

引用格式:钟珍伟,李大伟,王宏伦,等.基于拟合与插值的受油机前扰波建模与分析[J].电光与控制,2018,25(2):69-73. ZHONG Z W, LI D W, WANG H L, et al. Modeling and analysis of receiver-aircraft bow wave based on fitting and interpolation[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(2):69-73.

基于拟合与插值的受油机前扰波建模与分析

钟珍伟, 李大伟, 王宏伦, 苏子康

(北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院,北京 100191)

摘要:在无人机软管式自动空中加油中,受油机前扰波对于空中对接有着重要的影响。针对前扰波建模的迫切需求,通过计算流体动力学(CFD)仿真,得到受油机机头附近速度场数据,基于此数据分析速度随位置的变化规律。以多项式的函数形式用最小二乘法拟合出速度沿 x, y, z 3个轴向上的分布规律,根据此规律推测出速度在机头横截面上的二维解析表达式,再用多项式进行二维拟合,接着用平面插值在满足精度的条件下求解出速度与三维位置坐标的解析表达式。最后对 x, y, z 3个方向分别拟合插值并选取区域进行验证,仿真结果表明了模型的有效性并且可以看出沿 y 轴方向进行插值误差最小。

关键词:无人机;空中加油;前扰波;多项式拟合;插值法

中图分类号:V249 文献标志码:A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2018.02.014

Modeling and Analysis of Receiver-Aircraft Bow Wave Based on Fitting and Interpolation

ZHONG Zhen-wei, LI Da-wei, WANG Hong-lun, SU Zi-kang

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In the hose-type air-to-air refueling of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), the bow wave of the receiver-aircraft has an important impact on the docking phase in the air. To meet the urgent requirements of bow-wave modeling, the velocity field data around the nose of the receiver-aircraft is obtained through Computational Fluid Dynamics (CFD) simulation, based on which the change laws of velocity with the coordinated point are analyzed. Based on the polynomial function, the regularities of distribution of the velocity along the x, y and z axis are fitted by using the least square method, the two-dimension analytical expression of the velocity on the intersecting surface is speculated according to the laws above, and the two-dimension fitting is done by using the polynomial. Then, the analytical expressions of the velocity and the three-dimensional position coordinates are solved by using the plane interpolation, which meets the precision requirements. Finally, the interpolating along the x, y and z axis are conducted respectively, and an area is selected for validation. The simulation results prove the effectiveness of this model, and show that the error is the minimum when interpolating along y axis.

Key words: UAV; air refueling; bow wave; polynomial fitting; interpolation

0 引言

空中加油对于增加无人机航时和作战半径具有重要作用^[1],近年来受到了越来越多国家和科研机构的关注。空中加油目前主要分为硬管式和软管式。软管

式空中加油有5个阶段,即会合、编队、对接、加油及分离。其中,对接段最为关键,也是最困难的部分,需要加油机和受油机以很高的精度保持一定的相对位置,并且具有一定的抗扰能力。在对接过程中,扰动主要为大气紊流、加油机尾涡^[2]以及受油机前扰波^[3]。对于大气紊流和加油机尾涡^[4]的建模与分析,国内外已有了相应的研究,发展较为成熟。但是对于前扰波效应,即受油机头部对加油锥套的气动影响,还缺乏足够的重视和充分的研究,飞翼型布局的无人机前扰波与常规飞机有较大差异,其研究更是处于空白状态。

收稿日期:2017-04-10 修回日期:2017-05-09

基金项目:国家自然科学基金(61673042,61473012)

作者简介:钟珍伟(1992—),男,安徽铜陵人,硕士生,研究方向为空中加油技术。

对于软管式空中加油,锥套由于气流的影响会漂浮不定,受油机前扰波是影响锥套位置的重要因素,也是决定能否对接成功的关键一环。但是由于前扰波的建模难度大,针对性较强,国内对于这部分的研究很少。其建模方法目前主要有位流法^[5]和数据拟合法:位流法是利用机头的外形作为边界条件,将问题转化成直匀流和多个偶极子叠加的绕流问题,该方法虽然可以直接推导出前扰波模型的解析解,但是公式极其复杂,在偶极子个数较少的情况下,精度较差;数据拟合法^[6]虽然已有了一些研究,但是现有方法拟合公式较为复杂,计算量和精度都难以满足要求。

本文针对无人机空中加油对于受油机前扰波建模的迫切需求,通过计算流体力学(CFD)仿真,得到较为准确的受油机头部气动数据。在此基础上,对得到的气动数据进行分析,观测3个轴向上的速度变化趋势并进行曲线拟合。得到单个轴向上数据的分布规律之后,再进行曲面拟合,根据拟合的精度选择拟合曲面。运用平面插值法得到三维空间内速度与位置的解析表达式,并选取适当区域进行仿真验证。该方法计算量小,能在满足精度的条件下给出受油机前扰波的数学模型,对于其他机型,均可采用本文方法进行建模。

1 受油机前扰波 CFD 仿真

1.1 受油机模型

在进行计算流体力学分析之前,需要对受油机进行三维建模。为了使建立的模型更加精确并且贴合实际,采用 AutoCAD 建立受油机的三维模型。

本次选取的受油机模型呈飞翼型布局,类似于 X-45C 无人机等效模型^[7]。由于只需研究受油机机头部分对锥套的影响,因此只需制作机头部分的三维等效模型,在此基础上进行仿真分析。为了便于数值计算与仿真,选取的坐标系为 CFD 坐标系,即坐标原点位于机头, x 轴正方向指向机尾, y 轴朝上, z 轴指向机身左侧。X-45C 呈飞翼布局,机身呈扁平状,翼展较大,因此其前扰波特性与常规的飞机也有较大差异。

1.2 网格生成

选用 PointWise 来生成网格,可直接读取 CAD 文件,从而避免了转化为 IGES 等中间格式造成的信息缺损,基于点生成线,线生成面,最后合成体的思想,生成非结构网格,如图 1 所示。为了能充分表示出前扰波的影响范围,并且使求解的计算量尽量小,包含机头的求解范围为一个立方体,尺寸为 $6\text{ m} \times 6\text{ m} \times 10\text{ m}$ 。每条线上的节点数约为 60,最后生成的网格总数约为 300 万。

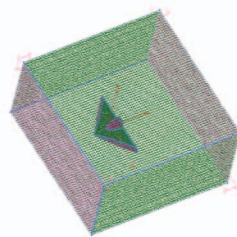


图1 PointWise 网格划分

Fig. 1 Mesh generation in PointWise

1.3 计算流体力学分析

将 PointWise 生成的网格导入 Fluent 软件并且检查网格质量^[8],再返回 PointWise 调整网格,直到满足求解要求,如图 2 所示。

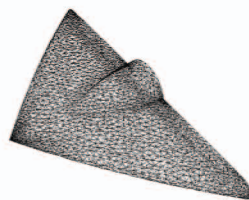


图2 Fluent 中受油机网格模型

Fig. 2 Mesh model of receiver aircraft in Fluent

结合空中加油的基本情况设置求解条件,飞行高度为 1500 m ,大气密度 1.177 kg/m^3 ,焓值 $323\ 608.9\text{ J/kg}$,设定的飞机飞行速度为 210 m/s ,由于飞行速度较快,因此空气被假设为三维可压缩的粘性流体^[9]。

选择的求解器为隐式耦合求解器,考虑热交换,用 Spalart-Allmaras 单方程模型进行湍流计算,该模型专门用于求解航空领域的壁面限制流动,对于受逆压力梯度作用的边界层流动,有很好的效果。选择适当的材料密度、粘度、热传导系数,边界条件分别设为压力远场和壁面。设定松弛因子为 0.8,最后初始化流场的解,进行流场迭代计算。仿真结果包含所需要的各种物理量,速度大小和静压的求解结果如图 3 所示。

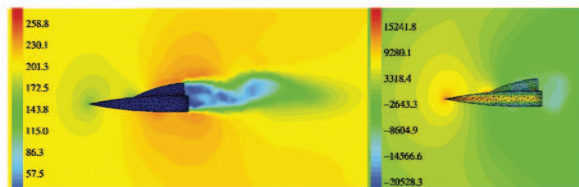


图3 速度和静压云图

Fig. 3 Velocity and static pressure cloud maps

2 前扰波速度流场数值分析

在无人机空中加油对接过程中,锥套受到前扰波的气流扰动会漂浮不定,为了判断受油机前扰波对加油锥套的影响以及预测锥套的位置变化,需要对机头附近的速度进行分析。但 Fluent 软件仿真得到的数据量过于庞大,用查表法得到受油机头部附近的速度值计

算量过大,因此需要给出受油机头部附近的三维速度与位置关系的解析表达式,根据表达式从而快速得到相应点的位置所对应的速度,便于控制器的设计。

另外在对接过程中,加油锥套只会附近一定范围内运动^[10],因此只需对局部区域进行重点分析,分析的区域范围为 x 轴 $-0.2 \sim 3.5$ m, y 轴 $0.5 \sim 3$ m(无人机自身有一定厚度), z 轴 $-3 \sim 3$ m,受油机头部尺寸及加油插头位置如图4所示。

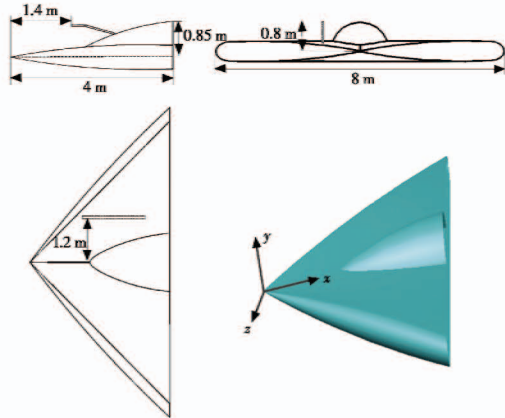


图4 机头尺寸及插头位置

Fig.4 Size of nose and position of probe

图中坐标系为 CFD 坐标系,得到的速度矢量 (v_x, v_y, v_z) 也是在该坐标系下的, v_x, v_y, v_z 分别为速度在 3 个轴向上的分量,受油机插头在 CFD 坐标系中的位置为 $(1.4 \text{ m}, 0.8 \text{ m}, -1.2 \text{ m})$ 。如果将本文的前扰波模型应用于控制,需要将 CFD 坐标系转换为机体坐标系。

2.1 一维坐标轴上数据分析与拟合

为了得到三维空间中速度与位置关系的解析表达式,首先要研究一维的速度与位置的函数关系,下文以 x 轴方向上速度的分量 v_x 为例来进行说明。图5表示 $z = -1.2 \text{ m}$ 平面上,即插头所在 z 平面, v_x 的等值线。在此平面上,选取不同的 y 值,以此来研究 v_x 与 x 轴坐标值的对应关系。

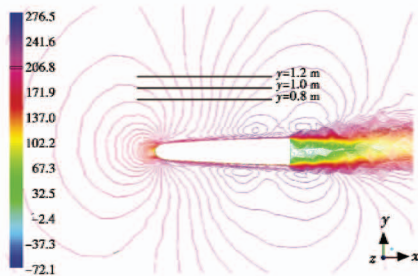


图5 $z = -1.2 \text{ m}$ 平面 v_x 等值线

Fig.5 Counters of v_x on plane $z = -1.2 \text{ m}$

受油机插头所在位置的 y 坐标值为 0.8 m ,选取的 y 值范围是 $0.5 \sim 3 \text{ m}$,每隔 0.2 m 进行一次数据采集。对导出的数据进行最小二乘拟合,选择的拟合函数形

式为多项式,之所以选用多项式拟合是由于:1) 选用多项式拟合函数形式简单;2) 由泰勒级数定义可知^[11],若函数 $f(x)$ 在某点 x_0 的领域内具有直到 $n + 1$ 阶的导数,则在该领域内 $f(x)$ 的 n 阶泰勒公式为

$$f(x) = \sum_{k=1}^n \frac{f^{(k)}(x_0)}{k!} (x - x_0)^k + R_n(x) \quad (1)$$

所以无论什么样的函数形式,都可以展开成多项式,并且多项式的阶数越高,拟合效果越好,对于二元多项式的拟合,结论类似;3) 相比于三角函数、对数函数等其他函数形式,计算机对多项式的计算要快得多,因为计算其他函数都是转换成多项式来计算的。

在满足精度的前提下,最终选用4次多项式来进行拟合^[12],图6展示了其中3条多项式拟合曲线。函数的基本形式为

$$v_x = c_4 x^4 + c_3 x^3 + c_2 x^2 + c_1 x + c_0 \quad (2)$$

式中: v_x 为速度在 x 轴方向上的分量; x 为坐标值; c_0, c_1, c_2, c_3, c_4 为待定系数。

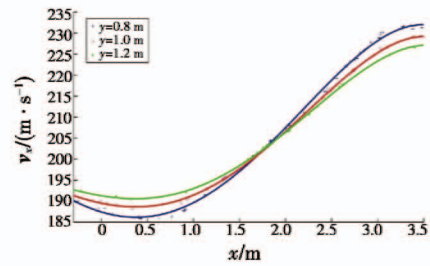


图6 $z = -1.2 \text{ m}$ 平面 x 轴向上4次多项式拟合

Fig.6 Four-order polynomial fitting along x axis on plane $z = -1.2 \text{ m}$ 用标准误差决定拟合程度的好坏,标准误差为

$$\sigma = \sqrt{\frac{\varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 + \dots + \varepsilon_n^2}{n}} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \varepsilon_i^2} \quad (3)$$

其中, ε_i 为数据点的 CFD 计算值与拟合值之间的误差,所有曲线中,拟合的标准误差最大值为 0.11 m/s ,由此可以看出,4次多项式能够在满足精度要求的情况下很好地拟合出速度随 x 轴上位置变化的关系。 $y = 0.8 \text{ m}$ 平面 v_x 等值线见图7。

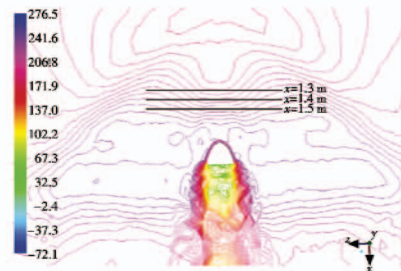


图7 $y = 0.8 \text{ m}$ 平面 v_x 等值线

Fig.7 Counters of v_x on plane $y = 0.8 \text{ m}$

与此类似,在 $y = 0.8 \text{ m}$ 平面上拟合出 v_x 与 z 坐标的关系,用8次多项式才能以较小的误差进行拟合。考虑到8次多项式的阶数偏高,并且由于无人机关于 $z = 0$

平面对称,因此只需拟合 $z > 0$ 的数值,再沿直线 $z = 0$ 做对称即可,对于 $z > 0$ 只需5次多项式就能满足要求。对称后的函数图形见图8。

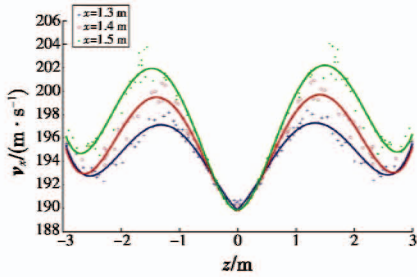


图8 $y = 0.8 \text{ m}$ 平面 z 轴向上5次多项式拟合

Fig.8 Five-order polynomial fitting along z axis on plane $y = 0.8 \text{ m}$

图9表示 $x = 1.4 \text{ m}$ 平面,图10是拟合的曲线,通过分析可知, v_x 随 y 的变化较为缓和,3次多项式就能在满足要求的情况下进行拟合。

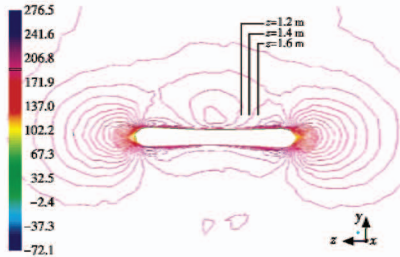


图9 $x = 1.4 \text{ m}$ 平面 v_x 等值线

Fig.9 Counters of v_x on plane $x = 1.4 \text{ m}$

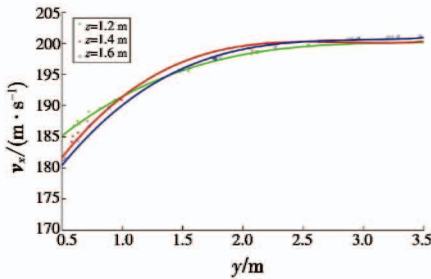


图10 $x = 1.4 \text{ m}$ 平面 y 轴向上3次多项式拟合

Fig.10 Three-order polynomial fitting along y axis on plane $x = 1.4 \text{ m}$

2.2 二维平面上数据分析与拟合

掌握了 v_x 在 xyz 3个轴向上分布的规律之后,就可以对数据在平面上进行拟合,共有3种平面拟合方式,如图11所示。

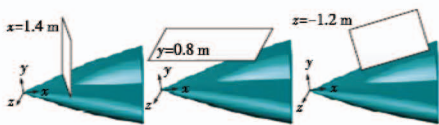


图11 3种拟合方式

Fig.11 Three fitting methods

以 xz 平面为例,由于在 x 轴上 v_x 是关于 x 的4次多项式,在 z 轴上 v_x 是关于 z 的5次多项式,推测出在 xz 平面 v_x 与 xz 的基本函数关系为

$$v_x = c_{00} + c_{10}x + c_{01}z + c_{20}x^2 + c_{11}xz + c_{02}z^2 + c_{30}x^3 + c_{21}x^2z + c_{12}xz^2 + c_{03}z^3 + c_{40}x^4 + c_{31}x^3z + c_{22}x^2z^2 + c_{13}xz^3 + c_{04}z^4 + c_{41}x^4z + c_{32}x^3z^2 + c_{23}x^2z^3 + c_{14}xz^4 + c_{05}z^5 \quad (4)$$

以式(4)为函数原型,图12根据最小二乘拟合出 $y = 0.8 \text{ m}$ 平面上的数据点,标准误差为 0.14 m/s ,其他方向上的平面拟合与此类似。

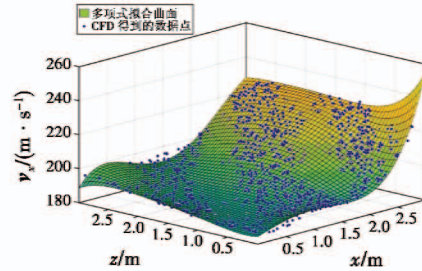


图12 $y = 0.8 \text{ m}$ 平面多项式拟合

Fig.12 Polynomial fitting on plane $y = 0.8 \text{ m}$

2.3 三维空间内数据分析与拟合

对于三维空间内的数据点,想要直接得到 v_x 与 xyz 坐标之间的解析表达式较为困难,为此选用插值法基于二维平面的解析表达式对三维空间内的数据进行计算,3种平面拟合方式对应着3种插值方向,图13为其示意图。

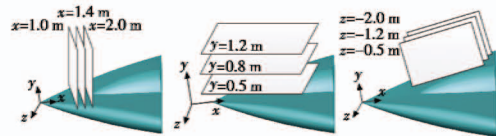


图13 3种平面插值法示意图

Fig.13 Three kinds of plane interpolation

以 y 轴上插值为例,选取多个 xz 平面进行二维平面拟合,得到多个平面拟合表达式,在各个选取的平面上速度标准误差变化趋势见图14。

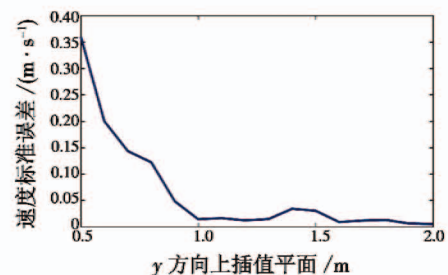


图14 各插值平面标准误差

Fig.14 RMSE of each interpolation plane

可以看出, y 轴方向上,越低的平面进行拟合后误差越大,这是由于靠近无人机的区域气流速度较大。

在选取插值平面时,当选取的平面过多,则平面拟合的表达式过于复杂,不利于计算,如果选取的平面个数过少,则插值所带来的误差较大。结合前扰波的特性及图14的误差曲线,对于 y 轴方向上的平面插值,选取的插值范围为 $0.5 \sim 3.5 \text{ m}$,低平面插值密度应该较大,

高平面插值密度可以适当减小。在 0.5 ~ 1.0 m 之内插值密度为 0.05, 即相邻平面间隔为 0.05 m, 在 1.0 ~ 3.5 m 内将插值密度扩大为 0.10。速度与位置的基本算式为

$$v_x = v_{xd} + 10(v_m - v_{xd})(y - y_d) \quad (5)$$

式中: v_{xd} 和 v_m 是由式(4)计算得到的上下两个平面对应的速度值; y 是待计算点的坐标值; y_d 是下平面对应点的坐标值。

3 模型仿真验证

按照同样的方法, 对另外两个速度分量 v_y, v_z 进行拟合, 可以得到 v_x, v_y, v_z 与三维位置之间关系的表达式。

由上文可知, 有 3 种形式的平面拟合, 即 xz 平面拟合, xy 平面拟合以及 yz 平面的拟合, 分别对应 3 个插值方向, 即 y 轴、 z 轴和 x 轴。选取插头附近空间区域 $x \in [0.5 \text{ m}, 1.7 \text{ m}]$, $y \in [0.5 \text{ m}, 2.0 \text{ m}]$, $z \in [-0.5 \text{ m}, -2.0 \text{ m}]$ 为验证区域, 对 3 种形式的拟合进行标准误差计算。每一点的误差平方表示为 3 个速度分量误差平方相加, 即

$$\sigma_i^2 = \sigma_{ix}^2 + \sigma_{iy}^2 + \sigma_{iz}^2 \quad (6)$$

式中: σ_i 为某点误差; $\sigma_{ix}, \sigma_{iy}, \sigma_{iz}$ 为该点 v_x, v_y, v_z 对应的误差, 即 CFD 数据与拟合曲线数据之差, 一般来说 σ_{iy}, σ_{iz} 较小, 因为速度矢量在 y 轴和 z 轴上的分量 v_y, v_z 较小。计算该区域内所有 CFD 导出数据点的标准误差, 计算结果见表 1。

表 1 3 种拟合效果对比

Table 1 Result contrast of three fittings

插值方向	x	y	z
速度标准误差/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.22	0.18	0.24

在选择区域内, 标准误差不大, 足以验证模型可以较为精确地表示出前扰波效应。并且在 y 轴方向上最小, 可见, 沿 y 轴方向进行插值拟合是最为合适的, 这也可以从直观上给出解释, 由图 10 可知, 在 y 轴方向上, 速度变化较为平缓, $y > 2 \text{ m}$ 时速度基本不变, 可看作线性变化, 因此在图 10 的曲线上进行线性插值误差较小。该模型所需的存储空间很小, 并且均为多项式计算, 计算速度较快, 能够很好地满足实时性与精度^[13]的要求。当受油机飞行速度较大时, 本文的方法依然适用, 但在相同插值密度的情况下拟合误差也会有所增大, 当提高平面的插值密度时, 计算精度也会相应提高。

4 结论

本文结合空中加油前扰波建模的需要, 首先建立了较为精确的受油机机头部分空间流场的计算模型, 得到空间三维速度的数据点。在此基础上对速度在 3 个坐标轴向上的分布规律进行研究并用多项式进行最小二乘拟合, 然后根据一维速度的函数形式推测出二维平面

上速度与位置的函数关系, 并用二维多项式拟合。最后得到多个平面的解析表达式并运用插值法求出三维空间内速度与位置的解析表达式。此外, 对 xyz 3 个轴向上分别进行插值计算并取验证区域进行验证。此方法模型简单, 精度较高, 并且通用性好, 对于其他类型和不同速度的受油机, 均可采用本文的方法进行分析与计算。

参考文献

- [1] XU Y, LUO D L, XIAN N, et al. Pose estimation for UAV aerial refueling with serious turbulences based on extended Kalman filter[J]. *Optik-International Journal for Light and Electron Optics*, 2014, 125(13): 3102-3106.
- [2] JANTZEN R T. Unsteady aerodynamics of maneuvering wings: numerical simulations of vortex dynamics and force modeling[D]. Tallahassee: Florida State University College of Engineering, 2014.
- [3] BHANDARI U, THOMAS P R, RICHARDSON T S, et al. Bow wave effect in probe and drogue aerial refuelling [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference, 2013. doi:10.2514/6.2013-4695.
- [4] 李大伟, 王宏伦. 自动空中加油阶段加油机尾涡流场建模与仿真[J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(7): 776-780, 797.
- [5] DAI X H, WEI Z B, QUAN Q. Modeling and simulation of bow wave effect in probe and drogue aerial refueling[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016(2): 448-461.
- [6] WEI Z B, DAI X H, QUAN Q, et al. Drogue dynamic model under bow wave in probe-and-drogue refueling [J]. *IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems*, 2016, 52(4): 1728-1742.
- [7] BARFIELD A, HINCHMAN J. An equivalent model for UAV automated aerial refueling research [C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 2005. doi:10.2514/6.2005-6006.
- [8] 王福军. 计算流体力学分析——CFD 软件原理与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004: 191-230.
- [9] 王健, 董新民, 徐跃鉴, 等. 软式空中加油受油机头波数值仿真分析[J]. *飞行力学*, 2016, 34(1): 54-58.
- [10] VALASEK J, GUNNAM K, KIMMETT J, et al. Vision-based sensor and navigation system for autonomous air refueling[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2012, 28(5): 979-989.
- [11] 谭康. 泰勒公式及泰勒级数之妙用[J]. *高等数学研究*, 2010, 13(3): 11-12.
- [12] PAILLE G P, POULIN P, LEVY B. Fitting polynomial volumes to surface meshes with voronoï squared distance minimization [J]. *Computer Graphics Forum*, 2013, 32(5): 103-112.
- [13] SU Z K, WANG H L, YAO P, et al. Back-stepping based anti-disturbance flight controller with preview methodology for autonomous aerial refueling [J]. *Aerospace Science & Technology*, 2017, 61: 95-108.