doi:10.11887/j.cn.201403004 http://journal.nudt.edu.cn

扭曲尾翼飞行器的气动特性*

赵博博[1,2],刘荣忠[1],郭 锐[1],袁 军[1],张 俊[1]
(1.南京理工大学 机械工程学院,江苏 南京 210094;2.中国人民解放军73917部队,江苏 南京 210000)

摘 要:为研究扭曲尾翼对飞行器气动特性的影响,引入扭曲率与平均攻角来表示尾翼的几何特征,通过求解旋转坐标系下的定常状态N-S方程,对十字型布局扭曲尾翼飞行器气动特性进行了数值仿真。结果表明:扭曲尾翼可以增加飞行器的滚转力矩和平衡转速,其平衡转速与扭曲率呈正比关系;随着扭曲率的增大,扭曲尾翼飞行器未转动时的阻力系数增大、平衡转速时阻力系数减小;在临界扭曲率以内,随着扭曲率的增加,飞行器平衡转速时翼面压力分布得到了有效改善,研究结果对于飞行器的气动构型设计及其飞行稳定性分析具有参考价值。

关键词:飞行器;扭曲尾翼;扭曲率;数值分析;气动特性
中图分类号:V211.3 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2014)03-0019-06

Aerodynamic characteristics of the twist fin vehicle

ZHAO Bobo[1,2], *LIU Rongzhong*[1], *GUO Rui*[1], *YUAN Jun*[1], *ZHANG Jun*
(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;
2. The PLA Unit 73917, Nanjing 210000, China)

Abstract: In order to study the influence of aerodynamic characteristics on the twist fin vehicle, twist rate and average attack angle was introduced to represent geometric features of tail. By solving the N-S equations in standing state in rotating frame, a numerical simulation of the aerodynamic characteristics of cruciform layout twist fin vehicle was made. The results show that the twist fin can increase the rolling moment and balancing speed of aircraft and the balancing speed is proportional to the twist rate. When the twist rate increases, the twist fin's initial resistance coefficient increases. When the balancing speed is reached, the resistance coefficient will decrease. In the critical twist rate, increased with the twist rate, the wing surface pressure distribution will be improved effectively at the balancing speed. The research results have reference value for the aerodynamic configuration design stability design of vehicle.

Key words: vehicle; twist fin; twist rate; numerical simulation; aerodynamic characteristics

小型飞行器具有智能化程度高、灵活性强等特点,在战争中应用越来越广泛[1]。航空炸弹、掠飞导弹等小型飞行器可以边飞行、边高速旋转,敏感器对前侧方进行区域探测扫描,一旦探测到装甲目标,可从上方将其击毁[2]。研究表明,掠飞飞行器允许存在一定的瞄准、散布和误差范围,相较于普通炮弹扫描系统能够将杀伤效费比提高一倍,根据此原理美军120mm主战火炮XM943末敏弹已定型[3]。飞行器为了满足稳态扫描的战技要求,不遗漏扫描目标,要求其飞行速度与转速在数值上必须满足一定的匹配关系[4]。由于尾翼设计可赋予飞行器特定的转速,所以能否利用尾翼结构实现飞行器的高速旋转对于飞行器实现战技目标的意义较大。

常见赋予飞行器滚转速度的尾翼有斜置翼、斜切翼、卷弧翼、栅格翼等,可提高飞行器的稳定性,减小射击散布,但在使飞行器高速旋转上表现不佳[5-7]。文献[8-10]提出螺旋桨的桨叶是一种沿径向扭曲的高速转动的机翼,可为直升机等提供升力,并重点研究螺旋桨叶拉力或推力及减噪等特性,但应用螺旋桨赋予飞行器高转速的方法未见有研究。文献[11-12]运用数值计算方法进行翼面、翼身组合体气动仿真,得到气动特性变化规律,证明数值计算方法的准确性。

参考螺旋桨桨叶结构特点,为提升飞行器的滚转特性,提出扭曲尾翼翼型,并给出表达扭曲尾翼的几何特征量。通过计算旋转坐标系下的N-S方程对不同扭曲尾翼飞行器模型气动特性进行

* **收稿日期**:2013-09-10
基金项目:国家自然科学基金资助项目(11372136);江苏省研究生创新计划资助项目(CXZZ12-0218)
作者简介:赵博博(1989—),男,江苏徐州人,博士研究生,E-mail:zhao-bo-bo@163.com;
刘荣忠(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:Liurongz116@163.com

仿真,得到扭曲尾翼对飞行器平衡转速的提升机理,给出飞行器平衡转速、气动特性随尾翼结构的变化规律,并通过与飞行器平衡转速的理论计算值相比较,进一步验证了数值模拟的正确性。

1 飞行器扭曲尾翼几何结构

图 1 为十字型布局的扭曲尾翼飞行器。扭曲尾翼的几何结构特点为随着翼展的延伸,尾翼处的安装角逐渐增大,整体呈现扭曲的特征。

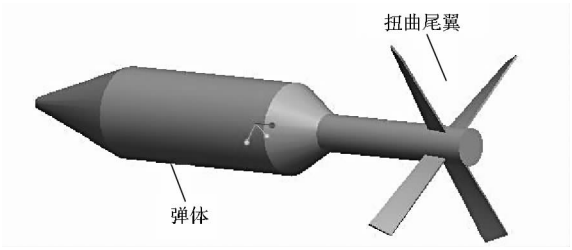


图 1 扭曲尾翼十字形布局飞行器模型

Fig. 1 Cruciform layout twist fin vehicle model

图 2 为扭曲翼的几何模型,取上翼面后缘所对应的中心点为坐标原点,弹体中心轴线为 x 轴,翼面后缘为 y 轴建立坐标系。

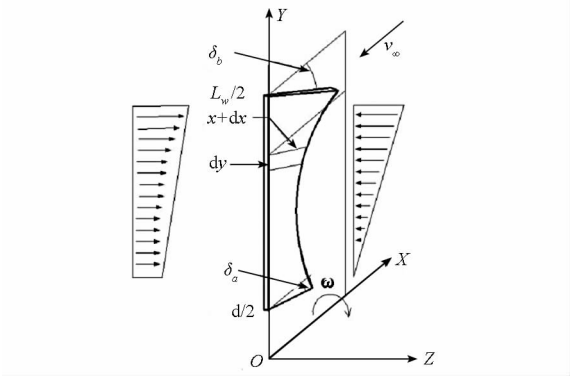


图 2 扭曲尾翼几何模型

Fig. 2 Geometric model of twisted fin

引入扭曲率 $K(y)$ 和平均攻角 ε_m 表示尾翼的几何特征,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 $\delta(y)$ 对翼展 y 求偏导,得到扭曲率为

$$K(y) = \partial\delta(y)/\partial y \tag{1}$$

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

$$\varepsilon_m = \arcsin(S_1/S_w) \tag{2}$$

其中:S_1 为尾翼面在垂直于弹轴平面上的投影面积,S_w 为翼面的侧表面积。

2 数值仿真方法

数值仿真方法能有效模拟气体的流动,更直观反应改变尾翼尺寸影响飞行器气动特性的机理。

2.1 旋转坐标系模型

旋转坐标系通过赋予流体绕轴的转动,可对模型的定转速强迫转动有效模拟[13]。此方法将非定常运动转化为定常计算,避免了非定常计算所需的网格数目多、计算机资源大、计算时间长等缺点。通过以下关系将速度从静止坐标系转化为旋转坐标系:

$$\boldsymbol{v}_r = \boldsymbol{v} - \boldsymbol{u}_r \tag{3}$$

式(3)中 $\boldsymbol{v}_r$ 为相对速度,$\boldsymbol{v}$ 为绝对速度,$\boldsymbol{u}_r$ 为牵连速度。通过旋转坐标系求解模型不同转速条件下的滚转力矩系数,插值得出滚转力矩系数为零时的转速,即为模型的平衡转速。

2.2 控制方程

计算采取旋转坐标系下雷诺平均 $N-S$ 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}\iiint_{\Omega} W\mathrm{d}\Omega + \iint_s F\boldsymbol{n}\mathrm{d}s = \frac{1}{Re}\iint_s F_v\boldsymbol{n}\mathrm{d}s \tag{4}$$

式中:Ω 为三维控制体,W 为守恒变量,F 为对流通量,F_v 是粘性通量,$\boldsymbol{n}$ 是控制体边界曲面的外法线方向。该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,由于旋转坐标系将非定常流动转为定常流,故时间项采用定常方法,离散格式采用二阶迎风通量差分分离格式。湍流模型采用具有更高可信度和精度的 RNG $k-\varepsilon$ 模型,在壁面附近区域用标准壁面函数,其优点是可以保持雷诺数应力与真实湍流一致,对旋流、带方向压强梯度的边界层流和分离流的模拟结果更符合真实情况,湍流脉动动能 k 与湍流耗散率 ε 均采用具有更高精度的二阶格式,为加速运算的收敛,先采取一阶格式运算,收敛后改用二阶格式继续运算。

远场入口边界采用压力远场,设置来流值,远场周向边界采用自由流条件,避免流场在边界反射影响到内部流场。弹体边界采用无滑移边界条件,壁面采用运动方式,运动为旋转方法,旋转轴为弹轴,壁面与内部运动区相关联。

2.3 网格划分

网格划分采用六面体全结构化网格,为得到准确的翼面气动力特性,使用 O 型拓扑结构对弹体周围加密。弹体直径为 D,则远场区域径向为 24D,前方远场为 28D,后方远场 36D。划分网格数目为 130 万。网格划分如图 3 所示。

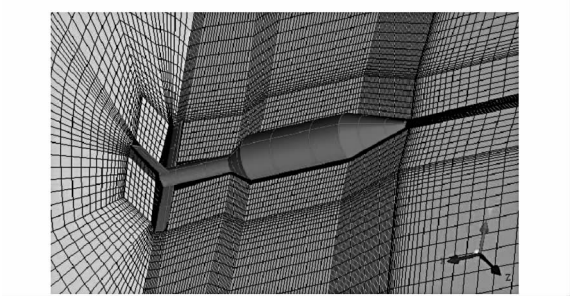


图 3　流体区域网格划分

Fig. 3　Fluid domain mesh

2.4　算法验证

通过旋转坐标系对弹体赋予一定转速,可采用定常方法对弹体滚转阻尼力矩系数 C_{lp} 进行有效模拟。模型选取美国阿诺德工程发展中心风洞实验的标准模型 Basic Finner Model,模型代号 BFM,模型尺寸弹身直径 D 为 10mm,弹长为 10D,锥形头部角度 20°,翼展 3D,弦长为 D,翼宽 0.08D,质心距离弹头部 6.1D,滚转角速度 188.5rad/s,求解滚转力矩系数,进行算法的有效性验证。将仿真数据与风洞实验数据相比较,采用 Jenke 的风洞实验 Ma = 2.5 的数据,和 Rwgan 得到的 Ma = 4.1 实验数据[14-15]。计算结果如图 4 所示。

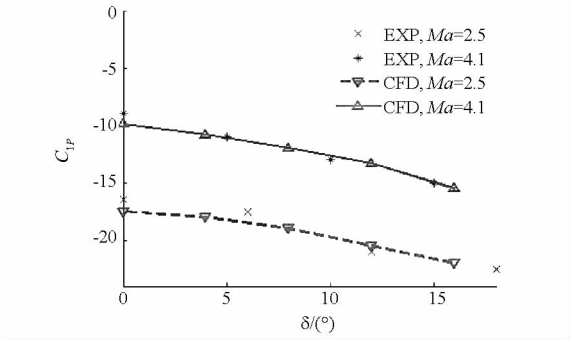


图 4　数值仿真结果验证

Fig. 4　Numerical simulation results

结果表明:随着攻角的增大,滚转阻尼力矩系数增大;在 Ma = 2.5 时数值计算结果与实验值拟合较好,相对误差在攻角为零时最大为 7.2%;在 Ma = 4.1 时仿真结果能准确地表达出滚转阻尼力矩系数随攻角的变化趋势。验证计算流体力学(Computational Fluid Dynamics,CFD)算法求解弹丸滚转特性可行性,其中在马赫数较小时有更高准确度。

3　计算结果分析

已知:尾翼翼展为 2.82D,宽度为 0.36D,平均攻角为 13°,来流速度 Ma 为 1.5,攻角 δ 为 0°,远场温度为 300K,不同模型的扭曲率如表 1 所示。

表 1　不同模型扭曲率

Tab. 1　Different models of twist rate

模型	F1	F2	F3	F4	F5
扭曲率(°)/mm	0	0.028	0.055	0.083	0.110

表 1 为保持模型尾翼的平均攻角 13°不变的条件,随着模型序号的增加,尾翼的扭曲率依次增大,这样可研究在平均攻角保持不变的条件下,尾翼扭曲率对模型气动特性影响。另外模型 F6 为偏置角度为 15°扭曲率为 0 的平板尾翼模型,F6 的平衡转速与 F5 相近,可研究在平衡转速相近的条件时扭曲尾翼引起的模型气动特性变化。

3.1　气动特性

3.1.1　阻力系数

图 5 为飞行器在一定条件时,阻力系数 C_d 随尾翼扭曲率的变化规律。由图可知:初始时刻飞行器转速为零时,阻力系数随着扭曲率的增加而增大;飞行器在自由飞行状态达到平衡转速时,阻力系数随扭曲率的增加而减小,但变化不大;平板尾翼模型 F6 与扭曲尾翼 F5 平衡转速接近,模型 F6 的阻力系数明显大于模型 F5,这说明平均攻角为 13°的扭曲尾翼可以达到平均攻角为 15°的平板尾翼的转速效果。

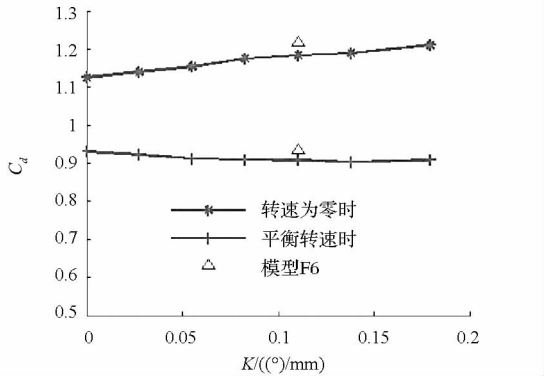


图 5　阻力系数随 K 的变化关系

Fig. 5　Relationship between resistance coefficient and K

这是由于攻角较小时,翼面的阻力系数、升力系数与翼面攻角呈线性关系,而随着攻角的增加,翼面在临界攻角时出现失速现象,阻力系数急剧增加,气动特性不再呈线性关系[16]。飞行器为转速零时,扭曲尾翼扭曲率的增大,引起翼梢处的安装角过大,导致失速现象明显,而使翼面阻力系数急剧增大;飞行器达到平衡转速时,扭曲尾翼的实际攻角很小,位于失速攻角内,所以飞行器阻力系数变化不大。

3.1.2 滚转力矩系数

图6为不同扭曲尾翼飞行器初始滚转力矩系数 C_l 随扭曲率的变化曲线，由图可知随着扭曲率的增加滚转力矩系数增大，但增加幅度减小，呈现非线性关系。这是由于尾翼的扭曲率增大，使翼面靠近翼梢处的安装角增加，翼面上升力外移，在相同的平均攻角条件下能提供更大的滚转力矩；但随着扭曲率继续增加，尾翼的翼梢处超过临界攻角，升力系数与攻角不再呈线性关系，所以滚转力矩系数增幅减缓，不再呈现线性关系。

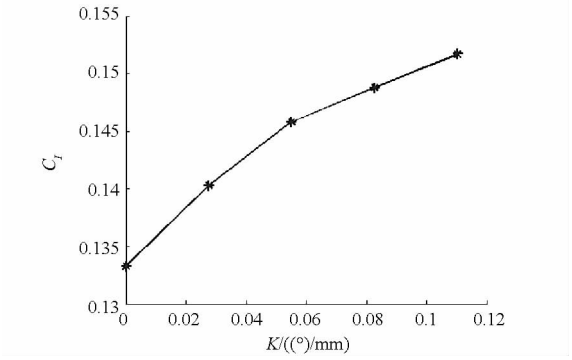


图6 $\omega=0$rad/s 滚转力矩系数随扭曲率的变化曲线

Fig. 6 Change curve of rolling moment coefficient for different twist rate when $\omega=0$

3.2 平衡转速

通过旋转坐标系赋予模型不同转速，求解滚转力矩系数，当滚转力矩系数为零时的转速，即为模型的平衡转速。

图7为 $Ma=1.5$ 时赋予模型F1顺时针的转速，在不同滚转速度时尾翼处截面的等压线图。从弹尾向弹头方向看，尾翼左翼面为迎风面，右侧为背风面。图7(a)为飞行器转速为0时等压线图，尾翼迎风面处为高压区，压力沿翼面分布均匀，在较远处存在压强突变面；尾翼背风面为低压区，可知此时飞行器滚转力矩最大。图7(b)是转速为80rad/s时等压线图，翼面两侧仍存在较大压力差，但迎风面上压强峰值在减小，而背风面压强逐渐增大，与图7(a)比较，压强突变面消失。图7(c)为转速提升至160rad/s时等压线图，与图7(a)对比发现，由于转速的提升，高压区出现在背风面，紧邻翼面两侧压强差不大，此时尾翼大致处于静平衡状态。这种现象存在是由于尾翼面的实际攻角决定的。飞行器转速为零时尾翼面的攻角即为安装角，此时翼面攻角较大，气流流过时产生较大压力差；而随着转速的提升，尾翼面产生的诱导攻角不断增加，诱导攻角与翼面安装角相抵消导致实际攻角减小，所以翼面两侧压力分布改变。

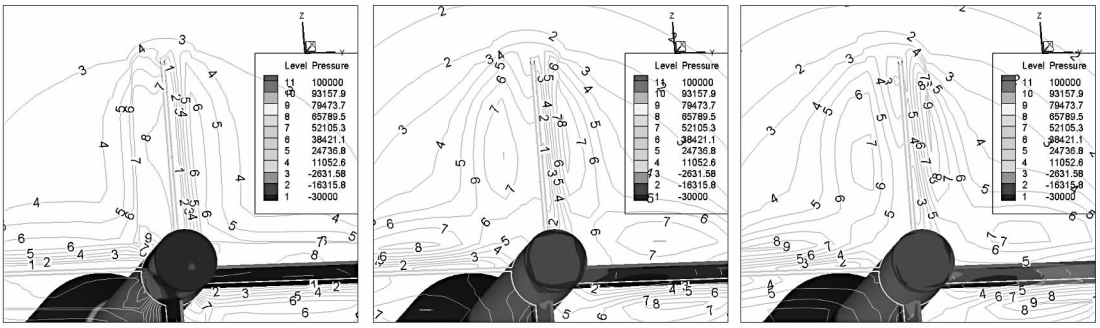
图8为模型F5赋予顺时针转速时尾翼处截面等压线图。由图可知压强变化规律大体与图7相似，都是随着转速的提升，迎风面处压强减小背风面压强不断增加，但仍有不同点如下：①转速为零时，模型F5临近翼面处压强沿翼展分布差别很大，而模型F1分布较均匀，随着转速的提升模型F5贴近翼面处压强沿翼展分布趋于均匀，而模型F1相反；②相同转速时，模型F5在翼梢迎风面附近的压强始终大于模型F1，在翼根附近区域模型F5压强小于模型F1；③相同速度时，模型F5底部压强大于模型F1。这是由于扭曲翼面安装角沿翼展分布改变，且扭曲率越高，安装角分布沿翼展的差异越大。而由转速产生的诱导攻角分布不变，因此不同模型的诱导攻角与安装角抵消后的实际攻角改变，所以气流流过翼面时压强分布也随着改变，由图也就直观解释了扭曲率增大会引起飞行器滚转力矩系数的增加。

图9为赋予模型相应转速时，得到的滚转力矩系数。由图中可得：滚转力矩系数与转速近似为线性关系，随着飞行器的转速的提升而减小；在改变模型的扭曲率时，这种线性关系仍然存在；当转速在一定值时，滚转力矩系数减小到零，这个转速值即为飞行器的平衡转速。这是因为随着飞行器转速的提升，飞行器圆柱部摩擦阻尼力矩和尾翼处滚转阻尼力矩逐渐增大抵消掉扭曲尾翼安装角引起的滚转力矩，最终模型达到滚转力矩系数为零的平衡状态。

对图9曲线进行插值，可得到飞行器的平衡转速。为检验插值所得结果的正确性，将插值结果赋予模型进行数值模拟验证。当F1转速为145rad/s和F5转速为167rad/s时，所得飞行器滚转力矩系数分别为0.0003与-0.0005，结果接近为零。验证插值结果即为飞行器平衡转速。

根据飞行器受力分析，建立四自由度刚体运动方程，运用理论计算方法可得到弹道诸元随时间的变化关系，可求解出转速的变化规律[17]。图10为CFD插值所得平衡转速与理论计算值对比，并对结果进行线性拟合。由图可知，平衡转速时数值仿真结果与理论计算结果相差不大，最大误差在扭曲率为0.1103°/mm时，误差为2.8%，理论计算值与数值计算值吻合性较好，验证了数值仿真方法的正确性。

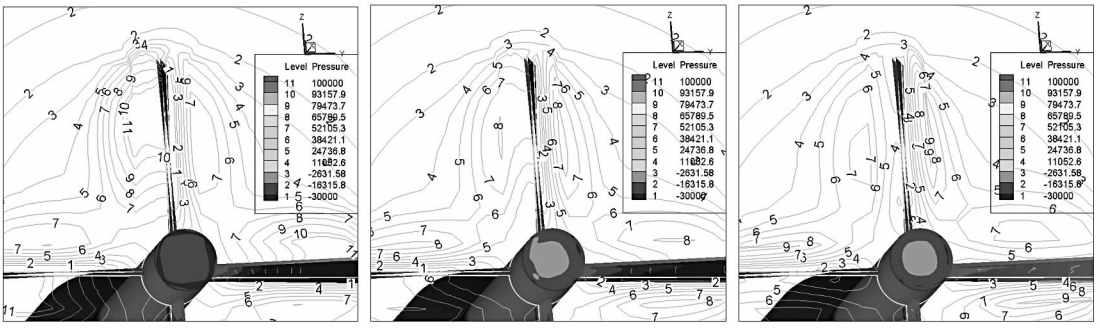
扭曲尾翼飞行器平衡转速与翼面的扭曲率呈线性关系，当扭曲率为零时，扭曲尾翼即为平板翼。



(a) $\omega = 0$rad/s　　(b) $\omega = 80$rad/s　　(c) $\omega = 160$rad/s

图 7　模型 F1 平板尾翼处截面等压线图

Fig. 7　Models F1 flat tail section Isobar chart



(a) $\omega = 0$rad/s　　(b) $\omega = 80$rad/s　　(c) $\omega = 160$rad/s

图 8　模型 F5 扭曲尾翼处截面等压线图

Fig. 8　Model F5 twisted tail section isobar chart

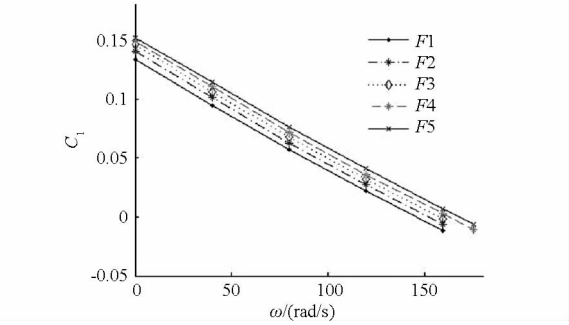


图 9　滚转力矩系数 C_l 随转速的变化曲线

Fig. 9　Change curve of rolling moment coefficient C_l with speed

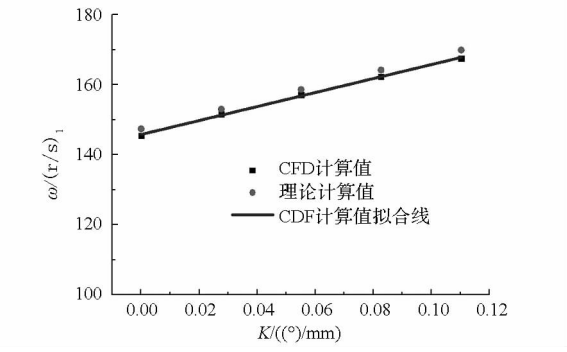


图 10　$Ma = 1.5$ 时平衡转速随扭率的变化曲线

Fig. 10　Change curve of balancing speed with twist rate when $Ma = 1.5$

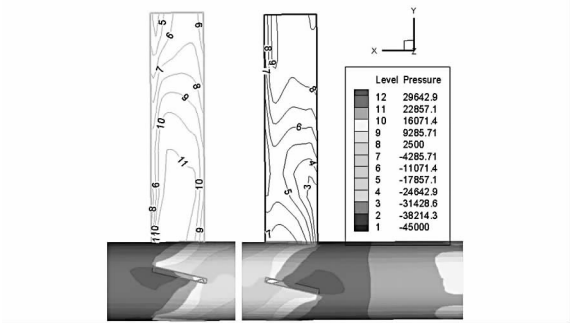
3.3　翼面压力分布

不同扭曲率的扭曲尾翼飞行器在平衡转速时翼面压力分布如图 11 所示,其中左侧为翼面迎风面,右侧为翼面的背风面。由图 11(a)可知,平衡状态下扭曲率为零的模型 F1 在同一面上沿翼展方向受力很不均匀,压力呈梯度分布,迎风面在翼梢处的压强小于背风面、翼根处压强大于背风面,翼面根部、梢部呈现相反的受力;由图 11(b)可知,模型 F5 翼面迎风面、背风面沿翼展压强呈现均匀分布,且翼面两侧压强几乎相同,只是迎风面压力略大于背风面,翼面上压力始终指向背风面。这证明随着扭曲率的增加,扭曲尾翼能有效改善翼面在平衡转速时的压力分布,压力变化同时改变了尾翼翼面的力矩分布,减小在平衡转速飞行时尾翼的弹性变形。

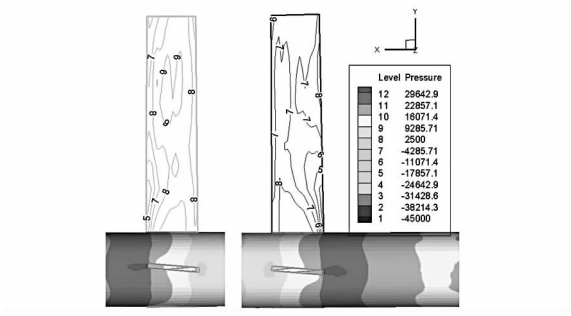
4　结论

通过对扭曲尾翼飞行器的数值仿真,得到结论如下:

1)将飞行器平衡转速的数值仿真结果与理论计算值对比分析,两者吻合性较好,进一步验证



(a) $K=0°$ /mm



(b) $K=0.1103°$ /mm

图11 不同模型平衡转速时翼面两侧等压线图

Fig. 11 Isobar graph of wing on both sides in balancing speed of different model

了数值仿真方法的正确性,同时表明飞行器的平衡转速与扭曲翼的扭曲率呈线性关系。

2)对不同模型研究结果表明扭曲尾翼对飞行器气动特性的影响为:转速为零时,尾翼扭曲率的增加可以提升飞行器初始滚转力矩、增加初始阻力系数;平衡转速时,尾翼扭曲率的增加减小阻力系数;在达到相同平衡转速的模型中,扭曲尾翼模型阻力系数明显小于平板尾翼模型。

3)扭曲尾翼在临界扭曲率以内,随着扭曲率的增加,可以有效改善翼面的压力分布,减小在飞行状态时翼面的弹性变形,有利于飞行器的稳定飞行。

参考文献(References)

[1] Megson T H G. Aircraft structures for engineering students[M]. 5th ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2012.

[2] 杨绍卿. 灵巧弹药工程[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
YANG Shaoqing. Smart ammunition engineering[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2010. (in Chinese)

[3] 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.
WU Jiasheng, Aerodynamic distribution and characteristics of guided weapons [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2008. (in Chinese)

[4] Borgstrom D, Paulsson L, Karlsen L. Aerodynamics of a rotating body descending from the separation position of an artillery ammunition shell [R]. 11th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 1991.

[5] Zeng Y, Cai J S, Debiasi M, et al. Numerical study on drag reduction for grid-fin configurations [J]. AIAA Paper, 2009 - 1105.

[6] Mao X R, Yang S X, Xu Y X. Research on the coning motion of wrap-around fin projectiles [J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2006, 52(3): 119 - 125.

[7] 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)

[8] 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.
CAO Yihua, Flight dynamics of helicopter [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005. (in Chinese)

[9] 沙虹伟, 陈仁良. 倾转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)

[10] 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).

[11] 杨晓辉, 王承尧. 飞行器栅格翼三维复杂流场的气动力计算[J]. 国防科技大学学报, 1996, 18(3): 1 - 4.
YANG Xiaohui, WANG Chengyao. Calculation of aerodynamic forces on the vehicle and Grid - fins in the complex Three-dimensional fluid field[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1996, 18(3): 1 - 4. (in Chinese)

[12] 杨小亮, 刘伟. 攻角对双三角翼旋涡特性影响的数值模拟[J]. 国防科技大学学报 2008, 30(5): 1 - 5.
YANG Xiaoliang, LIU Wei. Numerical simulation of effect of attack angle on the vertex characteristics of double - delta wing [J]. Journal of National University of Defense Technology 2008, 30(5): 1 - 5. (in Chinese)

[13] Chung T J. Computational fluid dynamics [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2010.

[14] 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]. AEDC - TR - 76 - 58, 1976.

[15] Sahu J. Numerical computations of dynamic derivatives of a finned projectile using a time accurate CFD method [R]. AIAA Atonospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2007.

[16] 钱炜祺, 蔡金狮. 绕翼型低速湍流的数值模拟[J]. 航空学报, 1999, 20(3): 261 - 264.
QIAN Weiqi, CAI Jinshi. Numerical simulation of turbulent flow past airfoil at low Mach number [J]. Acat Aeronautica et astronaut Tica Sinica, 1999 , 20 (3): 261 - 264. (in Chinese)

[17] 张俊, 刘荣忠, 郭锐, 等. 高速旋转飞行弹丸外弹道表面温度场研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(4): 425 - 430.
ZHANG Jun, LIU Rongzhong, Guo Rui, et al. Surface temperature field of projectile flying at high rotational speed in exterior ballistic [J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(4): 425 - 430. (in Chinese)