

对变前掠翼布局隐身特性的数值分析

王 旭, 刘 雄, 任智静, 米 康, 张建邦

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要:针对变前掠翼布局设计,给出在鸭翼与机头连接处略有不同的 2 种方案。气动计算表明:在对变前掠翼布局的作战使用中三角翼用以突防是合理的,且鸭翼与机头融为一体的尖前缘设计方案更优。对 2 种方案三角翼布局的双站雷达散射特性计算表明:在大部分方位角内其雷达散射截面都处于 0 dBm^2 以下,且波峰波瓣很窄,不易被雷达发现和连续跟踪。相比较而言,尖前缘的设计方案其隐身特性仍然较优。因而在对变前掠翼布局设计时,宜采用将鸭翼前缘与机头前缘融为一体的设计方案。

关键词:变前掠翼;隐身特性;气动特性;数值分析;多层快速多极子算法

DOI:10.3969/j.issn.1009-3516.2010.05.001

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2010)05-0001-05

未来战争要求飞行器不仅具有良好的气动特性,而且还应具有低可探测性,因此,雷达散射截面(Radar Cross Section, RCS)已成为飞行器设计的一个重要指标^[1]。变前掠翼布局是基于前掠翼布局优越的气动特性提出的新型布局,是近二十年飞行器发展的热点^[2-4]。变前掠翼布局飞行器通过对机翼前掠角的改变,不仅可使飞行器在不同的任务飞行阶段具有合适的气动外形,还可使其具有较优的几何隐身特性^[5]。基于变前掠翼布局的设计特点,本文对变前掠翼布局飞行器的隐身特性进行研究。

1 变前掠翼布局的 2 种方案

为了兼顾亚音速的高升阻比与跨音速以及超音速的激波阻力,本文选择超临界翼型,主机翼采用 SC20409(根)和 SC20408(尖);鸭翼采用 NACA 64A010。为使变前掠翼布局飞行器具有良好的隐身特性,对其采用无尾布局,并在机翼完全前掠时尽量减少平面布局上非平行边的个数,使所构成的三角翼布局呈现一种近似的菱形结构。考虑到展弦比、根梢比和掠角参数对气动性能的影响和无尾布局操纵性对主机翼设计的要求,参考一些先进无尾布局主机翼的平面形状,方案设计见图 1。

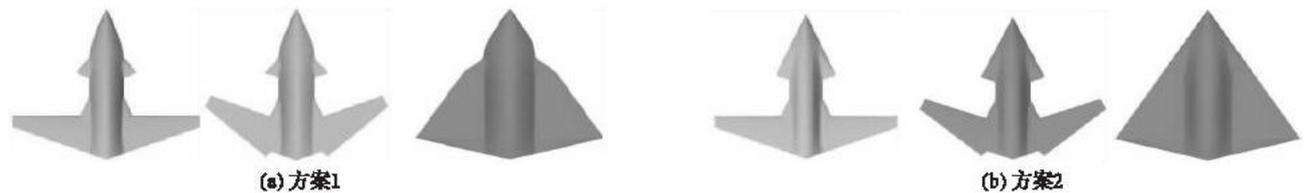


图 1 变前掠翼布局设计外形效果图

Fig. 1 The contour of configuration with variable forward-swept wing

方案 1 更接近于传统的鸭翼布局设计,其前缘与机头前缘互不相关;方案 2 的鸭翼前缘与机头前缘呈一体化设计,具有更大的后掠角。且在机翼完全前掠时,方案 2 的机翼前缘、鸭翼前缘以及机头前缘处于同一

* 收稿日期:2010-4-1

基金项目:航空科学预研基金资助项目(0902513136 8)

作者简介:王 旭(1957-),男,陕西武功人,教授,博士生导师主要从事飞行器设计及计算流体力学研究。

E-mail:waxuui@yahoo.com.cn

条直线,而方案1则不是。

本文重点对方案1与方案2的三角翼布局的隐身特性进行比较,分别采用F1表示方案1,F2表示方案2,PZY表示平直翼布局,QLY表示前掠翼布局,SJY表示三角翼布局。

2 气动特性

对气动计算的飞行高度与飞行马赫数分别选取为:低速起降 0 m, Ma 数 0.2 跨音速巡航 10 000 m, Ma 数 0.8 超音速突防 10 000 m, Ma 数 1.5。采用 N-S 方程及 SST (Shear Stress Transport, SST) 湍流模型进行数值计算,计算中采用分块结构网格,第一层网格厚度为 3×10^{-5} 倍的平均空气动力弦长, y^+ 值控制在 0-1 之间。在 $-4^\circ - 12^\circ$ 的迎角范围内的升阻比计算结果见图 2。

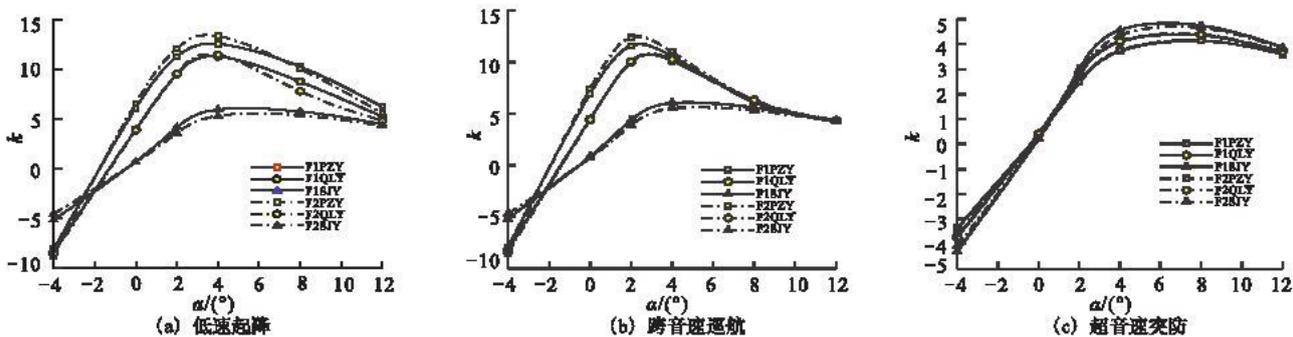


图 2 2 种布局方案的气动特性

Fig. 2 Lift-drag ratio of the two kinds of aerodynamic configurations

在 3 种飞行状态下,2 种方案中前掠翼与三角翼布局的气动特性没有特别大的变化,但在低速起降时,方案 2 中平直翼布局的最大升阻比较方案 1 提高了约 6.3%,在跨音速巡航时提高了约 7.16%。因此,从气动特性的角度考虑,应以方案 2 的尖前缘鸭翼为佳。

另外,图 2(c)表明,在突防时,三角翼布局的升阻比明显大于直机翼布局与前掠翼布局的升阻比,可见在任务剖面的设计上选取三角翼布局作为突防是合理的。限于篇幅,下面仅讨论三角翼布局的隐身特性,且只考虑发射机和接收机位于不同位置时的双站散射情况。

3 隐身特性

3.1 计算方法

RCS 是目标在平面波照射下在给定方向返回或散射功率的一种度量。只有当散射体的几何形状与某一可分离的坐标系表面相吻合时,才能用分离变量法求得波动方程的解析解。因此只有几种十分简单的几何形体存在解析解。对于飞行器这样的复杂形体,只能采用相关的数值方法。

通常采用的数值方法主要有高频渐近法与低频精确算法。高频渐进方法仅适用于电大尺寸的目标,其特点是对计算机内存及速度的要求不高,计算速度较快,甚至可以“实时”显示近似计算的结果,但计算精度不是很高。

低频精确算法基于物体表面电磁场或电流的分布,考虑了物体各部分的相互作用,所以适应范围很广,对于飞行器 RCS 的计算,其精度可控制到 1 dBm^2 左右。但对计算机内存和速度的要求较高。由此衍生的快速多极子 (Fast Multipole Method, FMM) 和多层快速多极子算法 (Multilevel Fast-multipole Algorithm, MLFMA)^[6-7] 较好地解决了这一问题。该类方法从电磁散射的矢量积分方程出发,能够准确地描述边界条件、互耦和矢量散射关系,其数值解法的计算量、存储量分别接近于 $O(N \log N)$ 量级和 $O(N)$ 量级^[8],能基本满足对飞行器雷达散射特征设计的要求。

MLFMA 主要针对所有源散射体 i 对场散射体 j 贡献的多极子表达式进行迭代计算^[9]:

$$\sum_{i=1}^N A_{ji} a_i = \sum_{m' \in NG_m} \sum_{i \in G_{m'}} A_{ji} a_i + \frac{ik}{4\pi} \int d\hat{k} \hat{V}_{jmi}(\hat{k}) \sum_{m \in FG} \alpha_{mnk}(\hat{k} \cdot \hat{r}_m) \sum_{i \in G_{m'}} V_{sm'i}^*(\hat{k}) a_i$$

式中: G_m 表示将散射体外界长方体等分的第 m 个组, NG_m 代表组 G_m 的所有邻近组的集合; a_i 为第 i 个源散

射体的电流幅度; V_{jmi} 为第 j 组的第 m 个检验函数 $V_{sm'i}$ 为第 m' 组的第 i 个基函数; \hat{k} 为单位矢量。迭代的步骤可分为: ①最高层的多极展开; ②多极聚合; ③多极转移; ④多极配置; ⑤多极解聚。从而将对电磁散射积分方程的求解问题转变为对线性代数方程组的求解问题。

本文对所得的线性代数方程组采用不完全的上、下三角(Incomplete Lower - Upper, ILU)块矩阵分解方法进行预处理,以提高迭代求解的收敛速度。

3.2 计算结果

假设变前掠翼布局为理想导体,不考虑进气道、尾喷管等的影响,并假设入射电磁波为平面波,频率为 750 MHz。

图 3 为 2 种方案的三角翼布局在 0° 仰角时 2 种极化的双站 RCS。

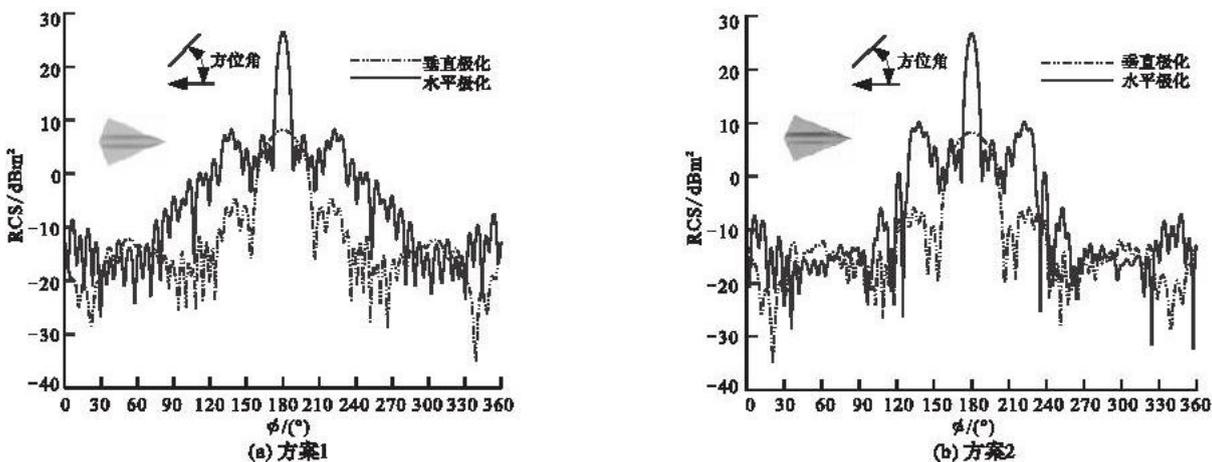


图 3 三角翼布局双站 0° 仰角 2 种极化 RCS

Fig. 3 The two kinds of bistatic 0° elevation angle polarized RCS of delta - wing configuration

可以看出: 2 种方案在 $0^\circ - 120^\circ$ 和 $240^\circ - 360^\circ$ 之间均有很好的隐身性能,雷达散射截面几乎都在 0 dBm^2 以下,垂直极化的散射水平要低于水平极化的散射水平;在 180° 处均有一个波峰,这主要是由于将飞行器视为理想导体,在电磁波激励下产生了二次辐射;垂直极化时在机头前缘 45° 左右各有一个波峰,但是波瓣宽度很窄,雷达散射截面较小,不易被敌方雷达发现和跟踪。

从对 2 种方案的比较来看,方案 2 的隐身效果较方案 1 略好一些,平均雷达散射截面减小了约 22.3%。这主要得益于方案 2 布局平行度的增加,有效减少了回波散射方向。

通过与平直翼和前掠翼布局 RCS 曲线的对比^[10] 还可发现,机翼前掠角的变化使机翼前后缘的回波方向发生了变化,RCS 的峰值位置有所改变,但三角翼布局的 RCS 最小, $0^\circ - 120^\circ$ 间的平均 RCS 分别较平直翼及前掠翼布局减小了约 19.6% 和 65.7%。进一步证明了选用三角翼布局作为突防设计的合理性。

图 4 为三角翼布局鼻锥方向入射, 90° 滚转角时 2 种极化的双站 RCS。

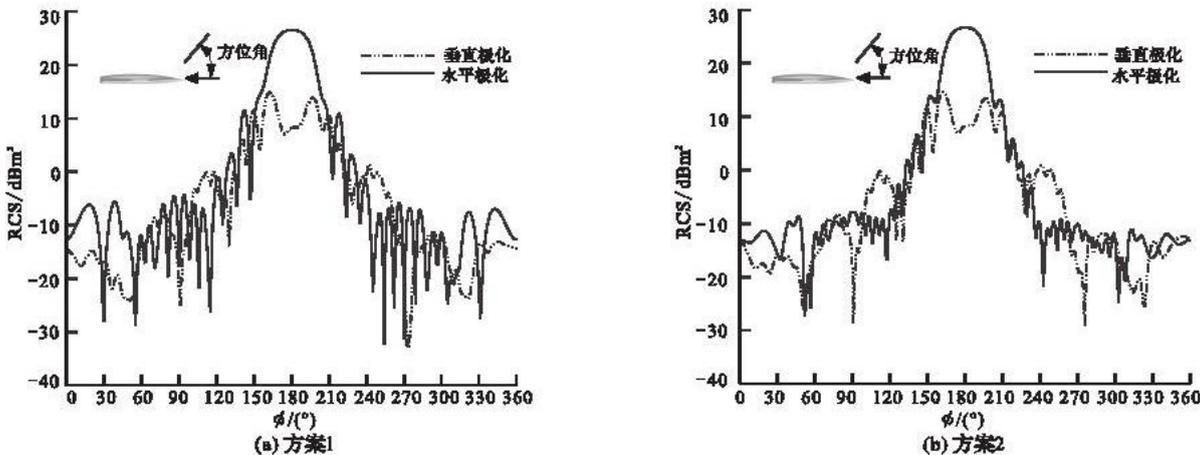


图 4 三角翼布局双站 90° 滚转角 2 种极化 RCS

Fig. 4 The two kinds of bistatic 90° roll angle polarized RCS of delta - wing configuration

从计算结果可以看出,在 $0^\circ - 120^\circ$ 和 $240^\circ - 360^\circ$ 之间 RCS 基本达到了 -5 dBm^2 以下。这主要是由于

机头方向鸭翼对机翼的遮蔽作用。水平极化散射水平高于垂直极化的散射水平,在 180° 处亦存在一个波峰。

从2种方案的对比来看,方案2的水平极化平均RCS较方案1小6.8%。这主要是由于两者机头形状不同,引起回波方向发生变化,且方案2在机头方向基本没有形成角反射。

图5分别为三角翼布局侧向入射 90° 仰角时2种极化的双站RCS。

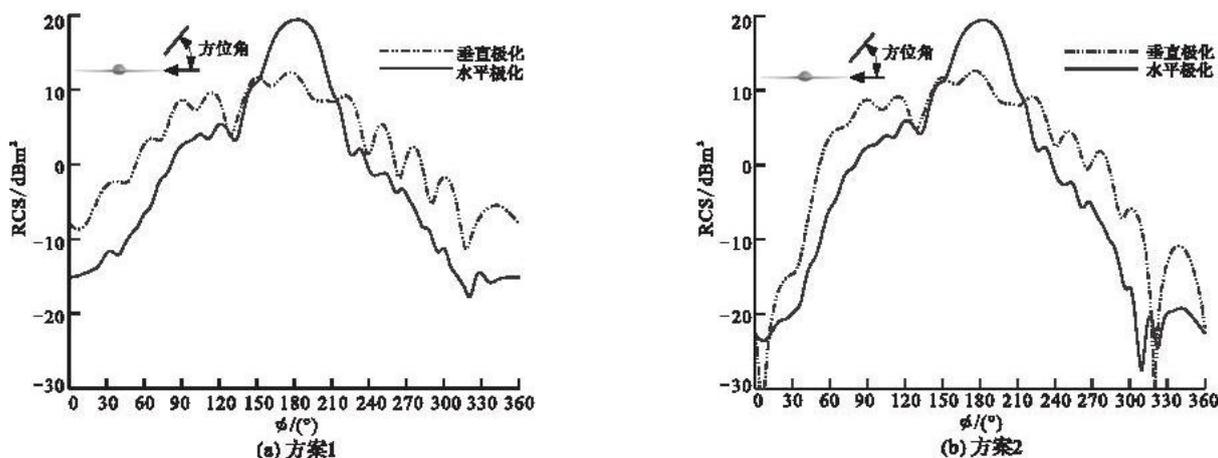


图5 三角翼布局双站 90° 仰角 种极化RCS

Fig. 5 The two kinds of bistatic 90° elevation angle polarized RCS of delta - wing configuration

由计算结果可以看出:2种方案在 $0^\circ - 60^\circ$ 和 $300^\circ - 360^\circ$ 之间均有较好的隐身性能,雷达散射截面都在 0 dBm^2 以下,但垂直极化散射水平要比水平极化散射水平高。

与前2种雷达波入射方向相比,此方向下RCS相对较大,这主要是由机身与机翼间形成的二面角造成的,因此,在飞行器设计过程中合理的翼身融合技术可有效减小角反射的影响,提高隐身性能。

通常情况下都以飞行器正前方 $\pm 60^\circ$ 范围的均值来描述其RCS值的大小,即表示飞行器被前向雷达探测发现的程度。从2种方案的对比来看,在正前方 0° 附近,由于鸭翼前缘形状的不同,方案1中鸭翼前缘与机身之间形成了二面角,其反射截面比方案2大。因而在设计变前掠翼布局时,应选取方案2作为初步的设计方案。

4 结论

本文在对变前掠翼布局2种设计方案气动特性比较的基础上,重点对三角翼布局隐身特性的RCS进行计算与比较。结果表明:

1) 2种方案的气动特性在前掠翼与三角翼布局上没有特别大的差别,但在低速起降与跨音速巡航时,对直机翼布局而言,方案2较方案1略优;

2) 机翼掠角的变化能够引起回波方向的变化,对变前掠翼布局而言,三角翼布局的RCS最小,采用与机头融为一体的尖前缘鸭翼,对减小不同方向的RCS值具有明显的效果;

3) 为最大限度地减小飞行器设计中的RCS值,应尽可能地减少外形的棱边数量,同时增加各棱边的平行度,使雷达散射方向得到较好的控制,同时尽可能多地使飞行器部件间的相互遮蔽加强,尽量采用翼身融合,减少二面角反射。

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, 2006.
ZHANG Kao, MA Dongli. The Survival and Stealth of Military Aircraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [2] Newman Brett A, Swaimt Robert L. Classical Flight Dynamics of A Variable Forward - Sweep - Wing Aircraft [J]. J Aircraft, 1986, 25(1):352 - 362.
- [3] Northrop Grumman Corporation. Aircraft with Variable Forward Sweep Wing. USA, US5984231[P]. 1999 - 11 - 16.

- [4] Shigeru Horinouchi. Variable Forward Swept Wing Supersonic Aircraft Having Both Low – boom Characteristics and Low – drag Characteristics USA, US Fresh Patent [P] . 2005 – 01 – 01.
- [5] 刘文法, 王旭, 米康. 一种新的变前掠翼无人机气动布局概念研究 [J] . 航空学报, 2009, 30(5) : 832 – 836.
LIU Wenfa, WANG Xu, MI Kang. A New Aerodynamic Configuration of UAV with Variable Forward – Swept Wing [J] . Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(5) : 832 – 836. (in Chinese)
- [6] 何国瑜, 卢才成, 洪家才, 等. 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.
HE Guoyu, LU Caicheng, HONG Jiakai, et al. The Calculation and Measurement on Electromagnetic Scattering [M] . Beijing: Beijing Aeronautics & Astronautics University Press, 2006. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 李卫东, 洪伟, 周后型, 关于 CFIE – MLFMA 算法的一类预条件方法 [J] . 应用科学学报, 2007, 25(1) : 40 – 45.
LI Weidong, HONG Wei, ZHOU Houxing. A Class of Preconditioners for MLFMA Based on CFIE [J] . Journal of Applied Sciences, 2007, 25(1) : 40 – 45. (in Chinese)
- [9] 张宗斌, 陈益邻, 高正洪. 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)
- [10] 任智静. N – S 方程数值解及其对变前掠翼飞行器设计的应用研究 [D] . 西安:空军工程大学, 2010.
REN Zhijing. The Study of N – S Equation Solution and Application to Variable Forward – Swept Wing Aircraft Design [D] . Xi'an: Air Force Engineering University, 2010. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

The Numerical Analysis of Stealth Characteristics for Variable Forward – Swept Wing Configuration

WANG Xu, LIU Xiong, REN Zhi – jing, MI Kang, ZHANG Jian – bang
(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: According to the design of aerodynamic configuration with variable forward – swept – wing, two kinds of variable forward – swept – wing configurations in which there are slight differences on the transition method of nose and canard are given. The aerodynamic results show that the delta – wing is better for breaking through a defense area in a combat, and the second configuration with integrated canard and nose leading edge is more competitive. The study of bistatic RCS of the two kinds of aerodynamic configurations shows that the RCS of the variable forward – swept – wing configuration in most ranges of azimuth is below 0dBm², the lobe of wave peak is narrow and not easy to be discovered and tracked continuously. By comparison, the stealth characteristics of the leading edge's configuration are still better. So while optimizing the design of configuration with variable forward – swept wing, it is rational to adopt the design of configuration with integrated canard and nose leading edge.

Key words: variable forward – swept – wing; stealth characteristics; aerodynamic characteristic; numerical analysis; multilevel fast – multipole algorithm