

扭曲尾翼飞行器滚转特性

赵博博^{1,2}, 刘荣忠¹, 郭锐¹, 张俊¹, 刘高¹, 陈亮¹

(1. 南京理工大学机械工程学院, 南京 210094;

2. 中国人民解放军73917部队, 南京 210000)

摘 要: 为满足飞行器速度与转速匹配的要求, 提出一种对斜置平板尾翼改进得到的扭曲尾翼. 根据扭曲尾翼为飞行器提供滚转力矩的特性, 在斜置平板尾翼模型的基础上, 引入扭曲率与平均攻角来表示扭曲尾翼的几何特征, 基于修正型的叶素理论建立四自由度刚体方程描述飞行器运动规律, 并与数值仿真方法求解的平衡转速进行对比. 计算结果表明: 增大扭曲尾翼平均攻角、增加扭曲尾翼的扭曲率、减小翼展长度均能提高飞行器的转速, 增加扭曲尾翼的根梢比对飞行器的平衡转速提升不大; 在扭曲尾翼平均攻角不变的条件下, 飞行器的平衡转速与扭曲率成线性关系.

关 键 词: 扭曲尾翼; 扭曲率; 飞行动力学方程; 平衡转速; 滚转特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Rolling characteristics of vehicle with twist fin

ZHAO Bo-bo^{1,2}, LIU Rong-zhong¹, GUO Rui¹,

ZHANG Jun¹, LIU Gao¹, CHEN Liang¹

(1. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. The Unit 73917, the Chinese People's Liberation Army, Nanjing 210000, China)

Abstract: A twist fin improved from oblique plate tail was proposed to meet the requirements of vehicle speed and rotating speed matching. According to the characteristics of twist fin providing rolling moment for vehicle, the twist rate and average attack angle were introduced to represent geometric features of twist fin based on the model of oblique plate tail. Based on correction-type blade element theory, four degrees of freedom rigid body equations were established to describe the motion law of aircraft, and the results were compared with the balancing rotating speed obtained by numerical simulation method. The results show that increasing the average attack angle and the twist rate, and reducing the span length of twist fin can improve the vehicle rotating speed, while increasing the root shoot ratio of twist fin has little effect on improving the vehicle balancing rotating speed. When the average attack angle of twist fin stays unchanged, the vehicle balancing rotating speed and twist rate show a linear relationship.

Key words: twist fin; twist rate; flight dynamics equations; balancing rotating speed; rolling characteristics

飞行器为了满足稳态扫描的要求, 不遗漏扫描目标, 要求转速与速度在数值上必须满足一定

的匹配关系^[1-2]. 为满足这种匹配关系, 可通过调整尾翼翼型的设计, 赋予飞行器轴向滚转力矩, 提

收稿日期: 2013-08-29

基金项目: 国家自然科学基金(11372136); 江苏省研究生培养创新计划(CXZZ12-0218)

作者简介: 赵博博(1989—), 男, 江苏徐州人, 博士生, 主要从事飞行器总体结构设计研究.

升飞行时的平衡转速,从而实现飞行器作为稳定的扫描平台^[3-4]. 飞行器总体设计,特别是尾翼设计对于飞行器能否利用转速作为扫描平台来实现目标意义较大.

提升飞行器转速常用翼型有斜置平板尾翼、卷弧翼和栅格翼等. 斜置平板尾翼使尾翼平面与飞行器轴线形成一定倾斜角,这种方法多适用于低速旋转^[5-6];卷弧翼具有自诱导滚转特性,一般说来在亚声速和超声速下滚转力矩方向是相反的,滚转力矩的在跨声速时发生转向^[7-8];栅格翼作为一种非常规新型翼面,具有升力特性好、强度大等优点,但受阻力大这个缺点的限制使得栅格翼很少作为飞行器的升力翼面使用^[9-10]. 文献^[11]指出螺旋桨桨叶是一种沿径向扭曲的高速转动的机翼,桨叶在空气中高速旋转为螺旋桨提供拉力. 文献^[12-14]重点研究螺旋桨桨叶拉力或推力及减噪等特性,但应用在旋转的飞行器上,重点研究桨叶对滚转力矩的影响鲜见有相关报道.

借鉴螺旋桨桨叶结构及其适用于高速旋转的特点,对平板尾翼进行改进,提出扭曲尾翼. 扭曲尾翼应用在飞行器上时,不再关心桨叶的螺距、进距、拉力等特性,而是主要研究扭曲翼面提供的滚转力矩及阻力,在此基础上提出以扭曲率和平均攻角来表达扭曲尾翼的几何特征. 在飞行器稳态飞行的前提下,通过对扭曲尾翼气动特性的分析,建立四自由度飞行动力学方程,研究了扭曲尾翼结构特征对飞行器转速的影响,并通过数值仿真的方法对平衡转速的理论计算值进行验证.

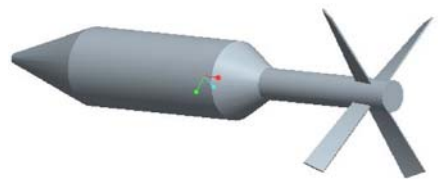
1 飞行器几何模型

平板尾翼的攻角不随翼展延伸而变化,扭曲尾翼是在平板尾翼的基础上,对平板型翼面进行扭曲,随着翼展径向的延伸,安装角逐渐增大,采取十字形布局的飞行器几何结构如图 1(a). 翼面上的安装角在翼根处最小为 δ_a ,在翼梢处达到最大为 δ_b ,图 1(b)为扭曲尾翼的俯视图.

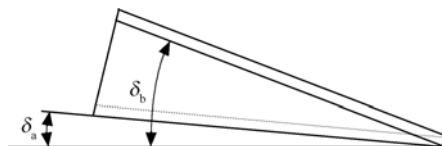
取上翼面后缘所对应的中心点为坐标原点,飞行器中心轴线为 x 轴,翼面后缘为 y 轴建立坐标系如图 2(ω 为飞行器转速, v 为速度). 翼根处坐标为尾杆的半径 $d/2$,翼梢处坐标为翼展的一半 $L_w/2$,下文中将扭曲翼简称尾翼.

引入扭曲率 $k(y)$ 和平均攻角 ϵ_m 表达尾翼的几何特征,定义如下:

扭曲率 $k(y)$ 表征沿翼展延伸方向尾翼面的扭曲程度,将安装角对 y 求偏导,得到扭曲率为



(a) 十字形布局飞行器几何结构



(b) 扭曲尾翼的俯视图

图 1 飞行器几何结构及扭曲尾翼的俯视图

Fig. 1 Vehicle geometry structure and top view of twist fin

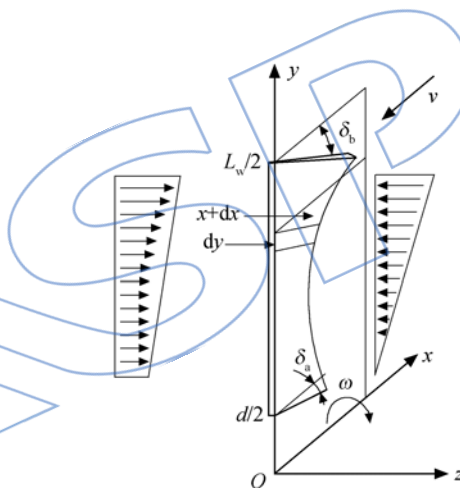


图 2 扭曲尾翼模型

Fig. 2 Model of twist fin

$$k(y) = \frac{\partial \delta(y)}{\partial y} \quad (1)$$

由图 2 知尾翼 dy 处的安装角与扭曲率关系式为

$$\delta(y) = \delta_a + k(y) \cdot \left[y - \frac{d}{2} \right] \quad (2)$$

平均攻角 ϵ_m 的正弦值等于尾翼在 yOz 平面上的投影面积与尾翼侧表面积之比,是扭曲尾翼与斜置平板尾翼相对比的重要参考量,即

$$\epsilon_m = \arcsin \left(\frac{S_l}{S_w} \right) \quad (3)$$

式中 S_l 为尾翼在 yOz 平面上的投影面积, S_w 为尾翼侧表面积. 在图 2 所示的坐标系中,可知平均攻角 ϵ_m 的表达式为

$$\epsilon_m = \frac{\int_{d/2}^{L_w/2} \delta(y) b(y) dy}{\int_{d/2}^{L_w/2} b(y) dy} \quad (4)$$

式中 $b(y)$ 为翼弦的弦长函数. 对于梯形尾翼, 翼宽 $b(y)$ 为

$$b(y) = b_r \left[1 - \frac{\eta - 1}{\eta(L_w - d)} (2y - d) \right] \quad (5)$$

式中 b_r 为翼根处的弦宽, b_l 为翼梢处的弦宽, $\eta = b_r/b_l$ 为根梢比. 显而易见上式对于斜置平板尾翼同样适用, 平板尾翼可看做扭曲率为零的特殊扭曲尾翼, 平板尾翼的斜置安装角即为平均攻角.

式(2)、式(4)给出了由扭曲率、平均攻角表示的尾翼的安装角. 对于在矩形尾翼基础上进行均匀扭曲的特殊情况, 扭曲率为常数, 则由扭曲率和平均攻角表示的安装角 $\delta(y)$ 为

$$\delta(y) = \frac{\epsilon_m - k \left(\frac{d}{2} + \frac{L_w}{2} - 2y \right)}{2} \quad (6)$$

式中 k 为扭曲率.

2 飞行器四自由度飞行动力学模型

选取图2所示坐标系, 对飞行器滚转自由度分析. 飞行器受到尾翼安装角提供的滚转力矩、翼面诱导攻角产生的滚转阻尼力矩和飞行器圆柱部的滚转阻尼力矩. 其中尾翼的气动特性是影响飞行器滚转特性的决定性因素.

采用修正型的叶素理论研究尾翼的气动特性. 即把尾翼视为一个径向扭的翼型, 假定每个叶素的气动系数可直接利用相同形状平板尾翼的风洞实验数据, 沿径向求积分得到翼型上的总气动力, 根据翼面间的干扰对气动系数加以修正.

当飞行器以一定转速滚动时, 叶素 dy 处由转速引起诱导攻角叠加在安装角上, 则此处的实际攻角为

$$\delta_i = \delta(y) - \Delta\alpha \quad (7)$$

式中 $\Delta\alpha$ 为转速引起的诱导攻角, 其大小为 $\omega y/v$. 式(2)代入式(7), 将 δ_i 对 y 求偏导令结果等于零, 得到

$$k_0 = \omega/v \quad (8)$$

式中 k_0 为尾翼实际攻角的临界扭曲率. k_0 的物理意义为: 扭曲率取临界扭曲率时, 实际攻角在整个翼面上分布均匀, 大小相同.

由图2知, 在力矩共同作用下, 飞行器滚转角加速度与力矩的关系为

$$d\omega/dt = \frac{M_w - M_{wf} - M_{bf}}{J_x} \quad (9)$$

式中 J_x 为飞行器的极转动惯量, M_w 为翼面由攻角产生的滚转力矩, M_{wf} 为翼面诱导攻角产生的滚转阻尼力矩, M_{bf} 为飞行器摩擦阻尼力矩, 各力

矩的计算公式为

$$\begin{cases} M_w = 4n_1 \int_{d/2}^{L_w/2} C_y^a q_\infty \delta(y) b(y) y dy \\ M_{wf} = 4n_2 \int_{d/2}^{L_w/2} C_y' q_\infty \cdot \Delta\alpha b(y) y dy \\ M_{bf} = X_{f1} \tan \theta_1 \left(\frac{D}{2} \right) + X_{f2} \tan \theta_2 \left(\frac{d}{2} \right) \end{cases} \quad (10)$$

式中 C_y^a 为叶素的攻角 $\delta(y)$ 的升力系数斜率; C_y' 为叶素诱导攻角的升力系数斜率; n_1, n_2 为叶素理论中翼面干扰修正系数; X_{f1}, X_{f2} 分别为飞行器两段圆柱部分的摩擦力; θ_1, θ_2 分别为飞行器两段圆柱部的摩擦力方向与轴线的夹角. 式(9)左端为零时, 飞行器滚转力矩与滚转阻尼力矩大小相等, 飞行器滚转达到静平衡状态. 结合三自由度质点运动方程^[15]

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = \frac{1}{m} \sum F_x \\ \frac{d\theta_a}{dt} = \frac{1}{mv \cos \phi_2} \sum F_y \\ \frac{d\phi_2}{dt} = \frac{1}{mv} \sum F_z \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = v \cos \phi_2 \cos \theta_a \\ \frac{dy}{dt} = v \cos \phi_2 \sin \theta_a \\ \frac{dz}{dt} = v \sin \phi_2 \end{cases} \quad (12)$$

式中 F_x, F_y, F_z 分别为飞行器受力在飞行动力学坐标系三轴的分量, x, y, z 为地面坐标系中质心的位置. 式(9)~式(12)建立了飞行器的四自由度刚体运动方程, 其他符号说明见文献[15]. 联立求解, 在给定初始条件和相关气动系数后, 即可得到飞行动力学诸元随飞行时间的变化规律.

3 飞行动力学特性及滚转特性分析

已知飞行器直径 D 为 125 mm, 尾杆直径 d 为 0.4 D , 翼宽 b 为 0.28 D , 翼展 L_w 为 2.72 D , 尾翼厚度 c 为 0.024 D , 扭曲率 k 为常数, 极转动惯量 J_x 为 0.1 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$. 初始速度 v_0 为 800 m/s, 初始转速 ω_0 为 0 r/s, 阻力系数为 0.95. 结合四自由度飞行动力学方程, 运用 4 阶 Runge-Kutta 法求解.

3.1 飞行动力学特性分析

计算时保持飞行器阻力系数取值不变, 得到飞行器速度曲线如图3. 由图知: 速度随时间不断减小, 初始时刻速度下降较快, 随着时间推移速度下降逐渐减缓. 这是因为飞行器在重力和空气阻力的

作用下,且空气阻力与速度的平方成正比,速度急剧下降;随着速度的减小而空气阻力减小,同时重力引起的速度分量增大,所以速度曲线下降减缓。

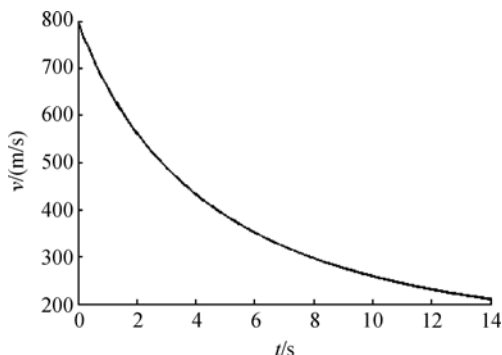


图 3 飞行器速度曲线

Fig. 3 Vehicle speed curve

图 4 为飞行器转速随时间的变化关系。由图可知转速先是急剧上升,在 0.7 s 左右达到峰值,然后与速度曲线呈相似规律下降。这是因为初始时刻尾翼的安装角引起的滚转力矩较大,导致飞行器角加速度很大,达到峰值后转速与速度近似为线性关系,所以变化规律与速度相似。

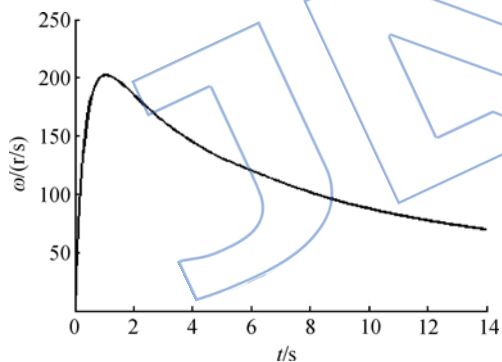


图 4 飞行器转速曲线

Fig. 4 Vehicle rotating speed curve

3.2 滚转特性分析

3.2.1 平均攻角的影响

图 5 为扭曲率为 $0.1100(^{\circ})/\text{mm}$ 的尾翼,在不同平均攻角时转速随速度的变化曲线。由图可知:转速随着速度的增加先急剧增加,随后角加速度逐渐减小,当速度为 660 m/s 时,转速达到峰值,转速与速度近似成线性关系而递减;在 $Ma=1$ 附近时,流体变化复杂,翼面升力系数斜率变化较剧烈,引起在声速附近转速有起伏变化。这说明尾翼的平均攻角对转速影响很大,是影响飞行器的滚转特性的决定性因素。对比图 3 可得在速度

下降到 300 m/s 以后,速度随时间变化较平缓,可知转速在飞行轨迹末端变化不大。

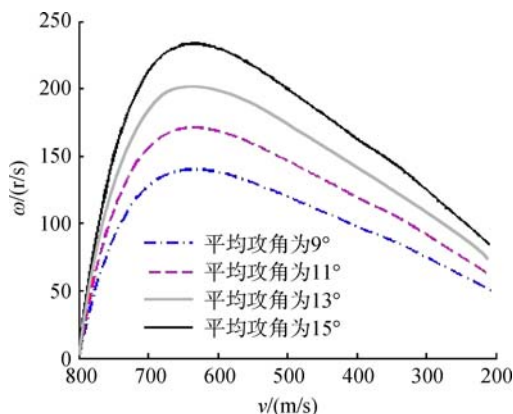


图 5 不同平均攻角时转速随速度变化曲线

Fig. 5 Change curves of rotating speed with speed for different average attack angles

3.2.2 扭曲率的影响

图 6 为平均攻角相同的条件下,转速随速度的变化曲线。由图可知:飞行器尾翼的转速变化规律与斜置平板尾翼相似,达到峰值后转速与速度近似为线性关系;随着扭曲率的增加转速提高,扭曲率为 $0(^{\circ})/\text{mm}$ 时转速最低,在扭曲率为 $0.1103(^{\circ})/\text{mm}$ 时,转速提升 15.5%。这是由于随着扭曲率的增大,尾翼靠近翼梢处攻角增加,提升飞行器滚转力矩的有效升力力臂增加,导致飞行器滚转力矩系数增大,转速提升。

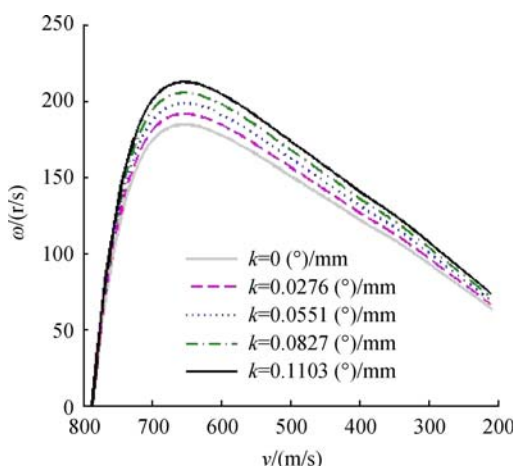


图 6 不同扭曲率时转速随速度的变化曲线

Fig. 6 Change curves of rotating speed with speed for different twist rates

3.2.3 翼展的影响

图 7 为在扭曲率为 $0.1100(^{\circ})/\text{mm}$ 时,保持

其他尺寸不变,改变尾翼翼展时转速随速度的变化曲线。由图可知:随着翼展的减小,飞行器角加速度减小,转速的峰值后移,但超过峰值后的平衡转速提升。峰值的后移是因为随着翼展的减小导致滚转力矩同时减小,引起转速提升减缓。超过峰值后则是因为飞行器的平衡转速与翼展成反比,随着翼展的减小转速提升。

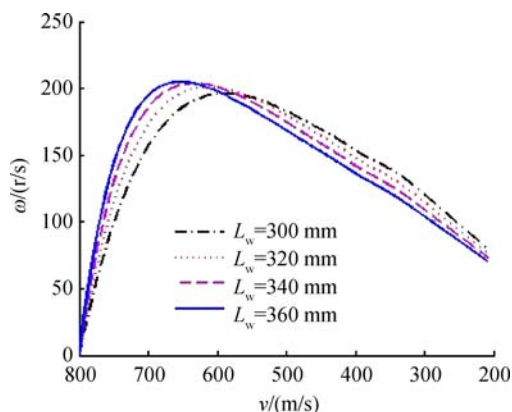


图7 不同翼展时转速随速度的变化曲线

Fig. 7 Change curve of rotating speed with speed for different spans

3.2.4 根梢比的影响

图8为保持尾翼侧表面积不变,飞行器速度为450 m/s时平衡转速 $\bar{\omega}$ 随根梢比 η 的变化曲线。结果表明平板尾翼的平衡转速随着根梢比增加而增大,扭曲尾翼的平衡转速在扭曲率小的条件下随着根梢比的增大而增大,在扭曲率较大的条件下随着根梢比的增加反而减小。这是因为根

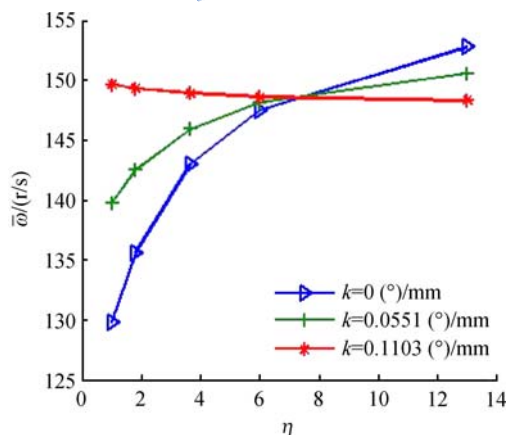


图8 $v=450$ m/s 不同扭曲率时平衡转速与根梢比的关系

Fig. 8 Relationship of balancing rotating speed and root shoot ratio with different twist rates when $v=450$ m/s

梢比的增大改变了尾翼的形状,使翼面靠近翼梢处的面积减小,扭曲率的增加改变了翼面的升力分布,使有效升力向翼梢处外移,两者共同作用,使得改变尾翼的根梢比不一定能提升飞行器的平衡转速。

4 数值仿真实验验证

采用CFD数值计算方法求解飞行器的滚转特性已经比较成熟。通过旋转坐标系给定流体绕轴转速的方法模拟飞行器的强迫转动,拟合出滚转力矩系数为零的转速即为平衡转速。通过对美国阿诺德工程发展中心(AEDC)风洞实验模型basic finer model的滚转阻尼力矩系数导数的求解进行验证,表明该方法具有可靠的精度^[16-17]。

4.1 边界条件与网格划分

采用旋转坐标系的计算方法模拟飞行器给定转速的强迫转动。旋转坐标系下雷诺平均N-S方程增加了离心力和科里奥利力的影响,将问题转化为定常流动问题。

采用有限体积法对空间进行离散,采取基于密度的隐式耦合算法,离散格式采用2阶迎风通量差分分离格式(Roe-FDS)。湍流模型采用具有更高可信度和精度的RNG(renormalization group) $k-\epsilon$ 模型。入口边界采用压力远场,设置来流值,远场边界采用自由流条件。飞行器边界采用无滑移边界。计算采用结构化六面体网格,使用O型拓扑结构对飞行器周围加密,流场远场区域径向长度为24D,远场区域前方长度为27.8D,远场区域后方长度为36D,最终网格数目为130万。

4.2 模型选择

已知尾翼翼展为2.82D,平均攻角为 13° , $Ma=1.5$,飞行器攻角 $\epsilon=0^\circ$,温度 $T=300$ K,尾翼其他结构尺寸与理论计算相同,模型扭曲率如表1。

表1 模型扭曲率(单位: $(^\circ)/\text{mm}$)

Table 1 Twist rates of model (unit: $(^\circ)/\text{mm}$)

模型序号	1	2	3	4	5
扭曲率	0	0.0276	0.0551	0.0827	0.1103

由表1可知保持模型尾翼的平均攻角不变的条件下,随着模型序号的增加,扭曲率依次增大。

4.3 结果对比

通过旋转坐标系模拟飞行器的转动,通过求

解飞行器不同转速时的滚转力矩系数,插值得出滚转力矩系数为0时的平衡转速。

图9为CFD插值所得平衡转速计算值与理论计算值对比,并对结果进行线性拟合。由图可知,平衡转速时理论计算值与CFD计算值相差不大,最大误差在扭曲率为 $0.1103(^{\circ})/\text{mm}$ 时,误差为2.8%,理论计算值与CFD计算值吻合性较好,验证了理论算法的正确性。对飞行器平衡转速与扭曲率进行线性拟合,线性拟合的相关系数为0.999。即在尾翼平均攻角不变时,飞行器平衡转速与扭曲率满足线性关系。

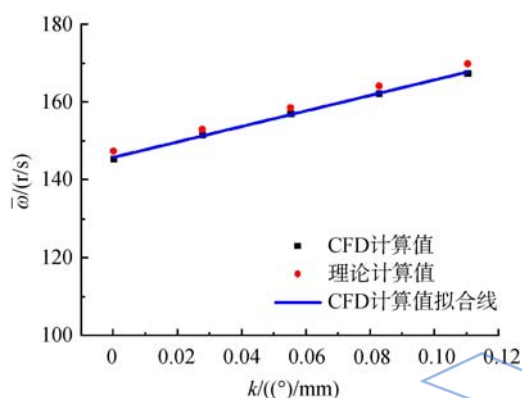


图9 $v=520\text{ m/s}$ 时平衡转速随扭曲率的变化曲线

Fig. 9 Change curve of balancing rotating speed with twist rate when $v=520\text{ m/s}$

5 结论

通过扭曲尾翼飞行器建模,对滚转特性分析得出结论:

1) 通过对引入扭曲率与平均攻角表示的尾翼气动分析,建立四自由度飞行动力学模型。该模型能快速得出飞行器的转速、速度等诸元随时间的变化规律,对飞行器的前期设计意义较大。

2) 尾翼的尺寸特征是影响飞行器滚转特性的关键因素,对实现飞行器的高速旋转具有重要意义。增大尾翼平均攻角、增大尾翼的扭曲率、减小翼展长度均能有效提高飞行器的转速,改变尾翼的根梢比对飞行器的平衡转速提升不大。其中在尾翼平均攻角不变的条件下,扭曲率的增大能较大幅度地提升飞行器的转速。

3) 数值仿真的方法对飞行器转速进行插值求解,得出平衡转速。CFD计算值与理论计算值两者吻合性较好,验证了理论方法的正确性。通过对结果线性拟合,得到飞行器在平均攻角不变的前提下,平衡转速与扭曲率成线性关系。

参考文献:

- [1] 吴甲生. 制导兵器气动布局与气动特性[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
- [2] 杨绍卿. 灵巧弹药工程[M]. 北京:国防工业出版社,2010.
- [3] 郭锐,刘荣忠. 导弹末敏弹减速系统设计探讨[J]. 战术导弹技术,2006(4):33-35.
GUO Rui, LIU Rongzhong. Study of the decelerating system of terminal-sensitive submunition for missile[J]. Tactical Missile Technology, 2006(4):33-35. (in Chinese)
- [4] 胡志鹏,刘荣忠,郭锐. 两种典型尾翼形状对无伞末敏弹气动特性的影响[J]. 南京理工大学学报:自然科学版,2012,36(5):739-744.
HU Zhipeng, LIU Rongzhong, GUO Rui. Effect of two-typical wing shapes on aerodynamic characteristics of non-parachute terminal-sensitive projectile[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology: Science and Technology, 2012, 36(5):739-744. (in Chinese)
- [5] 赵攀峰,刘春阳,梁宗宪,等. 二维平板翼悬停拍翼运动中俯仰旋转速度对流场特性的影响[J]. 空气动力学学报,2006,24(2):157-162.
ZHAO Panfeng, LIU Chunyang, LIANG Zongxian. Rotation effects of 2-D flapping wing motion in hovering flight[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(2):157-162. (in Chinese)
- [6] 郝南松,刘昀,王进,等. 斜置平板的低速风洞实验研究[J]. 空气动力学学报,2013,31(3):344-349.
HAO Nansong, LIU Yun, WANG Jin, et al. Wind tunnel investigation of a low speed oblique plate[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(3):344-349. (in Chinese)
- [7] Abate G L, Cook T. Analysis of missile configurations with wrap-around fins using computational fluid dynamics[R]. AIAA 93-3631, 1993.
- [8] Tilmann C P. Characterization of the flow field near a wrap-around fin at supersonic speeds[M]. [S. l.]: PN Publisher, 1998.
- [9] Zeng Y, Cai J, Debiasi M, et al. Numerical study on drag reduction for grid-fin configurations[R]. AIAA-2009-1105, 2009.
- [10] 邓帆,陈少松. 栅格翼外形特征对减阻影响的研究[J]. 实验流体力学,2011,25(3):10-15.
DENG Fan, CHEN Shaosong. Investigations of grid fins geometric feature influence on drag reduction[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(3):10-15. (in Chinese)
- [11] 曹义华. 直升机飞行力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [12] 沙虹伟,陈仁良. 倾斜旋翼机飞行力学特性[J]. 航空动力学报,2012,27(4):749-754.
SHA Hongwei, CHEN Renliang. Flight dynamics characteristic of tilt rotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4):749-754. (in Chinese)
- [13] 许建华,宋文萍,韩忠华,等. 基于CFD技术的螺旋桨气动

- 特性研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1103-1109.
- XU Jianhua, SONG Wenping, HAN Zhonghua, et al. Aerodynamic performance research of propellers based on CFD technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1103-1109. (in Chinese)
- [14] Chung T J. Computational fluid dynamics[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2010.
- [15] 徐明友. 火箭外弹道学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2003.
- [16] Jenke L M. Experimental roll-damping magnus, and static stability characteristics of two slender missile configurations at high angles of attack (0 to 90 deg) and Mach numbers 0.2 through 2.5[R]. Anchorage Economic Development Corporation, AEDC-TR-76-58, 1976.
- [17] Sahu J. Numerical computations of dynamic derivatives of a finned projectile using a time accurate CFD method[R]. AIAA-2007-6581, 2007.

JALSP