

文章编号:1674-8190(2013)04-431-07

基于双机身和斜拉杆的大展弦比无人机 机翼弯矩减小措施

姬金祖,刘飞亮,黄沛霖

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院,北京 100191)

摘要: 为了减小临近空间大展弦比无人机机翼的弯矩和挠度,采用双机身和斜拉杆两种方案,对弯矩和挠度沿展向的分布进行计算与分析;同时还对斜拉杆方案下机翼受压力时的失稳特性进行研究。结果表明:两种方案均可较大程度地减小机翼弯矩和挠度;双机身方案可使最大弯矩减小为原来的24%,斜拉杆方案可使最大弯矩减小为原来的20%;且采用斜拉杆方案,在给定参数下机翼不会发生失稳现象。

关键词: 大展弦比;双机身;斜拉杆;弯矩;挠度;失稳

中图分类号: V215

文献标识码: A

Bending Moment Reduction Based on Bi-fuselage and Stay Bar in High Aspect Ratio Unmanned Vehicle

Ji Jinzu, Liu Feiliang, Huang Peilin

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

Abstract: In order to reduce wing root bending moment of high aspect ratio unmanned vehicle, bi-fuselage and stay bar methods are used. The bending moment and deflection along the wings are calculated and analyzed. The results show that the two methods can greatly reduce the wing's bending moment as well as deflection. Bi-fuselage's reduction of moment can reach 24% of the original mono-fuselage and stay bar can reduce to 20%. The deflection reductions are significant too. The instability characteristics of the compressed wings with stay bars are analyzed and the result shows that the wings will not lose stability under the assuming parameter.

Key words: high aspect ratio; bi-fuselage; stay bar; moment; deflection; instability

0 引言

临近空间是指海拔高度在20~100 km的高空区域,此区域的航空和航天活动都非常稀少^[1]。近年来,由于科技的发展和邻近空间空域的巨大战略优势,很多国家开始积极发展相关技术。大展弦比的设计有利于提高临近空间飞行器的升阻比,进而增加续航时间和航程,但过大的展弦比容易产生较大的弯矩和挠度。

机翼弯曲载荷的主要影响因素有机翼升力、机

翼结构中立以及其他集中载荷^[2]。邓扬晨等^[3-4]提出了一种双机身的大展弦比方案,研究基于翼面刚度的机身与机翼最佳布置方案,将机翼简化为工程梁进行了计算。王志飞等^[5]研究了柔性机翼承载能力的实验,采用正交试法确定影响机翼承载能力的主要影响因素。李杰等^[6]采用面向代理模型的变形计算方法对机翼弯矩、挠度进行了计算。陈佳等^[7]采用等宽度、等厚度、等截面的简化模型推导了弯矩和挠度方程。

本文研究双机身和斜拉杆这两种改善机翼弯矩和挠度的方案,计算弯矩和挠度沿翼展的分布。对于斜拉杆方案,在飞行过程中机翼还会受到压力,拉杆较长时可能会发生失稳,因此对斜拉杆机翼的失稳特性也进行分析。

1 双机身方案弯矩和挠度

1.1 基本参数及双机身方案

双机身方案的无人机总重为 5 044 kg, 机翼平面形状为梯形, 翼展 $l=60$ m, 翼根弦长 $c_r=3.5$ m, 翼梢弦长 $c_t=1.5$ m, 计算得到机翼面积 $S=150$ m², 展弦比 $\lambda=24$ 。翼根处机翼面密度为 10 kg/m², 假设机翼面密度与弦长成正比, 则计算得到机翼重量 $m=1\ 128$ kg, 机身重量 $M=3\ 916$ kg, 这里假定发动机安装在机身上, 并将发动机看作机身的一部分。由于翼展较大, 机身可看作集中载荷。根据结构分析, 机翼翼根处弯曲刚度 $EI=1.5\times 10^8$ N·m², 其中 E 为机翼的等效刚度, I 为机翼的等效惯性矩, 机翼的翼型沿展向不发生变化, 可假设弯曲刚度与弦长的 4 次方成正比。

机翼翼根迎角 $\alpha_r=10^\circ$, 翼尖有 3° 负扭转。翼型的零升迎角 $\alpha_{L=0}=-2^\circ$, 升力系数对迎角的导数为 $c_{L\alpha}=0.107/\text{度}$ 。上述参数用于升力沿展向分布的计算。

设计五种双机身方案, 机身间距分别是 8、16、24、32 和 40 m。为与单机身进行对比, 计算单机身方案的弯矩和挠度, 单机身方案可看作机身间距为 0。各方案示意图如图 1 所示, 图中没有反映出尾翼、发动机等飞机其他特征的影响。在初步计算机翼弯矩特性时, 这些因素影响较小, 可忽略不计。

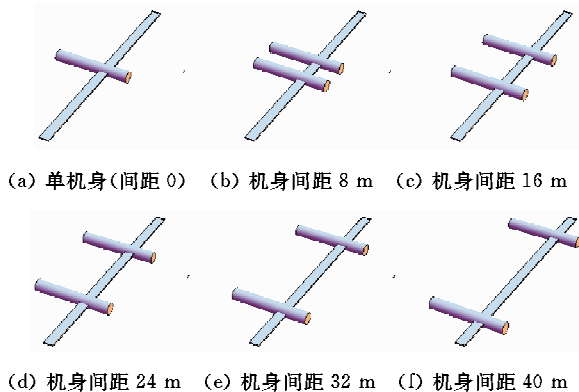


图 1 单机身和双机身方案示意图

Fig. 1 Schematic diagram of mono-fuselage and bi-fuselage

1.2 升力分布计算

基于升力线理论计算升力沿机翼展向的分布^[8], 设环量沿展向分布为 $\Gamma(z)$, z 为展向位置。

升力线理论基本方程为

$$-\frac{2\Gamma(z)}{c_r V_\infty c(z)} + \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-\frac{l}{2}}^{\frac{l}{2}} \frac{d\Gamma}{\zeta - z} = \alpha - \alpha_{L=0} \quad (1)$$

式中: V_∞ 为来流速度; $c(z)$ 为弦长沿展向的分布函数; α 为翼型迎角。

求解过程中, 做变量代换: $\zeta = -l/2 \cos\theta_1$, $z = -l/2 \cos\theta$, 并设

$$\Gamma(\theta) = -2lV_\infty \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin(n\theta) \quad (2)$$

式中: A_n 为待求参数。

由于机翼的对称性, n 为偶数时, $A_n=0$ 。在级数中保留 10 项奇数项, 并取 $\theta = k\pi/20$ ($k=1, 2, \dots, 10$), 则可列出 10 个方程, 并解出 A_1, A_3, \dots, A_{19} , 得到环量分布。根据环量分布, 可计算出升力沿展向的分布。20 km 高度空气密度为 0.088 kg/m³, 假设无人机飞行速度为 81 m/s, 则升力分布计算结果如图 2 所示。

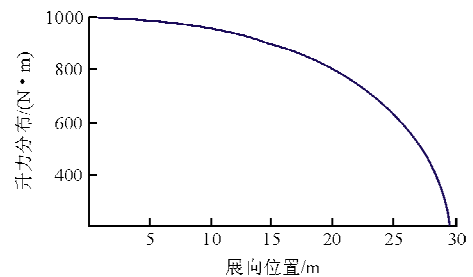


图 2 升力沿展向的分布

Fig. 2 Lift distribution over spanwise

从图 2 可以看出, 翼根处升力最大, 翼尖处最小, 近似呈椭圆形分布。下文弯矩、挠度的计算采用这里的结果。

1.3 弯矩计算和分析

由于飞机布局的对称性, 可将机翼看作悬臂梁, 固支端在飞机的对称面内。在飞行状态和地面停放状态下, 机翼受到的弯矩不同。飞行状态时, 机翼受到升力、重力这两个分布力的作用, 双机身和斜拉杆方案还分别受到机身和斜拉杆集中力的作用; 而地面停放状态机翼仅受到重力作用。在分析过程中, 这两种情况要区别对待。

采用数值方法计算弯矩和挠度。将半边机翼离散成相等的 100 个单元, 每个单元上可近似看作均布载荷。将各单元上的分布力累积求和, 得到剪力, 再将剪力累积求和, 得到弯矩。

单纯只考虑升力、单纯只考虑重力、以及二者综合作用对机翼弯矩的影响如图 3 所示。

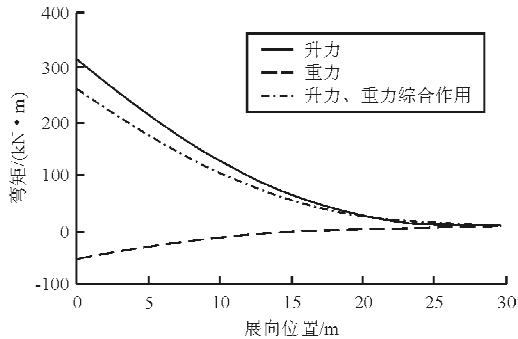
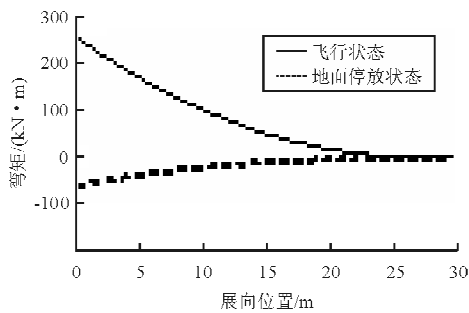


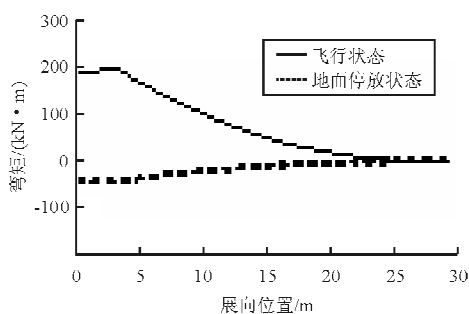
图 3 升力、重力、二者综合作用下的机翼弯矩
Fig. 3 Wing's moment due to lift, gravity, and integrated force

从图 3 可以看出:展向位置为 0 的部位为机翼根部,升力在机翼根部能够产生大约 310 kN·m 的弯矩,而重力能够产生相反方向 60 kN·m 的弯矩;这两个弯矩相叠加,即可得到飞行过程中机翼根部受到的总弯矩约为 250 kN·m。如此大的弯矩要求机翼具有较大的弯曲强度,对于弦长 2.5 m 的机翼来说,实现起来比较困难。采用双机身或斜拉杆后,机身的重力或斜拉杆的拉力会产生相反方向的弯矩,可降低对弯曲强度的要求。

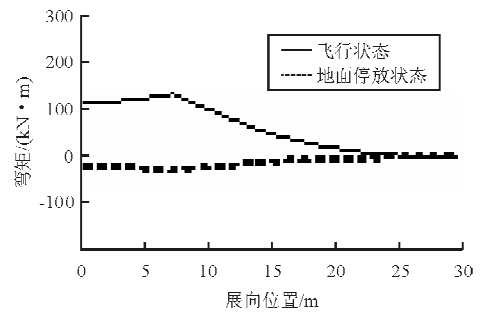
计算飞行状态和地面停放状态下机身和各双机身方案机翼的总弯矩,结果如图 4 所示。



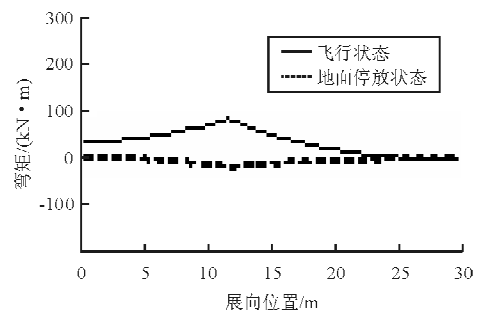
(a) 单机身



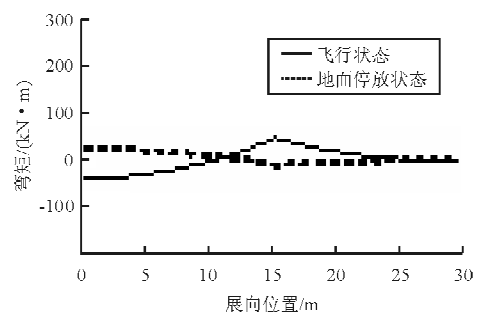
(b) 机身间距 8 m



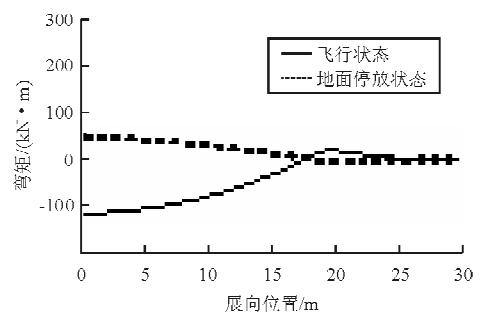
(c) 机身间距 16 m



(d) 机身间距 24 m



(e) 机身间距 32 m



(f) 机身间距 40 m

图 4 飞行状态和地面停放状态下机身和各双机身方案机翼弯矩分布
Fig. 4 Moment distribution of mono-fuselage and bi-fuselage in flying and ground parking status

从图 4 可以看出:采用双机身方案后,最大弯

矩显著减小,其位置也不一定位于对称面内;单机身状态最大弯矩为 $250 \text{ kN} \cdot \text{m}$;机身间距为 32 m 时,最大弯矩降低为 $60 \text{ kN} \cdot \text{m}$,约为单机身的 24% ;机身间距为 40 m 时,飞行状态下对称面出现反向弯矩,达 $110 \text{ kN} \cdot \text{m}$ 。可见,机身间距为 32 m 在所考察的几种方案中是较好的。

1.4 挠度计算和分析

将弯矩除以弯曲刚度的结果进行积分得到转角,再将转角积分得到挠度。注意弯曲刚度也随展向位置而变化。在计算过程中,同样将半边机翼离散为 100 个等距离小段,并采用上文计算的弯矩结果。

单纯只考虑升力、单纯只考虑重力、以及二者综合作用对机翼挠度的影响如图 5 所示。

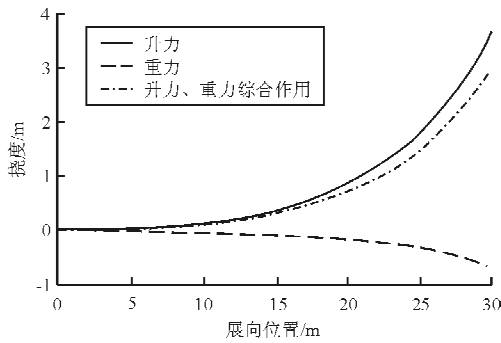
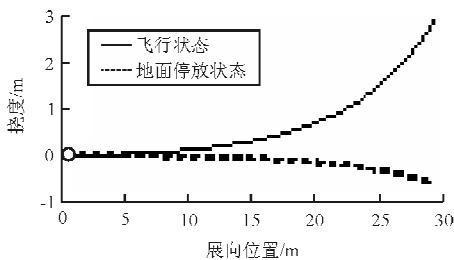


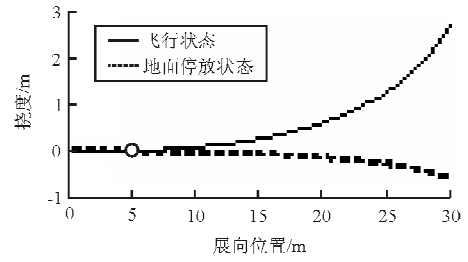
图 5 升力、重力、二者综合作用下的机翼挠度
Fig. 5 Wing's deflection due to lift, gravity, and integrated force

从图 5 可以看出:升力对挠度的影响很大,使翼尖挠度达到将近 3.6 m ;但有重力作为平衡,翼尖挠度降为 3 m 。

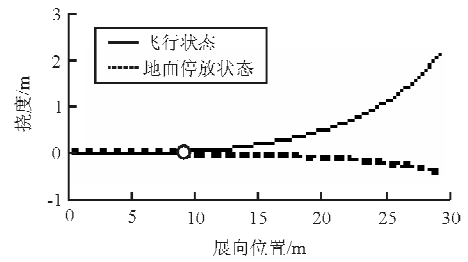
计算飞行状态和地面停放状态下单机身和各双机身方案机翼的挠度,结果如图 6 所示,圆点表示机身所在的位置,此位置的挠度定义为零。



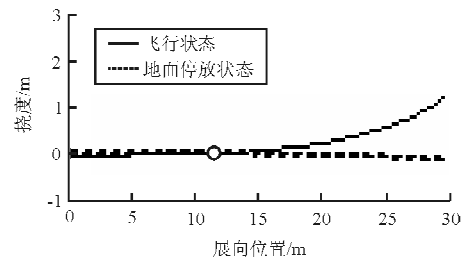
(a) 单机身



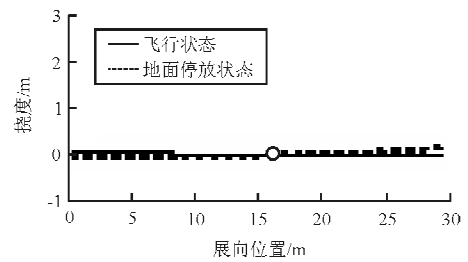
(b) 机身间距 8 m



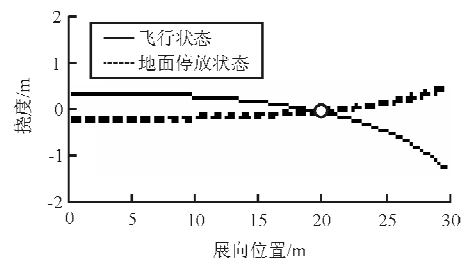
(c) 机身间距 16 m



(d) 机身间距 24 m



(e) 机身间距 32 m



(f) 机身间距 40 m

图 6 飞行状态和地面停放状态下单机身和各双机身方案挠度分布

Fig. 6 Deflection distribution of mono-fuselage and bi-fuselage in flying and ground parking status

从图 6 可以看出:双机身方案对挠度的减小效果非常明显,采用单机身方案时,飞行状态下翼尖的挠度为 3 m,而机身间距 32 m 时,翼尖的挠度仅为 0.2 m,降为单机身的 6.7%;而机身间距为 40 m 时,机翼在飞机对称面位置挠度又有所增大,达到 0.4 m。可见,选择合适的机身分布距离,对于减小挠度以及减小机翼变形有重要影响。在地面停放状态下,32 m 的机身间距可使挠度降低到接近 0。综上所述,机身间距 32 m 的方案在所考察的几种方案中能较好地降低挠度。

2 斜拉杆方案弯矩和挠度

2.1 弯矩计算和分析

斜拉杆方案飞机的五种节点间距的前视图如图 7 所示,节点间距分别为 8、16、24、32 和 40 m。

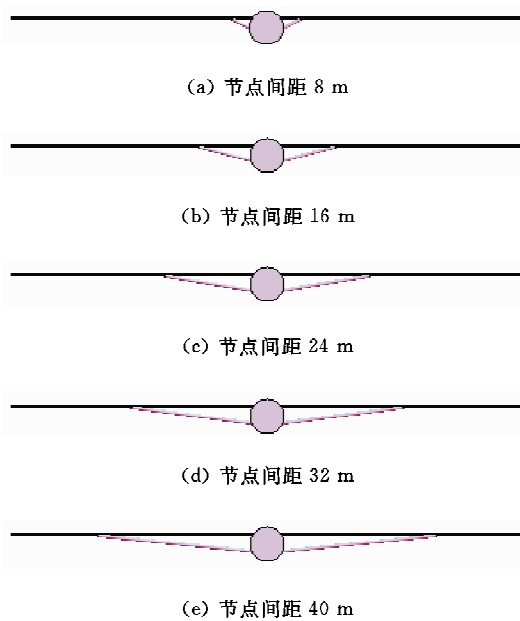


图 7 不同节点间距的斜拉杆方案示意图
Fig. 7 Schematic diagram of stay bar in different node space

如图 7 所示的斜拉杆方案,其机翼弯矩计算是静不定问题。假定斜拉杆的拉伸变形忽略不计,则约束条件为节点处的挠度为零,由此可计算出斜拉杆在竖直方向上对机翼的作用力。

斜拉杆方案的弯矩、挠度计算过程类似于双机身方案,弯矩计算结果如图 8 所示。

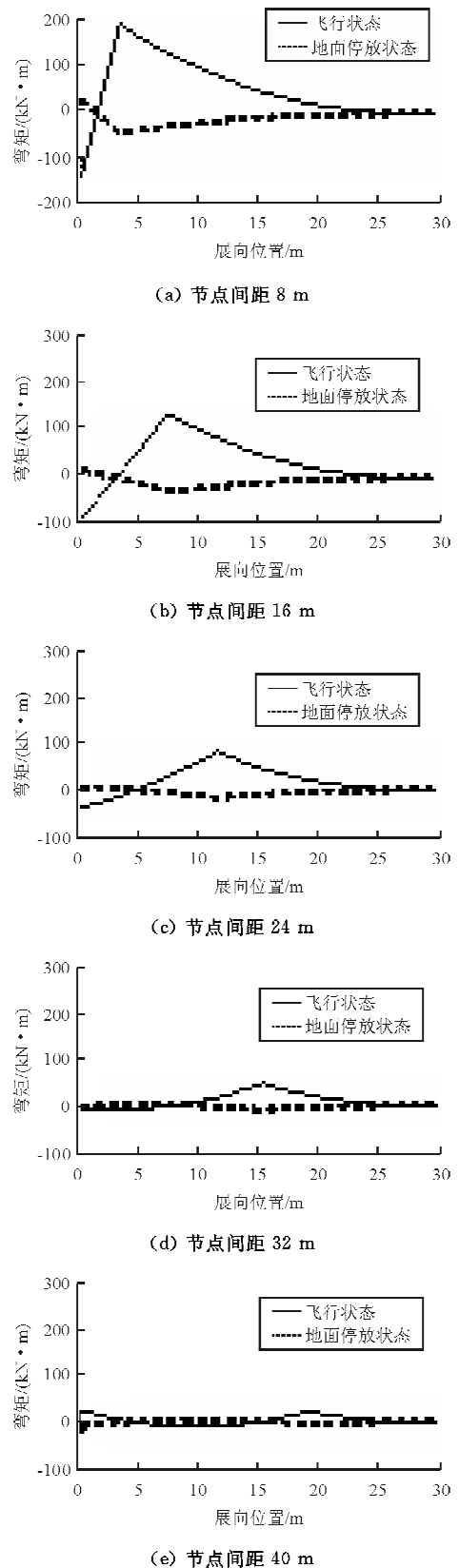
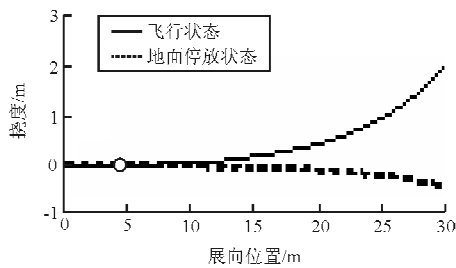


图 8 斜拉杆方案弯矩沿展向分布
Fig. 8 Moment distribution along spanwise of stay bar scheme

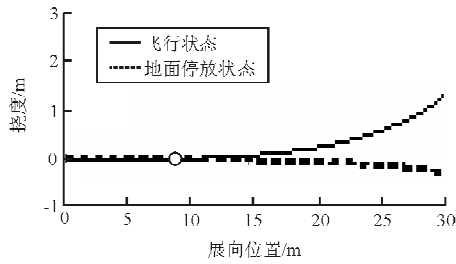
从图8可以看出:斜拉杆方案使弯矩降低,但降低的幅度不如双机身方案;当节点间距为24 m时,最大弯矩可降低到50 kN·m,约为初始方案的20%。

2.2 挠度计算和分析

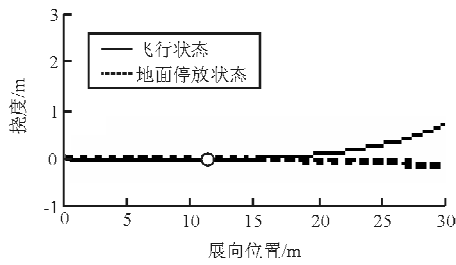
由斜拉杆的约束可知,节点和翼根处的挠度均为零。挠度计算结果如图9所示,圆点为节点的位置。



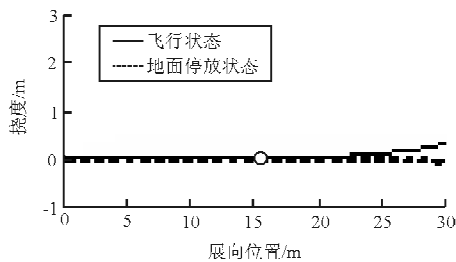
(a) 节点间距 8 m



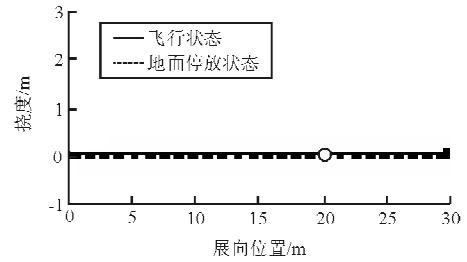
(b) 节点间距 16 m



(c) 节点间距 24 m



(d) 节点间距 32 m



(e) 节点间距 40 m

图9 不同节点间距挠度沿翼展的分布
Fig.9 Deflection distribution along spanwise of different node space

从图9可以看出,节点间距越大,机翼挠度越小,节点间距为40 m时翼尖处挠度最小,仅为0.1 m。小的挠度对机翼气动性能地保持非常有利,使机翼不易发生颤振等现象。

3 斜拉杆方案失稳特性分析

飞行时斜拉杆受到拉力,机翼受到展向压力。当节点间距较大时,机翼受到展向压力后有可能发生失稳现象。翼根是固支点,其挠度和转角都为0;节点的挠度为0,机翼的失稳模式示意图如图10所示^[9]。

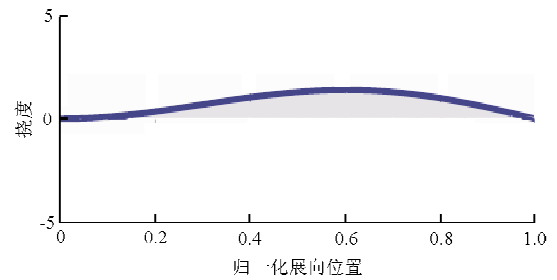


图10 机翼失稳模式

Fig.10 Instability mode of wing

若弯曲刚度沿展向恒定,则失稳时满足的关系如式(3)所示。

$$\tan\left(\sqrt{\frac{F_{\sigma}}{EI}} \cdot \frac{d}{2}\right) = \sqrt{\frac{F_{\sigma}}{EI}} \cdot \frac{d}{2} \quad (3)$$

式中: d 为节点间的距离; F_{σ} 为失稳时机翼的临界压力。

用数值法解方程,得到第一个失稳模式如式(4)所示。

$$\sqrt{\frac{F_{\sigma}}{EI}} \cdot \frac{d}{2} = 4.49341 \quad (4)$$

用式(4)计算临界压力时, EI 的取值用节点处的值, 这样计算出的结果偏保守, 进行失稳校核时更可靠。临界压力和机翼实际受到的压力如表1所示。

表1 斜拉杆方案机翼压力和临界压力
Table 1 Wing actual pressure and critical pressure of stay bar scheme

间距/m	机翼压力/(10^5 N)	临界压力/N
8	2.4	1.4×10^8
16	1.8	2.5×10^7
24	1.5	7.5×10^6
32	1.4	2.8×10^6
40	1.2	1.2×10^6

从表1可以看出, 机翼失稳所需的临界压力随节点距离增大而减小, 但始终大于机翼受到的实际压力。表明在本文所给的机翼参数条件下, 斜拉杆方案不会发生失稳现象。

4 结 论

(1) 双机身和斜拉杆方案都可以在很大程度上起到降低无人机机翼弯矩和挠度的作用。

(2) 从减小弯矩的角度来看, 双机身方案效果更好。机身间距为 32 m 时, 机翼弯矩降低到单机身方案的 24%, 而斜拉杆方案的弯矩最多能够降低到原先的 20%。

(3) 从降低挠度的角度考虑, 斜拉杆方案更为有利, 节点距离越大, 挠度越小, 两个节点之间的机翼部分挠度几乎为零。

(4) 斜拉杆方案在节点距离较大时, 有可能使机翼发生失稳现象。而根据本文给出的参数, 斜拉杆方案的机翼不会发生失稳现象。

参考文献

- [1] 朱志良, 叶宁, 刘军. 基于临近空间飞行器的区域自组网优化部署算法[J]. 电子与信息学报, 2011, 33(4): 915-921. Zhu Zhiliang, Ye Ning, Liu Jun. Deployment optimization algorithm for regional MANET containing near space vehicles as a part[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2011, 33(4): 915-921. (in Chinese)
- [2] 黄立伟, 范颖. 大型运输机机翼弯曲载荷计算[J]. 飞行力学, 2003, 21(4): 62-64. Huang Liwei, Fan Ying. Estimation of wing bending loads for a large transport[J]. Flight Dynamics, 2003, 21(4):

62-64. (in Chinese)

- [3] 邓扬晨, 吴敬涛, 贺集乐. 大展弦比直机翼双机身飞机中机身与机翼的最佳布置问题[J]. 飞机设计, 2005, 1(1): 14-16. Deng Yangchen, Wu Jingtao, He Jile. Optimal layout about wing and fuselage on bi-fuselage aircraft with high aspect ratio straight wing[J]. Aircraft Design, 2005, 1(1): 14-16. (in Chinese)
- [4] 邓扬晨, 邱虹坤, 陈华. 无人机大展弦比直机翼单双机身布局对结构刚度的影响[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2006, 23(1): 5-8. Deng Yangchen, Qiu Hongkun, Chen Hua. Structural stiffness effect of single and bi-fuselage UAV with higher aspect ratio and straight wing[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2006, 23(1): 5-8. (in Chinese)
- [5] 王志飞, 王华, 王伟. 柔性机翼承载能力的试验与预测[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1243-1247. Wang Zhifei, Wang Hua, Wang Wei. Experimental and prediction study for bearing capacity of inflatable wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1243-1247. (in Chinese)
- [6] 李杰, 姚卫星. 面向代理模型的机翼变形计算方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(6): 726-730. Li Jie, Yao Weixing. Wing deformation algorithm for surrogate model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(6): 726-730. (in Chinese)
- [7] 陈佳, 袁朝辉, 鹿思嘉. 某型飞机机翼弯曲变形的仿真计算[J]. 机电工程, 2013, 30(4): 422-425. Chen Jia, Yuan Chaohui, Lu Sijia. Simulation and calculation of bending deformation of certain aircraft wing[J]. Journal of Mechanical and Electrical Engineering, 2013, 30(4): 422-425. (in Chinese)
- [8] 吴子牛. 空气动力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2007. Wu Ziniu. Aerodynamics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2007. (in Chinese)
- [9] 单辉祖. 材料力学教程[M]. 北京: 高等教育出版社, 2004. Shan Huizu. Tutorial of material mechanics[M]. Beijing: Higher Education Press, 2004. (in Chinese)

作者简介:

姬金祖(1982—), 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 飞行器隐身技术、计算电磁学、电磁测试。

刘飞亮(1989—), 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器隐身技术。

黄沛霖(1975—), 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 飞行器隐身技术、飞行器总体设计。

(编辑: 马文静)