

8-17-2020

Modeling and Motion Analysis of Multi-bodies Dynamic of Unmanned Parafoil Vehicle

Zhang Hao

Department of UAV Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China;

Zili Chen

Department of UAV Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China;

Jingang Qiu

Department of UAV Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Modeling and Motion Analysis of Multi-bodies Dynamic of Unmanned Parafoil Vehicle

Abstract

Abstract: Unmanned Parafoil Vehicle (UPV) has gradually become a hotspot in the flexible wing vehicle research field for its superior flight performance and advantages in application. *An eight degrees of freedom (DOF) nonlinear dynamic model of UPV in mechanism law was proposed, aiming at the structure characteristics of the two flexible connections, and considering the added mass of canopy and the relative motion of two bodies. The response of model to different levels of thrust changes was simulated and analyzed, pulling a single steering line and pulling the left and right steering lines of canopy symmetrically on the steady state of gliding.* The simulation results illustrate that operator will cause the relative motion between two bodies which cannot be ignored, and also verify the validity and utility of model.

Keywords

unmanned parafoil vehicle, multi-bodies, dynamic modeling, simulation analysis

Recommended Citation

Zhang Hao, Chen Zili, Qiu Jingang. Modeling and Motion Analysis of Multi-bodies Dynamic of Unmanned Parafoil Vehicle[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(8): 1841-1845.

软翼飞行器多体动力学建模与运动特性分析

张昊, 陈自力, 邱金刚

(军械工程学院无人机工程系, 石家庄 050003)

摘要: 软翼飞行器以其优越的飞行性能和应用优势已渐渐成为新型飞行器领域的研究热点。针对软翼飞行器两点柔性连接的特殊结构, 考虑软翼附加质量与两体间相对运动, 提出了一种八自由度 (Degrees Of Freedom, DOF) 非线性动力学模型; 分别仿真分析了模型在稳定滑翔状态下对马力变化、单侧下偏与双侧下偏操作的响应情况飞行特性, 结果表明软翼飞行器的操纵动作会引起两体间不同程度的相对运动, 进而验证模型的正确性与适用性。

关键词: 软翼飞行器; 多体; 动力学建模; 仿真分析

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2016) 08-1841-05

Modeling and Motion Analysis of Multi-bodies Dynamic of Unmanned Parafoil Vehicle

Zhang Hao, Chen Zili, Qiu Jingang

(Department of UAV Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: Unmanned Parafoil Vehicle (UPV) has gradually become a hotspot in the flexible wing vehicle research filed for its superior fight performance and advantages in application. An eight degrees of freedom (DOF) nonlinear dynamic model of UPV in mechanism law was proposed, aiming at the structure characteristics of the two flexible connections, and considering the added mass of canopy and the relative motion of two bodies. The response of model to different levels of thrust changes was simulated and analyzed, pulling a single steering line and pulling the left and right steering lines of canopy symmetrically on the steady state of gliding. The simulation results illustrate that operator will cause the relative motion between two bodies which cannot be ignored, and also verify the validity and utility of model.

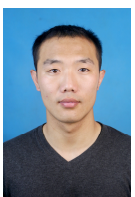
Keywords: unmanned parafoil vehicle; multi-bodies; dynamic modeling; simulation analysis

引言

近年来, 软翼飞行器以其优秀的飞行性能和在侦察监视、物资投送、防火治霾等任务中的应用优势, 已逐渐成为新型无人飞行器领域的研究热点^[1]。软翼飞行器仅对传统滑翔伞的结构稍加改

动, 增加了以螺旋桨为主的动力装置, 使之具有传统滑翔伞基本功能的同时, 增加了高度与速度的可控性, 以及姿态的灵活性, 提高了应用空间。

目前国内外已经提出了一些针对此类飞行系统的建模分析方法。Nathan Slegers^[2]等人针对无动力的物伞系统采用安装分布式传感器的实验方法, 建立了 6-DOF 刚体模型与 7/9-DOF 相对运动模型, 分析了系统飞行过程中的相对偏航运动; Michael Ward^[3]通过系统辨识建立了物伞系统 9-DOF 模型, 研究了单点连接条件下的三通道相对运动情况; Formal'skii^[4]建立了动力翼伞纵平面模型, 重点研



收稿日期: 2015-02-01 修回日期: 2015-05-12;
基金项目: 国家自然科学基金(51175508), 总装院校创新工程(ZYX12080007);
作者简介: 张昊(1988-), 男, 山西临汾, 博士生, 研究方向为飞行器动力学建模与控制方法; 陈自力(1964-), 男, 山西运城, 教授, 研究方向为飞行器导航、制导与控制等。

<http://www.china-simulation.com>

• 1841 •

究了马力变化时的系统纵向运动情况; Yoshimasa^[5]不考虑两体间相对滚转运动, 加入连接点处的摩擦力作用, 建立了翼伞系统非线性模型, 研究了雀降过程的相对运动情况; Heise.M^[6]基于 NASA X-38 实验系统, 通过可视化软件模拟系统飞行与降落过程, 对相对运动进行了可视化分析; Muller^[7]所建立的模型中伞绳扭转力矩是根据偏转后伞绳几何关系确定的, 只适合特定结构的翼伞系统。相对于国外, 国内对该领域的研究较少, 国防科技大学的熊菁^[8]针对翼伞系统建立了 6-DOF、8-DOF 与 12-DOF 模型, 研究了不同连接方式对相对运动的影响; 张俊韬^[9]建立了动力翼伞纵向动力学模型, 并分析了系统的姿态稳定性和控制响应情况。综上所述, 目前国内外的研究主要集中在针对物伞空投系统等无动力装置的建模与分析方面, 而针对动力翼伞的分析较少, 这也是目前无法对其进行有效控制的主要原因之一。

本文考虑翼伞附加质量、两体相对运动与发动机推力, 提出采用机理法建立软翼飞行器 8-DOF 非线性动力学模型, 并在稳定滑翔初始状态下, 对马力变化、单侧下偏和双侧下偏等控制量的响应情况以及遇不同形式风力干扰时的运动特性进行仿真与分析, 验证了模型的正确性与适用性。

1 非线性动力学模型

1.1 基本假设

针对动力翼伞的结构特点, 在进行建模和分析之前有必要对其做以下几点基本假设:

- 1) 翼伞充满气后形状保持不变, 除尾沿下偏外, 可视为刚体, 具有两个对称面;
- 2) 翼伞与负载通过两组伞绳连接, 共有两个连接点, 飞行过程中绳的长度不变;
- 3) 负载假设为旋成体且质量均匀, 升力可忽略不计;
- 4) 平面大地。

1.2 坐标系定义

为了准确描述模型的位置、速度和力学矢量,

定义如图 1 所示的坐标系。

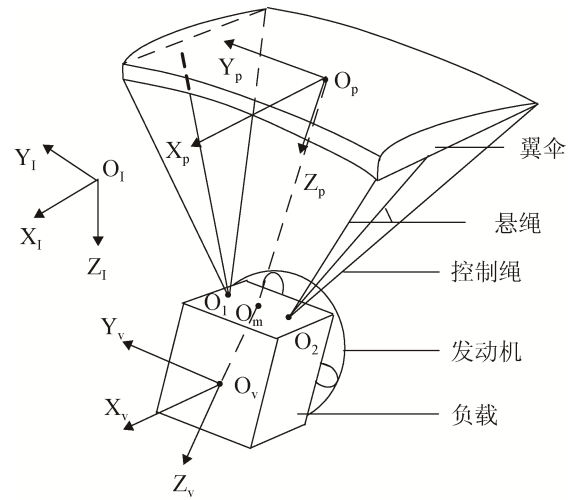


图 1 坐标系定义

1) 惯性坐标系 $\Sigma_1(X_1, Y_1, Z_1)$ 。定义平面 $O_1X_1Y_1$ 为水平面, Z_1 轴正方向垂直水平面向下, 符合右手法则, 原点定义在地面。

2) 翼伞坐标系 $\Sigma_p(X_p, Y_p, Z_p)$ 。定义翼伞质心 O_p 为原点, Z_p 轴方向沿着原点 O_p 指向悬绳与负载的交接点的中点 O_m , X_p 轴在对称平面内且与 Z_p 轴垂直, 方向向前, Y_p 轴垂直于 $O_pZ_pX_p$ 平面符合右手法则。

3) 负载体坐标系 $\Sigma_v(X_v, Y_v, Z_v)$ 。定义负载质心 O_v 为原点, X_v 轴沿推力方向向前, Z_v 轴在负载对称平面内且与 X_v 轴垂直, 方向向下, Y_v 轴垂直于 $O_vZ_vX_v$ 平面符合右手法则。

惯性坐标系到翼伞坐标系的转换矩阵由翼伞的三个姿态角 $(\phi_p, \theta_p, \psi_p)$ 定义:

$$T_p = \begin{bmatrix} c\theta_p c\psi_p & c\theta_p s\psi_p & -s\theta_p \\ s\phi_p s\theta_p c\psi_p - c\phi_p s\psi_p & s\phi_p s\theta_p s\psi_p + c\phi_p c\psi_p & s\phi_p c\theta_p \\ c\phi_p s\theta_p c\psi_p + s\phi_p s\psi_p & c\phi_p s\theta_p s\psi_p - s\phi_p c\psi_p & c\phi_p c\theta_p \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中对于任意 α 有: $\sin \alpha \triangleq s\alpha$, $\cos \alpha \triangleq c\alpha$ 。

翼伞与负载的两点连接结构具有抑制相对滚转运动的作用, 因此, 在忽略伞绳形变时, 可以不考虑相对滚转运动。负载坐标系到翼伞坐标系的转

换矩阵可由负载相对于翼伞的两个姿态角 (ψ_{vp}, θ_{vp}) 定义:

$$T_{vp} = \begin{bmatrix} c\theta_{vp} c\psi_{vp} & -s\psi_{vp} & s\theta_{vp} c\psi_{vp} \\ c\theta_{vp} s\psi_{vp} & c\psi_{vp} & s\theta_{vp} s\psi_{vp} \\ -s\theta_{vp} & 0 & c\theta_{vp} \end{bmatrix} \quad (2)$$

1.3 动力学方程

1.3.1 翼伞力平衡方程

翼伞在飞行过程中受力主要包括重力 F_{pG} , 气动力 F_{pA} , 惯性力 F_{pl} 和伞绳拉力 F_{pT} , 力的平衡方程为:

$$F_{pG} + F_{pA} + F_{pl} + F_{pT} = \mathbf{0}_{3 \times 1} \quad (3)$$

其中: 翼伞气动力 F_{pA} 包括基本气动力 F_{pAR} (升力与阻力), 附加质量产生的气动力 F_{pAM} 和翼伞后缘下偏产生的气动力 $F_{pA\delta}$, 可表示为:

$$F_{pA} = F_{pAR} + F_{pAM} + F_{pA\delta} \quad (4)$$

针对翼伞的展开椭圆形状与前后非对称特点, 翼伞与内部气体产生的气动力采用 Goodrick^[10] 提出的方法, 将翼伞分为 8 片, 如图 2 所示。分别计算各片气动力后进行等效叠加。

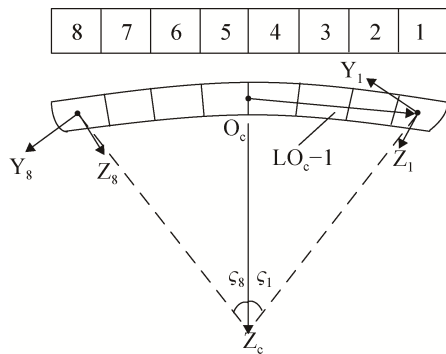


图 2 气动力分片示意图

各片的气动力计算公式为:

$$F_{L_i} = k_i C_{Li} (0.5 \rho S_{ci} \sqrt{u_{ci}^2 + w_{ci}^2}) [w_{ci} \ 0 \ -u_{ci}]^T \quad (5)$$

$$F_{D_i} = -C_{Di} (0.5 \rho S_{ci} V_i) [w_{ci} \ 0 \ -u_{ci}]^T \quad (6)$$

翼伞整体的气动力叠加计算为:

$$F_{pAR} = \sum_{i=1}^8 T_{i-O_c} (F_{L_i} + F_{D_i}) \quad (7)$$

式中: T_{i-O_c} 为第 i 片自身坐标系与翼伞坐标系的变换矩阵, 由伞绳与中轴线夹角 ζ_i 表示。

根据 Barrows^[11] 提出的方法计算翼伞附加质量, 定义 M_a 为附加质量, 则其产生的气动力为:

$$F_{pAM} = M_a \dot{V}_p \quad (8)$$

式中: $V_p = [u_p \ v_p \ w_p]^T$ 。

1.3.2 翼伞力矩平衡方程

翼伞关于质心的力矩主要包括气动力矩 M_{pA} , 惯性力矩 M_{pl} 和拉力力矩 M_{pT} , 重力作用于质心处, 力矩为 0, 则翼伞力矩平衡方程为:

$$M_{pA} + M_{pl} + M_{pT} = \mathbf{0}_{3 \times 1} \quad (9)$$

1.3.3 负载力平衡方程

负载所受作用力主要包括气动力 F_{vA} , 重力 F_{vG} , 惯性力 F_{vl} , 悬绳拉力 F_{vT} , 以及发动机推力 F_{vth} , 平衡方程为:

$$F_{vA} + F_{vG} + F_{vl} + F_{vT} + F_{vth} = \mathbf{0}_{3 \times 1} \quad (10)$$

1.3.4 负载力矩平衡方程

负载关于质心的力矩包括气动力矩 M_{vA} , 惯性力矩 M_{vl} , 以及伞绳拉力力矩 M_{vT} , 重力作用于负载质心, 力矩为 0, 平衡条件下满足方程:

$$M_{vA} + M_{vl} + M_{vT} = \mathbf{0}_{3 \times 1} \quad (11)$$

从翼伞与负载的作用力和力矩平衡方程中, 消去悬绳拉力和拉力力矩, 其中拉力力矩与相对偏航角 ψ_{vp} 、相对偏航角速度 r_{vp} 的比例关系定义为 k_T 和 c_T , 将方程(3)、(9)~(11)联立可以得到动力翼伞的 8-DOF 相对运动模型, 进而求解相对运动。

2 动力学特性分析

根据上述机理法建立软翼飞行器 8DOF 非线性仿真模型, 以无外界干扰条件下的稳定飞行状态为初始状态, 分别对马力变化、单侧下偏和双侧下偏三种控制量的状态响应情况进行仿真分析。

小型软翼飞行器结构参数如表 1 所示, 主要气动参数参考 NASA 翼伞风洞试验数据^[12], 典型值如表 2 所示。飞行器初始高度 $Z = -980$ m, 初始马力 $F_{vth} = 248.7$ N, 滑翔初始状态为 $V_p^T = [15.6 \ 0 \ 0.4]^T$, $\omega_p^T = \mathbf{0}_{3 \times 1}$, $\omega_{vp}^T = [0.03 \ 0]^T$, $[\theta_{vp} \ \psi_{vp}]^T = [-5.5 \ 0]^T$, $[\phi_p \ \theta_p]^T = [0 \ 15.1]^T$ 。

表 1 翼伞飞行器主要结构参数

参数	数值
展长 b/m	10.9
弦长 c/m	2.8
翼伞面积 S_p/m^2	30
展弦比 AR	3.9
绳长 l/m	6.2
翼伞质量 m_p/kg	6.3
负载质量 m_v/kg	90
负载等效面积 S_v/m^2	0.75
比例系数 k_T/m	0.1
比例系数 $C_T/(kg \cdot m^2/s)$	1

表 2 主要气动参数

C_{L0}	0.25	$C_{M\delta}$	0.294
$C_{L\delta}$	0.235	$C_{R\delta}$	-0.006 3
C_{D0}	0.15	$C_{N\delta}$	0.015 5
$C_{D\delta}$	0.095 7	C_{mv}	0.249
C_{Dv}	0.40	C_{mqv}	-0.265
$C_{B\delta}$	0.136 8		

1) 马力变化响应

计算表明当 $F_{vth} = 248.7 \text{ N}$ 时，软翼飞行器可以保持稳定高度滑翔，此时为中马力。

由图 3 可知，当马力变化时，翼伞俯仰角与相对俯仰角会出现明显的震荡和调整，且随着马力的不断增大，相对运动更剧烈，当达到最大马力 $F_{vth} = 548.7 \text{ N}$ 时，相对俯仰角可达到 17° ，这将对飞行器姿态稳定性产生较大影响。

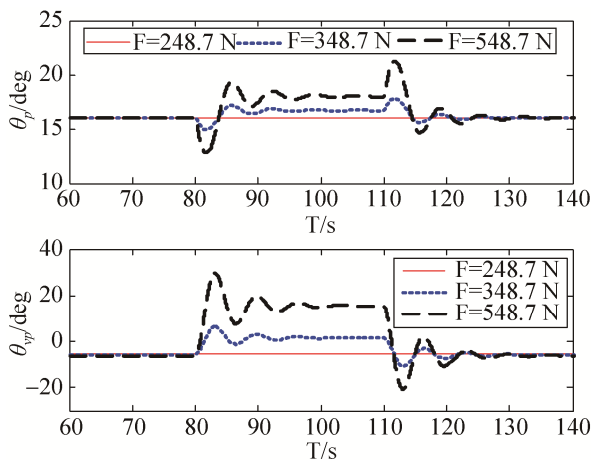


图 3 翼伞俯仰角与相对俯仰角变化曲线

2) 转弯操纵响应

在 50 s 时施加左侧下偏的转弯操纵，持续至 110 s，图 4 中偏航角变化表明翼伞飞行器处于滑翔状态时，偏航角与相对偏航角均为 0° ，施加操纵时，相对偏航角会出现剧烈震荡，衰减后依然大于 0° ，这也说明两体之间存在相对运动。

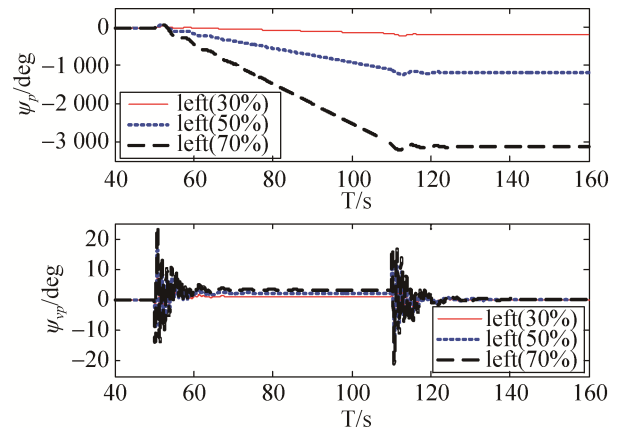


图 4 翼伞偏航角与相对偏航角变化曲线

图 5 为两种下偏量条件下的翼伞飞行器飞行轨迹，可以看出盘旋半径与控制量成反比 ($C_{30\%} = 185 \text{ m}$, $C_{50\%} = 110 \text{ m}$)，且稳定性变差。在实际试验过程中可以发现，当控制量 $\delta \geq 70\%$ 时，翼伞飞行器姿态变化过快，导致相对运动过于剧烈，致使飞行器失稳，因此，在实际操纵时，应控制在 $\delta \leq 50\%$ 的安全范围内。

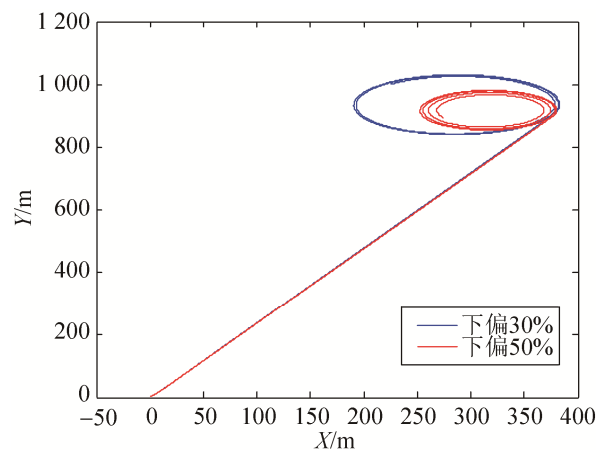


图 5 不同下偏量翼伞飞行器飞行轨迹

3) 雀降操纵响应

雀降一般在距降落点一定距离时进行快速操

纵,用以降低纵向速度,从而实现动力翼伞的“定点着陆”与“无损着陆”,或在紧急情况时,用于快速降低动力翼伞高度。

由图 6 可以看出,雀降操纵时,俯仰角与相对俯仰角具有明显变化,且衰减速度较慢,说明存在明显的相对运动。当采取 100% 下偏操纵时,相对运动最严重,最大相对俯仰角为 21° 。

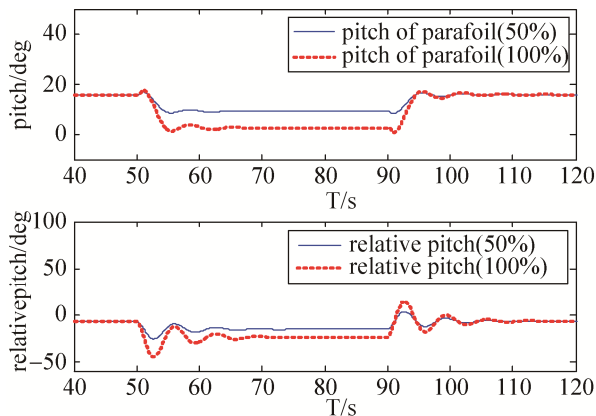


图 6 翼伞俯仰角与相对俯仰角变化曲线

3 结论

本文针对软翼飞行器多体结构,多自由度的特点,在非线性和运动特性分析方面进行了以下研究工作:首先,采用机理法建立了软翼飞行器 8-DOF 非线性动力学模型,模型中考虑了翼伞的附加质量、两体间相对运动与发动机推力,除翼伞六个自由度以外,还包括两体相对俯仰与相对偏航两个自由度。在受力分析时,考虑了两体连接方式与伞绳拉力,符合实际结构特性;然后,采用该模型,分别仿真分析了软翼飞行器稳定滑翔状态下对不同功率变化、单侧下偏与双侧下偏操作的响应情况仿真结果验证了模型正确性与适用性。

但是值得注意的是:1) 该模型未考虑伞绳存在弹性形变时的相对运动情况;2) 仿真中控制量的施加采用阶跃形式,与实际操纵动作存在误差;3) 模型中尚未考虑实际控制响应过程存在的时延,这会对今后的控制策略研究产生影响。因此,针对以上问题对模型的改进与实验验证,以及抑制

相对运动的控制策略设计,将是今后的研究重点。

参考文献:

- [1] Nie H Zhang M, Zhu R. Stochastic Optimal Control of Flexible Aircraft Taxiing at Constant or Variable Velocity [J]. *Nonlinear Dyn* (S0924-090X), 2010, 62(1/2): 485-497.
- [2] Slegers N. Effects of Canopy-payload Relative Motion on Control of Autonomous Parafoils [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics* (S0731-5090), 2010, 33(1): 116-125.
- [3] Ward M, Costello M. Parametric Study of Powered Parafoil Flight Dynamics [C]// Minnesota: AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2012. USA: AIAA, 2012.
- [4] Zaitsev P V, Formal'skii A M. Mathematical Modeling of Controlled Longitudinal Motion of A Paraglider [J]. *Computational Mathematics and Modeling* (S1046-283X), 2013, 24(3): 418-431.
- [5] Ochi Y. Linear Dynamics and PID Flight Control of a Powered Paraglider [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics* (S0731-5090), 2010, 32(S1): 78-89.
- [6] Heise M, S Muller. Dynamic Modeling and Visualization of Multi-body Flexible System [C]// Rhode Island: AIAA Model and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 2004. USA: AIAA, 2004.
- [7] Muller S, Wagner O, Sachs G. A High-fidelity Nonlinear Multibody Simulation Model for Parafoil System [C]// California: AIAA Aerodynamic Decelerator System Technology Conference and Seminar, 2001. USA: AIAA, 2001.
- [8] 熊菁. 翼伞系统动力学与归航方案研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2006.
- [9] 张俊韬, 侯中喜. 动力翼伞系统纵向动力学建模研究 [J]. *系统仿真学报*. 2010, 22(11): 2541-2544.
- [10] Goodrick T F. Comparison of Simulation and Experimental Data for a Gliding Parachut in Dynamic [C]// San Diego: AIAA Aerodynamic decelerator and Balloon Technology Conference, 1981. USA: AIAA, 1981.
- [11] Barrows T. Apparent Mass of Parafoil with Spanwise Camber [J]. *Journal of Aircraft* (S0021-8669), 2002, 39(3): 445-451.
- [12] Glen J. Parafoil Turn Response To Control Input [C]// Reno: AIAA aerospace Sciences Meeting and Exhibit, USA: AIAA, 1993: 248-254.