

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.06.009

# 舵面偏转对机翼 RCS 影响仿真与分析

梁爽\*, 滕杰, 聂墩, 郭文, 徐伊达

成都飞机工业(集团)有限责任公司, 四川 成都 610092

**摘要:** 针对舵面偏转后机翼雷达截面积(RCS)特性与静态预估不一致, 提出一种分析舵面偏转对机翼雷达截面积影响的方法。通过建立低散射机翼模型, 利用多层快速多极子算法(MLFMA)仿真计算不同舵面偏角下机翼雷达截面积曲线。仿真计算结果表明, 在入射波处于较高频率时, 舵面偏转会对机翼雷达截面积曲线的峰值、峰值宽度和均值造成一定的影响; 偏转机动襟翼在水平极化和垂直极化下会显著增大峰值、峰值宽度和均值; 偏转后缘内侧襟翼只会对均值造成影响; 偏转副翼对峰值的影响较小, 但峰值宽度随着偏角绝对值的增大而略微增加, 均值随偏角绝对值的增大而增大。

**关键词:** 雷达截面积; 多层快速多极子算法; 机翼; 舵面; 隐身

中图分类号: V218 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453(2017)06-0009-06

机翼是隐身飞机最为重要的隐身部件之一, 对前向较大角域范围内的雷达截面积(Radar Cross Section, RCS)具有较大贡献。当前的研究主要集中在飞机处于静止状态下机翼的平面参数(前缘后掠角、展弦比、梢根比)和截面参数(厚度、前缘锐度)的变化对其RCS的影响和减缩措施<sup>[1,2]</sup>。在实际作战使用中, 为改变飞机的姿态、航迹和提高机动性能, 机翼上各舵面不可避免地需要进行偏转, 由此带来其RCS特性与静态预估不一致<sup>[3]</sup>。建立具有较低散射水平机翼模型, 采用多层快速多极子算法(MLFMA), 仿真计算分析舵面偏转后处于静止, 并与固定翼面之间保持电连续状态下, 不同偏转角度对机翼RCS特性的影响, 同时, 总结散射规律。

## 1 仿真模型

仿真模型采用一简化的战斗机常用大后掠角、小展弦比和薄翼型机翼, 以期获得较低的散射水平。前缘后掠角为 $58^\circ$ , 后缘后掠角为 $0^\circ$ , 半翼展为3m, 翼型为NACA 63A006, 厚度为6%, 机翼前缘为全翼展机动襟翼, 机翼后缘内侧为

襟翼, 机翼后缘外侧为副翼, 各舵面几何参数如表1所示, 各舵面向下偏转时偏转角为正值, 向上偏转时偏转角为负值。入射雷达波垂直机翼后缘并逆航向入射时定义为 $0^\circ$ , 垂直梢弦入射时为 $90^\circ$ , 垂直机翼后缘并顺航向入射时定义为 $180^\circ$ 。电场方向平行于机翼弦平面时为水平极化, 垂直机翼弦平面时为垂直极化, 如图1所示。

表1 舵面几何参数  
Table 1 Geometry parameters of control surfaces

舵面	展长/m	弦长/m	面积/m <sup>2</sup>
机动襟翼	3	0.28	0.85
襟翼	1.5	0.4	0.6
副翼	1.5	0.4	0.6

舵面偏转属于细节性的外形变化, 当入射波频率较低时, 目标的RCS对外形的细节不敏感, 只有当入射波频率较高时, 目标处于光学区时, 目标细节的变化对RCS的影响才能体现出来<sup>[4]</sup>, 同时, 由于大部分机载雷达都工作在高频段, 故入射波的频率取Ku波段。

收稿日期: 2017-04-21; 退修日期: 2017-05-02; 录用日期: 2017-05-25

\* 通讯作者. Tel.: 15002877058 E-mail: CACLiangshuang@163.com

引用格式: LIANG Shuang, TENG Jie, NIE Tun, et al. Simulation and analysis of the wing RCS due to control surface deployed[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(06): 09-14. 梁爽, 滕杰, 聂墩, 等. 舵面偏转对机翼RCS影响仿真与分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28(06): 09-14.

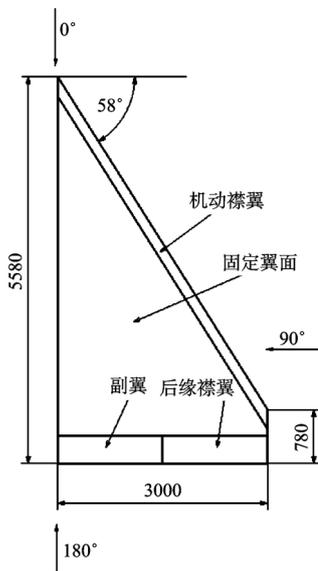


图1 RCS仿真模型(单位:mm)  
Fig.1 RCS simulation model (unit: mm)

## 2 仿真算法选择

RCS仿真常用的算法有高频算法和低频算法。高频方法是标量波方程典型解的应用,具有运算量小、计算效率高的优点,但由于其进行了远场和切平面近似,同时忽略阴影面的表面电流,常用于散射水平较高的目标RCS预估,对散射水平较低的一类目标,其结果会与真实值之间存在较大的误差<sup>[5]</sup>。

低频算法作为一种精确的数值方法,具有计算结果精度高的优点,但运算量大导致其计算效率较低,仅用于简单外形目标的RCS计算分析<sup>[6]</sup>。

仿真所采用的机翼由于具有大前缘后掠角和薄翼型,且前缘较为尖锐,故具有较低的RCS,同时,其电尺寸高达300个波长,属于电大尺寸目标的精确RCS预估,应采用加速的低频算法对其RCS进行预估。

采用电场积分方程和磁场积分方程组合的混合场积分方程<sup>[7]</sup>:

$$-an \times n \times L(J) + (1-\alpha)\eta \left[ \frac{1}{2}J(r) + n \times K(J) \right] = -an \times n \times E^i(r) + (1-\alpha)\eta n \times H^i(r)$$

式中: $L(J) = -E^S$ ,  $E^S$ 为散射电场强度; $K(J)$ 为 $J(r) \times \nabla G$ 在S外表面去极点区域后的主值积分; $n$ 为S外表面单位外法矢; $J$ 为电流强度; $E^i(r)$ 为入射电场强度; $H^i(r)$ 为入射磁场强度; $r$ 为原点到计算点的距离; $\alpha, \eta$ 为系数。

利用MLFMA,将矩量法 $O(N^2)$ 量级的计算复杂度降至 $O(N \log N)$ 量级, $O(N^2)$ 量级的存储量降至 $O(N)$ 量级,在保证计算精度的同时降低计算量和存储量<sup>[8]</sup>。

## 3 舵面偏转对机翼RCS的影响

舵面偏转对机翼RCS的影响用3个指标来评估:峰值、峰值宽度和均值<sup>[9]</sup>。峰值是雷达波垂直机翼前缘入射(方位角 $58^\circ$ )时对应的RCS值。峰值宽度是从峰值下降到两侧 $-20\text{dBsm}$ 时所占的方位角范围,峰值宽度越宽,波峰越容易被雷达探测到。均值是指 $0^\circ \sim 30^\circ$ 角域范围内以平方米为单位的RCS算数平均值,代表散射的平均水平。

### 3.1 仿真流程

为减少网格的不一致带来仿真计算结果的误差,每次仿真时固定翼面采用相同的网格,并将偏转舵面的网格装配到固定翼面网格上,仿真分析流程如图2所示。

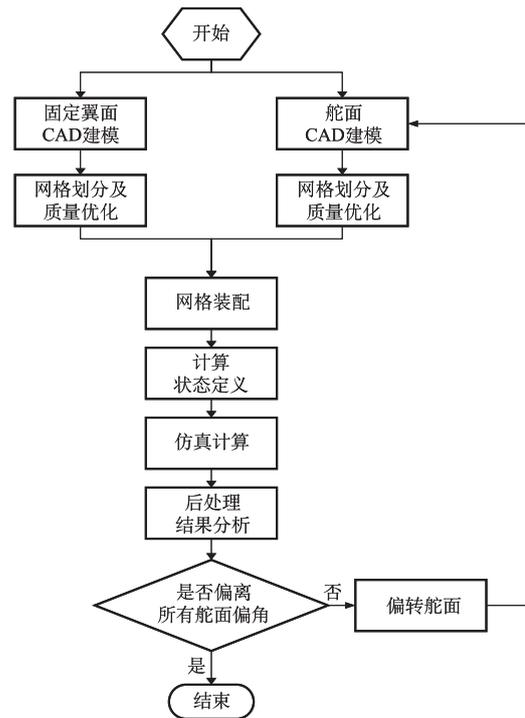
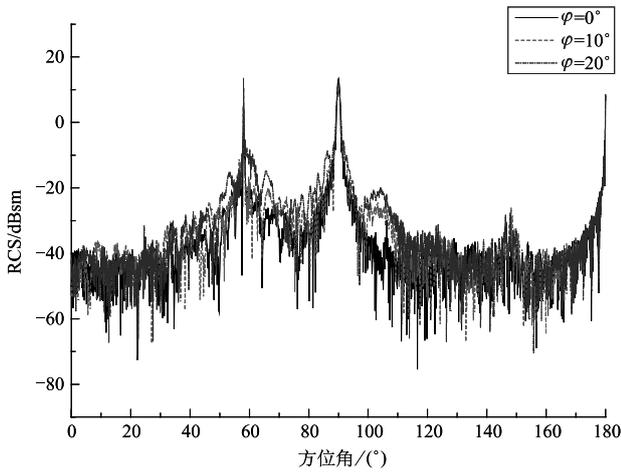


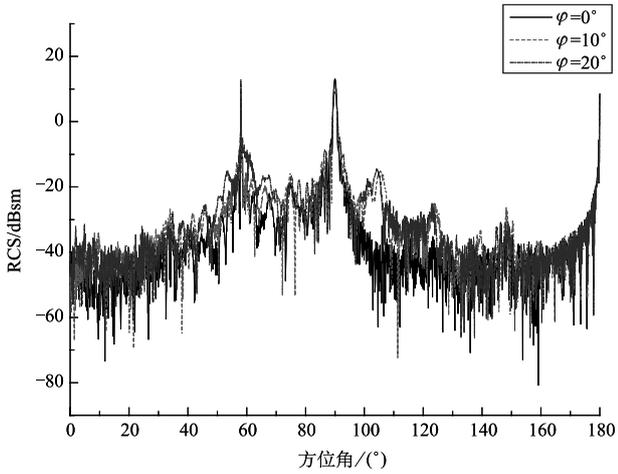
图2 仿真分析流程  
Fig.2 Simulation analysis procedure

### 3.2 机动襟翼偏转对机翼RCS的影响分析

机动襟翼位于机翼前缘,可随马赫数和迎角的变化而自动偏转一定角度,使飞机在大迎角时仍保持有效的升力系数,从而提高机动能力。不同机动襟翼偏转角度下机翼RCS曲线如图3所示。



(a) Ku波段, 水平极化



(b) Ku波段, 垂直极化

图3 机动襟翼偏转对机翼RCS曲线

Fig.3 The wing RCS curves with maneuver flap deployed

由图3可见,机动襟翼不同偏转角度下机翼RCS曲线随着方位角的变化振荡较为剧烈,呈现3个较为明显的峰值,分别为入射波垂直机翼前缘入射、垂直机翼翼尖侧面入射和垂直机翼后缘入射,大部分方位角对应的RCS值在-20dBsm以下,处于较低的散射量级。

机动襟翼偏转不同角度时机翼RCS曲线峰值、峰值宽度、均值如表2、表3所示。

表2 机动襟翼偏不同角度机翼RCS对比(Ku波段,水平极化)  
Table 2 The wing RCS values at different angles of maneuver flap (Ku band, HH polarization)

机动襟翼偏转角度 / (°)	峰值 / dBsm	峰值宽度 / (°)	均值 / m <sup>2</sup>
0	6.55	1	3.9 × 10 <sup>-5</sup>
+ 10	10.18	3	5.6 × 10 <sup>-5</sup>
+ 20	13.58	6.1	6.4 × 10 <sup>-5</sup>

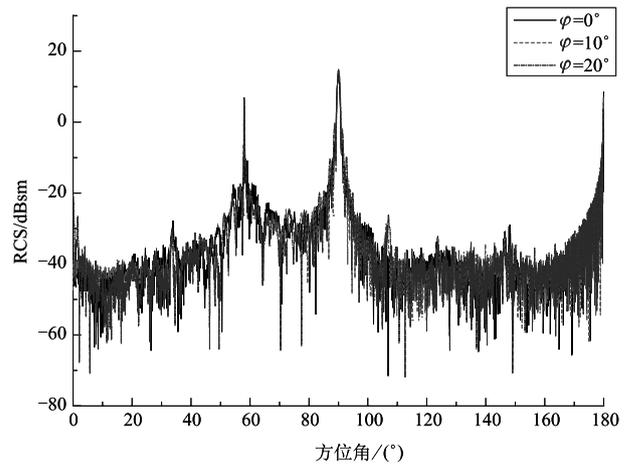
表3 机动襟翼偏不同角度机翼RCS对比(Ku波段,垂直极化)  
Table 3 The wing RCS values at different angles of maneuver flap (Ku band, VV polarization)

机动襟翼偏转角度 / (°)	峰值 / dBsm	峰值宽度 / (°)	均值 / m <sup>2</sup>
0	6.56	1.0	2.6 × 10 <sup>-5</sup>
+ 10	10.19	1.3	7.8 × 10 <sup>-5</sup>
+ 20	13.25	6.3	8.5 × 10 <sup>-5</sup>

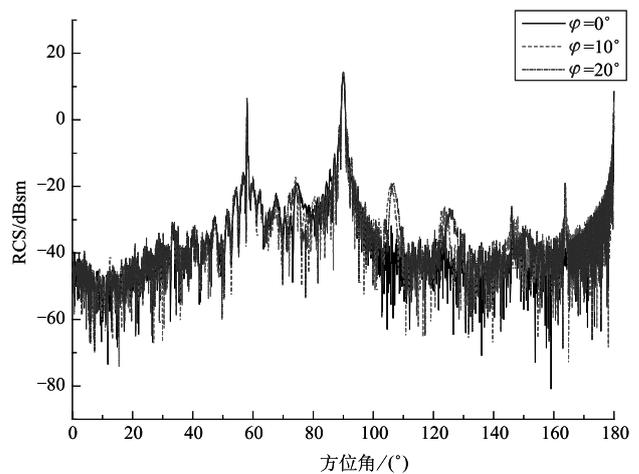
由表2和表3可见,由于机动襟翼位于机翼前缘照明区,其偏转对机翼RCS的影响较为明显,偏转角度越大,机翼RCS前缘峰值和均值越大,同时会大幅展宽峰值的宽度,加大被雷达探测的概率。

### 3.3 后缘襟翼偏转对机翼RCS的影响分析

后缘襟翼用于起飞及着陆时增加升力系数,降低起降速度,从而缩短起降距离。不同机动襟翼偏转角度下机翼RCS曲线如图4所示。



(a) Ku波段, HH极化



(b) Ku波段, VV极化

图4 后缘襟翼偏转对机翼RCS曲线

Fig.4 The wing RCS curves with trailing edge flap deployed

由图 4 可见,后缘襟翼偏转后机翼 RCS 曲线与图 3 相比,除呈现相同方位角下的 3 个波峰外,水平极化 0° 方位角下在 20° 襟翼偏角时,出现一个由于偏转舵面后镜面反射形成的峰值为 -20dBsm 的波峰。

后缘襟翼偏转不同角度时机翼 RCS 曲线峰值、峰值宽度、均值如表 4、表 5 所示。

表 4 后缘襟翼偏不同角度机翼 RCS 对比 (Ku 波段,水平极化)  
Table 4 The wing RCS values at different angles of trailing edge flap (Ku band, HH polarization)

后缘襟翼偏转角度 / (°)	峰值 /dBsm	峰值宽度 / (°)	均值 /m <sup>2</sup>
0	6.55	1	3.9 × 10 <sup>-5</sup>
+ 10	6.55	1	7.4 × 10 <sup>-5</sup>
+ 20	6.53	1	1.7 × 10 <sup>-4</sup>

表 5 后缘襟翼偏不同角度机翼 RCS 对比 (Ku 波段,垂直极化)  
Table 5 The wing RCS values at different angles of trailing edge flap (Ku band, VV polarization)

后缘襟翼偏转角度 / (°)	峰值 /dBsm	峰值宽度 / (°)	均值 /m <sup>2</sup>
0	6.56	1	2.6 × 10 <sup>-5</sup>
+ 10	6.61	1	2.7 × 10 <sup>-5</sup>
+ 20	6.54	1	3.6 × 10 <sup>-5</sup>

由表 4、表 5 可见,由于后缘襟翼处于机翼后缘内侧,其偏转对峰值和峰值宽度的影响较小,但对均值的影响较大,水平极化偏转 20° 时甚至增加了一个数量级。

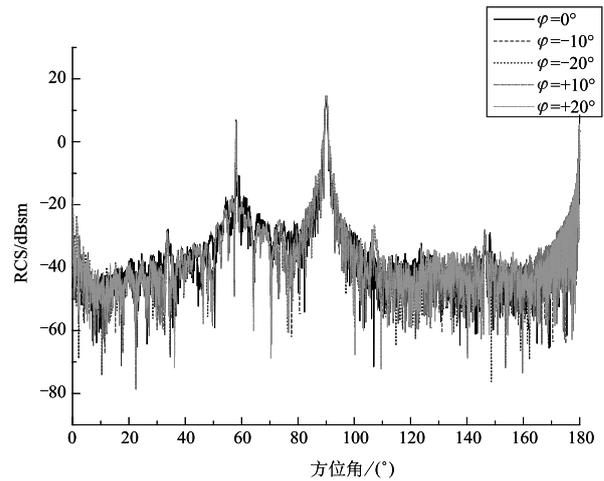
### 3.4 副翼偏转对机翼 RCS 影响分析

副翼主要用于战斗机空中滚转机动时使用。与机动襟翼、内侧襟翼通常在正偏角下工作不同,副翼通常在正负偏角下工作。不同副翼偏转角度下机翼 RCS 曲线如图 5 所示。

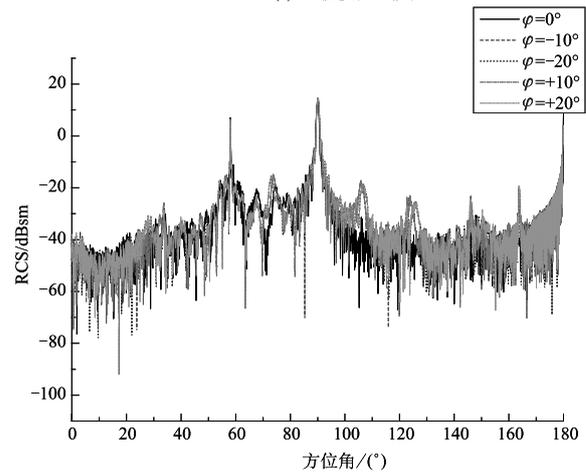
由图 5 可见,副翼偏转后机翼的 RCS 曲线与图 3 相比,除呈现相同方位角下的 3 个波峰外,水平极化 0° 方位角下在 -20° 和 +20° 偏角下,分别出现由于偏转舵面后镜面反射形成的峰值为 -17dBsm 和 -18dBsm 的波峰。

副翼偏转不同角度时机翼 RCS 峰值、峰值宽度、均值如表 6、表 7 所示。

由表 6、表 7 可见,副翼偏转对峰值的影响较小,但峰值宽度随着偏角绝对值的增大而略微增加,峰值受偏角绝对值的增大的影响较大,水平极化偏转 ±20° 时增加了一个数量级。同时,在相同的偏角绝对值下,偏角的正负对峰值、峰值宽度和均值影响不大。



(a) Ku波段,HH极化



(b) Ku波段,HH极化

图 5 副翼偏转对机翼 RCS 曲线

Fig.5 The wing RCS curves with the aileron deployed

表 6 副翼偏不同角度机翼 RCS 对比 (Ku 波段,水平极化)  
Table 6 The wing RCS values at different angles of the aileron (Ku band, HH polarization)

副翼偏转角度 / (°)	峰值 /dBsm	峰值宽度 / (°)	均值 /m <sup>2</sup>
0	6.55	1	3.9 × 10 <sup>-5</sup>
+ 10	6.56	1.1	5.72 × 10 <sup>-5</sup>
+ 20	6.56	1.2	2.26 × 10 <sup>-4</sup>
-10	6.55	1.1	6.11 × 10 <sup>-5</sup>
-20	6.57	1.3	1.96 × 10 <sup>-4</sup>

表 7 副翼偏不同角度机翼 RCS 对比 (Ku 波段,垂直极化)  
Table 7 The wing RCS values at different angles of the aileron (Ku band, VV polarization)

副翼偏转角度 / (°)	峰值 /dBsm	峰值宽度 / (°)	均值 /m <sup>2</sup>
0	6.56	1	2.6 × 10 <sup>-5</sup>
+ 10	6.56	1.1	3.5 × 10 <sup>-5</sup>
+ 20	6.58	1.2	7.6 × 10 <sup>-5</sup>
-10	6.55	1.1	3.1 × 10 <sup>-5</sup>
-20	6.58	1.3	7.8 × 10 <sup>-5</sup>

水平极化下机动襟翼 RCS 曲线的峰值、峰值宽度均大于相同舵偏角的后缘舵面,均值却小于相同舵偏角的后缘舵面。垂直极化下机动襟翼 RCS 曲线的峰值、峰值宽度和均值都大于相同舵偏角的后缘舵面。

## 4 结论

基于 MLFMA 对不同舵面偏转角度的机翼进行 RCS 仿真分析。适用于舵面偏转后处于静止并与固定翼面之间保持电连续的状态。仿真计算结果表明,对于具有较低散射量级的机翼,入射波以高频率入射时,舵面偏转会对机翼 RCS 曲线的峰值、峰值宽度和均值造成一定的影响。

(1) 机动襟翼由于位于入射波照明区,在两个极化下其偏转会显著增大机翼 RCS 曲线的峰值、峰值宽度和均值。

(2) 后缘内侧襟翼位于机翼后缘内侧,其偏转对机翼 RCS 曲线峰值和峰值宽度的影响较小,只对均值的影响较大。

(3) 副翼偏转对机翼 RCS 曲线峰值的影响较小,但峰值宽度随着偏角绝对值的增大而略微增加,均值受偏角绝对值的增大的影响较大。

(4) 水平极化下偏转机动襟翼后机翼 RCS 曲线的均值小于后缘舵面偏转相同舵偏角的均值,垂直极化相反。 **AST**

## 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: 323-324.  
ZHANG Kao, MA Dongli. Military aircraft survivability and stealth design [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002: 323-324. (in Chinese)
- [2] 桑建华. 飞行器隐身技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2013: 127-128.  
SANG Jianhua. Low-observable technologies of aircraft [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013: 127-128. (in Chinese)
- [3] 岳奎志. 作战飞机 RCS 的静态与动态特性分析 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016: 83.  
YUE Kuizhi. The RCS static and dynamic analysis of military aircraft [M]. Beijing: Beihang University Press, 2016: 83. (in Chinese)
- [4] 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)
- [5] 阮颖铮. 雷达截面与隐身技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1998: 99-101.  
RUAN Yingzheng. Radar cross section and stealth technology [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1998: 99-101. (in Chinese)
- [6] 庄钊文,袁乃昌,莫锦军,等. 军用目标雷达散射截面预估与测量 [M]. 北京: 科学出版社, 2007: 26.  
ZHUANG Zhaowen, YUAN Naichang, MO Jinjun, et al. RCS simulation and measurement of military aircraft [M]. Beijing: Science Press, 2007: 26. (in Chinese)
- [7] 张宗斌,陈益邻,高正红. 三维复杂目标求解的多层快速多极子方法 [J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39 (2): 222-226.  
ZHANG Zongbin, CHEN Yilin, GAO Zhenghong. MLFMA for solution of 3D complex object [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007, 39 (2): 222-226. (in Chinese)
- [8] 胡俊,聂在平,王军,等. 三维电大目标散射求解的多层快速多极子方法 [J]. 电波科学学报, 2004, 19 (5): 509-514.  
HU Jun, NIE Zaiping, WANG Jun, et al. Multilevel fast multipole algorithm for solving scattering from 3D electrically large object [J]. Chinese Journal of Radio Science, 2004, 19 (5): 509-514. (in Chinese)
- [9] 张扬,艾俊强,王健,等. 隐身飞机机身侧棱电磁散射特点分析 [J]. 航空工程进展, 2017, 8 (1): 17-22.  
ZHANG Yang, AI Junqiang, WANG Jian, et al. Analysis on electromagnetic scattering characteristics of fuselage lateral edge on stealth aircraft [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2017, 8 (1): 17-22. (in Chinese)

## 作者简介

梁爽(1982—)男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机总体设计和隐身设计。

Tel: 15002877058

E-mail: CACLiangshuang@163.com

滕杰(1987—)男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机外形设计和隐身设计。

聂瞰 (1969— ) 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞 动设计和隐身设计。

机总体设计和隐身设计。

徐伊达 (1991— ) 女, 硕士, 助理工程师。主要研究方向:

郭文 (1967— ) 男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 飞机气 飞机外形设计和隐身设计。

## Simulation and Analysis of the Wing RCS Due to Control Surface Deployed

LIANG Shuang\*, TENG Jie, NIE Tun, GUO Wen, XU Yida

*Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China*

**Abstract:** The method that control surfaces deployed affect the wing Radar Cross Section (RCS) was proposed due to the fact that the dynamic RCS behavior of the wing is different from the static behavior. The wing RCS curves under different deployed angles of control surfaces were obtained with the aid of low scattering wing model and Multi-Level Fast Multipole Algorithm (MLFMA). The simulation results demonstrate that the peak value, the width of peak value and average value were influenced by the control surface deployed at high frequency. The peak value, the width of peak value and average value were increased when the maneuver flap was deployed at both horizontal polarization and vertical polarization. The trailing edge flap deployed only affects the average value. The aileron deployed slightly affects the peak value, however, the width of peak value was slightly increased and the average value is obviously increased with the absolute value of the aileron deployed angle increased.

**Key Words:** RCS; MLFMA; wing; control surface; stealth

Received: 2017-04-21; Revised: 2017-05-02; Accepted: 2017-05-25

\*Corresponding author. Tel. :15002877058 E-mail: CACLiangshuang@163.com