

文章编号: 1674-8190(2025)01-064-11

GAW-1 两段翼开缝气动特性的影响分析

张智昊¹, 郝礼书¹, 高永卫¹, 吕文豪^{1,2}

(1. 西北工业大学 翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710072)

(2. 西北工业大学 无人系统研究院, 西安 710072)

摘要: 翼型开缝是一种利用缝道射流改善翼型失速特性的被动流动控制技术, 具有结构简单、易实现的特点。采用CFD方法对GAW-1两段翼进行开缝研究, 探究缝道参数对多段翼型气动特性的影响。设计9种缝道构型, 给出直线、曲线和导流片三大类缝道构型间的几何联系, 并提出一种曲边梯形缝道构型, 分析导流片缝道构型对翼型气动特性的影响。结果表明: 缝道位置是影响抑制翼型失速发展的关键因素, 曲边梯形缝道构型的最佳缝道位置是13.5%*c*, 该缝道抑制失速的能力最强, 翼型失速迎角推迟7°, 最大升力系数提高19.5%, 达到3.89; 导流片缝道构型不仅能减弱缝道在小迎角情况下对气动特性的破坏, 还能减缓失速的发展, 改善翼型的失速特性。

关键词: 翼型开缝; 多段翼型; 流动控制; 数值模拟; 导流片

中图分类号: V211.41

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.08

Investigation on the influence of aerodynamic characteristics of GAW-1 two-element airfoil with slot

ZHANG Zhihao¹, HAO Lishu¹, GAO Yongwei¹, LYU Wenhao^{1,2}

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: As a passive flow control technology, airfoil slotting has the characteristics of simple structure and high efficiency in improving stall. CFD method is used to study the slotting of GAW-1 two-element airfoil to explore the influence of slot parameters on the aerodynamic characteristics of multi-element airfoil. Nine kinds of slot configurations are designed, and the geometric relations among three types of slot configurations, namely straight line, curve and deflector, are given, and a curved trapezoidal slot configuration is proposed. The influence of the deflector slot configuration on the aerodynamic characteristics of the airfoil is studied. The results show that the slot position is the key factor to restrain the stall development of airfoil, and the optimal slot position of curved trapezoidal slot configuration is 13.5%*c*. The slot has the strongest ability to restrain stall, the stall angle of attack of airfoil is delayed by 7°, and the maximum lift coefficient is increased by 19.5%, reaching 3.89. The deflector slot configuration can not only weaken the damage of the slot to the aerodynamic characteristics at a small angle of attack, but also slow down the stall development and improve the stall characteristics of the airfoil.

Key words: airfoil slotting; multi-element airfoil; flow control; numerical simulation; deflector

收稿日期: 2023-10-17; 修回日期: 2023-11-05

基金项目: 翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室基金(D5150240010)

通信作者: 郝礼书(1980—), 男, 博士, 副教授。E-mail: haolishu@nwpu.edu.cn

引用格式: 张智昊, 郝礼书, 高永卫, 等. GAW-1 两段翼开缝气动特性的影响分析[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 64-74.

ZHANG Zhihao, HAO Lishu, GAO Yongwei, et al. Investigation on the influence of aerodynamic characteristics of GAW-1 two-element airfoil with slot[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 64-74. (in Chinese)

0 引言

多段翼能有效延缓分离涡的形成、湍流分离以及促进边界层附着的特性已经得到了广泛研究和证明^[1],亦被称之为高升力翼型。目前,针对多段翼的流动控制方式有格尼襟翼^[2]、涡流发生器^[3]、扰流板^[4]、翼型开缝^[5]等被动流动控制方法,也有采取柔性前缘^[6]、协同射流^[7]、等离子体^[8]、扫频射流^[9]等主动流动控制方法。

翼型开缝作为一种常见的被动流动控制技术,具有成本低、操作简单等特点,不需要额外消耗能量。翼型开缝技术已广泛应用于翼型^[10]、多段翼型^[11-13]、叶栅^[14]、桨叶^[15]等方面。目前,关于翼型开缝的研究多集中于单段翼,也有研究者针对多段翼型开缝进行了研究,主要体现在前缘缝翼开缝^[11]、主翼开缝^[13]、后缘襟翼开缝和缝道调整^[12]等。

前缘缝翼及开缝可以改善缝翼附近流动,缓解缝翼与下游翼段气流的相互作用,提高最大升力系数。刘中元等^[11]使用L1T2三段翼模型,通过研究前缘缝翼的开缝位置及角度,发现开缝后的翼型最大升力系数和失速迎角分别提高5%和3°;邓一菊等^[16]对三段翼的前缘缝翼内壁面进行修型,改变了缝道内的流态,修形后的新构型气动特性进一步提高。

除了针对缝翼开缝,在主翼上开缝同样可以很好地增加气流的附着性,在大迎角情况下能延缓流动分离。Khormi等^[17]使用NACA0012翼型进行开多缝道研究,在基准翼型上直接开四条曲线缝道,新构型的翼型失速迎角提高了3°,最大升力系数由1.10增加到1.27,提高了15%,同时也发现缝道的存在会破坏小迎角下的气动特性;Kuya等^[13]在三段翼的主翼上开了两条曲线缝道,研究发现开缝后的失速迎角达到34°,最大升力系数达到4,提高了33%;Maki等^[18]针对NACA4409翼型直接进行开曲线缝研究,形成五段翼,最大升力系数达到2.53,提高了100%,并将五段构型机翼在小型飞行器上进行了风洞试验验证。

主翼与襟翼之间的缝隙对翼型气动性能和流场结构也有一定影响。因此,在襟翼上开缝或针对主翼、襟翼间隙进行调整也是多段翼开缝研究的重点。Ortiz-Melendez等^[19]对基于S204自然层流翼型的两段翼进行研究,襟翼开缝形成的偏转小片,有一定的增升作用;刘宇航等^[12]使用NA-

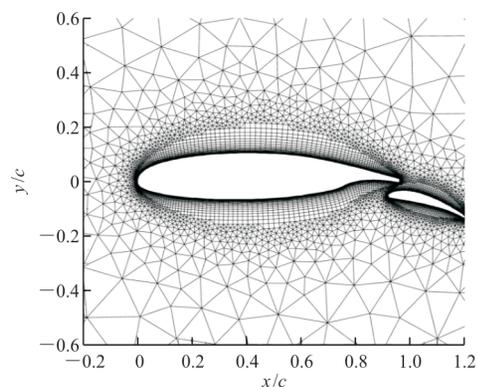
CA0012原始翼型设计了一种导流式翼缝,研究发现其在一定攻角范围内能有效控制分离,最大升力系数提升1.76%,失速攻角增大2°;朱海天等^[20]设计了一种导叶翼缝,可以有效延缓流动分离,改善流场结构,该翼缝明显优于弯曲翼缝。

目前,国内外关于多段翼型开缝的研究相对较少,在主翼上开缝取得的控制效果明显优于前缘缝翼和后缘襟翼上开缝。另外,关于多段翼开缝后的缝道参数变化对气动特性影响方面的研究非常有限。因此,本文针对GAW-1两段翼构型,在主翼上进行开缝研究,探究缝道形状和位置变化对多段翼气动特性的影响,以为后续多段翼开缝的研究提供参考。

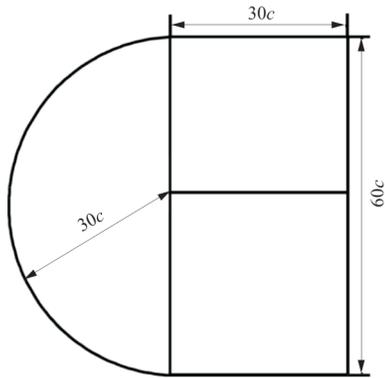
1 数值方法与几何模型

1.1 数值算例验证

本文选择常见的GAW-1两段翼模型对数值方法进行验证,同时将该两段翼型视为后续开缝研究的基础构型。计算条件为: $Ma=0.15$, $c=0.5842\text{ m}$, $Re=6\times 10^6$,湍流模型使用SST $k-\omega$ 。模型壁面附近区域的网格如图1(a)所示,其中壁面附近为结构化网格,其余为三角形非结构化网格,总网格数约为 5×10^4 ;计算域拓扑结构如图1(b)所示,计算域由半圆形的上游区与长方形的下游区组成,圆半径为 $30c$,长方形的长为 $30c$,高为 $60c$ 。数值模拟结果与风洞试验数据^[21]的对比如图2所示,可以看出:升力系数在线性段数值模拟与试验数据完全吻合,失速迎角附近差异也很小,阻力系数在小迎角时数值结果与试验数据基本吻合。因此,本文采用的网格生成技术及N-S方程组可以用于后续多段翼型的开缝研究。

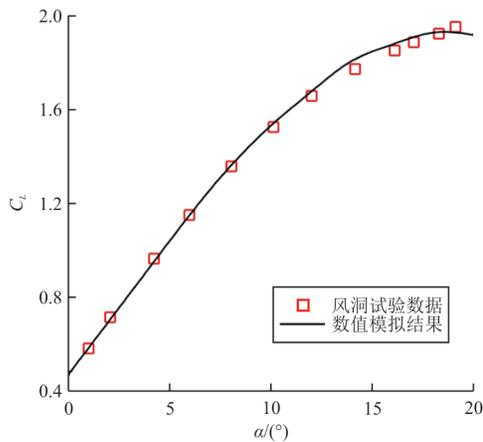


(a) 壁面附近网格

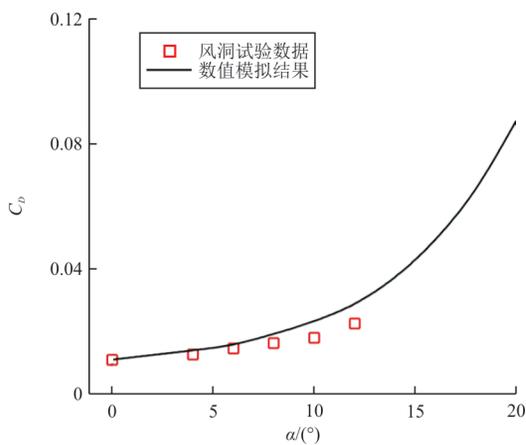


(b) 计算域拓扑结构

图 1 壁面附近网格和计算域拓扑结构
Fig. 1 Grid near the airfoil wall and topology of computational domain



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

图 2 GAW-1 两段翼型升力及阻力特性的验证
Fig. 2 Verification of lift and drag characteristics of GAW-1 two-element airfoil

1.2 缝道构型

参考单段翼开缝常见的直线缝道形式^[22],并将缝道出口布置于分离点前^[23],在 GAW-1 两段翼上设计出直线缝道,具体参数如下:缝道出口和入口中心点分别位于约 $13.5\%c$ 和 $6\%c$ 的位置,缝道宽度为 $5\%c$,缝道中心线与弦长夹角为 55° ,将该构型命名为 S1。后续针对 S1 缝道进行一系列的调整或修形,其中包括形状和位置调整,最终形成直线、曲线和导流片三大类,共计 9 种缝道构型,如表 1 所示。

表 1 9 种缝道构型的几何变化关系
Table 1 Geometric variation relationship of nine kinds of slot configurations

序号	名称	几何特征关系
1	S1	直线倾斜缝道
2	S2	在 S1 基础上进行偏折处理,生成偏折缝道 S2
3	S3	在 S1 基础上针对缝道出入口进行倒圆角处理,生成倒圆角后的直线缝道 S3
4	S4	在 S2 基础上针对缝道内壁面进行曲线修形,生成曲线缝道 S4
5	S5	针对曲线缝道 S4 进行“梯形”化处理,入口宽度为 $8\%c$,生成曲边梯形缝道 S5
6	S6	在 S5 基础上将缝道后移至 $32\%c$ 处并进行适当调整,生成缝道 S6
7	S7	在 S5 基础上将缝道前移至 $10.5\%c$ 处并进行适当调整,生成缝道 S7
8	S8	在 S7 基础上对缝道左侧壁面进行修形设计,生成缝道 S8
9	DS	在 S8 基础上对缝道出口处进行导流片设计,生成导流片缝道 DS

为了增加缝道射流对上翼面分离涡的抑制能力,将直线缝道 S1 进行偏折处理,形成偏折缝道 S2,如图 3 所示。

由于曲线缝道对失速流动的控制效果明显优于直线缝道^[23],因此本文针对直线缝道 S1、偏折缝道 S2 进行局部倒圆角和缝道壁面曲线化处理,分别形成曲线缝道构型 S3 及 S4,该曲线缝道构型是缝道宽度几乎不变的等距曲线缝道,然后借鉴“梯形”的思想将曲线缝道 S4 进行“梯形化”处理,入口宽度增加到 $8\%c$,出口中心线位于 $13.5\%c$,形成曲边梯形缝道 S5,如图 4 所示。

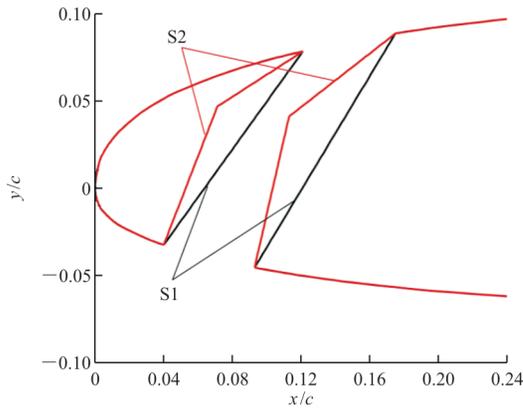


图 3 S1 和 S2 缝道构型图

Fig. 3 Diagram of S1 and S2 slot configurations

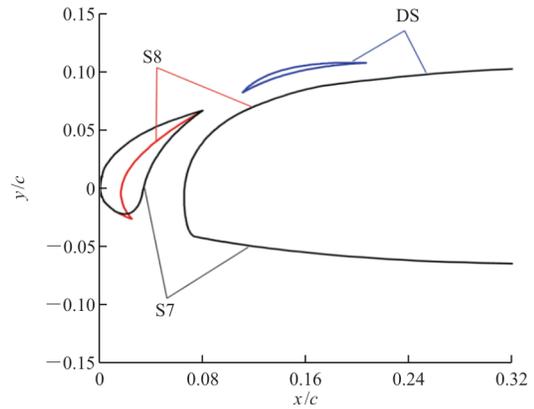


图 6 S7、S8 和 DS 缝道构型图

Fig. 6 Diagram of S7, S8 and DS slot configurations

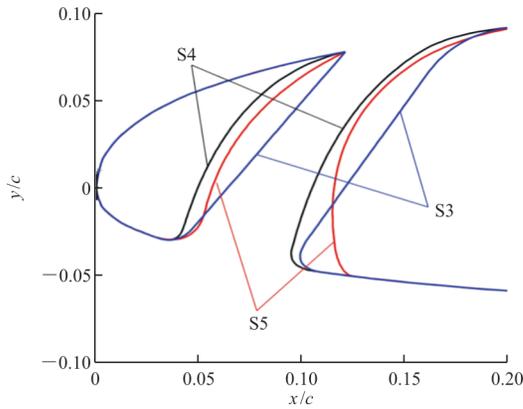


图 4 S3、S4 和 S5 缝道构型图

Fig. 4 Diagram of S3, S4 and S5 slot configurations

为了进一步探究缝道位置的影响,将曲边梯形缝道 S5 沿弦线方向分别移到 $32.0\%c$ 和 $10.5\%c$ 处,形成 S6 和 S7,如图 5 所示。另外,也尝试了导流片缝道构型^[23]在多段翼分离流动的控制效果,针对 S7 缝道左侧壁面做修形设计,形成 S8 缝道构型,并进一步开展导流片设计,导流片长度 $0.09c$,最大厚度 $0.004c$,形成导流片缝道 DS,如图 6 所示。

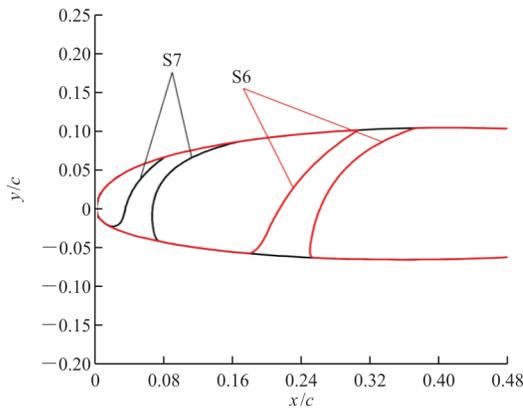


图 5 S6 和 S7 缝道构型图

Fig. 5 Diagram of S6 and S7 slot configurations

2 计算结果与分析

2.1 基准翼型气动特性分析

本文选用 GAW-1 两段翼构型进行开缝特性研究,计算条件为 $Ma=0.2$, $Re=2 \times 10^6$, $c=0.4528$ 。开缝前后的计算条件保持一致,开缝前的气动数据标记为“Baseline”。开缝前的两段翼型在迎角 8° 时升力系数和阻力系数随网格数量变化的曲线图如图 7 所示,可以看出:在网格数量达到 1.4×10^4 时阻力系数的值趋于稳定,网格量达到 4×10^4 时升力系数的值趋于稳定。基准状态的气动特性分析以及开缝研究将按照 4×10^4 网格的策略生成网格。开缝前两段翼型的升力系数、阻力系数随迎角变化的曲线图如图 8 所示,可以看出:失速迎角为 13° ,最大升力系数为 3.25,失速较为和缓,属于“后缘失速”类型,有利于进行开缝控制。

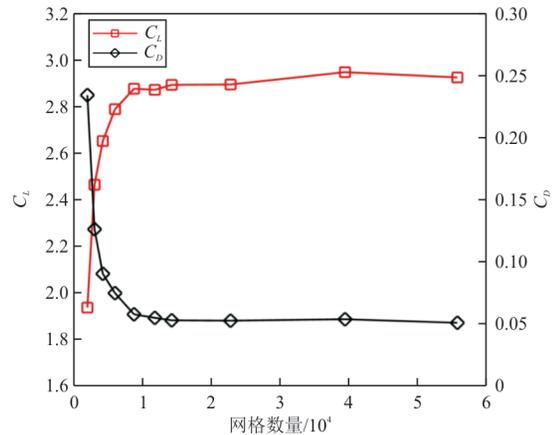


图 7 基准翼型网格无关性验证 ($\alpha=8^\circ$)

Fig. 7 Verification of grid independence of baseline airfoil ($\alpha=8^\circ$)

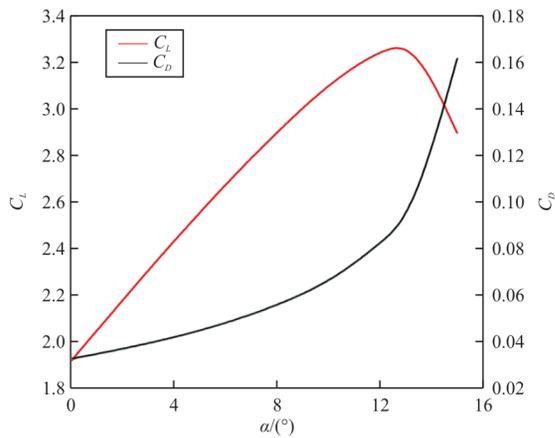
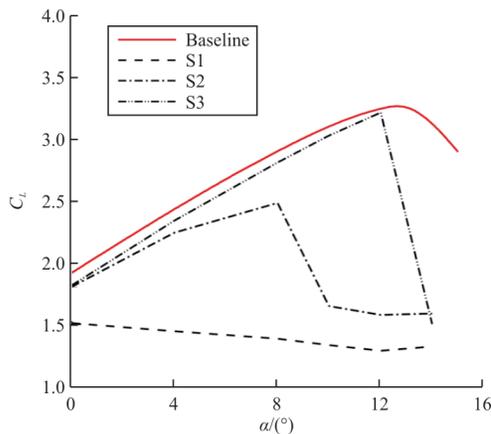


图8 基准翼型的升力系数与阻力系数

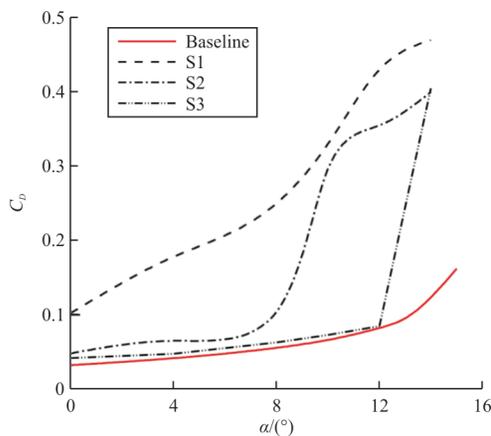
Fig. 8 Lift coefficient and drag coefficient of baseline airfoil

2.2 不同缝道形状构型翼型气动特性分析

缝道构型 S1、S2 和 S3 对翼型升力系数和阻力系数的影响曲线如图 9 所示。



(a) 升力系数

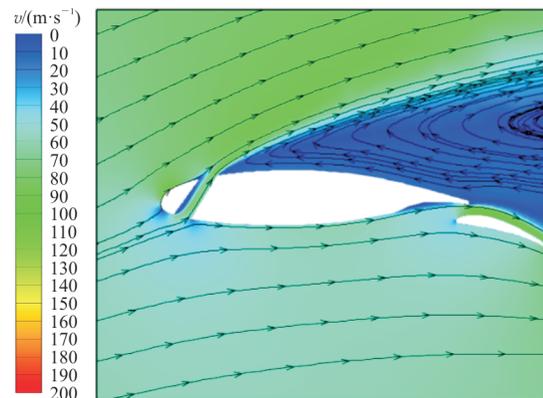


(b) 阻力系数

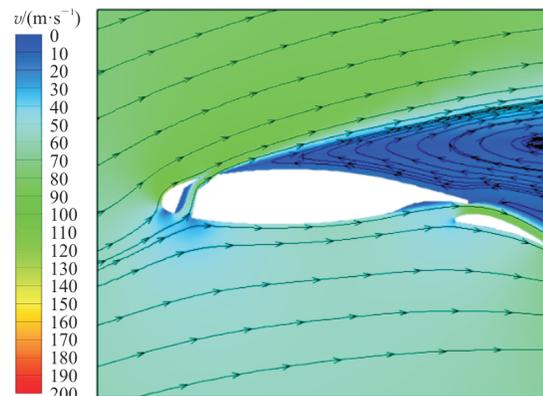
图9 缝道构型 S1、S2 和 S3 的翼型气动特性曲线对比
Fig. 9 Comparison of aerodynamic characteristic curves of airfoil with S1, S2 and S3 slot configurations

从图 9 可以看出:直线缝道构型 S1 和偏折缝道构型 S2 均严重破坏了基准翼型的气动特性,在直线缝道构型 S1 的缝道口附近经过倒圆角处理后形成的缝道构型 S3 远优于构型 S1 和 S2,小迎角对基准翼型气动特性的破坏显著降低,虽然不能延缓失速,但与基准翼型的最大升力系数差距较小。从阻力系数曲线来看,三种缝道构型都会显著增加阻力。

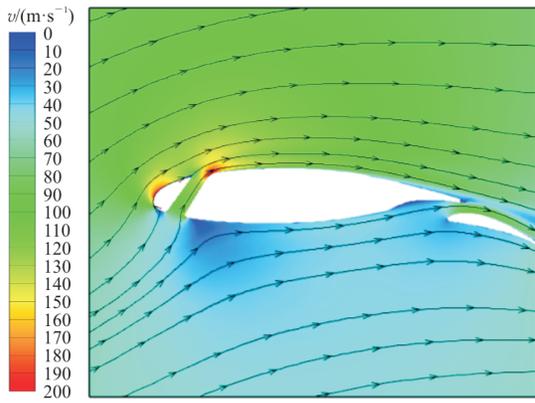
缝道构型 S1、S2 和 S3 在迎角 12° 的速度值云图和流线图对比结果如图 10 所示,可以看出:在迎角 12° 时,缝道构型 S1 和 S2 均出现了大的分离涡,这也证实了缝道对原流场具有较强的破坏作用;而缝道构型 S3 在 12° 迎角时,翼型上表面仍然保持气流附着状态,这说明缝道出入口附近区域倒圆角处理的必要性,更加有利于缝道射流对分离流动的抑制,减小了出口处射流的射流角度。同时注意到,由于偏折缝道构型 S2 有更小的出流角度,增加上翼面流动的附着性,在流线图中直观地反映就是构型 S2 相较于构型 S1 有更小的分离涡。



(a) 构型 S1



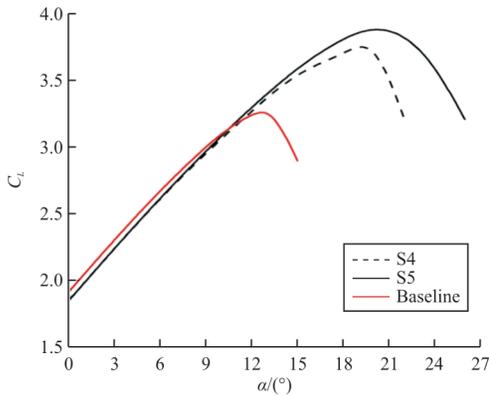
(b) 构型 S2



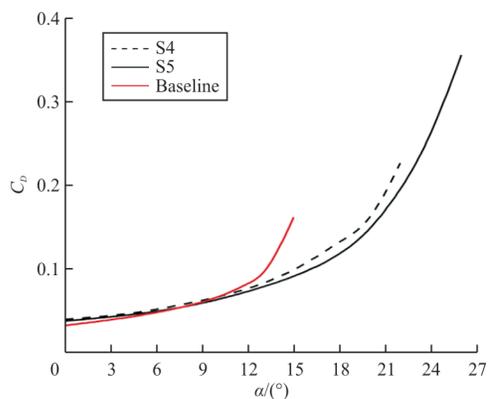
(c) 构型 S3

图 10 缝道构型 S1、S2 和 S3 的翼型绕流场对比 ($\alpha=12^\circ$)
Fig. 10 Comparison of flow fields in S1, S2 and S3 slot configurations ($\alpha=12^\circ$)

曲线缝道构型 S4 和曲边梯形缝道构型 S5 的气动特性曲线对比结果如图 11 所示。



(a) 升力系数

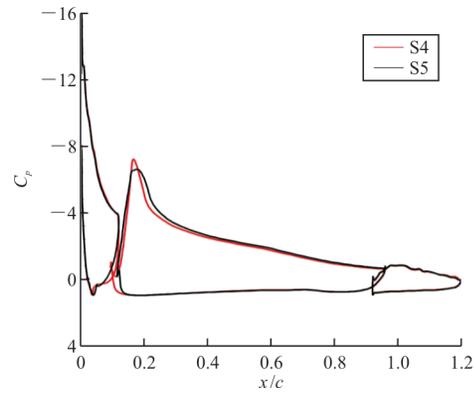


(b) 阻力系数

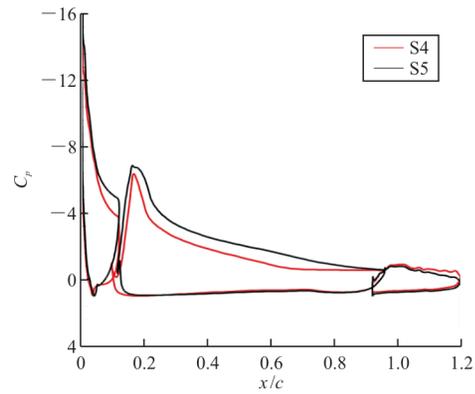
图 11 缝道构型 S4 和 S5 的翼型气动特性曲线对比
Fig. 11 Comparison of aerodynamic characteristic curves of airfoil with S4 and S5 slot configurations

从图 11 可以看出:基于偏折缝道演变而来的曲线缝道构型 S4 可以明显延缓失速,最大升力系数提高 14.2%,达到 3.71,失速迎角提高 6° ;而曲边梯形缝道构型 S5 最大升力系数提高 19.5%,达到 3.89,失速迎角提高 7° ,失速特性进一步改善。在小迎角下两种构型的阻力系数并没有显著增大,且随着迎角的进一步增加,阻力系数远小于基准翼型。

曲线缝道构型 S4 和曲边梯形缝道构型 S5 在失速前后的压力分布对比结果如图 12 所示。



(a) $\alpha=18^\circ$



(b) $\alpha=22^\circ$

图 12 缝道构型 S4 和 S5 在失速前后的压力分布对比
Fig. 12 Comparison results of pressure distribution between S4 and S5 slot configuration before and after stall

从图 12(a) 可以看出:二者的压力分布很接近,几乎看不出差别;从图 12(b) 可以看出:曲边梯形缝道构型上表面具有更低的压力系数,这表明经过曲边梯形缝道的射流对主翼边界层能够提供更多的动能,有更好的抗逆压梯度的能力。构型 S4 和 S5 在迎角 22° 时基于 Q 准则的涡场对比结果

如图 13 所示,可以看出:构型 S5 有更小的涡,说明曲边梯形缝道在控制失速上比曲线缝道更加有效。

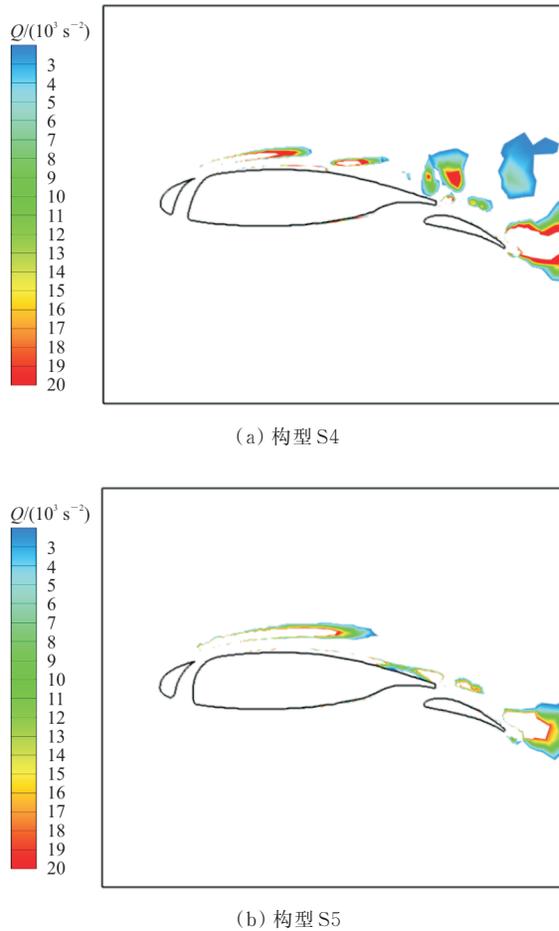


图 13 迎角 22° 时缝道构型 S4 和 S5 的翼型涡场
Fig. 13 Vortex fields of airfoil with S4 and S5 slot configurations ($\alpha=22^\circ$)

构型 S5 在不同迎角下的速度云图和流线图对比结果如图 14 所示。

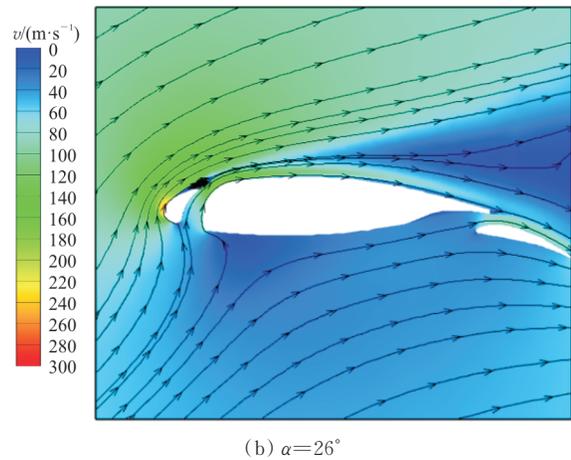
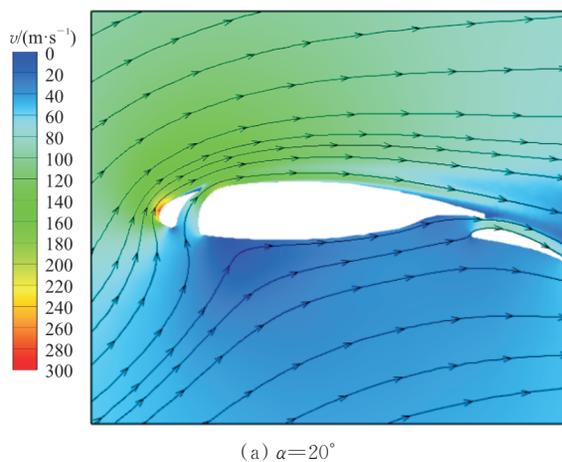
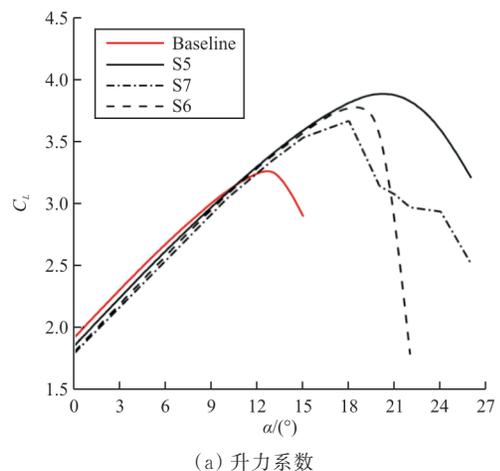


图 14 缝道构型 S5 在不同迎角下翼型绕流场的速度场分布
Fig. 14 Velocity field distribution of airfoil with S5 slot configuration at different angles of attack

从图 14 可以看出:在 α 为 20° 和 26° 时,缝道构型 S5 的翼型上翼面有近乎相同的速度峰值,但是迎角 20° 时的高速区域会更广一些,表面压力则会更小一些,最终的升力系数也会略高一些,这与图 11 的结论是一致的;随着迎角的逐渐增大,射流对流动分离的抑制逐渐减弱,在迎角 26° 时,翼型后缘已经出现了明显的分离现象,缝道出口左侧也出现了一个小的分离涡,该构型已无法进一步抑制失速的发展。

2.3 不同缝道位置构型翼型气动特性分析

缝道位置位于 $10.5\%c$ 、 $13.5\%c$ 、 $32.0\%c$ 时,分别对应曲线缝道构型 S7、S5、S6。构型 S5、S6 和 S7 的升力系数和阻力系数曲线如图 15 所示。



(a) 升力系数

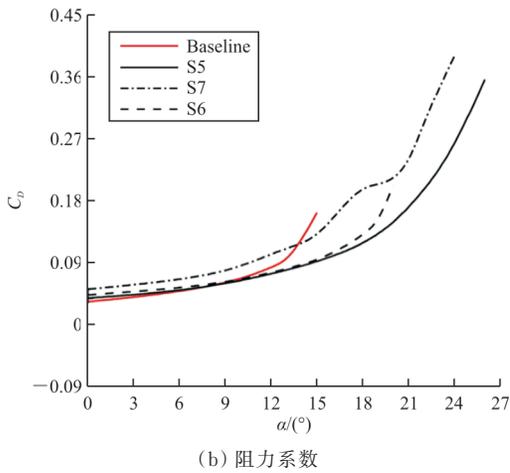
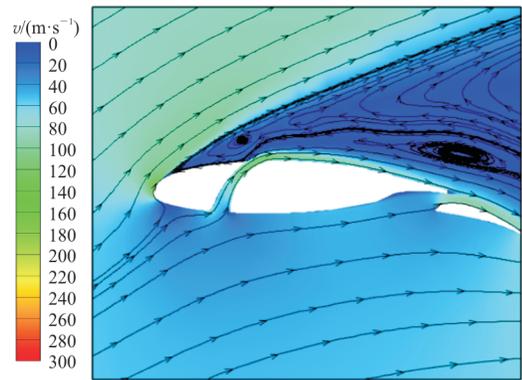


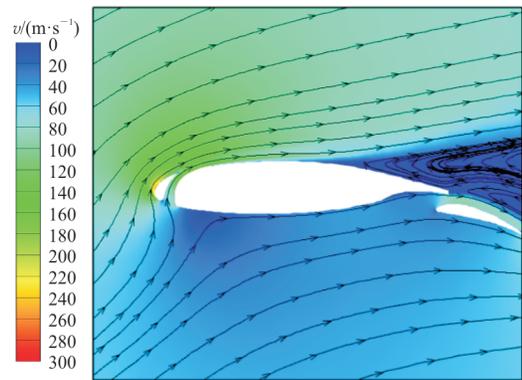
图 15 缝道构型 S5、S6 和 S7 的翼型升力系数和阻力系数曲线
 Fig. 15 Curves of lift and drag coefficient of airfoil with S5, S6 and S7 slot configurations

从图 15 可以看出:构型 S5 有最优的气动特性,其最大升力系数、失速后气动特性以及小迎角情况下对原气动特性的破坏情况都优于构型 S6 和 S7;构型 S6 和 S7 在失速前二者无明显差别,在失速后构型 S7 有更加和缓的失速,而构型 S6 失速则较为剧烈。因此,缝道位置是影响抑制翼型失速发展能力的关键因素之一。

构型 S6 和 S7 失速后的速度云图和流线图对比结果如图 16 所示,可以看出:在 $\alpha = 22^\circ$ 时,构型 S6 和 S7 的翼型上翼面均发生流动分离现象,构型 S7 翼型的分离涡更小。这是由于构型 S6 的缝道过于偏后,在大迎角情况下无法抑制前缘附近区域分离涡的发展,该缝道构型不能抑制分离涡的进一步发展。构型 S7 缝道位置更加靠前,射流可以有效地抑制前缘附近分离涡的产生和快速演化,避免了构型 S6 的情况,但构型 S7 的缝道过于靠前,减弱了其对后缘区域分离涡的抑制效果,在 $\alpha = 22^\circ$ 时后缘已经出现了较大的分离区。另外,从翼型翼面附近速度分布和最大峰值速度来看,构型 S7 明显优于构型 S6,这与图 15 的结论也是一致的。因此,针对后缘失速的多段翼开缝,仅针对基准翼型分离点选择缝道位置是不全面的,伴随着迎角的增加,前缘附近分离区也会迅速扩大,想要获得更好的控制效果,需要兼顾前缘分离区和后缘分离区的影响。



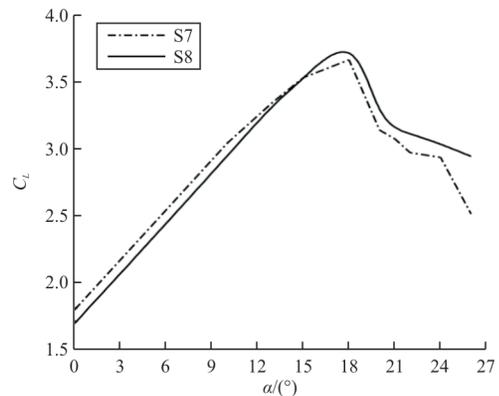
(a) 缝道构型 S6



(b) 缝道构型 S7

图 16 缝道构型 S6 和 S7 的翼型速度场分布 ($\alpha = 22^\circ$)
 Fig. 16 Velocity field of airfoil with S6 and S7 slot configurations ($\alpha = 22^\circ$)

为了兼顾大迎角条件下前缘附近和后缘区域产生的分离涡,对缝道 S7 左侧壁面进行修形处理,形成缝道构型 S8。缝道 S7 修形前后升力系数和阻力系数的对比结果如图 17 所示,可以看出:缝道修形之后最大升力系数有所增加,失速特性发展也变得更加缓和,在 $\alpha = 26^\circ$ 时缝道修形前后翼型升力系数分别为 2.51 和 2.94。



(a) 升力系数

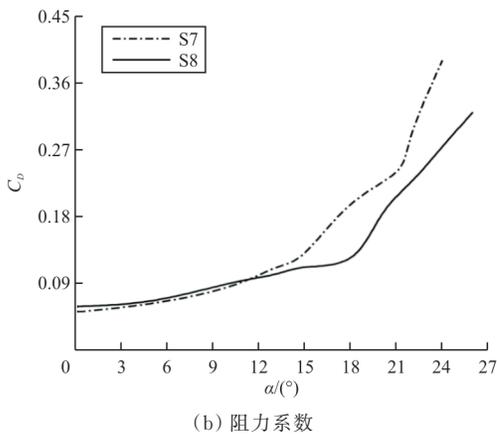


图 17 缝道 S7 修形前后翼型的气动特性对比

Fig. 17 Comparison of aerodynamic characteristics of airfoil with S7 slot before and after modification

2.4 导流片缝道构型翼型气动特性分析

为了进一步缓和缝道构型 S8 翼型失速特性的发展,针对缝道进行导流片设计。导流片设计前后翼型的升力系数和阻力系数曲线如图 18 所示。

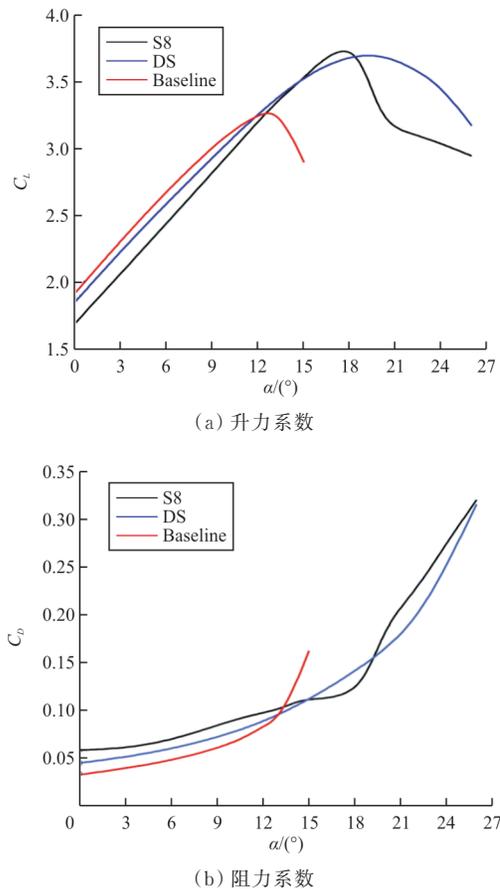


图 18 缝道构型 DS 的翼型升力系数和阻力系数
Fig. 18 Lift and drag coefficient of airfoil with DS slot configuration

从图 18 可以看出:导流片缝道构型在小迎角情况下有更高的升力系数和更低的阻力系数,这说明导流片可以在一定程度上缓解开缝对原流场的破坏作用,失速之后特性更为和缓,在 26° 迎角下升力系数仍然大于 3.2,失速发展非常缓慢,导流片确实起到了良好的失速流动抑制效果。

$\alpha=22^\circ$ 时,对缝道构型 S8 进行导流片设计前后的速度值云图和流线图对比结果如图 19 所示,可以看出:导流片显著加强了对后缘分离流动的控制,在 22° 迎角时有导流片构型的翼型后缘已经没有分离区。导流片可以近似看作一个小翼型,不但使气流重新附着,还改变了缝道射流的流动方向,进一步加速了气流,在上表面形成了一个较大的低压区,虽然未能提高最大升力系数,但也显著改善了失速后的气动性能,分离流场发展变得更加和缓。 $\alpha=22^\circ$ 时构型 DS 和 S8 的涡场对比结果如图 20 所示,可以看出:导流片的存在使分离涡显著减弱。

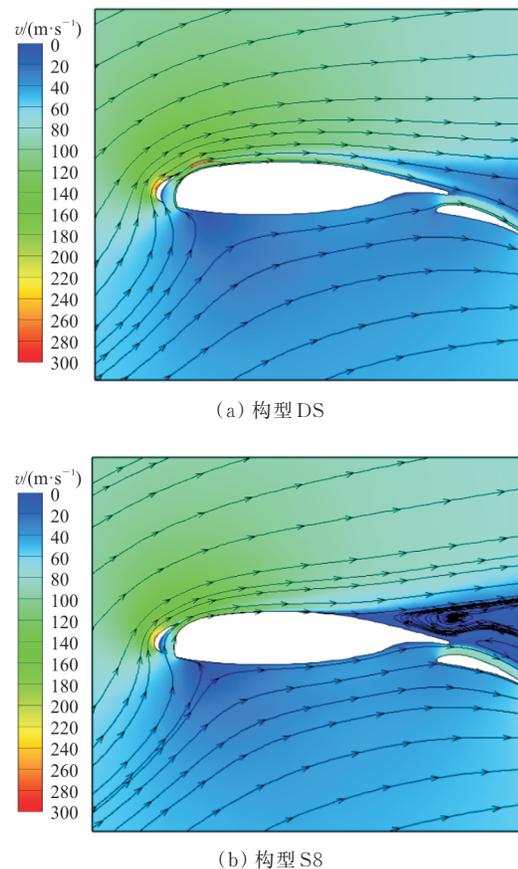


图 19 迎角 22° 时缝道构型 S8 和 DS 的翼型速度场分布
Fig. 19 Velocity field of airfoil with S8 and DS slot configuration ($\alpha=22^\circ$)

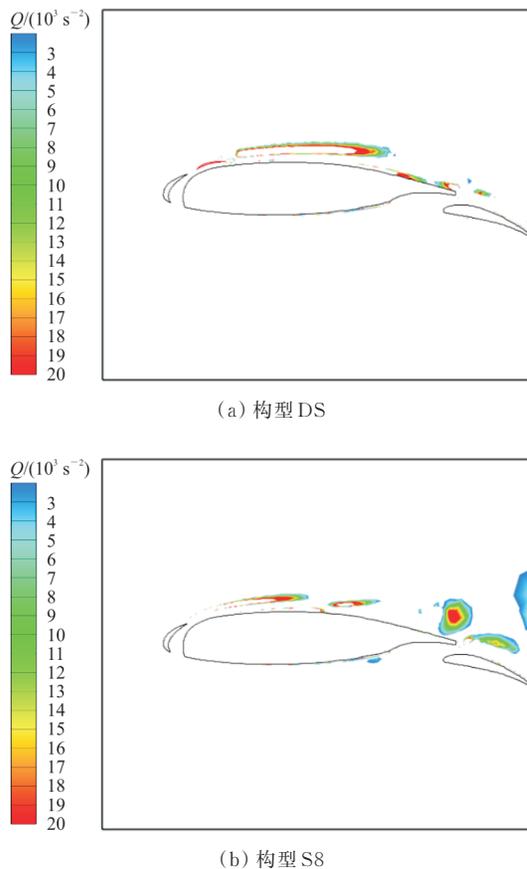


图20 迎角 22° 时缝道构型S8和DS的翼型涡场
Fig. 20 Vortex fields of airfoil with S8 and DS slot configurations ($\alpha=22^\circ$)

3 结论

1) 本文提出了一种基于“梯形化”思想的曲边梯形缝道。该缝道构型的翼型最大升力系数达到3.89,提高19.5%,失速迎角增加 7° ,其改善失速的能力远优于直线、偏折及等距曲线缝道构型。

2) 缝道位置是影响抑制翼型失速发展的关键因素之一。缝道出口位置应布置于分离点前,目前最优缝道位置为 $13.5\%c$ 。过于靠前的缝道位置会导致缝道射流无法有效抑制上翼面后缘分离涡的发展,易出现分离涡迅速扩大造成失速的现象。若缝道位置过于靠后,则无法有效影响已扩展到前缘附近区域的分离区。

3) 导流片的使用可以显著提升多段翼的气动特性。在小迎角条件下导流片缝道构型的开缝翼型有更高的升力系数和更低的阻力系数,在大迎角情况下可以显著改善翼型的失速特性,使失速发展更加和缓。

本文针对两段翼进行开缝研究,改善了原有翼型的失速特性,为增升装置设计提供了思路和参考。接下来的研究应着重于缝道可关闭性的实现,考虑巡航和起飞/着陆的应用场景,通过风洞试验验证其可行性和适用性,兼顾工程实际需要,并在机翼/翼型设计之初考虑开缝的分析和探究。

参考文献

- [1] DAM C P V. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(2): 101-144.
- [2] 于永迪,陈榴,郑哲辉,等. NACA0018翼型锯齿格尼襟翼尾迹特征的Liutex分析[J]. 太阳能学报, 2022, 43(10): 210-217.
YU Yongdi, CHEN Liu, ZHENG Zhehui, et al. Effect of serrated gurney flap on NACA0018 airfoil wake with Liutex identification method [J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2022, 43(10): 210-217. (in Chinese)
- [3] 王建,郭高锋,延小超,等. 一种平尾涡流发生器设计和流动控制研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(6): 116-124.
WANG Jian, GUO Gaofeng, YAN Xiaochao, et al. Design and analysis of a vortex generator on horizontal tail [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6): 116-124. (in Chinese)
- [4] ZENG Qinghe, FAN Shuyang, ZHANG Fangqi, et al. Experimental investigation of passive control for cavity noise in high-speed flow using sawtooth spoiler [J]. Applied Acoustics, 2023, 211: 109567.
- [5] GAD-EL-HAK M. Modern developments in flow control [J]. Applied Mechanics Review, 1996, 49(7): 365-379.
- [6] 李云鹏,韩永志. 基于层流机翼的增升装置设计研究进展[J]. 航空工程进展, 2021, 12(4): 1-11.
LI Yunpeng, HAN Yongzhi. Research progress of the high-lift device design for laminar wing [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(4): 1-11. (in Chinese)
- [7] 史子颀,许和勇,郭润杰,等. 协同射流在垂直尾翼流动控制中的应用研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(1): 28-41.
SHI Zijie, XU Heyong, GUO Runjie, et al. Application research of flow control using co-flow jet on a vertical tail [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(1): 28-41. (in Chinese)
- [8] LITTLE S C, WOOD N J. Investigation into clustering of synthetic jet actuators for flow separation control applications [J]. Aeronautical Journal, 2005, 109: 35-44.
- [9] PACK L T, MEHTI K, MARLYN A, et al. Active flow control via discrete sweeping and steady jetson a simple-hinged flap [J]. AIAA Journal, 2018, 56(8): 1-13.
- [10] BHAVSAR H, ROY S, NIYAS H. Multi-element airfoil

- configuration for HAWT: a novel slot design for improved aerodynamic performance[J]. *Proceedings of Materials Today*, 2023, 72: 386-393.
- [11] 刘中元, 褚胡冰, 陈迎春, 等. 前缘缝翼开缝改善增升装置失速特性研究[J]. *空气动力学学报*, 2023, 41(2): 21-28. LIU Zhongyuan, CHU Hubing, CHEN Yingchun, et al. Stall characteristics of high-lift device improved by slotting on leading-edge slat[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2023, 41(2): 21-28. (in Chinese)
- [12] 刘宇航, 朱海天, 李春, 等. 导流式翼缝控制多段翼型流动分离的数值研究[J]. *热能动力工程*, 2019, 34(9): 49-56. LIU Yuhang, ZHU Haitian, LI Chun, et al. Numerical investigation of flow-deflecting gap on controlling flow separation of multi-element airfoil[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2019, 34(9): 49-56. (in Chinese)
- [13] KUYA Y, ITO R, MAKI M, et al. Numerical study of flow field around a multi slotted high-lift wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2021, 58(2): 383-389.
- [14] RAMZI M, ABDERRAHMANE G. Passive control via slotted blading in a compressor cascade at stall condition[J]. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2013, 6(4): 571-580.
- [15] YEO H, LIM J W. Application of a slotted airfoil for UH-60A helicopter performance[C]// *Aerodynamics, Acoustics and Test and Evaluation Technical Specialist Meeting*. San Francisco: IEEE, 2002: 1-12.
- [16] 邓一菊, 廖振荣, 段卓毅. 前缘缝翼内型的气动设计研究[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(3): 400-404. DENG Yiju, LIAO Zhenrong, DUAN Zhuoyi. The aerodynamic design research on slat coves[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(3): 400-404. (in Chinese)
- [17] KHORMI H, ALFIFI S. Multi-element airfoil analysis for NACA 0012 using computational fluid dynamics [C] // AIAA SCITECH 2022 Forum. US: AIAA, 2022: 1528.
- [18] MAKI M. Experimental study of a morphing wing configuration with multi-slotted variable-camber mechanism [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. US: AIAA, 2016: 3849.
- [19] ORTIZ-MELELENDEZ H D, CODER J G, SHMILOVICH A. High-lift simulations of slotted, natural-laminar-flow airfoils[C]// *AIAA Scitech 2019 Forum*. US: AIAA, 2019: 0290.
- [20] 朱海天, 李春, 郝文星, 等. 襟翼翼缝结构改进设计控制流动分离的数值研究[J]. *热能动力工程*, 2018, 33(9): 120-125, 92. ZHU Haitian, LI Chun, HAO Wenxing, et al. Numerical investigation on flap gap configuration modification to control flow separation[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2018, 33(9): 120-125, 92. (in Chinese)
- [21] WENTZ JR W H, SEETHARAM H C. Development of a fowler flap system for a high performance general aviation airfoil[R]. US: NASA, 1974.
- [22] 杨瑞, 杨胜兵, 孙震阳, 等. 开缝对风力机翼型空气动力学特性的影响[J]. *应用力学学报*, 2021, 38(1): 70-77. YANG Rui, YANG Shengbing, SUN Xiayang, et al. Effect of slits on aerodynamic characteristics of wind-driven airfoil[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2021, 38(1): 70-77. (in Chinese)
- [23] 郝礼书, 林梓佳, 屈昊阳, 等. 缝道几何构型对翼型气动特性的影响[J]. *空气动力学学报*, 2023, 41(11): 1-10. HAO Lishu, LIN Zijia, QU Haoyang, et al. Influence of slot geometry configuration on airfoil aerodynamic characteristics[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2023, 41(11): 1-10. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)