

文章编号: 1674-8190(2024)01-157-07

除冰气囊以及简化模型对气动特性影响研究

陈璐, 马玉敏, 李延

(航空工业第一飞机设计研究院 总体气动设计研究所, 西安 710089)

摘要: 除冰气囊作为涡桨类飞机常用的除冰系统, 评估其对全机气动特性的影响对飞行性能与安全有重要意义。基于某飞机上安装的气囊除冰系统, 采用CFD方法模拟其工作时的全机气动特性, 研究气囊简化模型对计算结果的影响。结果表明: 随气囊膨胀高度增加, 对全机气动特性影响显著, 失速迎角提前约 10° , 最大升力系数损失近60%, 最大升阻比降低约2.9; 受膨胀气囊外形影响, 机翼前缘呈展向流动特征, 后缘流动分离区域长度与除冰气囊的安装长度相当; 机翼前缘压力分布受膨胀气囊外形的影响出现震荡, 从而影响整个翼面的压力分布; 随简化气囊膨胀高度增加, 失速迎角最大提前约 1° , 最大升力系数损失约21%, 最大升阻比降低约2.2。

关键词: 防除冰技术; 除冰气囊; 气动特性; 简化模型; CFD仿真分析

中图分类号: V244.1+5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.01.18

Research on the influence of deicing airbag and simplified model on aerodynamic characteristics

CHEN Lu, MA Yumin, LI Yan

(The General Configuration and Aerodynamic Design and Research Department, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: As a common deicing system for turboprop aircraft, it is of great significance to evaluate the influence of deicing airbag on the aerodynamic characteristics of the aircraft. Based on the aerodynamic deicing system installed on one aircraft, simulating the aerodynamic characteristics when the deicing airbag working by using the CFD method, and analyzing the influence of the simplified deicing airbag model on the calculation results. The results suggest that: with the height of the deicing airbag increases, the effect on the aerodynamic characteristics of the aircraft becomes more obviously, the stall angle of attack is about 10° in advance, the maximum lift coefficient lost nearly 60%, and the maximum lift-to-drag ratio decreased by about 2.9. Influenced by the expansion of the deicing airbag, a flow along the wingspan appears in the leading edge, and the length of separation zone in the trailing edge is the same as the deicing airbag. The pressure distribution at leading edge is oscillating because of the expanded deicing airbag, so the whole airfoil's pressure distribution is further affected. Besides, with the height of the simplified deicing airbag increases, the stalling angle is about 1° in advance, the maximum lift coefficient lost nearly 21%, and the maximum lift-to-drag ratio decreased by about 2.2.

Key words: anti-icing technology; deicing airbag; aerodynamic characteristics; simplified model; CFD simulation analysis

收稿日期: 2023-06-02; 修回日期: 2023-11-29

通信作者: 马玉敏(1984-), 男, 硕士, 高级工程师。E-mail: yuminmice@163.com

引用格式: 陈璐, 马玉敏, 李延. 除冰气囊以及简化模型对气动特性影响研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(1): 157-163.

CHEN Lu, MA Yumin, LI Yan. Research on the influence of deicing airbag and simplified model on aerodynamic characteristics [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(1): 157-163. (in Chinese)

0 引言

飞行器结冰是指低温气象条件下飞行时出现的结冰现象,结冰区域主要发生在机翼、尾翼、发动机短舱等迎风前缘面^[1]。机翼作为提供升力的关键部件,结冰会显著影响上下表面的压力分布,严重地降低飞行器的操纵性能与稳定性能^[2]。

为减小机翼结冰对飞行器气动性能的影响,保障飞机在结冰气象条件下的飞行安全,目前已发展出多种防/除冰技术,包括化学液防冰、特殊涂层防冰、热气防冰、气动除冰、电脉冲除冰、电热除冰、振动除冰、微波/超声防除冰等^[3-7]。气动除冰作为最早研究的除冰技术之一,由美国 GOODRICH 公司于 1930 年提出^[5,8],主要由安装在机翼前缘的橡皮气囊构成,通过控制气囊的鼓起与收缩破坏附着在前缘的积冰,这种除冰方法结构实现简单、附着重量轻、能耗要求低,在中小型运输机、涡桨/旋翼类飞机上有广泛应用^[9-12]。随着现代材料科学与制造技术的发展,在气囊的材料选取和制作工艺上得到了较大提升,使得系统的最小除冰厚度降到 1.016 mm^[3],有效地提高了对积冰的处理能力。

基于气囊“膨胀—收缩”这一机械过程的除冰手段当下仍存在以下不足^[13-15]:一是长期的循环工作与严酷的工作环境导致的气囊破坏或漏气;二是在重度结冰环境下除冰速度无法跟上结冰速度导致的结冰量增加,亦或是除冰不彻底在气囊表面附着有残余冰;三是气囊的膨胀过程和残余冰的存在对全机气动特性带来的显著影响。对于气囊自身的问题,通常起飞前的检查与定期更换可有效避免,防止因气囊无法使用导致除冰功能失效;而对于除冰能力和对气动特性影响的问题,现有研究主要结合 CFD 仿真和风洞试验,分析了气囊的工作机理、残余冰型影响、气囊气动外形影响等因素,对除冰气囊的发展以及使用提出建议。

Goodrich 公司对其生产的旧式除冰气囊开展了结冰风洞试验,研究了除冰工作模式对除冰效果的影响,结果表明,3 min 除冰模式循环冰积聚严重,除冰效果更好。Broeren 等^[14-15]通过风洞试验研究了除冰气囊对翼型气动特性的影响,结果表明,在除冰循环间隙产生的积冰使升力与失速迎角严重降低;朱永峰等^[16]开展了不同尺寸除冰气囊的冰风洞试验,结果表明,气囊尺寸对除冰效果影响不大,气囊膨胀压力越高除冰效果越好;苏雪等^[17]开展了除冰气囊鼓起时对机翼气动特性影响

的仿真计算,提出气囊鼓起时会降低机翼升力与最大升阻比。

结合航空领域中对飞行器防/除冰技术的研究现状与前人已开展的工作,作为在飞机上应用较多的机械除冰系统,采用气囊的气动除冰方案在工作状态下势必会对全机的气动特性产生不利影响,但前人并未量化说明气囊的膨胀高度对其的具体影响量,同时也未见针对除冰气囊简化模型的相关研究。

本文针对某型机上安装的气囊除冰系统,研究气囊在不同膨胀高度条件下的全机气动特性,以及气囊外形简化后对气动特性的影响,以期为飞行器气囊除冰系统的设计与使用、气动特性与结冰仿真计算等方向提供参考。

1 除冰气囊影响评估

以某型涡桨类飞机为研究对象,该型机在机翼前缘、尾翼前缘处采用了气动除冰的方案,均装有除冰气囊(如图 1 所示)。气囊在非工作状态下保持不充气真空状态,整体对全机干净外形气动特性影响较小;当气囊工作时,通过对气囊充入高压气体使其膨胀,由于表面发生形变,附着在气囊上的积冰碎裂脱落,达到除冰效果。

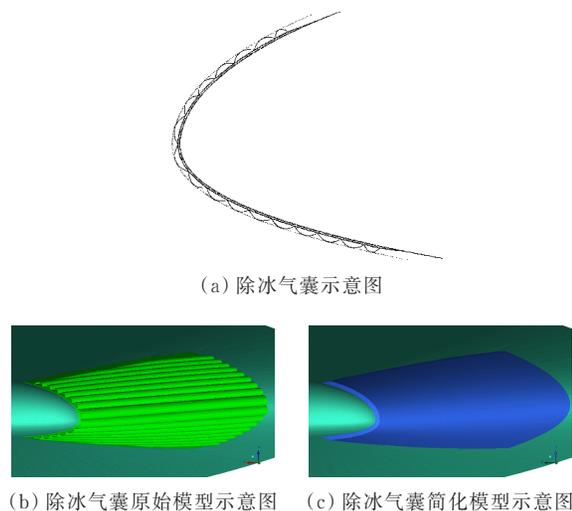


图 1 除冰气囊及简化模型示意图

Fig. 1 De-icing airbag and simplified model

为了研究除冰气囊在使用中对全机气动特性的影响,本文工作主要包含两方面:一是气囊在两种膨胀高度(2.7 与 9.6 mm)下的 CFD 仿真,二是气囊简化模型在上述高度下的 CFD 仿真,简化模型将气囊前缘整体抹平,保持膨胀高度一致(图

1)。通过分析全机气动力、表面压力与流场特性,得到不同膨胀高度与模型简化处理对全机气动特性带来的影响。

采用 ANSYS ICEM 商业软件对模型进行结构化网格剖分,如图 2 所示。为减小因网格不同对结果带来的影响,在进行结构化网格划分时,不同膨胀高度、不同构型(真实构型/简化模型)的网格仅在气囊处存在划分形式的区别。本文的仿真计算采用商业软件(ANSYS CFX)获取全机外流场,其所采用的主要控制方程^[18-19]为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \bar{Q} dV + \iint_S f \cdot n dS = 0 \quad (1)$$

式中: \bar{Q} 为守恒量; V 为控制体体积; S 为控制体表面面积; f 为通过表面 S 的无黏通量和黏性通量之和; n 为控制体表面 S 的外法向单位矢量。

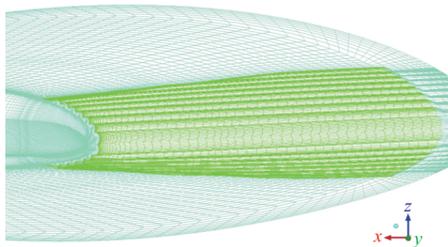


图 2 除冰气囊网格

Fig. 2 Mesh of de-icing airbag

设定流场入口为自由来流边界条件,远场及流场出口为开放边界条件,固体壁面为无滑移绝热壁面。此外,马玉敏等^[18]以国际通用标准模型 DLR-F4 为算例,将试验数据与商业软件的计算进行对比,结果显示两数据符合程度较高,证明采用的数值软件计算方法可靠,结果可信。设定计算工况如表 1 所示。

表 1 计算条件

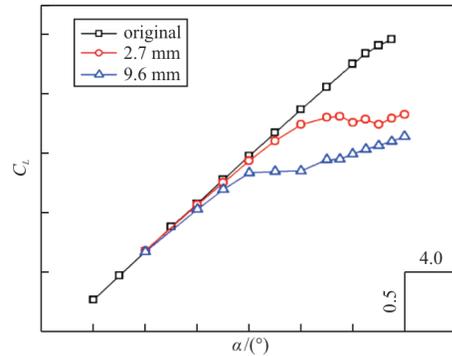
Table 1 Calculation conditions

构型	Ma	压力/Pa	温度/K	高度/m
干净构型(original)	0.2	101 325	288.15	0
2.7 mm 气囊膨胀构型	0.2	101 325	288.15	0
9.6 mm 气囊膨胀构型	0.2	101 325	288.15	0
2.7 mm 气囊膨胀简化构型	0.2	101 325	288.15	0
2.7 mm 气囊膨胀简化构型	0.2	101 325	288.15	0

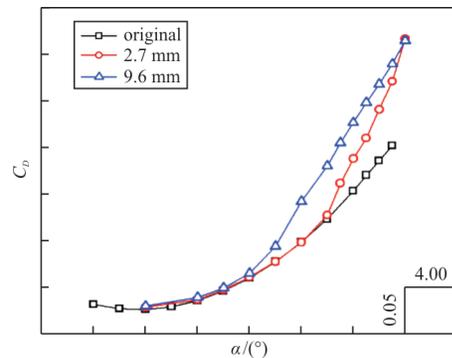
1.1 气囊膨胀高度的影响

Ma=0.2 条件下气囊膨胀到不同高度时的气动力曲线,如图 3 所示,其中 original 曲线(后称干

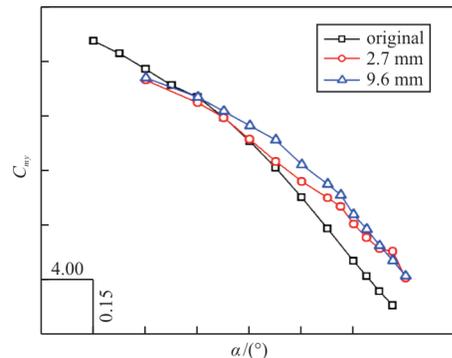
净外形)代表的是气囊膨胀高度为 0 时的气动力。



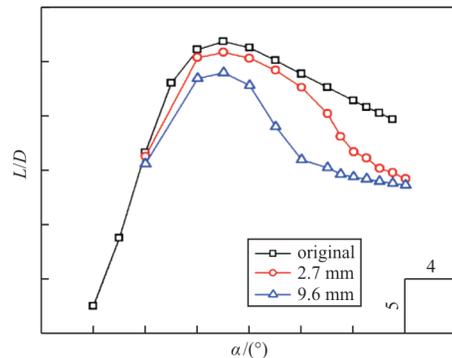
(a) 升力系数曲线



(b) 阻力系数曲线



(c) 力矩系数曲线



(d) 升阻比曲线

图 3 不同膨胀高度气动力曲线

Fig. 3 Force curves of different height

从图 3 可以看出:随着气囊膨胀高度增加,同一迎角下的升力系数依次降低,失速迎角降低(图 3(a));气囊膨胀后在某一迎角后阻力系数急剧增加,尤其是在膨胀高度较大时该迎角值会提前(图 3(b));气囊膨胀后力矩线斜率有所降低,纵向稳定性变差(图 3(c));最大升阻比对应的迎角基本不变,数值随膨胀高度增加显著降低,在 9.6 mm 膨胀高度时降低了 2.9 左右(图 3(d))。

综上所述,气囊膨胀将会显著影响全机的气动力,并且这种影响随着膨胀高度的增加会进一步增大,使得升力降低、阻力增加,力矩线斜率降低,失速迎角提前,而这种影响是由于气囊膨胀后对前缘附近的压力分布产生了较大干扰而造成的。

1.2 气囊简化模型的影响

$Ma=0.2$ 条件下采用气囊简化模型计算的气动力曲线,并与真实外形进行对比,如图 4 所示。

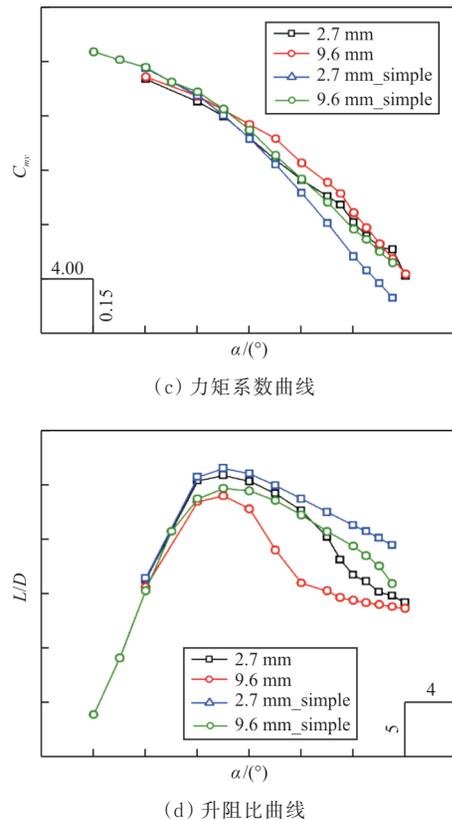
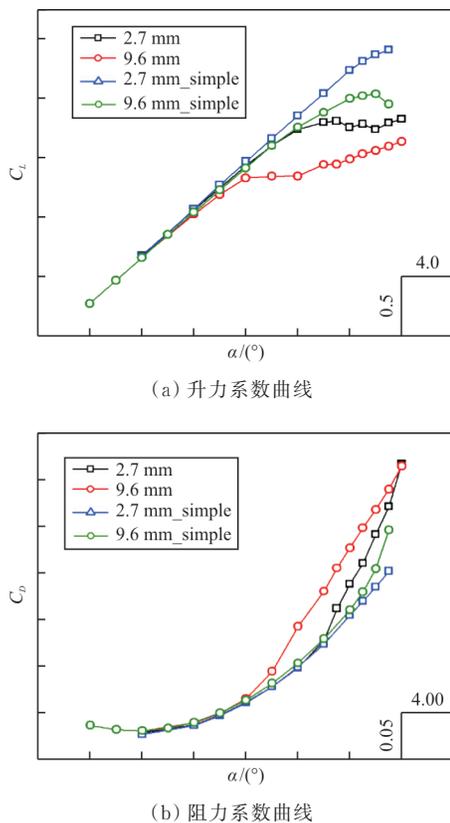


图 4 简化模型气动力曲线

Fig. 4 Force curves of simplified model

从图 4 可以看出:相对于真实外形,同一膨胀高度下,简化模型在同一迎角下的升力系数增加,失速迎角增加(图 4(a));同一迎角下阻力系数降低,在大迎角下与真实外形差异较大(图 4(b));简化模型相较于真实外形力矩焦点后移,计算迎角内简化模型的力矩—升力曲线斜率呈连续性缓慢降低趋势(图 4(c));各计算点最大升阻比对应迎角基本不变,但简化模型的升阻比更高,以气囊膨胀 9.6 mm 高度为例,相较于真实外形,失速迎角推迟约 10° ,该迎角下的升力系数增大了约 0.7,最大升阻比提高了约 0.7(图 4(d))。

综上所述,采用简化模型的仿真结果得到了更为乐观的气动数据,使得同一膨胀高度下升力增加、阻力降低,力矩焦点后移,失速迎角延后,这种影响与对气囊表面进行光滑处理有关,前缘附近的压力分布受到的影响较小。

2 流场分析

2.1 流场压力云图与表面流线

选取上述仿真结果两个典型的迎角 (8° 与 14°), 绘制机翼的流场压力云图与表面流线, 结果如图 5~图 10 所示。

气囊未膨胀时, 机翼上表面在迎角 8° 与 14° 时的流场如图 5~图 6 所示, 可以看出: 大部分区域为层流流动, 在大迎角下机翼后缘首先出现流动分离。

气囊膨胀后, 机翼上表面在迎角 8° 与 14° 时的流场如图 7~图 8 所示, 可以看出: 相较于气囊未膨胀状态, 上翼面存在较大范围的流动分离, 在气囊边界的正后方存在分离涡, 前缘气囊处出现明显的沿气囊展向流动的现象。

采用简化模型时, 机翼上表面在迎角 8° 与 14° 时的流场如图 9~图 10 所示, 可以看出: 相较于气囊的真实外形, 同一迎角下上翼面的流动分离区域较小, 未出现明显的分离涡, 在前缘气囊的表面未出现展向流动, 整体来看流场轨迹与气囊未膨胀时相似。

图 5~图 10 的结果表明, 气囊膨胀后对机翼表面的流场造成了一定影响, 原本沿前缘表面向后缘的层流流动受到气囊外形的变化而变为展向流动, 并且流动分离提前出现, 分离区的展向长度基本与气囊安装长度相当; 此外, 采用气囊的简化模型对计算结果影响较为明显, 无法准确地模拟出流动轨迹与流动分离区域等流动细节。

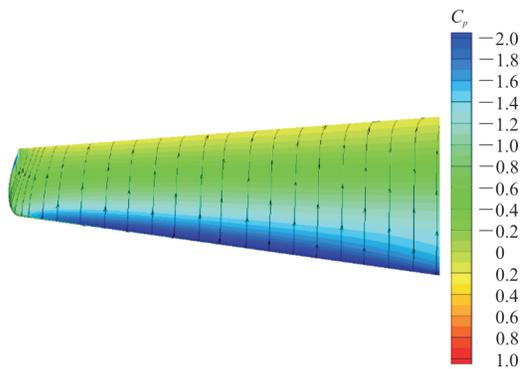


图 5 0 高度压力系数与流线 ($\alpha=8^\circ$)
Fig. 5 Pressure coefficient and streamlines of 0 mm ($\alpha=8^\circ$)

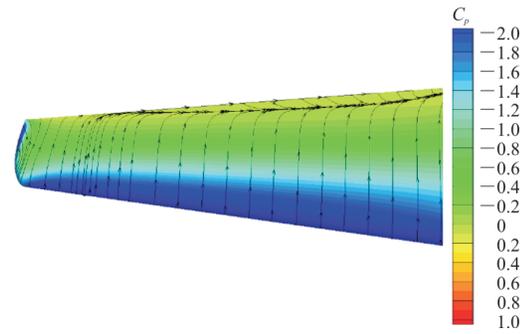


图 6 0 高度压力系数与流线 ($\alpha=14^\circ$)
Fig. 6 Pressure coefficient and streamlines of 0 mm ($\alpha=14^\circ$)

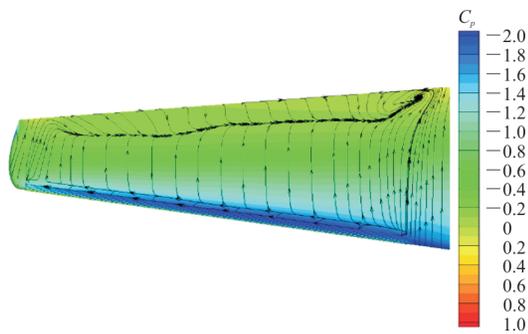


图 7 9.6 mm 高度压力系数与流线 ($\alpha=8^\circ$)
Fig. 7 Pressure coefficient and streamlines of 9.6 mm ($\alpha=8^\circ$)

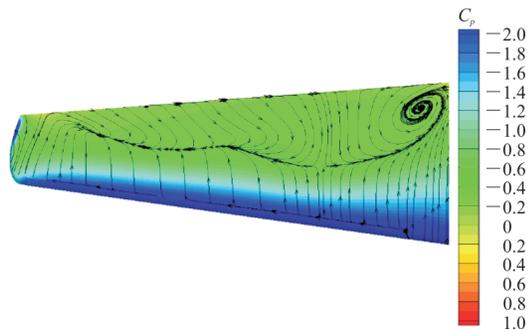


图 8 2.7 mm 高度压力系数与流线 ($\alpha=14^\circ$)
Fig. 8 Pressure coefficient and streamlines of 2.7 mm ($\alpha=14^\circ$)

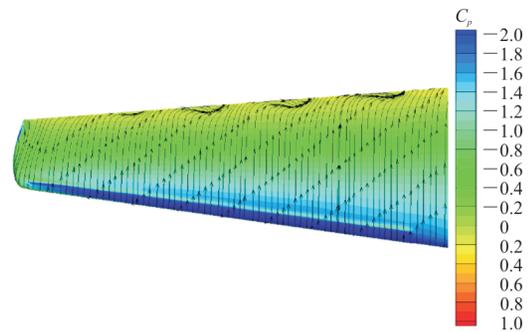


图 9 9.6 mm 高度简化模型压力系数与流线 ($\alpha=8^\circ$)
Fig. 9 Pressure coefficient and streamlines of 9.6 mm simple model ($\alpha=8^\circ$)

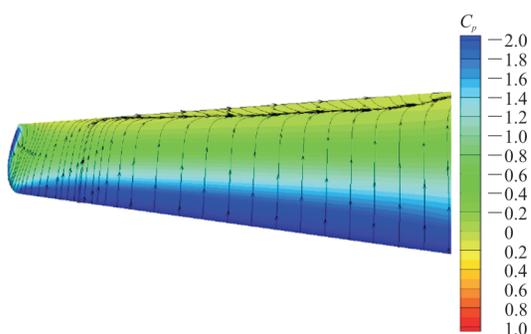


图 10 2.7 mm 高度简化模型压力系数与流线($\alpha=14^\circ$)

Fig. 10 Pressure coefficient and streamlines of 2.7 mm simple model ($\alpha=14^\circ$)

2.2 流场压力分布曲线

选取上述仿真结果两个典型的迎角(8° 与 14°),绘制机翼中段截面上压力系数 C_p 随 x 坐标的分布曲线,如图 11~图 12 所示。

气囊膨胀 9.6 mm 高度情况下,真实外形、简化外形在迎角 8° 下的压力曲线与干净外形在同一迎角下的对比如图 11 所示,可以看出:对于干净外形,整体曲线过渡均匀,呈现典型的翼面压力分布特征;真实外形的压力曲线在前缘上下翼面均出现震荡型的分布,以上翼面震荡幅度更大,而简化外形的压力曲线在气囊与机翼的交界处压力变化较大,在远离气囊安装位置上,真实外形上下翼面的压力差值明显低于简化外形。

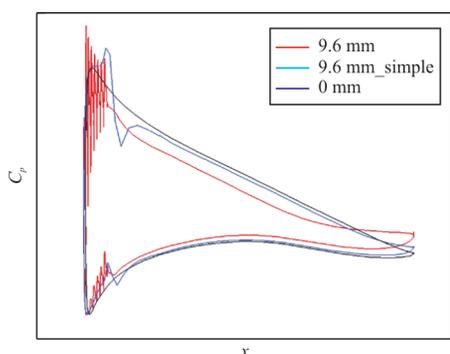


图 11 不同构型机翼中段截面压力分布曲线($\alpha=8^\circ$)

Fig. 11 Pressure coefficient curves of different model ($\alpha=8^\circ$)

气囊膨胀 2.7 mm 高度情况下,真实外形、简化外形在迎角 14° 下的压力曲线与干净外形在同一迎角下的对比如图 12 所示,可以看出:与图 11 的规律大致相似,但图中显示出相对于 9.6 mm 高度,在该膨胀高度下,简化外形与干净外形的差异更加不明显,曲线几乎重合。

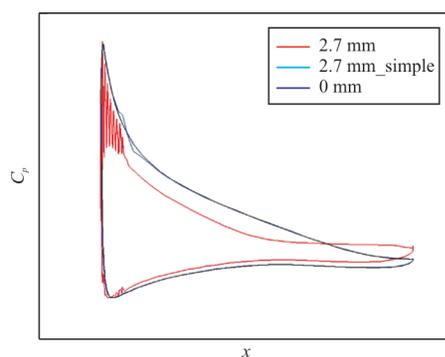


图 12 不同构型机翼中段截面压力分布曲线($\alpha=14^\circ$)

Fig. 12 Pressure coefficient curves of different model ($\alpha=14^\circ$)

图 11~图 12 的结果表明,真实外形在翼面上的压力分布与干净外形差异较大,因为前缘气囊膨胀导致的压力系数分布不稳定,进一步使整个翼面的压差降低,从而导致全机气动特性与流场分布受到影响;而简化外形与干净外形的压力分布差异随着气囊膨胀高度的降低越来越小,采用该外形无法准确得到气囊与机翼表面的压力分布。

3 结 论

1) 除冰气囊膨胀后,全机气动特性指标降低,并且降低程度与膨胀高度正相关,而采用除冰气囊的简化外形对全机气动特性的影响较真实外形显著减小。

2) 除冰气囊膨胀后,大迎角时机翼表面流场出现大面积分离区与分离涡,其长度与除冰气囊的安装长度相当,前缘出现明显的沿气囊的展向流动。同一计算状态下,采用除冰气囊的简化外形无法仿真出上述现象,整体流场与干净外形相似。

3) 除冰气囊膨胀后,气囊表面压力分布出现震荡,远离安装位置的上下翼面压力差值降低,是影响全机气动特性的关键因素。采用除冰气囊的简化外形在气囊膨胀高度较低时与干净外形的压力分布差异较小,仅在气囊与翼面交界处存在阶跃。

4) 本文的研究结果可为飞行器结冰后控制率设计、气囊除冰系统的设计与使用提供参考。

参 考 文 献

- [1] 张岩松. 冰与蒙皮结合状态检测原理与试验研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2016.
ZHANG Yansong. Principle and experimental research of airborne ice adhesion detector[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2016. (in Chinese)
- [2] 常士楠. 大型飞机的防/除冰问题[C]// 中国航空学会

- 2007年学术年会论文集. 深圳: 中国航空学会, 2007: 89.
- CHANG Shinan. Anti-icing/de-icing problems of large aircraft [C]// Proceedings of the 2007 Annual Conference of CSAA. Shenzhen: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2007: 89. (in Chinese)
- [3] 王晋, 纪双英, 益小苏, 等. 飞行器防/除冰技术研究进展 [J]. 航空制造技术, 2015(s2): 30-32, 35.
- WANG Jin, JI Shuangying, YI Xiaosu, et al. Progress of the aircraft anti-icing/de-icing [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(s2): 30-32, 35. (in Chinese)
- [4] 胡琪, 黄安平, 孙涛, 等. 机翼防/除冰技术研究进展 [J]. 科技导报, 2015, 33(7): 114-119.
- HU Qi, HUANG Anping, SUN Tao, et al. Progress of airfoil anti-icing and de-icing technologies [J]. Science & Technology Review, 2015, 33(7): 114-119. (in Chinese)
- [5] 王毅, 元辛, 张峰. 飞机机翼防除冰系统研究进展 [J]. 河南科学, 2012, 30(9): 1246-1250.
- WANG Yi, YUAN Xin, ZHANG Feng. The development of the wing ice protection system [J]. Henan Science, 2012, 30(9): 1246-1250. (in Chinese)
- [6] 邢芳芳. 民用飞机机翼结冰防护技术研究 [J]. 中国科技信息, 2014(13): 162-163.
- XING Fangfang. Research on wing ice protection technology of civil aircraft [J]. China Science and Technology Information, 2014(13): 162-163. (in Chinese)
- [7] 郭艳亮. 复合式除冰控制技术及其试验研究 [D]. 武汉: 华中科技大学, 2017.
- GUO Yanliang. The control technique and experimental research for aircraft hybrid deicing [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2017. (in Chinese)
- [8] 王洪伟, 李先哲, 宋展. 通用飞机结冰适航验证关键技术及工程应用 [J]. 航空学报, 2016, 37(1): 335-350.
- WANG Hongwei, LI Xianzhe, SONG Zhan. Key airworthiness validation technologies for icing of general aviation aircraft and their engineering application [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 335-350. (in Chinese)
- [9] 李清英, 白天, 朱春玲. 飞机机械除冰系统地研究综述 [J]. 飞机设计, 2015, 35(4): 73-77.
- LI Qingying, BAI Tian, ZHU Chunling. Research summary of mechanical de-icing systems of aircrafts [J]. Aircraft Design, 2015, 35(4): 73-77. (in Chinese)
- [10] WEISEND N. Design of an advanced pneumatic deicer for the composite rotor blades [J]. Journal of Aircraft, 1989, 26: 947-950.
- [11] MARTIN C A, PUTT J C. Advanced pneumatic impulse ice protection system (PIIP) for aircraft [J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(4): 714-716.
- [12] FAA Technical Center. Aircraft icing handbook: ADA 328040[R]. US: FAA, 1991.
- [13] 曹毓鹏, 张贺. 航空飞行器防/除冰技术研究进展及展望 [C]// 第五届中国航空科学技术大会论文集. 青岛: 中国航空学会, 2021: 174-180.
- CAO Yupeng, ZHANG He. Research progress and prospect of anti-icing and de-icing technology for aeronautical aircraft [C]// Proceedings of the 5th Chinese Aeronautics Science and Technology Conference. Qingdao: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2021: 174-180. (in Chinese)
- [14] BROEREN A P, BRAGG M B. Effect of intercycle ice accretions on airfoil performance [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1): 165-174.
- [15] BROEREN A P, BRAGG M B. Effect of residual and ice accretions on airfoil performance [R]. Washington D C: FAA, 2022.
- [16] 朱永峰, 方玉峰, 封文春, 等. 气囊式除冰系统仿真计算及试验 [C]// 第十一届人一机一环境系统工程会议论文集. 北京: 中国系统工程学会, 2011: 131-135.
- ZHU Yongfeng, FANG Yufeng, FENG Wenchun, et al. Icing calculation and test for pneumatic de-icing system [C]// Proceedings of the 11th Man-Machine-Environment System Engineering Conference. Beijing: Systems Engineering Society of China, 2011: 131-135. (in Chinese)
- [17] 苏雪, 何舟东. 基于某翼型的气囊除冰设计与气囊对气动特性影响的评估 [C]// 第十届全国流体力学学术会议论文集. 杭州: 中国力学学会, 2018: 206.
- SU Xue, HE Zhoudong. Design of pneumatic de-icing system of an airfoil and the evaluation of the effect on aerodynamic [C]// Proceedings of the 10th National Conference on Fluid Mechanics. Hangzhou: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2018: 206. (in Chinese)
- [18] 马玉敏, 张彦军. 高雷诺数下机翼表面层流段长度对减阻量的影响 [J]. 航空工程进展, 2014, 5(4): 448-454.
- MA Yumin, ZHANG Yanjun. Effect of laminar flow extent on wing surface on drag reduction at high Reynolds numbers [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(4): 448-454. (in Chinese)
- [19] 马玉敏, 魏剑龙. 融合式翼梢小翼减阻效应研究 [J]. 航空工程进展, 2018, 9(2): 245-251.
- MA Yumin, WEI Jianlong. Drag reduction research on fusion winglet [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(2): 245-251. (in Chinese)

(编辑: 马文静)