

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.02.009

基于非光滑表面的直升机尾舱门减阻技术

王之良, 陈平剑, 胡 偶

(中国直升机设计研究所, 景德镇, 333001)

摘要: 为了研究凹坑形非光滑表面的减阻效果与流动控制机理, 将半球形凹坑单元布置在直升机尾舱门外表面。采用基于 $k-\omega$ 剪切应力输运模型 ($k-\omega$ shear-stress-transport, $k-\omega$ SST) 的计算流体力学 (Computational fluid dynamics, CFD) 方法, 对比分析了非光滑表面机身和光滑表面机身的阻力特性、后体局部流场和表面压力分布。根据凹坑单元内局部流场和压力分布的分析结果, 得到了凹坑形非光滑表面的减阻机理: 凹坑单元内形成的低速漩涡, 能够延缓机身后体流动分离; 半球形的凹坑造型和基本恒定的压力分布, 可减小对阻力直接做出贡献的低压区面积, 两者的共同作用降低了直升机阻力。

关键词: 流动控制; 减阻; 凹坑; 非光滑表面; 直升机

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2020)02-0240-07

Helicopter Backdoor Drag Reduction Technology Based on Non-smooth Surface

WANG Zhiliang, CHEN Pingjian, HU Ou

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: In order to study the effect and the flow control mechanism of the dimple non-smooth surface, hemispherical dimple units were arranged in the out surface of the backdoor. The method of computational fluid dynamics (CFD) numerical simulation based on $k-\omega$ shear-stress-transport ($k-\omega$ SST) model was used to comparatively analyze the resistance characteristic, local flow field of after-body and pressure distribution of the smooth and non-smooth fuselage. According to the analysis of the local flow field and pressure distribution of the dimple, the drag reduction mechanism was obtained that the low vortex in the dimple was able to delay flow separation and the hemispherical dimple and pressure distribution of approximately constant could reduce the area of low pressure related to drag, the results of both were reducing the fuselage drag.

Key words: flow control; drag reduction; dimple; non-smooth surface; helicopter

仿生学研究发现生物经过亿万年的进化, 形成了适应自身生存环境的体表结构, 其表面阻力非常小, 这种具有减阻效果的表面结构是一种有效的减阻装置, 不会给使用体带来附加设备或额外能量消耗及空间占用, 仅依靠直接改变壁面形状就可以起到很好的减阻效果。Ren^[1], Tian^[2], Ding^[3], 杨歌^[4], 杨易^[5], 谢金法^[6]等学者先后在各自的专业领域开

展了凹坑形非光滑表面减阻特性研究, 研究结果均表明基于仿生学非光滑表面的流动控制技术可有效地改善应用体的阻力特性。

对于直升机来说, 设计定型以后, 机身气动外形已经确定, 难以进行大范围的改进设计, 尤其是对于一些正在服役的直升机来说, 通过降低机身阻力, 提升飞行性能难度更大。直升机机身阻力

收稿日期: 2018-04-28; 修订日期: 2018-12-28

通信作者: 王之良, 男, 工程师, E-mail: zhiliang214@163.com。

引用格式: 王之良, 陈平剑, 胡偶. 基于非光滑表面的直升机尾舱门减阻技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(2): 240-246. WANG Zhiliang, CHEN Pingjian, HU Ou. Helicopter backdoor drag reduction technology based on non-smooth surface[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(2): 240-246.

主要由压差阻力与黏性阻力构成。压差阻力一般是由机身气动外形造成的流动分离决定的,特别是对于一些带有尾舱门的运输型直升机来说,由于尾舱门处气动外形坡度变化较大,气流极易在此处出现分离,从而产生较大的气动阻力。因此,如果能够采用某些易于实现的技术手段,在不破坏直升机整体气动外形的情况下有效地对流动分离进行控制,消除或延缓流动分离,从而降低直升机的气动阻力,对于直升机工程设计来说是具有十分重要意义的。

国内外学者对飞行器阻力与流场数值模拟及试验方法开展了一系列相关研究。邓枫^[7]和Yang^[8]等分别对激波控制鼓包的减阻机理进行了研究,胡偶等^[9]采用SST-DDES模型模拟了三角翼大迎角低速绕流问题,于彦则等^[10]研究了涡发生器对大型飞机后体的流动控制及减阻机理,武宁等^[11]开展了大型扁平后体飞机的减阻增稳技术研究,薛飞^[12]针对飞行器机翼的增升减阻技术进行了研究,徐嘉等^[13]采用 $k-\omega$ SST模型对轴对称式喷气飞机后体进行了减阻优化设计,谭惠丰等^[14]分析了三角形微沟槽飞艇蒙皮表面的流场特性,易海明等^[15]应用实验方法对平流层飞艇气纵向气动特性和减阻进行了研究,王建杰等^[16]对粗糙壁面湍流研究现状开展了综述性研究,Roberto等^[17]利用试验方法研究了配备涡发生器的某直升机流场特性及减阻效果,Gibertini等^[18]利用基于涡发生器的流动控制技术进行了直升机减阻研究。

目前,国内关于直升机被动减阻技术研究较少,在工程应用方面尚属空白。因此,本文利用基于 $k-\omega$ SST湍流模型计算流体力学方法,结合仿生学原理,开展凹坑形非光滑表面对直升机后体的流动控制及减阻机理研究。

1 数值方法

1.1 控制方程与数值解法

积分形式的可压缩非定常 Navier-Stokes 方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V U dV + \iint_S (F_c - F_v) \cdot n ds = \iiint_V H dV \quad (1)$$

式中: U 为守恒变量, F_c 为无黏通量, F_v 为黏性通量, H 为轴对称几何源项,具体形式见文献[19]。

采用基于格心的限体积法求解方程(1),对流项离散使用三阶 MUSCL^[19]数值格式,计算出控制体界面的物理量,利用控制体界面处的物理量,采用 AUSM-PW 通量技术^[20],计算出单位时间内通过控制体边界的流通量,而后利用积分型的守恒方

程,计算出下一个时间步控制体内物理量的平均值。黏性项采用 Jameson 中心差分方法离散,时间推进采用三阶三步 TVD 型 Runge-Kutta 显式方法,具体见文献[19]。

1.2 湍流模型

Menter^[21]提出的 $k-\omega$ 剪切应力输运模型(以下简称 SST $k-\omega$ 湍流模型),其通过混合函数 F_1 ,将 $k-\epsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型结合起来,能够充分发挥 $k-\epsilon$ 模型对自由流和 $k-\omega$ 模型对壁面受限流动的处理优势。2003年,Menter等^[22]对原始的湍流模型进行了改进(简称为 SST $k-\omega-2003$ 湍流模型),改进后该模型描述如下

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \frac{\gamma}{\nu_t} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_{\omega} \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (3)$$

其中

$$P_k = \min(P, 10\beta^* \rho k \omega)$$

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)}$$

$$S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

$$CD_{kw} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k_i}{\partial x_j} \frac{\partial \omega_i}{\partial x_j}, 10^{-10} \right)$$

式中: k 为湍动能; ω 为湍流耗散率; μ_t 为湍流黏性系数;其他参数的具体形式见参考文献[21-22]。

1.3 数值方法验证

为了便于验证基于上述湍流模型的数值方法,首先采用与风洞试验状态完全一致的整机模型来进行仿真计算,该模型尾舱门处具有一定坡度角,带有平尾,垂尾,主、尾桨毂,部分桨叶,浮筒和起落架等部件,见图1。

计算结果(图2)表明,通过 SST $k-\omega-2003$ 湍流模型得到的直升机的阻力系数(C_d)变化趋势与风洞试验数据是一致的,并且当机身迎角(α)在 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 范围内时,各个计算状态计算的误差是基本恒定的,且均小于5%。因此,应用 SST $k-\omega-2003$ 湍流模型在小迎角范围内评估直升机阻力在工程上是可行的,且结果是可信的。鉴于上述原因,后续章节中将把机身迎角设定在 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 内开展流场计算分析。

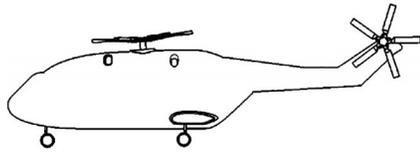


图1 物理模型
Fig.1 Physical model

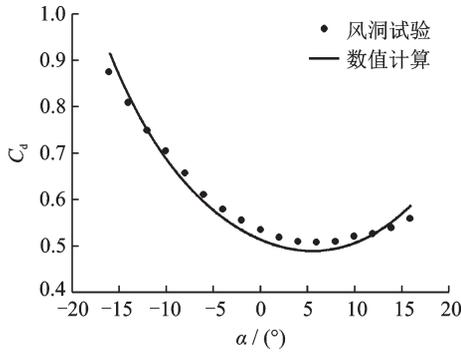


图2 阻力特性曲线
Fig.2 Curves of resistance characteristic

2 计算模型

2.1 网格模型

本文采用运动嵌套网格技术^[23]模拟旋翼运动,旋翼网格与机身网格可以分开处理,即可以单独划分旋翼网格与包含机身的背景网格,其中背景网格包含机身、浮筒和起落架等部件,机身附近采用结构化网格创建边界层,边界层以外采用非结构化网格填充,空间网格约为1 300万,模型示意图见图3。为了排除机身上其他部件尾迹对机身后体流场的干扰,进一步研究凹坑非光滑表面减阻机理,第二套网格模型仅保留了孤立机身,采用全结构化网格进行空间离散,离散后体网格约为1 200万,网格拓扑结构见图4。同时为保证计算结果精度,将两套网格壁面 Y^+ 值严格控制在0与1之间,以确保壁面第一层网格置于黏性子层之内,壁面 Y^+ 值分布情况见图5。

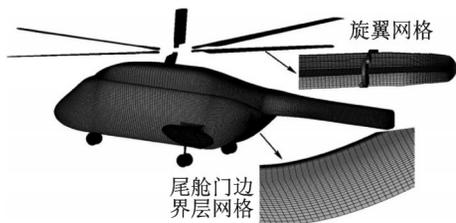


图3 整机网格

Fig.3 Grids of full fuselage

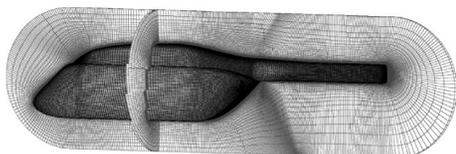


图4 孤立机身网格

Fig.4 Grids of single fuselage

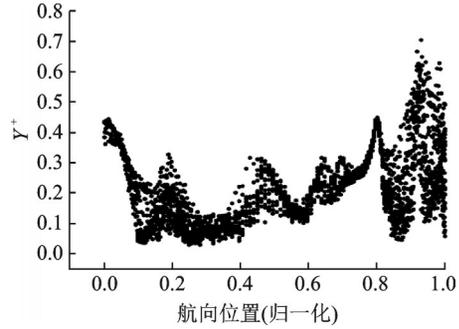


图5 Y^+ 分布

Fig.5 Distribution of Y^+

2.2 非光滑区域处理

非光滑区域采用半球形凹坑单元与光滑表面交错相连的方式构成,凹坑单元以矩形阵列方式分布,布置在直升机尾舱门处,靠近机腹平面与尾舱门连接处一侧。凹坑半径 R 与非光滑区域边界层厚度(δ)相关,即需要保证凹坑深度小于当地边界层厚度,建议 R 的大小取值为 $0.6\delta \sim 0.8\delta$,此处 R 为 0.6δ , δ 计算方法见式(4)与(5)。其他主要考虑的几何尺寸,凹坑直径 D 为 $2R$,纵、横向间距 L 建议取值为 $3R \sim 4R$,此处 L 为 $4R$,详细布置与效果图见图6。

$$\delta(l) = 0.035l/Re(l)^{1/7} \quad (4)$$

$$Re(l) = Vl/\nu \quad (5)$$

式中: δ 为边界层厚度; l 为相当平板长度; Re 为雷诺数; V 为来流速度; ν 为运动黏性系数。

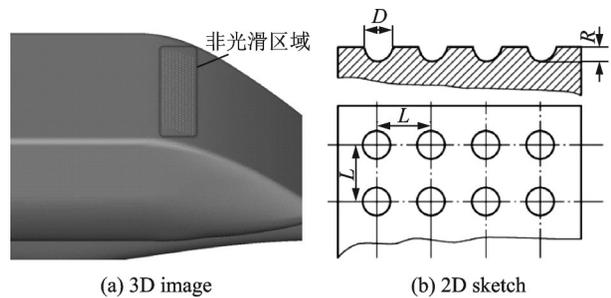


图6 非光滑表面

Fig.6 Non-smooth surface

3 计算结果

3.1 整机模型

图7给出了特定巡航速度下,计算模型全机各部件的阻力系数。从图中可以看出,相较于光滑模型,非光滑表面模型全机总阻力有所降低,降低比例约为5.5%。从阻力构成角度来看,两个模型的机身阻力占比均大于50%,是贡献阻力最多的部件。在计算模型包含的部件中,机身阻力降低幅度最大,其余各部件阻力几乎未发生变化,这说明非光滑表面结构能够有效地减小机身阻力,

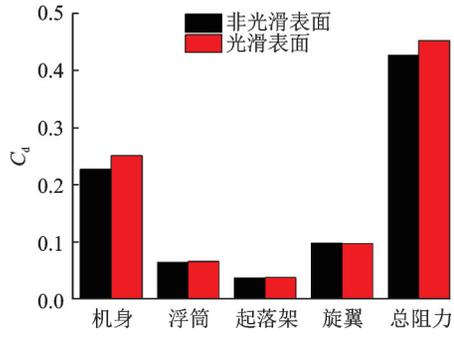


图7 阻力构成

Fig.7 Component of drag

但这种作用仅限于机身,并未对其他部件产生作用。

图8中给出了非光滑表面模型的全局流场,流场主要由旋翼尾迹、起落架和浮筒尾迹以及机身尾舱门处局部流场构成。从计算结果可以看出,由于直升机前飞速度较大,旋翼尾迹几乎与尾梁平行,对尾舱门处局部流场的影响很小。起落架尾迹对尾舱门流场分布造成了一定干扰,但仅限于尾舱门左右两侧,未影响凹坑形非光滑表面布置的核心区域。

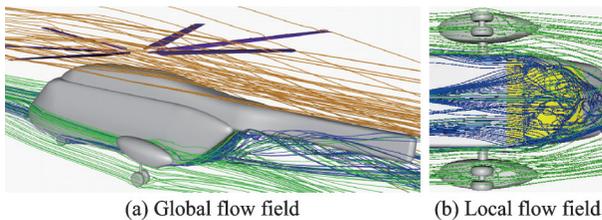


图8 流场示意

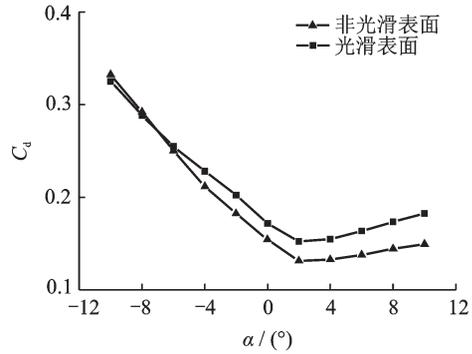
Fig.8 Schematic of flow field

鉴于上述分析,为了进一步研究非光滑表面结构的减阻机理,将在后续章节中开展孤立机身模型研究,给出非光滑表面处的局部流场。

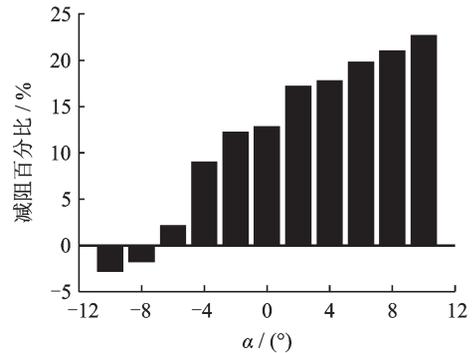
3.2 孤立机身模型

(1) 减阻效果

为了展现出非光滑表面结构的减阻效果,分别计算了特定巡航速度下,机身迎角(α)位于 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 区间范围内的,经简化后的光滑孤立机身模型和在机身尾舱门处安装凹坑形非光滑表面装置的孤立机身模型,图9给出了阻力系数对比和减阻百分比。计算结果表明,当 α 位于 $-10^\circ \sim -8^\circ$ 范围内时,非光滑表面没有起到减阻效果,甚至出现了负作用,导致阻力有所增大;当 α 位于 $-8^\circ \sim 10^\circ$ 范围内时,随着机身抬头角度增加,非光滑表面机身模型阻力降低的程度愈加明显,在 $\alpha=10^\circ$ 时达到最大,减阻比例最大可达到22.7%。这是因为随着机身低头迎角的增大,来流与尾舱门表面的夹角逐渐



(a) Drag coefficient



(b) Percent drag on drag

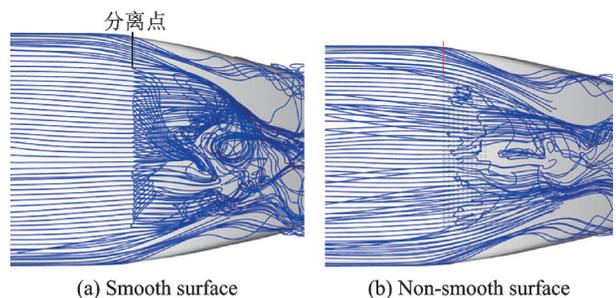
图9 阻力系数与减阻百分比

Fig.9 Drag coefficient and percent drag on drag

加大,尾舱门表面的分离点逐渐前移,非光滑表面远离了压差阻力的主要贡献区域,没有发挥作用;而当机身抬头迎角逐渐增大时,来流与尾舱门表面的夹角逐渐减小,分离点后移,逐步靠近非光滑表面,直至进入非光滑表面区域内,此时非光滑表面的减阻作用得到了完全体现。

(2) 流场分析

图10和图11分别对比了光滑表面和非光滑表面机身迎角 $\alpha=0^\circ$ 时的尾舱门处的局部流线和压力分布。对比结果表明,凹坑形非光滑表面装置促使流场分离点向后偏移,分离点后移导致低压区域面积有所减小。由于尾舱门处曲面法线方向与直升机航向的夹角较大,导致曲面的压应力在航向方向上的分量(压差阻力)也较大,因此,低压区域的面积直接影响压差阻力大小,即分离点后移可降低压差阻力。



(a) Smooth surface

(b) Non-smooth surface

图10 局部流线

Fig.10 Local streamline

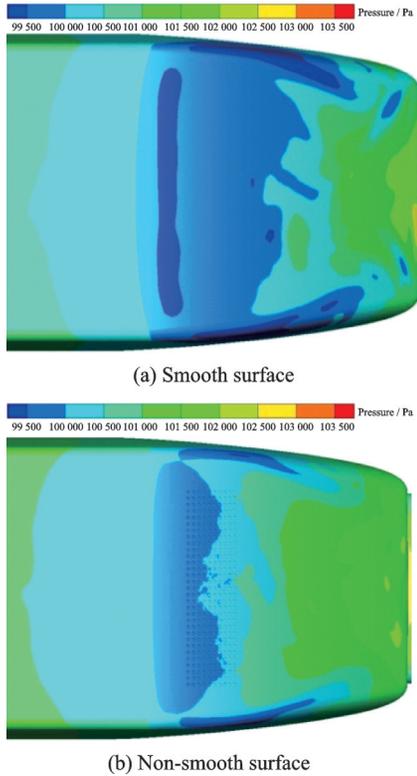


图 11 压力分布

Fig.11 Pressure distribution

3.3 减阻机理分析

图 12 展示了迎角 $\alpha=0^\circ$ 时机身纵向剖面的局部 2D 流线。图 13(a) 给出了低压区内某一凹坑单元表面压力分布云图, 图 13(b) 给出了低压区内某 3 个凹坑单元: A 单元、B 单元和 C 单元的纵向剖面压力分布曲线。

由图 13(b) 可知, 凹坑内部形成了低速旋转的旋涡, 当气流从上游流向凹坑时, 凹坑内部的低速

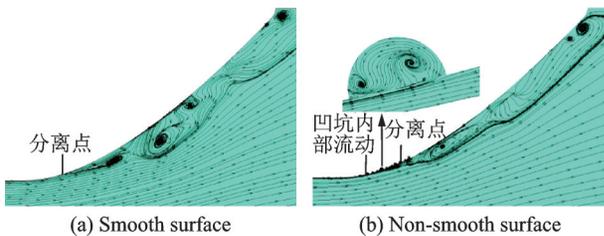


图 12 2D 剖面流线

Fig.12 2D streamline

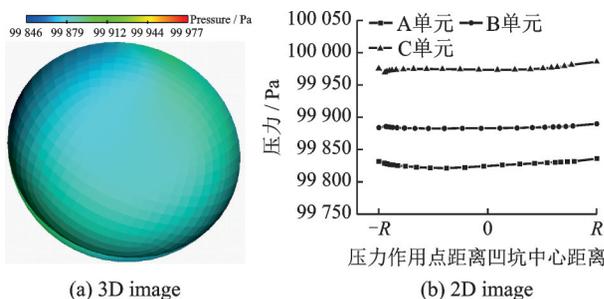


图 13 凹坑单元压力分布

Fig.13 Pressure distribution of dimple

旋转气流与凹坑外部的高速气流形成了气-气接触的“涡垫效应”^[5]。“涡垫效应”具有类似于“滚动轴承”的作用, 使来流在旋涡上流动, 不与非光滑表面区域内凹坑部分的壁面直接接触, 处于分离点前的部分凹坑单元能够直接减小局部区域的摩擦阻力, 即降低了来流克服摩擦阻力所需要的动量, 较光滑表面模型而言, 提升了其抵抗逆压梯度能力, 致使分离点后移, 延缓了流动分离, 减小了气流分离后形成的低压区, 从而减小了压差阻力。

图 13 给出了凹坑单元表面的压力分离情况, 从中可以看出凹坑表面压力分布均匀, 不存在大的压力梯度。由于凹坑为轴对称的半球形曲面, 对于单独一个完整的凹坑单元来说, 作用在曲面上各点的压力能够相互抵消, 致使合力对阻力的贡献很小, 低压区域内凹坑单元数量越多, 对阻力做出直接贡献的有效低压区面积将越小, 由于直升机尾舱门处存在坡度角, 导致此种作用随着机身抬头迎角的增大而愈发明显, 图 9(b) 给出的计算结果证明了这一点。本算例中全部凹坑单元总面积约占尾舱门处面积的 16.7%, 产生的压差阻力占尾舱门处阻力的 5.1% 左右。因此, 无论是在分离点前, 还是在分离点后设置凹坑单元, 只要保证凹坑单元置于低压区域内, 都相当于直接减小低压区面积, 从而实现降低阻力的目标。

4 结 论

本文采用建立的基于 SST $k-\omega-2003$ 湍流模型的数值方法, 研究了凹坑形仿生非光滑表面的减阻机理。研究表明, 矩形排列的凹坑形仿生非光滑表面能够在凹坑内部产生低速旋转的旋涡, 形成“涡垫效应”, “涡垫效应”具有延缓流动分离的作用; 同时布置在低压区域内的半球形凹坑单元可以直接减少对阻力做出主要贡献的低压区面积。正是这两个因素的共同作用, 使凹坑形非光滑表面具有了降低直升机阻力的能力, 在一定的机身迎角范围内, 这种能力随着机身抬头迎角的加大而变强, 只要善加利用, 就能够直接降低直升机阻力, 从而提升飞行性能。

参考文献:

[1] REN L Q, HAN Z W, TIAN L M. Characteristics of the non-smooth surface morphology of living creatures and its application in agricultural engineering[J]. Design and Nature, 2004, 6: 275-284.

[2] TIAN L M, REN L Q, JIANG X, et al. Study on drag reduction characteristic around bodies of revolution with bionic non-smooth surface[J]. Natural Sci-

- ence, 2010, 3(2): 253-254.
- [3] DING Lixia, SHI Weiping, LUO Hongwen. Numerical simulation of viscous flow over non-smooth surface[J]. Computers and Mathematics with Applications, 2011, 61(12): 3703-3710.
- [4] 杨歌. 主动凹坑变形湍流减阻控制方案研究[D]. 北京:清华大学, 2009.
YANG Ge. Study on control schemes for turbulence drag reduction by active dimple deformation[J]. Beijing: Tsinghua University, 2009.
- [5] 杨易, 宋宝军, 徐永康, 等. 车身造型对凹坑非光滑表面气动减阻影响研究[J]. 机械科学与技术, 2015, 34(8): 1267-1272.
YANG Yi, SONG Baojun, XU Yongkang, et al. Effects of body shape parameters on aerodynamic drag reduction for pit non-smooth surface[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(8): 1267-1272.
- [6] 谢金法, 张靖龙. 凹坑型非光滑单元体排列方式对汽车气动阻力影响分析[J]. 郑州大学学报(工学版), 2016, 37(5): 86-90.
XIE Jinfan, ZHANG Jinglong. Influence analysis of pit-type non-smooth elements arrangement on aerodynamic drag of vehicle[J]. Journal of Zhengzhou University (Engineering Science), 2016, 37(5): 86-90.
- [7] 邓枫, 覃宁, 伍贻兆. 基于并行EGO算法的激波控制鼓包减阻优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(4): 485-490.
DENG Feng, QIN Ning, WU Yizhao. Shock control bump optimization for drag reduction using parallel efficient global optimization algorithm[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(4): 485-490.
- [8] YANG Yang, LIU Xueqiang, ASIF S. Transonic drag reduction on supercritical wing section using shock control bumps[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 29(3): 207-214.
- [9] 胡偶, 赵宁, 沈志伟. SST-DDES模型在大分离流动问题中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(2): 206-211.
HU Ou, ZHAO Ning, SHEN Zhiwei. Simulation of large separated flows with SST-DDES model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(2): 206-211.
- [10] 于彦则, 刘景飞, 蒋增葵, 等. 大型飞机后体流动控制及减阻机理研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(5): 640-644, 663.
YU Yanze, LIU Jingfei, JIANG Zengyan, et al. The investigation of flow control and drag reduction mechanism for transport airplane aft-body[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(5): 640-644, 663.
- [11] 武宁, 段卓毅, 廖振荣, 等. 大型飞机扁平后体导流片减阻增稳研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(2): 223-227.
WU Ning, DUAN Zhuoyi, LIAO Zhenrong, et al. Research on chine of aerotransport after-body for drag reduction and stability enhancement[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(2): 223-227.
- [12] 薛飞. 飞行器增升减阻技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
XUE Fei. The characteristic research of lift enhancement and drag reduction on aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [13] 徐嘉, 蔡晋生, 段焰辉. 轴对称喷气式飞机后体减阻优化设计[J]. 航空工程进展, 2010, 1(4): 357-360.
XU Jia, CAI Jinsheng, DUAN Yanhui. Optimization design of drag reduction for the axisymmetric after-body of a jet airplane[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(4): 357-360.
- [14] 谭惠丰, 康敬天, 卫剑征, 等. 三角形微沟槽飞艇蒙皮表面的流场分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2014, 46(7): 32-35.
TAN Huifeng, KANG Jingtian, WEI Jiangzheng, et al. Flow field analysis of micro-V shape riblets airship surface[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2014, 46(7): 32-35.
- [15] 易海明, 申俊琦, 潘翀, 等. 平流层飞艇纵向气动特性及减阻实验研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(5): 641-645, 653.
YI Haiming, SHEN Junqi, PAN Chong, et al. Experimental investigation on the longitudinal aerodynamics performance and drag reduction of a stratospheric airship[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(5): 641-645, 653.
- [16] 王建杰, 易海明, 潘翀, 等. 粗糙壁湍流研究现状综述[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(5): 611-619.
WANG Jianjie, YI Haiming, PAN Chong, et al. Progress in rough-wall turbulence[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(5): 611-619.
- [17] ROBERTO J, FABRIZIO D G, MATHIEU L, et al. Characterization of the flow around a helicopter fuselage equipped with vortex generators for drag reduction[C]//Proceedings of the 18th International Symposium on the Application of Laser and Imaging Techniques to Fluid Mechanics. Lisbon: Lisbon Symposium, 2016.
- [18] GIBERTINI G, BONIFACE J C, ZANOTTI A, et

- al. Helicopter drag reduction by vortex generators[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015(4): 324-339.
- [19] 李映坤, 韩珺礼, 陈雄, 等. 基于 SST 湍流模型的模拟 SRM 内流场数值仿真[J]. *固体火箭技术*, 2014, 37(5): 616-621.
- LI Yingkun, HAN Junli, CHEN Xiong, et al. Numerical simulation of model SRM inner flow field based on SST turbulence model[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2014, 37(5): 616-621.
- [20] KIM K H, KIM C, RHO O H. Methods for the accurate computations of hypersonic flows: I. AUSMPW+ scheme[J]. *Journal of Computational Physics*, 2001, 174(1): 38-80.
- [21] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [22] MENTER F R, KUNTZ M, LANGTRY R. Ten year of industrial experience with the SST turbulence model[J]. *Turbulence, Heat and Mass Transfer*, 2003(4): 625-632.
- [23] 牛嵩, 田旭, 徐宝石, 等. 多机起降旋翼间气动干扰数值模拟研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2018, 50(2): 173-178.
- NIU Song, TIAN Xu, XU Baoshi, et al. Numerical simulation of aerodynamics interactions between multiple rotors during take-off and landing[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2018, 50(2): 173-178.

(编辑: 胥橙庭)