

文章编号: 0258-1825(2017)06-0832-06

飞翼布局气动外形设计

余永刚, 黄 勇, 周 铸*, 黄江涛

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 双后掠前缘飞翼布局具有较好的气动隐身特性, 是近年的一项研究热点。其纵向气动特性设计的主要难点是如何在小俯仰力矩的约束下实现高升阻比设计。本文从平面形状选择、重心位置选择、翼型选择/优化与配置等方面提出了一些设计思路, 设计了一种双后掠前缘飞翼布局, 并通过数值模拟和风洞试验两种手段, 验证了设计思路的合理性。CFD 计算表明该布局在亚声速设计点具有较高升阻比和较小的俯仰力矩系数。

关键词: 飞翼; 升阻比; 翼型; 俯仰力矩

中图分类号: V221+.3

文献标识码: A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0163

Aerodynamic design of a flying-wing aircraft

YU Yonggang, HUANG Yong, ZHOU Zhu*, HUANG Jiangtao

(Computational Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The flying-wing layout with cranked planform is a research focus in recent years due to its superiority on aerodynamics and stealth. Major difficulty in its design for longitudinal performance is how to obtain high lift/drag ratio with the constraint of low pitching moment coefficient. A flying-wing layout was constructed in term of some ideas about the planform, the location of the centre of gravity, and the airfoil optimization/arrangement in this paper. The viability of these ideas was verified through numerical simulations and a low speed wind tunnel test. The computational results presented in figures exhibit that the flying-wing layout have relatively high maximum lift/drag ratio and low pitching moment coefficient at the given subsonic design point.

Keywords: flying-wing; lift/drag ratio; airfoil; pitching moment

0 引 言

近年来, 飞翼气动布局频频出现在无人作战飞行器上。如波音公司陆续发展的 X-45A/B/C^[1-2], 以及 X-45C 的改进型“鬼怪鳐”无人验证机; 诺斯罗普·格鲁门公司发展的 X-47A/B^[2]; 以法国为主研制的“神经元^[2]”; 英国的“雷神^[2-3]”、“渡鸦”无人机等。飞翼布局是最具发展前途的作战飞机气动布局形式之一, 已成为国外航空航天大国的研究热点。它采用翼身融合的单翼面, 且没有垂直尾翼, 由此带来气动

升力效率高、隐身性能好、阻力小、升阻比高的优势。现代采用飞翼布局最成功的是美国 B-2^[4-6] 隐身轰炸机和 X-47B^[7] 无人机, 它们为作战模式带来革命性的变化。

本文从飞翼布局的平面形状选择、重心位置选择、翼型选择/优化与配置等方面入手, 提出了设计思想, 并在三维气动外形上得到了验证, 综合考虑各种因素配置, 获得了高巡航升阻比(23 左右)和小俯仰力矩系数(接近于 0)的设计效果, 给出的飞翼布局飞行器外形, 其航程可达 4000 km。

收稿日期: 2015-09-02; 修订日期: 2015-10-22

基金项目: 国家自然科学基金(11402288); 装备预研基金重点项目(9140A13021015KG29038); “十三五”装备预研项目(513130303)

作者简介: 余永刚(1978-), 男, 四川绵阳人, 硕士, 助理研究员, 研究方向: 计算空气动力学与飞行器设计. E-mail: lenkoo@tom.com

通信作者: 周铸* (1973-), 男, 重庆人, 博士, 研究员, 研究方向: 计算空气动力学与飞行器设计. E-mail: zhouzhu@tom.com

引用格式: 余永刚, 黄勇, 周铸, 等. 飞翼布局气动外形设计[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(6): 832-836, 878.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0163 YU Y G, HUANG Y, ZHOU Z, et al. Aerodynamic design of a flying-wing aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 832-836, 878.

1 流场计算方法和网格

计算采用的主控方程为三维积分形式雷诺平均的 N-S 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \iint_S \mathbf{f} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

其中, V 为控制体体积, S 为控制体表面, Q 为守恒量, $\mathbf{f}$ 为通过表面 S 的无黏通量和黏性通量之和, $\mathbf{n}$ 为表面 S 的外法向单位矢量。以有限体积法构造空间半离散格式, 采用 Roe 平均迎风通量差分分裂格式离散^[8-9]无黏项, 运用中心差分格式离散黏性项, 计算湍流模型选取 $k-\omega$ SST 二方程, 利用多重网格、残值平均和局部时间步长等方法加速收敛。

计算网格的质量直接影响模拟结果。采用结构多块对接网格, 在外形和流场变化剧烈的空间区域进行适当的网格加密, 物面法向第一层网格厚度为 0.01 mm, 对应的 y^+ 值约为 1.5, 半模网格规模为 1500 万左右。经过考核, 网格满足该类外形的流场准确模拟要求。

2 设计思路

飞翼突出的优势主要表现在^[10]: 阻力小, 飞行效率高; 结构简单, 重量轻, 容易布置; 低可探测性能好。但也存在需要重点解决的问题, 主要包括: 较小的最大升力系数 $C_{L_{\max}}$; 高升力下的俯仰不稳定倾向; 较小/中立的航向稳定性与阻尼等等。要达到综合性能最佳, 改善上述问题, 需从平面形状、重心位置、翼型配置与优化、三维配置与优化等方面考虑。

2.1 平面形状的选择

设计飞翼布局平面形状时要着重考虑前缘后掠角、外翼弦长和前缘拐折点^[11]。

最为关注的平面参数是前缘后掠角, 它不仅对纵向静稳定性, 而且对前向雷达散射截面波峰的分布都起决定性作用。增大前缘后掠角, 有利于提高高速气动效率、阻力发散特性和前向隐身等, 但会降低低速气动特性, 影响飞机起降。反之, 容易满足起降状态的升阻特性要求, 但对高速的失速特性不利, 过早失速, 对安全造成威胁。兼顾高低速特性, 多段前缘后掠角能起到折中的效果。

增大外翼弦长, 相对厚度减小, 能有效削弱激波和抑制分离, 改善低速失速特性和高速抖振特性, 提高升阻比, 但会引起纵向静稳定性增强, 配平难度和损失增大, 由于展弦比的减小会降低气动效率, 可能因载荷的增加而会增大结构重量, 散射面的增大会影响隐身特性。因此, 要兼顾高低速特性和隐身特性,

选择尽可能小的外翼弦长。

前缘拐折是考虑满足高低速特性、需要多段前缘后掠而形成的, 拐折位置受任务载荷和舰载折叠要求约束。同样任务载荷, 要获得较小内翼相对厚度, 拐折点则需更偏向翼尖, 此时升阻比会增加, 同时纵向静稳定性增大使得重心向后位移更大; 另外, 受舰载停放几何约束, 拐点位置受限, 外移上限明确。另外, 拐点使得空间流动不连续, 拐点处的外形过渡很重要。

平面形状设计时也要考虑部件几何约束, 比如发动机、任务载荷等位置或容积需求, 这直接决定了当地的绝对厚度, 要使得相对厚度较小, 则弦长不能过短; 再比如舵面臂长需求, 臂长过短, 使得舵效较低, 姿态控制较难, 需在气动特性和舵效间折中。

本文采用前缘双段后掠形式平面形状, 如图 1 所示, 类似 X-47B。采用菱形平面机身和短翼, 机体后缘外轮廓线为 M 形, 机翼可部分折叠。为了提高升阻比和空间, 增加了一段展弦比相对较大的外翼, 形成双后掠布局形式。内段前缘采用大后掠 ($>50^\circ$) 可以适应较高速度和重心位置的布置, 外段前缘采用相对小后掠 ($<35^\circ$) 可以提高低速性能。另外为了提高隐身性能, 采用了边缘平行法则, 使其轮廓边线尽可能的平行, 边线数尽可能的少。

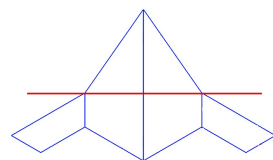


图 1 平面形状和重心位置参考

Fig. 1 Planform of the layout and reference position of the centre of gravity

对于后掠翼, 需要关注与边界层横向流动有关的翼尖过早失速问题, 如图 2 所示, 而且流动分离主要发生在后缘, 与控制面相互作用更促进了俯仰和滚转稳定性的减弱甚至丧失。因此需要改善翼尖过早的失速, 措施主要包括机翼扭转、改变翼型、改变翼尖平面外形、改变根梢比、添加翼刀或前缘缝翼等。

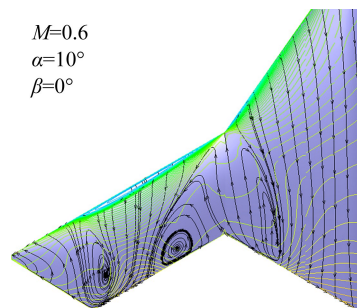


图 2 翼尖流动分离

Fig. 2 Flow separation at the wing tip

2.2 重心位置的选择

飞翼布局飞机的重心位置取决于平面形状大致决定的气动焦点、全机质量分布和纵向静稳定度等因素。该类飞机内部空间本已紧凑,不仅要充分利用内部空间,而且还只能通过内部空间的部件布置来实现重心位置的调节,在平面形状设计时就要考虑大型部件的大致布置,以免方案推倒重来。重心位置与气动焦点的距离大体决定了飞机的纵向静稳定度,而飞翼布局由于取消了平尾,只能靠机翼来实现纵向力和力矩平衡,因此一般要求纵向弱静(静不)稳定,考虑到配平飞行的要求,重心位置需位于焦点附近。在不同的重心位置处为获得设计点小俯仰力矩系数则将对对应于不同的物面升力分布。例如,对于机头较重、重心靠前的状态,升力分布应主要集中在机体前部;而对于尾部较重、重心靠后的状态,升力分布主要集中在机体后部,此时后掠翼的外侧翼载较大,容易导致翼尖失速和相应舵效的弱化。因此可见,重心位置对后掠式飞翼的稳定与气动特性影响很大,需要慎重考虑。

选择重心位置时:一是根据前面确定的平面形状,配以结构重量和装载重量后,初步评估重心位置;二是以此重心为前后界线,估算前后部分的载荷(设计点处约为设计升力的一半)是否相当,以及前后部分的俯仰力矩系数 C_m 绝对值是否相当,若不行,通过迭代载荷分布、重量重置和平面形状调整等,实现最佳重心位置选择。

本文根据重量布置、结构需求等方面的研究,将重心位置选择在前缘拐折点对应对称面位置的附近,如图1红线所示。

2.3 翼型的选择、优化和配置

由于飞翼布局飞机取消了尾翼,失去了平尾对 C_{m0} 和 C_{ma} 所起的调节作用。这意味着机翼不仅要产生升力来平衡重力,同时还要保持俯仰力矩的平衡和纵向稳定性。因此在飞翼布局飞机的设计过程中,对 $C_{m0} > 0$ 和 $C_{ma} < 0$ 这两个条件均需重视。

对于后掠式飞翼布局飞机,可以采用 $C_{m0} \approx 0$ 的翼型(对称翼型或正弯度很小的翼型)或轻微后卸载的翼型,并加以几何扭转或气动扭转来使得全机 $C_{m0} > 0$,此时位于重心后的翼尖部分所起的作用和平尾类似^[12]。而要实现 $C_{ma} < 0$ 需将重心位置置于气动焦点之前。

采用后缘卸载即后缘反弯在使得力矩曲线向抬头方向平移的同时,降低了翼型升力,尤其是最大升力的降低,影响了起降性能,为此需要在弦向逆压梯度的限制内适当加大翼型弯度并前移最大弯度位置。

本文在设计过程中,采用前缘加载和后缘对称或

后卸载相结合、最大弯度位置前移的翼型,给以翼型几何扭转来改善失速特性,调整升力分布位置来改善俯仰力矩特性。

在单独优化二维翼型^[13]、考察其气动特性时,不同翼型要根据站位考虑不同的三维效应。所需达到的升力系数指标可以根据二维与三维升力系数换算关系式粗略估算,其公式为:

$$C_{L2D} = C_{L3D} / (0.67 \cos \Lambda_{1/4}) \quad (2)$$

同时,二维翼型计算参考点选取也很重要。选取在三维外形计算参考点相对该站位翼型弦长的位置点,这样做的好处是生成三维外形后能尽可能地得到设计点升力下的小俯仰力矩系数。

3 设计结果

利用前面所述的设计思路,遵循如图3所示的设计流程,经过多轮的优化设计迭代,获得了符合设计指标要求的气动外形模型,如图4所示。

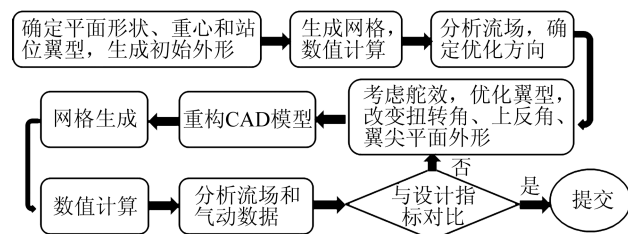


图3 外形设计流程

Fig. 3 Flow chart of the design process

优化设计的模型主要参数如下:投影面积为 87.42 m^2 ;重心为距机头 53.86% 机身长的相对位置;平均气动弦长(MAC)为 6.571 m ;展向厚度分布(对应图4中5个站位)为 17.5% 、 9% 、 12% 、 12% 、 12% ;设计点为 $M=0.6$ 、 $C_L=0.335$ 、 $H=10 \text{ km}$ 。

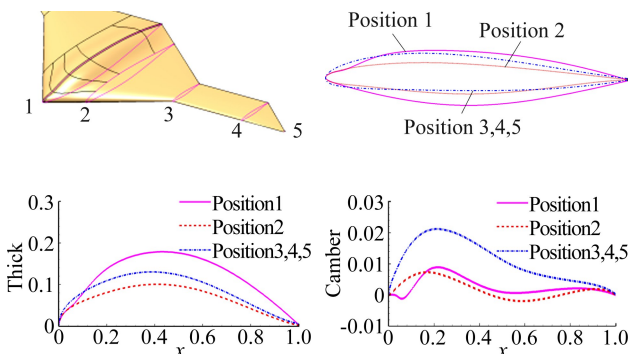


图4 三维外形及翼型特征

Fig. 4 3D shape and airfoil characteristics

站位1到站位5的扭转角分别为 0° 、 -0.5° 、 -3° 、 -3° 、 -5° ,以改善俯仰力矩特性、较大迎角的失速特性以及翼尖的失速特性等。

内段翼主要采用后缘对称翼型或轻微后卸载翼

型,主要考虑的是内段翼后缘襟翼舵效不要受此影响较大,再则在内段翼对称面后缘附近是发动机喷口和推力矢量喷口安置的地方,过度的反弯会使得此区域的外形扭曲,影响其布置,因此,舵效和空间的约束限制了该区域的反弯程度。

外段翼主要采用最大弯度前移与后缘卸载略大相结合的翼型,主要考虑的是将外段翼的主要升力分布集中在前半段,以减小设计点俯仰力矩系数值,使得其在设计点尽可能地接近配平,减小因巡航配平而带来的阻力增量和气动效率降低的影响。

从三维截面压力分布(图5)可以看出,优化后的外形实现了前面叙述的设计理念。展向上,内段后缘轻微后卸载,不会影响襟翼效率,外段后缘后卸载加重,减小较大的低头力矩。弦向上,大部分载荷分布在前半段,内段大后掠的气动效率低但离重心相对远,外段相对小后掠的气动效率高但离重心相对近,那么综合作用下,在重心前产生的抬头力矩与在重心后产生的低头力矩在设计点附近达到了大致平衡,且能达到需求的升力,即可微调重心位置来实现设计点的力矩配平。

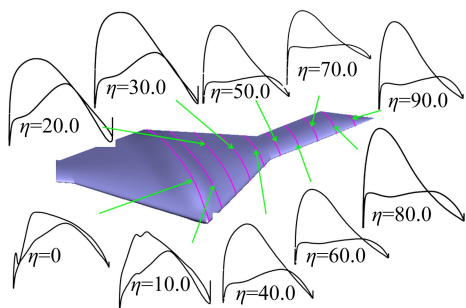


图5 三维截面压力分布($M=0.6, \alpha=4^\circ$)

Fig. 5 Section pressure distributions of the 3D layout($M=0.6, \alpha=4^\circ$)

图6为CFD计算的气动力曲线。从升力系数曲线看, $M=0.2$ 时 $C_{L_{\max}}$ 达到了0.9,线性段斜率 $C_{L\alpha}$ 为0.059, $M=0.6$ 时 $C_{L_{\max}}$ 达到了0.65, $C_{L\alpha}$ 为0.066,这在同类布局中是相对较高的,但失速特性还存在进一步优化的余地。

从俯仰力矩系数曲线看, C_{m0} 为+0.01,有利于全机的配平。 $M=0.2$ 和0.6的 C_m 曲线的线性度良好,斜率分别为0.041和0.061,处于静稳定,且稳定度合适。设计点左右对应的有效升力域较宽,气动效率高,有利于远航。设计点的 C_m 值较小,约为-0.0154,可以通过略调重心(即重心后移4.6%MAC,至56.46%机身长的位置),可实现设计点的 C_m 配平,减小因配平而需俯仰舵偏转带来的阻力增量,且重心后移还有利于结构和重量的布置。

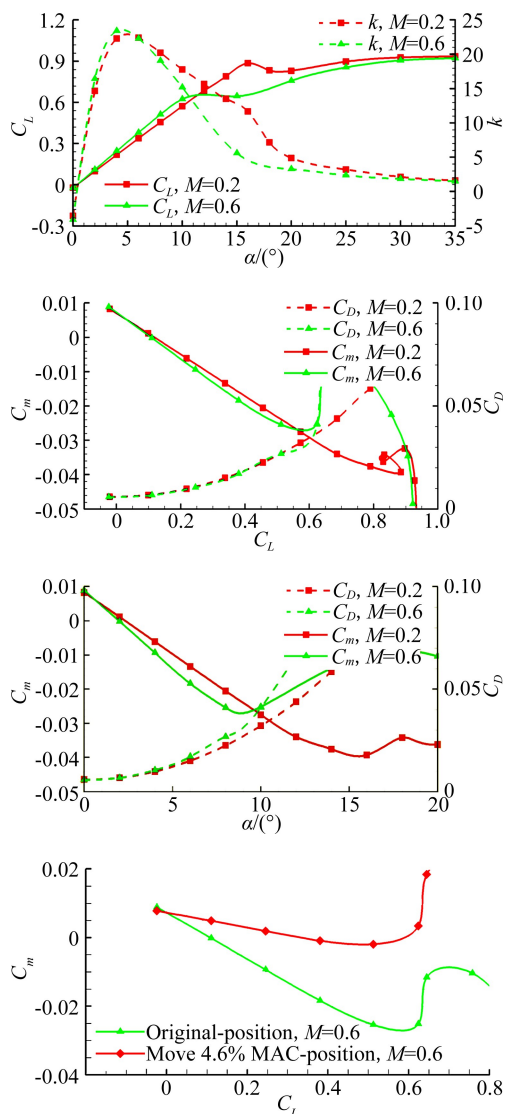


图6 三维外形气动特性

Fig. 6 Aerodynamic characteristics of the 3D layout

从升阻比曲线看,在 $M=0.6$ 时,最大升阻比 $k_{\max}$ 达到23.6,设计点的升阻比为23,充分利用高升阻比状态巡航,且设计点附近升阻比变化不大,对应的升力域较宽,较高的气动效率适合于远航。

根据航程计算公式,可以计算出航程:

$$R = \frac{C_L}{C_D} \frac{V}{SFC} \ln\left(\frac{W_1}{W_2}\right) \quad (3)$$

其中: R 为航程; C_L 为升力; C_D 为阻力; W_1 为飞机巡航起始重量; W_2 为飞机巡航结束时重量; V 为飞行速度; SFC 为所安装的发动机的燃油消耗率。

假定飞机因舵面设计、喷口布置、配平等方面使得巡航升阻比损失至20,某发动机的 SFC 为0.8 kg/(daN·h),起飞耗油500 kg,余油为15%任务油重,即巡航耗油4250 kg,则根据公式可得在不加油情况时航程为3976 km,航时可达6 h。

该飞机以 5.15° 的迎角巡航,从图7的物面流线

可以看出,巡航时流场特征良好,且无激波出现,无流动分离出现。

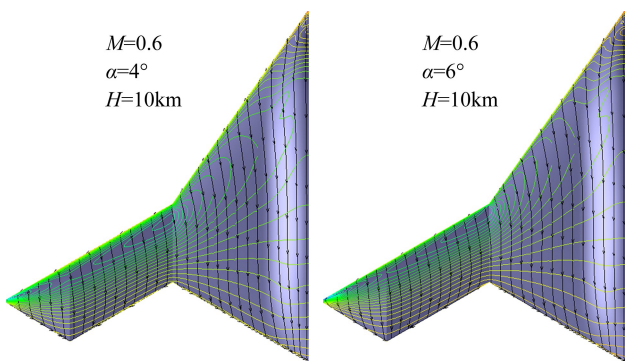


图7 物面压力和流线分布

Fig. 7 Surface pressure and streamline distribution

从图8中可以看出,该飞机 $C_{n\beta} < 0$, 航向静不稳定,但不稳定度较小($\alpha=2^\circ$ 时 $C_{n\beta}$ 约为-0.0001),而常规飞机 $C_{n\beta} > 0$,航向是静稳定的,这与飞翼类飞机的航向稳定特性^[12]是吻合的。这也是飞翼布局飞机与常规飞机一个很大的不同之处,可以通过航向控制措施^[14-15]和增设基于控制舵面的增稳系统实现可控。

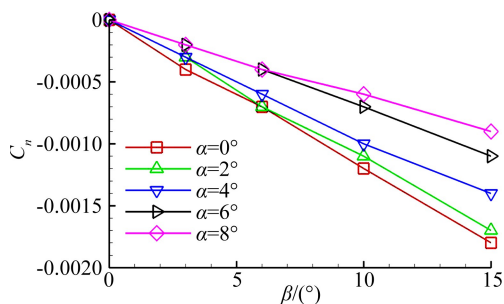


图8 偏航力矩系数随侧滑角变化曲线

Fig. 8 Yaw moment coefficient versus sideslip angle curve

图9对比了 $M=0.2$ 、 $Re=3.6 \times 10^6$ 时 CFD 计算数据与风洞试验数据。计算采用全湍流模拟,试验采用 1:5 缩比模型。试验在 CARDIC 低速空气动力学研究所 FL-13 风洞进行。FL-13 风洞是一座开放式、闭口串列双试验段的大型低速风洞,试验段长 15 m、宽 8 m、高 6 m,横截面为切角矩形,中心截面有效面积 47.4 m²,常用风速为 20 m/s~80 m/s。从对比结果看,数值评估可靠,各曲线总体趋势一致,并反映出了该布局良好的气动特性。

4 结论

本文探索了飞翼布局的设计思想,基于该思想开展了气动外形设计,并用 CFD 和风洞试验两种手段得以验证,得出的结论如下:

1) 针对飞翼布局,从平面形状、重心选择、翼型选择/优化与配置等方面提出了设计思想,形成了一

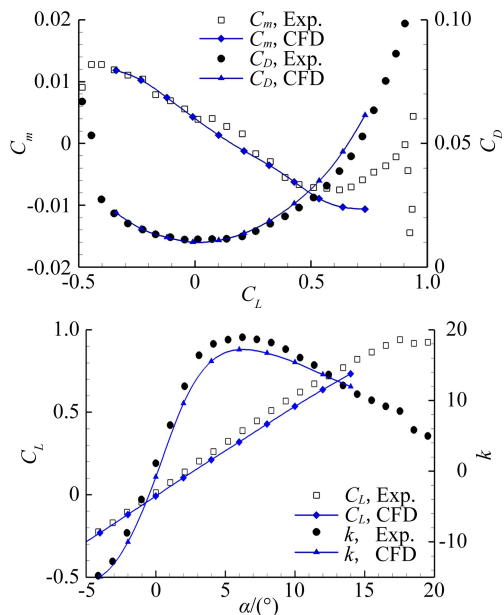


图9 计算数据与试验数据对比

Fig. 9 Comparison between CFD and experiment results

套设计方法,并通过两种手段验证,此方法是可行有效的。

2) 遵循上述设计方法,获得了亚声速高升阻比、长航程、俯仰接近配平的前缘双后掠飞翼布局外形,马赫数 0.6 时最大升阻比约为 23.6,巡航升阻比约为 23,气动效率高,航程可达 4000 km。

参考文献:

- [1] Nangia R K, Palmer M E. A comparative study of UCAV type wing planforms-aero performance & stability considerations [C]//23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2005. Toronto, Ontario Canada. AIAA 2005-5078.
- [2] 杜若, 尚绍华. 全球无人战斗机发展现状[J]. 飞航导弹, 2010, (3): 29-37.
- [3] 李春林, 李高春. 英国雷神无人战斗机计划[J]. 飞航导弹, 2008, (7): 15-18.
- [4] Griffin J M, Kinnu J K, Colombi J M. B-2 systems engineering case study[R]. Air Force Institute of Technology, 2007.
- [5] Grellmann H W. B-2 aerodynamic design [C]//AIAA Aerospace Engineering Conference and Exhibit, Los Angeles. AIAA 90-1802.
- [6] 黄志澄. 无人机的发展及其气动设计[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(2): 1-8.
- [7] Whittenbury J R. Configuration design development of the navy UCAS-D X-47B[R]. Northrop Grumman Aerospace Systems. AIAA 2011-7041.
- [8] 牟斌. 流动控制数值模拟研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2006.
- [9] Chen C L, McCroskey W J, Obayashit S. Numerical solution of forward-flight rotor flow using an upwind method [J]. Journal of Aircraft, 1991, 28 (6): 374-380.

Technical Conference, 20110011262.

- [1] Emanuel G. Optimum performance for a single-stage gaseous ejector[R]. AIAA 76-0341, 1976.
- [2] Munday J T, Bagster D F. A new ejector theory applied to steam jet refrigeration [J]. Industrial and Engineering Chemistry Process Design and Development, 1977, 16(4): 442-449.
- [3] Bergmann J C. Improvements in inlet testing at the arnold engineering development center[R]. AIAA 99-2113, 1999.
- [4] Hirt S. Large-scale low-boom inlet test overview[R]. NASA
- [5] 巫朝君, 孔鹏, 王勋年, 等. 基于张线尾撑的进气道低速风洞试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 86-89.
- [6] 王勋年, 巫朝君, 陈洪, 等. 战斗机推进系统模拟低速风洞试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(3): 46-49.
- [7] 贾毅, 郑芳, 黄浩, 等. 低速风洞推力矢量试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2014, 28(6): 92-97.
- [8] 王勋年, 孙正荣, 刘伯均, 等. 低速风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.

(上接第 836 页)

- [10] 王虎峰, 白俊强. 飞翼布局气动设计要点研究[J]. 科学技术与工程, 2009, 19(12): 3570-3573.
- [11] 马怡, 潘志雄, 罗烈. X-47B 飞翼气动布局设计分析[J]. 飞机工程, 2014, 25(1): 1-4.
- [12] 李林, 马超, 王立新. 小展弦比飞翼布局飞机稳定特性[J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1312-1317.
- [13] 黄勇, 陈作斌, 刘刚. 基于伴随方程的翼型数值优化设计方法研究[J]. 空气动力学学报, 1999, 17(4): 413-422.
- [14] 刘刚, 邱玉鑫, 陈洪, 等. 无尾飞机布局方向控制特性研究[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17(4): 1-9.
- [15] 李路路, 张彬乾, 李沛峰, 等. 大型客机无尾布局航向组合舵面控制技术研究[J]. 飞行力学, 2013, 31(5): 450-454.