

文章编号:1674-8190(2019)01-087-07

水陆两栖飞机方向舵附面层控制研究

孙卫平,温庆,彭新春

(中航通飞研究院有限公司 总体部,珠海 519040)

摘要: 水陆两栖飞机采用增升手段降低起降速度后,需要提高方向舵的操纵能力。将吹气式附面层控制方法应用到水陆两栖飞机的垂尾上,建立其二维模型并进行数值模拟,设计垂尾安定面与方向舵之间的缝道挡板,防止迎风一侧的高压气流冲击背风面、阻碍吹气气流附着;研究垂尾安定面后缘和前缘吹气共同作用的组合吹气方案,防止方向舵较早失速。结果表明:垂尾采用吹气式附面层控制之后,结合缝道挡板和组合吹气,方向舵操纵能力可提高 1 倍左右。

关键词: 附面层控制;方向舵;安定面吹气;组合吹气;水陆两栖飞机

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.01.011

Study on the Boundary Layer Control of Rudder of Amphibious Aircraft

Sun Weiping, Wen Qing, Peng Xinchun

(Aerodynamic Department, China Aviation Industry General Aircraft Institute Co., Ltd., Zhuhai 519040, China)

Abstract: After the amphibious aircraft reduces the take-off and landing speed by increasing the lift, it is necessary to improve the rudder's handling ability. Using the CFD numerical simulation method, a two-dimensional scheme for the boundary layer control of the tail of a large amphibious aircraft is studied, a seam baffle between the vertical stabilizer and the rudder is designed, so as to prevent the high-pressure air flow on the windward side from hitting the leeward surface, obstructing the air-blowing adhesion. The combined blowing scheme of the leading and trailing edge of the vertical stabilizer surface is studied to prevent the rudder from stall earlier. The results show that the steering ability of rudder is increased by about one times after the vertical tail boundary layer is controlled by a blowing and combined with a seam baffle and a combination of leading and trailing edge blowing.

Key words: boundary layer control; rudder; blowing at stabilizer; combination blowing; amphibious aircraft

0 引言

起降速度是影响水陆两栖飞机抗浪能力的重要因素,采用多种增升手段降低起降速度之后,需要相应提高方向舵的操纵能力。一种可能的方法是提高方向舵的可用偏度,但是舵面在大偏度时极

容易发生气流分离,因此需要应用流动控制技术消除方向舵大偏度的分离^[1-3]。

流动分离控制是学术界和航空界关注的重点研究方向之一,有关主动流动控制的概念、方法和应用的研究更在近年来发展成了一个独立的学科分支。主动流动控制的方法很多,吹气/吸气式附

收稿日期:2018-06-15; 修回日期:2018-09-03

基金项目:工信部民用飞机科研专项(MJ-2015-F-032)

通信作者:温庆,wenqing@avicgeneral.com

引用格式:孙卫平,温庆,彭新春. 水陆两栖飞机方向舵附面层控制研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 87-93.

Sun Weiping, Wen Qing, Peng Xinchun. Study on the boundary layer control of rudder of amphibious aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 87-93. (in Chinese)

面层控制方法是其中之一^[1]。

吹气/吸气式附面层控制是指利用吹气或吸气的方法,增加附面层的能量,改变压力分布,延迟流动分离,从而达到增升效果。近年来,国外对吹气/吸气式附面层控制开展了大量的研究。A. Sohan-kara 等^[4]、G. Lubinsky 等^[5]和 V. Uruba 等^[6]分别在方柱和后台阶模型上开展了吹气/吸气对分离流动控制的机理研究;M. Burnazzi 等^[7]研究了吹气和吸气共同作用时的襟翼增升效果,并分析了机翼前缘下垂的影响;L. Huang 等^[8]、Y. Kianoosh 等^[9]分别研究了对 NACA0012 翼型吹气和吸气的控制效果;A. Carnarius 等^[10]对二维多段翼型非定常吹气进行了模拟,研究了吹气动量系数对升力特性的影响;Y. Kianoosh 等^[11]在原二维研究的基础上开展了三维机翼的吹气控制研究。日本新明和公司研制的 US-1 及其改性型号 US-2 采用吹气式附面层控制技术以后,抗浪能力达到 3 m,出勤率达到 95%,在此项技术的工程应用上达到了世界领先水平^[12]。基于水陆两栖飞机高抗浪性的迫切需要,我国近几年也在逐步开展相关研究,目前大多是对增升装置开展研究分析。孙卫平等^[13-14]对水陆两栖飞机的增升装置开展了吹气式附面层控制优化设计;郝璇等^[15]以飞翼布局的舰载飞行器为研究对象,开展了增升装置的吹气附面层控制研究;温庆等^[16]开展了吹气襟翼附面层控制的试验结果和 CFD 模拟对比计算,分析了计算误差产生的原因。

目前吹气/吸气式附面层控制研究模型主要为机翼,应用在尾翼舵面上的研究很少,且基本没有考虑两段翼之间的缝道间隙影响。本文将吹气式附面层控制技术应用到垂尾上,考虑方向舵与垂尾安定面之间的缝道,更加贴近工程实际情况;应用附面层控制以后,方向舵采用较大的偏度,研究其失速较早的特性,并提出解决途径,以增强附面层控制方案的实用性。

1 数值模拟方法

1.1 计算模型

二维模型是从国内某大型水陆两栖飞机的垂尾上截取的,截取位置位于 50% 展长处,翼型为 NACA0012 翼型,弦长为 4.8 m,舵面相对弦长 35%,设计最大舵面偏度 45°。吹气缝位于垂尾安

定面后缘,宽度 2 mm,在舵面偏度 30°时,吹气缝法线与舵面相切。

计算网格采用四边形网格,总共 7.8 万网格单元。网格及吹气缝位置示意图如图 1 所示。

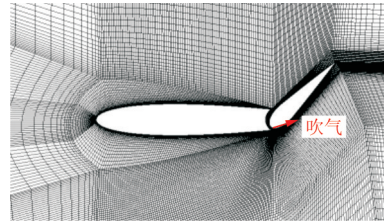


图 1 安定面后缘吹气模型

Fig. 1 Model of blowing at the back edge of the stabilizer

1.2 计算方法及条件

吹气缝的边界条件采用压力入口,入口条件按照相对总压 P_C 的形式给定。在附面层控制实际应用中,吹气压比 R_P (吹气总压/环境静压) 是一个比较重要的参数,因此在设置边界条件时,参考总压根据压比来确定。吹气缝相对总压计算公式为

$$P_C = R_P P_a - P_a \quad (1)$$

式中: P_a 为大气环境静压。

从式(1)可以看出:在给定大气环境的情况下,吹气缝相对总压与吹气缝压比直接相关。

内吹式附面层控制的吹气强度用吹气动量系数 C_μ 表示^[15]:

$$C_\mu = MV_j / qS \quad (2)$$

式中: M 为吹气质量流量; V_j 为高压气体等熵膨胀到大气时的吹气速度; q 为自由来流动压; S 为吹气控制的翼面面积。

吹气质量流量和吹气速度计算公式为^[17]

$$M = A_t \sqrt{\frac{2k}{k-1} P_0 \frac{P_0}{RT_0} \left[\left(\frac{1}{R_P} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{1}{R_P} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (3)$$

$$V_j = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_0 \left[1 - \left(\frac{1}{R_P} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (4)$$

式中: A_t 为吹气缝面积 (m^2); k 为气体比热比,空气为 1.4; R 为气体常数,空气为 287 J/(kgK); T_0 为吹气总温 (K); P_0 为吹气总压 (Pa)。

数值模拟时吹气参考总压设置在吹气缝处。吹气出口设为 Pressure Inlet 边界条件(由于吹气缝流出的空气进入了解算的流场区域,采用入口边界条件),利用给定出口的总压来模拟射流作用。

这种做法不仅可以减少网格数量,而且可以消除吹气缝道引起的总压损失^[16]。

附面层控制的相似参数为吹气动量系数^[2],在吹气缝尺寸一定的条件下,吹气动量系数只受吹气压比和来流速度影响。无论改变压比或是来流速度均可以改变吹气动量系数。本文计算采用固定风速变压比的方法改变吹气动量系数,压比与吹气动量系数的对应表如表 1 所示(模拟的大气参数为:高度 $H=0$ km;温度 $T=283.15$ K)。

表 1 计算条件($v=40$ m/s)

Table 1 Calculation conditions($v=40$ m/s)

压比	吹气速度/($m \cdot s^{-1}$)	质量流量/kg	吹气动量系数
1.126	139	0.353	0.010
1.252	190	0.496	0.020
1.393	229	0.617	0.030
1.545	266	0.709	0.040
1.709	287	0.820	0.050

流场求解控制方程为雷诺平均 N-S 方程。选用分离式方法(pressure based)求解,并采用 SIMPLEC 算法。由于流场中的主流速度为低马赫数不可压流动,但是吹气气流为高马赫数可压缩流,在计算时选用的流体介质为完全气体(ideal gas,即为满足气体状态方程的空气)。压力项采用二阶迎风格式离散,对流项采用三阶 MUSCL 格式离散,粘性项采用一阶迎风格式离散,湍流模型采用 transition-SST 模型。

2 安定面吹气方案优化设计

2.1 缝道挡板方案设计

首先计算方向舵最大偏度 45° 、迎角 0° 的状态(二维模拟按迎角描述,相对飞机为侧滑角),计算结果如图 2~图 3 所示,可以看出:在吹气动量系数 0.04 时,方向舵仍存在大范围的气流分离,即附面层控制没有产生明显的作用;在吹气动量系数 0.05 时,才消除了方向舵上的分离,需用吹气动量系数明显偏大。主要原因是小吹气动量时,迎风一侧的高压气流经过缝道流向低压背风面,使吹气气流向背风面偏转,不能附着在舵面上,一直到吹气动量系数 0.05 时才能附着。

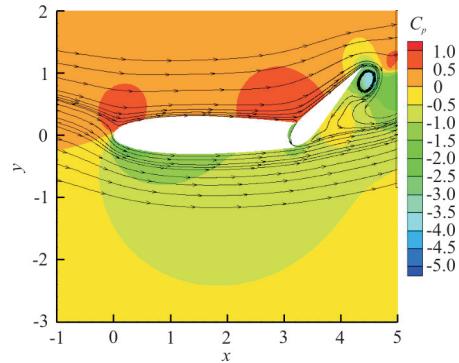


图 2 $C_\mu=0.04$ 时的压力分布和流线图

Fig. 2 Pressure contours and streamline at $C_\mu=0.04$

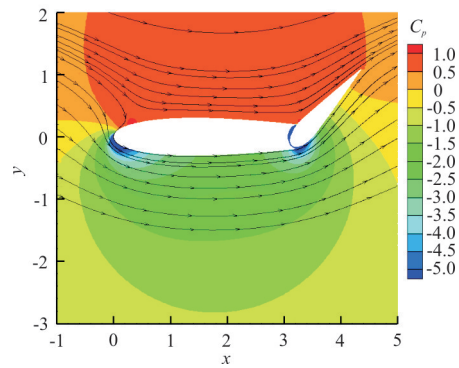


图 3 $C_\mu=0.05$ 时的压力分布和流线图

Fig. 3 Pressure contours and streamline at $C_\mu=0.05$

为了解决上述问题,采用以下方案:

- (1) 改变吹气缝的吹气角度;
- (2) 将吹气缝移动至舱内;
- (3) 设计缝道挡板,阻挡缝道气流冲击。

计算结果表明,缝道挡板方案取得了很好的吹气效果,其他方案效果较差。吹气动量系数为 0.02 时,缝道有挡板和无挡板的局部吹气流场图如图 4~图 5 所示。

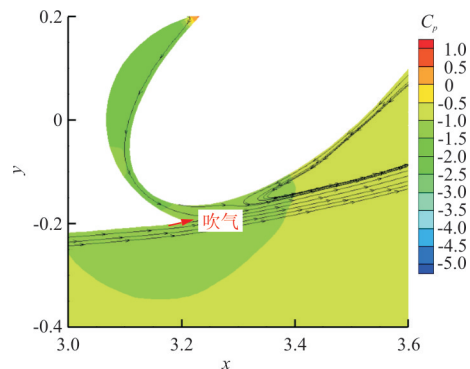


图 4 $C_\mu=0.02$ 时缝道无挡板吹气效果图

Fig. 4 The result of no baffle in the seam at $C_\mu=0.02$

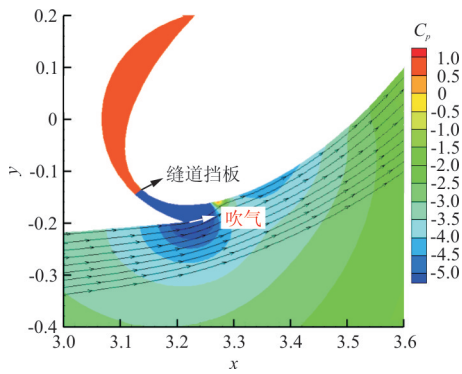


图 5 $C_{\mu}=0.02$ 时缝道有挡板时吹气效果图
Fig. 5 The result of baffle in the seam at $C_{\mu}=0.02$

从图 4~图 5 可以看出:缝道挡板阻止了气流冲击,在吹气动量系数 0.02 时,吹气气流由于柯恩达效应附着在舵面上,提高了舵面的效率。

缝道有挡板的全局流场如图 6~图 7 所示,可以看出:有挡板的状态在吹气动量系数 0.01 时,方向舵还存在一定的分离, $C_{\mu}=0.02$ 时已完全消除了分离。

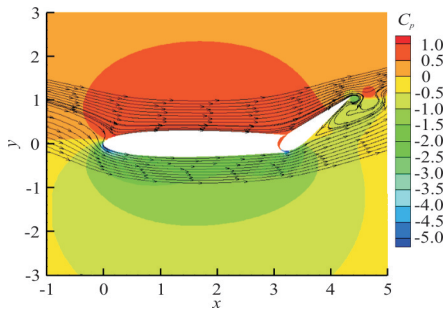


图 6 $C_{\mu}=0.01$ 时缝道有挡板压力分布和流线图
Fig. 6 Pressure contours and streamline of baffle in the seam at $C_{\mu}=0.01$

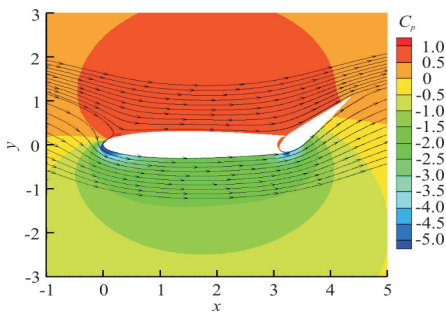


图 7 $C_{\mu}=0.02$ 时缝道有挡板压力分布和流线图
Fig. 7 Pressure contours and streamline of baffle in the seam at $C_{\mu}=0.02$

舵面偏度 45° 时,有/无缝道挡板方案、不同吹

气动量系数的升力系数对比如图 8 所示,可以看出:无缝道挡板方案,直到吹气动量系数达到 0.05 时,升力系数才急剧增加到有挡板方案状态;而有挡板状态,吹气动量系数 0.02 以前急剧增加,达到 0.02 以后缓慢增加。

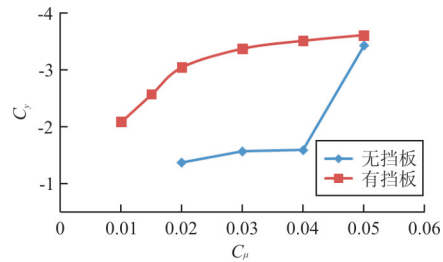


图 8 有/无缝道挡板吹气动量系数对升力的影响
Fig. 8 The Influence of blowing momentum coefficient on lift of baffle and no baffle in the seam

综上所述,采用缝道挡板以后,较小的吹气动量系数即可产生很好的吹气效果,提高了吹气效率。

2.2 组合吹气研究

上述研究均是在侧滑角 0° 状态(对于二维分析为 0° 迎角)下进行的,但是飞机在飞行过程中,尤其是发动机故障状态,会产生较大的侧滑角,因此还需要研究垂尾在不同侧滑角时的气动力特性。方向舵 45° ,吹气动量系数分别为 0.02 和 0.03 时不同迎角的气动力数据如图 9 所示,可以看出:由于舵面偏度较大,采用安定面后缘吹气以后,失速迎角较小,对于方向舵来说,可能会造成飞机抗侧滑能力不足。

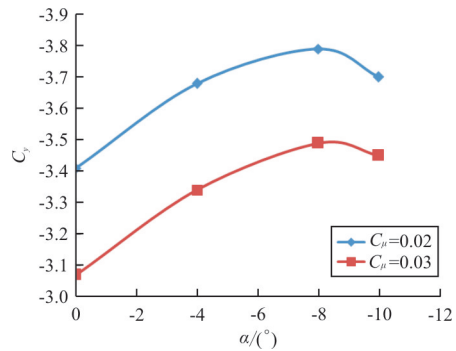


图 9 舵面偏度 45° 不同吹气动量系数时的升力曲线
Fig. 9 Lift curves for different blowing momentum coefficients at rudder in 45°

随着迎角增加,方向舵开始在后缘分离。吹气

以后,后缘的分离情况又与无吹气情况或吹气能量不足时有所不同,常规的无吹气状态或者吹气能量不足时,分离涡紧贴壁面,而吹气以后由于吹气增加了壁面附面层的能量,避免了分离,但是在远离壁面处出现了分离涡,其详细流线图如图 10 所示。

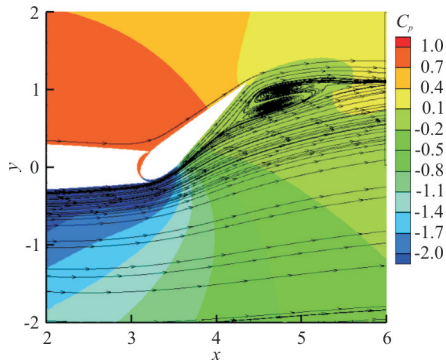


图 10 舵面分离流线(迎角 -10°)

Fig. 10 The separate flow in rudder(angle is -10°)

由于吹气能量比较大,在舵面表面形成了贴体的高速气体壁面,该气体壁面有两个作用:阻碍了受逆压梯度引起的壁面分离;对略远壁面气流产生气流引射,提高能量,抵抗分离。随着迎角的进一步增加,近壁面由于气流能量较大,仍能够抵抗气流分离,但是在略远离壁面处,由于逆压梯度逐渐增强,开始逐渐产生分离涡。方向舵未分离时,舵面附近的逆压情况如图 11 所示。

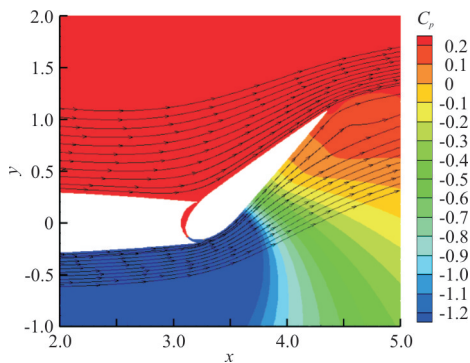


图 11 背风面逆压梯度

Fig. 11 Adverse pressure gradient in leeward side

安定面后缘吹气可以使方向舵在很大偏度时仍能保持操纵能力,但安定面后缘吹气并不能提高失速迎角。采用前后组合吹气可以明显提高失速迎角和吹气效率,甚至在超环量范围内都是有利的^[17]。前后组合吹气是指除了前述安定面后缘吹

气以外,在安定面头部再增加一个吹气位置。头部吹气模型如图 12 所示。吹气缝位于弦长 3% 处,缝高 2 mm,计算状态如表 2 所示。

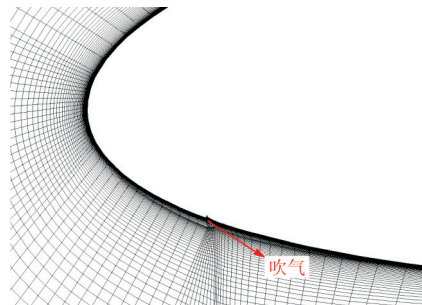


图 12 增加的头部吹气

Fig. 12 Add jet in head

表 2 前后组合吹气计算条件($v=40$ m/s)

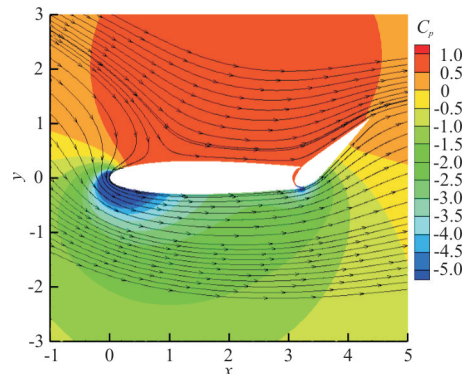
Table 2 Calculation conditions for combined blowing

($v=40$ m/s)

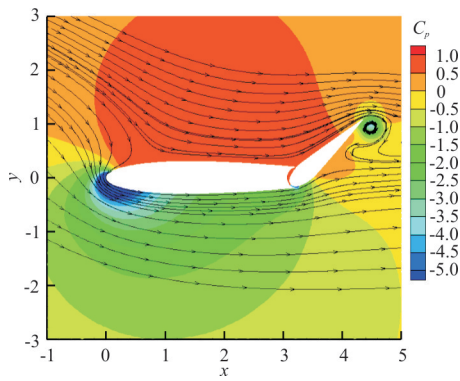
状态	压力/Pa	
	前吹气	后吹气
1	9 000	25 500
2	12 800	25 500
3	25 500	25 500
4	25 500	12 800

从表 2 可以看出:状态 1~状态 3 的头部吹气压力逐渐增加,位于安定面后缘的后部吹气压力不变,状态 2 和状态 4 的前后压力互换。

迎角为 -14° 时,状态 2 和状态 4 的计算对比如图 13 所示,可以看出:由于位于安定面后缘的后部吹气压较小,吹气气流不能附着在舵面上,头部吹气也不能提高效率,表明头部吹气起作用的前提条件是后部气流能够附着。



(a) 状态 2



(b) 状态 4

图 13 组合吹气的压力分布和流线图

Fig. 13 Pressure contours and streamline of combine jet

排除状态 4 由于后部吹气压力较小引起的舵面分离, 状态 1~ 状态 3 均为后部吹气压力固定, 变化头部吹气压力的情况, 计算结果如图 14 所示, 可以看出: 在后部吹气能够使舵面气流附着的情况下, 头部只需要很少的吹气量, 便可显著地提高失速迎角和增升效果, 且随着头部吹气动量系数的增加而增强。

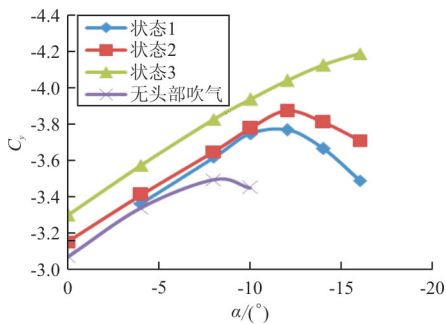


图 14 组合吹气效果对比

Fig. 14 The contrast of combine jet

仅后缘有足够的吹气动量系数条件下, 舵面可以避免分离, 但是随着迎角增加, 远离壁面的区域仍旧产生明显的分离涡, 造成舵面效率下降, 而增加了头部吹气以后, 可以增加远离舵面区域的气流能量, 抵抗逆压梯度, 消除分离。因此, 安定面头部和安定面后缘的组合吹气可以显著提高失速迎角, 效果明显优于单独安定面后缘吹气, 失速迎角可以提高 8° 左右。

2.3 舵面偏度影响研究

为了考核方向舵采用附面层控制以后的舵效

增量, 计算方向舵面偏度 15° 、 25° 、 35° 、 45° 四个状态的气动力, 由于 15° 状态未涉及舵面分离, 只计算无吹气状态的结果, 如表 3 和图 15 所示。

表 3 C_y 计算结果Table 3 Result of C_y

C_μ	C_y		
	舵偏角 = 25°	舵偏角 = 35°	舵偏角 = 45°
0.010	-1.80	-1.98	-2.09
0.015	-1.93	-2.37	-2.58
0.020	-2.00	-2.61	-3.06
0.025	—	—	-3.28
0.030	-2.08	-2.78	-3.39
0.040	-2.13	-2.87	-3.53
0.050	-2.17	-2.94	-3.63

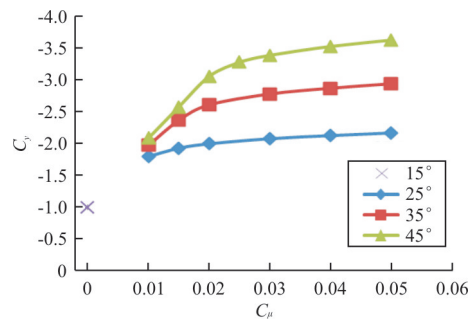


图 15 不同舵面偏度的计算结果

Fig. 15 The contrast of different angles of rudder

从表 3 和图 15 可以看出: 未采用附面层控制时, 方向舵面偏度在 $25^\circ \sim 30^\circ$ 之间, 升力系数不超过 -2 ; 采用附面层控制以后, 舵面偏度可以增加至 45° , 升力系数接近 -4 , 操纵能力增加 1 倍左右。

3 结 论

(1) 采用安定面后缘吹气时, 舵面与安定面的缝道严重影响吹气效果, 必须采取措施将舵面缝道封死, 防止缝道的高速气流影响吹气气流的附着。采用缝道挡板以后, 临界吹气动量系数由 0.05 降至 0.02。

(2) 安定面后缘吹气可以明显提高吹气效果, 但是由于舵偏角较大, 吹气只能控制舵面壁面附近流场不发生分离, 略远离舵面壁面的流场在逆压梯度的作用下, 随着迎角增加极易发生分离, 失速迎

角较小。

(3) 采用安定面头部和安定面后缘组合吹气方式,可以使失速迎角提高 8° 左右。

(4) 采用附面层控制以后,方向舵操纵能力增加 1 倍左右。

参考文献

- [1] Cattafesta L N, Sheplak M. Actuators for active flow control[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2011, 43(4): 247-272.
- [2] 杨琪, 鲍锋. 几种关于附面层分离主动控制方法机制的概述[J]. 航空工程进展, 2011, 2(2): 151-156.
Yang Qi, Bao Feng. Overview of active control mechanism of techniques in boundary layer manipulation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2): 151-156. (in Chinese)
- [3] Seele R, Graff E, Lin J, et al. Performance enhancement of a vertical tail model with sweeping jet actuators[C]. AIAA-2013-0411, 2013.
- [4] Sohankara A, Khodadadi, Rangraz E. Control of fluid flow and heat transfer around a square cylinder by uniform suction and blowing at low Reynolds numbers[J]. Computers & Fluids, 2015, 109(10): 155-167.
- [5] Lubinsky G, Seifert A. Suction and oscillatory blowing applied to the rounded front edges of a square prism[C]//Fluid Mechanics and Its Applications. Cham: Springer, 2015: 157-162.
- [6] Uruba V, Janáš P, Mazur O. Control of a channel-flow behind a backward-facing step by suction/blowing[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2007, 28(4): 665-672.
- [7] Burnazzi M, Radespiel R. Synergies between suction and blowing for active high-lift flaps[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2015: 305-318.
- [8] Huang L, Huang P G, LeBeau R P. Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA-0012 airfoil[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(5): 1005-1013.
- [9] Kianoosh Y, Reza S, Peyman Z. Numerical study of blowing and suction slot geometry optimization on NACA 0012 airfoil[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2014, 28(4): 1297-1310.
- [10] Carnarius A, Gunther B, Thielte F. Numerical study of the optimization of separation control [R]. AIAA-2007-58, 2007.
- [11] Kianoosh Y, Reza S. Three-dimensional suction flow control and suction jet length optimization of NACA 0012 wing [J]. Meccanica, 2015, 6: 1481-1494.
- [12] 航空工业部 605 所. 日本短距起落水上飞机吹气附面层控制系统的设计[R]. 水上飞机设计研究, 1975.
Aviation Industry Department 605. Design of the control system of the air blowing BLC on the Japanese seaplane [R]. Study on the design of seaplane, 1975. (in Chinese)
- [13] 王妙香, 孙卫平, 秦何军. 水陆两栖飞机内吹式襟翼优化设计[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 300-309.
Wang Miaoxiang, Sun Weiping, Qin Hejun. Optimization design of an internal blown flap used in large amphibian[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 300-309. (in Chinese)
- [14] 孙卫平, 杨康智, 秦何军. 大型水陆两栖飞机吹气襟翼设计与分析验证[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 903-909.
Sun Weiping, Yang Kangzhi, Qin Hejun. Design and test of a jet flap for a large amphibian[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 903-909. (in Chinese)
- [15] 郝璇, 刘芳, 王斌. 基于襟/缝翼吹气技术的短距起降飞行器增升策略的数值模拟研究[J]. 航空工程进展, 2016, 7(4): 408-419.
Hao Xuan, Liu Fang, Wang Bin. The numerical simulation research on high lift enhancement strategies of STOL aircraft based on flap and slat blowing[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2016, 7(4): 408-419. (in Chinese)
- [16] 温庆, 王妙香, 彭新春. 襟翼附面层控制风洞试验与数值模拟[C]//第六届近代实验空气动力学会议论文集. 张掖: 中国空气动力学学会, 2017: 8-11.
Wen Qing, Wang Miaoxiang, Peng Xinchun. Flap with boundary layer control by wind tunnel test and CFD[C]//Proceedings of the Sixth Modern Experimental Aerodynamics Conference. Zhangye: Chinese Aerodynamics Research Society, 2017: 8-11. (in Chinese)
- [17] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第 6 册——气动设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
Editorial Board of Aircraft design manual. Aircraft design manual: Vol. 6 — aerodynamic design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)

作者简介:

孙卫平(1964—),男,硕士,研究员。主要研究方向:水陆两栖飞机总体设计和气动分析。

温庆(1983—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器气动设计及分析。

彭新春(1983—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体方案设计。

(编辑:马文静)