双立尾对战斗机隐身特性的数值模拟

岳奎志 孙 聪 姬金祖

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了降低战斗机的雷达散射截面(RCS,Radar Cross Section)特性,研究了双立尾外倾对战斗机RCS特性的影响.对战斗机的三维数字样机进行网格划分,基于物理光学法数值模拟出双立尾向两侧对等偏转对三翼面战斗机的头向、侧向和尾向的RCS特性的影响,并对战斗机的缩比实体样机进行电磁测试,证明了方法的可行性和数值模拟的准确性.数值模拟结果表明,当双立尾从0°向外偏转10°时,三翼面战斗机侧向RCS值缩减至原来的9.8%,而头向和尾向的RCS值变化幅度较小.

关 键 词: 双立尾; 隐身; 飞机总体设计; 物理光学法

中图分类号: V 221

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2014)02-0160-06

Numerical simulation on the stealth characteristics of twin-vertical-tails for fighter

Yue Kuizhi Sun Cong Ji Jinzu

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to reduce the radar cross section (RCS) of fighter, the twin-vertical-tails effect on the RCS character of fighter was studied. The 3D digital fighter prototype was meshed. The RCS character effect of head, side and tail in three-surface fighter when twin-vertical-tails had a same deflection to two direction based on physical optics method was simulated. The electromagnetic testing on prototype fighter shrunk on a certain scale was made. The practicality of the physical optics method and the accuracy of numerical simulation were verified. The simulation results show that the side RCS of three-surface fighter reduced to 9.8% of what it had been, but the head and tail RCS had a little change when twin vertical fins deflected from 0° to 10°.

Key words: twin-vertical-tails; stealth; aircraft conceptual design; physical optics method

双立尾战斗机凭借着优异的性能在各国军用飞机市场上越来越受到重视,如俄罗斯的带有双立尾战斗机 Su-27,Su-30,Su-33,Su-35,MG-29 和 MG-31 已成为该国航空兵部队的中坚力量,Su-47,MG-1.44 和 T-50 等双立尾战斗机已成为俄罗斯未来战斗机的发展方向,而美国的 F-18[1],F-22 和 F-35 等双立尾战斗机已成为该国海军航空兵和空军的尖端力量.从俄美两国战斗机发展趋势看,战斗机的双立尾从垂直于机身的布局向外侧对等偏转的布局发展,即这些新型战斗机的双立尾都向两侧对等偏转一定角度.我国军方及航空工业有关部门对双立尾战斗机也非常感兴趣,也有研发双立尾战斗机的举措.

目前,国内外学者对双立尾研究得比较深入,对边条翼布局飞机的双立尾抖振特性进行了数值仿真[2],分析了含有双立尾飞机的舵面配置[3],探索双立尾导致大迎角升力减小现象的机理[4],应用风洞实验研究了双立尾的抖振特性[5-6],对双立尾/三角翼的非定常涡破裂流进行研究[7],但是对双立尾飞机总体设计中关于隐身特性的研

收稿日期: 2013-04-08; **网络出版时间**: 2013-09-11 09:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130911.0915.006.html

基金项目: 国家973基础研究资助项目(61320); 总装"十二五"预研项目

作者简介: 岳奎志(1981-),男,辽宁阜新人,博士生,yuekuizhi_2000@sohu.com.

究少有报道.隐身性是四代机作战性能的关键指标之一,在飞机概念设计阶段[8]和方案设计阶段[9]就要考虑低可探测性的隐身技术在飞机总体设计中的应用.国内学者在飞机设计中研究了翼型隐身结构[10]、低可探测机身参数化造型[11]和飞行器缝隙目标电磁散射特性试验[12]等关键技术,但是对双立尾战斗机的外形隐身研究还不充分,缺少双立尾向外侧偏转对整机的 RCS(Radar Cross Section)特性定量分析的研究.

本文针对以往学者研究不足的方面,对双立尾战斗机的雷达散射截面特性进行数值模拟,并对仿真结果进行分析总结,得出针对双立尾偏转对三翼面战斗机的头向、侧向和尾向的 RCS 特性分析报告,期望对设计双立尾战斗机采用隐身技术的措施提供技术支持.

1　理论基础

本文所使用的理论基础包括测试方法和缩比测量换算公式.

1.1　测试方法

飞机 RCS 的数值模拟常用的方法有 9 种,分别是物理光学法[13]、几何光学法、射线追踪法[14]、几何绕射理论、物理绕射理论、等效电磁流法[15]、时域有限差分方法、矩量法和快速多极子法等,各种方法都有各自的优缺点及适应范围.

本文采用物理光学法来分析双立尾战斗机的 RCS 的高频性能.物理光学法通常是将物体表面用多个三角面元来近似,将所有三角面元的 RCS 进行叠加,即得到整机的 RCS.

单个面元的 RCS 计算公式如下:

$$\sqrt{\sigma_{my}} = \begin{cases} \dfrac{\hat{\boldsymbol{n}} \cdot (\hat{\boldsymbol{e}}_{\mathrm{r}} \times \hat{\boldsymbol{h}}_{\mathrm{i}})\, \mathrm{e}^{\mathrm{j}\frac{2\pi}{\lambda} r_0 \cdot (\hat{s}-\hat{i})}}{\sqrt{\pi}\,|\,\boldsymbol{p}\,|^{\,2}} \sum_{m=1}^{3} \xi_m & \boldsymbol{p} \neq 0 \\ \dfrac{\mathrm{j}2\sqrt{\pi}}{\lambda} \hat{\boldsymbol{n}} \cdot (\hat{\boldsymbol{e}}_{\mathrm{r}} \times \hat{\boldsymbol{h}}_{\mathrm{i}})\, \mathrm{e}^{\mathrm{j}\frac{2\pi}{\lambda} r_0 \cdot (\hat{s}-\hat{i})} A & \boldsymbol{p} = 0 \end{cases} \tag{1}$$

$$\xi_m = \boldsymbol{p} \cdot \boldsymbol{L}_m \mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{r}_m \cdot (s-i)} \frac{\sin\left(\dfrac{\pi}{\lambda}\boldsymbol{L}_m \cdot (\boldsymbol{s}-\boldsymbol{i})\right)}{\dfrac{\pi}{\lambda}\boldsymbol{L}_m \cdot (\boldsymbol{s}-\boldsymbol{i})} \tag{2}$$

式中,$\sqrt{\sigma_{my}}$ 为单个面元的 RCS,m^2;$\hat{\boldsymbol{n}}$ 为面元外法向;$\hat{\boldsymbol{e}}_{\mathrm{r}}$ 为接收天线电场方向;$\hat{\boldsymbol{h}}_{\mathrm{i}}$ 为入射波磁场方向;· 为点积;× 为叉积;j 为虚数单位,$\mathrm{j}^2 = -1$;λ 为入射波波长,m;$\hat{\boldsymbol{r}}_0$ 为参考点,必须在面元上;$\hat{\boldsymbol{s}}$ 为散射方向;$\hat{\boldsymbol{i}}$ 为入射方向;$\boldsymbol{p} = \hat{\boldsymbol{n}} \times (\hat{\boldsymbol{s}} - \hat{\boldsymbol{i}})$;$\boldsymbol{L}_m$ 为第 m 条边的大小和方向;$\boldsymbol{r}_m$ 为参考点 $\boldsymbol{r}_0$ 到第 m 条边中点的矢量;A 为面元的面积,m^2.

整机的 RCS 叠加公式如下:

$$\sigma = \left| \sum_{i=1}^{n} \left(\sqrt{\sigma_{my}}\right)_i \right|^2 \tag{3}$$

$$\sigma_{\mathrm{dBsm}} = 10\lg\sigma \tag{4}$$

式中,σ 为整机的 RCS,m^2;σ_{dBsm} 为整机的 RCS,$\mathrm{dB \cdot m^2}$.

1.2　缩比测量换算公式

样机电磁测试验证时需要使用缩比测量换算公式,该公式表达式[16]如下:

$$\sigma_{\mathrm{dBsmb}} = 10\lg\sigma_{\mathrm{a}} + 10\lg n^2 \tag{5}$$

式中,σ_{dBsmb} 为样机缩比测量换算后的 RCS 值,$\mathrm{dB \cdot m^2}$;σ_{a} 为样机电磁测量的 RCS 值,m^2;n 为缩尺因子.电磁散射测量时,实体样机的 RCS 的大小与 n 有关,缩比前后相差 n^2 倍.因此,转换到1:1的真实目标时需要加上一个附加项 $10\lg n^2$.

2　双立尾战斗机隐身特性仿真

双立尾战斗机 RCS 模拟包括分析流程、样机 RCS 数值模拟、样机电磁测试验证、双立尾偏转时战斗机的 RCS 数值模拟和雷达俯仰角变化对双立尾战斗机侧向 RCS 特性影响等 5 个环节.

2.1　分析流程

双立尾战斗机 RCS 特性的分析流程为:进行数值模拟分析,再进行电磁测试试验,用以验证数值模拟结果的可信性;然后再多次偏转双立尾,对新的三维数字样机进行数值模拟[17],此阶段不用进行电磁测试,以便节省时间和经费;最后进行数理统计,得出 RCS 缩减报告.双立尾战斗机的 RCS 数值模拟计算流程见图 1.

2.2　样机 RCS 数值模拟

数字样机为单座、双发、双立尾、三翼面布局的战斗机,设计数据见表 1.应用 CATIA 软件,绘出双立尾战斗机的三维数字样机,双立尾偏转角初始值为 0°.

双立尾战斗机的 RCS 数值模拟过程,经历了使用 CATIA 软件建立三维数字样机阶段(见图 2)、生成网格阶段和使用 Matlab 软件进行 RCS 数值模拟阶段.双立尾战斗机三维数字化样机采用密集网格,共计生成 156 372 个三角形网格(见图 3).对于同一架飞机生成的三角形网格数量越多,对 RCS 数值模拟精度越高,但计算量也相应越大.一般情况下,在数值模拟满足精度要求时,尽量减小三角形网格数量,这样计算量也相应减少,效率更高.本环节使用 Matlab 软件基于物理

光学法数值模拟出双立尾战斗机的 RCS 仿真值(见图 4),模拟初值为:雷达俯仰角为 0°;入射波长 $\lambda = 0.03$ m,即 X 波段,三维数字样机的俯仰角和滚转角均为 0°.

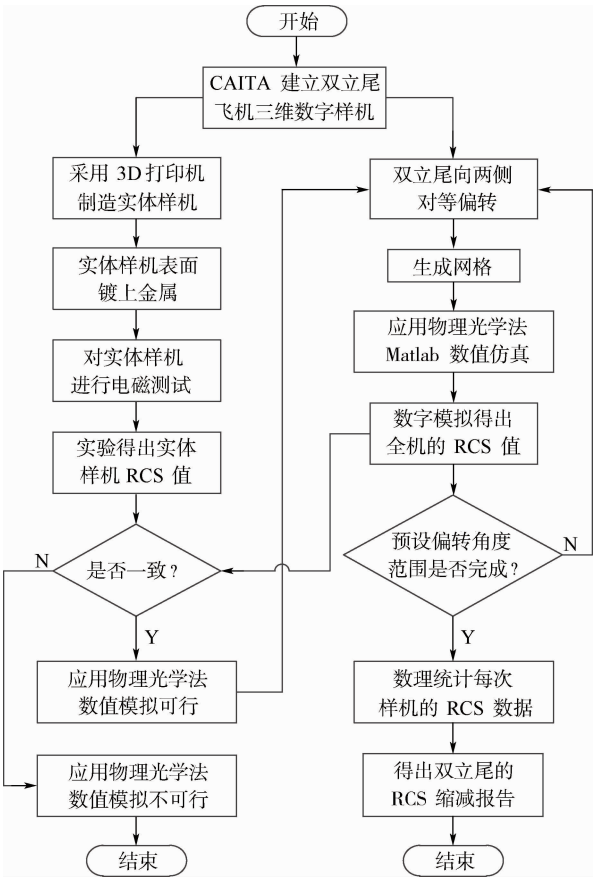


图 1 双立尾战斗机 RCS 数值模拟计算流程

表 1 双立尾数字样机设计数据

参数	数值
机长/m	21.94
机高/m	6.84
翼展/m	15.16
机翼前缘后掠角/(°)	39
机翼后缘后掠角/(°)	11
立尾数量/个	2
立尾前缘后掠角/(°)	39
立尾后缘后掠角/(°)	4
立尾半翼展/m	4.15
立尾翼根弦长/m	4.04
双立尾翼根间距/m	4



图 2 双立尾战斗机三维数字样机

从图 4 中可知,当立尾向外偏转角为 0°时,

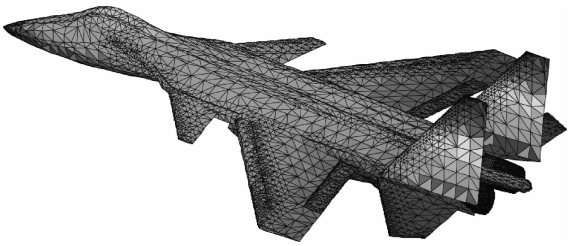


图 3 双立尾战斗机生成网格

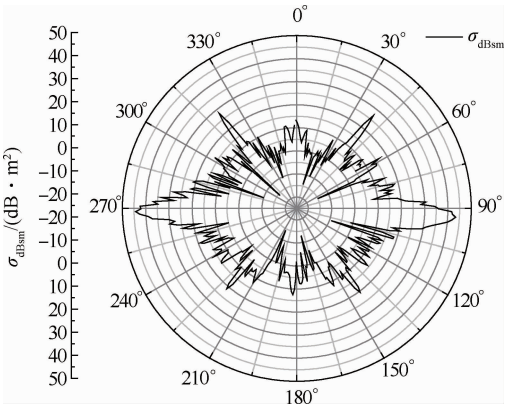


图 4 双立尾战斗机 RCS 数值模拟

双立尾战斗机的 RCS 值为:头向 ±30°的 RCS 平均值为 2.97 dB · m^2,侧向 ±30°的 RCS 算数平均值为 33.26 dB · m^2,尾向 ±30°的 RCS 算数平均值为 4.15 dB · m^2. 第 1 次 RCS 波峰出现在 ±39°,其值为 27.52 dB · m^2,这是因为机翼的前缘后掠角为 39°,雷达波垂直照射机翼的前缘的缘故;第 2 次 RCS 波峰出现在 $\pm 90^{\circ}{}^{+4}_{-4}$,其值为 44.56 dB · m^2,这是因为雷达射波垂直照射立尾的缘故.

2.3 样机电磁测试验证

使用 3D 打印机制造出 1:36 的实体样机,并对实体样机进行镀铜处理,以便使飞机表面具有导电性能. 在暗室对镀铜实体样机进行电磁测试实验(见图 5),初始条件为:雷达俯仰角为 0°,实体样机的俯仰角和滚转角均为 0°. 根据相似原理,两个模型的尺寸相差 n 倍,对缩小 n 倍的模型测试的波长也必须缩小 n 倍,所以采用雷达电磁波入射波长 λ 的均值为 0.83 mm. 通过电磁测试,并经过缩比测量换算公式(5)换算,其中 $n = 36$,即 $\sigma_{dBsmb} = 10\lg\sigma_a + 10\lg 36^2$,得出双立尾战斗机的 RCS 的电磁测试值(见图 6).

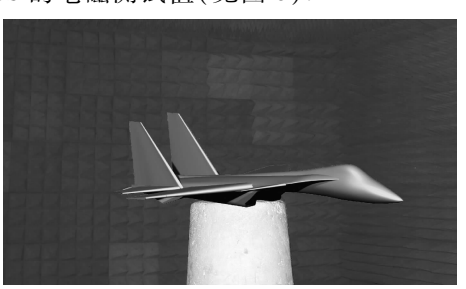


图 5 双立尾战斗机电磁测试实验

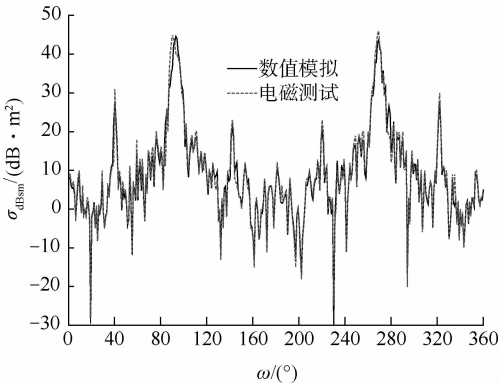
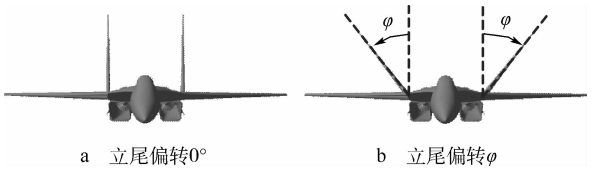


图 6　数值模拟 RCS 与电磁测试 RCS 对比

从图 6 中可知,采用基于物理光学法的代理模型数值模拟得出的战斗机 RCS 仿真值,与采用电磁测试实验得出的战斗机的 RCS 实测值基本相符,经数理统计,可信度为 97.67%,证明了基于物理光学法的代理模型分析战斗机的 RCS 特性数值模拟的可行性.

2.4　双立尾偏转时战斗机的 RCS 数值模拟

使用 CATIA 软件建立双立尾战斗机的三维虚拟样机,并对战斗机的双立尾向两侧进行对等偏转(见图 7),每隔 5°偏转一次,偏转范围 0°~90°,一共得到 19 个战斗机三维虚拟样机.



a　立尾偏转0°　　b　立尾偏转φ

图 7　双立尾偏转示意图

RCS 数值模拟过程为:应用 CATIA 软件,对 19 个战斗机三维虚拟样机进行 19 次生成网格;将生成网格的数据导入 Matlab 软件,基于物理光学法原理,用编好的程序进行 RCS 数值模拟;对模拟的数据进行数理统计,得出战斗机头向 ±30°的 RCS 算数平均值随双立尾向外偏转角度的变化关系曲线(见图 8),得出战斗机侧向 ±30°的 RCS 算数平均值随双立尾向外偏转角度的变化关系曲线(见图 9),得出战斗机尾向 ±30°的 RCS 算数平均值随双立尾向外偏转角度的变化关系曲线(见图 10).

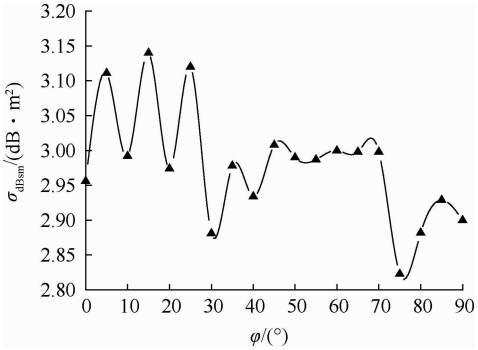


图 8　头向 ±30°的 RCS 算数平均值

从图 8 中可知,战斗机头向 ±30°的 RCS 算数平均值随双立尾向外偏转角度的增大而振荡变小,但是变化幅度很小,变化范围在2.82~3.14 dB·m^2 之间,所以战斗机头向 ±30°的 RCS 算数平均值随双立尾向外偏转角度的变化不明显.

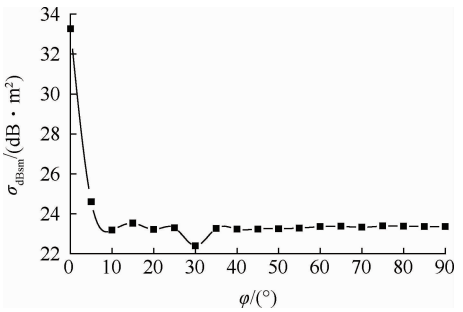


图 9　侧向 ±30°的 RCS 算数平均值

从图 9 中可知,战斗机侧向 ±30°的 RCS 算数平均值随双立尾向外偏转角度的增大而变小;当双立尾向外偏转 0°时,侧向 ±30°的 RCS 算数平均值为 33.26 dB·m^2;当双立尾向外偏转 10°时,侧向 ±30°的 RCS 算数平均值为23.18 dB·m^2,侧向 ±30°的 RCS 算数平均值缩减至原来的 9.8%;但是,当双立尾向外偏转在 10°~90°范围之间时,侧向 ±30°的 RCS 算数平均值变化范围在23.53~22.39 dB·m^2 之间,其变化幅度较小,这是因为双立尾经向外偏转成双立尾后,立尾的强散射源地位已被消除.

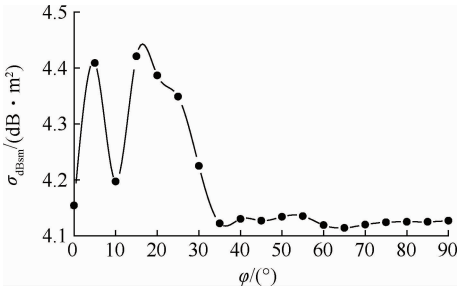


图 10　尾向 ±30°的 RCS 算数平均值

从图 10 中可知,战斗机尾向 ±30°的 RCS 算数平均值随双立尾向外偏转角度的增大而振荡变小,最后趋于稳态;当双立尾向外偏转在 10°~35°范围之间时,尾向 ±30°的 RCS 算数平均值变化范围在 4.42~4.12 dB·m^2 之间,振荡变化幅度不大;当双立尾向外偏转在 35°~90°范围之间时,尾向 ±30°的 RCS 算数平均值变化范围在 4.11~4.13 dB·m^2之间,振幅很小.

2.5　雷达俯仰角变化对双立尾战斗机侧向 RCS 特性影响

由上节可知,当双立尾对等向外偏转时,三翼面战斗机的头向、尾向的 RCS 均值变化幅度较小,而侧向的 RCS 均值变化幅度较大. 所以,本节

专门对战斗机侧向 RCS 特性进行深入研究,研究探测雷达的俯仰角变化对双立尾外倾 30°的战斗机 RCS 特性的影响,探索双立尾外倾是否增加了其他方向上的 RCS.

按照 2.2 节流程,使用 CATIA 软件建立了双立尾外倾 30°的战斗机三维数字样机,并生成相应的网格(见图 11),使用 Matlab 软件进行双立尾外倾 30°的战斗机 RCS 数值模拟,其中探测雷达的俯仰角 β 在 $-40°$ ~ $+40°$之间,以每个 1°探测 1 次,共计探测 81 次,雷达入射波长 $\lambda = 0.03$ m,三维数字样机的俯仰角和滚转角均为 0°. 基于物理光学法,经过数值模拟,得出探测雷达的俯仰角 $\beta = 0°$时双立尾外倾 30°时的战斗机 RCS 特性(见图 12),经过数理统计分析,得出探测雷达的俯仰角 β 在 $-40°$ ~ $+40°$之间变化对双立尾战斗机侧向 ±10°RCS 均值特性影响(见图 13).

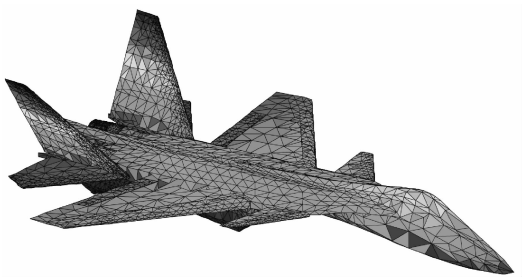


图 11 双立尾外倾 30°的战斗机网格

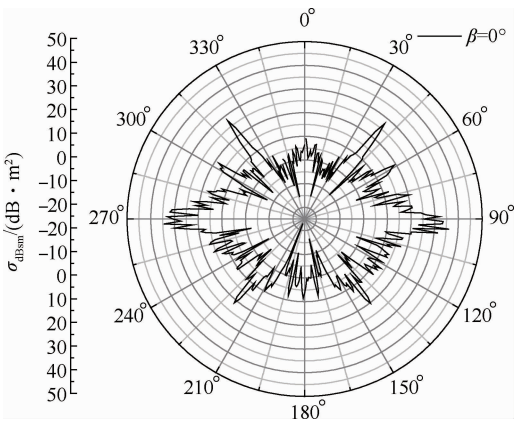


图 12 双立尾外倾 30°的战斗机 RCS 特性

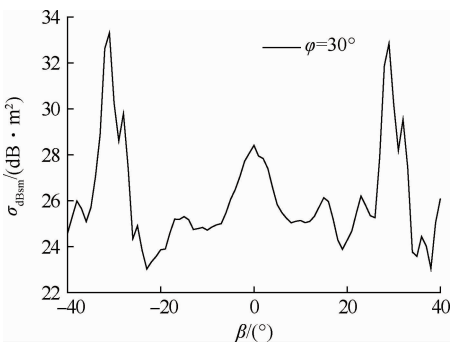


图 13 探测雷达俯仰角变化对双立尾战斗机侧向 ±10°RCS 均值特性影响

在图 13 中,横坐标为探测雷达俯仰角 β,纵坐标为双立尾外倾 30°战斗机的侧向 ±10°RCS 算术平均值. 从图 13 中可知,战斗机的侧向 RCS 均值有 2 个峰值,分别在探测雷达俯仰角为 $-30°$ 和 $+30°$附近出现,其峰值分别为 33.306 7 dB·m² 和 32.849 0 dB·m². 由此可知,双立尾外倾增加了其他方向上的 RCS 特性,但是,这不影响战斗机的 RCS 性能. 换句话讲,例如,该战斗机以 2 km 高度在空中飞行,地面雷达能探测到该飞机侧向 RCS 均值最大时的俯仰角为 $+30°$,而此时雷达距飞机的距离 $L = 2/\sin 30° = 4$ km,这样短的距离对战斗机的 RCS 性能及作战能力不会有影响. 所以,双立尾外倾虽然增加了其他方向上的 RCS 特性,但是,增加的其他方向上的 RCS 特性不在敌方雷达有效探测范围内,并没有增加敌方探测雷达对战斗机的有效探测能力.

3 结 论

本文研究了双立尾对战斗机的隐身特性. 基于物理光学法,使用 CATIA 软件、Matlab 软件和 Origin 软件,分析了双立尾向外偏转不同角度对三翼面战斗机的 RCS 特性的影响,并进行了数值模拟,然后通过数理统计对其隐身特性的缩减进行了分析;在此过程中,通过对实物样机的电磁测试实验,验证了方法的可行性和数值模拟的准确性.

通过双立尾对三翼面战斗机隐身特性的数值模拟,得出以下结论:

1) 当双立尾向外偏转时,三翼面战斗机的头向、尾向 ±30°的 RCS 均值变化幅度较小.

2) 当双立尾向外偏转时,三翼面战斗机的侧向 ±30°的 RCS 均值变化幅度较大;当双立尾向外偏转从 0°~10°时,三翼面战斗机侧向 ±30°的 RCS 算数平均值从 33.26 dB·m² 降至 23.18 dB·m²,缩减至原来的 9.8%;当双立尾向外偏转在 10°~90°范围之间时,侧向 ±30°的 RCS 算数平均值变化变化幅度较小.

3) 双立尾外倾虽然增加了其他方向上的 RCS 特性,但是,增加的其他方向上的 RCS 特性不在敌方雷达有效探测范围内,并没有增加敌方雷达对战斗机的有效探测能力.

通过双立尾对三翼面战斗机隐身特性的研究,为飞机设计过程中采用隐身技术提供理论依据与技术基础.

参考文献(References)

[1] Sheta E F. Alleviation of vertical tail buffeting of F/A-18 aircraft

[J]. Journal of Aircraft,2004,41(2):322 – 330

[2] 李劲杰,杨青,杨永年. 边条翼布局双垂尾抖振的数值模拟[J]. 空气动力学学报,2007,25(2):205 – 210
Li Jinjie, Yang Qing, Yang Yongnian. The numerical investigation of twin-vertical tail buffet of strake-wing configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2007,25(2):205 – 210(in Chinese)

[3] 苏浩秦,邓建华. 含有 V 型垂尾飞机的舵面配置[J]. 航空学报,2004,25(2):165 – 167
Su Haoqin, Deng Jianhua. Effect or deployment for the airplane with V shape vertical tail[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2004,25(2):165 – 167(in Chinese)

[4] 郑遂,李桂生,蔡广平,等. 双垂尾对边条翼布局大迎角升力影响机理研究[J]. 空气动力学学报,2011,29(2):248 – 251
Zheng Sui, Li Guisheng, Cai Guangping, et al. A study on the effects of the twin-tails on the lift of a LEX-wing configuration at high AOA[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2011,29(2):248 – 251(in Chinese)

[5] 李劲杰,杨青,李建英. 双垂尾抖振实验研究[J]. 西北工业大学学报,2005,23(4):444 – 447
Li Jinjie, Yang Qing, Li Jianying. Wind tunnel investigation of twin-vertical-tails buffet[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2005,23(4):444 – 447(in Chinese)

[6] Krist S L, Washburn A E. A computation and experimental investigation of a delta wing with vertical tails[R]. AIAA93-3009, 1993

[7] Kandil O, Sheta E F, Massey S. Twin tail/delta wing configuration buffet due to unsteady vortex breakdown flow[R]. AIAA96-2517-CP,1996

[8] Liu Hu, Wu Zhe, Wang Ganglin. Implementation of a sketch based approach to conceptual aircraft design synthesis and modeling[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2004,17(4):207 – 214

[9] 王允良,李为吉. 物理规划方法及其在飞机方案设计中的应用[J]. 航空学报,2005,26(5):562 – 566
Wang Yunliang, Li Weiji. Physical programming and its application in aircraft concept design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2005,26(5):562 – 566(in Chinese)

[10] 黄爱凤,余雄庆,姚卫星. 翼面隐身结构电磁散射特性的数值模拟[J]. 航空学报,2005,26(4):422 – 425
Huang Aifeng, Yu Xiongqing, Yao Weixing. Numerical simulation of electromagnetic scattering for wing structures with low observability[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005,26(4):422 – 425(in Chinese)

[11] 白振东,刘虎,武哲. 低可探测机身参数化造型与优化[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(12):1391 – 1394
Bai Zhendong, Liu Hu, Wu Zhe. Parametric modeling and optimization of low observability fuselage in aircraft conceptual design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(12):1391 – 1394(in Chinese)

[12] 高旭,刘战合. 缝隙目标电磁散射特性试验[J]. 航空学报,2008,29(6):1497 – 1501
Gao Xu, Liu Zhanhe. Experimentation on scattering characteristics of serrate gap[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008,29(6):1497 – 1501(in Chinese)

[13] 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(in Chinese)

[14] 黄敏杰,李葳,武哲. 邻域辅助径迹法提高射线追踪效率[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(3):298 – 301
Huang Minjie, Li Wei, Wu Zhe. Neighborhood-aided trace method in improving efficiency of ray tracing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(3):298 – 301(in Chinese)

[15] 包晓翔,张云飞,杜晓松. 通用直升机雷达散射特性及 RCS 减缩[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(6):745 – 750
Bao Xiaoxiang, Zhang Yunfei, Du Xiaosong. Radar scattering characteristics and RCS reduction of utility helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013, 39(6):745 – 750(in Chinese)

[16] 何国瑜,卢才成,洪家才. 电磁散射的计算和测量[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:292 – 293
He Guoyu, Lu Caicheng, Hong Jiacai. Calculation and measurement of electromagnetic scattering[M]. Beijing: Beihang University Press,2006:292 – 293(in Chinese)

[17] 罗明强,魏城龙,刘虎. 基于三维参数化模型构建的飞机重量重心快速估算[J]. 航空学报,2013,34(3):566 – 573
Luo Mingqiang, Wei Chenglong, Liu Hu. Rapid estimation for aircraft weight and center of gravity based on 3-D parametric modeling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(3):566 – 573(in Chinese)