飞翼布局气动方案优选和试验验证

鲍君波 王钢林 武 哲

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 提出综合考虑飞翼布局隐身性能和气动性能的平面形状特征参数,分析了方案优选中的约束关系.采用参数化方法构建了三维曲面模型,并将物面网格划分流程进行自动化封装,通过更改设计参数准确快速地得到新方案的物面网格.应用基于 Euler 方程的数值方法进行布局方案的气动性能计算分析,在重点方案的分析中加入黏性修正;应用高频近似方法估算方案的隐身性能.以巡航状态作为设计点,在隐身性能的约束下,应用分析-修正的方法完成了气动布局方案优选,并对最终选定的方案进行风洞试验验证,证明该方案有进一步研究的价值.

关 键 词: 飞翼; 气动布局; 隐身技术; 优选; 试验验证

中图分类号: V 221

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)02-0180-05

Optimization and experimental verification for aerodynamic scheme of flying-wing

Bao Junbo Wang Ganglin Wu Zhe

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

Abstract: The characteristic arguments to describe the plane shape considering the stealthy and aerodynamic performance of the flying-wing was proposed, the constraint relation in the scheme optimization was analyzed. The 3-dimensional curved surface model was built by using parameterization method, and the process to divide the surface grids was packaged automatically. The new surface grids can be generated accurately and rapidly by changing the design arguments, thus the iteration efficiency in the scheme optimization process was improved. The aerodynamic performance was calculated by using the numerical method based on the Euler equation, the viscous correction was added in the analysis of the major scheme. The stealthy performance was estimated by using the high-frequency approximate method. The cruise status was taken as the design point to optimize the aerodynamic scheme considering the constraints of stealthy performance based on analysis-modification method, and the selected scheme was tested by the wind tunnel. The results prove the research deserving the selected scheme.

Key words: flying-wing; aerodynamic configuration; stealth technology; optimization; verification

最近几次局部战争中,一种新型空中打击利器“无人机”开始崭露头角并发挥了重要作用,各国都加大力度发展该类型的武器[1-2].无人作战飞机是集侦查、监视和攻击能力于一身的飞行平台,不仅能够完成有人作战飞机的常规作战任务,还能完成一些有人飞机难以胜任的枯燥、恶劣、危险的作战任务[3].分析表明,无人作战飞机的综合效费比要优于巡航导弹和有人隐身飞机[4].在过去的 100 年里,许多国家都对飞翼布局进行了大量的研究[5],这种布局形式具有优异的气动性能和隐身性能,成为近年来无人作战飞机研究的热点.

飞翼布局在气动外形上是一个完整的机翼,同时在总体上兼具常规布局飞机机身、机翼和尾

收稿日期: 2011-03-17; **网络出版时间**: 2012-02-21 11:46; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20120221.1146.004

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120221.1146.004.html

作者简介: 鲍君波(1978 -),男,黑龙江齐齐哈尔人,博士生,baojunbo117@163.com.

翼的功能. 总体上要求有足够的内部空间容纳发动机、有效载荷、机载设备、燃油和起落架,同时隐身性能还要求将进气道埋入机体内;飞行控制要求有足够大的操纵面并且操纵面距全机重心须有一定距离以保证操纵效率. 美国的战略轰炸机 B-2 是大展弦比飞翼布局成功的典型代表[6],诺·格公司的 X-47B、波音公司的 X-45C 和欧洲六国联合研制的"神经元"无人作战飞机是中等展弦比飞翼布局的例子[7-9]. X-45C 采用了前缘单后掠布局形式,X-47B 采用了前缘双后掠布局形式,"神经元"对两种布局形式的选择还未最终确定.

本文的研究对象是低 RCS(Radar Cross Section)长航时无人作战飞机,需要在满足总体要求的基础上对隐身性能和气动性能综合考虑. 对于选定的单发方案,在满足低 RCS 的基础上巡航状态配平升阻比须达到 12 以上. 前缘双后掠的布局形式能更灵活地控制展弦比,更有效地控制浸润面积和更易于兼顾低速、高速性能. 选择了前缘双后掠为基本布局形式,对布局参数组合进行优选[10].

1　参数化建模与特征参数选择

1.1　特征参数选择

关于飞机气动隐身一体化设计的研究较多,并已经取得了一定的成果,文献[11 - 12]所提出的方法较好地解决了飞机气动布局阶段隐身性能与气动性能的协调. 本文应用了类似文献[12]提出的方法,将隐身性能敏感参数选为外形控制参数,通过限制这些参数的变化范围实现隐身性能的约束. 通过数值分析来验证方案的隐身性能是否满足要求.

气动布局的平面几何特征由前缘内侧后掠角、前缘外侧后掠角(后缘外侧后掠角与之相等)、后缘内侧前掠角、翼尖掠角、前缘转折位置、后缘转折位置、展长和机长共同约束. 这些参数的几何定义如图 1 所示,其中 4 个角度参数即为上文所述的隐身性能敏感参数. 这些参数几何上彼此相关,参数存在一定的变化范围,超出这个范围将不能得到合理的平面形状.

前述参数确定了平面形状,关键剖面翼型和机翼几何扭转角确定布局的纵向几何特征,它们与平面形状的特征参数在几何上没有相关性,但是对气动性能的影响是相互耦合的. 关键剖面位置的选择取决于总体性能要求以及构建平滑曲面的要求,随着其他参数的调整,必要时可有微小变动.

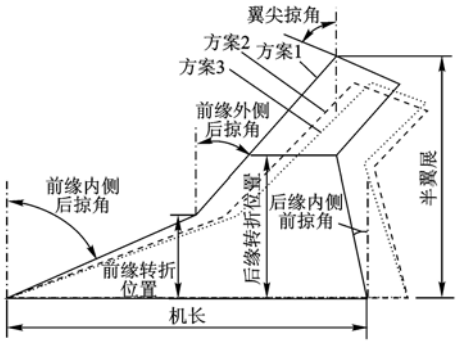

图 1　平面形状对比

1.2　CAD 参数化三维建模和物面网格划分的自动化封装

现代飞机设计强调时效性,提高飞机设计的效率、分析模型的快速创建至关重要. 应用文献[13]介绍的方法可以自适应地生成空间 Cartesian 气动网格. 根据参数化设计原理,本文提出并应用了一种对气动分析模型物面网格的处理过程进行自动化封装的方法. 应用基于 Euler 方程的数值分析方法的基本流程如图 2 所示.

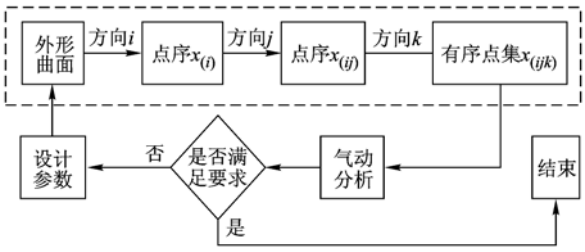

图 2　气动性能数值分析流程

传统方法在每一次气动分析前都需要生成适用于数值分析方法的物面网格. 目前可以方便地实现曲面的参数化生成,但对于每种布局的曲面模型都要重新进行物面网格的划分,文献[14]提出了自动化生成物面网格的方法,但仍要与曲面的生成分开处理. 本文将网格的生成过程封装于曲面模型的参数化构建过程中,如图 2 虚线框中所示. 这样只要调整控制曲面生成的设计参数就可以直接得到用于数值分析的物面网格,大大提高了布局阶段的分析效率,具体方法不在本文中讨论. 图 3 显示了该方法得到的数据点集模型.

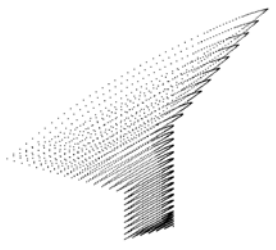

图 3　数据点集模型

2 气动特性数值分析

2.1 方案优选约束分析

为了得到具有现实意义的气动布局,前述10个特征参数应该在一个合理的可行范围内进行变动.特征参数的可行范围由总体和隐身性能要求确定.这些性能要求包括:隐身性能的要求、有效载荷舱容积的要求、发动机安装空间的要求、油箱容积的要求、结构空间的要求.隐身性能要求布局的边缘线满足一定的平行关系,以达到将电磁散射集中于几个特定角度的效果;并且这些特定角度必须位于探测雷达威胁角域之外,而位于威胁角域内的RCS尽量减小,以减小雷达的探测距离和发现概率.总体上要求足够的空间容纳有效载荷和安装发动机,这些要求限定了发动机中心线所在剖面(对称剖面)处以及武器舱中心线所在剖面处翼型相对厚度与当地弦长的组合,小的相对厚度能够减小阻力系数,但却要求大的弦长,进而增大布局的浸润面积,设计中应力求找到满足空间要求的小相对厚度与较小弦长的组合.整体油箱技术使得油箱的布置更加灵活,其容积要求较容易得到满足,可以将其和结构空间要求结合起来考虑;较轻的结构重量要求大的相对厚度,这与减小阻力系数的目的相矛盾.除以上总体性能要求外,在设计过程中还对低速气动性能和操纵面安装空间及其效能进行了评估.

2.2 方案优选结果分析

首先应用参数化方法构建了几个初始方案,对几个方案进行同步的气动数值分析,通过对比分析得出方案的改进方向,进而构建下一轮方案[15],采用迭代分析的方法逐渐得出更优的布局方案.应用这种方法,本文先后对46种方案进行了气动和隐身性能分析,最终确定一种能够满足前述总体性能要求的气动布局方案.

3个典型方案的平面形状(半翼展)如图1所示.分析发现:前缘内侧后掠角在66°~72°之间变化可以组合出较满意的布局方案,前缘外侧后掠角在41°~45°较为合理,后缘内侧前掠角一般在12°~18°之间变动;内部翼段采用相对厚度为10%~12%的翼型较为适合,外部翼段采用相对厚度为5%~6%的翼型相对合理,过渡段翼型相对厚度以满足曲面平滑要求为宜;为了改善方案的纵向力矩特性,需要对机翼进行扭转,分析发现,气动扭转与几何扭转结合的方案最为有效,由翼根到翼梢整体扭转比单独翼梢扭转效果好.在上述范围内可得到满足约束的几个方案,需根据具体要求权衡取舍.图4显示了3个典型方案的升阻比曲线,可以看出,在$M=0.8$的巡航状态下,最大升阻比可以达到14.5;方案3由于进行了几何扭转,升阻比下降为14.4,纵向力矩特性得到了改善.

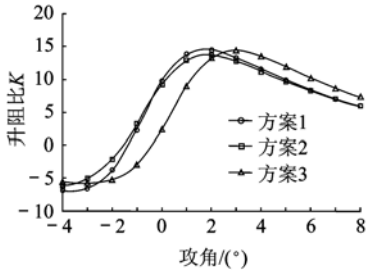

图4 数值分析升阻比曲线

图5显示了3个典型方案的纵向力矩特性曲线,曲线表明3种布局方案都是静不稳定方案,在进一步设计中需要重点考虑可控性的设计.以最大升阻比作为巡航状态确定重心位置,方案3可以实现放宽静稳定度8%以内的配平,随着扭转角度的增加,气动性能将下降更多.

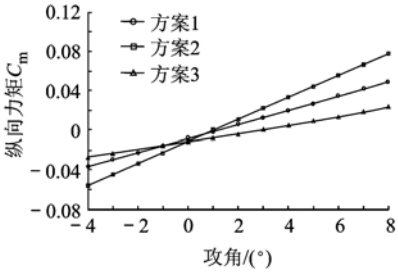

图5 数值分析纵向力矩曲线

3 隐身性能数值分析

飞机的特征尺寸与威胁雷达波长之间的关系表明,应用高频近似算法估算方案的RCS具有较高参考价值,能够满足方案设计阶段的精度要求[16].本文应用该方法估算了每种参数组合从$S\sim Ku$波段的隐身性能,以确保所选参数组合满足隐身性能的要求.这里以对方案3的隐身性能分析为例说明布局的隐身效果.图6显示了X波段水平极化下RCS分析的结果曲线,图7显示了X波段垂直极化下RCS分析曲线.从图中可以看出该布局的强散射峰避开了重点威胁角域,并且强散射带角域宽度较小有利于提高突防概率.

表1显示了隐身性能均值分析结果,方案3的全向RCS算术均值小于等于2 dBsm,几何均值低于-19 dBsm,头向±30°范围算术均值低于-25 dBsm,几何均值低于-29 dBsm.表1中的方

案 3 在方案 0 基础上采取了 RCS 减缩措施,该措施取得了一定的 RCS 减缩效果,也会对气动性能带来微小影响,限于篇幅关系不在本文中讨论. 据以上分析可知,方案 3 有着优良的隐身性能,能够满足未来无人作战飞机的低 RCS 要求.

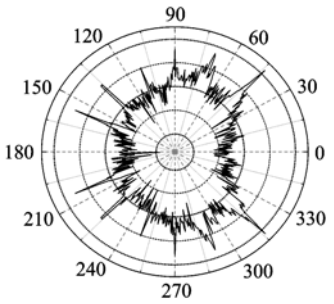

图 6　*X* 波段 HH 极化 RCS 散射图

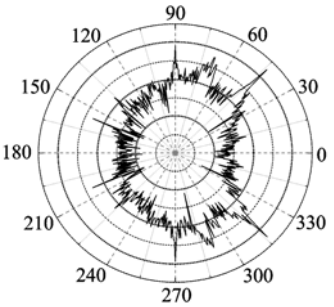

图 7　*X* 波段 VV 极化 RCS 散射图

表 1　RCS 均值分析结果　　dBsm

方案	频段/极化	全向算术均值	全向几何均值	头向算术均值	头向几何均值
方案 0	*X*/HH	4.84	-18.05	-24.89	-28.22
方案 3	*X*/HH	2.00	-19.30	-25.80	-29.18
方案 0	*X*/VV	4.27	-19.19	-24.75	-28.01
方案 3	*X*/VV	1.31	-20.43	-25.80	-29.14

4　风洞测试验证气动性能

数值计算分析结果显示,方案 3 气动性能突出,隐身性能优良,同时满足总体参数的要求. 在方案 3 的基础上设计了带有操纵面的吹风模型[17],测试了方案的基本气动性能和纵横向稳定性以及阻力方向舵的操纵效率. 图 8 显示了升阻比随迎角变化曲线的数值计算与风洞测试结果对比. 图中可以看出,计算结果的最大升阻比出现在 3°迎角附近,而测试结果的最大升阻比出现在 5°迎角附近,测试结果大于数值计算结果. 最大升阻比出现位置差别较大是由于风洞测试迎角步长太大,不能正确反映 0° ~5°之间的变化过程. 数值分析结果偏小,主要是由阻力计算结果较测试结果偏大引起.

图 9 显示了升力系数 C_L、阻力系数 C_D 以及纵向力矩系数 C_m 随迎角变化曲线的计算与测试结果对比. 为了便于曲线的分辨,对测试曲线进行了截断处理. 对于巡航性能的分析,图中可以看出在参考价值较大的 0° ~5°范围内,C_L,C_D,C_m 的计算结果与风洞测试结果吻合很好. 从以上的对比分析可以证明本文所得到的数值计算分析结果偏保守,对于布局阶段的气动性能分析是足够可信的.

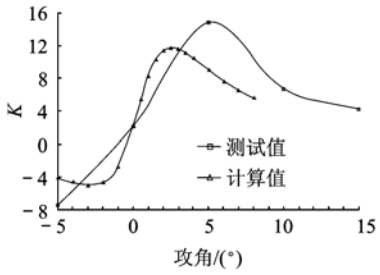

图 8　升阻比计算测试对比

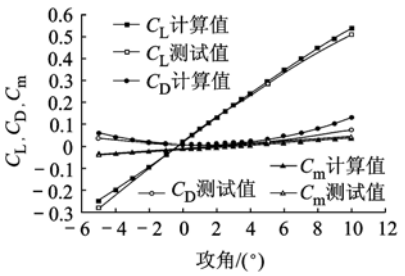

图 9　升力系数等计算测试对比

5　结　论

本文提出了适于综合考虑隐身性能与总体性能的平面形状特征参数. 分析了方案优选中需要考虑的约束关系. 通过参数化三维建模得到气动布局模型,并自动化地生成气动数值分析所需的网格模型,应用基于 Euler 方程的气动性能数值分析方法对 46 种不同的气动布局参数进行了分析对比. 同时对方案进行了隐身性能分析,在满足隐身和总体性能要求的约束下最终得到了气动性能优良的方案 3,给出了布局特征参数的合理变化范围. 通过风洞吹风试验,验证了方案 3 的优良性能,同时也验证了数值分析方法的可信性. 分析和试验表明,方案 3 是一个很好的飞翼布局无人作战飞机方案,有进一步进行研究的价值,在今后的工作中将进一步研究飞机的纵横向稳定性和操纵特性,以设计出合理的操纵面和控制律.

参考文献（References）

[1] 刘玉仁,陈明璟,张甲林. 无人机的发展分析[J]. 舰船电子工程,2008,28(6):63 -66

Liu Yuren, Chen Mingjing, Zhang Jialin. Analysis of the develop-

ment of UAV [J]. Ship Electronic Engineering, 2008, 28(6): 63 – 66(in Chinese)

[2] 刘重阳. 国外无人机技术的发展[J]. 舰船电子工程, 2010, 30(1): 19 – 23
Liu Chongyang. Development of UAV technology abroad[J]. Ship Electronic Engineering, 2010, 30(1): 19 – 23(in Chinese)

[3] 詹光, 孙颖, 蔡为民. 新型航空———无人作战飞机[J]. 飞机设计, 2009, 29(4): 75 – 80
Zhan Guang, Sun Ying, Cai Weimin. Unmanned combat air vehicle—a new style air weapon platform [J]. Aircraft Design, 2009, 29(4): 75 – 80(in Chinese)

[4] 魏金钟, 王光耀, 顾诵芬. 无人作战飞机对地攻击费效比分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(6): 709 – 713
Wei Jinzhong, Wang Guangyao, Gu Songfen. Cost efficiency analysis of attack UCAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6): 709 – 713(in Chinese)

[5] Wood R M, Bauer S X S. Flying wings/flying fuselage [R]. AIAA-2001-0311, 2001

[6] Grellmann H W. B-2 Aerodynamic Design [R]. AIAA-90-1802, 1990

[7] 张洋, 高纪朝, 周昊, 等. X-47B——美国海军舰载无人战斗机[J]. 飞航导弹, 2009(1): 12 – 14
Zhang Yang, Gao Jichao, Zhou Hao, et al. X-47B—US Navy carrier based unmanned combat aircraft [J]. Winged Missiles Journal, 2009(1): 12 – 14(in Chinese)

[8] 阿雯, 车易. 波音公司披露 X-45C 改进型——幻影雷无人战斗机[J]. 飞航导弹, 2009(11): 1 – 2
A Wen, Che Yi. Boeing X-45C improved disclosure—Phantom Thunder UCAV [J]. Winged Missiles Journal, 2009(11): 1 – 2(in Chinese)

[9] 关军, 魏国福. 欧洲六国联合研制神经元无人战斗机[J]. 飞航导弹, 2006(7): 17 – 19
Guan Jun, Wei Guofu. Six European countries unmanned combat aircraft jointly developed neurons [J]. Winged Missiles Journal, 2006(7): 17 – 19(in Chinese)

[10] Nangia R K, Palmer M E. A comparative study of UCAV type wing planforms-aero performance and stability considerations [R]. AIAA-2005-5078, 2005

[11] 李天, 武哲, 李敬. 飞机外形参数的气动与隐身综合优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(1): 76 – 78
Li Tian, Wu Zhe, Li Jing. Integrated aerodynamic stealth optimal design of aircraft configuration parameters [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(1): 76 – 78(in Chinese)

[12] 苏伟, 高正红, 夏露. 隐身性能约束的多目标气动外形优化设计[J]. 空气动力学报, 2006, 24(1): 137 – 140
Su Wei, Gao Zhenghong, Xia Lu. Multiobjective optimization design of aerodynamic configuration constrained by stealth performance [J]. Acta Aerodynmica Sinica, 2006, 24(1): 137 – 140(in Chinese)

[13] 王钢林, 刘虎, 武哲, 等. 一种 Cartesian 气动网格的自适应划分算法[J]. 应用力学学报, 2008, 25(2): 274 – 278
Wang Ganglin, Liu Hu, Wu Zhe, et al. Adaptive mesh algorithm for generating Cartesian aerodynamic grids [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2008, 25(2): 274 – 278(in Chinese)

[14] 施敬, 杨波, 周小勇. 从 UG 数模到 MGAERO 网格的转换[J]. 洪都科技, 2004(3): 26 – 32
Shi Jing, Yang Bo, Zhou Xiaoyong. Transformation from UG mathematical model to MGAERO grid [J]. Hongdu Science and Technology, 2004(3): 26 – 32(in Chinese)

[15] Tom R B, Alfred G S. Optimization of aircraft configuration for minimum drag[R]. AIAA-2010-3000, 2010

[16] 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: 120 – 138
Zhang Kao, Ma Dongli. Military aircraft survivability and stealth design [M]. Bejing: National Defence Industrial Press, 2006: 120 – 138(in Chinese)

[17] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 1 – 722
Fan Jiechuan. Wind tunnel test manual [M]. Beijing: Aviation Industrial Press, 2002: 1 – 722(in Chinese)

(编 辑: 李 晶)