

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.04.015

可变阻力特征对锥套拖曳位置的影响

徐 阳¹, 张维峰², 薛长宝³, 刘学强¹

(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, 业内提出了可变阻力特征稳定伞的概念。本文分析了阻力特征变化对于加油锥套拖曳位置的影响, 对一类可变伞撑角的变阻力特征稳定伞进行 CFD 数值模拟, 得到了不同伞撑角下稳定伞的阻力随速度和高度变化趋势。对加油软管进行离散建模, 计算了软管拖曳形状。结果表明, 通过改变伞撑角可以有效调节稳定伞的阻力特征, 控制锥套的下沉量, 验证了可变阻力特征稳定伞的可行性, 拓宽了传统稳定伞适用的速度和高度范围。

关键词: 计算流体力学; 空中加油; 稳定伞; 变阻力特征; 数值模拟

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2021)04-0605-08

Effects of Variable Drag Characteristic on Paratrogue Draught Position

XU Yang¹, ZHANG Weifeng², XUE Changbao³, LIU Xueqiang¹

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & 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, the variable drag characteristic paratrogue is proposed. The effects of the variable drag characteristic on the paratrogue draught position are analyzed, aerodynamic characteristics of an improved paratrogue allowing canopy manipulation are simulated by computational fluid dynamics (CFD), and the trend of drag related to speeds and altitudes is obtained. The hose configuration is calculated by building discrete models. Results demonstrate that by changing the angle of the struct-arm, the improved type can provide variable drag so that the paratrogue movement can be limited, and the improved type is feasible and applicable at broader speed and altitude range.

Key words: computational fluid dynamics(CFD); aerial refueling; paratrogue; variable drag characteristic; numerical simulation

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)空中加油技术因其设备结构简单、易于拆装, 且对加油机要求不高, 为世界各国广泛采用。加油锥套是软式加油装置核心组件之一, 安装在加油软管末端, 能

够增大受油接头的对接范围, 其上安装的稳定伞可以提供阻力, 使锥套在大气湍流、加油机尾涡和受油机头波等多重因素影响下保持相对稳定。目前, 传统结构的稳定伞分为高速伞和低速伞。给低速飞行器, 例如直升机加油时, 加油机的飞行速度要

收稿日期: 2020-11-22; **修订日期:** 2021-02-19

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

引用格式: 徐阳, 张维峰, 薛长宝, 等. 可变阻力特征对锥套拖曳位置的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(4): 605-612. XU Yang, ZHANG Weifeng, XUE Changbao, et al. Effects of variable drag characteristic on paratrogue draught position[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(4): 605-612.

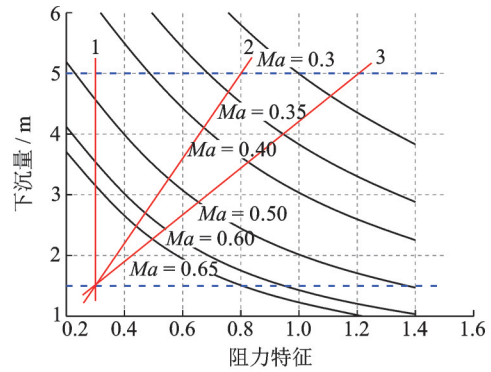
在 67 m/s 左右;给高速飞行器,例如喷气式飞机加油则需要 180 m/s^[1]。这种加油环境的不匹配要求加油机在附近的基地降落,在低速和高速加油设备之间更换,通常消耗至少 30 min^[2]。定义稳定伞的阻力特征为阻力系数 C_d 与参考面积 S 的乘积。由于传统稳定伞阻力特征恒定,加油包线较小,无法实现一伞通用,因此业内提出了可变阻力特征稳定伞的概念。可变阻力特征稳定伞就是通过一定的控制手段,在飞行速度和高度发生变化时调整稳定伞的结构,使阻力特征发生变化,控制锥套位移变化量在较小范围内,可以同时适用于高速和低速加油,极大地扩展传统加油设备的加油包线。

加油装置总阻力的 75% 以上是由稳定伞伞衣提供的^[3],因此调整伞衣的迎风面积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。目前可变阻力特征稳定伞有 3 种思路^[4]:(1) 双层伞衣,需要较大阻力时打开两个伞衣,需要较小阻力时只打开主伞。(2) 变伞撑角,通过机构控制伞撑角的变化,以此来控制伞衣的迎风面积。(3) 弹性结构,通过弹性结构的变形改变稳定伞的迎风面积,实现阻力的自适应控制。目前多数设计都采用变伞撑角方案,文献[5-7]对传统稳定伞加装了不同的控制机构来改变伞撑角,从而控制伞衣的迎风面积。

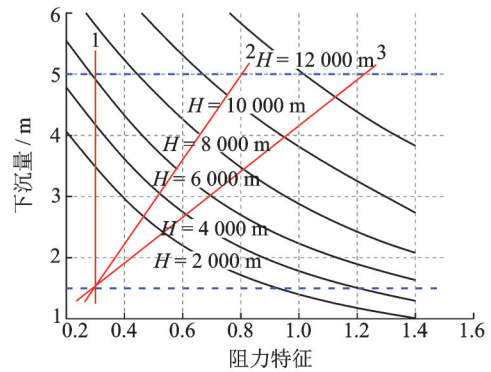
加油机飞行速度和高度发生变化时加油锥套阻力特征与拖拽位置的关系如图 1 所示。为确保对接过程中飞机安全,软式空中加油一般要求锥套下沉量在 1.5~5 m 范围内(图中蓝色虚线范围)。当来流速度增大时,锥套整体下沉量减小,曲线向下移;当海拔升高时,锥套下沉量增大,曲线向上移。从图中可以看出阻力特征恒定时可覆盖的速度域和高度域都很小,如图中红色直线 1 所示,阻力特征固定为 0.3 时,覆盖的速度域为马赫数 0.5 以上,高度域为 6 000 m 以下;当阻力特征从 0.3 变化到 0.8 时,如直线 2 所示,速度域可以拓宽至马赫数 0.35,高度可以拓宽至 10 000 m。阻力特征变化范围越大,可覆盖的速度域和高度域范围就越广。因此,改变稳定伞的阻力特征可以显著地扩展加油包线。

1 变阻力特征稳定伞模型

目前各国使用的稳定伞结构基本相同,由两部分构成:支架和伞衣。支架由金属材料制成,起到支撑和传递载荷作用。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。Kapseong 等^[3]通过全因子实验分析,给出了支架迎角、稳定伞伞面面积以及伞面开



(a) Effects of Mach number on paragogue draught position



(b) Effects of altitude on paragogue draught position

图 1 稳定伞阻力特征与下沉量关系图

Fig.1 Relationship between drag characteristic and paragogue draught position

孔等因素对于锥套稳定伞整体阻力的影响。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;加装伞衣后,增加支架数量会导致伞衣的有效面积减小,整体阻力减小^[8]。本文采用文献[6]中的变伞撑角稳定伞模型,如图 2 所示。该模型通过弹簧的收缩来调节伞撑角从而实现阻力的控制。支架部分变伞撑角原理如图 3 所示:当软管在空中的拖曳形状与锥套的下沉位置保持稳定时,称这种情况为平衡状态,平衡状态下伞面传递给支架的载荷与弹簧变形

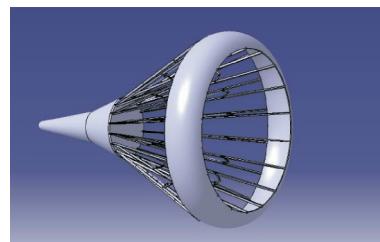
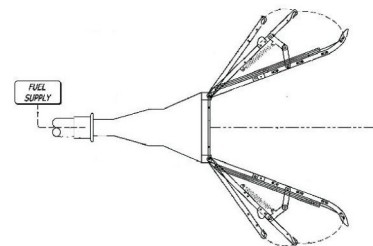


图 2 稳定伞模型

Fig.2 Paragogue model

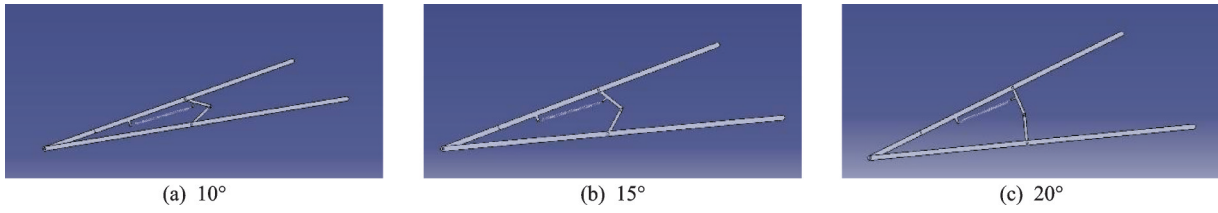


图 3 变伞撑角示意图

Fig.3 Variable struct-arm separation angle model

产生的拉力达到平衡,稳定伞保持结构不变;当加油机速度增大或者来流空气密度增大,稳定伞表面的气动载荷也增大,平衡状态被破坏,伞面传递给支架的载荷增大,迫使支架“并拢”,弹簧形变量增大,伞衣减小的迎风面积抵消了一部分增大的气动载荷,最终与弹簧产生的拉力相平衡,重新恢复平衡状态;反之亦然,当外部工况变化导致稳定伞产生的载荷减小时,弹簧产生的拉力拉动杠杆臂向内

转动,支架“张开”,伞撑角变大,伞衣迎风面积增大,补偿了一部分减小的阻力,当气动阻力与弹簧拉力相平衡时,系统恢复到平衡状态。

稳定伞伞面形状的确定采用文献[9]中的方法,将伞面轮廓离散为微段,在来流速度 V_∞ 下求解离散轮廓运动方程直至收敛稳定。计算时将伞衣当作不可变形面,简化后不同伞撑角的锥套模型如图 4 所示。

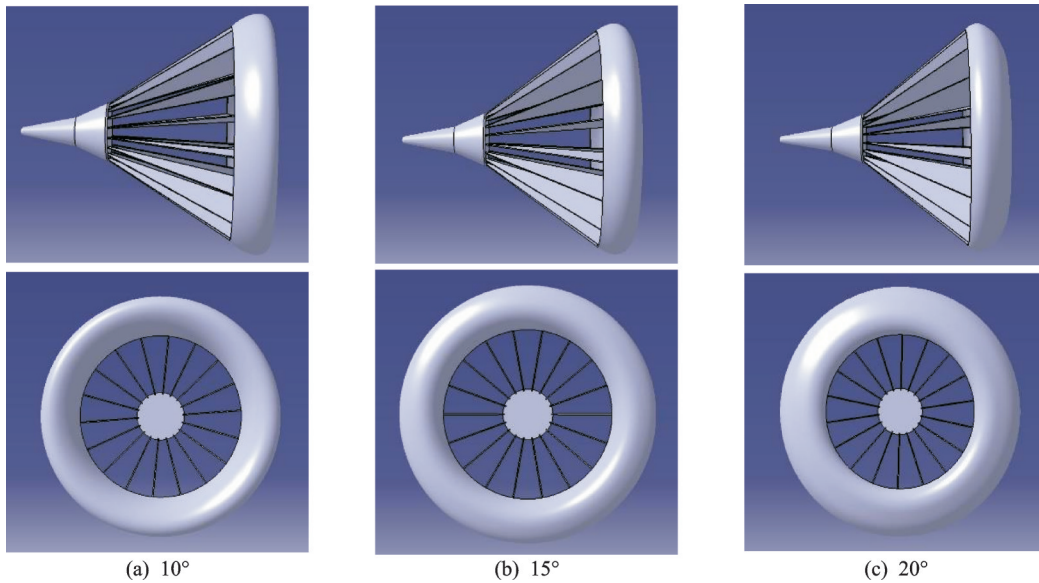


图 4 不同伞撑角下稳定伞模型

Fig.4 Paradrogue model at different strut-arm separation angles

2 软管数学模型

2.1 软管形状建模

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^[10],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^[11]。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,采用球棍模型,如图 5 所示,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。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

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

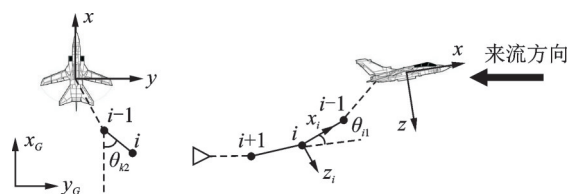


图 5 软管-锥套参考系示意图

Fig.5 Reference frames of the hose-drogue system

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

2.2 节点受力分析

对节点*i*进行受力分析,如图6所示。图中 W_i 表示节点*i*所受重力, T_i 表示软管内部张力, Q_i 表示软管所受气动力的合力, 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 H_i 可表示为

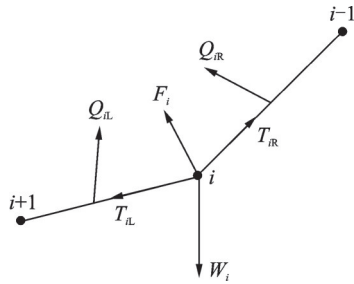


图6 节点*i*受力分析

Fig.6 Force analysis for node *i*

$$H_i = \begin{cases} \frac{(Q_{iL} + Q_{iR})}{2} + F_i + W_i & i = 1, 2, \dots, n-1 \\ \frac{Q_{iL}}{2} + W_i + D_{\text{drogue}} & i = n \end{cases} \quad (2)$$

式中 D_{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

$$a_i = \begin{cases} \mu_i (H_i + T_{iL} + T_{iR}) & i = 1, 2, \dots, n-1 \\ \mu_i (H_i + T_{iL}) & i = n \end{cases} \quad (3)$$

式中 $\mu_i = 1/m_i$ 。

2.3 气动力计算

不考虑加油机尾涡和受油机头波的影响,软管在空中稳定拖曳时所受到的气动力主要包括3部分:软管末端的锥套-稳定伞组件产生的气动阻力、软管表面受到的空气摩擦阻力和压差阻力。软管微段受到的分布气动力可以用质心处的等效集中力代替,由于离散模型中的软管质量集中在两端球形铰链上,可进一步将质心处的集中力用两端球铰的等效力,如图7所示。下面给出各部分气动阻力的计算方法。

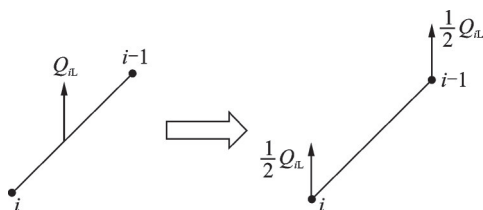


图7 软管微段气动力等效示意图

Fig.7 Equivalent figure of aerodynamic of the hose micro segment

2.3.1 锥套-稳定伞气动阻力

锥套-稳定伞组件产生的气动阻力可通过如下公式计算

$$D_{\text{drogue}} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V^2 \cdot \frac{\pi d_{\text{drogue}}^2}{4} \cdot C_{\text{ddrogue}} \quad (4)$$

式中: ρ_{∞} 表示来流密度, V 表示当地速度, d_{drogue} 表示稳定伞完全张开后直径, C_{ddrogue} 表示稳定伞的阻力系数,阻力方向与来流方向相同。

2.3.2 摩擦阻力

考虑空气的黏性作用,软管在加油机尾涡流场中运动时,周围气流的速度梯度会沿着软管表面产生分布的切向力,沿轴向积分便形成了软管所受到的摩擦阻力。圆柱体所受的摩擦阻力因数是雷诺数 Re 的函数,工程上可以通过Hoerner^[12]实验得出的经验公式计算得出

$$C_f = \begin{cases} 4.6409 Re_f^{-0.6667} & 10^{-2} < Re_f < 10^4 \\ 0.0464 Re_f^{-1.667} & 10^4 < Re_f < 10^{10} \\ 0.001 & 10^{10} < Re_f \end{cases} \quad (5)$$

式中: C_f 表示摩擦阻力因数, Re_f 表示当地雷诺数,定义为

$$Re_f = \frac{\rho_{\infty} V L}{\mu} \quad (6)$$

式中: V 表示气流相对于软管微段中心的速度; μ 表示空气的运动黏性系数,值取 $1.46 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$; L 表示软管微段的特征长度,定义为

$$L = \frac{\pi d_{\text{hose}}}{2 \sin \alpha} \quad (7)$$

式中: d_{hose} 为软管外径, α 为软管轴线与相对速度 V 的夹角。对第*i*节软管微段,相对速度 V 定义为

$$V = V_{\text{abs}} - \frac{V_{i-1} + V_i}{2} \quad (8)$$

式中: V_{abs} 表示气流相对地面的速度矢量, V_{i-1} 、 V_i 分别表示第*i*-1、*i*个节点的速度矢量。

计算得出 C_f 后,软管微段的摩擦阻力 D_{skf} 可通过下式得到

$$D_{\text{skf}} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\tau}^2 \cdot C_f \cdot \pi d_{\text{hose}} \cdot l \quad (9)$$

式中: V_{τ} 表示相对速度的切向分量, l 表示软管微段的长度,摩擦阻力的方向与切向速度方向相同。

2.3.3 压差阻力

由于空气的黏性作用,气流流经加油软管时会在软管表面后部发生流动分离,导致在软管迎风面的压力比背风面要高,这种压力差形成了压差阻力。与摩擦阻力因数类似,压差阻力系数同样是雷诺数 Re 的函数,计算方法同样使用Hoerner由实验得到的经验公式给出

$$C_d = \begin{cases} 10 \cdot Re_p^{-0.801} & 10^{-2} < Re_p \leq 1 \\ 10 \cdot Re_p^{-0.4083} & 1 < Re_p \leq 180 \\ 1.2 & 180 < Re_p \leq 4 \times 10^5 \\ 0.002128 \cdot Re_p^{0.3522} & 4 \times 10^5 < Re_p \leq 4 \times 10^6 \\ 0.45 & 4 \times 10^6 < Re_p \end{cases} \quad (10)$$

式中: C_d 表示压差阻力系数; Re_p 表示当地雷诺数, 定义为

$$Re_p = \frac{\rho_\infty V_n d_{hose}}{\mu} \quad (11)$$

式中 V_n 表示相对速度的法向分量。

计算得出 C_d 后, 软管微段的压差阻力 D_{pre} 可通过下式得到

$$D_{pre} = \frac{1}{2} \rho_\infty V_n^2 \cdot C_d \cdot d_{hose} \cdot l \quad (12)$$

压差阻力的方向与法向速度方向相同。

2.3.4 软管恢复力

软管在空中拖曳时会在气动阻力的作用下发生弯曲变形, 软管内部产生一个恢复力矩, 令软管产生抵抗弯曲的趋势, 软管微段的受力情况可以简化为简支梁, 内部的弯曲力矩可以通过一个作用在简支梁中间的集中载荷来代替^[13-14], 用等效恢复力 F_{ei} 表示, 如图 8 所示。简支梁的两端可以在发生弯曲时自由旋转, 对于节点 i , 等效恢复力的大小 F_{ei} 与微段两端的扭转角 θ_L, θ_R 有关

$$F_{ei} = \frac{8EI}{L^2} (\theta_L + \theta_R) \quad (13)$$

式中: L 表示软管微段的长度; E 为软管的弹性模量; I 为软管截面的几何惯性矩, 可通过式(14)计算得出

$$I = \frac{\pi}{64} (d_{ho}^4 - d_{hi}^4) \quad (14)$$

式中: d_{hi} 表示软管内径直径, d_{ho} 表示软管外径直径。

等效恢复力的方向为

$$e = \frac{L_R}{|L_R|} - \frac{L_L}{|L_L|} \quad (15)$$

扭转角 θ_L, θ_R 可通过式(16)计算得出。

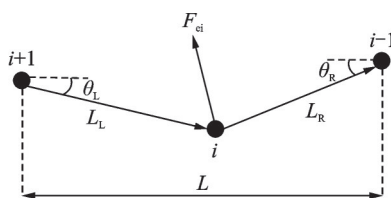


图 8 软管微段弯曲等效模型

Fig.8 Equivalent model of the bending hose micro segment

$$\theta_L = \arccos\left(\frac{L_L}{|L_L|} \cdot \frac{L_L + L_R}{|L_L + L_R|}\right) \theta_R = \arccos\left(\frac{L_R}{|L_R|} \cdot \frac{L_L + L_R}{|L_L + L_R|}\right) \quad (16)$$

3 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[15]中所使用的稳定伞建立三维模型, 进行气动力数值模拟, 并将数值模拟的结果与 NASA 飞行试验数据进行对比。飞行试验中使用的锥套-稳定伞及对应的简化三维模型如图 9 所示, 数值模拟与实验对比结果如图 10 所示。结果表明, 所采用的数值方法得到的阻力值与实验数据吻合较好, 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。

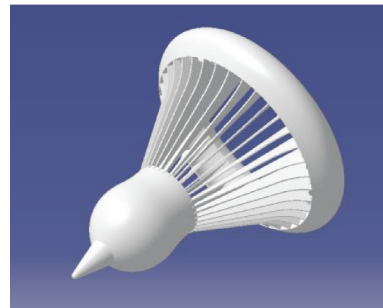
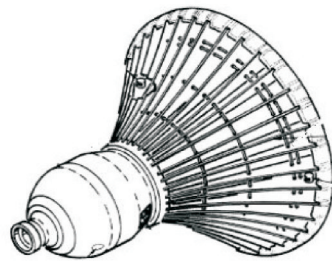


图 9 验证用 CATIA 模型

Fig.9 Paratroque CATIA model for verification

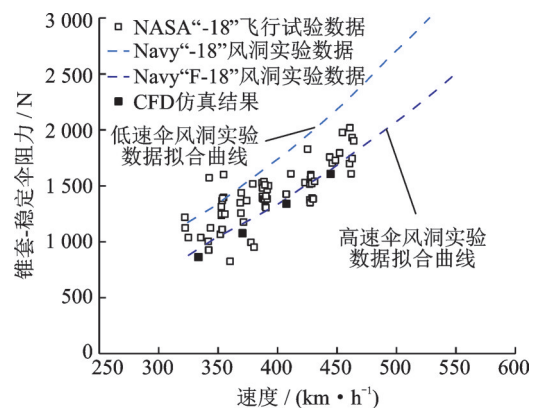


图 10 实验与仿真数据对比

Fig.10 Comparison of operation and simulation data

3.2 数值仿真设置

空中加油系统要求设备能够在高度为海平面至40 000英尺(约为12 000 m)范围,速度在370~550 km/h(约为0.3~0.5马赫)范围内正常工作。本文仿真模拟环境主要在此范围之内,计算域选择底面半径为5 000 mm、高为15 000 mm的圆柱形区域,选用四面体网格,如图11所示。经过网格无关性验证后,网格总量超过300万个时网格数对计算结果影响很小。在稳定伞附近进行网格加密,网格总量约400万个。

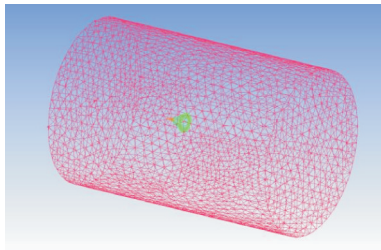


图11 稳定伞流场网格

Fig.11 Fluid mesh of paratrogue

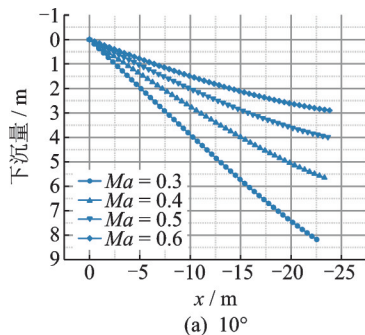
3.3 数值仿真结果

本节给出了稳定伞气动力数值模拟的结果。根据稳定伞的阻力,分析了不同飞行速度和海拔高度下软管的拖曳形状。加油机的迎角为0°,来流方向如图5所示,软管的各项参数如表1所示。

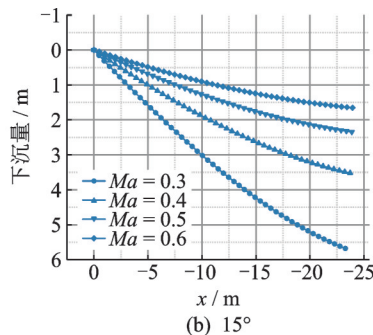
表1 软管锥套参数

Table 1 Parameters of hose-drogue

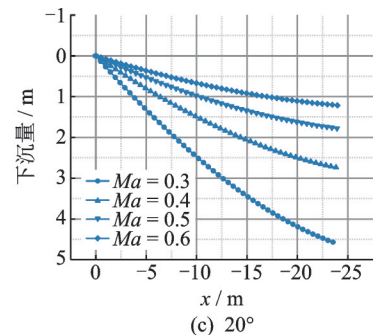
名称	参数	值
软管	全长/m	24
	线密度/(kg·m ⁻³)	2.43
	内径/mm	54
	外径/mm	68
	弹性模量/Pa	8.3×10 ⁷
锥套	质量/kg	35
燃油	密度/(kg·m ⁻³)	4.205



(a) 10°



(b) 15°



(c) 20°

图14 稳定伞拖拽位置

Fig.14 Stable draught position of paratrogue

3.3.1 变速度气动特性

图12和图13分别是3种伞撑角模型阻力特征与阻力随速度的变化趋势,从图12中可以看出,当伞撑角从10°变化到20°的过程中,稳定伞的阻力特征可以从0.4变化到1.1,变阻尼区间较大。图14是加装了3种伞撑角模型后软管的拖拽形状,从图中可以看出,伞撑角为10°的模型适用的马赫数范围为0.5~0.6,15°模型适用的马赫数范围为0.4~0.6,20°模型适用的马赫数范围为0.3~0.5,3种模型适用范围各不相同,同时又有重叠区域,伞撑角从10°变化到20°过程中可以完整覆盖马赫数0.3~0.6的速度域。

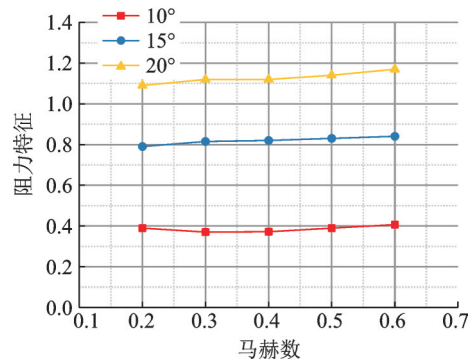


图12 阻力特征-速度关系曲线

Fig.12 Relationship between drag characteristic and velocity

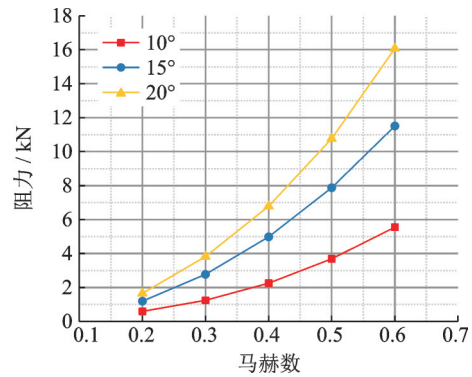


图13 阻力-速度关系曲线

Fig.13 Relationship between drag and velocity

3.3.2 变高度气动特性

图 15 和图 16 分别是 3 种伞撑角模型阻力特征与阻力随高度的变化趋势,图 17 是加装了 3 种伞撑角稳定伞后软管的拖拽形状。从图中可以看出,伞撑角为 10° 的模型适用范围为 2 000~6 000 m,15° 模型适用范围为 2 000~10 000 m,20° 模型适用范

围为 6 000~10 000 m。仅考虑高度的变化时,10° 模型适用于低海拔、高密度区;20° 模型适用于高海拔、低密度区;15° 模型作为前两者过渡模型具有最广的高度适用范围。结果表明,伞撑角从 10° 变化到 20° 过程中可以完整覆盖 2 000~10 000 m 的高度域。

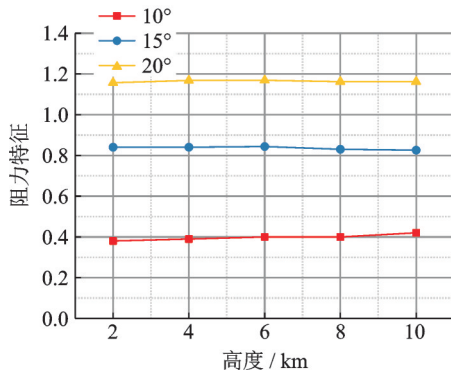


图 15 阻力特征-高度关系曲线

Fig.15 Relationship between drag characteristic and altitude

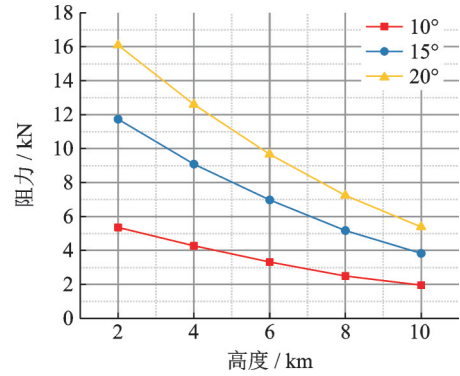
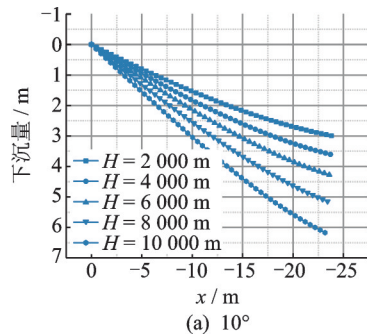
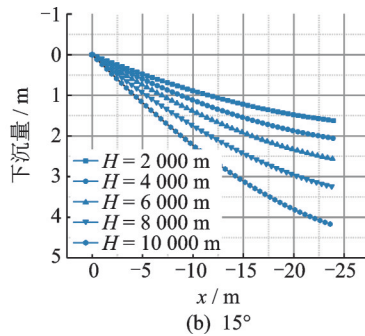


图 16 阻力-高度关系曲线

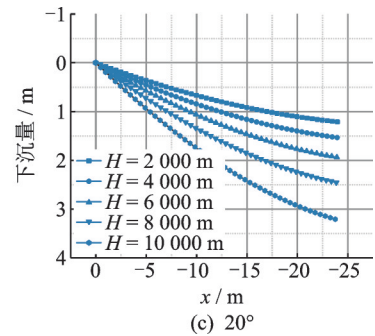
Fig.16 Relationship between drag and altitude



(a) 10°



(b) 15°



(c) 20°

图 17 稳定伞拖拽位置

Fig.17 Stable draught position of paratrogue

4 结 论

仿真结果表明,单一考虑速度或高度的变化,通过改变稳定伞的伞撑角,可以控制阻尼特性的变化,使稳定伞能够覆盖更宽的速度域和高度域。10°模型由于阻力特征小,相同条件下产生阻力最小,因此可用于高速度、低海拔区域来降低产生的阻力值;20°模型阻力特征最大,产生阻力也最大,因此可用于低速度、高海拔等需要较大阻力的情况;15°模型作为前两者的过渡模型,可以保证所覆盖速度域和高度域的连续性。当速度和高度同时发生变化时,调节伞撑角可以有效控制加油锥套的下沉量,有效拓展了传统稳定伞的加油包线,对软管式空中加油技术的应用有着显著的改善。

参考文献:

[1] HAYASHIBARA S, AUSTIN J. Simulation-based

design (SBD) applications for a mid-air aerial refueling paratrogue system: AIAA 2006-7770[R]. [S.l.]: AIAA, 2006.

[2] AUSTIN J, HAYASHIBARA S. Experimental and CFD Analysis of aerial refueling system: SAE Technical Paper 2006-01-2386[R]. [S.l.]: SAE, 2006.

[3] KAPSEONG R, EMRE B. Aerodynamic investigations of paratrogue assembly in aerial refueling system: AIAA 2006-855[R]. [S.l.]: AIAA, 2011.

[4] 周学. 加油机稳定伞可变阻力特征技术研究[C]//第六届中国航空学会青年科技论坛文集(上册). 沈阳: 中国航空学会, 2014: 315-319.

ZHOU Xue. Research on the technologies of variable drag drogue [C]//Proceedings of the 6th Youth Science and Technology Forum of Chinese Academy of Aeronautics Volume I. Shenyang: Chinese Academy of Aeronautics, 2014: 315-319.

[5] KIRKLAND W L, REED E. Stabilized controllable drogue for aerial flight refueling: US 8317136 [P].

- 2012-11-27.
- [6] ERIC R, WILLIAM K. Passive variable speed drogue [P]. US:6588465, 2003-07-08.
- [7] WILLIAM K. Variable speed drogue: US 2011/0108669[P]. 2010-07-22.
- [8] 程小琴,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.
- [9] MICHAEL J H. Statistical analysis of CFD solutions from the drag prediction workshop: AIAA 2002-0842 [R]. [S.l.]: AIAA, 2002.
- [10] 中国石油和化学工业联合会.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.
- [11] 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.
- [12] HOERNER S F. Fluid dynamic drag[M]. Midland Park: N J, 1965.
- [13] VASSBERG J C, YEH D T, BLAIR A J, et al. Numerical simulations of KC-10 wing-mount aerial refueling hose-drogue dynamics with a reel take-up system: AIAA-2003-3508[R]. [S.l.]: AIAA, 2003.
- [14] 张晓非,胡孟权,田鹏云.软管弯矩对空中加油软管-锥套建模影响分析[J].飞行力学,2018,36(2): 92-96.
ZHANG Xiaofei, HU Mengquan, TIAN Pengyun. Analysis of impact on bending moment of the hose in dynamic modeling of aerial refueling hose-drogue system[J].Flight Dynamics, 2018,36(2): 92-96.
- [15] HANSEN J L, MURRAY J E, CAMPOS N V. The NASA dryden AAR project: A flight test approach to an aerial refueling system: AIAA-2004-4939[R]. [S.l.]: AIAA, 2004.

(编辑:夏道家)