

文章编号:1674-8190(2022)02-038-07

超大尺寸共形吸波体雷达散射截面分析与验证

甄国帅¹,李处森²,慈言海³,王焱¹,林立海²

(1.沈阳飞机设计研究所 电磁环境效应航空科技重点实验室,沈阳 110000)

(2.中国科学院 金属研究所,沈阳 110017)

(3.空军装备部驻沈阳地区第一军事代表室,沈阳 110000)

摘要:受结构复杂、超大尺寸、制作工艺等多种条件的限制,超大尺寸共形吸波体装机应用后的雷达散射截面研究开展较少,亟需从仿真及试验两个方面加强研究。从超大尺寸共形吸波体的双马来酰亚胺材质隐身翼面前缘制作工艺和基于仿真评估的结构设计出发,对共形吸波体的分层结构参数进行优化,对机翼前缘共形吸波体的装机雷达散射截面进行试验验证。结果表明:本文优化的超大尺寸共形吸波体垂直极化下在2~18 GHz取得-22.4~-1.1 dB的雷达散射截面减缩效果,雷达散射截面的仿真评估误差可以控制在6.5 dB以内,其中材料的电磁参数各向异性测试对仿真误差有决定性影响。

关键词:共形吸波体;超大尺寸;雷达散射截面;仿真试验验证

中图分类号:V218; TN95

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.02.06

文献标识码:A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Analysis and Verification of Radar Cross Section of Super Large Conformal Absorber

ZHEN Guoshuai¹, LI Chusen², CI Yanhai³, WANG Yan¹, LIN Lihai²

(1. Aeronautic Science Key Laboratory of Electromagnetic Environment Effects, Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110000, China)

(2. Institute of Metal Research, Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110017, China)

(3. No. 1 Military Representative Office of Department of PLA Air Force in Shenyang, Shenyang 110000, China)

Abstract: Due to the limitations of complex structure, super large size, manufacturing technology and other conditions, the research on radar cross section (RCS) of airborne conformal absorber is fewer conducted, and it is urgent to strengthen the research both on simulation and experiment. Proceeding from the manufacturing process of wing leading edge made of bismaleimide and the structural design based on simulation evaluation, the layered structure parameters of conformal absorber are optimized, and the RCS test verification of airborne conformal wing leading edge is conducted. The results show that the absorber designed in this paper achieves the RCS reduction effect of -22.4~-1.1 dB in the range of 2~18 GHz under vertical polarization, and the error of RCS simulation evaluation is within 6.5 dB, in which the anisotropy test of electromagnetic parameters of materials has decisive impact on the simulation error.

Key words: conformal absorber; super large size; radar cross section; simulation test verification

收稿日期:2021-07-07; 修回日期:2021-09-27

通信作者:李处森, esli@imr.ac.cn

引用格式:甄国帅,李处森,慈言海,等. 超大尺寸共形吸波体雷达散射截面分析与验证[J]. 航空工程进展, 2022, 13(2): 38-44.

ZHEN Guoshuai, LI Chusen, CI Yanhai, et al. Analysis and verification of radar cross section of super large conformal absorber [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(2): 38-44. (in Chinese)

0 引言

穿透制空等新型作战样式对飞行器的隐身能力提出了更为严格的要求^[1],翼面边缘是整机电磁散射尖峰的来源之一^[2-3],传统的吸波涂层由于吸波效果有限^[4],无法满足整机对散射波峰的控制要求。共形吸波体在翼面边缘的应用既能保证飞行器原有的气动特性,又能进一步降低飞行器的前向和后向雷达散射截面(Radar Cross Section,简称RCS)^[5-6],共形吸波体的设计和制备是近些年研究的热点。

目前国内外对共形吸波体的研究主要集中在微波和太赫兹频段^[7-9],共形吸波体多由具有周期结构的电磁超材料组成,超材料采用柔性基底后具有一定的弯曲共形能力,对电磁超材料的结构形式和受力形变进行设计^[10-11],可以实现不同弯曲形变条件下的宽频带电磁能量吸收。受限于周期结构的制备工艺,样片尺寸一般在几十厘米以内,而且周期结构对冲击和震动的耐受能力较差^[12],难以满足飞行器的应用需求。

有一种共形吸波体制备方式是在模具内部采用聚酰亚胺、玻璃纤维硅胶布等衬底材料与发泡剂、吸波剂等混合升温固化,制备一体成型的共形吸波体^[13-14]。通过添加不同的吸波剂实现对共形吸波体电磁参数的调控,借助共形吸波体的多层组合设计实现宽频的电磁能量吸收。这种制备方式产生的共形吸波体一体成型、结构牢固,适合应用于飞行器严酷的飞行环境。由于模具的设计和制备占据了较大成本和时间,需要提前采用电磁仿真手段,对多层吸波体的结构参数等进行优化设计,确保共形吸波体能够达到预期的吸波效果。

1 m以上的翼面前缘共形吸波体的成功制备是该技术在飞行器中工程应用的基础,同时翼面前缘的隐身设计至少需要满足2~18 GHz的RCS减缩指标,其中大尺寸结构的生长均匀性控制、多层结构的一体成型控制以及超大尺寸高介电常数模型的RCS仿真可行性均是关键难点。从目前的研究进展来看,既缺乏对1 m以上超大尺寸共形吸波体的制备工艺和材料电磁参数测试研究,也缺乏对100个电波长以上等超大尺寸共形吸波体的RCS仿真评估技术研究。

本文对超大尺寸机翼前缘多层共形吸波体的结构参数RCS进行仿真优化,对工艺制备和装机

RCS进行测试验证。

1 工艺制备过程

在双马来酰亚胺(Bismaleimide,简称BMI)单体与三氨基二苯甲烷(DDM)低温共聚预反应过程中加入偶氮二甲酰胺发泡剂和吸波剂,再逐步升温至240℃固化,同时限位发泡,完成双马来酰亚胺树脂基(简称“双马”)泡沫吸波材料的制备。

选用短切碳纤维作为吸波剂,制备介电损耗型双马泡沫吸波材料,通过短切碳纤维长度和含量的控制实现电磁性能的调控;选用片状FeSiAl粉作为吸波剂,制备磁损耗型双马泡沫吸波材料,通过FeSiAl片化尺度和含量的控制实现电磁性能的调控。

制备出3种双马泡沫吸波材料:双马泡沫吸波材料A仅含短切碳纤维吸波剂,为介电损耗型吸波材料,作为迎波匹配层;双马泡沫吸波材料C1和双马泡沫吸波材料C51中都含有短切碳纤维和片状FeSiAl粉为吸波剂,为介电兼磁损耗型吸波材料,后者在吸波剂尺度和含量上都高于前者,C1、C51分别作为中间匹配层和后匹配层。同时配制环氧改性双马溶液,喷涂于多层石英纤维布,晾干,240℃加压固化完成双马玻璃钢制备。

基于翼面前缘整体尺寸要求和吸波材料的多层结构设计方案,加工一套隐身翼面前缘成型模具(如图1所示)。该套模具包括1个母模和4个公模,通过母模与公模1完成翼面弧形双马玻璃钢的成型,然后依次采用公模2、公模3和公模4进行限位发泡,实现双马泡沫吸波材料A、C1和C51的三层一体化弧形结构成型,并进一步机加修整,完成隐身翼面前缘构件研制。

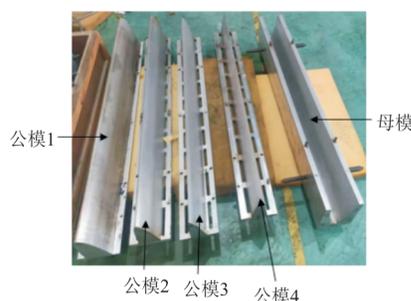


图1 双马泡沫吸波材料翼面前缘构筑成型模具
Fig. 1 Forming mould for wing side leading edge of BMI resin foam absorbing material

隐身翼面前缘构件从外到内依次由 1 mm 厚双马玻璃钢、8 mm 厚双马泡沫吸波材料 A、8 mm 厚双马泡沫吸波材料 C1 和 6 mm 厚双马泡沫吸波材料 C51 按翼面前缘弧形结构一体化成型,如图 2 所示,与最终仿真结构相对应。隐身翼面前缘构件内腔壁贴铝箔,等同于金属内腔。

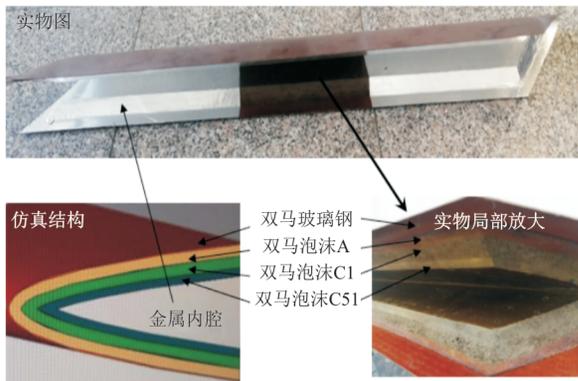
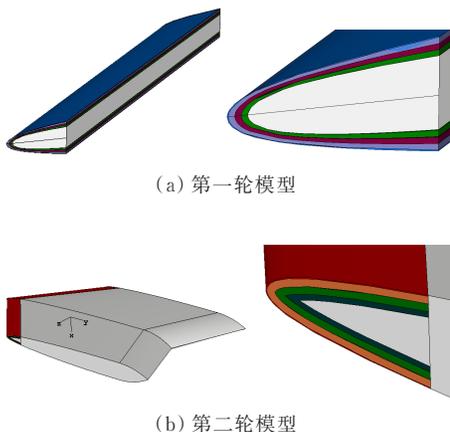


图 2 隐身翼面前缘实物与仿真结构对比图
Fig. 2 Comparison of real and simulation structures of leading edge of stealth wing

2 模型结构仿真优化

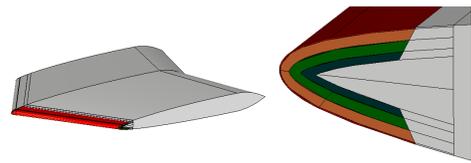
超大尺寸共形吸波体的多层结构参数根据 RCS 增益的仿真评估进行优化,仿真中采用时域有限积分算法,模型网格剖分在 8 GHz 以下频段兼顾小于最小结构尺寸和 1/12 波长,8 GHz 以上频段则为小于最小结构尺寸,均采用单频点网格剖分方式降低网格数量。

RCS 增益的仿真评估共进行三个轮次,仿真模型如图 3 所示,RCS 增益仿真评估结果如图 4 所示。



(a) 第一轮模型

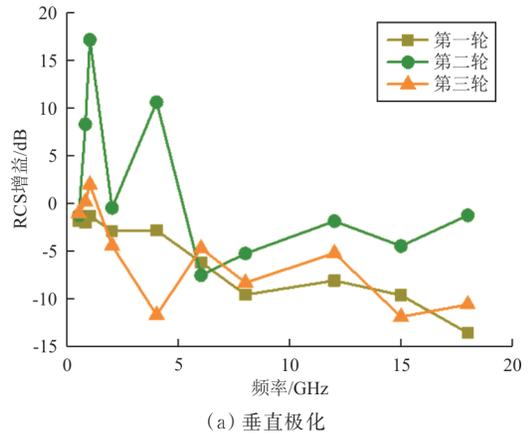
(b) 第二轮模型



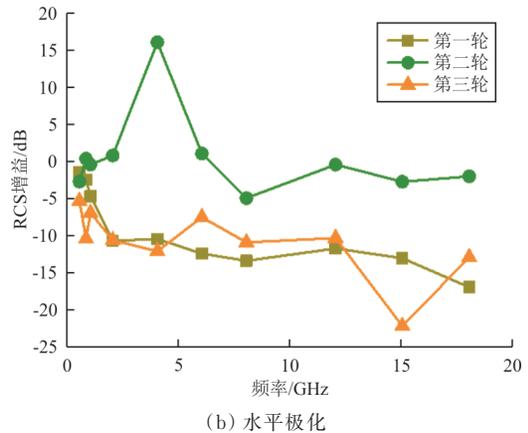
(c) 第三轮模型

图 3 多层吸波体仿真模型

Fig. 3 Simulation model of multilayer absorbing structure



(a) 垂直极化



(b) 水平极化

图 4 多层吸波体 RCS 增益仿真评估

Fig. 4 Simulation and evaluation of RCS gain of multilayer absorbing structure

采用增加多层吸波体厚度的方式进行迭代仿真验证,结构参数优化如表 1 所示。

表 1 隐身翼面前缘多层结构厚度

Table 1 Thickness of multi-layer structure at the stealth wing leading edge

轮次	玻璃钢厚度/mm	材料 A 厚度/mm	材料 C1 厚度/mm	材料 C51 厚度/mm
第一轮	1.5	6.0	6.0	6.0
第二、三轮	1.0	8.0	8.0	6.0

第一轮次主要考虑吸波体自身的 RCS 增益,在单层吸波结构厚度渐变条件下 RCS 增益较好,普遍小于 -5 dB,仅在垂直极化方式下的 2 GHz 以下频段 RCS 增益为正值。

第二轮次对加装载体后的 RCS 增益进行评估,考虑制作工艺难度,单层吸波结构的厚度要求保持一致,在垂直极化以及水平极化下的 RCS 增益效果普遍为正值,与第一轮次相比,载体和吸波体的接触面与来波方向垂直,构成强散射源,在第三轮次对接触面切割倾角进行迭代验证。

第三轮次根据实测场景调整为单侧加装吸波体,并在吸波体后缘切割了倾角,经多角度倾角优化,最终选择 45° 倾角。垂直极化 RCS 衰减均值为 5.6 dB,水平极化 RCS 衰减均值为 10.9 dB,基本满足 RCS 衰减效果设计要求。

3 仿真与测试结果评估

本文整机样件尺寸长 2.8 m、宽 1.8 m、高 0.2 m,其中机翼前缘布置四层共形吸波体,吸波体长约 1.3 m。根据共形吸波体的仿真结果,调整多层结构厚度,并将共形吸波体后缘加工为 45° 倾角,然后在微波暗室进行 RCS 测试,测试实物如图 5 所示。飞机机翼前缘一侧为金属翼面,另一侧为共形吸波体,所有接缝采用铝箔铺平密接。入射波方向为垂直于翼面前缘,考虑水平极化和垂直极化两种场景,测试频率从 0.5~18 GHz。

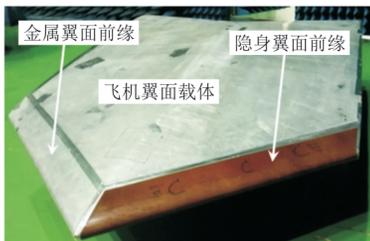
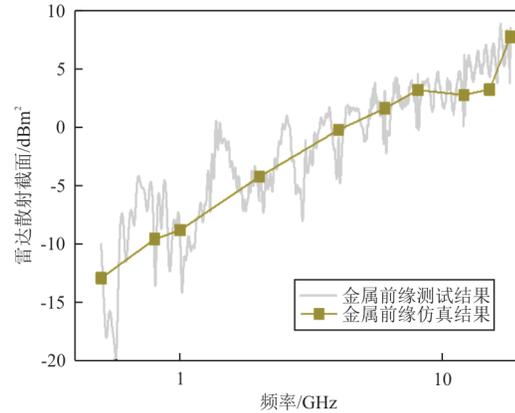


图5 翼面前缘结构装配于飞机翼面载体
Fig. 5 The leading edge structure of the wing is assembled in the aircraft

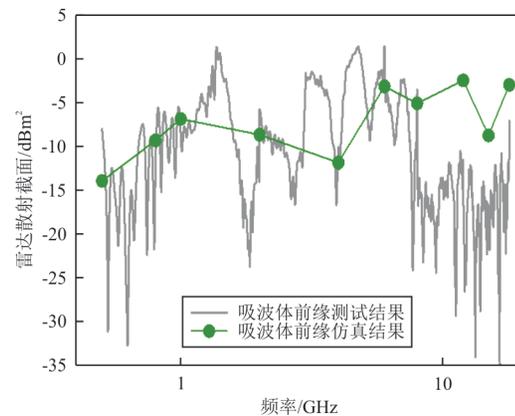
测试过程中,先在金属翼面前缘一侧进行角度微调,通过 RCS 的最大值确认来波方向是否垂直于翼面前缘;然后将测试载体对称旋转后测试隐身翼面前缘的 RCS。对于不同频段的发射天

线,均重复采用上述步骤进行测试。

垂直极化下不同翼面前缘 RCS 测试及仿真结果如图 6 所示。



(a) 金属翼面前缘



(b) 隐身翼面前缘

图6 翼面前缘垂直极化仿真测试结果

Fig. 6 Simulation and test results of vertical polarization of wing leading edge

从图 6(a)可以看出:在频率对数坐标系下,金属翼面前缘的雷达散射截面随着频率的增大整体呈现线性增长的趋势,仿真与测试结果一致性较高,标准差为 1.9 dB。

从图 6(b)可以看出:8 GHz 以下频段,仿真与测试结果较为一致,在 12~18 GHz 频段隐身翼面前缘的雷达散射截面测试与仿真差异较大,整体的标准差为 6.0 dB。综合考虑金属翼面前缘和隐身翼面前缘,RCS 增益的测试与仿真结果标准差为 6.5 dB。

翼面前缘垂直极化数值分析结果如表 2 所示。

表2 翼面前缘垂直极化数值分析结果
Table 2 Numerical analysis results of vertical polarization of wing leading edge

频率/GHz	金属翼面前缘雷达散射截面/dBm ²		隐身翼面前缘雷达散射截面/dBm ²		RCS增益/dB	
	测试	仿真	测试	仿真	测试	仿真
0.5	-10.0	-12.9	-8.0	-13.9	2.0	-1.0
0.8	-12.6	-9.5	-12.9	-9.3	-0.3	0.2
1	-9.6	-8.8	-9.0	-6.8	0.6	2.0
2	-4.6	-4.2	-5.7	-8.6	-1.1	-4.4
4	-0.9	-0.1	-10.1	-11.8	-9.2	-11.7
6	2.9	1.6	0.6	-3.1	-2.3	-4.7
8	2.8	3.2	-13.4	-5.1	-16.2	-8.3
12	6.2	2.8	-13.0	-2.4	-19.2	-5.2
15	4.5	3.2	-17.9	-8.7	-22.4	-11.9
18	8.5	7.7	-7.1	-2.9	-15.6	-10.6

从表2可以看出:超大尺寸共形吸波体在2~18 GHz取得-22.4~-1.1 dB减缩效果。

水平极化下不同翼面前缘 RCS 测试及仿真结果如图7所示。

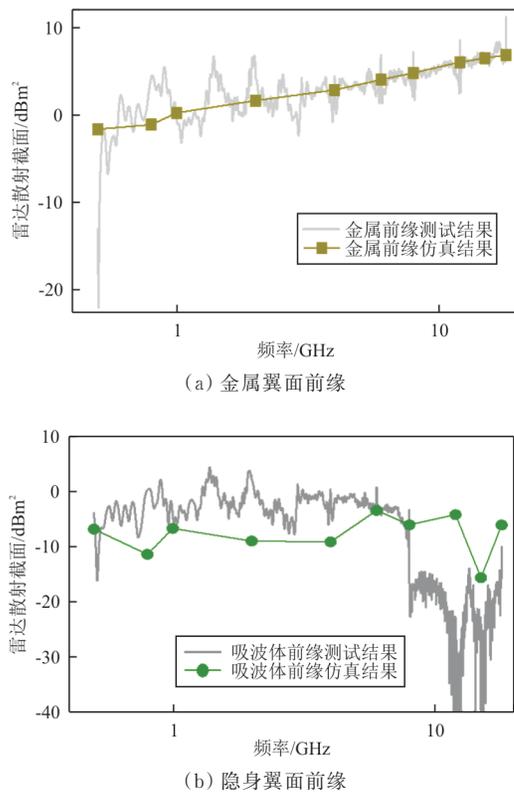


图7 翼面前缘水平极化仿真测试结果
Fig. 7 Simulation and test results of horizontal polarization of wing leading edge

从图7(a)可以看出:在频率对数坐标系下,金属翼面前缘的雷达散射截面随着频率的增大整体呈现线性增长的趋势,仿真与测试结果一致性较高,总计10个频点的标准差为4.4 dB,由于0.5 GHz频点的测试数据异常,剔除0.5 GHz频点的标准差为2.7 dB。

从图7(b)可以看出:通过测试与仿真得到的翼面前缘 RCS 结果随频率变化的趋势较为接近,但是测试结果与仿真数据的差异较大,RCS增益的测试与仿真结果标准差为19.2 dB。对比垂直极化 RCS 增益的测试与仿真结果标准差为6.5 dB,水平极化下的测试和仿真误差与仿真算法、仿真模型结构无关,而与仿真模型的材料参数配置有关。

从图6~图7可以看出:金属翼面前缘的结果一致性显著优于多层隐身翼面前缘的结果一致性,垂直极化的结果一致性显著优于水平极化的结果一致性。

翼面前缘水平极化数值分析结果如表3所示。

表3 翼面前缘水平极化数值分析结果
Table 3 Numerical analysis results of horizontal polarization of wing leading edge

频率/GHz	金属翼面前缘雷达散射截面/dBm ²		隐身翼面前缘雷达散射截面/dBm ²		RCS增益/dB	
	测试	仿真	测试	仿真	测试	仿真
0.5	-13.0	-1.6	-3.9	-6.9	9.1	-5.3
0.8	4.3	-1.1	0.2	-11.5	-4.1	-10.4
1	-0.5	0.2	-17.9	-6.7	-17.4	-6.9
2	4.1	1.6	-21.8	-9.0	-25.9	-10.6
4	4.4	2.9	-27.6	-9.2	-32.0	-12.1
6	6.8	4.0	-27.5	-3.5	-34.3	-7.5
8	5.7	4.8	-26.1	-6.1	-31.8	-10.9
12	7.3	6.0	-30.9	-4.3	-38.2	-10.3
15	6.6	6.5	-28.5	-15.7	-35.1	-22.2
18	11.2	6.8	-26.3	-6.1	-37.5	-12.9

从表3可以看出:超大尺寸共形吸波体在1~18 GHz测试中取得-38.2~-17.4 dB的雷达散射截面减缩效果。

4 结 论

(1) 本文研究的超大尺寸共形多层吸波体在垂直极化方式下,机翼前缘共形吸波体在2~18 GHz取得-22.4~-1.1 dB的RCS减缩效果,2 GHz以下频段的RCS增益效果控制在2 dB以内,仿真评估误差在6.5 dB以内。

(2) 本文研究的超大尺寸共形多层吸波体在水平极化方式下,机翼前缘共形吸波体在1~18 GHz取得-38.2~-17.4 dB的RCS减缩效果,1 GHz以下频段的RCS减缩效果显著下降,受测试材料参数不适用的影响,仿真评估误差扩大至19.2 dB。

(3) 多层共形隐身翼面前缘的电磁参数存在显著的各项异性,平板样品测试得到的各层材料电磁参数更适用于垂直极化的电磁波入射情况,超大尺寸共形吸波体的仿真优化需要高精度的材料电磁参数测试作为基础,本文研究对于新型飞机机翼前缘的隐身结构以及共形天线设计及仿真评估均具有参考价值。

参 考 文 献

- [1] 杨伟. 关于未来战斗机发展的若干讨论[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 8-17.
YANG Wei. Development of future fighters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 8-17. (in Chinese)
- [2] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2013.
SANG Jianhua. Low-observable technologies of aircraft [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [3] 李天. 战斗机的发展对隐身与气动技术的需求[J]. 流体力学试验与测量, 2002, 16(1): 1-7, 26.
LI Tian. Requirement of fighter development to stealth and aerodynamic technology [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2002, 16(1): 1-7, 26. (in Chinese)
- [4] 张晓虎, 孙秦, 张永杰. 类机翼前缘电磁散射特性仿真研究[J]. 计算机仿真, 2019, 36(7): 75-78.
ZHANG Xiaohu, SUN Qin, ZHANG Yongjie. Study on electromagnetic scattering properties of simplified wing leading edge[J]. Computer Simulation, 2019, 36(7): 75-78. (in Chinese)
- [5] 徐含乐, 祝小平, 周洲, 等. 基于左手材料的翼面隐身结构设计及优化[J]. 航空学报, 2014, 35(12): 3324-3330.
XU Hanle, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. Design and optimization of low detectable wing structure based on LHM [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12): 3324-3330. (in Chinese)
- [6] WANG Z J, ZHOU C, KHALIULIN V, et al. An experimental study on the radar absorbing characteristics of folded core structures[J]. Composite Structures, 2018, 194(15): 199-207.
- [7] HE Wengtao, WENG Xiaolong, LUO Wei, et al. Modeling of camouflage grass and the calculation of its electromagnetic scattering characteristics[J]. IEEE Access, 2020, 8: 45033-45040.
- [8] HUANG X, PAN K, HU Z. Experimental demonstration of printed graphene nano-flakes enabled flexible and conformable wideband radar absorbers [J]. Scientific Reports, 2016, 6(1): 1-7.

