

临近空间太阳能飞翼无人机气动性能设计仿真

李晨飞^{1,2}, 姜鲁华³

(1. 中国科学院光电研究院, 北京 100094; 2. 中国科学院大学, 北京 100049;
3. 中国科学院高能物理研究所, 北京 100049)

摘要: 目前在进行临近空间太阳能无人机的设计时, 通常采用常规布局, 但常规布局的无人机在空气密度低的飞行环境中, 速度小、动压小, 气动性能较差, 且常规布局飞机的表面不平整, 不利于太阳能电池的大面积铺设; 为此, 特设计了一种飞翼布局的临近空间太阳能无人机, 通过对翼型的气动仿真分析, 优选出适合临近空间飞行环境、适用于飞翼无人机的反 S 型低雷诺数翼型, 并采用翼梢外洗设计以改善无人机的稳定性, 最后使用数值计算方法进行仿真计算, 检验所设计飞翼无人机的气动性能; 结果表明, 根据数值方法仿真, 所设计的临近空间太阳能飞翼布局无人机气动性能得到显著改善。

关键词: 临近空间; 飞翼布局; 数值仿真; 反 S 翼型; 翼梢外洗; 气动性能

Aerodynamic Characteristics Design and Simulation of Solar-powered Flying Wing Unmanned air Vehicle of Nearspace

Li Chenfei^{1,2}, Jiang Luhua³

(1. Academy of Opto-Electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
3. Institute of High Energy Physics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: It mostly chooses conventional configuration to design the solar-powered unmanned air vehicle of near space recently, while the conventional unmanned air vehicle normally has poor aerodynamic characteristics due to low speed and low dynamic pressure in the near space with low air density and the unsmooth surface of conventional air vehicle is also not beneficial to lay the solar cells. To solve these problems, a flying-wing configuration is designed here for the solar-powered unmanned air vehicle of near space. The optimal airfoil is selected through simulation calculation of airfoils. Besides, the adoption of S-shaped airfoil and design on wash outside of wingtip play a crucial role in growing in stability of the solar-powered flying wing unmanned air vehicle. Finally, the numerical simulation has been done to examine the aerodynamic characteristics of the solar-powered flying wing unmanned air vehicle of near space. The results show that the aerodynamic characteristics of flying wing unmanned air vehicle of near space which uses these parameters are apparently improved.

Keywords: near space; flying wing; numerical simulation; S-shaped airfoil; wash outside of wingtip; aerodynamic characteristics

0 引言

临近空间太阳能无人机是指以太阳能作为能量来源、以螺旋桨作为推进系统、依靠气动升力进行飞行的、飞行高度多位于 18km 以上的临近空间领域的电动无人驾驶飞行器^[1-2], 其飞行环境不同于传统飞行器, 位于距地面 20~100 公里的临近空间空域^[3]。临近空间的飞行环境, 具有空气相对稀薄、环境压力低、风速变化大、太阳辐射强等特点。临近空间太阳能无人机作为一种新兴的飞行器, 具有大巡航高度、长航时、大尺寸以及安全性好的特点。它可作为多种任务平台, 如气象探测、通讯中继, 互联网覆

盖等^[4]。

目前, 临近空间无人机多采用传统常规布局, 由于临近空间环境的特点, 无人机飞行环境空气密度小, 对发动机的工作效率产生限制, 并且现阶段光伏材料能量转换效率低^[5], 能量供应有限, 因而无人机的速度通常较低, 飞行雷诺数较传统飞机低 1~2 个量级, 飞行动压较小, 其气动性能较差, 且传统常规布局无人机外表不够平整, 仅机翼可铺设太阳能电池, 因而在临近空间太阳能无人机的能量供给上存在一定的限制, 从而也限制了无人机的载荷携带以及无人机的任务需求。为改善临近空间太阳能无人机特性, 除了选用气动性能更好的布局形式, 也需保证其可增大太阳能电池的铺设面积以确保能量供应。

本文设计了一种大展弦比的临近空间太阳能飞翼无人机。相比目前常见的常规布局无人机, 飞翼布局无人机具有较轻的结构重量、较好的气动特性等优势^[6-7]。在总重相

收稿日期: 2018-03-20; 修回日期: 2018-04-18。

作者简介: 李晨飞(1994-), 女, 河南许昌市人, 硕士, 主要从事飞行器总体设计与气动分析方向的研究。

同的条件下,飞翼布局无人机较轻的结构使得其能够携带有效载荷,从而可使得无人机的任务更为多样化。临近空间太阳能无人机采用太阳能供能,需在其表面铺设太阳能电池,受目前太阳能电池自身特性的限制,无人机表面需尽可能的平坦,飞翼布局无人机在这一问题也具有较大优势,翼身一体化的布局形式,使得无人机全机表面均可铺设太阳能电池,从而在能量的供给上也优于传统常规布局的无人机^[8]。此外,在考虑了临近空间飞行器低雷诺数^[9]的特点后,选取了适用于飞翼布局无人机的低雷诺数反 S 翼型,并采用翼梢外洗设计来改善飞翼无人机的稳定性^[10],以期得到更为优化的气动性能。

1 飞翼气动布局设计与仿真方法

1.1 飞翼布局设计原理

飞翼布局无人机无尾,机身与机翼融为一体,飞行时的升力大,阻力小,升阻比高。飞翼布局无人机所承受的全部重力基本上是沿展向分布的,与机翼的气动载荷分布情况基本一致,而不像常规布局飞机那样,重力主要集中在飞机中部,机翼要承受很大的弯曲载荷,因而飞翼布局无人机结构重量也比较轻^[11]。此外,无尾的设计也有利于提高飞机的隐身性^[12]。根据对飞翼布局气动特性的分析,在进行飞翼布局无人机设计时应注意:

巡航升力系数和纵向静安定度不能过大,由于飞翼布局无平尾和垂尾,因此其舵面效能较低,若使用过大的巡航升力系数会带来打的低头力矩,导致配平困难及配平阻力的增加,而过大的纵向静安定度则使无人机在非配平状态下需要较大的偏转角度,其相应会带来阻力的增加,导致升阻比下降^[13]。

在飞翼布局无人机的减阻方面,由于飞翼布局采用了一体化设计原则^[14],其浸润面积大大减小,因此其设计本身即可大幅度降低了摩擦阻力;对于诱导阻力,传统方法是增大展弦比和对环量进行控制,设计中为更加适用于临近空间,采用了大展弦比,并采用根梢比 2.2 的设计^[15],使得环量沿展向尽量成椭圆形最佳分布,从而减少了诱导阻力;此外,对于干扰阻力,其主要是因部件之间的相互影响而产生的,飞翼布局采用了无尾设计,并采用翼身一体化结构,故而该项阻力可大幅度降低。

根据文献调研^[16],飞翼布局形式飞机升阻比范围如下:低速和亚声速可达 15~18,跨声速可达 10~12,最大马赫数为 2 的超音速飞机约为 4~8。

本文所设计的临近空间太阳能飞翼无人机的展弦比为 25,翼展为 60 m,设计思路为:首先通过仿真分析,优选出适合临近空间飞行特点且适用于飞翼布局的反 S 型低雷诺数翼型,通过布置升阻特性良好的翼型,并进行适当的几何扭转即翼梢外洗设计,以提高全机气动性能。

1.2 翼型选择

根据临近空间飞行器低雷诺数特性,并考虑飞翼无人机稳定性要求,本文中选取适合于低雷诺数的反 S 翼型。

分析几种低雷诺数翼型^[17],由图 1、2 的结果,根据分析结果,选择翼型 NACA 8-H-12,该翼型为反 S 翼型,俯仰安定性好,且升力系数不会过大而影响无人机配平,适用于翼身一体化的飞翼布局使用。

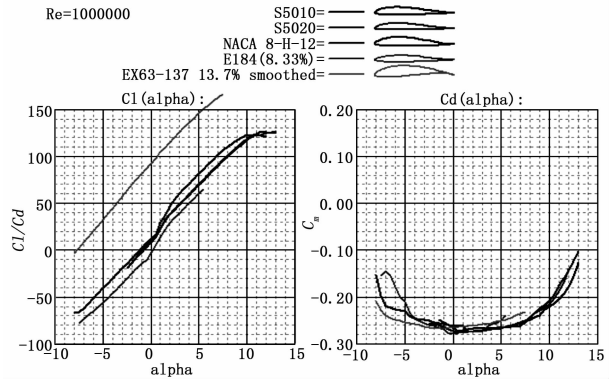


图 1 低雷诺数反 S 翼型分析 (a)

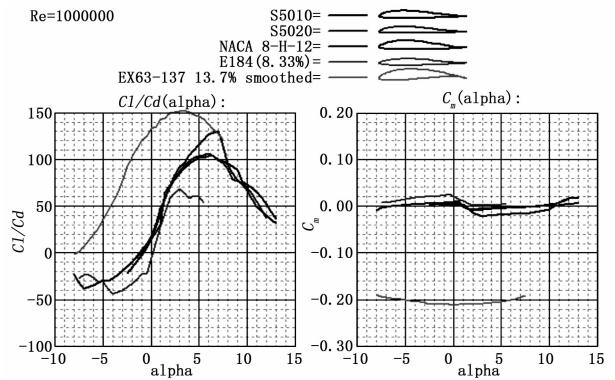


图 2 低雷诺数反 S 翼型分析 (b)

1.3 飞翼气动布局研究模型

在对太阳能无人机进行飞翼布局设计时,为使得无人机翼身一体化,气动性能更佳,采用内外机翼无机身模型^[18],如图 3,即将飞翼中间厚度较大的部分作为内段机翼,外侧厚度较小的部分作为外段机翼,使得整个无人机成为一个巨大的升力面,并在翼梢采用外洗设计,以改善飞翼无人机的稳定性,以期得到最佳的气动特性。具体气动布局如图 4 所示。

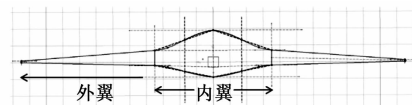


图 3 临近空间太阳能飞翼无人机结构布局



图 4 临近空间太阳能飞翼无人机布局

临近空间太阳能飞翼无人机设计翼展为 60 m, 展弦比 25 m, 且翼型 NACA 8-H-12, 翼根处弦长取 2.4 m, 翼梢处弦长取 1.091 m, 可使根梢比接近 2.2, 使得环量沿展向尽量成椭圆形最佳分布。据此设计的临近空间太阳能飞翼布局无人机气动模型如图 4。

飞翼无人机气动布局参数如表 1 所示。

表 1 临近空间太阳能飞翼无人机参数

部件名称	参数
翼展	60m
对称面处翼弦	4.8m
内翼段外侧翼弦	2.4m
外翼段外侧翼弦	1.091m
内翼段上反角	1°
外翼段上反角	5°
内翼段后掠角	7.350°
外翼段后掠角	1.811°
翼梢扭转角	-6°

1.4 数值计算方法

本文采用的数值模拟仿真方法, 以三维雷诺平均 N-S 方程作为控制方程, 并选用湍流模, 对气动布局方案进行气动力计算。计算条件为 20 km 高度, 空气密度为 $\rho = 0.088 \text{ kg/m}^3$, 粘度系数为 $\mu = 1.4216 \times 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$, 来流速度为 20 m/s, 攻角 $\alpha = -10^\circ \sim 20^\circ$ 。

1.4.1 控制方程

在笛卡尔坐标系下, 三维雷诺平均 N-S 方程的一般形式为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \vec{W} + \frac{\partial}{\partial x_i} \vec{F} = \frac{\partial}{\partial x_j} \vec{G} \quad (1)$$

其中: 场变量 \vec{W} , 无粘通量 \vec{F} , 粘性通量 \vec{G} 分别表示如下:

$$\vec{W} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \end{Bmatrix}, \vec{G} = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_j + \vec{q} \end{Bmatrix}$$

$$\vec{F} = \begin{Bmatrix} \rho \vec{v} \\ \rho \vec{v} u + p \hat{i} \\ \rho \vec{v} v + p \hat{j} \\ \rho \vec{v} w + p \hat{k} \\ \rho \vec{v} E + p \hat{v} \end{Bmatrix}$$

1.4.2 湍流模型

在本文计算中, 利用 Fluent, 并选用湍流模型进行计算。计算条件为 20 km 高度, 空气密度为 $\rho = 0.088 \text{ kg/m}^3$, 粘度系数为 $\mu = 1.4216 \times 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$, 来流速度为 20 m/s, 攻角为 $\alpha = -10^\circ \sim 20^\circ$ 。

取 $k-\omega$ 湍流模型, 其方程为:

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} (\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_i}) + \mu_t S^2 = \rho \epsilon - 2\rho \epsilon M_t^2 \quad (2)$$

$$\rho \frac{D\epsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} (\alpha_\epsilon \mu_{eff} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i}) + C_{1\epsilon} \left(\frac{\epsilon}{k}\right) \mu_t S^2 - C_{2\epsilon} \rho \left(\frac{\epsilon^2}{k}\right) - R \quad (3)$$

其中: 部分参数表达式具体如下:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$$

$$M_t = \sqrt{\frac{k}{a^2}}$$

$$S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$$

$$R = \frac{C_\mu \rho \eta^3 (1 - \frac{\eta}{\eta_0})}{1 + \beta \eta^3}$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)$$

式中, k 为单位体积湍流动能, ϵ 为单位体积湍流动能耗散率, d 为当地音速, R 为添加项, d_k 和 d_ϵ 分别为 Prandtl 对于 k 、 ϵ 的逆效应, C_μ 、 β 、 η 、 η_0 、 $C_{1\epsilon}$ 为常数。

1.4.3 边界条件

计算的边界条件为无滑移条件, 远场处为自由流条件, 计算残差收敛精度为 10^{-6} 。

1.4.4 网格生成

利用 ICEM 软件, 基于多块理论, 分析几何模型并进行块划分、修改等, 并通过建立映射关系及边界节点调整, 建立结构化网格, 并检查及光滑网格, 以期仿真计算结果更为精确。

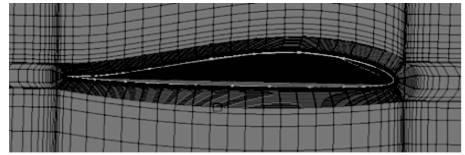


图 5 临近空间太阳能飞翼无人机对称面边界层网格

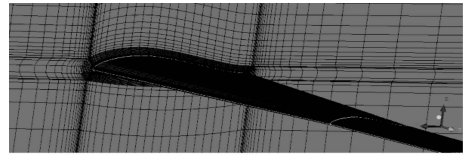


图 6 临近空间太阳能飞翼无人机结构化网格

2 气动特性仿真结果与分析

2.1 升阻力特性

图 7~图 8 为巡航速度 20 m/s, 巡航高度 20 km 处, 临近空间太阳能飞翼无人机的气动特性计算结果。

由图可以看出, 由于在机翼展向对于翼型及根梢比的合理选择, 并进行了适当的几何扭转, 有效减小了阻力, 在 0° 攻角时的阻力系数仅为 0.01342。同时, 升力系数曲线的线性段较长, 翼型在 $\alpha = 9^\circ$ 前, 太阳能飞翼无人机的升力系数基本随攻角的增大而呈线性递增趋势, 在 $9^\circ \sim 13^\circ$ 的范围内, 升力系数 C_L 开始偏离直线段, 呈现非线性增加趋势, 在 $\alpha = 13^\circ$ 时达到最大值, 失速特性较好。

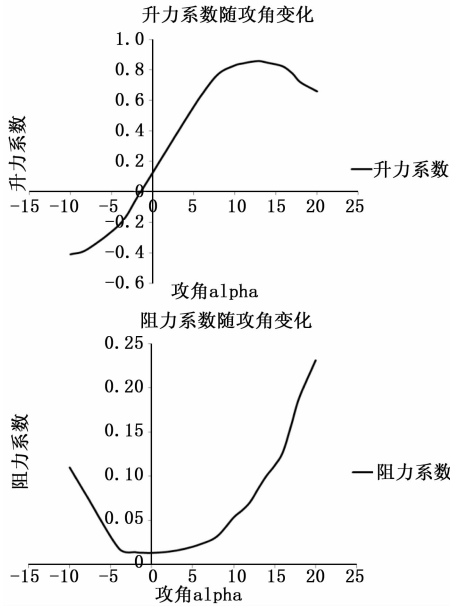


图 7 升力、阻力系数随攻角变化曲线图

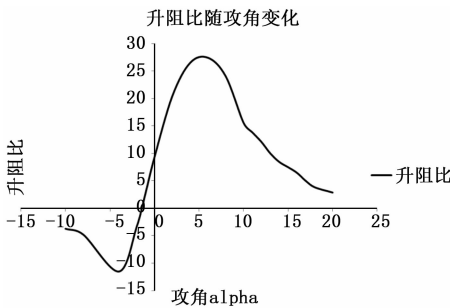


图 8 升阻比随攻角变化曲线

由计算结果可知，设计外形具有非常好的升阻特性，在仿真计算的攻角范围内升阻比较高，在失速攻角前呈现明显的线性递增趋势，在 $0^\circ \sim 10^\circ$ 的攻角范围内升阻比均保持 10 以上，更是在 $\alpha = 6^\circ$ 时达到最大值 28，属于相当高的范围，该飞翼无人机的升阻特性提升非常明显。

2.2 纵向静稳定性

本文中研究中，对太阳能飞翼无人机进行稳定性分析，采用机体坐标系，以机头为原点，沿对称面翼弦方向为 x 轴，并使用右手坐标系。当气动焦点与无人机重心重合时，其纵向力矩系数 C_m 基本不随攻角 α 变化。设置不同参数，调整无人机重心，当重心位置布置在 $x = 1.725$ 时，其结果如图 9 所示。

由图 9 可知，该临近空间太阳能飞翼无人机的气动焦点在对称面上、 $x = 1.725$ m 处。在设计阶段，应根据气动焦点的位置确定重心位置，为确保无人机的稳定性，需适当放宽静稳定性，将重心布置在气动焦点之前，并根据前述飞翼气动布局设计原理，静稳定裕度亦不可过大，这里取静稳定裕度 12%，则重心位置为对称面上 $x = 1.396$ m 处。

由于飞翼布局无尾翼的特点，为增加其稳定性，本文对飞翼无人机增加了翼梢外洗（翼梢扭转角 -6° ）的设计，

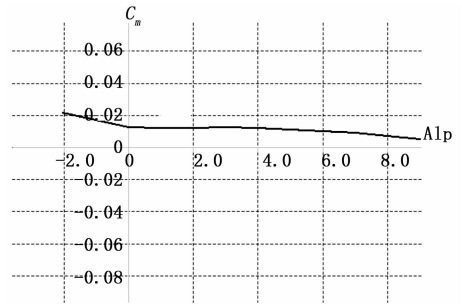


图 9 重心与气动焦点重合时 C_m 基本不随攻角变化

飞翼无人机的纵向力矩系数 C_m 变化如下：

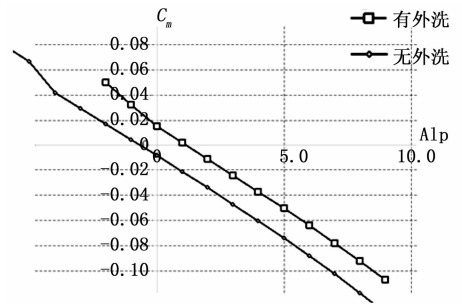


图 10 纵向力矩系数 C_m 随攻角变化

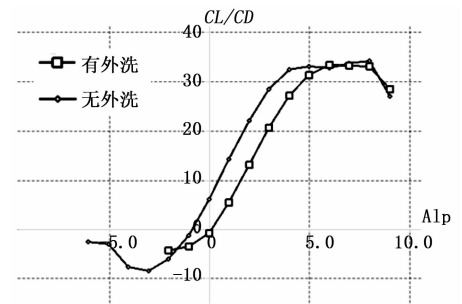


图 11 升阻比变化随攻角变化

由图 10~11 结果可知，飞翼无人机的纵向力矩系数 C_m 曲线呈线性变化趋势，且斜率为负、基本不随攻角变化，充分说明飞翼无人机不是必然是纵向不稳定的。此外，当翼梢外洗设计时，同一攻角下无人机的升阻比略高，但零纵向力矩系数为负值，即无人机无法在正攻角情况下配平，且平衡攻角 ($C_m = 0$) 处的升阻比太低，仅为 0.82；采用了翼梢外洗设计后，飞翼无人机的零纵向力矩系数改善为正值，可在正攻角下配平，且平衡攻角 ($C_m = 0$) 处的升阻比提高至 6.1。综合考虑，采用翼梢外洗设计时飞翼无人机气动性能可得到明显的改善。

3 结论

作为一种先进非常规气动布局，飞翼布局与常规布局相比具有明显的气动性能优势。本文针对临近空间太阳能无人机，利用数值方法对其进行了气动仿真分析，结果表明：由于临近空间的飞行环境决定了临近空间飞行器的低速、低雷诺数特性，进而造成了临近空间太阳能无人机飞行动压小的特点，通过选用飞翼、大展弦比的气动布局形

式, 可明显弥补现有临近空间太阳能无人机常规布局的气动不足。临近空间太阳能飞翼布局无人机从气动外形上看, 为翼身融合设计, 整个飞机是一个升力面, 设计符合全升飞行器 (All-Lifting-Vehicle) 概念, 即飞行器上所有的水平安装部件都能够在全包线内成比例的提供升力, 提高了升力特性, 其大展弦比机翼又可以有效地减小诱导阻力, 无尾布局形式亦避免了尾翼带来的附加阻力, 大的升力特性和小的阻力特性使得飞翼布局的无人机具有高升阻比特性, 在攻角处的阻力系数仅为 0.01342, 升阻比可达 9.3152, 最大升阻比可达 28, 明显超越前述文献调研中的飞翼布局低速飞机 15~18 的升阻比范畴, 气动特性更为良好; 为贴合飞行环境以及改善飞翼布局稳定性而采用的反 S 翼型和翼梢外洗设计也使得该飞翼无人机的稳定性得到明显提升, 使得无人机可在正攻角下配平, 平衡攻角处的升阻比由无外洗设计时的 0.82 提升至有外洗设计时的 6.1。

参考文献:

[1] 吴立新, 刘平生, 卢健. 无人机的分类研究 [J]. 教练机, 2005 (3): 1-11.
 [2] 祝彬, 陈笑南, 范桃英. 国外超高空长航时无人机发展分析 [J]. 中国航天, 2013 (11): 28-32.
 [3] 王亚飞, 安永旺, 杨继何. 临近空间飞行器的现状及发展趋势 [J]. 国防技术基础, 2010 (1): 33-37.
 [4] 陶于金. 临近空间超长航时太阳能无人机发展及关键技术 [J]. 航空制造技术, 2016 (18): 25-30.
 [5] 李庆. 美国临近空间低速无人机发展路线分析及启示 [J].

(上接第 164 页)

8 在轨测试结果

HXMT 卫星在轨运行期间, GPS 自主校时功能运行正常。数管 CTU 与 GPS 校时周期为 1 min (±1 s), 校时误差约为 22.5~77.5 μs 之间, 满足小于 1 ms 的指标要求。

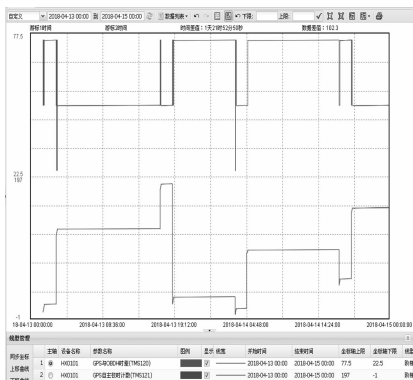


图 5 在轨期间 GPS 自主校时时差

9 结束语

本文对 HXMT 卫星的时间管理模型、运行机制进行了描述, 对卫星时间系统的设计方法和内容进行了详细说明, 通过在星地测控对接实验、在轨运行期间对时间系统的性

能进行了实际验证。经验证, HXMT 卫星时间系统的设计完全满足卫星全生命周期飞行期间平台和载荷时间用户的使用需求, 满足星地测控时间误差需求, 满足卫星轨道姿态机动的时需求。后续空间科学试验卫星时间同步系统设计时可以充分借鉴本设计方法。

飞航导弹, 2015 (5): 3-5.
 [6] 吴立新, 左重, 刘平生, 等. 无尾飞翼气动布局是 UCAV 总体设计的最佳布局 [J]. 洪都科技, 2003 (1): 1-5.
 [7] 陈青. 武威市无人机总体概念性设计与分析 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
 [8] 王伟. 大展弦比飞翼结构拓扑形状与尺寸优化设计 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
 [9] 李锋, 白鹏, 叶川, 等. 临近空间太阳能飞行器关键基础力学问题研究 [J]. 中国科学, 2015, 45 (12): 124708.
 [10] 丁立冬. 飞翼式无人机纵向增稳主动控制技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
 [11] 仲峰. 飞翼式无人机总体概念性设计与分析 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
 [12] 王荣, 闫溟, 白鹏, 等. 飞翼无人机平面外形气动隐身优化设计研究. [J]. 航空学报, 2017, (38): 1-8.
 [13] 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 (12): 3570-3573.
 [14] 缪敏昌, 王正平, 钟俊茂. 飞翼布局翼身融合特性研究 [J]. 航空计算技术, 2014, 40 (2): 43-45.
 [15] 李为吉, 等. 飞机总体设计 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2004, 12.
 [16] 张国鑫. 飞翼飞机概念设计阶段气动估算 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
 [17] Saeed T I. Conceptual design for a laminar flying wing aircraft [J]. AIAA, 2009: 22-25,
 [18] 张国鑫. 飞翼飞机概念设计阶段气动估算 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

参考文献:

[1] 李惕碛, 张双南, 王焕玉, 等. 硬 X 射线调制望远镜 HXMT 项目简介 [C]. 张家界: 中国空间科学学会, 2007.
 [2] 曹学蕾, 高旻, 张家宇, 等. HXMT 中能 X 射线望远镜 [C]. 厦门: 中国空间科学学会, 2010.
 [3] 侯建华, 王宝林, 蔡新举, 等. 基于 GPS 的卫星时间和频率同步原理研究 [J]. 现代电子技术, 2010, 33 (15): 8-10.
 [4] 蒋磊, 董淑福, 陈岩. 同步卫星时间传递及其精度估计 [J]. 科学技术与工程, 2009, 9 (3): 764-767.
 [5] 曹禹, 张靖. GPS 卫星时间的采集与对本地时间的校正 [J]. 电子技术, 2002, 29 (12): 30-32.
 [6] 田贺祥, 王同桓, 李璇, 等. 遥感卫星星上时间管理方法 [J]. 传感器与微系统, 2013, 32 (4): 80-82.
 [7] 蒋磊, 董淑福, 陈岩. 同步卫星时间传递及其精度估计 [J]. 科学技术与工程, 2009, 9 (3): 764-767.
 [8] 李强, 张波, 宋仁庭, 等. 近地卫星测控中的一种 GPS 时间同步方法 [J]. 现代导航, 2017, 8 (5): 338-342.