

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.02.009

前缘尖化对飞翼布局飞行器气动隐身性能影响

洪苇江¹, 李小婷², 薛 晖¹, 杨 乐¹, 杨道宁³

(1. 军委装备发展部某中心, 北京 100034; 2. 北京机电工程研究所, 北京 100074;
3. 航天工程大学宇航科学与技术系, 北京 101416)

摘要: 飞翼布局飞行器内翼段前缘尖化可降低雷达回波的镜面反射强度, 进而提升隐身性能。针对前缘尖化可能带来的气动问题, 本文对一种典型飞翼布局飞行器的流场和电磁散射特性开展了模拟仿真。以 RANS 方程作为控制方程, 采用 $k-\omega$ SST 湍流模型求解, 对全机气动性能进行了分析, 并结合流场特征作出解释。采用多层快速多极子算法, 在典型入射频率下对全机电磁散射特征开展仿真计算。结果表明, 对飞翼布局飞行器内翼段开展前缘尖化修形, 可有效缩减前向雷达散射截面 (Radar cross section, RCS), 增加突防能力, 但可能会同时带来起降条件下失速迎角减小等问题。通过选取适当的前缘尖化范围, 该情况可得到改善, 从而具备工程化应用条件。

关键词: 飞行器设计; 飞翼布局; 尖前缘; 气动; 隐身

中图分类号: V221.3 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2022)02-0245-08

Influence of Sharp Leading Edge on Aerodynamic Stealth Performance of Flying-Wing Aircraft

HONG Weijiang¹, LI Xiaoting², XUE Hui¹, YANG Le¹, YANG Daoning³

(1. A Center of Armaments Development of the Central Military Commission, Beijing 100034, China;

2. Beijing Institute of Mechanical and Electrical Engineering, Beijing 100074, China;

3. Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: For flying-wing aircraft, the sharpening of the leading edge of the inner wing section can reduce the intensity of the specular reflection of the radar echo, thereby improving the stealth performance. Aiming at the aerodynamic problems caused by the sharpening of the leading edge, simulations are carried out on the flow field and electromagnetic scattering characteristics of a typical flying-wing aircraft. RANS equation is used as the governing equation, and the $k-\omega$ SST turbulence model is used to solve the problem. The aerodynamic performance of the flying-wing aircraft is analyzed, and the flow field characteristics are combined to explain. Using the multi-layer fast multipole algorithm, the simulation calculation of the electromagnetic scattering characteristics is carried out under the typical incident frequency. The results show that the leading edge sharpening modification of the inner wing section of the flying-wing layout aircraft can effectively reduce the forward radar cross section (RCS) and increase the penetration capability. But at the same time, it will bring about problems such as reduction of stall angle of attack under takeoff and landing conditions. By selecting an appropriate leading edge sharpening range, the situation can be improved, so as to have engineering application conditions.

收稿日期: 2020-08-26; 修订日期: 2021-04-17

通信作者: 洪苇江, 男, 工程师, E-mail: honwj@qq.com。

引用格式: 洪苇江, 李小婷, 薛晖, 等. 前缘尖化对飞翼布局飞行器气动隐身性能影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 245-252. HONG Weijiang, LI Xiaoting, XUE Hui, et al. Influence of sharp leading edge on aerodynamic stealth performance of flying-wing aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 245-252.

Key words: aircraft design; flying-wing layout; sharp leading edge; aerodynamic; stealth

飞翼布局气动效率与隐身性能俱佳^[1],是下一代作战飞机主流外形布局设计方案之一。对于巡航速度设计点为亚声速的飞行器,出于和缓前缘流动加速、降低逆压梯度及在较大的迎角范围内保持附着流动的考虑,翼型一般采用头部较为饱满的超临界翼型或者层流翼型。其中,层流翼型的低头力矩较超临界翼型小,更适用于俯仰通道操纵能力相对正常式布局弱的飞翼布局飞行器。由于翼身高度融合,无垂尾、平尾等部件,飞翼布局拥有优秀的外形隐身能力。基于此,围绕翼身融合体开展精细化修形是进一步提高飞翼布局隐身性能的重要设计途径之一。

目前,美国B-2轰炸机与X-47B两型飞机的机头附近区域采取减小前缘半径、下表面向内凹陷等前缘尖化设计手段提升整机隐身性能,实现了工程化应用^[2]。近年来,国内学者对飞翼布局飞行器前缘尖化开展了相关研究。张彬乾等^[3]采用数值模拟仿真手段,针对翼型开展了气动隐身优化设计,给出了前缘半径、弯度、厚度等翼型设计参数选取原则;张乐^[4]提出一种尖前缘飞翼布局构型,并围绕巡航状态开展了气动隐身计算分析。樊华羽等^[5]采用多目标粒子群优化算法对飞翼布局无人机开展了气动隐身多目标优化设计。

飞翼布局飞行器由于取消了平尾,使得气动焦点靠前,纵向静稳定度较正常式布局低,特别是对于中/大展弦比飞翼构型,纵向尺寸较短,俯仰操纵能力设计裕度较低^[6]。因此在设计飞翼布局飞行器时,除了关注巡航状态下的气动性能外,设计人员也非常关注起降性能。本文以亚声速飞翼布局飞行器为研究对象,在飞行包线内选取起降状态和巡航状态进行分析。采用CFD方法开展前缘尖化范围对飞翼布局飞行器气动性能影响的研究工作。采用低频算法对典型电磁波入射频率下,飞行器电磁散射特征开展研究。重点分析前缘尖化范围对隐身性能带来的影响,为此类飞行器气动隐身综合优化设计提供参考。

1 飞翼布局模型

本文所研究的飞翼布局构型与控制参数如图1所示。飞翼布局构型翼身融合程度高,飞行器前缘镜面反射是其头向角域雷达散射截面(Radar cross section, RCS)重要的贡献源,而较大的前缘半径可能会带来更为显著的镜面反射效应^[7-8]。因此,采用合理适当的外形修形手段,将镜面反射削

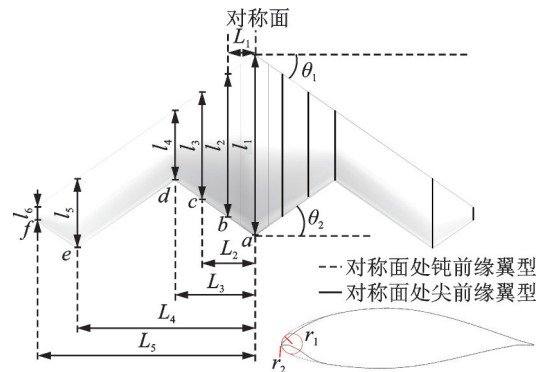


图1 飞翼布局飞行器模型与控制参数

Fig.1 Flying-wing aircraft model and control parameters

减为较弱的尖顶散射和边缘绕射,是一种较为可行的隐身修形设计思路。

本文以大幅缩减翼型前缘半径作为尖化方法,钝前缘翼型采用 $r_1=0.035l_1$ 的层流翼型,尖前缘翼型则基于该层流翼型,缩减翼型前缘半径 r_2 至 $0.0024l_1$ (约为 $6.9\%r_1$)。并以上述两种翼型为基础,构建3种沿展向尖化范围不同的飞翼飞行器三维外形,分别是钝前缘外形、尖前缘A外形和尖前缘B外形,以研究前缘尖化对飞翼布局飞行器气动隐身性能影响,具体构建方法如下:

对于钝前缘外形,6个控制剖面 $a\sim f$ 翼型基于钝前缘翼型设计,具有明显的钝头部特征。对于尖前缘外形,由机身对称面 a 向外一定范围内,用尖前缘翼型替换钝前缘翼型。为研究前缘尖化外形的气动、隐身性能,本文设置了前缘尖化范围约占整个内翼段展向 $1/3$ 的尖前缘A外形。该外形 $a\sim b$ 站位使用尖前缘翼型, $b\sim c$ 为过渡区, $c\sim f$ 站位使用钝前缘翼型。为研究比对前缘尖化范围对气动、隐身性能的影响,本文设置尖化范围更大的尖前缘B外形。该外形 $a\sim c$ 站位使用尖前缘翼型, $c\sim d$ 为过渡区, $d\sim f$ 站位使用钝前缘外形,前缘尖化范围较尖前缘A外形扩大一倍。上述3种外形的侧视图对比如图2所示,表1给出了本文研究飞翼布局的具体参数。

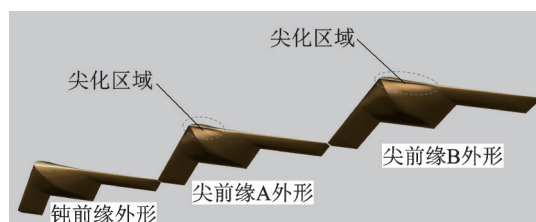


图2 3种外形侧视图

Fig.2 Side view of three shapes

表 1 飞翼布局飞行器具体尺寸参数

控制参数	数值
a 站位纵向长度(机体全长) l_1/mm	5 000
b 站位纵向长度 l_2/mm	3 948
c 站位纵向长度 l_3/mm	2 942
d 站位纵向长度 l_4/mm	1 908
e 站位纵向长度 l_5/mm	1 908
f 站位纵向长度 l_6/mm	360
b 站位至对称面距离 L_1/mm	753.5
c 站位至对称面距离 L_2/mm	1 470
d 站位至对称面距离 L_3/mm	2 207.5
e 站位至对称面距离 L_4/mm	4 915
f 站位至对称面距离 L_5/mm	6 020
飞行器前缘后掠角 $\theta_1/(^\circ)$	35
机身后端前掠角 $\theta_2/(^\circ)$	35
对称面处钝前缘翼型前缘半径 r_1/mm	175
对称面处尖前缘翼型前缘半径 r_2/mm	12

2 计算方法

2.1 气动性能计算方法及验证

本文的气动性能数值模拟计算以 RANS 方程作为控制方程,运用有限体积法离散,选取 $k-\omega$ SST 两方程湍流模型^[9],该模型充分考虑了边界层内的流动,在近壁面求解原始 $k-\omega$ 方程,通过过渡转换方程,逐渐向远壁面求解 $k-e$ 方程^[10]。相比标准 $k-\omega$ 模型,其拥有更高的流场求解准确度。

为分析网格数量对数值模拟计算结果的影响,针对尖前缘 A 外形,在保证壁面函数中 $y^+ \approx 1$ 的情况下,采用 H 型拓扑方式,对半模型进行网格划分,分别构建生成粗网格(168 万个单元)、中网格(262 万个单元)和细网格(493 万个单元)3 套数量不同的结构化网格。围绕 $Ma=0.6, H=20 \text{ km}$ 状态开展数值模拟仿真。图 3 给出了阻力系数、升力系数和俯仰力矩系数对比。

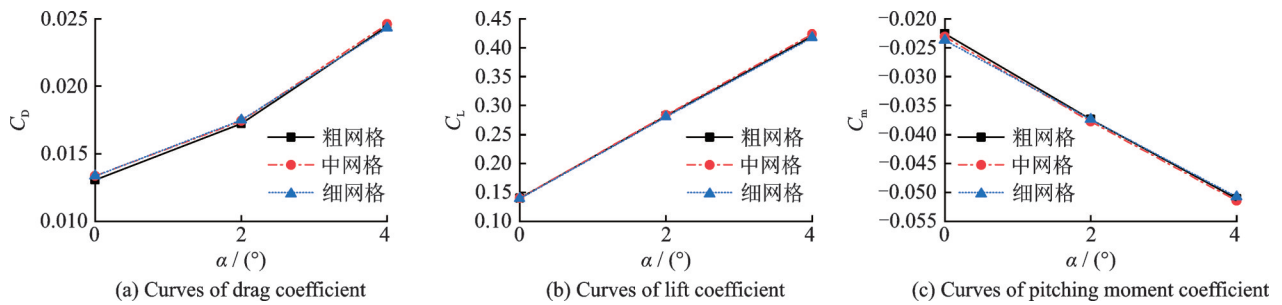


图 3 不同网格数量下全机气动力/力矩曲线对比

Fig.3 Comparison of longitudinal aerodynamic characteristics under different grids conditions

由图 3 可以看出:中网格和细网格阻力系数基本一致,粗网格阻力系数略小;升力系数三者基本一致;网格数量对俯仰力矩系数斜率略有影响,网格量越大,随着迎角增大,斜率略有降低,但总体上差异不大。为兼顾计算精度和效率,本文采用中网格,如图 4 所示。

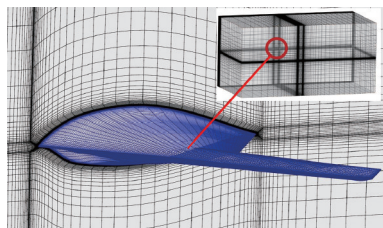


图 4 数值计算网格

Fig.4 Grid for numerical simulation

为验证本文所选用数值模拟方法的可靠性,选取 DLR-F6 翼身组合体^[11]作为验证算例。计算状态为 $Ma=0.75, \alpha=0.49^\circ, Re=3.0 \times 10^6$,划分生成半模结构化网格,网格数量 689 万个($y^+ \approx 1$),翼身组合体表面网格分布情况如图 5 所示。

图 6 给出了 DLR-F6 翼身组合体 4 个典型位置

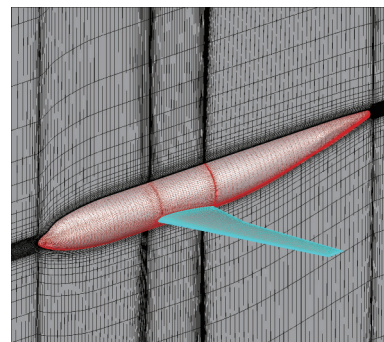


图 5 校验计算所用网格

Fig.5 Grid for checking computation

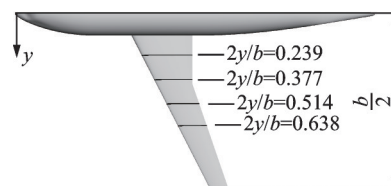


图 6 展向典型截面位置示意图

Fig.6 Arrange of typical section in spanwise direction

截面示意, y 为沿展向坐标, b 为全展长。图 7 为各截面压力系数 C_p 计算结果和试验值^[12]的对比。由

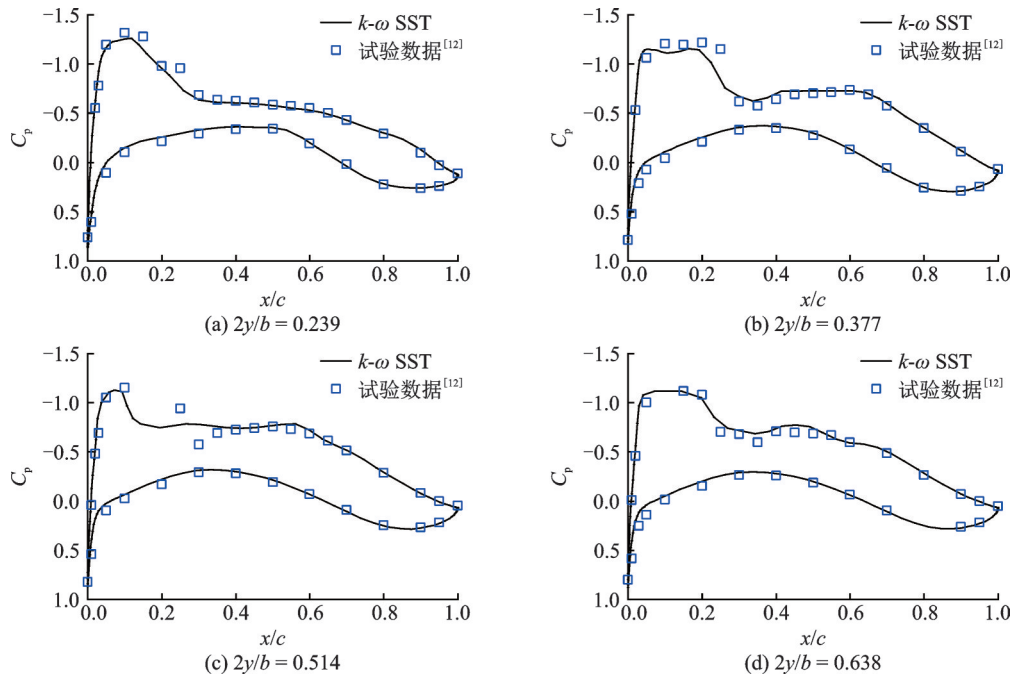
图7 DLR-F6翼身组合体压力系数分布与试验数据^[12]对比Fig.7 Pressure coefficient distribution comparison between computational results and experimental results^[12] of DLR-F6 wing-body configuration

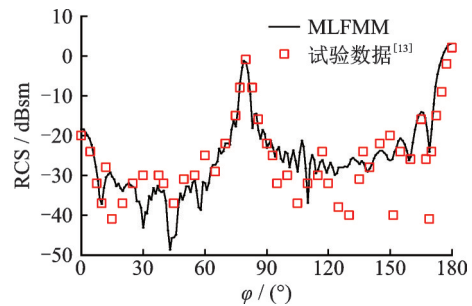
图7可以看出,计算值与试验值吻合良好,激波位置与强度捕捉较准确,所采用的CFD方法可以有效地反映流场特性,说明了本文采用的CFD方法和流场求解器合理,满足研究所需。

2.2 隐身性能计算方法与校验

对于飞行器类目标,当前主流计算方法有多层快速多极子算法(Multi-level fast multiple method, MLFMM)、物理光学法(Physical optics, PO)以及矩量法。本文研究对象为电大尺寸目标,考虑前缘尖化部位尺寸较小,对于计算精确度有着较高的需求。本文电磁散射仿真采用MLFMM算法。该算法是一种基于矩量法的快速算法,对于复杂电大目标计算拥有较高精确度,同时兼顾了计算效率。

为验证MLFMM算法的有效性,选取圆锥为验证对象。圆锥锥底半径80.3 mm,锥角 $22^{\circ}36'$,贴体生成三角形表面网格,网格单元最大尺寸为 $\lambda/10$ 。雷达工作频率6 GHz,水平极化。图8给出了角域 $0^{\circ}\sim 180^{\circ}$ 状态下的计算与试验值^[13]对比。可以看出,计算值与试验结果具有较好的重合度,虽然计算结果的波谷点出现较少,但是对于RCS曲线趋势预测正确,针对波峰的幅值和出现方位角作出了较为精确的预测。说明本文采用的计算方法对于具有尖锐头部特征的金属体RCS有效。

本文研究的飞翼布局飞行器模型俯仰角与滚转角均设定为 0° ,计算方位角范围为 $0^{\circ}\sim 360^{\circ}$,雷达波入射频率为2.4 GHz。视模型为金属目标,生成三角形表面网格,表面网格最大尺寸为 $\lambda/10$,为确

图8 圆锥体RCS试验值^[13]与MLFMM算法计算对比Fig.8 Comparison between experimental results^[13] and computational results of MLFMM of cone model

保前缘尖化附近部位的网格适应性,对前后缘进行适当加密,模型的网格总量为20万个。重点分析 $\pm 30^{\circ}$ 附近角域内的RCS变化情况。通过对比钝前缘外形和两种尖化范围不同的尖前缘外形的电磁散射特征,研究分析前缘尖化对飞翼布局飞行器隐身性能的影响。

3 气动特性计算结果与分析

3.1 起降状态

起降状态下计算条件为: $Ma=0.2$ 、高度 $H=0$ km,温度、压强等大气参数由标准大气表查表得到,计算迎角范围为 $-2^{\circ}\sim 16^{\circ}$ 。

图9给出了起降状态下全机气动力/力矩曲线对比。三外形阻力系数在中小迎角状态下相差不大,在大迎角区域略有差异。升力方面,三外形在迎角为 $-2^{\circ}\sim 10^{\circ}$ 范围内均呈现线性增长,升力系数

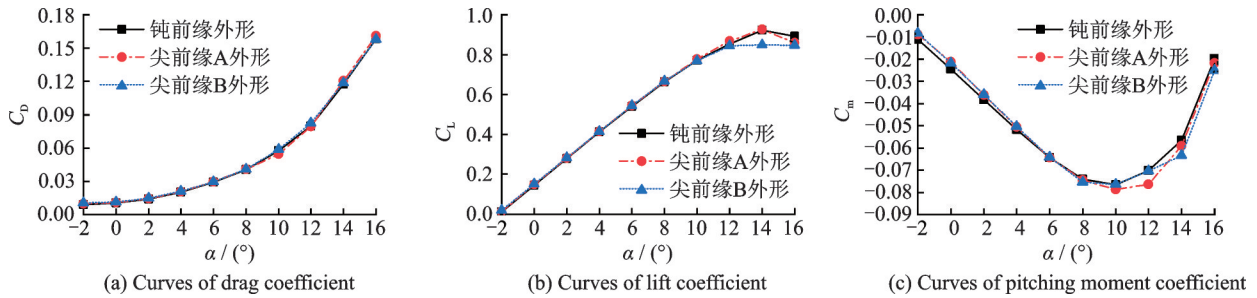


图 9 起降状态下全机气动力/力矩曲线对比($Ma=0.2, H=0 \text{ km}$)

Fig.9 Comparison of longitudinal aerodynamic characteristics under takeoff and landing condition($Ma=0.2, H=0 \text{ km}$)

曲线斜率基本相当。迎角大于 10° 后非线性增长,钝前缘外形失速迎角在 14° 附近,尖前缘 B 外形升力系数拐点出现较早,失速迎角提前至 12° 附近。对于尖化范围小于 B 外形的 A 外形,失速迎角和钝前缘外形基本相当,但迎角进一步增加后升力系数下降更为迅速。俯仰力矩方面,在线性段,尖前缘外形的俯仰力矩系数曲线斜率较钝前缘外形更为陡峭,气动焦点无量纲位置相对钝前缘外形略有后移。进入非线性段后,随着迎角进一步增加,三外形的俯仰力矩系数曲线均表现出明显的上扬趋势,尖前缘外形在气动非线性区域的俯仰力矩较钝前缘外形更为和缓,在失速特性上有一定的改善。

大迎角状态下,钝前缘外形与尖前缘 A 外形表面极限流线曲线如图 10 所示。 $\alpha=10^\circ$ 时,由于机翼后掠效应,原始外形与尖前缘 A 外形的机翼

后缘部位展向流动显著。随着附面层向翼梢堆积,原始外形翼梢出现分离涡,而尖前缘 A 外形翼梢仅前缘部分出现气流附着差的情况,说明原始外形机翼展向流动更为剧烈。表现在全机俯仰力矩上,原始外形较尖前缘 A 外形的俯仰力矩系数曲线上扬更为显著,纵向静稳定度急剧变小,甚至反号。随着迎角进一步增大至 16° 时,两外形的上表面均出现较大面积的分离涡以及回流区域。由于尖前缘 A 外形头部附近前缘半径非常小,气流经过头部后附着能力差,产生较为明显的展向流动趋势,引起内翼段后缘产生较大范围的分离涡,随着迎角增大,分离涡区域进一步增大,外翼段出现了较为严重回流以及分离涡。上述情形综合作用下,两外形的气动性能进一步恶化,俯仰力矩曲线上扬,呈现纵向静不稳定。

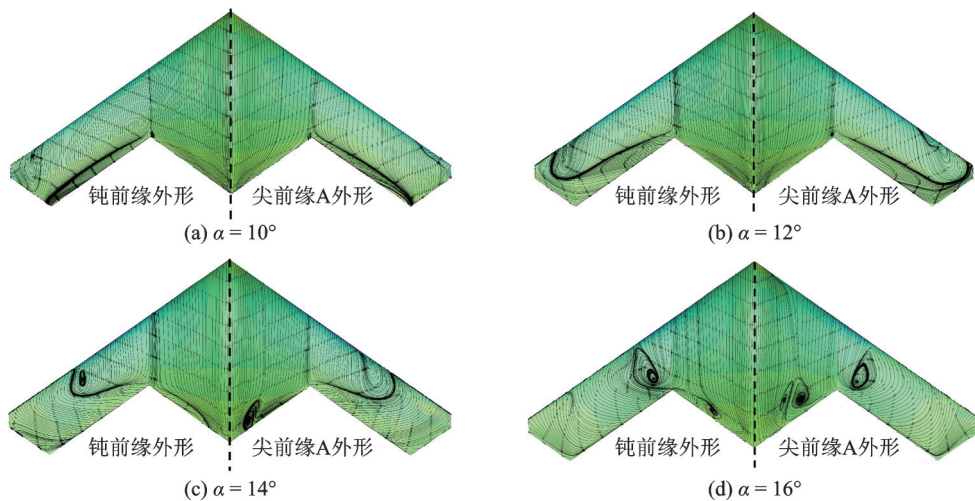


图 10 大迎角状态钝前缘与尖前缘 A 外形上表面极限流线曲线对比

Fig.10 Upper surface limit streamline comparison between shape with blunt leading edge and shape A with sharp leading edge at high angle of attack

A、B 外形大迎角状态下上表面极限流线曲线如图 11 所示。 $\alpha=12^\circ$ 时,尖前缘 B 外形外翼段形成分离涡且后缘出现较大区域回流,内翼段后缘也已形成小范围分离涡。随着迎角进一步增加,外翼段和内翼段的分离涡区域逐渐扩大的同时,相互靠近。 $\alpha=16^\circ$ 时,前缘尖化部位来流无法附着,沿展

向流动至内外翼转折处,促使原本在内外翼的两个分离涡相会合并形成一组旋转方向相同的分离涡,使得机翼中段出现大范围分离区域。与此相比,尖前缘 A 外形由于前缘尖化范围小,其表面气流附着情况好于 B 外形。该两外形大迎角状态下的流场特征与其宏观上表现出的气动性能相符。

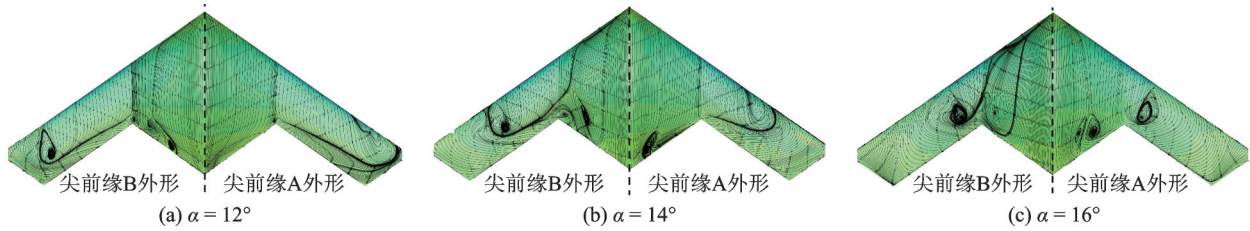


图11 大迎角状态尖前缘A、B外形上表面极限流线曲线对比

Fig.11 Upper surface limit streamline comparison between shapes A and B at high angle of attack

3.2 巡航飞行

巡航飞行状态下计算条件为： $Ma=0.6$ 、高度 $H=20\text{ km}$ ，温度、压强等大气参数由标准大气表查表得到，计算迎角范围为 $-2^\circ\sim 8^\circ$ 。

图12给出了3种外形的升阻力、升阻比以及俯仰力矩曲线。可以看出，尖前缘外形的阻力系数要高于钝前缘外形，但是随着迎角增加，阻力系数量值上的差异逐渐减小。从升力系数量值上看，三者没有明显差别，前缘尖化修形没有对升力产生显著影响。升阻比方面，钝前缘外形较经过前缘尖化修形的外形略高，且随着前缘尖化范围的扩大，升阻比略有降低。三外形均在 $\alpha=4^\circ$ 附近达到最大升阻比，钝前缘外形、尖前缘A外形和尖前缘B外形的 $(C_L/C_D)_{\max}$ 分别为17.5、17.2和17.0。在相同正

迎角下配平本文所研究的飞翼布局飞行器，应当向上偏转布置于机翼后缘的副翼产生抬头力矩，以抵消干净构型本身的低头力矩，建立起俯仰方向上的力矩平衡。从图12(d)可以看出，随着前缘尖化范围扩大，俯仰力矩系数偏线逐渐向上平移，意味着干净构型低头力矩量值的降低。此时副翼上偏更小的角度即可产生足够的配平力矩。纵向配平舵偏角的减小对于全机气动特性有两方面影响。一方面由舵面上偏引起的升力损失变小，另一方面降低了舵面偏转带来的阻力增量，上述两因素共同叠加，有利于巡航状态下配平升阻比的提升。

图13给出了在迎角 4° 时，不同站位处的压力系数分布对比情况。由 b 站位处压力分布可知，前缘尖化使得上表面气流难以附着，导致上表面吸力

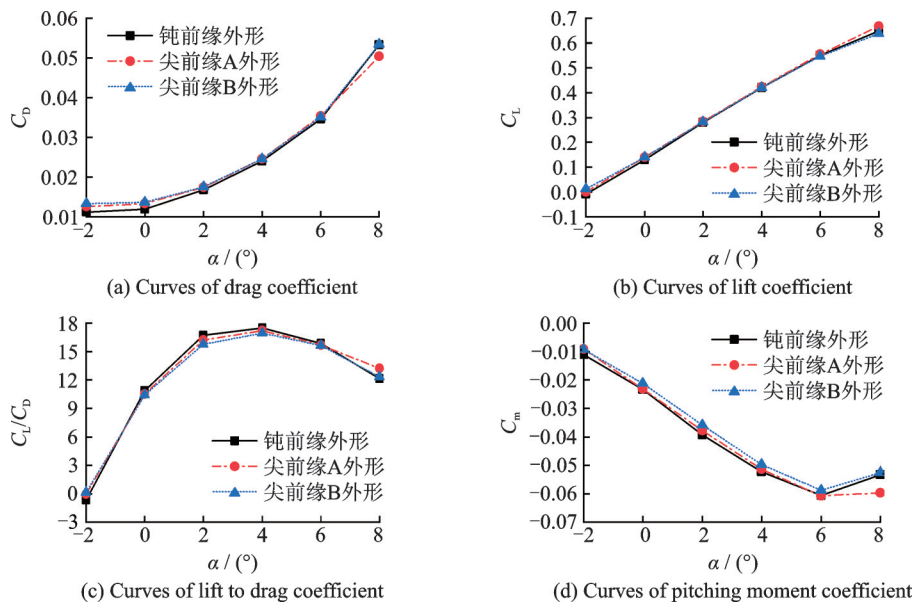


图12 巡航状态下纵向气动特性对比

Fig.12 Comparison of longitudinal aerodynamic characteristics under cruise condition ($Ma=0.6, H=20\text{ km}$)

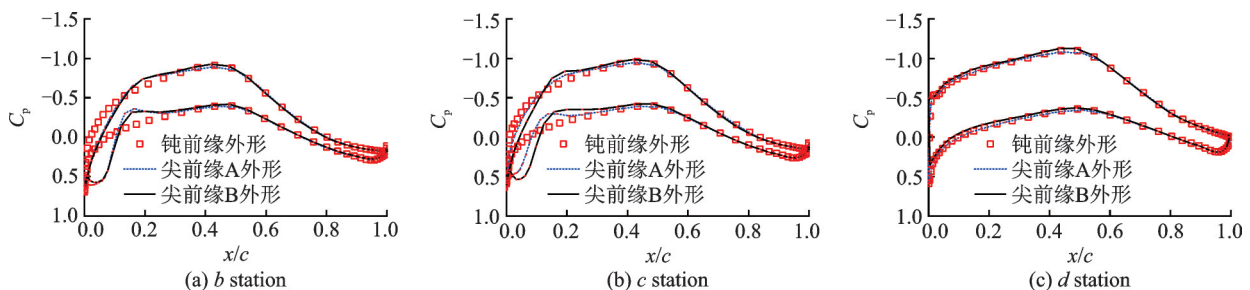


图13 不同站位下压力系数分布对比

Fig.13 Pressure coefficient comparison at different stations

较钝前缘外形弱。下表面凹陷起到阻滞气流作用,使得头部下表面附近压力系数明显增加,由于远离重心,产生了一定的抬头力矩。对于 c 站位,尖前缘 A 外形已由尖前缘外形变为钝前缘外形,因此,其头部 C_p 曲线介于钝前缘外形和尖前缘 B 外形之间,解释了宏观气动力矩上,随着前缘尖化范围扩大, C_m 曲线逐渐向上移动的现象。3 种外形在 d 站位处均为钝前缘翼型, C_p 曲线基本重合。

4 隐身特性计算结果与分析

对空警戒雷达通常采用主天线产生水平极化波束减少地面杂波干扰^[14],本节开展入射雷达波频率分别为 2, 4 GHz, 水平极化条件下的尖前缘飞翼布局飞行器单站隐身特性仿真分析(图 14)。

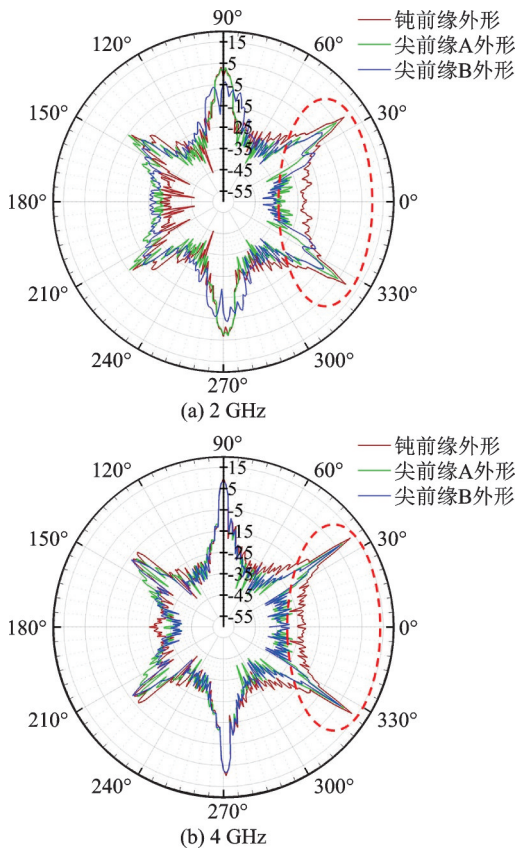


图 14 RCS 仿真计算结果对比

Fig.14 Comparison of RCS computational results

从图 14 可以看出:3 种外形的 RCS 曲线趋势较为一致,均在 $\pm 35^\circ$ 、 $\pm 90^\circ$ 、 $\pm 145^\circ$ 附近出现 6 个波峰。分析头向 $\pm 30^\circ$ 附近范围内 RCS,可观察到,采取前缘尖化的外形,头向 $\pm 30^\circ$ 范围内 RCS 较钝前缘外形明显降低。原因是前缘尖化修形措施有效降低了来自飞行器头部前缘的镜面反射贡献。同时,尖前缘外形在 $\pm 35^\circ$ 的波峰较钝前缘略有降低。对于亚声速飞翼布局隐身飞机,机翼后掠角的设计与隐身设计思路高度相关,一般应大于头向威胁角域,以达到将前向电磁波反射波峰“堆积”在前向雷达威胁区域范围外的目的。从仿真结果看,前

缘尖化是一种成功的隐身修形手段。

从表 2,3 可看出,在入射频率 2, 4 GHz 条件下,尖前缘 A、B 外形在 $\pm 30^\circ$ 、 $\pm 45^\circ$ 、 $\pm 360^\circ$ 角域范围内的 RCS 均值与峰值小于钝前缘外形,特别是在前向 $\pm 30^\circ$ 和 $\pm 45^\circ$ 角域范围内尤为显著,进一步说明了前缘尖化在隐身性能提高方面的设计有效性。

表 2 2 GHz 下 RCS 统计对比

Table 2 RCS comparison at frequency of 2 GHz

dBsm			
模型	尖前缘 A 外形	尖前缘 B 外形	钝前缘外形
前向 $\pm 30^\circ$ 内均值	-29.60	-30.32	-18.64
前向 $\pm 45^\circ$ 内均值	-24.91	-25.04	-14.83
前向 $\pm 45^\circ$ 内峰值	4.78	-3.42	9.25
全向 360° 范围内均值	-23.40	-24.82	-22.26
全向 360° 范围内峰值	4.78	-3.42	9.25

表 3 4 GHz 下 RCS 统计对比

Table 3 RCS comparison at frequency of 4 GHz

dBsm			
模型	尖前缘 A 外形	尖前缘 B 外形	钝前缘外形
前向 $\pm 30^\circ$ 内均值	-30.85	-32.19	-21.06
前向 $\pm 45^\circ$ 内均值	-27.03	-28.00	-17.36
前向 $\pm 45^\circ$ 内峰值	8.23	6.57	12.72
全向 360° 范围内均值	-26.74	-27.50	-23.12
全向 360° 范围内峰值	8.71	8.49	12.72

分析前缘尖化范围对头向隐身性能的影响。入射波频率为 2 GHz 时,尖前缘 A 外形和尖前缘 B 外形在 $\pm 45^\circ$ 和 $\pm 360^\circ$ 角域范围内的 RCS 峰值均为 4.78 dBsm 和 -3.42 dBsm,尖前缘 B 外形的 RCS 峰值较尖前缘 A 外形更小。尖前缘 A、B 两外形在 $\pm 30^\circ$ 角域范围内的 RCS 平均值分别为 -29.60 dBsm 和 -30.32 dBsm, $\pm 45^\circ$ 角域范围内的 RCS 平均值分别为 -24.91 dBsm 和 -25.04 dBsm, 360° 全向角域范围内的 RCS 平均值分别为 -23.40 dBsm 和 -24.82 dBsm, B 外形略小于 A 外形。随着频率增大到 4 GHz,仍能得到相似的结论。综上,前缘尖化范围的扩大,有利于缩减前向区域 RCS,对隐身性能的提升有一定的帮助。

5 结 论

通过对不同前缘尖化范围的飞翼布局飞行器开展起降、巡航飞行状态下的气动性能仿真分析,结合典型突防条件下的电磁散射仿真结果,得出以下主要结论:

(1) 气动性能仿真结果表明,沿展向大范围尖化前缘,使得失速迎角提前,减小飞行器可用迎角范

围,削弱起降性能。选择适当的前缘尖化范围,可有效降低前缘尖化对于飞翼飞行器起降状态下的气动性能不利影响,和缓气动非线性段区域力矩,改善失速特性。对于巡航状态,随着前缘尖化范围的扩大,阻力增大,最大升阻比略有下降。但是下表面“凹陷”带来的抬头力矩有利于减小舵面配平带来的升力损失与阻力增量,有利于配平升阻比的提升。

(2)隐身性能仿真结果表明,前缘尖化修形可降低前向角域雷达回波强度,沿展向向外扩大前缘尖化范围可进一步缩减前向附近范围内 RCS,从而有效提升隐身突防性能。

(3)前缘尖化修形与气动/隐身性能高度关联。对于亚声速飞行器,前缘尖化作为一种有效的隐身性能优化修形措施,为气动性能带来一定的不利影响。因此在飞翼飞行器气动隐身一体化设计工作中应当充分考虑尖化修形范围对气动与隐身性能的影响,追求高外形隐身性能的同时,考虑对气动性能的影响。统筹考量飞行性能需求和突防能力需求,开展气动与隐身专业联合设计,确定适当的前缘尖化范围,达到提升飞翼布局飞行器综合战技指标的目的。

在平衡计算精度与计算能力的前提下,深入研究基于气动/隐身紧耦合优化思想的飞行器外形多目标设计方法,建立一套高效的优化流程与算法,是下一步的研究重点,该工作对于提升优化设计效率及缩短总体方案闭合周期具有重要意义。

参考文献:

[1] MAZUR D. The X-47A Pegasus: From design to flight [C]//Proceedings of the 1st AIAA Unmanned Aerospace Vehicles, System, Technologies, and Operations Conference Workshop. Portsmouth, VA: AIAA, 2002.

[2] 马怡,潘志雄,罗烈. X-47B 飞翼气动布局设计分析[J]. 航空科学技术, 2014, 25(12): 1-4.
MA Yi, PAN Zhixiong, LUO Lie. X-47B flying wing aerodynamic configuration analysis [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(12): 1-4.

[3] 张彬乾,罗烈,陈真利,等. 飞翼布局隐身翼型优化设计[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 957-967.
ZHANG Binqian, LUO Lie, CHEN Zhenli, et al. On stealth airfoil optimization design for flying wing configuration [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 957-967.

[4] 张乐. 飞翼布局耦合进排气的气动与隐身综合设计研究[D]. 西安:西北工业大学, 2016.
ZHANG Le. Research on integrated design of aerodynamic and stealth performance with intake and exhaust for flying-wing unmanned layout [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016.

[5] 樊华羽,詹浩,程诗信,等. 高效粒子群算法研究及飞翼无人机气动隐身优化设计[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 735-743.
FAN Hhuayu, ZHAN Hao, CHENG Shixin, et al. Research on efficient particle swarm optimization and aerodynamic stealth integrated design of flying-wing UAV [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 735-743.

[6] 程雪梅. 飞翼布局无人机的稳定与操纵特性分析研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(1): 9-12.
CHENG Xuemei. Study on stability and controllability of flying wing UAV [J]. Flight Dynamics, 2011, 29(1): 9-12.

[7] 焦子涵,张彬乾,沈冬. 翼型几何参数对隐身特性的影响研究[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(12): 1980-1987.
JIAO Zihan, ZHANG binqian, SHEN dong. Investigation on the effects of geometric parameters on airfoils' stealth characteristics [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2012, 31(12): 1980-1987.

[8] 张乐,周洲,许晓平. 隐身反设计下飞翼布局气动与隐身综合设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(10): 22-30.
ZHANG Le, ZHOU Zhou, XU Xiaoping. Integrated design on aerodynamic and stealth of flying wing unmanned aerial vehicle based on stealthy inverse design method [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(10): 22-30.

[9] MENTER F R. Two equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.

[10] MENTER F R. Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows [C]//Proceedings of the 24th Fluid dynamics conference. Orlando: AIAA, 1993.

[11] LAFLIN K R, KLAUSMEYER S M, ZICKUHR T, et al. Data summary from the second AIAA computational fluid dynamics drag prediction workshop [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(6): 781-798.

[12] GODARD J L. F6 model tests in the ONERA S2MA wind tunnel [C]//Proceedings of the 2nd AIAA CFD Drag Prediction Workshop. Reston: AIAA, 2003.

[13] 李柱贞,吕婴,向家武. 雷达散射截面常用计算方法 [M]. 北京:目标特性研究编辑部, 1981.
LI Zhuzhen, LYU YING, XIANG Jiawu. Common calculation methods for radar cross section [M]. Beijing: Editorial Department for Target Characteristics Research, 1981.

[14] 李学森,邱德厚. 岸基雷达的海杂波特性和抑制方法[J]. 现代防御技术, 2010, 38(3): 98-103.
LI Xuesen, QIU Dehou. Sea clutter characteristic analysis and anti-sea clutter technology for shore-based radar [J]. Modern Defence Technology, 2010, 38(3): 98-103.