

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.04.020

## 稳定伞变阻尼过程动态特性研究

陈乐乐 刘学强 吴成林

(南京航空航天大学航空宇航学院,南京,210016)

**摘要:**对稳定伞变阻尼过程的动态特性进行了研究,仿真分析了稳定伞变阻尼时软管-锥套系统的动态响应过程。研究表明,通过改变伞撑角可达到控制稳定伞阻尼的目的,从而使得加油装置下沉高度发生改变,达到控制加油锥套的位置。

**关键词:**空中加油;稳定伞;计算流体力学;变阻尼

**中图分类号:**V211.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2015)04-0607-06

## Dynamic Characteristics Research for Variable Damping Paradrogue

Chen Lele, Liu Xueqiang, Wu Chenglin

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** The dynamic characteristics of variable damping paradrogue are researched. The dynamic response process of hose-drogue system at different paradrogue angles during aerial refueling is simulated. Results demonstrate that the position of hose-drogue system can be regulated by changing paradrogue angles to control variable paradrogue damping.

**Key words:** aerial refueling; paradrogue; computational fluid dynamics (CFD); variable damping

对软式加油装置而言,锥套是极其重要的组件之一。锥套在软管末端,其喇叭口状的设计主要有两大作用:一是增加受油杆受油头对接捕捉范围,二是通过增加阻力面积提升软管-锥套系统的稳定,其设计参数一般包括伞撑角、伞面面积及间隙面积。文献[1]采用了一种全因子试验方案,通过提取锥套稳定伞设计的3个主要参数,建立了稳定伞的参数化模型,并由风洞实验得出了稳定伞阻力系数与此3个参数的近似解析关系式。锥套稳定伞阻尼的数值模拟因伞面形状确定及透气性等的影响存在一定的困难,文献[2,3]等采用数值模拟较精确地确定了锥套气动力,并通过NASA德莱顿飞行研究中心飞行试验进行了验证,研究结果表明在一定飞行速度范围内,锥套自由拖拽情况下的阻力系数为一个恒定值,相对于整机其值约在

0.005 6左右<sup>[4]</sup>。

稳定伞伞面的阻力通常占加油装置总阻力的75%以上<sup>[1]</sup>,改变伞面面积大小可以有效地改变稳定伞的总阻力,进而控制稳定伞的下沉高度。如果稳定伞伞面迎风面积能够根据飞行工况适时改变,那就有可能成为一种既适合于高速、又适合于低速加油的稳定伞,从而大大扩展加油机的加油包线。同时,因无人机空中加油需要控制锥套的位移以主动迎合受油机,因此变阻尼稳定伞设计近年来被研究者们所广泛关注,文献[5-9]给出了对变阻尼稳定伞的研究,其变阻尼的一个重要方式是变伞撑角<sup>[8]</sup>,如图1所示, $\alpha$ 为伞撑角,即图中所示的内外伞撑边的夹角。连接装置1往左移动带动OO'绕O转动,稳定伞伞撑的可动边2的一端与O'相连,O'带动其发生逆时针转动使得伞撑张开,伞面

**基金项目:**江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXLX13-133)资助项目;中央高校基本科研业务费专项资金资助项目。

**收稿日期:**2015-03-01;**修订日期:**2015-06-01

**通信作者:**刘学强,男,教授,博士生导师,E-mail:liuxq@nuaa.edu.cn。

面积增加,稳定伞朝着高阻状态发展;同理,当连接装置1往右移动时,伞撑收缩,伞面面积降低,稳定伞朝着低阻状态发展,从而实现稳定伞的变阻尼控制。

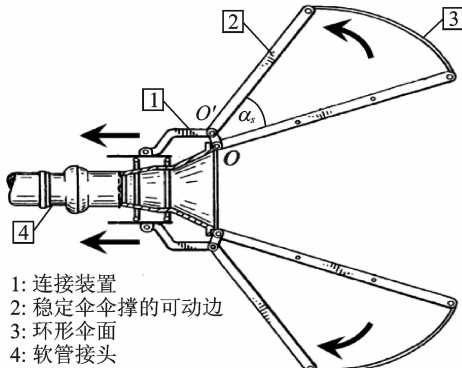


图1 稳定伞变阻尼机构

Fig. 1 Structure of variable damping paratrogue

本文主要通过采用数值模拟的方式,对一类变阻尼稳定伞的变阻尼方式及气动力进行分析研究,

确定变阻尼稳定伞设计参数与阻尼的关系,以及稳定伞变阻尼时锥套的动态响应情况,从而得到稳定伞变阻尼后对下沉高度的影响规律。

## 1 变阻尼稳定伞气动建模

### 1.1 伞面形状确定

由于稳定伞伞面一般由柔性可透气的尼龙织物做成,无风状态下,伞面形状是不可定的;有风状态下,伞面形状与来流速度、伞撑角等因素相关。本文采用文献[10]的方法来确定伞面的形状,其基本思想是取一个伞面纵截面轮廓进行分析,通过将轮廓离散成微段,在来流 $V_\infty$ 的作用下,求解离散轮廓的运动方程直至收敛稳定,最后用样条线连接以确定伞面的形状。图2给出了确定伞面轮廓的基本思路示意图。图3为不同来流速度下稳定伞结果对比,由图可知,在一定速度范围内,速度大小对伞面形状影响不是太大。图4给出了不同伞撑角稳定伞截面外形对比。

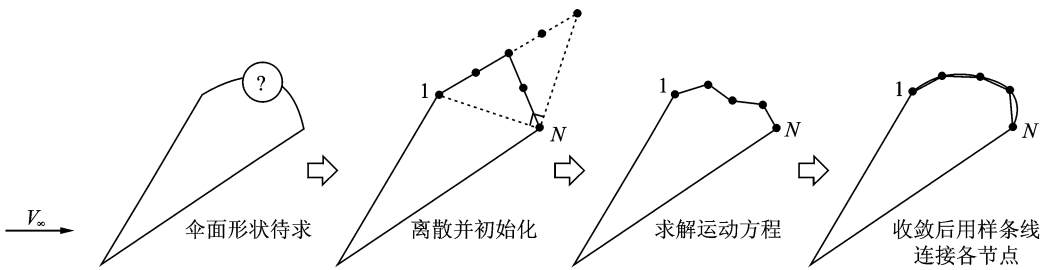


图2 伞面轮廓确定方法

Fig. 2 Solving progress of paratrogue shape

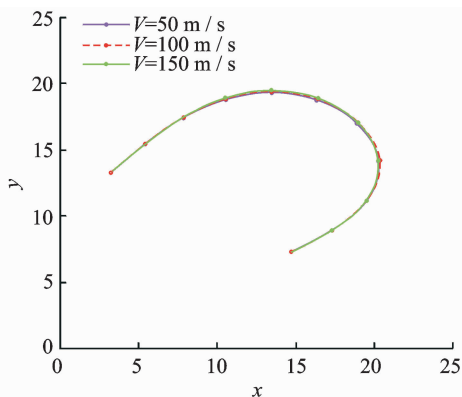


图3 不同速度大小伞截面形状对比

Fig. 3 Paratrogue shapes under variable velocity

### 1.2 稳定伞阻尼数值模拟及验证

空中加油稳定伞的阻尼模拟与传统伞的阻尼模拟有所不同,传统伞的阻尼数值模拟需要考虑伞面透气性等影响<sup>[11]</sup>,而空中加油稳定伞阻尼模拟一般不需要考虑透气性影响<sup>[3]</sup>,因此可以采用非透气性数值模拟。本文采用的数值模拟软件由笔者

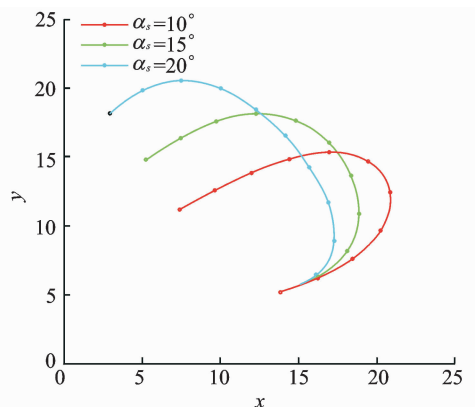


图4 不同伞撑角截面形状对比

Fig. 4 Paratrogue shapes under variable paratrogue angle

所在课题组开发,该软件求解了雷诺平均 N-S 方程,采用 Osher 格式进行空间离散<sup>[12]</sup>,紊流模型采用 S-A 一方程模型<sup>[13]</sup>。

为验证稳定伞数值模拟结果和实际结果的吻

合度,对文献[4]中的稳定伞阻尼进行了模拟,并与飞行试验进行了对比。稳定伞纵截面尺寸如图 5 所示,三维模型如图 6 所示,该稳定伞无开孔及缝隙等透气性结构。飞行试验结果来自 NASA 德莱顿飞行研究中心,试验过程的具体描述见文献[4],飞行试验的高度为 7 500~29 000 ft,在计算流体

动力学(Computational fluid dynamics, CFD)模拟中高度为 7 500 ft。图 7 给出了 CFD 模拟结果和飞行试验结果的对比,从图中可以看出,CFD 结果和飞行试验结果吻合得较好,说明 CFD 对稳定伞阻尼模拟结果可信度较高,同时也可以看到稳定伞的伞面透气性对稳定伞的阻尼影响不大。

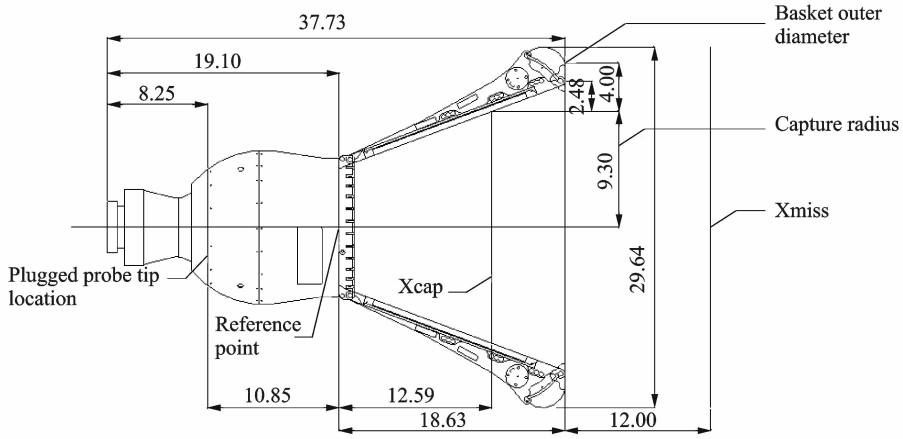


图 5 锥套组件纵截面(单位:英尺)

Fig. 5 Section shape of paraglider(in inch)

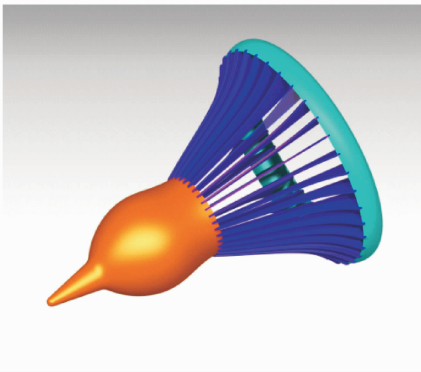


图 6 锥套组件 CATIA 模型

Fig. 6 Paraglider CATIA model

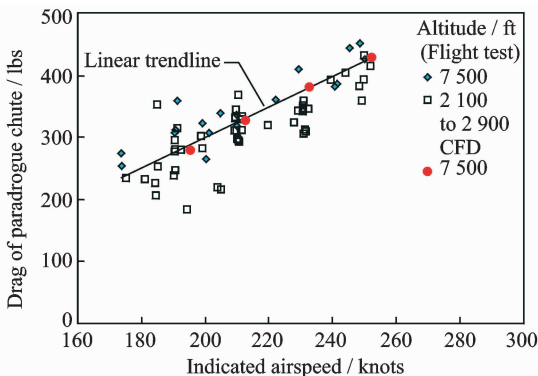


图 7 锥套组件气动阻力飞行试验与 CFD 模拟结果对比  
Fig. 7 Difference between computation results and flight test results for paraglider drag

### 1.3 变阻尼稳定伞建模

记  $C_d$  为稳定伞的阻尼系数,根据文献[2]该系数与速度及伞撑角密切相关

$$C_d = f(V_\infty, \alpha_s) \quad (1)$$

图 8 给出了  $C_d$  随  $V_\infty$  变化的关系曲线,由图可知,在一定来流速度范围内, $C_d$  受  $V_\infty$  变化的影响是非常小的, $C_d$  几乎保持在一个恒定值,因此, $C_d$  可以近似认为只与  $\alpha_s$  相关

$$C_d \approx f(\alpha_s) \quad (2)$$

$C_d$  随  $\alpha_s$  变化的关系曲线如图 9 所示,伞撑角的改变,实际是改变了稳定伞的阻尼面积,阻力面

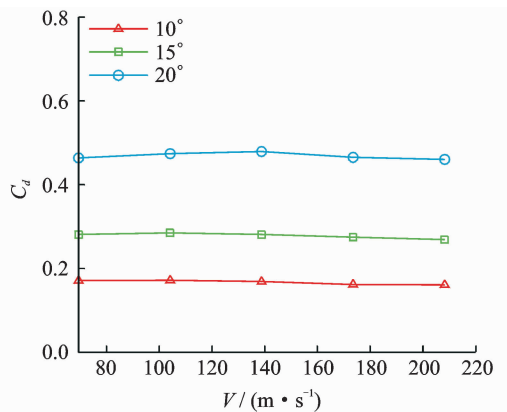


图 8 稳定伞阻力系数-速度关系曲线  
Fig. 8 Relationship between drag coefficient and speed

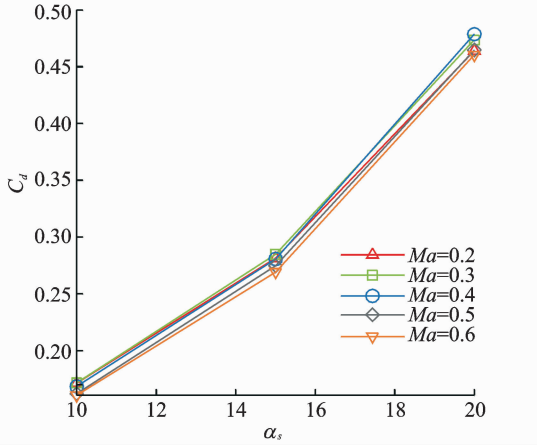


图9 稳定伞阻力系数-伞撑角关系曲线

Fig. 9 Relationship between drag coefficient and paraglider angle

积与伞撑角有平方的关系,设  $C_d$  与  $\alpha_s$  关系式具体形式为

$$C_d \approx A\alpha_s^2 + B\alpha_s + C \quad (3)$$

式中:系数  $A, B, C$  为待定常数。将  $\alpha_s = 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, C_d = 0.17, 0.28, 0.46$  代入可得

$$C_d \approx 0.0014\alpha_s^2 - 0.013\alpha_s + 0.16 \quad \alpha_s \in [10^\circ, 20^\circ] \quad (4)$$

## 2 稳定伞变阻尼过程动态特性模拟

加油软管作为一种类绳索橡胶管,其横截面由内到外主要有内衬层、埋线层和外衬层,本身具有一定的承压、抗弯、抗扭的能力,文献[14]在对空中加油软管动态特性研究时指出,其动力学建模可采用有限段离散模型。本文即采用有限段离散模型对软管进行动力学建模。

### 2.1 模型描述

在忽略软管的轴向伸长和绕轴扭转的情况下,可以采取如下方法对软管系统进行简化,如图10所示,对于伸出加油吊舱的软管,将其离散成一段段刚性杆,而杆与杆之间则由有质量的球铰连接起来,通过以上处理方法,软管系统便处理成一种开链式的多体系统。

为方便对软管系统进行描述,这里对软管各节点和微段进行编号,对于具有  $n$  个微段的加油软管,其节点编号从靠近加油吊舱点到与锥套连接点依次从 0 递增至  $n$ ,并且将始末端之外的节点称之为常规节点,微段编号依次从 1 递增至  $n$ ,对于微段  $i$ ,其长度由  $l_i$  表示。对任一节点  $i$ ,其质量  $m_i$  为

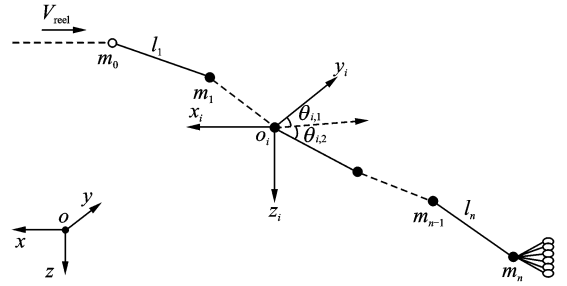


图10 软管多体系统模型及坐标系描述

Fig. 10 Hose multi-body system model and coordinate demonstration

$$m_i = \begin{cases} (l_i + l_{i+1})\rho_{\text{hose}}/2 & i = 1, \dots, n-1 \\ l_i\rho_{\text{hose}}/2 + m_{\text{drogue}} & i = n \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\rho_{\text{hose}}$ 为软管的线密度; $m_{\text{drogue}}$ 为锥套的质量。

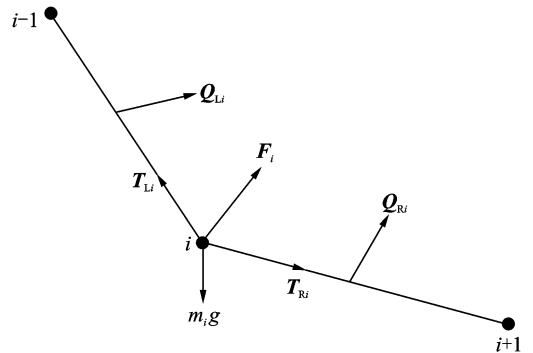
对任一节点  $i$  进行受力分析,如图11所示,设气动力  $Q_i$  (下转 L, R 表示左右软管微段) 作用于软管微段的中心,并可以通过受力等效到节点  $i$  上,软管微段之间的弯曲影响用等效恢复力  $F_i$  表示,记节点  $i$  的合外力为  $H_i$ ,有

$$H_i = \begin{cases} (Q_{L,i} + Q_{R,i})/2 + F_i + m_i g & i = 1, \dots, n-1 \\ Q_{L,i}/2 + m_i g + D_{\text{drogue}} & i = n \end{cases} \quad (6)$$

式中: $D_{\text{drogue}}$ 为锥套的阻力,由牛顿第二定律,节点  $i$  的加速度可以表示为

$$a_i = \begin{cases} \mu_i (T_{L,i} + T_{R,i} + H_i) & i = 1, \dots, n-1 \\ \mu_i (T_{L,i} + H_i) & i = n \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\mu_i$ 为节点  $i$  质量  $m_i$  的倒数; $T_{L,i}, T_{R,i}$ 为节点  $i$  左、右软管微段的内力。

图11 节点  $i$  受力分析Fig. 11 Force analysis for point  $i$ 

### 2.2 运动学方程

如图11所示,取第  $i$  根软管微段进行分析,节点  $i-1, i$  在惯性坐标系  $oxyz$  位置矢量分别为  $p_{i-1}, p_i$ ,二者有以下关系

$$p_i = p_{i-1} + r_i \quad (8)$$

式中,  $\mathbf{r}_i$  为软管微段矢量。

对式(8)求导,有节点  $i-1, i$  之间速度关系式

$$\mathbf{v}_i = \mathbf{v}_{i-1} + \dot{\mathbf{r}}_i \quad (9)$$

对式(9)求导,有加速度关系式

$$\mathbf{a}_i = \mathbf{a}_{i-1} + \ddot{\mathbf{r}}_i \quad (10)$$

记偏导数

$$\frac{\partial \mathbf{r}_i}{\partial \theta_{i,k}} = \mathbf{r}_{i,\theta_{i,k}} \quad k=1,2; \quad \frac{\partial \mathbf{r}_i}{\partial l_i} = \mathbf{r}_{i,l_i}$$

则  $\dot{\mathbf{r}}, \ddot{\mathbf{r}}$  可以表示为

$$\dot{\mathbf{r}}_i = \sum_{k=1}^2 \mathbf{r}_{i,\theta_{i,k}} \dot{\theta}_{i,k} + \mathbf{r}_{i,l_i} \dot{l}_i \quad (11)$$

$$\ddot{\mathbf{r}}_i = \sum_{k=1}^2 (\mathbf{r}_{i,\theta_{i,k}} \ddot{\theta}_{i,k} + \dot{\mathbf{r}}_{i,\theta_{i,k}} \dot{\theta}_{i,k}) + \mathbf{r}_{i,l_i} \ddot{l}_i + \dot{\mathbf{r}}_{i,l_i} \dot{l}_i \quad (12)$$

进一步,由

$$\mathbf{r}_{i,\theta_{i,1}} \cdot \mathbf{r}_{i,\theta_{i,2}} = 0$$

对式(11,12)左右同乘  $\mathbf{r}_{i,\theta_{ij}}$  ( $j=1,2$ ),则可得

$$\begin{aligned} & |\mathbf{r}_{i,\theta_{ij}}|^2 \ddot{\theta}_{i,j} + \left( \sum_{k=1}^2 \dot{\mathbf{r}}_{i,\theta_{i,k}} \dot{\theta}_{i,k} + \mathbf{r}_{i,l_i} \ddot{l}_i + \dot{\mathbf{r}}_{i,l_i} \dot{l}_i - \right. \\ & \left. \mathbf{a}_i + \mathbf{a}_{i-1} \right) \cdot \mathbf{r}_{i,\theta_{ij}} = 0 \quad j=1,2 \end{aligned} \quad (13)$$

对式(13)而言,如果拖拽点的速度、加速度以及软管各节点的速度、加速度已知,则软管微段的方位角及其一阶导数可采用四阶经典 Runge-Kutta 方法进行时间推进。

### 2.3 动力学方程

软管微段位移约束方程为

$$\mathbf{r}_i^2 = l_i^2 \quad (14)$$

对式(14)两次求导,得加速度约束方程

$$(\mathbf{a}_i - \mathbf{a}_{i-1}) \cdot \mathbf{r}_i + \dot{\mathbf{r}}_i^2 = \dot{l}_i^2 + l_i \ddot{l}_i \quad (15)$$

记

$$\mathbf{T}_i = \mathbf{n}_i t_i \quad (16)$$

式中:  $\mathbf{n}_i$  为由节点  $i-1$  指向  $i$  的单位向量,节点拉力大小  $t_i$  受拉为正,受压为负。对  $i=2, \dots, n-1$  节软管微段,设软管微段不可伸长,将式(16)代入式(15),整理得

$$\begin{aligned} & \mu_{i-1} \mathbf{n}_{i-1} \cdot \mathbf{n}_i t_{i-1} - (\mu_{i-1} + \mu_i) t_i + \\ & \mu_i \mathbf{n}_i \cdot \mathbf{n}_{i+1} t_{i+1} = (\mu_{i-1} \mathbf{H}_{i-1} - \mu_i \mathbf{H}_i) \cdot \mathbf{n}_i - \\ & (\mathbf{v}_i - \mathbf{v}_{i-1})^2 / l_i \quad i=2, \dots, n-1 \end{aligned} \quad (17)$$

当边界条件(拖拽点等)给定,软管各节点的动力学方程可写成矩阵形式,有

$$\mathbf{A}_{n \times n} \mathbf{T}_{n \times 1} = \mathbf{B}_{n \times 1} \quad (18)$$

式中:矩阵  $\mathbf{A}_{n \times n}$  为一三对角矩阵,采用追赶法对  $\mathbf{T}_{n \times 1}$  进行求解。

### 2.4 锥套变阻尼过程动态特性模拟

本文采用某加油机加挂软管-锥套系统,软管

长度为 14 m。加油机的飞行状态为马赫数为 0.6,飞行高度为 5 000 m,图 12 给出了其流场特性示意图。稳定伞撑角变化过程如图 13 所示,阻尼增加过程的时间为 1 s,  $\alpha_s$  由  $10^\circ$  线性增加到  $20^\circ$ ,阻尼减小过程的时间也为 1 s,  $\alpha_s$  由  $20^\circ$  线性减小到  $10^\circ$ 。图 14 给出了变阻尼过程锥套点(软管与锥套

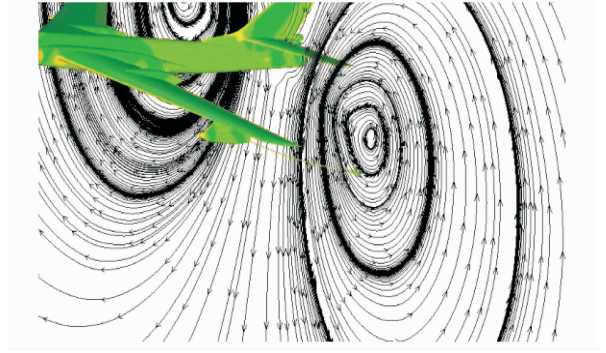


图 12 某加油机流场特性示意图

Fig. 12 Flow field of refueling aircraft

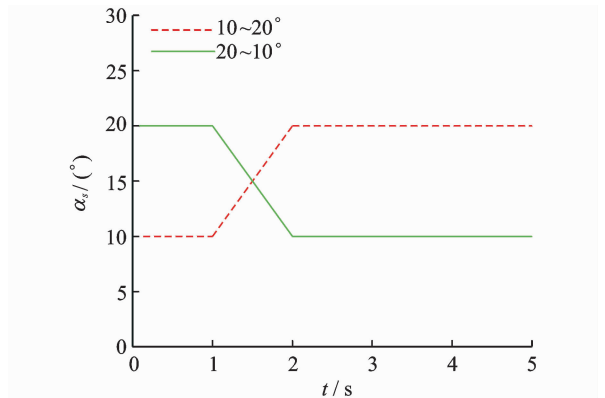
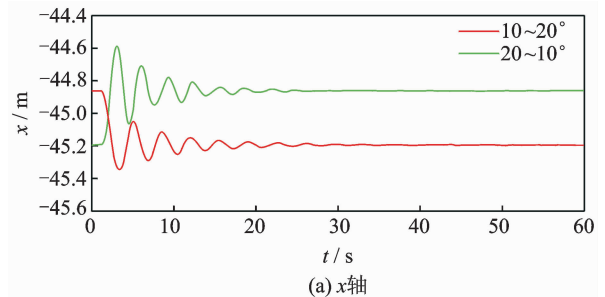
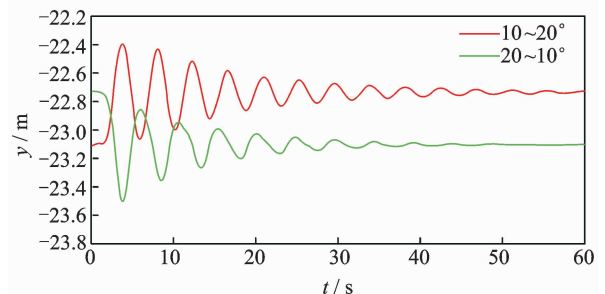


图 13 伞撑角随时间变化曲线

Fig. 13 Paratroop angle variation with time



(a) x轴



(b) y轴



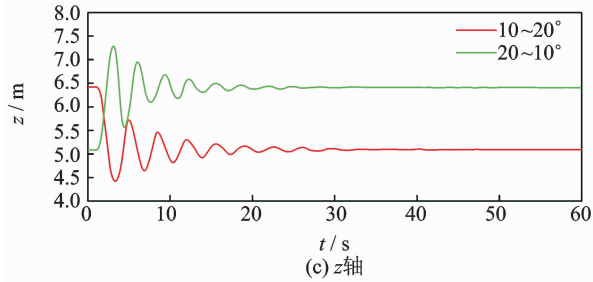


图14 变阻尼过程锥套坐标变化

Fig. 14 Drogue coordinate variation with variable damping

连接点)的坐标变化,由图可知,1 s的变阻尼过程后,锥套点坐标需要25 s的响应时间,然后趋于稳定, $x$ (流向方向)及 $y$ (侧向方向)坐标变化0.35 m, $z$ (上下方向)坐标变化1.4 m。图15给出的是拖拽点拉力的变化,由图可知,变阻尼将引起拖拽点拉力变化,但在变阻尼过程中拖拽点拉力会很快趋于稳定,同时不会出现像“鞭打”现象引起的拖拽点拉力急剧变化和发散现象,因而稳定伞在变阻尼过程中加油系统是安全的。

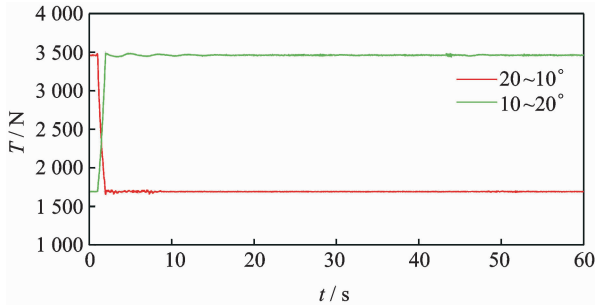


图15 变阻尼过程拖拽点拉力变化

Fig. 15 Pulling force of towing point with variable damping

### 3 结 论

本文结合计算流体力学数值模拟技术及动力学求解,对变阻尼稳定伞进行了气动建模及动态分析,得到如下研究结论:

(1)确定了变阻尼稳定伞的气动模型,建立了稳定伞阻力系数与伞撑角的相关解析关系式;

(2)对变阻尼稳定伞的动态特性进行了研究,模拟变阻尼时的锥套位置,以及拖拽点拉力变化等。结果表明,稳定伞变阻尼可控制加油装置的下沉高度,从而达到对加油装置位置进行控制,实现

自主加油,同时在变阻尼过程中拖拽点拉力变化平稳,不会出现安全问题。

### 参考文献:

- [1] Kapseong R, Emre B. Aerodynamic investigations of Paradrogue assembly in aerial refueling system[R]. AIAA 2006-855, 2011.
- [2] Hayashibara S, Austin J, Reed E. Simulation-based design (SBD) applications for a mid-air aerial refueling paradrogue system [R]. AIAA 2006-7770, 2006.
- [3] Austin J, Hayashibara S, Najaka R. Experimental and CFD analysis of aerial refueling system[R]. SAE Technical Paper, 2006-01-2386, 2006.
- [4] Vachon M J, Ray R J, Calianno C. Calculated drag of an aerial refueling assembly through airplane performance analysis[R]. AIAA 2004-381, 2004.
- [5] Saggio III F, Ribbens W B, Ooi K K. Active stabilization of a refueling drogue[P]. US: 7819361, 2010-10-26.
- [6] Kirkland W L, Reed E. Stabilized controllable drogue for aerial flight refueling[P]. US: 8317136, 2012-11-27.
- [7] Kirkland W L, Lindgren M, Stultz J. Passive variable speed drogue[P]. US: 6588465, 2003-7-8.
- [8] Kirkland W L. Variable speed drogue[P]. US: 2011/0108669, 2010-7-22.
- [9] Ahmad N N, Proctor F H, Duparcmeur F M L. Review of idealized aircraft wake vortex models[R]. AIAA 2014-0927, 2014.
- [10] Michael J H. Statistical analysis of CFD solutions from the drag prediction workshop[R]. AIAA-2002-0842, 2002.
- [11] 张青斌,唐乾刚,彭勇,等.飞船返回舱降落伞系统动力学[M].北京:国防工业出版社,2013. Zhang Qingbin, Tang Qiangang, Peng Yong, et al. Dynamics of parachute-capsule recovery system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013.
- [12] Osher S, Salomon F. Upwind difference schemes for hyperbolic systems of conservation laws[J]. Mathematics of Computation, 1982,38(158):339-374.
- [13] Philippe R. Spalart. Trends in turbulence treatments [R]. AIAA-2000-2306, 2000.
- [14] Styuart A V, Yamashiro H, Stirling R, et al. Numerical simulation of hose whip phenomenon in aerial refueling[R]. AIAA 2011-6211, 2011.

