

一种空中加油可变阻尼稳定伞设计及性能分析

徐 阳¹, 刘学强¹, 吉 康², 薛长宝³
(1. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016;
2. 中国航空工业集团有限公司 金城南京机电液压工程研究中心, 南京 211106;
3. 中国航空工业集团有限公司 西安飞机工业集团有限责任公司, 西安 710089)

摘 要: 为了突破传统空中加油稳定伞对于加油机飞行速度和高度的限制,设计了一种加装气动弹性支架的可变阻尼稳定伞。通过流固耦合(FSI)数值模拟,得到不同工况下的片状弹簧变形与稳定伞伞面形状,通过计算流体动力学(CFD)得到稳定伞气动力的变化趋势。根据气动结果计算软管的拖拽形状及锥套下沉量。仿真结果表明:所设计的可变阻尼稳定伞的阻力变化量和锥套在空中位置变化范围分别降至传统稳定伞的 70% 和 60%,能够实现阻力的自适应控制,拓宽了传统结构稳定伞适用的速度、高度范围。
关 键 词: 空中加油; 稳定伞; 可变阻尼; 计算流体动力学(CFD); 流固耦合(FSI)
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Design and performance analysis of variable damping paratrogue for an aerial refueling

XU Yang¹, LIU Xueqiang¹, JI Kang², XUE Changbao³
(1. College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Jincheng Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems,
Aviation Industry Corporation of China Limited, Nanjing 211106, China;
3. Xi'an Aircraft Industry Group Company Limited,
Aviation Industry Corporation of China Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: To break through the restrictions imposed by traditional paratrogue on the speed and altitude of the tanker aircraft, a variable damping paratrogue with aero-elastic struts was designed. The flaky spring deformation and canopy configurations were obtained by fluid-structure interaction (FSI) analysis, and the trend of paratrogue drag was investigated by computational fluid dynamics (CFD). The hose configuration and the paratrogue draught position were simulated. Results demonstrated that the magnitude of the drag and draught position variation of this design was reduced to 70% and 60% of the traditional type respectively. This design can generate self-adaptive drag, and limit the paratrogue movement, so it is applicable at a broader range of speed and altitude.
Key words: aerial refueling; paratrogue; variable damping; computational fluid dynamics (CFD); fluid-structure-interaction (FSI)

空中加油技术在现阶段的航空领域具有重要的战略价值,其中软管-锥套式(简称软式)加油因其设备结构简单,易于拆装,且对加油机要求不高,为世界各国广泛采用。软式空中加油主要设备是一根带有锥套的加油软管。加油锥套是软式加油装置核心组件之一,其上安装的环形稳定伞张开后呈漏斗状,不仅能够增大受油接头的对接范围,还能提供足够的阻力,使软管末端在翼尖涡、发动机喷流和大气湍流的综合影响下保持相对稳定^[1]。定义稳定伞的阻力特征参数为阻力系数 C_d 与参考面积 S 的乘积。目前各国使用的空中加油稳定伞普遍为固定外形,阻力特征恒定,当来流速度与空气密度较大时,稳定伞产生的阻力过大,会使软管绞盘发生破坏,威胁飞机安全,因此这类传统结构的稳定伞根据使用场景分为高速伞和低速伞。低速伞伞衣面积大,阻力系数也大,适用于低速加油任务,例如为直升机加油,加油机速度要在 67 m/s 左右;高速伞的伞衣面积小于低速伞,阻力系数也较低,适用于高速加油任务,例如为喷气式飞机等加油,加油机速度通常需要 180 m/s ^[2]。这种加油环境的不匹配导致加油机在同一任务班次内无法为不同种类飞行器同时加油,需要降落后在低速和高速加油设备之间切换,这一过程通常消耗至少 30 min ^[3]。因此业内提出了可变阻尼稳定伞的概念,通过一定的控制手段,在飞行条件发生变化时调整稳定伞的结构,改变稳定伞的阻力特征参数,调节锥套阻力,将锥套的拖拽位置变化限制在较小范围内。这样一套设备可以同时适用于高速和低速加油,极大的扩展了加油包线。

加油锥套总阻力的 75% 以上是由稳定伞伞衣提供的^[2],伞衣的迎风面积是影响阻力大小的最主要因素,因此调整伞衣可以有效地改变整体结构的阻力,从而控制加油锥套的下沉量。目前变阻尼稳定伞有 3 种思路^[4]:①双层伞衣,需要较大阻力时打开 2 个伞,需要较小阻力时只打开主伞。②活动支架,通过机构控制支架的增大或缩小,以此来控制伞衣的迎风面积,文献[5-7]均采用该种思路。③弹性结构,通过弹性结构的变形改变稳定伞的迎风面积。弹性结构设计有两类方案,第一类是弹性开孔,在弹性模量较大的材料制成的伞面上开孔,通过伞衣的弹性变形调节孔径大小,使伞面内外压力自行调整从而在不同来流速度下提供大致相当的阻力。第二类是支架片弹性气动控制技术,通过片状弹簧产生反向驱动力控制伞衣的迎风面积。当阻力增大时压迫片状弹

簧,自动减小伞衣的迎风面积;当阻力减小时片状弹簧回弹,自动使伞衣的迎风面积增大。

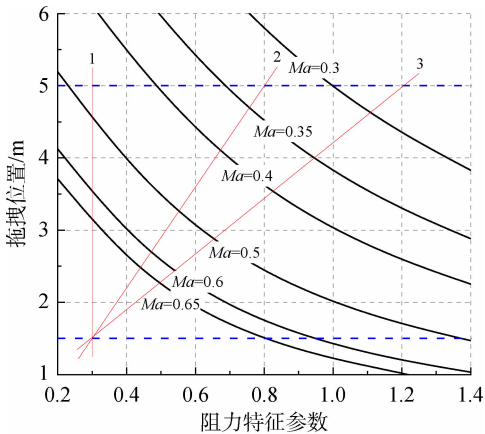
双层伞衣与活动支架的方案均需要增加额外的控制机构,无法实现阻力的自适应控制。弹性开孔方案在使用中由于材料疲劳特性,孔洞会逐渐老化,导致阻力配置不均从而影响锥套稳定性^[6]。支架片弹性结构不仅能够实现阻力的自适应控制,同时对传统稳定伞结构改动最小,因此是未来可变阻尼稳定伞有可能的发展方向。

本文设计了一种加装片状弹簧的支架,通过数值模拟方法计算了片状弹簧在不同风载荷作用下的变形,并且模拟了完整的锥套-稳定伞模型,得到了整体气动力的变化趋势以及加装了变阻尼稳定伞后锥套在空中的下沉位置。

1 变阻尼稳定伞设计

1.1 阻力特征参数对加油包线的影响

对加油软管进行离散建模(见文中第 2.2 节),改变稳定伞的阻力特征参数值,经过数值计算后得到了马赫数 Ma 和高度 H 发生变化时锥套下沉量的变化趋势,如图 1 所示。为确保对接过程中飞机安全,软式空中加油一般要求锥套下沉量在 $1.5\sim 5\text{ m}$ 范围内(图中蓝色虚线范围)。当来流速度增大时,锥套整体下沉量减小,曲线向下移;当海拔升高时,锥套下沉量增大,曲线向上移。从图中可以看出阻力特征参数恒定时可覆盖的速度域和高度域都很小,如图中红色直线 1 所示,阻力特征参数固定为 0.3 时,覆盖的速度域马赫数为 0.5 以上,高度域海拔为 6000 m 以下;当阻力特征参数从 0.3 变化到 0.8 时,如直线 2 所示,速度域可以拓宽至马赫数为 0.35 ,高度可以拓宽至 10000 m 。阻力特征参数变化范围越大,可覆盖的速度域和高度域范围就越广。因此,改变稳定



(a) 马赫数影响

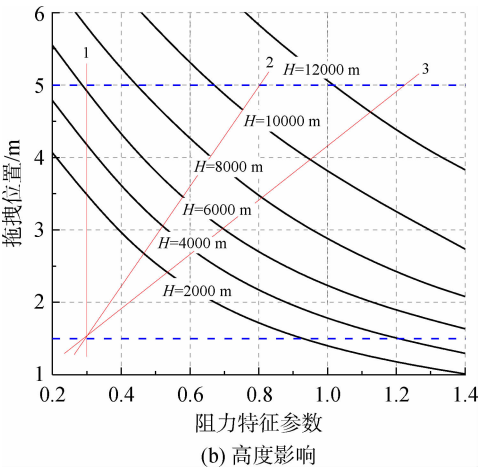


图 1 稳定伞阻力特征与拖拽位置关系图
Fig. 1 Relationship between drag characteristic parameter of paratrogue and draught position

伞的阻力特征参数可以显著的扩展加油包线。

1.2 变阻尼稳定伞模型设计

传统稳定伞由两部分构成:支架和伞衣。支架由金属材料制成,用来支撑和传递载荷。伞衣成锥环装,由柔性织物制成,有的伞衣上会有开孔或缝隙,用来提高稳定性和减小阻力^[8]。Kapseong 等通过全因子试验分析^[9],给出了支架迎角、稳定伞伞面面积以及伞面开孔等因素对于锥套稳定伞整体阻力的影响。本文锥套稳定伞整体结构设计与传统稳定伞相似,在原有支架上添加了片状弹簧,通过弹簧的变形控制伞面迎风面积。

气动弹性支架如图 2 所示,基座与稳定伞支架固连,片状弹簧根部固定在基座上。经过分析和计算,最终选择片状弹簧厚度为 2 mm,根部宽度为 40 mm,端部宽度为 20 mm,材料为镁合金,密度 $\rho=1800\text{ kg/m}^3$,弹性模量 $E=4500\text{ MPa}$,泊松比 $\mu=0.35$ 。

根据文献[2-3]中的试验和仿真结果,伞衣的

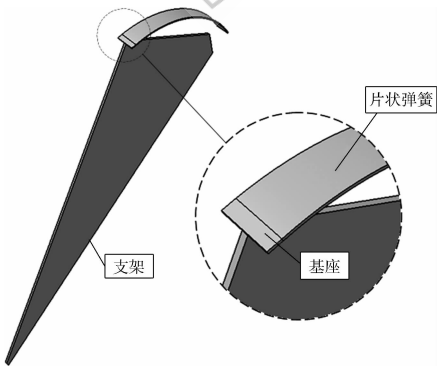


图 2 气动弹性支架示意图
Fig. 2 Diagram of aero-elastic struts

迎风角应该低于 45° ,迎风角定义如图 3。超过临界迎角后伞衣无法提供足够的径向力来保持锥套张开,风洞试验中可以观察到迎角过大后伞衣会发生剧烈振动,锥套整体无法维持稳态。支架数量对于整体的阻力也有影响,在不加装伞衣的情况下,支架数量越多,稳定伞阻力越大^[10];加装伞衣后,增加支架数量会导致伞衣的有效面积减小,导致整体阻力减小^[11]。本文重点分析稳定伞气动力的变化,为简化模型将锥套与加油软管对接部分用锥形体替代,加装 18 根支架,基于试验结果设计的锥套稳定伞整体结构如图 4 所示。

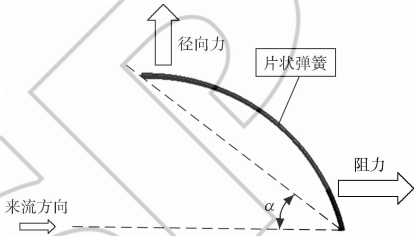


图 3 伞衣迎风角示意图
Fig. 3 Diagram of canopy angle of attack

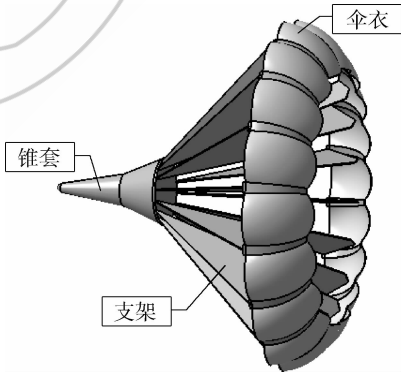


图 4 锥套稳定伞模型
Fig. 4 Paratrogue drogue model

2 流场、结构场与软管数学模型

如图 5 所示,稳定伞在空中释放后,伞衣承受气动载荷并传递给片状弹簧,弹簧发生形变并且带动伞衣变形,导致流场结构发生变化,气动力也发生改变,在此过程中流场与结构场相互影响,需要进行双向流固耦合分析。

2.1 控制方程

忽略流场和结构场的能量传递,对于一般的可压缩牛顿流体,控制方程可写作如下形式^[12]:

连续方程

$$\frac{\partial \rho_t}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_t \mathbf{v}) = 0 \tag{1}$$

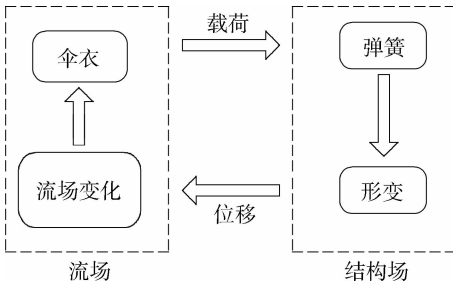


图 5 双向流固耦合(FSI)示意图

Fig. 5 Diagram of bidirectional fluid-structure-interaction (FSI)

动量方程

$$\frac{\partial \rho_f \mathbf{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_f \mathbf{v} \mathbf{v} - \boldsymbol{\tau}_f) = \mathbf{f}_f \quad (2)$$

其中 $\mathbf{f}_f$ 是流场的体积力矢量, ρ_f 是流体密度, $\mathbf{v}$ 是流体速度矢量, $\boldsymbol{\tau}_f$ 是切应力张量。

固体部分控制方程

$$\rho_s \ddot{\mathbf{u}}_s = \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma}_s + \mathbf{f}_s \quad (3)$$

其中 ρ_s 是固体密度, $\mathbf{f}_s$ 表示固体场的体积力矢量, $\ddot{\mathbf{u}}_s$ 表示当地加速度矢量。

在不考虑热传递时,在流固耦合交界面上应当同时满足位移协调条件和力平衡条件

位移协调条件

$$\mathbf{d}_f = \mathbf{d}_s \quad (4)$$

力平衡条件

$$\mathbf{n} \cdot \boldsymbol{\sigma}_f = \mathbf{n} \cdot \boldsymbol{\sigma}_s \quad (5)$$

其中 $\mathbf{d}$ 表示位移, $\boldsymbol{\sigma}$ 表示应力张量, 下标 f, s 分别表示流体域和结构域^[12], $\mathbf{n}$ 表示交界面法向量。

流场通过求解雷诺平均方程(RANS), 结构场使用有限元(FEM)求解方法。流固耦合求解采用分离解法。分离解法是按顺序分别求解流体控制方程和结构控制方程, 然后通过流固交界面将流体场和结构场的结果交换, 当精度达到收敛要求时在进行下一时刻的迭代计算。分离解法不需要流固耦合控制方程, 所以能够利用目前已有的计算流体力学和计算结构动力学的方法和程序, 在保持程序模块化的基础上较为快速的得到相对准确的结果, 得到了广泛使用。

2.2 软管形状建模

2.2.1 模型描述

经典的柔性系统理论中, 理想的绳索是一种不抗压、不抗弯、不抗扭、只受拉的结构元素, 加油软管作为一种类绳索橡胶管, 横截面由内衬层、埋线层和外衬层组成^[13], 当加油过程正常时, 软管的受力模型很大程度与理想绳索相同, 但相比柔性绳

索加油软管具有一定的承压、抗弯和抗扭能力。绳索系统常见的建模方式有两种, 一种是偏微分方程形式的连续体模型, 另一种是常微分形式的有限段离散模型^[14]。相比第一种方式, 第二种方法更为直观、便捷, 并且可以保证良好的精度。本文使用常微分形式的有限段离散模型对软管进行建模, 忽略软管轴向拉伸和绕轴扭转的情况, 采用球棍模型对软管进行简化, 如图 6, 地面参考系 $x_g y_g z_g$, 飞机机体坐标系 $x y z$, 其中 x 轴与飞行方向一致, y 轴从飞机左翼指向右翼, z 与 x 、 y 满足右手定则。将软管离散为一段段由光滑球铰链接的刚杆, 刚杆质量集中在球铰上, 第 i 段软管的局部坐标系 $x_i y_i z_i$ 。为方便表示, 对软管和节点进行编号。将软管离散为 n 段, 第 i 段软管长度为 l_i , 则有 $n+1$ 个节点, 与加油吊舱相连的为 0 号节点, 第 i 个节点的质量为

$$m_i = \begin{cases} \frac{(l_i + l_{i+1}) \rho_{\text{hose}}}{2} & i = 1, 2, \dots, n-1 \\ \frac{l_i \rho_{\text{hose}}}{2} + m_{\text{drogue}} & i = n \end{cases} \quad (6)$$

其中 ρ_{hose} 表示软管线密度, m_{drogue} 表示锥套质量。

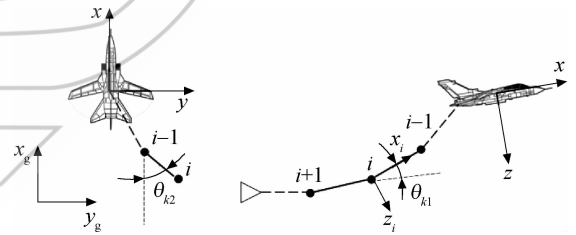


图 6 软管-锥套参考系示意图

Fig. 6 Reference frames diagram of the hose-drogue system

2.2.2 节点受力分析

对节点 i 进行受力分析, 如图 7。图中 $\mathbf{W}_i$ 表示节点 i 所受重力, $\mathbf{W}_i$ 表示软管内部张力, $\mathbf{Q}_i$ 表示软管所受气动力的合力, $\mathbf{F}_i$ 表示软管微段之间由于弯曲产生的等效恢复力, 则节点 i 的合外力 $\mathbf{H}_i$ 可表示为

$$\mathbf{H}_i = \begin{cases} \frac{(\mathbf{Q}_{il} + \mathbf{Q}_{ir})}{2} + \mathbf{F}_i + \mathbf{W}_i & i = 1, 2, \dots, n-1 \\ \frac{\mathbf{Q}_{il}}{2} + \mathbf{W}_i + \mathbf{D}_{\text{drogue}} & i = n \end{cases} \quad (7)$$

其中 $\mathbf{D}_{\text{drogue}}$ 表示锥套的阻力。

由牛顿第二定律可得节点 i 的加速度表示为

$$\mathbf{a}_i = \begin{cases} \mu_i (\mathbf{H}_i + \mathbf{T}_{il} + \mathbf{T}_{ir}) & i = 1, 2, \dots, n-1 \\ \mu_i (\mathbf{H}_i + \mathbf{T}_{il}) & i = n \end{cases} \quad (8)$$

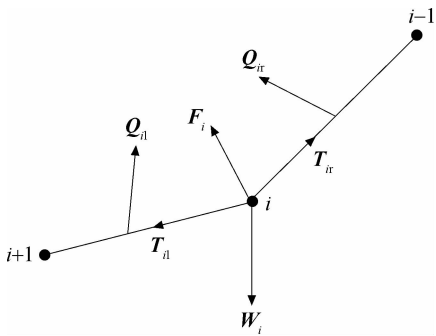


图 7 节点 i 受力分析

Fig. 7 Force analysis for node i

其中 T_i 表示软管微段内部张力, $\mu_i=1/m_i$ 。

2.2.3 运动方程

取图 6 中的微段进行分析,定义 r_i 为节点 i 在地面参考系中的位置向量,可得

$$r_i = r_{i-1} + p_i \tag{9}$$

记偏导数

$$\frac{\partial p_i}{\partial \theta_{ik}} = p_{i,\theta_{ik}} \quad (k = 1, 2)$$

$$\frac{\partial p_i}{\partial l_i} = p_{i,l_i}$$

由理论力学速度合成定理和加速度合成定理可得

$$\dot{p}_i = \sum_{k=1}^2 p_{i,\theta_{ik}} \dot{\theta}_{i,k} + p_{i,l_i} \dot{l}_i \tag{10}$$

$$\ddot{p}_i = \sum_{k=1}^2 (p_{i,\theta_{ik}} \ddot{\theta}_{i,k} + \dot{p}_{i,\theta_{ik}} \dot{\theta}_{i,k}) + p_{i,l_i} \ddot{l}_i + \dot{p}_{i,l_i} \dot{l}_i \tag{11}$$

两边同时乘 $p_{i,\theta_{ik}} (k=1, 2)$, 得到

$$|p_{i,\theta_{ik}}|^2 \ddot{\theta}_{i,k} + \left(\sum_{k=1}^2 \dot{p}_{i,\theta_{ik}} \dot{\theta}_{i,k} + p_{i,l_i} \ddot{l}_i + \dot{p}_{i,l_i} \dot{l}_i - a_i + a_{i-1} \right) \cdot p_{i,\theta_{ik}} = 0 \tag{12}$$

如果在各点速度、加速度已知,通过 4 阶经典 Runge-Kutta 方法进行时间推进求解式(12),可得到软管的方位角和 1 阶导数^[15-16]。

3 稳定伞变阻尼过程仿真模拟

3.1 流场计算方法验证

为了验证数值方法的可信度,对文献[17]中的模型进行数值模拟,并与美国国家航空航天局(NASA)飞行试验数据进行对比。飞行试验中锥套稳定伞及对应的简化三维模型如图 8,数值模拟与试验对比结果如图 9。结果表明,所采用的数值方法与试验值吻合较好,佐证了数值方法的

可信度,同时表明伞面透气性对于稳定伞整体阻力的影响不大。

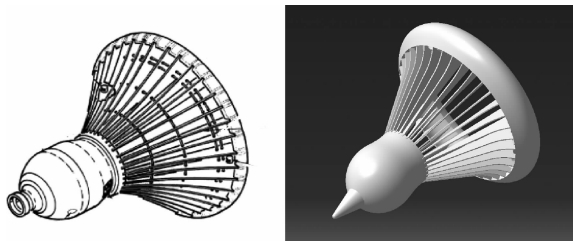


图 8 稳定伞验证模型

Fig. 8 Paratroop model for test

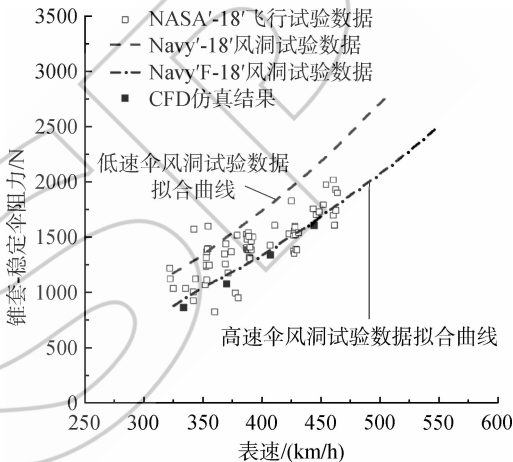


图 9 试验与仿真数据对比

Fig. 9 Comparison of experiment and simulation data

3.2 变阻尼过程仿真参数

对弹簧进行双向流固耦合模拟,模拟计算在不同来流条件下片状弹簧的气动力响应与位移响应。根据文献[18]的标准,空中加油系统要求设备能够在高度为海平面至 12000m,速度在 370~550 km/h(马赫数为 0.3~0.5)范围内正常工作。本文仿真模拟环境主要在此范围之内。

稳定伞为环形结构,为简化计算选取 1/6 模型进行流固耦合模拟计算。流场计算域选择底面半径为 5000 mm、高为 15000 mm 的圆柱形区域,选用四面体网格,如图 10。经过网格无关性验证后,网格总量在 300 万以上时网格数对计算结果影响可忽略。

流场计算域边界采用无反射边界条件,片状弹簧上下表面为耦合面,其余设置为壁面。湍流模型使用 S-A(Spalart-Allmaras)模型,动网格使用网格光顺和网格重构。流体材料为理想气体,压力、密度等变量计算使用 2 阶迎风格式。结构场使用四面体网格,只针对发生变形的片状弹簧

进行加密,如图 11,片状弹簧上下表面设置为流固耦合面,基座设置为固定支撑面,并打开大尺寸变形开关。流场和结构场时间步统一设置为 0.0001 s,计算一段时间后增加为 0.0005 s。

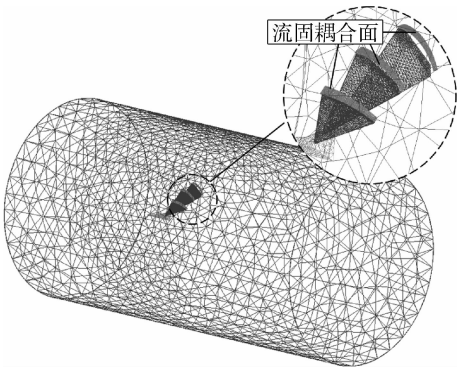


图 10 1/6 模型流场网格及边界条件
Fig. 10 Flow field mesh and boundary conditions of 1/6 model

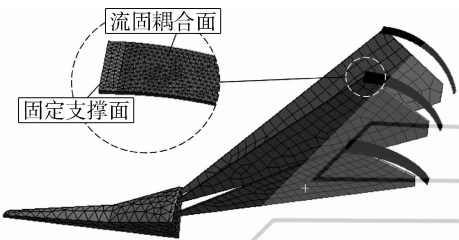


图 11 气动弹性支架网格及边界条件
Fig. 11 Mesh and boundary conditions of the aero-elastic struct

得到不同工况下片状弹簧最终变形量后,模拟了稳定伞整体模型的气动力,并计算了锥套在对应工况下的拖拽位置及软管形状。软管和锥套的各项参数如表 1。

表 1 软管和锥套参数
Table 1 Hose and drogue parameters

参数		数值
软管	全长/m	24
	线密度/(kg/m ³)	2.43
	内径/mm	54
	外径/mm	68
	弹性模量/10 ⁷ Pa	8.3
锥套	质量/kg	35
燃油	密度/(kg/m ³)	4.205

3.3 变速度气动特性仿真

以美国空军各类型加油机为例,空中加油速度最高为 180 m/s,高度为11000 m^[19]。为了覆盖足够宽的速度域和高度域,以马赫数为 0.4、高度为 5000 m 为设计点,将此工况下的稳定伞结构作为固定外形,对比可变阻尼稳定伞与固定外形稳定伞的气动力。图 12 是不同马赫数下稳定伞的几何模型,图 13 和图 14 是可变阻尼稳定伞与传统(固定外形)稳定伞的阻力特征参数和阻力随马赫数的变化趋势。从图中可以看出,高度不变时,来流马赫数大于 0.4 时片状弹簧变形量增大,整体结构迎风面积减小,阻力特征参数与阻力值均小于固定外形;来流马赫数低于 0.4 时片状弹簧回弹,迎风面积增大,阻力特征参数与阻力值大于固定外形。马赫数从 0.3 增大到 0.6 过程中,可变阻尼型号整体阻力值的变化量远小于固定外形。

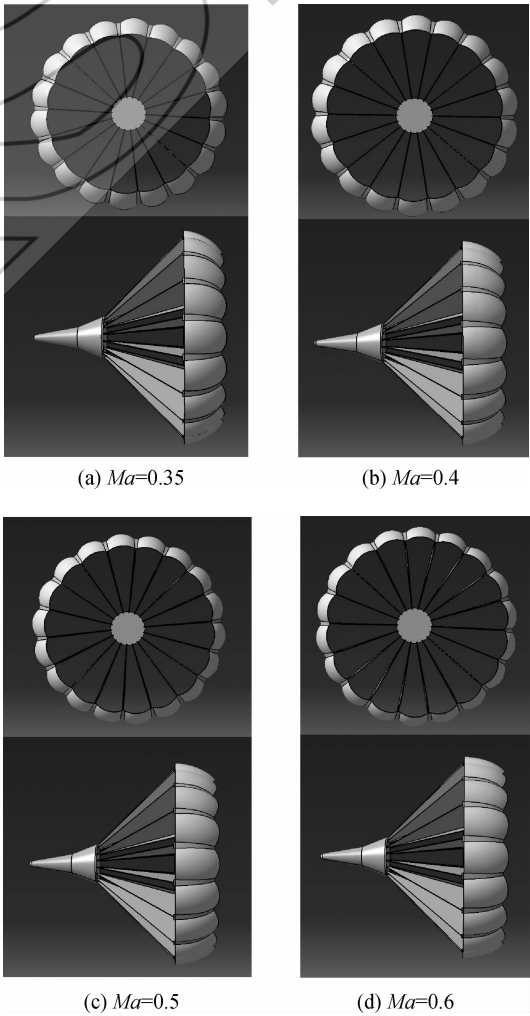


图 12 不同马赫数下稳定伞模型
Fig. 12 Paratroop model at different Mach numbers

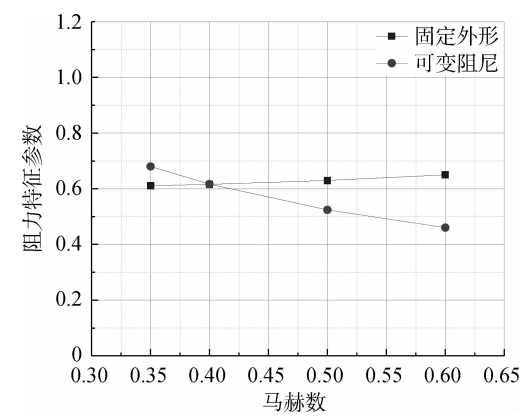


图 13 阻力特征参数-马赫数关系曲线

Fig. 13 Relationship between drag characteristic parameter and Mach number

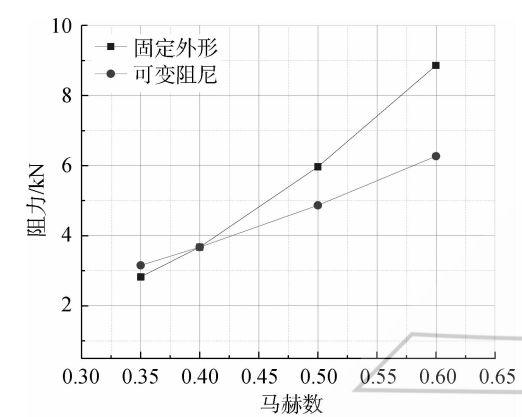


图 14 阻力-马赫数关系曲线

Fig. 14 Relationship between drag and Mach number

不同速度下软管拖拽形状如图 15 和图 16 所示,图中横坐标 x 为软管的水平位置,方向与来流方向一致,纵坐标方向与重力方向一致。从马赫数为 0.35 到马赫数为 0.6 过程中,可变阻尼型

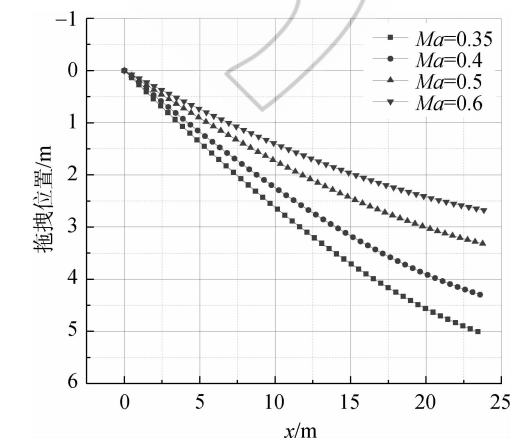


图 15 不同马赫数下稳定伞拖拽位置(可变阻尼)

Fig. 15 Paratrooper draught position with different Mach numbers (variable damping)

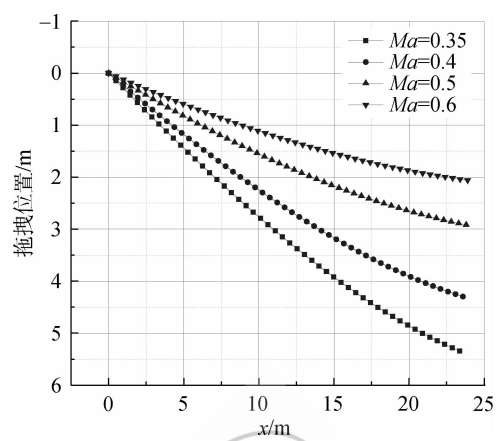


图 16 不同马赫数下稳定伞拖拽位置(固定外形)

Fig. 16 Paratrooper draught position with different Mach numbers (original)

号拖拽位置变化的范围小于固定外形。以设计点的拖拽位置为基准,可变阻尼型号在速度变化时锥套的位移变化量明显小于固定外形。根据仿真结果,可变阻尼型号适用的马赫数能够降至 0.3,并且在马赫数大于 0.6 时锥套位置增量余量也大于固定外形,突破了固定外形型号适用的速度上下界限。

3.4 变高度气动特性仿真

图 17 是高度 H 不同时稳定伞的模型,图 18

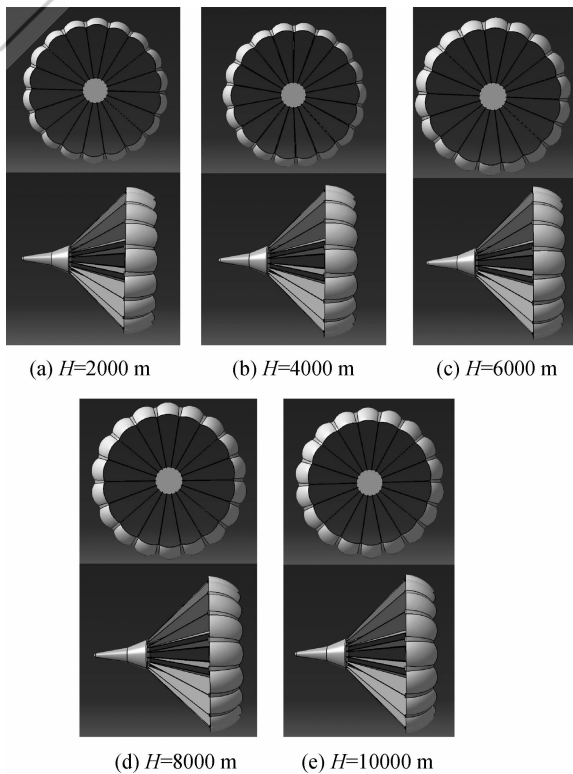


图 17 不同高度下稳定伞模型

Fig. 17 Paratrooper model at different altitudes

和图 19 是马赫数为 0.5 时可变阻尼稳定伞与传统稳定伞的阻力特征参数和阻力随高度的变化趋势。随着海拔高度升高,大气变得稀薄,来流空气密度降低,因此锥套稳定伞的阻力与海拔高度成负相关。当海拔高度低于设计点时,空气密度增大,弹簧变形量增大,迎风面积减小,阻力特征参数和阻力值也小于固定外形;当海拔高度高于设计点时,空气密度降低,弹簧变形量减小,迎风面积增大,阻力特征参数和阻力值高于固定外形。海拔高度从 2000m 增加到 10000 m 过程中,可变阻尼型号阻力变化量明显小于固定外形,并且拖拽位置的变化量也明显小于固定外形,如图 20、图 21 所示。仿真结果表明,可变阻尼型号适用的高度范围能够突破至 10000 m,并且在更低的海拔高度时拥有更大的位置增量余量,突破了固定外形型号适用的高度上下界限。

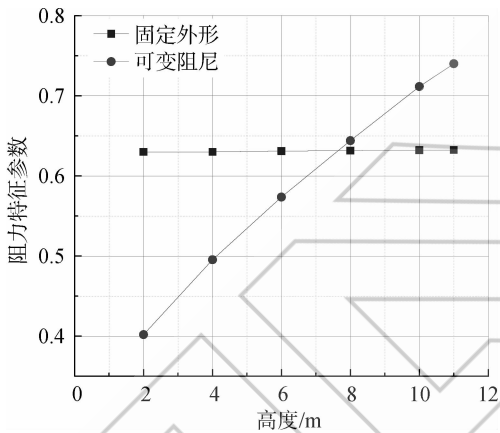


图 18 阻力特征参数-高度关系曲线

Fig. 18 Relationship between drag characteristic parameter and altitude

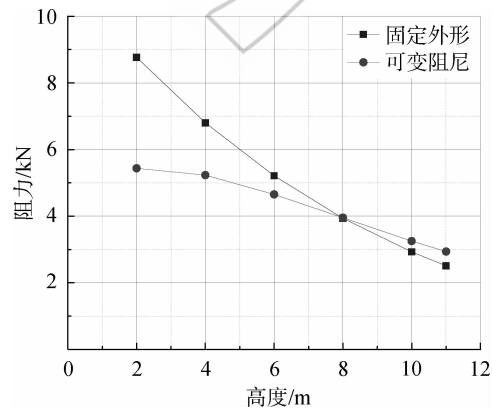


图 19 阻力-高度关系曲线

Fig. 19 Relationship between drag and altitude

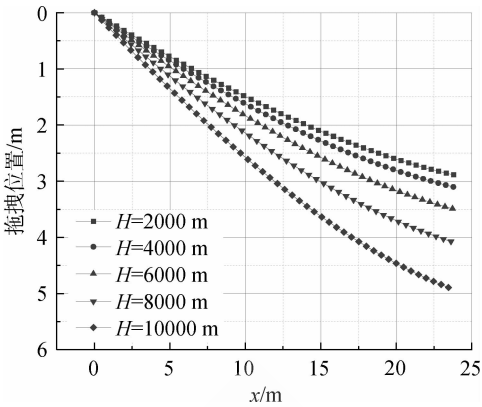


图 20 不同高度下稳定伞拖拽位置(可变阻尼)

Fig. 20 Paratrogue draught position with different altitudes (variable damping)

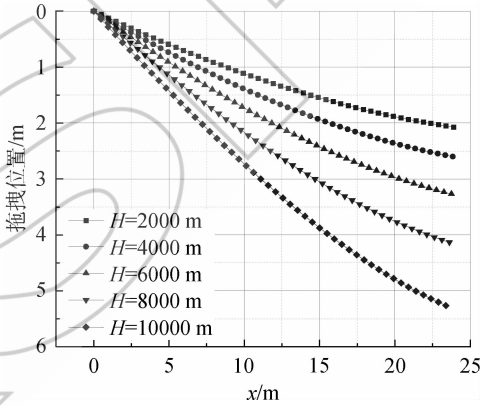


图 21 不同高度下稳定伞拖拽位置(固定外形)

Fig. 21 Paratrogue draught position with different altitudes (original)

4 结 论

本文在传统稳定伞上加装了气动弹性支架,设计了一种可变阻尼稳定伞,通过数值模拟,得到了可变阻尼稳定伞整体阻力和阻力特征参数随速度和高度变化的规律。从仿真结果可知,在速度低于设计点时,弹簧片回弹,稳定伞阻力特征参数和阻力值增大;速度高于设计点时则相反。马赫数从 0.35 增长到 0.6 的过程中,可变阻尼型号稳定伞阻力的变化量约为固定外形的 70%,锥套位移量变化范围约为固定外形的 60%,并且突破了固定外形适用的速度上下界限,可在更宽速度域内使用。高度变化时具有同样的规律。高度低于设计点时,弹簧片变形增大,阻力特征参数和阻力值减小;高度高于设计点时变化趋势相反。海拔高度从2000m增加到 10000 m 的过程中,可变阻尼型号锥套位移量变化范围同样小于固定外形,

可在更宽的高度域内使用。

综上,本文设计的可变阻尼稳定伞可以实现阻力的自适应控制,并且可以覆盖宽速度域、宽高度域,有效拓展了传统稳定伞的加油包线边界,对软式空中加油技术的应用有着显著的改善。

参考文献:

[1] 全权,魏子博,高俊,等. 软管式自主空中加油对接阶段中的建模与控制综述[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2390-2410.
QUAN Quan, WEI Zibo, GAO Jun, et al. A survey on modeling and control problems for probe and drogue autonomous aerial refueling at docking stage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2390-2410. (in Chinese)

[2] SHIGEO H, JAMES A. Simulation-based design (SBD) applications for a mid-air aerial refueling paradrogue system[R]. AIAA 2006-7770, 2006.

[3] JAMES A, SHIGEO H. Experimental and CFD analysis of aerial refueling system[R]. Society of Automotive Engineers, SAE Technical Paper, 2006-01-2386, 2006.

[4] 周学. 加油机稳定伞可变阻力特征技术研究[R]. 北京: 第 6 届中国航空学会青年科技论坛, 2014.

[5] KIRKLAND W L. Variable speed drogue; US2011108669 [P]. 2011-05-12.

[6] KIRKLAND W L, REED E. Stabilized controllable drogue for aerial flight refueling; US8317136[P]. 2012-11-27.

[7] REED E, KIRKLAND W L. Passive variable speed drogue; WO2009149180[P]. 2009-12-10.

[8] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1997.

[9] KAPSEONG R O, EMRE B. Aerodynamic investigations of paradrogue assembly in aerial refueling system[R]. AIAA 2006-855, 2011.

[10] 石超, 薛建平, 董新民, 等. 空中加油锥套支柱数对稳定伞阻力系数影响研究[J]. 飞行力学, 2014, 32(4): 320-324.

SHI Chao, XUE Jianping, DONG Xinmin, et al. Investigations of impact on drag coefficient of drogue canopy caused by the number of drogue strut in aerial refueling system [J]. Flight Mechanics, 2014, 32(4): 320-324. (in Chinese)

[11] 程小岑, 袁冬莉, 闫建国, 等. 基于 CFD 的软式空中加油锥套气动特性研究[J]. 飞行力学, 2017, 35(2): 21-25.
CHENG Xiaoqin, YUAN Dongli, YAN Jianguo, et al. Study on aerodynamics of drogues for aerial refueling system based on CFD[J]. Flight Mechanics, 2017, 35(2): 21-25. (in Chinese)

[12] 宋学官, 蔡林, 张华. ANSYS 流固耦合分析与工程实例 [M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2012.

[13] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局. 飞机地面加油和排油用橡胶软管及软管组合件规范: GB/T 10543-2014[S]. 北京: 中国标准出版社, 2014: 2-3.

[14] 吴成林. 空中加油软管-锥套系统动态特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
WU Chenglin. Research on dynamic characteristic of hose-drogue system in aerial refueling[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)

[15] KAPSEONG R O, KAMMAN J W. Modeling and simulation of hose-paradrogue aerial refueling systems[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2010, 33(1): 53-63.

[16] KAPSEONG R O, HUSAIN A, KAMMAN J W. Dynamic modeling and simulation of hose-paradrogue assembly for mid-air operations[R]. AIAA-2009-1849, 2009.

[17] HANSEN J L, MURRAY J E, CAMPOS N V. The NASA dryden AAR project: a flight test approach to an aerial refueling system[R]. AIAA-2004-4939, 2004.

[18] 中国航空工业总公司. 插头-锥管式空中加油吊舱规范: GJB 2885-97[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1997: 5-6.

[19] 罗志会. 飞机空中加油设备分析研究[J]. 航空科学技术, 2013(6): 10-13.
LUO Zhihui. Analysis and study of air refueling equipment for aircraft [J]. Aeronautical Science and Technology, 2013(6): 10-13. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)