

文章编号 1004-924X(2018)02-0336-08

基于伞式导杆机构的变体头锥设计与仿真

果晓东¹, 李君兰^{1,2}, 陈炜铎¹, 余良¹, 祝玉兰¹, 阎绍泽^{1*}

(1. 清华大学摩擦学国家重点实验室 机械工程系, 北京 100084;
2. 天津大学机械工程学院, 天津 300072)

摘要: 可变头锥结构是改善空天飞行器气动性能的一种有效途径。为了实现空天飞行器对复杂环境的自适应性, 本文基于伞式导杆机构设计了空天飞行器变体头锥结构, 探讨了变体头锥的运动特性和运动平稳性。仿真分析了不同驱动方式下头锥变体过程中的运动学特性, 得到了影响变体头锥工作性能和系统稳定性的主要因素。分析结果表明, 所设计的变体头锥结构伸长量为 1 499.6 mm, 偏转量为 500.7 mm, 满足设计要求; 与采用匀速运动模式相比, 采用正弦运动规律驱动模式, 基于伞式导杆机构的变体头锥具有较好的运动特性和运动平稳性。

关键词: 空天飞行器; 变体头锥结构; 导杆机构; 运动分析

中图分类号: TH112.1; TH113.22 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20182602.0336

Design and simulation of morphing nose cone for umbrella guide-rod mechanism

GUO Xiao-dong¹, LI Jun-lan^{1,2}, CHEN Wei-hua¹, YU Liang¹, ZHU Yu-lan¹, YAN Shao-ze^{1*}

(1. State Key Laboratory of Tribology, Department of Mechanical Engineering,
Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. Department of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

* Corresponding author, E-mail: yansz@mail.tsinghua.edu.cn

Abstract: The morphing nose cone for aerospace vehicle will provide a novel way for improving aerodynamic performance of reentry vehicle. In order to realize adaptability of the aerospace vehicle to the complex environment, a morphing nose cone of aerospace vehicle was presented by using a series of umbrella guide-rod mechanisms, and its kinematic characteristics and system stability were analyzed. Kinematic simulation analysis of the morphing nose cone under different driving modes was carried out to find out the influence of the main factors on its operation performance and system stability. Simulation results showed that the elongation and the deflection of the morphing nose cone were 1 499.6 mm and 500.7 mm, respectively, which meet the requirements of design. Comparing with driving mode of the constant speed, driving mode of the sinusoidal motion can makes the morphing nose cone running more stable.

Key words: aerospace vehicle; morphing nose cone; guided-rod mechanism; kinematic analysis

收稿日期: 2017-09-11; 修订日期: 2017-11-01.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 51475258)

1 引言

空天飞行器是航空航天领域有待发展的一种新型空天运载工具。理想的空天飞行器应同时具备普通飞机和航天器的功能,像飞机一样从地面起飞并自主降落,如航天器一样在太空运行,这类飞行器在未来将得到广泛的研究及应用^[1]。与一般的飞行器相比,空天飞行器往往要经历在大气层和太空中飞行并再入大气层等复杂环境,每个飞行阶段对空天飞行器气动外形的要求有较大的区别,要求其飞行条件必须具有较好的自适应性^[2]。

为了提高飞行器的飞行性能和适应能力,学者提出了“变体飞行器”的概念,即飞行器可以通过自主改变外形来改变其气动性能,从而更好地完成各项复杂的飞行使命^[3]。国内外对变体飞行器的研究主要以变体飞机为研究对象,且主要集中于机翼变形的研究,其发展可分为刚体变体飞行器和柔体变体飞行器两个阶段。刚体变体飞行器是指在构形变化时骨架结构上的蒙皮不发生变形,主要体现在具有亚声速和超声速飞行特性的飞机设计上,如1951年美国贝尔公司研制的X-5可变后掠翼飞行器和20世纪60年代利用变后掠翼技术实现舰上起降和巡逻待机功能的F-14舰载战斗机^[3-4]。而柔性变体飞行器在机翼构形变化的基础上加入蒙皮变形。从20世纪80年代起美国开展了一系列的变形机翼技术研究工作,其中包括自适应机翼(MAW)、主动柔性机翼(AFW)和滑动蒙皮变形技术等^[5-7]。此外,Monner等提出一种基于柔性翼肋的构型,这种机翼构型的后缘能够在展向和弦向平滑地连续变形^[8]。国内Wu等^[9-11]针对变形机翼提出一种可展开双稳态柔性机构以支持实现可变形蒙皮结构。另外,刘源^[12]等在飞行器的轻量化设计方面提出了以碳纤维复合材料为主承立架结构的轻量化方法。

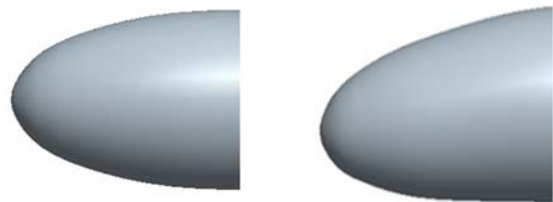
目前,关于飞行器头锥变体结构的研究还很少,国内外学者主要研究头锥气动构形设计和气动特性分析。Ericson等^[13]研究了头锥的头部钝度和锥角对飞行性能的影响。Deepak等^[14]基于一系列高超音速飞行实验提出了一种优化头锥形状的方法。头锥结构研究多局限于固定头锥结构

下的性能改进设计,但空天飞行器由大气层进入太空到再入大气层的飞行过程中,不同阶段存在不同的飞行环境,这对头锥结构的自适应调整能力提出了更高的要求。Li等^[15]开展了飞行器变体头锥的概念设计研究,给出了一种可展头锥结构,并采用遗传算法优化了变体头锥的几何参数。Zhao^[16]等从仿生学角度研究可变体头锥结构,通过观察蜜蜂腹部变形发现,蜜蜂可根据飞行气动环境改变身体腹部结构,并以此设计出一种可变形头锥结构。

为了实现空天飞行器对复杂环境的自适应性,本文基于伞式导杆机构设计了一种空天飞行器变体头锥结构,构建变体头锥的虚拟样机,分析匀速运动和正弦运动驱动方式下头锥变体过程中的运动学特性和系统稳定性,得到影响变形头锥工作性能和系统稳定性的主要因素。

2 空天飞行器变体头锥虚拟样机设计

图1为头锥变形前后的三维曲面。考虑到可变体头锥的整体变形量,设计过程中要求球冠部分在变形中保持不变,且其轴向长度增加量应不小于1 200 mm,球冠下偏量不小于300 mm。



(a) 伸长变形后曲面 (b) 偏转后的曲面
(a) Surface after elongation (b) Surface after deflection

图1 头锥变形后的三维曲面

Fig. 1 Three-dimensional surfaces of deformed morphing nose cone

2.1 基于伞式导杆机构的变体头锥设计

考虑头锥的设计要求和展开结构实现的可行性,本文根据课题组前期对变体头锥结构的研究成果^[15],给出了一种基于伞式导杆机构的变体头锥可展结构,如图2所示。该头锥展开结构由多级可展伞式导杆机构组成,每级伞式导杆机构中的连杆通过转动铰链连接在下一级的滑块上。通过液压驱动各级伞式导杆机构实现头锥沿轴向的伸长,采用电机驱动实现头锥的整体弯曲。

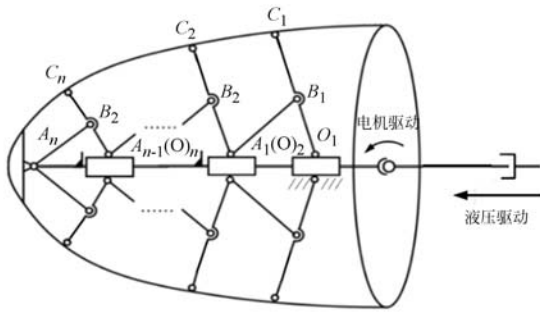


图 2 基于伞式导杆机构的变体头锥示意图

Fig. 2 Sketch of morphing nose cone using umbrella guide-rod mechanism

2.2 虚拟样机设计

根据文献[15]的计算流程与算法,可得到各杆长和相关点的位置数据。采用 Pro/E 软件建立如图 3 所示的基于伞式导杆机构的变体头锥虚拟样机,其中包括多级伞式导杆机构、可展外壳、可变伸缩杆和驱动器等部分。在伞式导杆机构的外侧加装了可伸展外壳,该外壳由多级可伸缩圆形筒嵌套组成,用以支撑外部的变形蒙皮。伞式导杆机构的变形过程和头锥可展外壳变体过程如图 4 和图 5 所示。

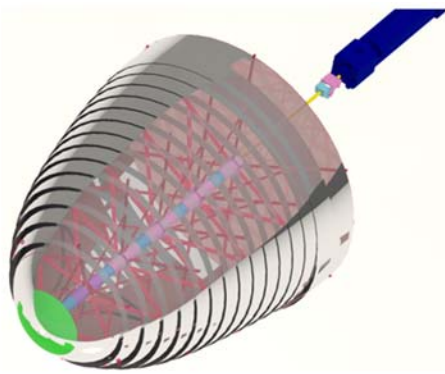
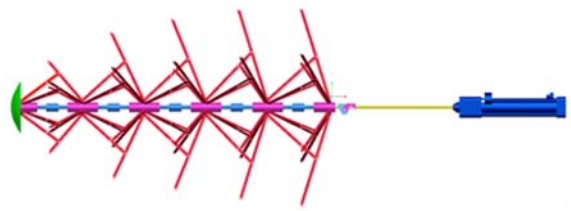


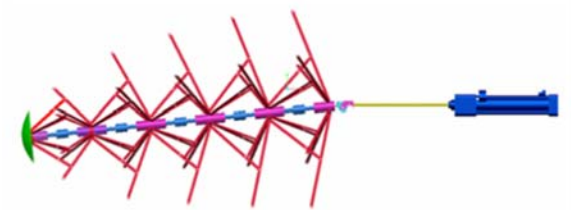
图 3 变体头锥虚拟样机效果图

Fig. 3 Virtual prototype of morphing nose cone



(b) 头锥伸长变形状态

(b) Elongation state of mechanism

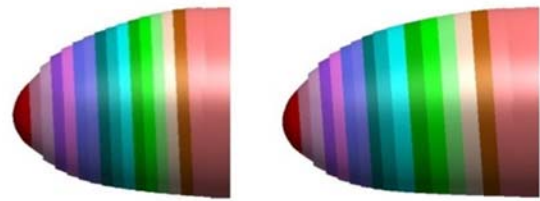


(c) 头锥偏转变形状态

(c) Deflection state of mechanism

图 4 伞式导杆机构的变形过程

Fig. 4 Deformation process of umbrella guide-rod mechanism

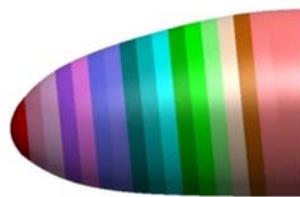


(a) 外壳折叠状态

(b) 外壳展开中

(a) Nose cone in folded state

(b) Nose cone in deployment

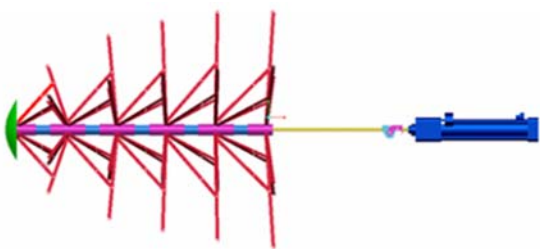


(c) 完全展开状态

(c) Nose cone in fully deployed state

图 5 头锥可展外壳的变形过程

Fig. 5 Deployment process of morphing nose cone



(a) 头锥初始状态

(a) Initial state of mechanism

3 变体头锥的运动特性分析

本文分析了变体头锥虚拟样机在匀速运动和正弦驱动规律工况下的运动特性,以验证所设计的头锥伸长和偏转运动是否能满足变形要求,以

及分析不同驱动规律对头锥展开过程的运动特性影响。

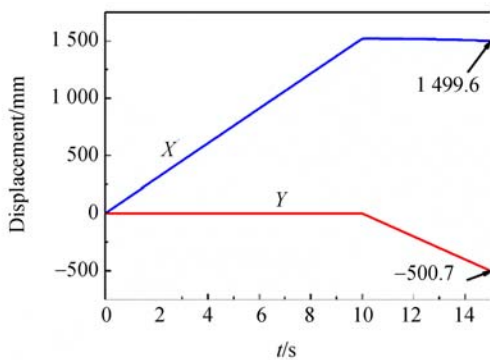
3.1 头锥球冠匀速工况下的运动分析

假定头锥球冠以 152 mm/s 的匀速直线驱动速度展开,以 1.06 (°)/s 的偏转驱动速度偏转,本文对变体头锥头部顶点和连杆关键点进行运动分析。驱动头锥变形的次序为先伸长、后偏转,伸长变形 10 s 后再进行偏转变形 5 s。

3.1.1 头锥顶点运动分析

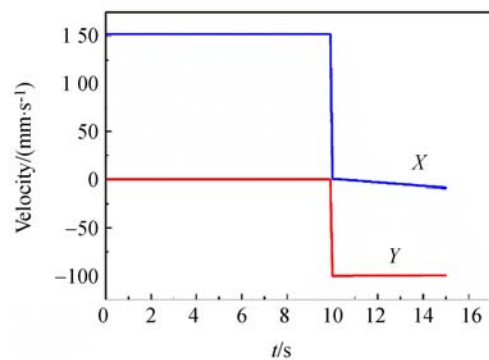
图 6 为匀速运动工况下球冠顶点的运动特

性。可以看出,球冠顶点沿 X 方向的位移量为 1 499.6 mm,相对于位移量 1 500 mm 的要求,其误差为 -0.4 mm;球冠沿径向偏转量为 500.7 mm,相对于偏转量 500 mm 的要求,其误差为 0.7 mm,故伸长和偏转误差均满足设计要求。考察球冠顶点的运动速度曲线,可以看出头锥伸长与偏转运动转换时刻(即 10 s 处)速度出现突变,将产生较大的冲击,这对头锥平稳展开是不利的。因此,在匀速运动工况下头锥变体过程中的动力学特性较差。



(a)球冠顶点 X 和 Y 向位移

(a) Displacement along X and Y directions



(b)球冠顶点 X 和 Y 向速度

(b) Velocity along X and Y directions

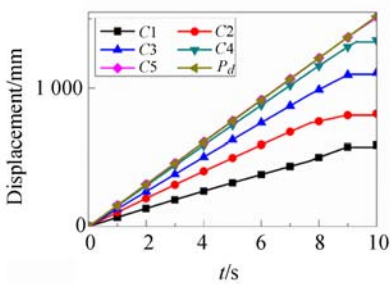
图 6 匀速运动工况下球冠顶点的运动特性

Fig. 6 Kinematic behavior of spherical cap under driving mode of constant speed

3.1.2 连杆关键点的运动分析

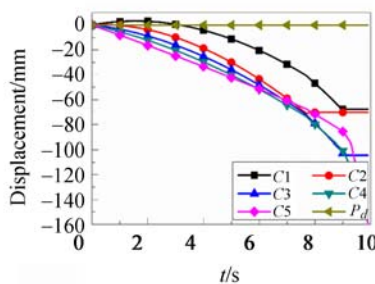
由于每级机构的连杆 O_iC_i 顶端 C_i 点直接与外壳相连,其运动特性直接影响连杆与蒙皮的相互作用,故在图 2 中取 $C_i (i=1, 2, \dots, 5)$ 和球冠顶点 P_d 为关键点。在设计头锥变形蒙皮时需要考虑是否能够满足连杆关键点的变形量要求。图 7 为匀速运动工况下连杆关键点在头锥伸长阶段的运动

特性。可以看出,球冠顶点 X 向位移最大,各杆 X 向位移与距 O_i 初始位置的距离近似成正比关系;接近完全伸长状态时,各关键点的位移趋于平稳;而 Y 方向位移在球冠顶点的位移为 0。在头锥伸长运动过程中,各级连杆机构在可伸缩轴套作用下依次展开,展开时间在 7 s 时由柱销-凸轮式锁定机构开始锁定动作,锁定过程引起了速度曲线的突变。



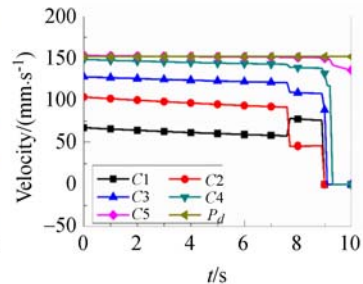
(a)关键点 X 向位移

(a) Displacement along X direction



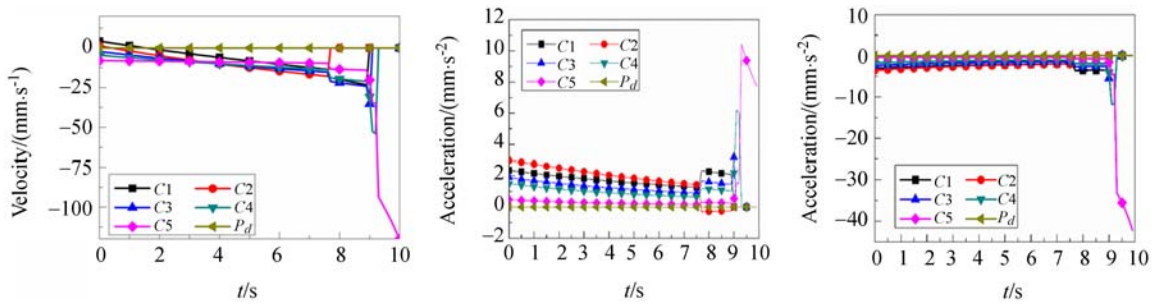
(b)关键点 Y 向位移

(b) Displacement along Y direction



(c)关键点 X 向速度

(c) Velocity along X direction



(d) 关键点 Y 向速度 (e) 关键点 X 向加速度 (f) 关键点 Y 向加速度
 (d) Velocity along Y direction (e) Acceleration along X direction (f) Acceleration along Y direction

图 7 匀速运动工况下连杆关键点在头锥伸长阶段的运动特性

Fig. 7 Kinematic behavior of key points for elongation process of cone under driving mode of constant speed

观察图 7(e) 和 7(f) 中各关键点的加速度曲线,可以看出,展开初始时刻速度有突变,加速度趋向无穷大(图中未给出),之后各关键点沿 X 向和 Y 向的加速度均不大,但在接近伸长终点时,由于锁定机构动作,关键点加速度出现了较大的跳变,会对蒙皮造成较大的冲击。综上所述,在匀速运动工况下头锥伸长过程中会造成局部关键点的速度和加速度突变较大,影响系统的稳定性。

3.2 正弦运动驱动下的运动分析

由于匀速运动工况下头锥变体过程中存在速度突变,故取正弦运动驱动规律操纵头锥变形,其中头锥伸长的驱动速度为:

$$v(t) = 76 \sin\left[\frac{\pi}{10}t\right] \quad (0 \leq t \leq 10). \quad (1)$$

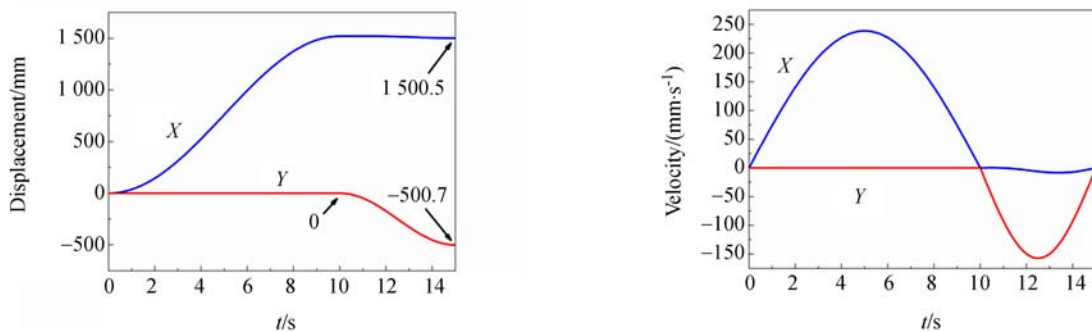
偏转驱动角速度为:

$$\omega(t) = 1.6588 \sin\left[\frac{\pi}{5}(t-10)\right] \quad (10 \leq t \leq 15). \quad (2)$$

在上述驱动速度下,本文分别对基于伞状导杆机构的头锥顶点和连杆关键点进行运动分析,并与匀速运动下的运动分析结果进行比较。

3.2.1 头锥顶点运动分析

驱动头锥变形的次序和时长与匀速运动工况相同。图 8 为正弦运动驱动工况下球冠顶点的运动特性,可以看出球冠顶点沿 X 方向的位移量为 1 500.5 mm,变形误差为 0.5 mm;球冠沿径向偏转量为 500.7 mm,误差为 0.7 mm,伸长和偏转误差均满足设计要求。考察球冠顶点的运动速度,相较于匀速运动,正弦驱动下头锥伸长运动和偏转运动转换时刻的速度没有突变,可实现较平稳的过渡,系统运动特性较平稳。



(a) 球冠顶点 X 和 Y 向位移 (b) 球冠顶点 X 和 Y 向速度
 (a) Displacement along X and Y directions (b) Velocity along X and Y directions

图 8 正弦运动工况下球冠顶点的运动特性

Fig. 8 Kinematic behavior of spherical cap under driving mode of sinusoidal motion

3.2.2 连杆关键点的运动分析

图 9 为正弦运动工况下连杆关键点在头锥伸长阶段的运动特性。可以看出,与匀速运动情况相似,关键点越接近顶点,其 X 方向位移越大,而 Y 方向位移在球冠顶点为 0,这主要是由该头锥展开结构本身特点决定的。由图 9(c)和 9(d)可以看出,在头锥伸长至 7 s 后锁定机构开始锁定动作,产生速度波动和加速度突变,但与匀速运动

相比,正弦驱动下各关键点的运动较平稳。

图 10 为正弦偏转运动驱动工况下连杆关键点在头锥弯曲阶段的运动特性。可以看出,偏转驱动工况下的头锥运动特性较平稳。由于偏转运动的转角和 Y 向位移远小于头锥伸长运动时的转角和位移,故头锥伸长驱动过程的运动特性是影响头锥系统运动特性的主要阶段,在设计驱动规律时应重点考虑伸长驱动时的头锥运动特性要求。

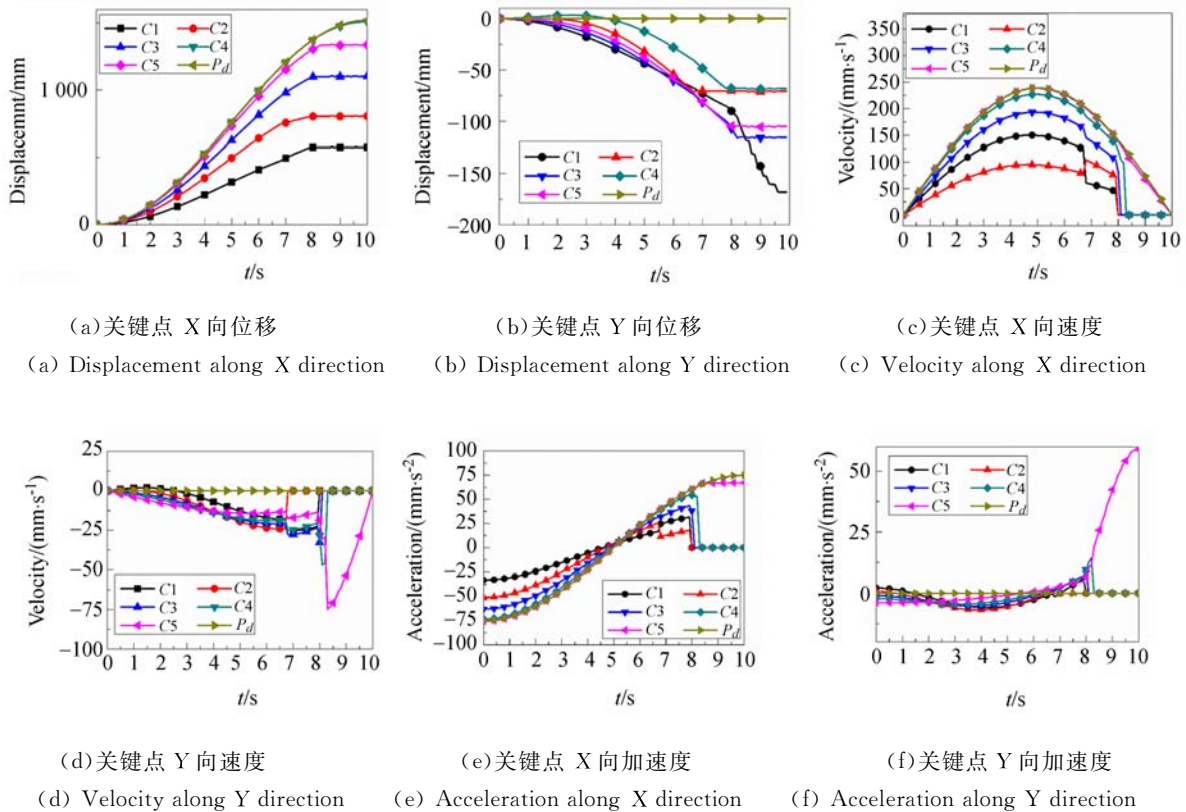
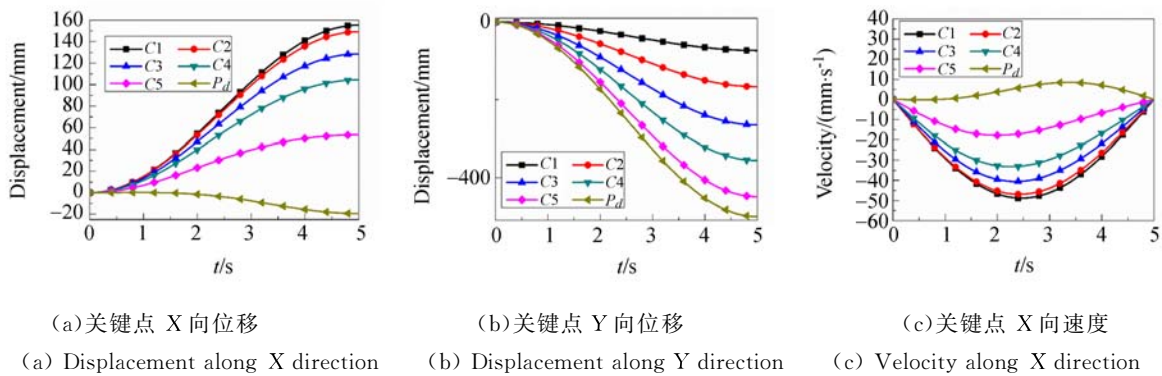
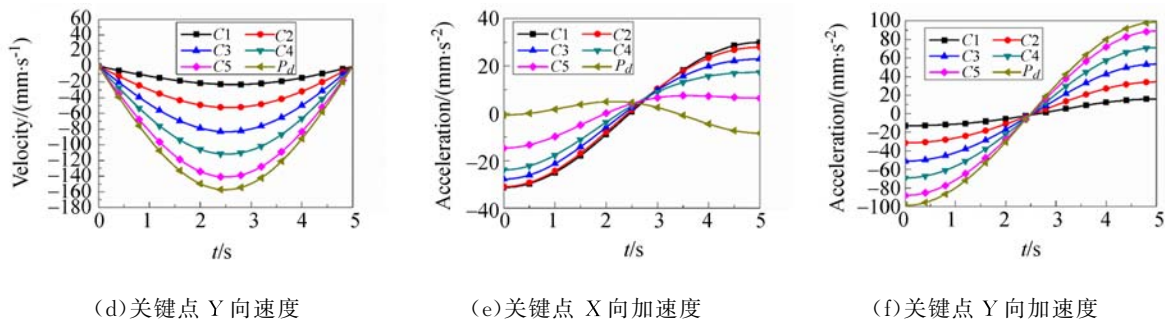


图 9 正弦运动工况下连杆关键点在头锥伸长阶段的运动特性

Fig. 9 Kinematic behavior of key points for elongation process of cone under driving mode of sinusoidal motion





(d) 关键点 Y 向速度 (e) 关键点 X 向加速度 (f) 关键点 Y 向加速度
 (d) Velocity along Y direction (e) Acceleration along X direction (f) Acceleration along Y direction

图 10 正弦偏转运动工况下连杆关键点在头锥弯曲阶段的运动特性

Fig. 10 Kinematic behavior of key points for bending process of cone under driving mode of sinusoidal motion

4 结 论

本文提出了一种基于伞式导杆机构的空天飞行器变体头锥设计方案,构建了变体头锥虚拟样机,分析比较了匀速运动和正弦运动驱动工况下变体头锥的运动特性。分析结果表明,基于伞式导杆机构的变体头锥能够满足工程要求,其在正弦驱动规律下表现出较好的运动特性和运动平稳

性,头锥轴向伸长的运动特性是影响头锥变体运动特性的主要因素。应该指出,空天飞行器变体头锥研究在国内外学术界尚处于起步阶段,本文给出的变体头锥设计方案及其运动特性分析只是初步研究结果,尚需进行结构优化和深入的动力学分析。另外,本文仅研究了匀速运动和正弦运动驱动两种常见的运动驱动规律,未来将进一步研究其他驱动规律或多种运动规律联合驱动,以提高头锥变体过程中的动力学性能。

参考文献:

- [1] RYOJIRO A. Fundamental aspects of an aerospace plane[C]. *Proceedings of the 16th International Symposium on Space Technology and Science*, AGNE Publishing, Inc., 1988, 2: 1521-1526.
- [2] 邓英, 朱大明. 空天飞行器及动力技术发展研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2013, 26(1): 47-52. DENG Y, ZHU D M. Aerospace vehicle and propulsion development[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2013, 26(1): 47-52. (in Chinese)
- [3] 陆宇平, 何真, 吕毅. 变体飞行器技术[J]. *航空制造技术*, 2008(22): 26-29. LU Y P, HE ZH, LÜ Y. Morphing aircraft technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2008(22): 26-29. (in Chinese)
- [4] 贺媛媛, 王博甲. 国外变形飞行器的研究现状[J]. *飞航导弹*, 2013(10): 49-55. HE Y Y, WANG B J. The foreign research of morphing aircraft[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2013(10): 49-55. (in Chinese)
- [5] 冷劲松. 国内外可变形飞行器的发展[C]. *智能可变形飞行器发展前景及我们的选择——新观点新学说学术沙龙文集(32)*, 中国航空学会, 2009: 19-20. LENG J S. The domestic and foreign development of morphing aircraft[C]. *The Prospect of the Development of Intelligent Morphing Aircraft and Our Choice—New Views and New Theories of Academic Salon Anthology(32)*, Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2009: 19-20. (in Chinese)
- [6] 温杰. 探索 21 世纪的机翼 NASA 的主动气动弹性机翼计划[J]. *国际航空*, 2004(10): 61-62. WEN J. NASA's active aeroelastic wing program[J]. *International Aviation*, 2004(10): 61-62. (in Chinese)
- [7] WLEZIEN R W, HORNER G C, MCGOWAN A M R, et al.. Aircraft morphing program [J]. *SPIE*, 1998, 3326: 176-187.
- [8] MONNER H P, HANSELKA H, BREITBACH E J. Development and design of flexible fowler flaps for an adaptive wing[C]. *SPIE*, 1998, 3326: 60-70.
- [9] WU J N, YAN SH Z, LI J L, et al.. Mechanism reliability of bistable compliant mechanisms considering degradation and uncertainties: modeling and evaluation method[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2016, 40(23-24): 10377-10388.

- [10] WU J N, YAN S, GU Y X. On stability optimization of the deployable bistable compliant structures mounted in the morphing skin: Method and implementation[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 2014, 229 (5): 943-956.
- [11] WU J N, LI J L, YAN SH Z. Design of deployable bistable structures for morphing skin and its structural optimization[J]. *Engineering Optimization*, 2014, 46(6): 745-762.
- [12] 刘源, 肖任勤, 韩德东, 等. 飞行器主承力结构的轻量化设计[J]. *光学精密工程*, 2015, 23(11): 3083-3089.
LIU Y, XIAO R Q, HAN D D, *et al.*. Light-weight design of primary force-taking structures for spacecrafts[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2015, 23(11): 3083-3089. (in Chinese)
- [13] ERICSSON L E, GUENTHER R A, STAKE W R, *et al.*. Combined effects of nose bluntness and cone angle on unsteady aerodynamics[J]. *AIAA Journal*, 1974, 12(5): 729-732.
- [14] DEEPAK N R, RAY T, BOYCE R R. Evolutionary algorithm shape optimization of a hypersonic flight experiment nose cone [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, 45(3): 428-437.
- [15] LI J L, WU J N, YAN SH Z. Conceptual design of deployment structure of morphing nose cone [J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2015, 2013: 590957.
- [16] ZHAO J L, YAN SH Z, DENG L R, *et al.*. Design and analysis of biomimetic nose cone for morphing of aerospace vehicle[J]. *Journal of Bionic Engineering*, 2017, 14(2): 317-326.

作者简介:



果晓东(1990—),男,河北秦皇岛人,博士研究生,主要从事仿生变体头锥的研究。E-mail: gxd13 @ mails. tsinghua. edu. cn

导师简介:



阎绍泽(1964—),男,吉林松原人,教授,1987年、1990年、1996年于天津大学分别获得学士、硕士、博士学位,主要从事机械系统动力学、航天动力学与可靠性和智能结构设计与昆虫仿生的研究。E-mail: yansz @ mail. tsinghua. edu. cn