

“插头—锥管”式空中加油软管平衡拖曳位置计算

胡孟权, 聂鑫, 王丽明

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要:空中加油软管运动规律的研究是分析战斗机空中加油时控制规律和验证飞机飞行品质的重要前提,加油软管平衡拖曳位置计算是研究空中加油软管运动规律的基础。利用机翼附着涡和自由涡模拟加油机尾流场对加油软管和锥套的影响,分别建立空中加油软管流场模型、软管气动模型和稳定伞气动模型。将空中加油软管质点离散化,从软管、稳定伞空间受力平衡出发,推出了“插头—锥管”式空中加油软管空间平衡拖曳位置计算方法。利用此方法计算了不同飞行状态下空中加油软管平衡拖曳位置,并分析了空中加油软管平衡拖曳位置在不同飞行状态下的变化规律。计算结果与实际情况吻合,为研究空中加油软管运动规律奠定了基础。

关键词:空中加油软管;插头—锥管;平衡拖曳位置

DOI:10.3969/j.issn.1009-3516.2009.05.005

中图分类号: V228.1⁺7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2009)05-0022-05

空中加油技术是提高飞机作战效能的关键技术之一,发展至今已形成了 2 套较为完善的加油系统:“插头—锥管”式空中加油系统和伸缩套管式空中加油系统。“插头—锥管”式空中加油,又称软式加油,由英国加油公司在上世纪 40 年代开发,是目前应用最为广泛的空中加油技术。加油时,加油机上放出加油软管锥套组件,锥套上的稳定伞产生的气动阻力起稳定作用,使软管锥套组件保持一定的下沉高度,防止加油机与受油机在加油时距离过近而发生碰撞。“插头—锥管”式空中加油的优点是一架大型加油机可装多个加油吊舱,同时为 2—3 架飞机加油^[1-3]。

计算空中加油软管的平衡拖曳位置是研究软式加油时软管锥套组件动态运动的基础和重要课题,国内对于加油软管拖曳位置的研究甚少,文献[4]在计算空中加油软管的静态拖曳位置时简化了对软管的侧向力的考虑,不适用于翼吊式加油吊舱。本文建立加油机尾流场模型,从软管受力分析出发,通过离散软管质点分析计算“插头—锥管”式空中加油软管平衡拖曳位置。

1 空中加油软管流场模型

加油软管位于加油机后,受到加油机机翼、机身以及平尾所分别产生的附着涡和自由涡的影响。其中相对机身和平尾来说,机翼的附着涡和自由涡对加油软管的影响占主导地位。所以软管某点处的流场速度可近似认为是自由流的速度与加油机机翼附着涡和自由涡诱导速度之和。

假设加油机机翼附着涡沿机翼 1/4 弦线分布,环量沿机翼展向分布规律为椭圆形环量和线性环量的加权和^[5],即:

$$\Gamma(z) = \beta \Gamma(z)_{\text{elliptic}} + (1 - \beta) \Gamma(z)_{\text{linear}} \quad (1)$$

椭圆形环量分布规律为:

$$\Gamma(z)_{\text{elliptic}} = \Gamma_{0e} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{l_y}\right)^2} \quad (2)$$

* 收稿日期:2009-03-11

基金项目:航空科学基金资助项目(20080596014)

作者简介:胡孟权(1972—),男,浙江嵊州人,副教授,博士(后),主要从事飞行器设计研究.E-mail:xmfd@163.com

式中: l_y 为机翼翼展; Γ_{0e} 为机翼翼根处环量值, $\Gamma_{0e} = 2C_L V l_y / \pi \lambda$, 式中: C_L 为飞机的升力系数; V 为飞行速度; λ 为展弦比。

线性环量分布规律为:

$$\Gamma(z)_{\text{linear}} = \Gamma_{01} \left(1 - \frac{2|z|}{l_y} \right) \tag{3}$$

式中 Γ_{01} 为机翼翼根处环量值, $\Gamma_{01} = \frac{C_L V l_y}{\lambda}$

沿机翼展向附着涡环量的变化量 $\Delta\Gamma(z)$ 即为机翼自由涡强度。在具体计算中可将机翼附着涡和自由涡离散成若干个马蹄涡计算, 见图 1。

对于空中加油软管上任意一点 M , 通过马蹄涡诱导速度计算即可确定加油机尾流场对空中加油软管的影响。离散后直漩涡对 M 点的诱导速度大小为:

$$v_{yd} = \frac{\Gamma}{4\pi h} (\cos \alpha - \cos \alpha')$$

式中: Γ 为该段直漩涡的环量; h 为 M 点至直漩涡的垂直距离; α 和 α' 为 M 点至直漩涡两端直线的夹角。

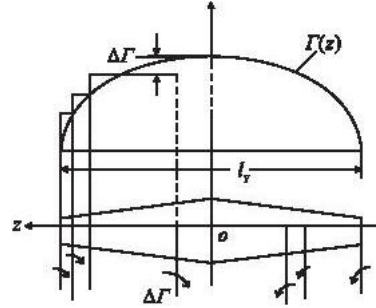


图 1 马蹄涡气动模型

.1 Horseshoe vortices pneumatic model

2 软管、稳定伞气动模型

将整个加油软管分离成若干段直线微元软管, 作用在任一微元软管上的气动力包含 2 个方面: 软管摩擦力 F 和软管压差力 P ^[6]。

2.1 软管摩擦力

微元软管所受摩擦力平行于软管轴线方向, 大小为:

$$F = C_f \rho v_t^2 \pi dl / 2 \tag{4}$$

式中: C_f 为微元软管上的摩擦力系数; ρ 为流经软管的空气密度; v_t 为空气来流平行于软管轴线方向的切向速度; d 为微元软管直径; l 为微元软管长度。

C_f 是与雷诺数 R_{ef} 有关的函数, 软管材料不同时, C_f 的差异不大, 其表达式为^[6]:

$$C_f = \begin{cases} 4.6409 R_{ef}^{-0.6667} & 10^{-2} < R_{ef} \leq 10^4 \\ 0.0464 R_{ef}^{-0.1667} & 10^4 < R_{ef} \leq 10^{10} \\ 0.001 & 10^{10} < R_{ef} \end{cases} \tag{5}$$

式中: $R_{ef} = vL/\nu$, v 为流过软管的空气速度; ν 为空气的运动粘度系数; $L = \pi d / 2 \sin \alpha$ 为软管特征长度, α 为软管轴线方向和相对气流方向的夹角。

2.2 软管压差力

微元软管所受压差力垂直于软管轴线方向, 大小为:

$$P = C_d \rho v_n^2 dl / 2 \tag{6}$$

式中: v_n 为空气来流垂直于软管轴线方向的法向速度; C_d 为压差力系数, 确定压差力系数时雷诺数使用法向速度^[6], 即:

$$R_{ep} = v_n d / \nu, \quad C_d = \begin{cases} 10 R_{ep}^{-0.801} & 10^{-2} < R_{ep} \leq 1 \\ 10 R_{ep}^{-0.4083} & 1 < R_{ep} \leq 180 \\ 1.2 & 180 < R_{ep} \leq 4 \times 10^5 \\ 0.0021281 R_{ep}^{0.3522} & 4 \times 10^5 < R_{ep} \leq 4 \times 10^6 \\ 0.45 & 4 \times 10^6 < R_{ep} \end{cases} \tag{7}$$

2.3 稳定伞气动阻力

稳定伞气动阻力方向为来流大气速度方向, 其大小为:

$$X = C_x s \rho v_w^2 / 2 \tag{8}$$

式中： x 为稳定伞气动阻力系数； s 为稳定伞特征面积； ρ 为来流大气密度； v_w 为考虑加油机涡系诱导速度后稳定伞处气流速度。

3 软管平衡位置计算

3.1 计算方法

将软管看成有限 $n+1$ 个分离的质点系，见图 2。第 0 个节点为软管和加油吊舱连接节点，第 $n+1$ 个节点为稳定伞节点。假设软管总长为 nl ，第 0 个节点和第 1 个节点之间的距离为 $l/2$ ，第 n 个节点和第 $n+1$ 个节点之间的距离为 $l/2$ ，其余任意两个相邻节点距离为 l 。图 2 所示的坐标系中，原点为软管和加油吊舱连接节点， x 轴沿加油机速度的反方向， y 轴垂直向下， z 轴与 x 、 y 轴成右手正交坐标系。

设第 i 个节点的坐标为 (x_i, y_i, z_i) ，对其进行受力分析，见图 3。该节点受到前段软管的拉力 T_{i-1} ，后段软管的拉力 T_i ，重力 G ，软管摩擦力 F_i ，软管压差力 P_i 。对于稳定伞节点， T_i 、 F_i 、 P_i 之和即为稳定伞所受气动阻力。则 T_{i-1} 的方向为 $\mathbf{b} = (x_{i-1} - x_i, y_{i-1} - y_i, z_{i-1} - z_i)$ ； F_i 、 T_i 的方向为 $\mathbf{a}_i = (x_{i+1} - x_i, y_{i+1} - y_i, z_{i+1} - z_i)$ ； P_i 的方向为 $-\mathbf{v} \times \mathbf{a} \times \mathbf{a}$ (\mathbf{v} 为自由来流速度和加油机涡系诱导速度矢量和)。第 i 个节点处于平衡位置时，受力平衡，即：

$$T_{i-1} + T_i + F_i + P_i + G_i = 0 \tag{9}$$

根据此受力方程，在已知 T_i 的情况下，即可求出 T_{i-1} 。

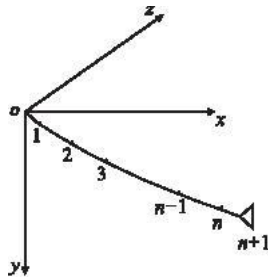


图 2 坐标系及软管质点离散化
Fig.2 Reference frame and discrete hose mass nodes

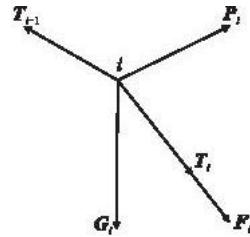


图 3 第 i 节点受力分析
Fig.3 Force analysis at point 'i'

3.2 计算步骤

根据 3.1 的计算方法，归纳软管平衡位置计算步骤如下：

- 1) 假设稳定伞节点坐标 $(x_{n+1}, y_{n+1}, z_{n+1})$ ，求稳定伞节点处流场速度，稳定伞气动阻力；
- 2) 根据稳定伞节点受力平衡求出稳定伞节点前段软管张力 T_n 大小及方向；
- 3) 根据 T_n 的方向以及第 n 个节点和第 $n+1$ 个节点之间的距离 $l/2$ ，可求出第 n 个节点坐标 (x_n, y_n, z_n) ；
- 4) 利用方程(9)可求出 T_{n-1} ，根据 T_{n-1} 的方向以及第 $n-1$ 个节点和第 n 个节点之间的距离 l ，可求出第 $n-1$ 个节点坐标 $(x_{n-1}, y_{n-1}, z_{n-1})$ ；
- 5) 由此类推可计算得出软管各节点坐标；
- 6) 如第 0 个节点坐标 (x_0, y_0, z_0) 十分接近原点，计算结束；
- 7) 如果第 0 个节点坐标 (x_0, y_0, z_0) 不接近原点，根据计算所得的 (x_0, y_0, z_0) ，修正 $(x_{n+1}, y_{n+1}, z_{n+1})$ 重复以上步骤，直到 (x_0, y_0, z_0) 接近于原点，计算结束。

4 计算结果分析

假设空中加油参数见表 1，加油吊舱挂于右机翼，当软管分段数分别设定为 10、50、100 时，软管平衡拖曳位置计算结果见图 4。

表 1 空中加油参数

Tab.1 In-flight refueling parameters

加油软管总长/m	14.63
加油软管直径/m	0.066
软管单位长度质量/(kg·m ⁻¹)	2.5
锥套、稳定伞重量/N	200
稳定伞阻力系数和特征面积之积	0.204
加油机高度/m	2 000
加油机速度/(m·s ⁻¹)	150

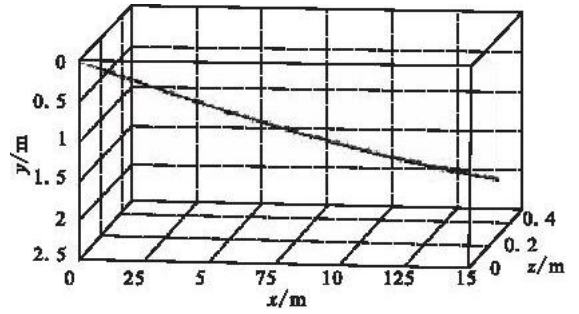


图 4 软管平衡拖曳位置

Fig.4 Hose static catenary shapes

由图 4 可知,软管分段数不同时,加油软管平衡拖曳位置基本相同。

取 $n=10$,加油机在不同飞行状态下锥套位置见表 2、表 3。

表 2 不同高度和表速状态下锥套的位置

Tab.2 Drogue positions at various indicated airspeed and height

高度/m	表速/(km·h ⁻¹)	水平位置/m	下沉位置/m	侧向位置/m
1 000	450	14.426	2.357	0.509
1 000	500	14.483	2.001	0.429
1 000	550	14.522	1.717	0.366
5 000	450	14.425	2.362	0.510
5 000	500	14.482	2.006	0.430
5 000	550	14.521	1.721	0.367
9 000	450	14.422	2.380	0.514
9 000	500	14.480	2.021	0.434
9 000	550	14.519	1.735	0.370

表 3 不同高度和真速状态下锥套的位置

Tab.3 Drogue positions at various real velocity and height

高度/m	真速/(m·s ⁻¹)	水平位置/m	下沉位置/m	侧向位置/m
1 000	120	14.367	2.678	0.589
1 000	150	14.495	1.920	0.411
1 000	180	14.557	1.412	0.301
5 000	120	14.157	3.588	0.795
5 000	150	14.375	2.636	0.571
5 000	180	14.487	1.975	0.429
9 000	120	13.764	4.834	1.073
9 000	150	14.143	3.643	0.798
9 000	180	14.344	2.793	0.615

由表 2、表 3 可得以下结论:

1)一定高度情况下,加油机飞行速度增大,锥套下沉量减小,侧向偏移量减小。

飞行速度增大,作用在加油软管上气动升力和稳定伞气动阻力的 x 轴分量增大;且加油机机翼附着涡和自由涡环量减小,自由涡对稳定伞的侧向诱导速度减小,所以造成锥套下沉量减小,侧向偏移量减小。

2)一定飞行速度(真速)情况下,飞行高度增大,锥套下沉量增大,侧向偏移量增大。

飞行高度增大,空气密度减小,作用在加油软管上气动升力和稳定伞气动阻力的 x 轴分量减小;且加油机机翼附着涡和自由涡环量增大,自由涡对稳定伞的侧向诱导速度增大,所以造成锥套下沉量增大,侧向偏移量增大。

3)表速一定时,锥套下沉量、侧向偏移量基本不变。

表速一定,则加油软管和稳定伞所受气动力基本不变,所以锥套下沉量、侧向偏移量基本不变。

4)根据某型加油机实际情况,在表速 420 km/h—590 km/h 的范围内,锥套下沉量在 1.5 m—3 m 之间,计算结果与实际吻合。

5 结束语

将空中加油软管进行质点离散化,考虑加油机尾流场扰动,根据空中加油软管、稳定伞的空间受力平衡,推出了“插头—锥管”式空中加油软管空间平衡拖曳位置的计算方法,计算结果符合实际。

参考文献:

[1] 侯玉燕. 国外空中加油技术的发展和展望[J]. 飞行力学, 1994, 12(4): 14—22.
 HOU Yuyan. The Development and Prospect of Overseas In-flight Refueling Technology [J]. Flight Dynamics, 1994, 12(4): 14—22. (in Chinese)

[2] 陈新能. 空中加油机的发展[J]. 航空工业论坛, 2007, 2: 16—22.

- CHEN Ximeng . The Development of In-Flight Refueling Plane[J]. Forum of Aviation Industry , 2007 , 2 : 16—22 . (in Chinese)
- [3] 蒋军昌,高亚奎,陈明.空中加油伸缩管装置控制系统研究[J].飞行力学,2008,26(1):87—91.
JIANG Junchang , GAO Yakui , CHEN Ming . Air Refueling Boom Control System Investigation [J]. Flight Dynamics , 2008 , 26 (1) : 87—91 . (in Chinese)
- [4] 徐福荣.空中加油软管拖曳位置计算[J].上海力学,1985,2:57—63.
XU Furong . Determination of Hose In-Flight refueling system Shape [J]. Shanghai Dynamics , 1985 , 2 : 57—63 . (in Chinese)
- [5] Vassberg John C , Yeh David T , Blair Andrew J , et al . Dynamic Characteristics of A KC-10 Wing-Pod Refueling Hose by Numerical Simulation[R]. AIAA 2002-2712 .
- [6] Vassberg John C , Yeh David T , Blair Andrew J , et al . Numerical Simulations of KC-10 Wing-Mount Aerial Refueling Hose-Drogue Dynamics With A Reel Take-up System[R]. AIAA 2003-3508 .
- [7] 张登成,胡孟权.拖曳系统飞行仿真研究[J].空军工程大学学报:自然科学版,2004,5(2):1—5.
ZHANG Dengcheng , HU Mengquan . Flight Simulation of Towed Air-Launch System [J]. Journal of Air Force Engineering University : Natural Science Edition , 2004 , 5 (2) : 1—5 . (in Chinese)

(编辑:姚树峰,徐敏)

Determination of Hose Static Catenary Shape in "Probe-Drogue" In-Flight Refueling System

HU Meng-quan , NIE Xin , WANG Li-ming

(Engineering Institute , Air Force Engineering University , Xi'an 710038 , China)

Abstract: The rule of in-flight hose-drogue movement is an important prerequisite in analyzing the aircraft's flying qualities and control law , and the calculation of the static catenary shape of hose is the basis of studying the hose-drogue movement . In this paper , a method for determination of hose static catenary is presented . The tanker flow-field is modeled by using an array of distributed bound and free vortices . The refueling hose flow-field model , hose pneumatic model and drogue parachute pneumatic model are established respectively . In the method , the trailing refueling hose and drogue are modeled by using an array of discrete point mass nodes which represents the physical properties of the hose and drogue . Hose static catenary shapes at various speeds and heights are calculated and discussed , and the results coincide with the facts .

Key words: in-flight refueling hose ; probe-drogue ; static catenary shape

中国工程院朵英贤院士到工程学院进行学术交流

2009年9月23日,中国工程院朵英贤院士及兵器202所马春茂副所长一行应邀到工程学院进行学术交流。院首长向朵院士介绍了学院的历史沿革和学科建设情况,朵院士对工程学院在空军武器装备建设发展中做出的贡献给予了高度评价。随后,朵院士前往航空兵器工程系,与史家科、黄长强、冯金富等专家教授进行研讨交流,并参观了有人机/无人机机载武器系统实验室等教学科研平台。作为中国轻武器的奠基人,朵院士对工程学院在航空武器领域的研究工作和优异成绩给予了充分肯定,他表示将继续关注并全力支持工程学院在航空武器领域的教学和科研工作。

(工程学院科研办 王栋,田松供稿)