

北京航空航天大学学报
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics
ISSN 1001-5965,CN 11-2625/V

《北京航空航天大学学报》网络首发论文

题目：翼伞系统下拉操纵稳定性研究
作者：康琪，李永浩，李岩军，许诺，余莉
DOI：10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0484
收稿日期：2026-07-10
网络首发日期：2026-09-09
引用格式：康琪，李永浩，李岩军，许诺，余莉. 翼伞系统下拉操纵稳定性研究[J/OL]. 北京航空航天大学学报. https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0484



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

翼伞系统下拉操纵稳定性研究

康琪[1],李永浩[1],李岩军[1,2],许诺[1],余莉[1,2,✉]

(1. 南京航空航天大学 飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室，南京 210016；
2. 南京航空航天大学 航空学院，南京 210016)
*通信作者 E-mail：yuli_happy@163.com

摘要 为研究下拉操纵对翼伞系统稳定性的影响规律，建立了翼伞系统六自由度动力学模型及小扰动线性化模型，采用龙格库塔法进行了翼伞不同操纵下的数值计算，计算结果与试验结果一致，滑翔比最大误差为 5.02%。以此为基础，开展了不同操纵方式下的气动稳定性分析，研究了下拉操纵翼伞的速度、姿态变化规律，并进一步研究了纵向与横航向模态特性。结果表明：随着操纵量增加，纵向长周期模态振荡衰减加快，双侧操纵的阻尼比与衰减速率高于单侧操纵；横航向特征值整体向虚轴移动，受扰后恢复能力逐渐减弱；下拉操纵对纵向与横航向动稳定性影响趋势相反，操纵量选择时需兼顾纵向振荡衰减与横航向受扰恢复能力。本文研究为翼伞安全提供了重要参考依据。

关键词 翼伞操纵；动力学仿真；六自由度模型；小扰动方法；稳定性
中图分类号 V244.21 文献标志码 A DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0484

Stability analysis of a parafoil system under brake deflection

KANG Qi[1],LI Yonghao[1],LI Yanjun[1,2],XU Nuo[1],YU Li[1,2,✉]

(1.Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support, Ministry of Industry and Information Technology,Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China；

2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)
*E-mail: yuli_happy@163.com

Abstract To investigate the effect of brake deflection on the stability of a parafoil system, a six-degree-of-freedom (DOF) dynamics model and a small- disturbance linearized model were established. Numerical simulations under different brake-deflection conditions were performed using the Runge-Kutta method. The simulation results agreed well with hot-air-balloon drop-test data, with a maximum glide-ratio error of 5.02%. On this basis, static aerodynamic stability under different control modes was analyzed. The effects of brake deflection on the velocity and attitude responses were then examined, followed by an analysis of the longitudinal and lateral-directional modal characteristics. The results show that, as the deflection magnitude increases, the oscillation of the longitudinal phugoid mode decays faster, and symmetric brake deflection provides a higher damping ratio and decay rate than asymmetric brake deflection. In contrast, the lateral-directional eigenvalues move toward the imaginary axis, indicating a gradual reduction in disturbance-recovery capability. Brake deflection therefore has opposite effects on longitudinal and lateral-directional dynamic stability, and the selection of deflection magnitude should account for both longitudinal oscillation damping and lateral-directional disturbance recovery. The results provide a reference for stability assessment and control-quantity selection of parafoil systems.

Key words parafoil maneuver; dynamic simulation; 6-DOF model; small-disturbance method; stability

翼伞通过操纵绳下拉改变后缘形状，气动特性发生变化从而实现翼伞系统转弯、减速等运动状态的变化，其良好的操控性能是其不同于常规圆伞的重要特点[1-2]。然而，翼伞系统在下拉操纵时，可能出现姿态振荡、飞行失稳甚至失速导致飞行事故，翼伞下拉操纵的飞行稳定性是翼伞系统研究非常关注的问题。

收稿日期：2026-07-10
基金项目：国家自然科学基金（11972192）；航空科学基金(20240012052002)
Fund：National Natural Science Foundation of China (11972192)；Aeronautical Science Foundation of China(20240012052002)
网络首发时间：2026-09-09 09:12:00 网络首发地址：https://link.cnki.net/urlid/11.2625.v.20260908.1600.003

翼伞系统稳定性研究方法主要有风洞试验法和动力学分析法。如 Nicolaides[3-4]开展了翼伞风洞试验，测量了翼伞气动特性，并结合飞行力学对稳定性与操控性进行了定量评估；Hiraki[5]则通过风洞静、动态试验，测量并验证了柔性翼伞因其下反角效应具备的良好横航向稳定性；Lingard[6]通过风洞试验建立了翼伞气动模型，为后续动力学研究提供了基础。

翼伞动力学稳定性研究首先必须有准确的气动输入，然而下拉翼伞柔性变形涉及复杂的气动问题，翼伞系统动力学稳定通常进行了相应的简化，且重点关注翼伞系统的纵向稳定性。如 Goodrick[7-9]建立了翼伞六自由度（degree of freedom，DOF）动力学模型，研究了翼伞纵向稳定性及操纵转弯特性，揭示了翼伞尺寸与翼载荷对转弯特性及纵向长周期运动的影响规律。葛玉君[10]建立六自由度刚体模型，揭示了系统滑翔过程中的长周期俯仰振荡特性；马海亮[11]引入伞衣与载荷之间的相对运动，构建九自由度模型，指出相对俯仰运动会引发短周期振荡，影响翼伞系统动稳定性。

线性化方法是常见的稳定性分析方法，可将复杂的非线性系统在平衡点附近转化为线性状态空间模型，从而通过特征值识别系统模态并分析稳定性。如学者们[12-15]基于小扰动方法在平衡点附近建立线性化模型，对翼伞模态特性进行了系统研究，揭示了安装角、爬升角及滑翔高度等对稳定性的影响机制，识别了滚转-螺旋耦合模态等动态特性。王冶平[16]采用线性化方法分析多旋翼电动垂直起降（electric vertical take-off and landing，eVTOL）的稳定性，讨论气动干扰对模态的影响；Spadão[17]在 eVTOL 不同配平点处线性化，分析纵向和横航向模态随飞行状态的变化；Gao[18]建立高空混合飞艇线性化模型，结合 CFD 计算稳定性导数，通过特征值及响应评价动稳定性。

上述研究没有考虑翼伞下拉操纵的情况，多数研究以无操纵稳定滑翔状态为基准，重点分析平衡点附近的小扰动模态。但在实际飞行过程中，下拉操纵会改变气动特性和平衡状态，使系统模态随操纵量发生变化。本文以操纵方式和操纵量为变量，基于文献[19]气动特性提炼出翼伞操纵下拉气动模型，基于小扰动法开展了翼伞系统稳定性分析，研究了下拉操纵翼伞系统的纵向及横航向模态变化规律，为翼伞系统安全操控提供了重要依据。

1 翼伞系统动力学建模

1.1 6DOF 动力学模型

针对物体-翼伞系统，本文在伞衣完全充气、伞绳张紧条件下，忽略伞绳弹性及两体相对运动，将系统等效为单一刚体并建立 6DOF 模型。该模型不适用于开伞充气、伞衣塌陷及显著伞载相对摆动等工况。模型涉及物伞坐标系（$O_tX_tY_tZ_t$），牵连大地坐标系（$O_dX_dY_dZ_d$）及惯性坐标系（$O_eX_eY_eZ_e$），如图 1 所示。

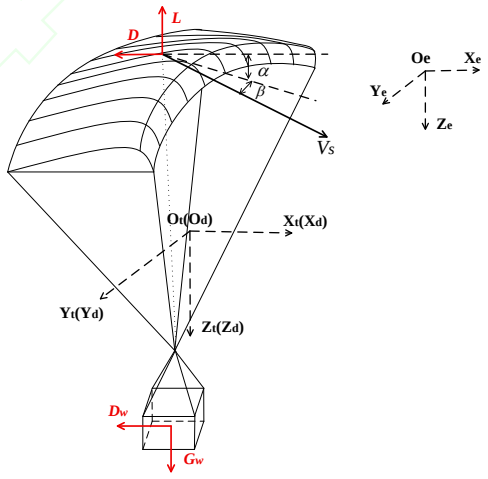


图 1 翼伞系统坐标系示意图
Fig.1 Coordinate system of parafoil system

动力学方程如下：

$$\begin{bmatrix}\dot{u}\\ \dot{v}\\ \dot{w}\end{bmatrix}=\left(\boldsymbol{M}_{\mathrm{s}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{w}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{f}}\right)^{-1}\left[\boldsymbol{G}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{A}}\right] \tag{1}$$

$$\begin{bmatrix}\dot{p}\\ \dot{q}\\ \dot{r}\end{bmatrix}=(\boldsymbol{I}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{f}})^{-1}\left(\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}-\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{I}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{f}})\right)\begin{bmatrix}p\\ q\\ r\end{bmatrix} \tag{2}$$

式中：u、v、w 为翼伞系统质心的速度分量，$\boldsymbol{M}_{\mathrm{s}}$、$\boldsymbol{M}_{\mathrm{w}}$、$\boldsymbol{M}_{\mathrm{f}}$ 分别为翼伞质量矩阵、载荷质量矩阵、翼伞附加质量矩阵，$\boldsymbol{F}_{\mathrm{A}}$ 和 $\boldsymbol{G}$ 分别为翼伞和载荷的气动力和重力矢量总和。p、q、r 为翼伞质心的转动角速度分量，I 和 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{f}}$ 分别为翼伞系统和附加质量的转动惯量，$\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}$ 为翼伞系统的气动力矩矢量，$\boldsymbol{\Omega}$ 为物伞坐标系下的角速度反对称矩阵。

针对上述两体系统，考虑到载荷气动力远小于翼伞，本文对载荷气动力予以忽略，对翼伞气动力及气动力矩的计算如下：

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{A}}=\frac{1}{2}\rho V^{2}S_{\mathrm{s}}C_{\mathrm{i}} \tag{3}$$

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}=\frac{1}{2}\rho V^{2}S_{\mathrm{s}}\left[bC_{\mathrm{l}},\ cC_{\mathrm{m}},\ bC_{\mathrm{n}}\right] \tag{4}$$

式中：V 为翼伞空速，ρ 为空气密度，S_s 为翼伞名义面积，$C_i\,(i=X,Y,Z)$ 为翼伞气动力系数，b、c 分别为翼伞的展长与弦长，C_l、C_m、C_n 分别为翼伞的滚转、俯仰及偏航气动力矩系数[20]。

运动学关系式如下：

$$\begin{bmatrix}\dot{X}\\ \dot{Y}\\ \dot{Z}\end{bmatrix}=\boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}^{\mathrm{e}}\begin{bmatrix}u\\ v\\ w\end{bmatrix} \tag{5}$$

$$\begin{bmatrix}\dot{\varphi}\\ \dot{\theta}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1 & \sin\varphi\tan\theta & \cos\varphi\tan\theta\\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi\\ 0 & \sin\varphi/\cos\theta & \cos\varphi/\cos\theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}p\\ q\\ r\end{bmatrix} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}^{\mathrm{e}}=\begin{bmatrix}C_\theta C_\psi & S_\varphi S_\theta C_\psi-C_\varphi S_\psi & C_\varphi S_\theta C_\psi+S_\varphi S_\psi\\ C_\theta S_\psi & S_\varphi S_\theta S_\psi+C_\varphi C_\psi & C_\varphi S_\theta S_\psi-S_\varphi C_\psi\\ -S_\theta & C_\theta S_\varphi & C_\varphi C_\theta\end{bmatrix} \tag{7}$$

式中：ψ、θ、φ 分别为偏航角、俯仰角和滚转角，X、Y、Z 为系统在惯性坐标系 $O_eX_eY_eZ_e$ 下质心位置，$\boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}^{\mathrm{e}}$ 为物伞系向地系的转换矩阵，$C_*=\cos(*)$，$S_*=\sin(*)$[21]，$(*=\psi,\ \theta,\ \varphi)$。

1.2 小扰动线性化模型

基于上述 6DOF 动力学模型，本文引入了小扰动线性化模型，通过求解系统矩阵，实现了翼伞系统运动特性和稳定特性的同步模拟。

状态变量与控制输入为基准值和小扰动量之和，如下：

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}=\boldsymbol{x}_0+\Delta\boldsymbol{x}\\ \boldsymbol{u}=\boldsymbol{u}_0+\Delta\boldsymbol{u}\end{cases} \tag{8}$$

式中：状态向量与控制输入分别为 $\boldsymbol{x}=[u,v,w,p,q,r,\phi,\theta,\psi,X,Y,Z]^T$ $\boldsymbol{u}=[\delta_a,\delta_e]^T$，$\boldsymbol{x}_0$ 和 $\boldsymbol{u}_0$ 分别为基准状态与控制输入，$\Delta\boldsymbol{x}$ 和 $\Delta\boldsymbol{u}$ 分别为对应的小扰动量。

将式(8)代入非线性动力学方程，保留一阶项后可得

$$\Delta\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{A}\Delta\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}\Delta\boldsymbol{u} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{A}$ 和 $\boldsymbol{B}$ 分别为有量纲稳定性导数矩阵和控制导数矩阵。

根据纵向、横航向进行变量分组，上式具体为

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{\boldsymbol{x}}_{\text{lon}}\\ \Delta\dot{\boldsymbol{x}}_{\text{lat}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_{\text{lon}} & \boldsymbol{A}_{\text{lon-lat}}\\ \boldsymbol{A}_{\text{lat-lon}} & \boldsymbol{A}_{\text{lat}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\boldsymbol{x}_{\text{lon}}\\ \Delta\boldsymbol{x}_{\text{lat}}\end{bmatrix} \quad (10)$$

式中：$\boldsymbol{A}_{\text{lon-lat}}$ 和 $\boldsymbol{A}_{\text{lat-lon}}$ 均为纵向与横航向之间的耦合项。

系统特征值求解方程如下：

$$\det(\lambda\boldsymbol{I}-\boldsymbol{A})=0 \quad (11)$$

基于求得的特征值，为定量评价受扰动态响应特性，计算固有频率、阻尼比与衰减时间，如下：

$$\lambda=\eta\pm i\omega \quad (12)$$

$$\begin{cases}\omega_n=\sqrt{\eta^2+\omega^2}\\ \xi=-\eta/\omega_n\\ t_{95}=\ln 20/|\eta|\end{cases} \quad (13)$$

式中：η 和 ω 分别为特征值实部与虚部，ω_n 为固有频率，反映模态固有振荡特性；ξ 为阻尼比，反映扰动耗散水平；t_{95} 为衰减时间，即扰动幅值衰减至初始值 5%的历经时间。

2 操纵状态翼伞气动稳定性研究

基于已建立的 6DOF 模型与小扰动模型，以气动特性为输入，可仿真输出翼伞系统的运动特性及运动稳定性。因此，在探究操纵状态翼伞运动性能及稳定性能之前，本节需对其输入进行稳定性研究。

2.1 典型操纵状态气动模型拟合

本文采用文献[19]翼伞为研究对象，表 1 为其几何和结构参数。翼伞通过下拉操纵绳改变伞衣后缘形状，不同操纵方式如图 2 所示。

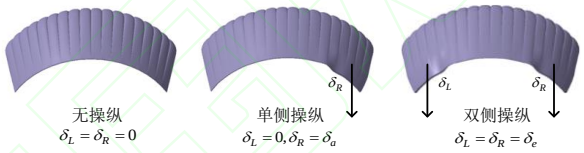


图 2 翼伞下拉操纵方式示意图

Fig.2 Schematic of parafoil brake-deflection modes

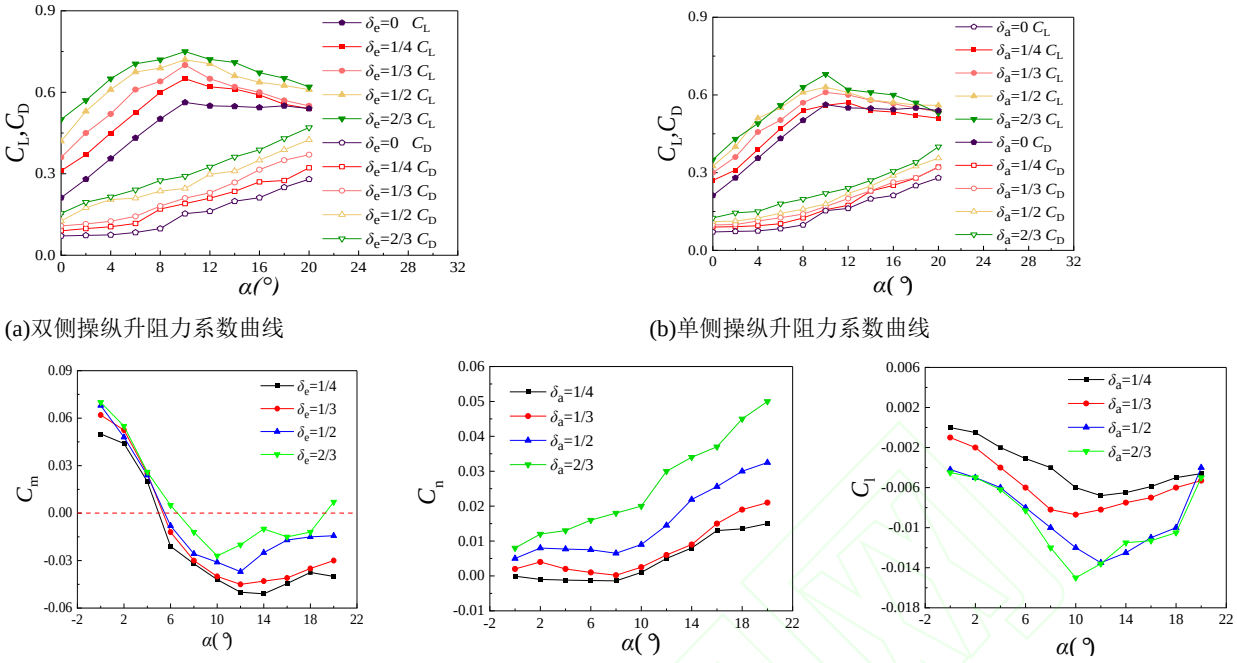
图中，δ_L 和 δ_R 分别为左右侧操纵绳下拉量；δ_{a} 和 δ_{e} 分别为单侧和双侧操纵量。由于伞衣结构对称，图中仅以右侧下拉表示单侧操纵。

文献基于不同操纵量及气动角的 CFD 计算结果，获得了翼伞下拉操纵气动特性，如图 3 所示。

表1 翼伞系统几何与结构参数

Table 1 Geometric and structural parameters of parafoil system

展长 b(m)	弦长 c(m)	切口高度 e(m)	伞衣质量 m_{s}(kg)	载荷质量 m_{w}(kg)	伞衣面积 S_{s}(m²)	载荷面积 S_{w}(m²)	翼伞中心与系统质心间距(m)	载荷中心与系统质心间距(m)	载荷阻力系数 C_{Dw}
8.67	3.46	0.62	5.3	200	30	0.5	4	0.2	0.5



(a)双侧操纵升阻力系数曲线　(b)单侧操纵升阻力系数曲线

(c)双侧操纵俯仰力矩曲线　(d)单侧操纵偏航力矩曲线　(e)单侧翼伞滚转力矩曲线

图 3　翼伞操纵下拉的气动特性变化曲线[19]

Fig.3　Aerodynamic characteristics curves of the parafoil under brake deflection

如图 3 所示，单双侧操纵下，随着攻角增加，升力系数先增后减，阻力系数单调增加；操纵量增加，升阻力系数整体提高，且双侧操纵的增幅更大。为得到翼伞气动系数，文献基于 CFD 气动系数为样本，采用最小二乘法辨识，估算公式为

$$\hat{\boldsymbol{\beta}} = (\boldsymbol{\Phi}^T\boldsymbol{\Phi})^{-1}\boldsymbol{\Phi}^T\boldsymbol{Y} \tag{14}$$

式中:$\hat{\boldsymbol{\beta}}$为待辨识参数向量，$\boldsymbol{\Phi}$ 为工况输入矩阵，$\boldsymbol{Y}$ 为气动系数矩阵。

气动模型表达式如下：

$$\begin{cases} C_{\mathrm{L}} = C_{\mathrm{L0}} + C_{\mathrm{L}\alpha}\alpha + C_{\mathrm{L}\alpha^2}\alpha^2 + C_{\mathrm{L}\delta e}\delta_e + C_{\mathrm{L}\delta a}\delta_a \\ C_{\mathrm{D}} = C_{\mathrm{D0}} + C_{\mathrm{D}\alpha}\alpha + C_{\mathrm{D}\alpha^2}\alpha^2 + C_{\mathrm{D}\delta e}\delta_e + C_{\mathrm{D}\delta a}\delta_a \\ C_Y = C_{Y\beta}\beta + C_{Yp}\dfrac{rb}{2u} + C_{Y\delta a}\delta_{\mathrm{a}} \\ C_m = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{mq}0.528\dfrac{qc}{2u} + C_{m\delta e}\delta_e \\ C_l = C_{l\beta}\beta + C_{lp}\dfrac{pb}{2u} + C_{lr}\dfrac{rb}{2u} + C_{l\delta a}\delta_{\mathrm{a}} \\ C_n = C_{n\beta}\beta + C_{np}\dfrac{pb}{2u} + C_{nr}\dfrac{rb}{2u} + C_{n\delta a}\delta_a \end{cases} \tag{15}$$

$$C_{X\delta x} = C_{X\delta x0} + C_{X\delta x\alpha}\alpha + C_{X\delta x\alpha^2}\alpha^2 \tag{16}$$

式中：C_{L}、C_{D}、C_{Y}分别为翼伞的升力、阻力和侧向力系数，α 和 β 分别为攻角和侧滑角；下拉量 X 代表不同的气动力及气动力矩系数，x代表单侧操纵或者双侧操纵。

文献[19]中拟合系数 R^2 为 0.85～0.98，能较为准确地反映气动模型精度。本文气动模型参数如表 2 所示。

表2　气动模型参数

Table 2　Aerodynamic model parameters

参数	结果	参数	结果	参数	结果	参数	结果	参数	结果	参数	结果
C_{L0}	0.2384	$C_{L\delta e0}$	0.3038	$C_{D\delta a0}$	0.1504	C_{m0}	0.0015	$C_{n\beta}$	0.0014	$C_{l\beta}$	-0.0023

$C_{L\alpha}$	0.0495	$C_{L\delta e\alpha}$	-0.0417	$C_{D\delta a\alpha}$	-0.0068	$C_{m\alpha}$	0.00227	C_{np}	-0.0153	C_{lp}	-0.2020
$C_{L\alpha^2}$	-0.0022	$C_{L\delta e\alpha^2}$	0.0002	$C_{D\delta a\alpha^2}$	0.0004	$C_{m\delta e0}$	0.1171	C_{nr}	-0.035	C_{lr}	0.0120
$C_{L\delta a0}$	0.5313	C_{D0}	0.0746	$C_{D\delta e0}$	0.1917	C_{mq}	-0.5280	$C_{n\delta a}$	0.0060	$C_{l\delta a0}$	-0.0012
$C_{L\delta a\alpha}$	-0.0143	$C_{D\alpha}$	0.0089	$C_{D\delta e\alpha}$	-0.0036	$C_{m\delta e\alpha}$	-0.0286	$C_{n\delta a0}$	-0.00001	$C_{l\delta a\alpha}$	-0.0032
$C_{L\delta a\alpha^2}$	0.0001	$C_{D\alpha^2}$	0.0004	$C_{D\delta e\alpha^2}$	0.00005	$C_{m\delta e\alpha^2}$	0.0011	$C_{n\delta a\alpha^2}$	0.00015	$C_{l\delta a\alpha^2}$	-0.0001
$C_{Y\beta}$	-0.0036	C_{Yr}	-0.0139	$C_{Y\delta a}$	-0.1087						

2.2 气动稳定性分析

本节以上述建立的气动模型为输入，开展了动力学仿真，对操纵状态翼伞的气动稳定性进行研究。图 4 和图 5 分别为翼伞系统俯仰力矩和滚转力矩系数随气动角的变化。

如图 4 和图 5 所示，翼伞俯仰力矩和滚转力矩系数均随着气动角增加而逐渐降低，操纵量大小对变化规律没有影响。但是，随着双侧操纵量增加，平衡攻角增加，固定攻角下的俯仰力矩系数增加；随着单侧操纵量增加，平衡侧滑角负向偏移，虽然绝对值增加，但固定侧滑角下的滚转力矩系数有所降低。

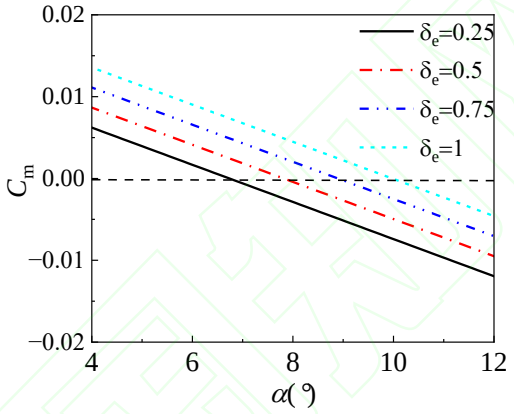


图 4 俯仰力矩系数随攻角变化

Fig.4 Pitching moment coefficient versus angle of attack

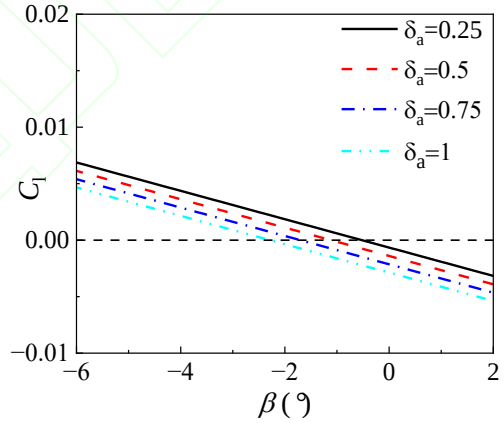


图 5 滚转力矩系数随侧滑角变化

Fig.5 Rolling moment coefficient versus sideslip angle

整体而言，下拉操纵主要影响平衡点状态而非静稳定性，翼伞系统始终满足纵向及横航向静稳定性要求。

3　操纵状态翼伞运动特性研究

3.1 方法验证

基于上述气动输入稳定性研究，为了验证动力学模型的准确性，本文针对上述翼伞分别开展了热气球投放试验和相同条件下数值仿真，热气球投放试验如图 6 所示。

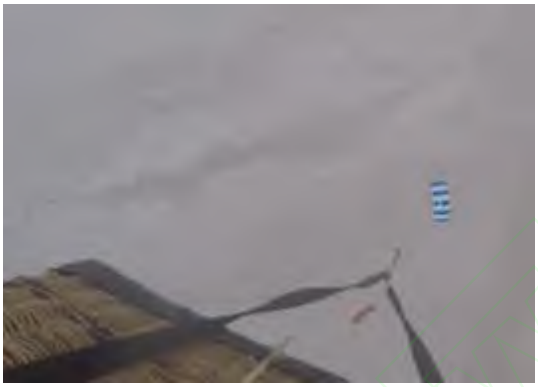
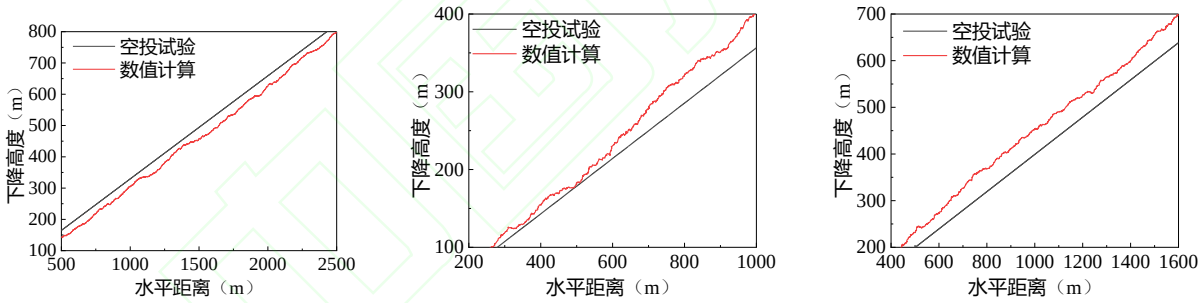


图 6　热气球投放试验
Fig. 6 Hot-air-balloon drop test

试验方面，采用悬停状态投放，空投高度为 1000m，翼伞系统质量为 208kg，共进行了 3 种工况，分别为无操纵、单侧操纵（50%下拉量）及双侧操纵（50%下拉量）。仿真方面，采用四阶的龙格库塔公式予以求解。图 7 为稳定试验结果与仿真结果滑翔轨迹对比。表 3 为试验结果与仿真结果稳定状态的特性参数对比。



(a)无操纵　(b)单侧操纵　(c)双侧操纵

图 7　滑翔轨迹对比
Fig.7　Comparison of gliding trajectories

表3　稳定阶段运动特性参数对比
Table 3　Comparison of steady-state motion characteristics

	无操纵			单侧操纵			双侧操纵		
	试验	仿真	误差/%	试验	仿真	误差/%	试验	仿真	误差/%
水平速度(m/s)	19.35	18.64	3.67	14.63	14.26	2.53	13.56	13.89	2.43
垂直速度(m/s)	6.53	6.14	5.97	5.19	5.09	1.93	5.68	5.54	2.46
滑翔比	2.96	3.04	2.70	2.82	2.80	0.71	2.39	2.51	5.02

如图 7 和表 3 所示，在过载、高度、轨迹方面，仿真结果与试验结果的变化趋势均较为接近，下拉操纵将使得水平速度显著降低，且双侧操纵较单侧操纵的降幅更大。以稳定状态的特性参数为量化标准，速度和滑翔比的最大误差分别为 5.97%和 5.02%，均位于 6%以内，有力验证了本文动力学模

型与数值方法的可靠性。

3.2 操纵下拉运动特性

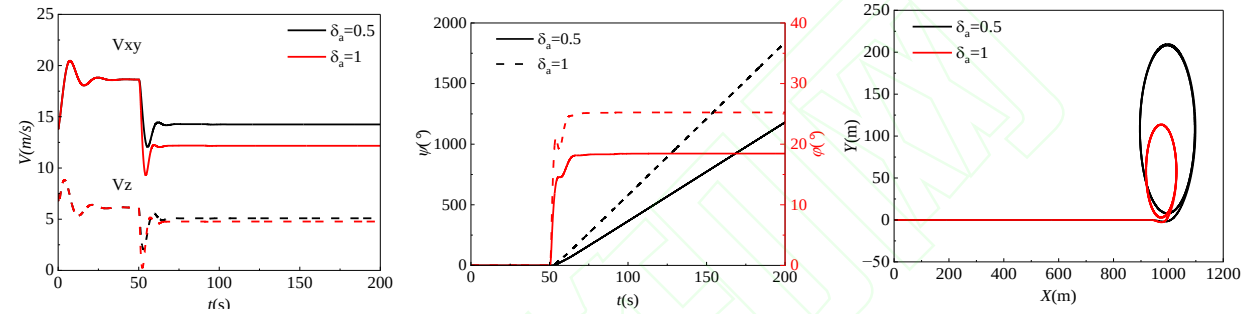
在上述研究基础上，本文开展了不同操纵量下的数值仿真，以探究操纵量对翼伞系统运动特性的影响规律。仿真工况分别为单侧 50%操纵量、单侧 100%操纵量、双侧 50%操纵量、双侧 100%操纵量。

除操纵量外，各工况其他条件保持一致，0~50s 为无操纵滑翔状态，在 50s 时刻开始操纵，表 4 为其初始运动参数，图 8 和图 9 分别为单侧操纵和双侧操纵的翼伞系统运动特性变化。

表4 初始运动状态参数

Table 4 Initial motion state parameters

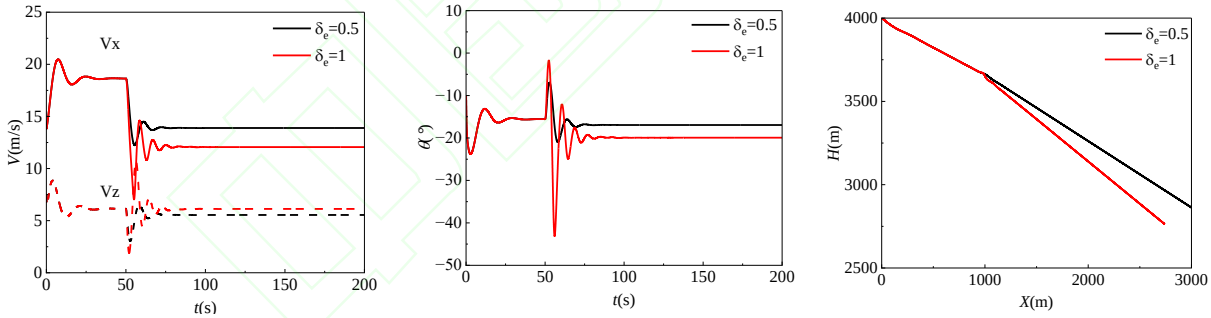
$u,v,w(m\cdot s^{-1})$	$\varphi,\theta,\phi(°)$	$x,y,z(m)$
(15,0,5)	(0,−10,0)	(0,0,−4000)



(a)速度 (b)偏航角 (c)轨迹

图 8 翼伞系统单侧操纵运动特性

Fig.8 Motion characteristics of the parafoil system under asymmetric brake deflection



(a)速度 (b)偏航角 (c)轨迹

图 9 翼伞系统双侧操纵运动特性

Fig.9 Motion characteristics of the parafoil system under symmetric brake deflection

如图 8 所示，单侧操纵后，翼伞系统的运动状态由稳定滑翔变为盘旋转弯。随着操纵量的增加，系统水平速度降低，滚转角稳定值增大，偏航角斜率增加，转弯半径增大。如图 9 所示，双侧操纵后，翼伞系统的姿态和速度均发生波动，后续重新稳定。随着操纵量的增加，系统水平速度降低，垂直速度增大，俯仰角绝对值增加，滑翔比降低。

综上，单双侧操纵对系统运动特性的影响侧重有所不同，单侧操纵主要影响横航向状态，双侧操纵则主要影响纵向状态。

4　操纵状态翼伞运动稳定性研究

基于上述运动特性研究，本节采用小扰动线性化方法，分别开展了纵向及横航向稳定性研究，单侧操纵状态包括 25%、50%、75%、100%操纵量 4 个工况，双侧操纵状态包括 25%、50%、75%、100%操纵量 4 个工况，共 8 个工况。

4.1 纵向稳定性分析

纵向方面，图 10 和图 11 分别为单侧和双侧操纵的特征值分布。

如图 10 和图 11 所示，无论单侧操纵还是双侧操纵，翼伞系统在纵向模态的特征值，均由一对共轭复根与两个负实根组成，分别对应长周期模态与非振荡模态。其中，前者反映了翼伞的俯仰振荡衰减，包括系统振荡频率与衰减速率；后者反映了受扰过程的收敛速度，不包含振荡频率。

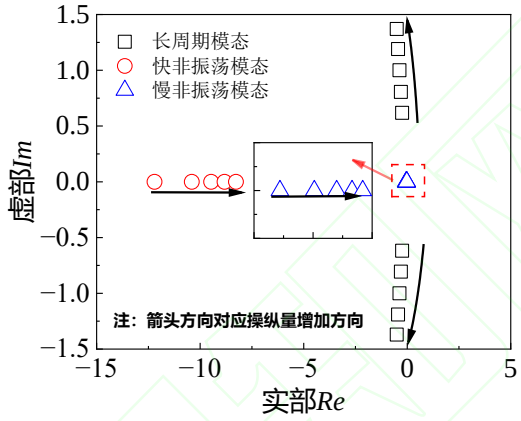


图 10　单侧操纵下纵向特征值分布图

Fig. 10　Longitudinal eigenvalue distribution under asymmetric brake deflection

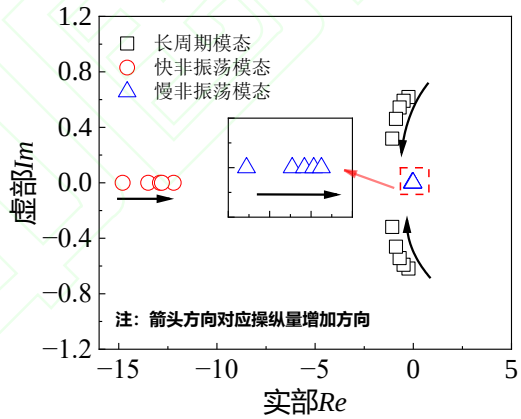


图 11　双侧操纵下纵向特征值分布图

Fig.11　Longitudinal eigenvalue distribution under symmetric brake deflection

整体而言，特征值分布均位于左半平面，该翼伞系统在纵向上始终处于稳定状态。随操纵量增加，非振荡模态对应实根远离虚轴，纵向非振荡响应的收敛速率降低。为了进一步探究操纵方式和操纵量对纵向稳定性的影响，表 5 对比了无操纵与各操纵工况的长周期模态参数。

表5 不同操纵方式下长周期模态参数

Table 5 Phugoid mode parameters under different brake deflection

操纵方式	操纵量(%)	特征值	ω_n (rad/s)	ξ	t_{95} (s)
无操纵	0	$-0.245\pm0.618i$	0.665	0.368	12.24
单侧操纵	25	$-0.305\pm0.806i$	0.862	0.354	9.84
	50	$-0.372\pm1.00i$	1.07	0.348	8.07
	75	$-0.439\pm1.19i$	1.27	0.345	6.84
	100	$-0.505\pm1.37i$	1.46	0.345	5.94
双侧操纵	25	$-0.491\pm0.591i$	0.768	0.64	6.12
	50	$-0.693\pm0.543i$	0.880	0.787	4.32
	75	$-0.879\pm0.461i$	0.993	0.886	3.42
	100	$-1.07\pm0.318i$	1.11	0.958	2.81

如表 5 所示，翼伞系统受扰后的动态响应特性受到操纵方式和操纵量的共同影响。单侧操纵下，随着操纵量增加，ω_n 显著增加，ξ 小幅降低，t_{95} 显著降低。双侧操纵下，随着操纵量增加，ω_n 和 ξ 均显著增加，t_{95} 亦显著降低，即操纵方式影响着阻尼比的变化趋势。对比单侧和双侧操纵，相同的操纵量下，前者具有更小的 ξ，后者具有更小的 ω_n 和 t_{95}。以 100%操纵量为例，后者的 t_{95} 为前者的 47.3%。

此外，单侧操纵的振荡衰减主要源于 ω_n 的增加，双侧操纵则源于 ω_n 和 ξ 的共同作用。值得注意的是，对于双侧 100%操纵量的翼伞系统，其 ξ 和 t_{95} 分别为 0.958 和 2.81s，长周期模态响应已接近临界阻尼。

整体而言，任意操纵方式下，翼伞系统的受扰衰减能力随操纵量增加而增强；任意操纵量下，相较于单侧操纵，双侧操纵的阻尼比更大、衰减时间更短、受扰衰减能力更强。

4.2 横航向稳定性分析

横航向方面，图 12 和图 13 分别为单侧和双侧操纵的特征值分布。

如图 12 和图 13 所示，不同操纵工况下，翼伞系统在横航向的特征值，均由一对共轭复根与两个负实根组成，分别对应着荷兰滚模态、滚转模态与螺旋模态。

与纵向模态不同，荷兰滚模态反映了翼伞的横航向耦合振荡衰减；滚转模态与螺旋模态反映了横滚运动和航向偏离的衰减速率，不包含振荡频率。滚转模态和螺旋模态对应实根随操纵量增加向虚轴移动，表明横航向非振荡响应的收敛速度同步降低。

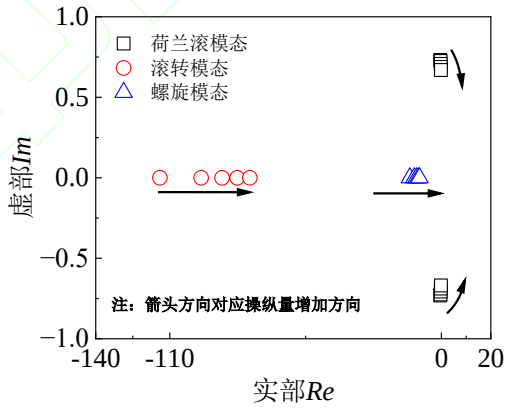


图 12 单侧操纵下横航向特征值分布图

Fig.12 Lateral-directional eigenvalue distribution under asymmetric brake deflection

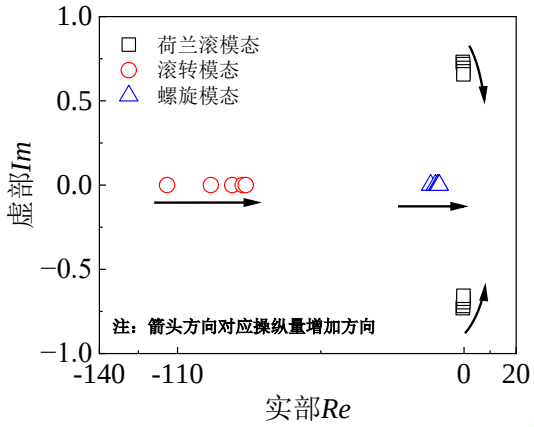


图 13　双侧操纵下横航向特征值分布图

Fig.13　Lateral-directional eigenvalue distribution under symmetric brake deflection

整体而言，横航向特征值分布均位于左半平面，所以翼伞系统在横航向上始终保持稳定。随操纵量增加，滚转模态和螺旋模态对应实根向虚轴移动，横航向非振荡响应的收敛速率降低。由于荷兰滚模态反映横航向耦合振荡衰减过程，是横航向振荡恢复能力的重要表征，表 6 进一步对比了无操纵与各操纵工况的荷兰滚模态参数。

表6　不同操纵方式下荷兰滚模态参数

Table 6　Dutch-roll mode parameters under different brake deflection

操纵方式	操纵量(%)	特征值	ω_n (rad/s)	ξ	t_{95} (s)
无操纵	0	$-0.471\pm0.731i$	0.87	0.541	6.39
单侧操纵	25	$-0.332\pm0.725i$	0.798	0.417	9.03
	50	$-0.273\pm0.707i$	0.758	0.360	11.0
	75	$-0.233\pm0.688i$	0.726	0.321	12.90
	100	$-0.202\pm0.669i$	0.698	0.289	14.90
双侧操纵	25	$-0.333\pm0.718i$	0.792	0.421	9.0
	50	$-0.274\pm0.695i$	0.747	0.367	10.95
	75	$-0.245\pm0.675i$	0.718	0.342	12.24
	100	$-0.232\pm0.657i$	0.696	0.334	12.90

如表 6 所示，下拉操纵后荷兰滚模态呈现振荡衰减降低趋势。单侧操纵下，随着操纵量增加，ω_n 小幅降低，ξ 显著降低，t_{95} 显著增加。双侧操纵下，随着操纵量增加，ω_n 和 ξ 均降低，t_{95} 则显著增加，即操纵量影响横航向耦合振荡衰减。对比单侧和双侧操纵，相同操纵量下，前者具有更小的 ξ，后者具有较小的 ω_n 和 t_{95}。以 100%操纵量为例，后者的 t_{95} 为前者的 13.4%。此外，单侧和双侧操纵的横航向耦合振荡衰减均源于 ω_n 和 ξ 的共同作用。

整体而言，任意操纵方式下，翼伞系统的受扰衰减能力随操纵量增加而降低；任意操纵量下，相较于单侧操纵，双侧操纵的阻尼比更大、衰减时间更短、受扰衰减能力更强。

综上，操纵量增加对纵向和横航向模态具有不同影响，长周期模态表现为振荡衰减加快，横航向则表现为恢复时间增加。相同操纵量下，双侧操纵对长周期振荡的抑制作用更强，荷兰滚阻尼也略高于单侧操纵；单侧操纵虽能实现转弯，但操纵量过大会导致横航向恢复能力减弱。因此，当翼伞系统需要提高俯仰振荡衰减能力情况下，优先选择双侧下拉操纵；单侧下拉用于转弯控制时，应避免操纵量过大横航向恢复能力下降。

5　结 论

本文建立了翼伞系统六自由度动力学模型及小扰动线性化模型，分别开展了单/双侧操纵状态翼伞的气动稳定性、运动特性、运动稳定性数值研究，阐明了操纵方式及操纵量对翼伞系统纵向及横航向稳定性的影响规律。具体结论如下：

1) 运动特性方面，单双侧操纵对系统运动特性的影响侧重有所不同，单侧操纵主要影响横航向状态，双侧操纵则主要影响纵向状态。

2) 纵向运动稳定性方面，无论单侧还是双侧操纵，在设计操纵范围内，翼伞系统在纵向上始终处于稳定状态。受扰动态响应特性方面，操纵量直接影响着衰减能力大小，操纵方式直接影响着阻尼比变化趋势。100%操纵量下，双侧操纵衰减时间约为单侧的 47.3%。

3) 横航向运动稳定性方面，在设计操纵范围内，翼伞系统在横航向上始终处于稳定状态。不同操纵方式下，无操纵状态下横航向恢复能力最强，双侧操纵次之，单侧操纵最弱；相同操纵量下，双侧操纵受扰衰减时间更强。

4) 翼伞需要减速或提高俯仰振荡衰减能力时，优先选取双侧下拉；单侧下拉时，在满足控制需求的前提下选取较小操纵量。最大操纵量除考虑转弯性能外，还需考虑荷兰滚阻尼和衰减时间，避免横航向恢复能力显著降低。

参考文献（References）

[1] 余莉．气动减速技术[M]．北京：科学出版社，2018：238-250．
YU L.Aerodynamic deceleration technology[M].Beijing:Science Press,2018:238-250(in Chinese).

[2] 程杨，仇博文，余莉，等．操纵方式对翼伞系统雀降性能的影响[J]．北京航空航天大学学报，2024，50（12）：3940-3946．
CHENG Y,QIU B W,YU L,et al.Influence of maneuvering modes on flared landing performance of parafoil system[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2024,50(12):3940-3946(in Chinese).

[3] NICOLAIDES J.Parafoil flight performance[C]//3rd Aerodynamic Deceleration Systems Conference.1971:1190.

[4] NICOLAIDES J D.Parafoil wind tunnel tests[R].1971.

[5] HIRAKI K.Experimental approach to identify the longitudinal and lateral stability of flexible parafoil[C]//17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar.2003:2145.

[6] LINGARD J.The aerodynamics of gliding parachutes[C]//9th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference.1986:2427.

[7] GOODRICK T.Scale effects on performance of ram air wings[C]//8th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference.1984:783.

[8] GOODRICK T.Simulation studies of the flight dynamics of gliding parachute systems[C]//6th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference.1979:417.

[9] GOODRICK T.Theoretical study of the longitudinal stability of high-performance gliding airdrop systems[C]//5th Aerodynamic Deceleration Systems Conference.1975:1394.

[10] 葛玉君，秦子增．可控翼伞系统的滑翔与稳定性分析[J]．国防科技大学学报，1992（4）：34-39．
GE Y J,QIN Z Z.Analyses of glide and stability performance of controllable parafoil systems[J].Journal of National University of Defense Technology,1992(4):34-39(in Chinese).

[11] 马海亮，秦子增． 九自由度可控翼伞系统滑翔及稳定性分析[J]．国防科技大学学报，1994，（02）：49-54．
MA H L,QIN Z Z.9-DOF simulation of controllable parafoil system for gliding and stability[J].Journal of National University of Defense Technology,1994(2):49-54(in Chinese).

[12] YANG H,SONG L,CHEN W F. Research on parafoil stability using a rapid estimate model[J].Chinese Journal of Aeronautics,2017, 30(5): 1670-1680.

[13] YANG H,SONG L,LIU C,et al.Study on powered-parafoil longitudinal flight performance with a fast estimation model[J].Journal of Aircraft, 2013, 50(5): 1660-1668.

[14] 杨华，宋磊，王文剑，等． 动力翼伞纵向四自由度动力学仿真[J]．北京航空航天大学学报，2014，40（11）：1615-1622．
YANG H,SONG L,WANG W J,et al.4-DOF longitudinal dynamic simulation of powered-parafoil[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(11):1615-1622(in Chinese).

[15] GHAPANVARY M A,NOSRATOLLAHI M,KARIMI J.Dynamic response analysis of a high glide ratio parachute system[J].International Journal of Engineering,Transactions A:Basics,2021,34(1):195-201.

[16] 王冶平，吉洪蕾，康清宇，等．集成多旋翼气动干扰的 UAM 飞行动力学模型[J]．航空学报，2025，46（11）：531280．
WANG Y P,JI H L,KANG Q Y,et al.Integration of multirotor aerodynamic interference in UAM flight dynamics model［J］.Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2025,46(11):531280(in Chinese).

[17] SPADÃO J P, VASCONCELLOS R M G,SARTORATO M,et al. Dynamic stability and control authority blending in lift-plus-cruise eVTOL transition flight[J].Dynamics,2026,6(2):21.

[18] GAO W, YANG X, WANG J,et al.Dynamic stability of the hybrid airship influenced by added mass effect[J].Journal of Aircraft,2025,62(2):278-287.

[19] 宋子怡，李岩军，余莉，等．翼伞操纵下气动特性耦合模型研究[J/OL]．北京航空航天大学学报，1-17[2026-06-26]．https：//doi．org/10．13700/j．bh．1001-5965．2024．0558．
SONG Z Y,LI Y J,YU L,et al.Coupling model analysis for aerodynamic performance of parafoil with maneuvers [J/OL].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics:1-17[2026-0626].https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0558(in Chinese).

[20] 何露． 翼伞系统的飞行力学建模及轨迹规划策略研究[D]．南京：南京航空航天大学， 2022．
HE L.Research on Flight Dynamics Modeling and Trajectory Planning Strategy of Parafoil System[D].Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2022(in Chinese).

[21] 董梁，李岩军，程杨，等．风场下翼伞系统运动特性研究[J]．航天返回与遥感，2024，45（5）：13-22．
DONG L,LI Y J,CHENG Y,et al.Research on Flight Kinematics of the Parafoil System under Wind[J].Spacecraft Recovery & Remote Sensing,2024,45(5):13-22(in Chinese).