和截面积变化规律参考文献[12]分别采用前急后缓和缓急相当两种形式.图中从左到右按照进口投影截面

形状上、下底之比顺序排列, 比值分别为 0, 0.25 和 1, 针对这 3 个比值的进口截面形状, 分别命名为三角形进气道、梯形进气道、矩形进气道。

图 3 给出了带有进排气系统的计算模型示意图(未展示外翼段), 本文计算时结合机体并带有进排气系统, 综合考虑了外部绕流的影响, 且 3 种进气道模型采用的是相同的尾喷管。

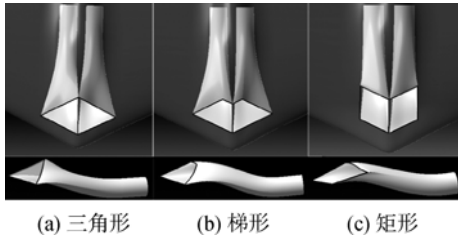


图 2 3 种进气道模型示意图
Fig. 2 Model of three inlets

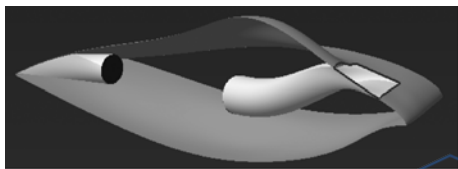


图 3 带有进排气系统计算模型示意图
Fig. 3 Calculation model with intake and exhaust system

2 数值计算方法

2.1 气动计算方法验证及网格模型

针对带有进排气系统问题, 研究采用数值模拟的方法对无人机内外流场耦合进行计算分析, 应用三维雷诺平均可压缩 Navier-Stokes (N-S) 方程, 对控制方程进行有限体积法离散, 其中无黏对流通量采用 Roe 格式进行裂解, 黏性通量采用 2 阶中心差分格式进行离散。文献[13]利用不同湍流模型对带有湍流模型采用 S 弯扩压器模型进行数值模拟及实验对比, 得出 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 两方程湍流模型对分离的模拟精度更高, 且 SST 湍流模型综合了 $k-\omega$ 在近壁模拟和 $k-\epsilon$ 在外部模拟的优点, 既能模拟大分离流动, 又克服了模拟对自由来流条件较敏感的缺陷, 提高了模型稳定性, 因而最适用于本文数值模拟研究。

为了验证本文气动数值模拟方法适用性, 选取文献[14]采用的 S 弯进气道实验模型进行验证, 该 S 弯进气道进口直径为 13.315 cm, 出口直径为 16.4 cm, 出口进口面积比为 1.52, 实验模型在 ONERA R4MA 风洞中进行, 此实验模型实际

上是 Harloff 等^[14]所研究进气道的缩放模型, 缩放比例 0.652 倍, 本文 S 弯进气道模型的详细建模参考文献[15], 再进行模型的缩放。数值模拟采用半模计算, 网格量约 90 万, 对比文献中更高质量流量的案例, 质量流量为 1.2135 kg/s (半模流量), 进气道进口为压力进口边界 (pressure-inlet), 进气道出口为压力出口边界 (pressure-outlet)。图 4 给出进气道垂直对称面壁面静压 (p) 与总压 (p_0) 比值实验与数值模拟结果的对比, 其中对称面上壁面边线根据文献定义为方位角 $\varphi=0^\circ$, 下壁面边线为 $\varphi=180^\circ$ 。由图可知, CFD 数值模拟的上下壁面静压与实验值趋势较一致, 能够较准确的捕捉和预测 S 弯进气道压力的变化, 从而也证明了本文气动数值模拟方法的适用性。

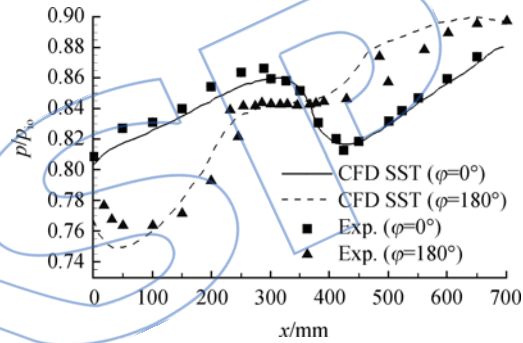


图 4 进气道壁面静压与进口总压比值实验与模拟对比
Fig. 4 Wall static pressure between simulation and experiment

图 5 给出本文研究模型对称面及进气道网格示意图, 采用半模计算, 总网格数约 650 万, 计算采用多块结构网格, 考虑黏性计算需要, 物面第一层网格距物面约 0.025 mm, 保证近物面 $y^+ \approx 1$ 。

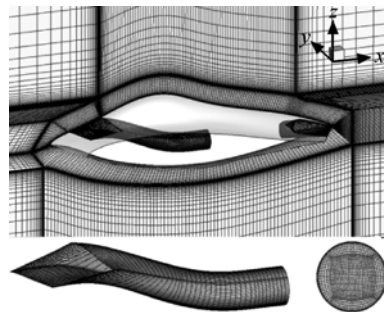


图 5 对称面及进气道网格示意图
Fig. 5 Grid of symmetry plane and inlet

本文计算飞行高度为 20 km, 飞行马赫数为 0.6; 进气道出口定义为压力出口边界, 根据进气道进出口面积比值而确定压强边界设定为

5 750 Pa, 回流总温为 230 K; 尾喷管进口定义为压力进口边界, 参考国产发动机的参数, 尾喷管进口的总压设定为 18.5 kPa, 总温为 677.85 K, 静压为 9 773 Pa, 边界条件还包括对称面和固壁等。

2.2 隐身计算方法

理论分析和实验结果均已证明, 发动机进气道是飞行器的一个强电磁散射源, 因而对于本文研究的隐身飞翼布局无人机, 更加需要关注进气道结构带来的电磁散射特性。对于腔体结构的 RCS 仿真, 最主要的两类方法是基于模式理论的导波模式法和基于射线理论的射线弹跳法。当腔体电尺寸变大时, 导波模式法将变得相当繁琐, 而本文研究的带有进排气的无人机模型属于超电大尺寸, 因此导波模式法不适用于分析飞行器腔体结构的散射问题。

本文隐身计算使用 CST 软件微波工作室, 采用基于射线理论的 SBR 法^[16-18], 也叫几何光学/口径积分法(GO/AI 法); SBR 法是一种高频近似的方法, 其先将入射的均匀平面波展开为一组密集的平行射线管, 与开口面相交的一部分几何射线则可以进入腔体, 场射线按照几何光学原理进行跟踪, 直至每根射线都经过腔壁和终端多次反射重新回到入射口面上, 最后将反弹至口面上的场进行积分而求解出进气道的电磁散射特性值^[8]。因而 SBR 法主要包括对电磁波射线的跟踪、电磁场强跟踪和口径积分 3 部分。

SBR 法物理概念清晰, 且可适用于任何形状的腔体, 即使腔体截面不是规则的矩形或圆形, 腔体沿纵向发生弯曲都可用这种方法解决, 尤其在电大尺寸时能给出较精确地结果, 文献[8]即采用 SBR 法研究了飞机进气道的雷达散射截面, 并通过与理论与实验结果对比, 验证了 SBR 方法的适用性。仿真计算对平面波设置中入射波的主要方位角 θ 和 φ 示意如图 6 所示。

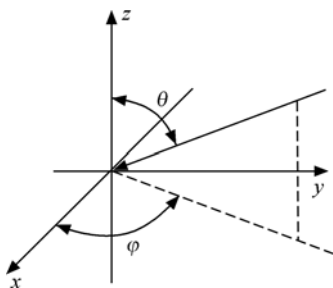


图 6 入射波坐标系

Fig. 6 Incident wave coordinate system

对于含有腔体模型计算方法的验证, 本文还选取了一个矩形进口的腔体, 其实体模型如图 7 所示, 其中长宽高和厚度分别为 852, 254, 127.5 mm 及 1 mm。隐身雷达散射截面测试在西北工业大学无人机特种技术国防科技重点实验室进行, 测试频率为 10 GHz, 测试中将腔体模型尾端用吸波材料包裹以消除端面的散射。图 8 给出仿真结果与实验值 RCS 曲线对比, 由图可知, 仿真结果与实验值趋势较一致, 尤其在 $-30^\circ \sim 30^\circ$ 方位角内结果吻合较好, 实验 $\pm 60^\circ$ 方位角 σ 均值为 4.02 dB, 仿真结果为 6.26 dB, 差值为 2.24 dB, 在误差允许范围内, 而且差值主要体现在 $-60^\circ \sim -30^\circ$ 方位角和 $30^\circ \sim 60^\circ$ 方位角之间, 不过 σ 趋势仍反应较好, 表明了本文算法计算腔体的适应性。

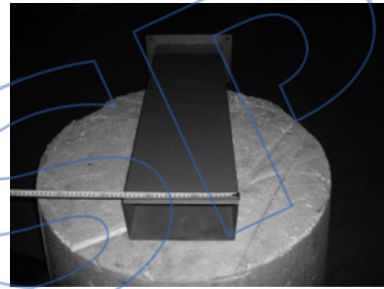


图 7 测试实体模型

Fig. 7 Experiment model

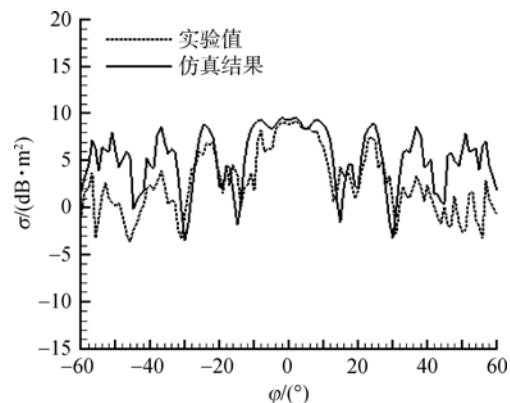


图 8 矩形腔体仿真结果与实验值 RCS 曲线对比

Fig. 8 RCS curves of rectangular cavity between simulation result and experiment value

3 计算结果与分析

3.1 纵向基本气动计算结果与分析

图 9~图 12 给出飞翼无人机带有 3 种进气道模型的纵向气动特性曲线(纵向指的是无人机俯仰方向)。

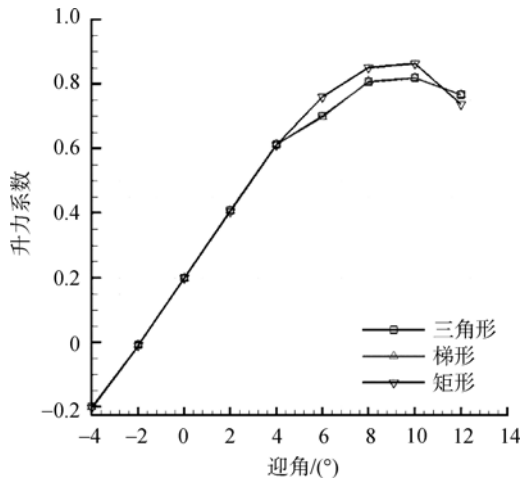


图 9 升力系数随迎角变化曲线

Fig. 9 Variation curves of lift coefficient versus angle of attack

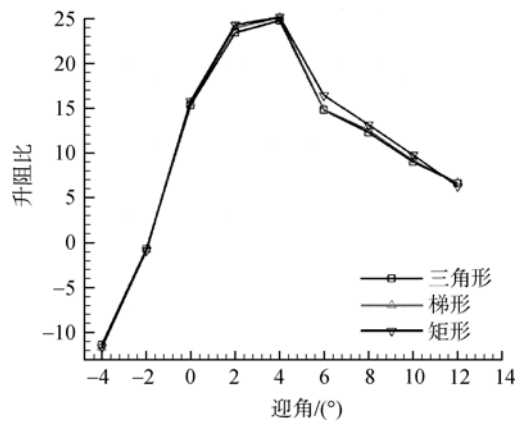


图 12 升阻比随迎角变化曲线

Fig. 12 Variation curves of lift-drag ratio versus angle of attack

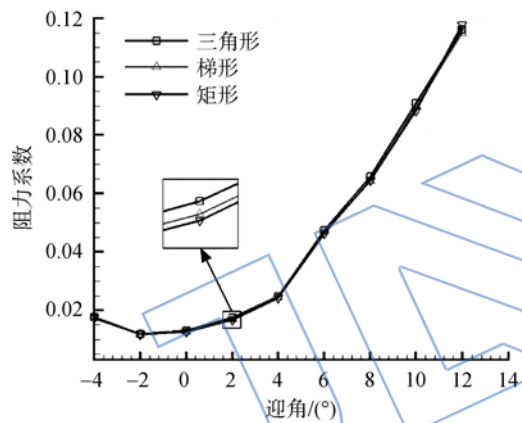


图 10 阻力系数随迎角变化曲线

Fig. 10 Variation curves of drag coefficient versus angle of attack

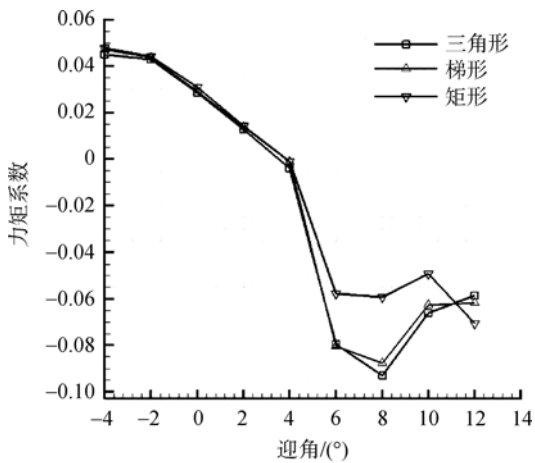
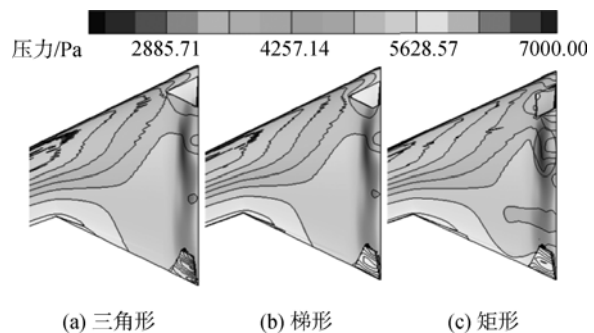


图 11 力矩系数随迎角变化曲线

Fig. 11 Variation curves of moment coefficient versus angle of attack

由图 9~图 12 可知,3 种进气道模型在 4°迎角之前,升力特性基本一致,且呈现典型线性变化,而在 4°迎角后,三角形、梯形进气道模型升力仍保持一致,但较矩形进气道模型有所降低;3 种进气道模型随着进口截面形状上、下底之比增大,阻力呈现逐渐减小特性;显而易见,3 种进气道模型中矩形进气道模型的升阻特性最佳。从纵向力矩曲线也可以看出,3 种进气道模型在小迎角下静稳定度基本一致,且均在 6°迎角时,力矩转为非线性,不过三角形进气道和梯形进气道模型静稳定度转折偏大,尤其表现在 8°迎角和 10°迎角之间,力矩特性变化比较敏感。

图 13 给出 6°迎角时 3 种进气道模型上表面压力分布图。由图可明显看出,三角形、梯形进气道模型上表面压力分布比较相似,又因为下表面基本不受内流的干扰,下表面压力分布也基本一致,所以导致了前文所述两种进气道模型升阻特性表现较一致,但内流特性表现有所差异,导致升阻特性略微差异;矩形进气道模型则在进口附近



(a) 三角形 (b) 梯形 (c) 矩形

图 13 3 种进气道模型上表面压力分布对比图
Fig. 13 Contours of pressure at upper surface of three inlet models

表面压力较低,且在内翼面鼓包位置(图中椭圆标示位置)附近及内翼面后段都有局部低压区,这也是导致矩形进气道模型在6°迎角下升阻特性表现更好的原因;另外,矩形进气道模型内翼面前段及鼓包位置附近的低压区也使得无人机会产生一个较大的抬头力矩,这也是其6°迎角力矩特性表现更温和的原因。

3.2 进气道气动(流场)特性分析

图14和图15分别给出不同迎角下3种进气道模型进气道出口截面总压恢复系数和畸变指数对比图。由图可知,3种进气道模型由三角形、梯形、矩形依次排列,在相同迎角下,总压恢复系数逐渐升高;同样地,相同迎角时3种进气道模型畸变指数逐渐减小。不过3种进气道模型均在4°迎角和6°迎角时,总压恢复下降较快且畸变指数增长较大,在此迎角下进气道性能变化较敏感,这主

要是由于进气道模型设计时中心线变化规律和截面积变化规律决定的,实际使用时针对不同进气道模型需要具体优化。但是总体而言,针对本文这种进气道布局下,从性能曲线反应的趋势还是明显可以看出,矩形进气道模型中进气道的性能表现最优。

图16给出巡航状态2°迎角下,3种进气道模型出口截面总压(p_0)分布对比图。由图可知,3种模型由三角形、梯形、矩形依次排列,低总压区面积逐渐减小,这也与前文中展现的总压恢复和畸变指数规律相对应。三角形进气道模型在进气道出口上部及右段即出现了一个较大的低压区,由于进气道入口右侧边是与机体保形的,进口上部和右段呈现两个明显的锐角区,尤其是右侧锐角

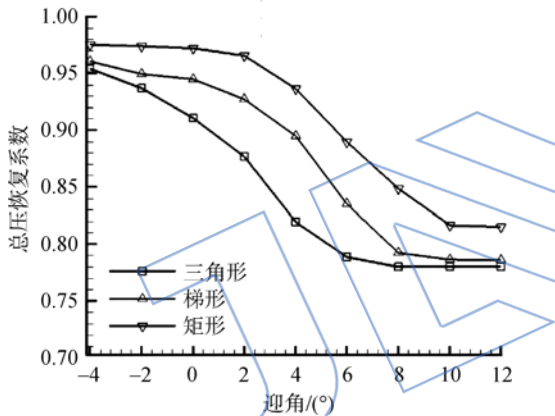


图14 3种进气道模型总压恢复系数对比

Fig. 14 Comparison of total pressure recovery coefficient of three inlet models

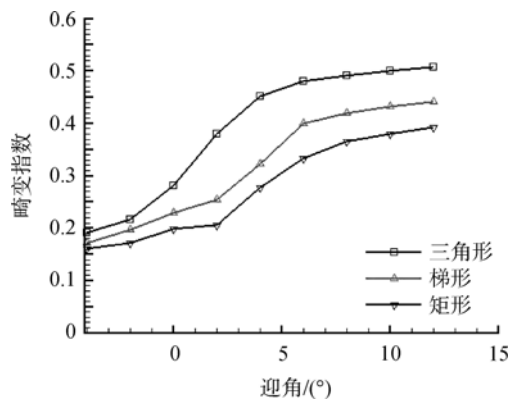


图15 3种进气道模型畸变指数对比

Fig. 15 Comparison of distortion coefficient of three inlet models

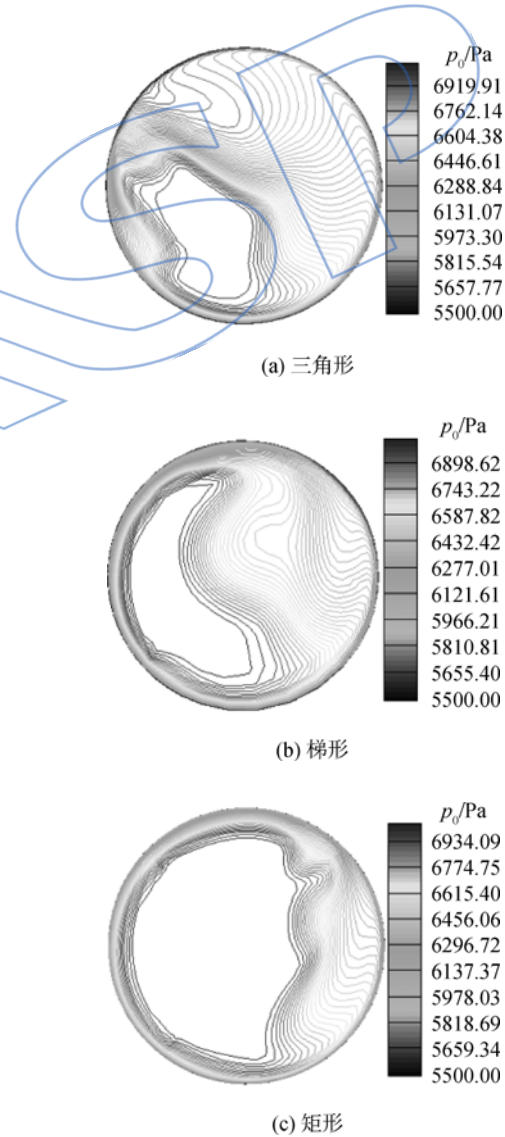


图16 3种进气道模型出口截面总压分布对比

Fig. 16 Comparison of total pressure at exit of three inlet models

更小, 导致进气道外侧附近的气流明显不均匀, 极易诱导出角涡和引发上段和右侧面边界层的分离, 从而形成较大总压畸变, 最终诱导出一个大的低总压区. 而对于梯形和矩形进气道模型, 与机体保形设计的截面形状侧边锐角逐渐增大, 进气道外侧气流逐渐变得更均匀, 总压畸变更小, 低总压区自然减小.

图 17 给出巡航状态 2° 迎角下 3 种进气道模型不同切面总压分布对比图. 由图可明显看出, 三角形进气道模型在初始切面右段(沿流向方向看)即诱导出一个较大低总压区, 流动的极度不均匀已经诱导出角涡并引发了边界层的分离, 产生了较大的总压畸变. 由于保形设计带来的进口截面沿展向侧边较长且形成较小的锐角区, 使得该进气道前段沿流向存在一定的宽度收缩, 在管道的两侧(主要是右侧)当地气流因受到壁面的阻滞而会形成局部高压, 从而导致会产生一指向截面中

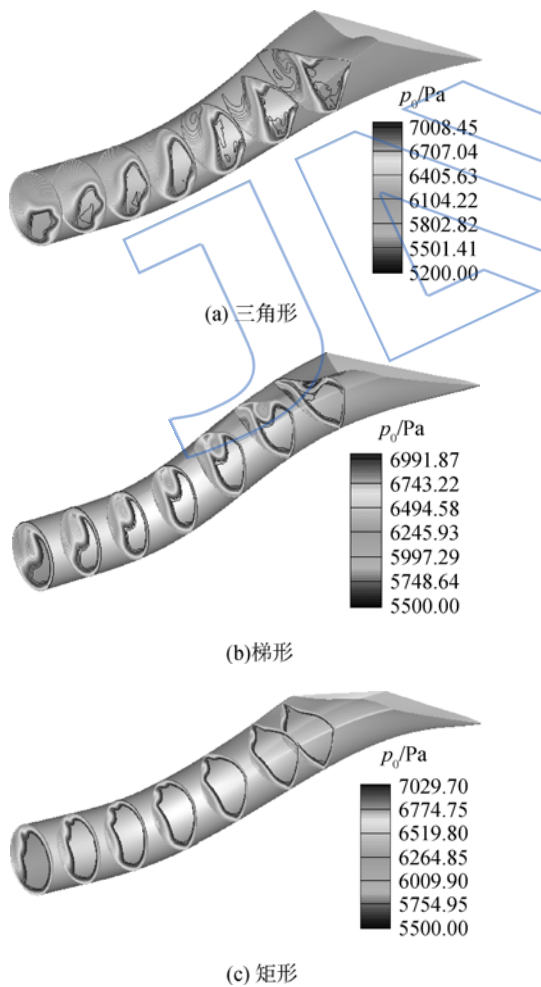


图 17 3 种进气道模型截面总压分布对比
Fig. 17 Contours of total pressure at different sections of three inlet models

央附近的横向压力梯度. 在此横向压力梯度的作用下, 管道上壁面附近及右侧边界层内低能气流不断地向截面中央附近汇聚, 并最终在管道末端上部及偏左侧位置相互撞击, 进一步形成了局部高压区, 该局部高压驱动难以跟随管道流动的气流脱离上壁面. 气流脱离上壁面所形成的区域则不断地通过管道两侧(主要是右侧)汇聚的低能流来填充, 最终形成了图 16(a)所示的上部低压区. 图 18 给出三角形进气道模型在 $y = -0.5 \text{ m}$ 切面的流线图, 由图可知, 在进气道后段流动区域中, 流线不是沿管道进气口流入, 而是由截面上方的局部流动“源”发出, 这也就意味着在此截面上两侧有气流不断地向此区域填充, 正好与前面低压区的产生过程相对应. 梯形进气道模型与三角形进气道模型进气道流动特征比较相似, 但是其保形设计后的截面侧边更短且进口截面边缘锐角增大, 使得初始切面右段只有两个较小的低总压区, 沿着流向方向, 低压区逐渐融合并扩展, 最后只在出口截面右侧形成一个低总压区. 3 种进气道模型中, 矩形进气道模型流动特征表现最优异; 同样地, 由于随着机体保形而设计, 使得进口截面形状沿展向法向高度逐渐降低, 这仍然导致了进气道模型外侧流动不均匀, 流动不均匀会引起总压畸变, 其沿着流向进一步增大, 并在进气道后段诱导出二次流及两个低总压区, 不过相对于前两种进气道模型低压区明显减小.

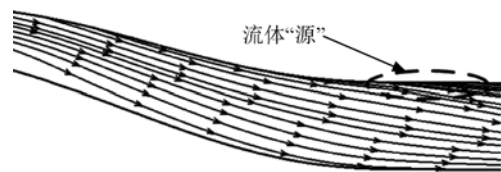


图 18 三角形进气道模型 $y = -0.5 \text{ m}$ 切面流线图
Fig. 18 Contours of streamline at slice of $y = -0.5 \text{ m}$ of triangular inlet model

图 19 给出巡航状态 2° 迎角下 3 种进气道模型流线对比图. 由图可知, 三角形进气道模型在此巡航状态小迎角下, 进气道模型进口附近即出现了流动分离的现象, 并明显诱发形成了一对漩涡的流态, 低能气流明显增加, 其主要是由于保形设计而带来的进口外侧形状畸变太大造成的, 进口截面曲率变化过快. 进口附近的漩涡将入流一部分扫向进口另一侧甚至排出, 另一部分则使得气流产生横向的偏折, 在进气道模型后段产生较大的横向流动特征, 流动分离和漩涡的共同作用引

起较大的流动畸变. 梯形进气道模型进口附近也存在一定的流动分离, 但流动已经有所改善, 气流流经管道基本顺畅, 不过受到保形设计约束下管道宽度收缩的影响, 气流还是有一部分横向流动特征, 这种特征与二次流和低总压区是相对应的, 引起的畸变也较大. 矩形进气道模型入口流线沿展向发生了一定的偏折, 在入口最右侧也存在了少量低能气流, 仍存在一定的横向流动特征, 但沿程气流明显比较顺畅, 未出现流动分离等现象, 流动畸变最小. 3种进气道模型中矩形进气道模型管道流动形态最理想.

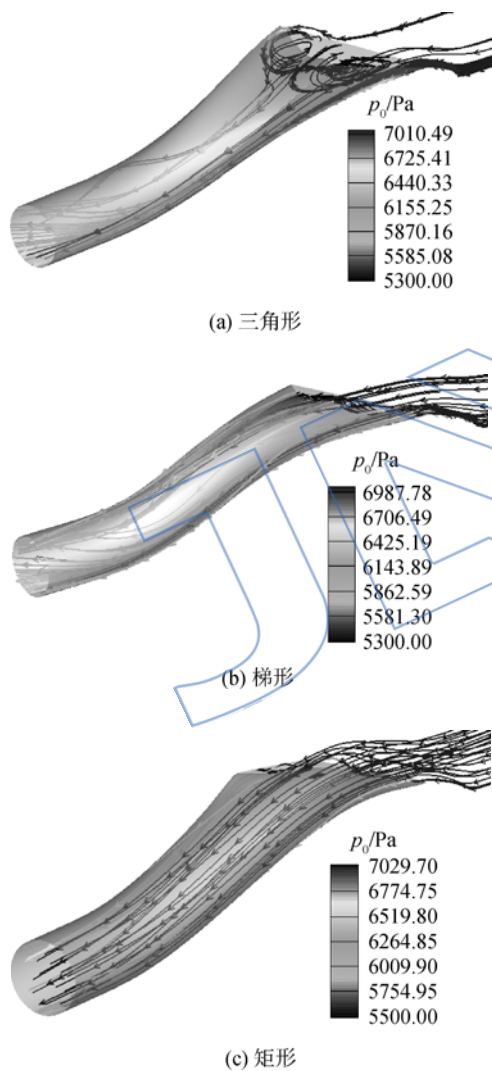


图 19 3种进气道模型流线分布对比
Fig. 19 Comparison of contours of streamline of three inlet models

3.3 隐身计算结果与分析

本文仿真选择 X 波段下的频率 10 GHz, 此时进气道模型为电大尺寸, 极化方式选为水平极化(HH), 材料选为纯金属有效电导体. 由于进气

道模型的后向散射主要集中在迎头方向 $\pm 60^\circ$ 方位角范围之内^[19], 因此为了对比研究 3种进气道模型对于飞翼无人机 RCS 的影响, 选取仿真角度 $\theta=90^\circ, 0^\circ\sim 60^\circ, 0^\circ$ 为正对机头方向, 采用全模计算. 由于发动机进口压气机叶片未知, 仿真研究时先采取进气道模型终端开放和终端短路两种形式, 终端短路指的是图 3 中所示的进气道模型, 终端开放则指的是发动机以空管道代替.

3.3.1 不同终端形式下 RCS 对比

图 20 和图 21 分别给出进气道模型终端开放和短路下 3种进气道模型 RCS 对比图. 理论上方位角 $\varphi=-60^\circ\sim 0^\circ$ 与 $0^\circ\sim 60^\circ$ 的仿真结果是对称的, 所以只截取 $\varphi=0^\circ\sim 60^\circ$ 的结果进行对比分析, 飞机迎角为 0° . 由图可知, 进气道模型的腔体效应在迎头正前方向即表现比较明显, 3种进气道模型中, 两种终端形式下矩形进气道模型迎头正前方向模型 RCS 值均最小, 而梯形进气道模型 RCS 值最大, 这主要是由于梯形和三角形进气道模型进气道右侧壁和下壁面会形成角反射器所

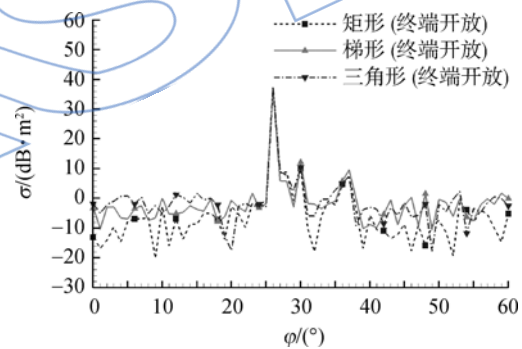


图 20 终端开放进气道模型在水平极化下 RCS 曲线
Fig. 20 RCS curves of inlet models with terminator open (HH)

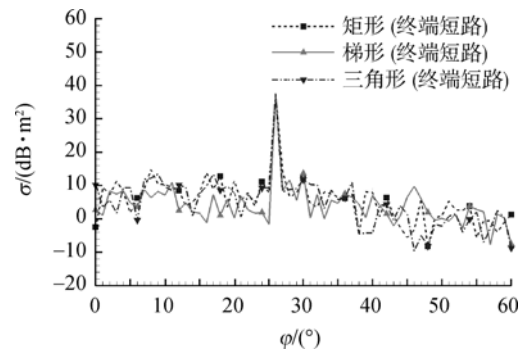


图 21 终端短路进气道模型在水平极化下 RCS 曲线
Fig. 21 RCS curves of inlet models with terminator close (HH)

致. 在 26°方位角时 RCS 产生一个较大的峰值并且数值均相当, 其主要是因为飞机前缘与入射平面波垂直, 产生很强的镜面反射导致, 在此方位角下, 进气道模型对 RCS 值贡献几乎可以忽略不计.

为了更好地对比研究 3 种进气道模型中对 RCS 的影响, 表 1 给出进气道模型在不同方位角 (均是迎头向) 和不同进气道模型终端形式下 RCS 均值对比. 由表 1 可知, 相同进气道模型, 进气道模型终端短路 RCS 均要大于终端开放 RCS; 在相同的方位角和终端形式下, 从三角形、梯形进气道模型到矩形进气道模型, RCS 均值基本上呈现先增大后减小的特性, 只在 ±10°方位角终端短路下 RCS 均值为递增的趋势, 这可能是取均值的方位角较少的缘故; 另外在相同的方位角内, 3 种进气道模型两种终端形式之间 RCS 均值差距逐渐增大, 其中矩形进气道模型最大差距达到近 18 dB·m²; 不过 3 种进气道模型在不同终端形式下, ±30°方位角 RCS 均值差距却很小, 不同进气道模型 RCS 值的影响被弱化, 这主要是 ±30°方位角涵盖了后掠 26°引起的很大的峰值 (大展弦比机翼前缘产生), 进气道对于 RCS 值的贡献易被湮没. 结合前文的气动特性分析结果, 三角形进气道模型虽然气动特性不理想, 但隐身特性还是具有一定优势, 其在终端短路下 RCS 均值最小, 这可能也是三角形进气道模型仍被某些飞行器采纳的原因, 而矩形进气道模型在迎头方向 0°及终端开放下 RCS 值最小, 总体来说, 矩形进气道模型隐身效果较优.

表 1 3 种进气道模型不同方位角 RCS 均值对比

Table 1 Comparison of mean value of three inlet models RCS at different azimuth angles

方位角/ (°)	$\sigma/(dB \cdot m^2)$					
	三角形进气道		梯形进气道		矩形进气道	
	终端开放	终端短路	终端开放	终端短路	终端开放	终端短路
0	-3.30	2.74	-1.86	10.14	-13.19	-2.49
±10	-3.95	6.72	-1.50	9.55	-8.37	9.64
±20	-3.69	6.07	-1.31	9.70	-7.71	9.51
±30	22.39	22.80	22.64	22.96	22.39	22.59

3.3.2 不同迎角下 RCS 对比

结合前一节的分析结果, 为了对比研究迎角对于 3 种进气道模型 RCS 的影响, 选取迎头

±20°方位角 RCS 均值作为参考. 图 22 给出水平极化和两种终端形式下 3 种进气道模型在 ±20°方位角 RCS 均值随迎角变化曲线对比. 由图可知, 进气道模型终端短路比终端开放下 RCS 均值在任何迎角下均要大; 进气道终端短路下, 3 种进气道模型则呈现随着迎角增大 RCS 均值逐渐减小的规律, 并且三角形进气道模型隐身效果更佳; 进气道模型终端开放下, 3 种进气道模型基本呈现随着迎角增加 RCS 均值先增大后减小再增大而后再减小的特征, 规律性不强, 这可能是由于终端开放时入射波会经过管道内壁的反射一部分沿着内管道向喷管反射出去, 另一部分才经过腔体内壁面反射而被接收, 不同迎角下使得入射波的反射和接收有所差异, 另外此终端形式下矩形进气道模型在各迎角 RCS 值相对较小; 对比 3 种进气道模型, 相同迎角时, 矩形进气道模型两种终端形式下 ±20°方位角 RCS 均值差值最大, 变化最敏感, 这在表 1 中也有所体现.

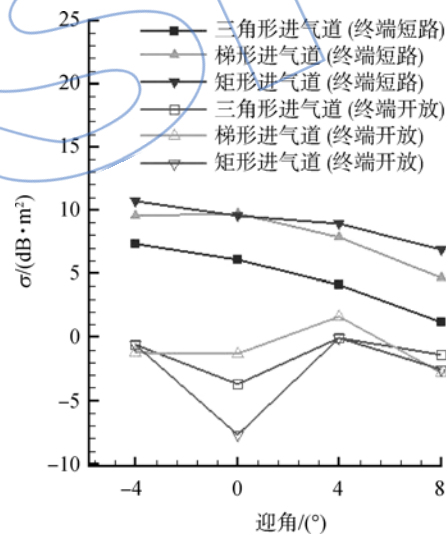


图 22 水平极化下 ±20°RCS 均值随迎角变化曲线

Fig. 22 Variation curves of mean value of model ±20° RCS vs attack angle (HH)

4 结 论

通过对飞翼无人机 3 种进气道模型进行内外流耦合数值模拟及电磁散射特性仿真, 并进行流场和隐身特性研究和分析, 得出如下结论:

1) 4°迎角之前, 3 种进气道模型升阻和纵向力矩特性基本一致; 4°迎角之后, 随着进口截面形状上、下底之比增大, 3 种进气道模型升力递增, 阻力逐渐减小; 矩形进气道模型升阻特性和纵向力矩特性表现更优异.

2) 3种进气道模型由三角形、梯形、矩形依次排列,总压恢复系数逐渐增大,畸变指数逐渐减小,进气道模型出口截面低总压区逐渐减小,进气道模型内沿程气流也逐渐顺畅,矩形进气道模型内流特性表现最好。

3) 在各方位角和各迎角状态下,进气道模型终端短路 RCS 均值比终端开放均要大;按照三角形、梯形、矩形进气道模型排列,0°迎角下 RCS 均值基本呈现先增大后减小的特征,而随着迎角增大,终端短路 RCS 值逐渐减小;不同迎角下终端开放时矩形进气道模型隐身性能更好,而终端短路时三角形进气道模型表现更优异。

综合以上结果与分析可知,基于此飞翼布局结构装载要求保形设计的3种进气道模型,矩形进气道模型气动特性表现最佳,且在进气道模型终端开放时隐身特性也最好,但在终端短路时三角形进气道模型隐身更好,虽然三角形进气道模型气动特性较差,但某些状态下隐身特性较优。本文研究对飞翼无人机背负式S弯进气道进气道设计提供一定的参考意义,为获取气动与隐身均较优的进气道模型,要对气动隐身结果取权重分析,进行一体化优化设计,这也是下一步进行的工作。

参考文献:

- [1] 张航,谭慧俊,李湘萍.类X-47狭缝式进气道的流动特征与工作性能[J].航空学报,2009,30(12):2243-2249.
ZHANG Hang, TAN Huijun, LI Xiangping. Flow structure and performance characteristics of X-47-like slot-shaped inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(12): 2243-2249. (in Chinese)
- [2] SHI Lei, Guo R W. Serpentine inlet design and analysis [R]. AIAA-2012-0839, 2012.
- [3] 钟易成,余少志,陈晓.带尖脊进口的大S弯扩压器流动特性研究[J].航空动力学报,1996,11(4):385-388.
ZHONG Yicheng, YU Shaozhi, HEN Xiao. Experimental investigation on performance of a large S-shaped diffuser with "caret" inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(4): 385-388. (in Chinese)
- [4] Papadopoulos F, Valakos I M, Nikolos I K. Design of an S-duct intake for UAV applications[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2012, 84(6): 439-456.
- [5] Collie W V, Burgun R, Heinzen S N, et al. Advanced propulsion system design and integration for a turbojet powered unmanned aerial vehicle[R]. AIAA-2003-415, 2003.
- [6] 郭文彦,朱颜填,李海涛.飞机进气道的高频散射特性及 RCS 计算[J].哈尔滨工业大学学报,1999,31(1):123-129.
GUO Wenyang, ZHU Yanzhen, LI Haitao. HF electromagnetic scattering properties and RCS calculation of the airplane's inlet[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 1999, 31(1): 123-129. (in Chinese)
- [7] 余安远,郭荣伟,孙姝,等.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, SUN Shu, et al. 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)
- [8] 万顺生,罗屹洁,郭荣伟.采用SBR法研究飞机进气道的雷达散射截面[J].航空动力学报,2006,21(6):1033-1036.
WAN Shunsheng, LUO Yijie, GUO Rongwei. Research on RCS of airplane duct based on SBR method[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 1033-1036. (in Chinese)
- [9] 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. (in Chinese)
- [10] Lee D S, Gonzalez L F, Srinivas K, et al. Aerodynamic/RCS shape optimization of unmanned aerial vehicles using hierarchical asynchronous parallel evolutionary algorithms [R]. AIAA-2006-3331, 2006.
- [11] Johansson M. Propulsion integration in an UAV [R]. AIAA-2006-2834, 2006.
- [12] Lee C C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[R]. AIAA 85-3073, 1985.
- [13] Lee B J, Kim C. Automated design methodology of turbulent internal flow using discrete adjoint formulation[J]. Aerospace Science and Technology, 2007, 11(2): 163-173.
- [14] Harloff G J, Reichert B A, Wellborn S R. Navier-Stokes analysis and experimental data comparison of compressible flow in a diffusing S-duct[R]. AIAA-92-2699-CP, 1992.
- [15] Ahrabi B R, Sreenivas K, Webster R S. Computational investigation of compressible flow in a diffusing S-duct[R]. AIAA-2013-3601, 2013.
- [16] Ling H, Zhou R C, Lee S W. Shooting and bouncing rays: calculating the RCS of an arbitrary shaped cavity [J]. 1989, 37(2): 194-205.
- [17] Yun Z, Iskander M F, Zhang Z. Development of a new shooting-and-bouncing ray (SBR) tracing method that avoids ray double counting[R]. Boston, MA: Antennas and Propagation Society International Symposium, 2001.
- [18] Savides T, Dwolatzky B. Radar simulation using the shooting and bouncing ray technique[R]. [S. l.]: Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering, IEEE, 2003.
- [19] 李天,郭荣伟,张考,等.飞行器外形隐身设计初步指南[R].北京:航空航天工业部科学技术研究院,1991.
(编辑:叶青)