

多段翼型前缘缝翼吹气流动与 噪声控制数值研究

Computational Investigation of the Slat Blowing and Noise Control for High-Lift Airfoil

刘沛清 崔燕香 屈秋林 郭保东 / Liu Peiqing Cui Yanxiang Qu Qiulin Guo Baodong

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

摘 要:

根据吹气边界层流动控制的特点,探索了前缘缝翼流动控制和减噪技术。利用 FLUENT 软件对某多段翼型进行数值模拟,求解 RANS 方程和 FW-H 声学方程。在前缘缝翼下翼面设置吹气孔,通过改变吹气系数,研究缝翼缝道内吹气流动控制对二维多段翼型气动性能及噪声特性的影响。计算结果表明:应用缝翼吹气技术可在相同迎角下获得更高的升力系数,且能减小缝翼缝道内的分离,降低角涡引起的噪声;不同吹气系数对多段翼升力和噪声有不同程度的影响;迎角为 6° 时,吹气控制可以使低频噪声减少 $2 \sim 4.5$ dB。

关键词:吹气控制;缝翼噪声;减噪;流动分离;高升力翼型

[Abstract] Based on the characteristics of blowing control, a new technique was put forward to weaken slat cove separation and reduce farfield noise. The effect of the slat blowing control on lift performance, the flow field and noise spectra with a three-element high-lift aerofoil was investigated by using the computational fluid dynamics (CFD) code of Fluent, the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations and FW-H acoustic analogy. The blowing holes were set on the lower surface of the slat. By using the slat blowing technique, the slat cove separation can be controlled efficiently and the lift coefficient increased. The aerodynamic performance varies with different blowing coefficients. As compared to the baseline configuration, the noise content in low-frequency range in blowing control cases is reduced by $2 \sim 4.5$ dB on the average.

[Key words] Blowing Control; Slat Noise; Noise Reduction; Flow Separation; High-Lift Airfoil

0 引言

随着高涵道比发动机的诞生和“安静”发动机技术的应用,发动机的噪声水平已经明显降低,甚至低于机体噪声水平。尤其在飞机进场过程中,增升装置、起落架等构件产生的机体噪声已经成为飞机总噪声的主要来源,如图 1 所示^[1]。机体噪声的主要发声部件包括前缘缝翼、后缘襟翼侧边、起落架和尾翼。众多的缩比模型实验研究^[2-9]表明,在进场条件下飞机的前缘缝翼对降低机体噪声起至关重要的作用。

目前,关于前缘缝翼噪声的试验和计算多集中于噪声产生机制和声场辐射特性研究,Dobrzynski

等通过声学试验^[5,10]研究了 Strouhal (St) 数与噪声频率频谱的关系;大量的计算模拟^[2,11-15]与 PIV 流场测量^[16-17]表明,缝翼的分离流动和剪切层的结构对低频宽带噪声有重要影响,而高频噪声则与有限厚度的钝后缘的涡脱落密切相关。一些学者进行了前缘缝翼噪声控制研究。如在前缘缝翼下表面后缘采用刷状装置,经过试验证明,这种方法能够很好地降低缝翼噪声^[18]。还有一些进行前缘吹气^[19-23]空腔噪声抑制方法研究,通过采用吹气以及零质量射流等流动控制方法,向流场中注入能量,改善空腔内的流动状态,从而降低空腔噪声。这些措施也取得了明显的效果。此外国内的杨党国等^[24]采用零质量射流对开式空腔气动噪声抑制效

果进行了分析,结果表明,采用的零质量射流在跨音速($Ma=0.9$)条件下,对空腔内噪声有一定抑制效果,而在超音速($Ma=1.5$)条件下,对空腔内气动声学特性影响很小,对腔内噪声几乎无抑制效果。

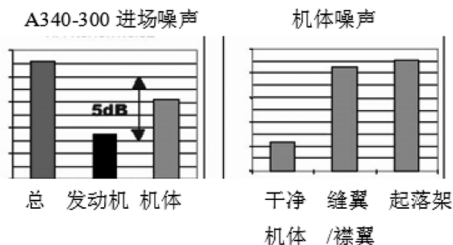


图1 A340-300 的进场着陆噪声

对于多段翼型,前缘缝翼凹角内会产生复杂的分离流动。这些分离流动也影响到主翼上翼面的流动品质,并且通过和翼面的相互作用辐射出噪声,这可以通过吹气流动控制措施来改善。目前吹气来控制技术主要是采用离散孔不连续表面来控制边界层的分离,其中多数是关于固定孔径、孔的位置和孔的吹吸气量对飞机性能影响的飞行试验和风洞实验研究。本文在已有研究的基础上,采用固定孔径、孔深度和孔的位置,只研究不同迎角、不同吹气系数对角流分离区和噪声的控制效果,探索缝翼吹气控制对多段翼型气动性能、流场结构以及噪声特性的影响机制。

1 物理模型和数值方法

1.1 几何模型和网格

采用某多段翼型进行数值计算,如图2所示。该翼型由前缘缝翼、主翼、后缘襟翼构成,翼型干净,构型弦长 c 为4m,前缘缝翼弦长为 $0.135c$,后缘襟翼弦长为 $0.31c$,前缘偏角为 22° ,后缘襟翼偏角为 35° ,缝翼和襟翼与主翼的相对位置如表1所示。翼型吹气孔位置如图3所示,在前缘缝翼的下翼面沿弦向约 $10\% \sim 60\%$ 弦长区域为吹气控制区。根据Angelo Carnarius等人^[25]的研究结果,对多段翼进行切向吹气控制,吹气孔与翼面成 30° ,吹气孔径 $d=1\%cc$,吹气孔的深度 $h=5d$,为了便于计算控制和对结果的分析,引入一个无量纲的吹气系数:

$$C_q = \frac{V_c}{V_\infty} \quad (1)$$

式中: V_c 代表吹气速度, V_∞ 代表来流速度。

使用ICEM软件划分网格,计算域四周边界距翼型表面的距离均为弦长的50倍。为了更好地模

拟边界层流动,壁面第一层网格满足 $y^+ = 0.2 \sim 1.5$ 。由于吹气孔径相对于翼型弦长很小,因对孔周围网格进行局部加密,如图4所示,加密后网格总数为25万,如图5所示。



图2 基准构型

表1 多段翼型的几何布置

	基准构型
缝翼缝道高度 $G_s/\%c$	3.5
襟翼缝道高度 $G_f/\%c$	1.8
缝翼遮蔽量 $O_s/\%c$	-1.3
襟翼遮蔽量 $O_f/\%c$	0.625

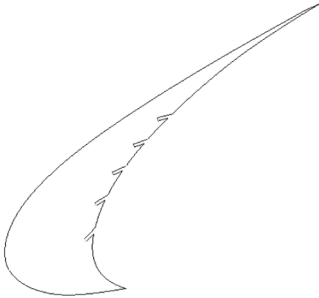


图3 缝翼吹气孔布置

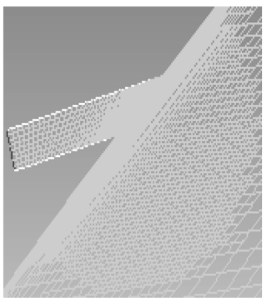


图4 缝翼吹气孔加密网格

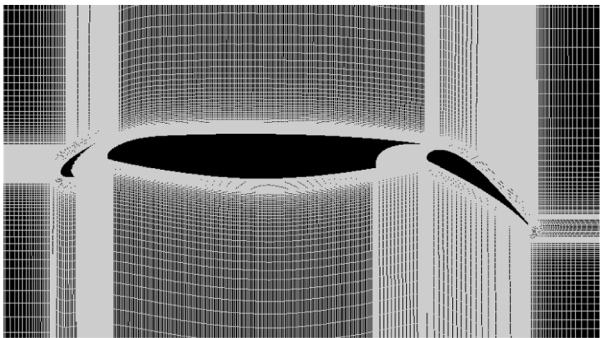


图5 翼型周围网格

1.2 数值方法

使用Fluent软件求解可压缩流动质量加权的Navier-Stokes方程、能量方程和SST $k-w$ 湍流模型^[26],由于网格纵横比较大,使用双精度求解器,方程的离散采用有限体积法,所有求解方程的对流项采用二阶迎风格式离散,扩散项采用中心差分格式离散,压力和速度耦合采用耦合(Coupled)算法。翼型表面满足无滑移边界条件,远离翼型表面的区域设为压力远场边界条件。

1.3 声学模拟方法

使用 Fluent 软件中自带的 FW-H 声学比拟积分法求解器,在非定常流场的计算基础上进行求解。为了最大程度减少初始的非定常流动对时均流动的影响,一般需要在非定常流动达到收敛后再计算噪声^[27-28]。非定常计算时间步长取为 0.000 2s,计算噪声的频率在 3 000Hz 以内。

该求解器仅能够应用于声音向自由空间传播的情况,且已有研究^[28]表明 FW-H 的积分面如果扩张一些不会对噪声的频谱产生明显的影响,因此在多段翼型的外部附近添加与翼型形状相近的曲线作为声源面,如图 6 所示。

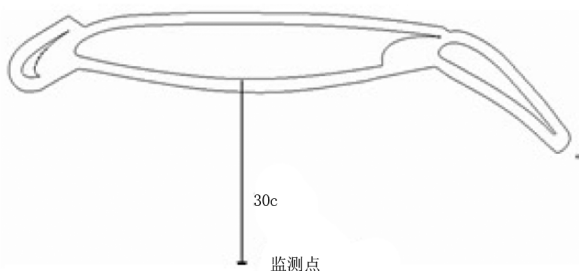


图 6 基准构型添加 FW-H 积分面和监测点

2 计算结果分析

2.1 数值验证

为验证数值方法的正确性,选用 30P30N 翼型计算结果与风洞实验结果^[29]进行比较。实验马赫数 $Ma=0.2$,雷诺数 $Re_{\infty}=9\times 10^6$ 。采用结构网格,总数为 18 万。图 7 为计算升阻力系数与实验对比,结果与实验吻合良好,表明在大迎角时失速迎角偏大,升力系数偏差稍大。图 8 为 $\alpha=19^\circ$ 时计算压力系数与实验对比,结果表明翼型表面压力系数与实验值吻合良好。

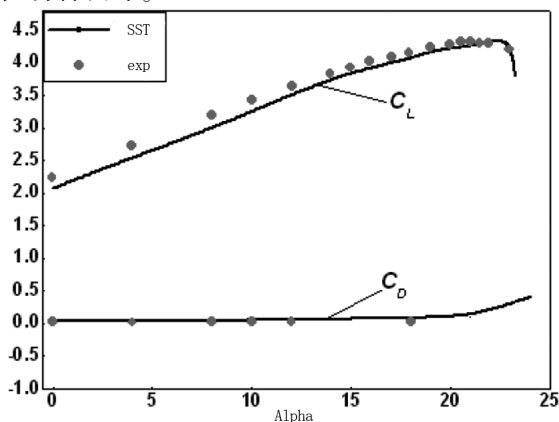


图 7 30p30n 计算升阻力系数与实验对比

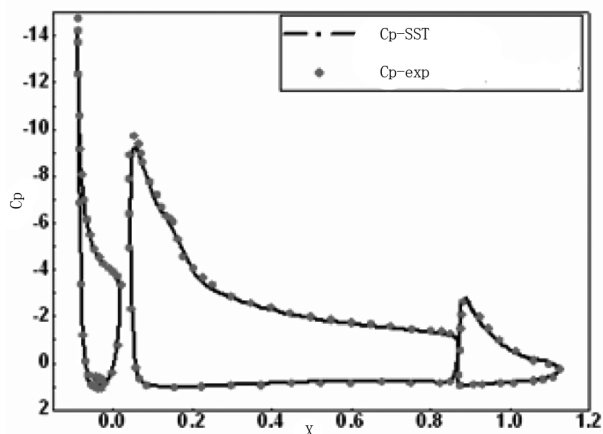


图 8 30p30n 计算压力系数与实验对比

2.2 气动性能

吹气控制计算选取自由来流马赫数 $Ma=0.2$,基于干净弦长的雷诺数 $Re=2\times 10^7$,计算迎角 $=6^\circ$ 和 8° ,这也正是民用客机典型的着陆迎角。

从图 9 可以看出,吹气速度较低时, ΔCl 随速度系数 C_q 增加而增加。 8° 迎角下, $C_q=0.4$ 时, ΔCl 达到最大值 0.125, $C_q>0.4$ 后, ΔCl 开始随 C_q 增大而迅速减小。 6° 迎角下, $C_q=0.6$ 时取得最大升力增量 0.103。从图 10 的阻力增量曲线图中可以看出,吹气使得阻力都大幅减小,在 6° 迎角, $C_q=0.3$ 时阻力减小最多, 8° 迎角则 $C_q=0.2$ 减阻幅度最大。

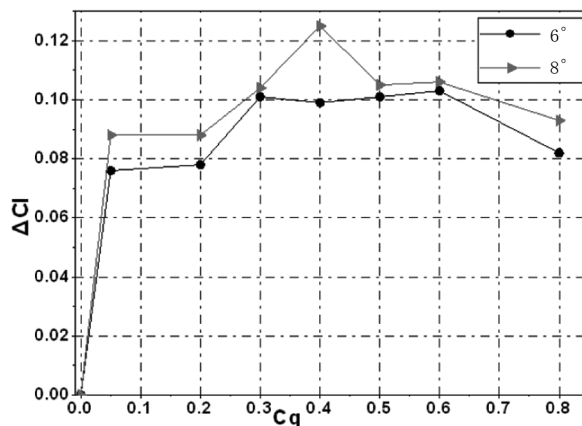


图 9 不同吹气系数对升力系数的影响

迎角 6° 下采取前缘吹气前后,增升装置的压力分布整体趋势无明显变化,只是缝翼主翼以及襟翼的吸力峰局部有提高,如图 11、12 所示。缝翼吹气后,缝翼和主翼之间的射流能量变大,使得前缘缝翼和主翼面的上表面吸力增加,环量增加,这都对增大升力系数起到积极作用。虽然襟翼最高吸力峰在 $C_q=0.4$ 时取得,但主翼的吸力峰及所围面积在 $C_q=0.6$ 时有更大的提高,因此 $C_q=0.6$ 时的升力

增量也最大。图 12 缝翼的压力系数分布表明,当 $Cq < 0.6$ 时,吹气孔周围压力分布较为平缓,当 $Cq = 0.8$ 时,由于吹气速度过大,吹气孔周围压力系数有较大波动,另外在靠近缝翼下翼面后缘再附着区域也有较大变化。

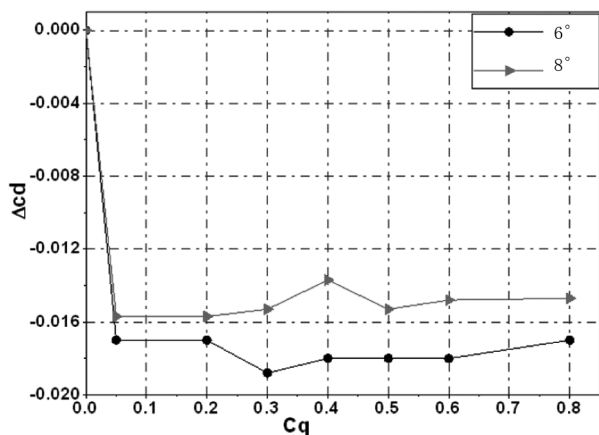


图 10 不同吹气系数对阻力系数的影响

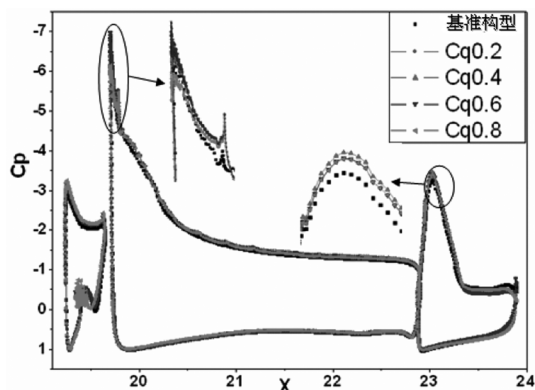


图 11 吹气系数 Cq 对 C_p 的影响 ($\alpha = 6^\circ$)

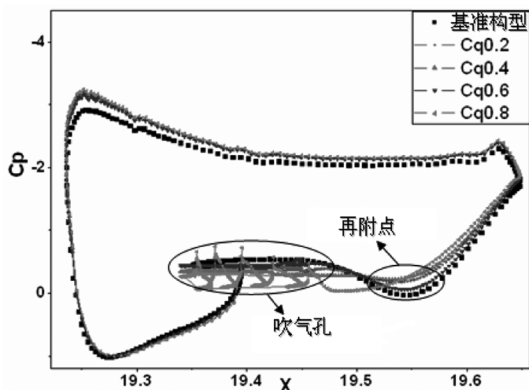


图 12 缝翼的 C_p 对比图

从图 13 不同迎角分别在吹气速度为 0.4 时压力分布图中可以看出,8°迎角相对于 6°迎角下,前缘缝翼和主翼上表面压力明显降低,吸力峰显著增高,下表面压力也有所提高;而襟翼前缘吸力峰有

所降低,减小了逆压梯度,尾缘压力趋于缓和,上下表面压力平稳过渡,从而抑制分离涡产生。

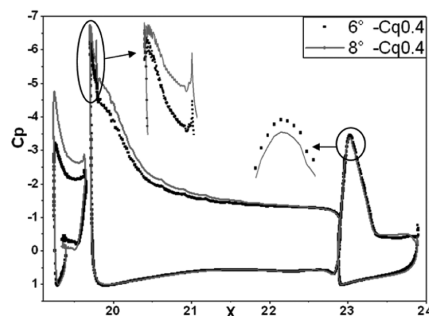


图 13 迎角 α 对 C_p 影响 ($Cq = 0.4$)

2.3 缝翼流场

图 14 ~ 19 为迎角 6°时吹气前后缝翼流场图。基准构型流场图(图 14)表明,流经缝翼下翼面的气流从缝翼尖端就开始与物面分离,并随着向下游发展,分离区先扩张后收缩,在缝翼后缘附近再附,部分气流进入回流形成角涡死区。而采用吹气控制的流场(如图 15 ~ 19)表明,吹气和回流气流诱导了缝翼下翼面表面的众多二次涡。

当吹气系数小于 0.4 时,原前缘分离区的角涡被较强的射流分割形成几个较小的涡,角涡分离减弱,随 Cq 增大,下翼面靠近缝翼后缘的涡逐渐减小,靠近缝翼前缘的涡逐渐增大,气流在再附着点后又恢复为附着流,因此也使得翼型阻力也得到相应的降低。当 Cq 超过 0.4 之后,高速吹气气流和进入回流区的气流混合诱导缝翼前缘附近气流发展成两个反向旋转的涡,分离区又逐渐变大,占缝翼弦长的 50%,而此时靠近后缘的分离涡消失。

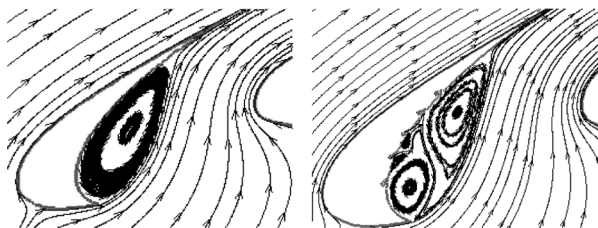


图 14 基准构型缝翼流场

图 15 $Cq = 0.05$

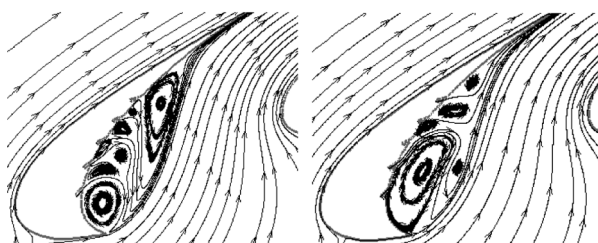


图 16 $Cq = 0.2$

图 17 $Cq = 0.4$

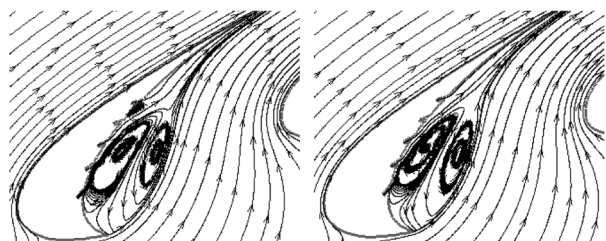


图 18 $C_q=0.6$

图 19 $C_q=0.8$

迎角为 6° 与 8° 对应的升力系数增量在吹气系数为 0.4 时差异最大,因此取 $C_q=0.4$ 的缝翼流场进行对比,如图 20 和 21 所示。在同样的吹气系数下,迎角增加使得缝翼下翼面靠近后缘的分离区减小,靠近吹气孔位置的分离涡增多细化,回流区减小,整个缝翼涡的分离区也随之减小。

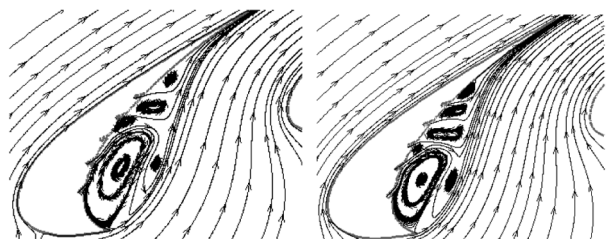


图 20 $\alpha=6^\circ$ 的缝翼流场

图 21 $\alpha=8^\circ$ 的缝翼流场

2.4 湍动能

图 22 ~ 27 是迎角为 6° 时不同吹气系数 C_q 下缝翼湍动能分布。图 22 所示的是基准构型缝翼湍动能分布,参照图 14 所示的基准构型流场,其湍动能的峰值出现在再附着区的附近,即回流气流和物面再附气流开始分离的区域。当吹气系数 $C_q < 0.4$ 时,随着 C_q 增加,回流气流和再附气流的分离点逐渐向前缘移动,湍流脉动的高峰区域也随之前移,而吹气孔附近的湍流脉动尚不明显,如图 23 ~ 25 所示;当 $C_q > 0.4$ 后,随着 C_q 继续增大,吹气孔的高速气流使得吹气孔附近的湍动能明显增加,缝翼角涡区的整体湍动能水平也随之增强,如图 26 ~ 27 所示。

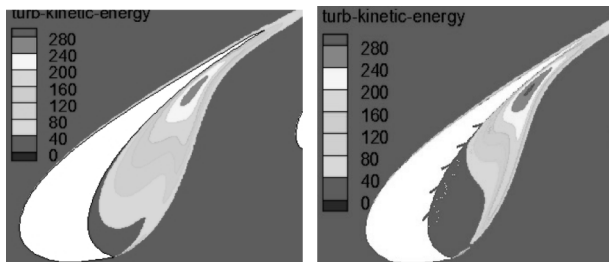


图 22 基准构型的湍动能

图 23 $C_q=0.05$

吹气系数 $C_q=0.4$,迎角分别为 6° 与 8° 的缝翼湍动能分布如图 28、29 所示。不同迎角下的湍流脉

动分布规律相似,湍动能峰值都出现在死区和再附气流的分离区域附近,只是在较大迎角下湍动能峰值有所降低,而吹气孔周围的脉动有所加强。

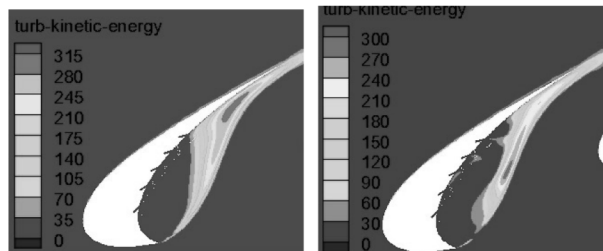


图 24 $C_q=0.2$

图 25 $C_q=0.4$

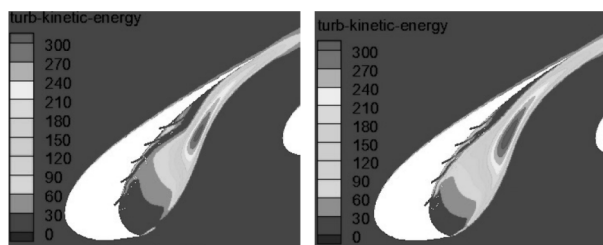


图 26 $C_q=0.6$

图 27 $C_q=0.8$

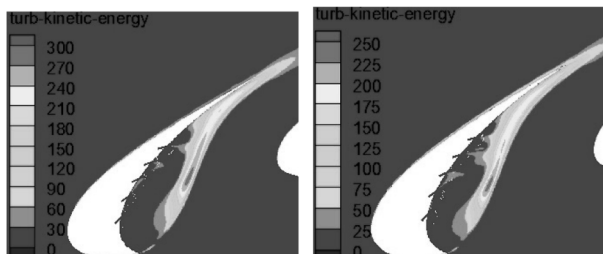


图 28 $\alpha=6^\circ$ 缝翼湍动能分布

图 29 $\alpha=8^\circ$ 缝翼湍动能分布

2.5 远场噪声

因为本次噪声模拟是二维计算,所以不包含襟翼侧边产生的噪声,主要是缝翼角涡的噪声^[28]。根据自由来流速度和缝翼弦长计算 Strouhal numbers:

$$St = \frac{f_m \cdot c_s}{v} \quad (2)$$

其中, f_m 为噪声频率, c_s 为缝翼弦长, v 为来流速度。可以发现信号在约 120Hz ~ 400Hz 之间对应 St 数为 1 ~ 3, 1 300Hz 以上对应 St 数大于 10。前者主要构成缝翼噪声谱的低频宽带噪声,与缝翼角涡区非定常的涡结构和相邻的高升力构型之间的交互作用有关,主要来源于沿固体表面的脉动压力;后者对应缝翼噪声的中高频部分,根据 Dobrzynski and Pott-Pollenske^[10], Khorrami and Lockard^[12], 在 St 为 10 ~ 50 对应的频率范围内(1 300Hz 以上),会出现源于缝翼有限厚度钝尾缘涡脱落的高频区突峰,但本模拟采用尖尾缘,高频突峰在有限的频率范围内没有出现。

图 30 所示的是 $\alpha = 6^\circ$ 下不同吹气系数对噪声频谱的影响。基准构型和吹气控制构型在低频段 30Hz 左右时出现一个突峰,与其相应的升力、阻力震荡频率 32Hz($T=0.031s$) 相同,如图 31、32 所示。应用吹气控制后缝翼角涡被较强的射流分割形成几个较小的涡,升阻力震荡的周期减小,因而导致低频段突峰推迟,且噪声声压级 (Sound Pressure Level, 简称 SPL) 相应降低。应用吹气控制后,噪声频谱在 120Hz 和 1 000Hz 之间有几个明显的突峰,但声压级逐渐降低。不同吹气系数下的最大 SPL 如表 2 所示。当吹气系数为 0.05 时,减噪最大幅度为 4.3dB,效果较为满意。

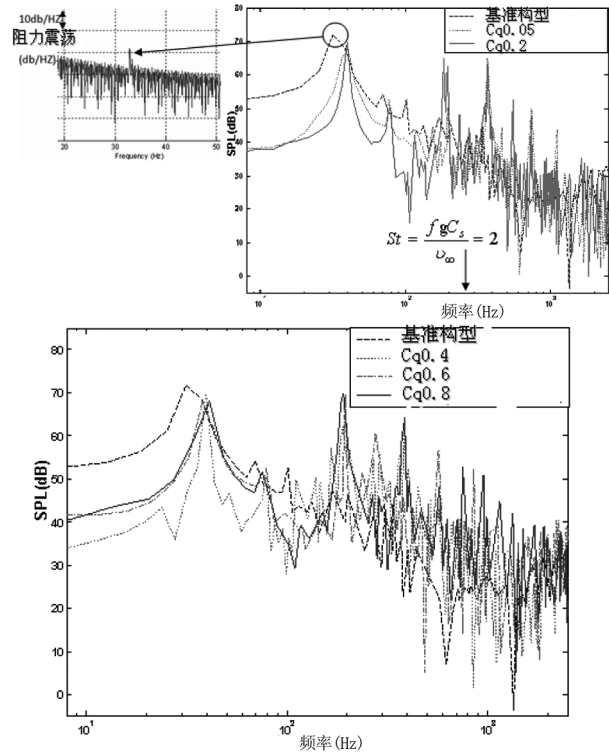


图 30 不同吹气系数对噪声频谱的影响

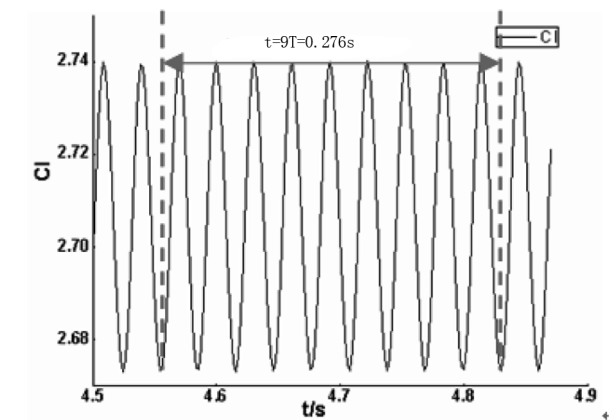


图 31 基准构型的升力震荡图

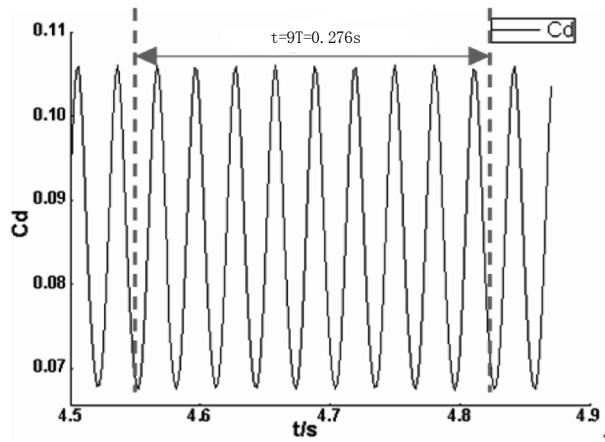


图 32 基准构型的阻力震荡图

表 2 不同吹气系数下的最大 SPL (dB)

C_q	0	0.05	0.2	0.4	0.6	0.8
Max SPL/dB	71.9	67.6	69.6	69.7	69.5	70.0
Δ SPL/dB	0	-4.3	-2.3	-2.2	-2.4	-1.9

数据显示迎角为 6° 与 8° 在吹气系数为 0.05 时的减噪效果较好,因此取 $C_q=0.05$ 时的噪声频谱进行比较,如图 33 所示。迎角增加使得基准构型和 $C_q=0.05$ 时的低频噪声峰值都有较明显的增加,但不同迎角吹气控制减噪幅度相差不大。 6° 时减幅为 4.3dB, 8° 时为 4.4dB。不同迎角的最大 SPL 如表 3 所示。

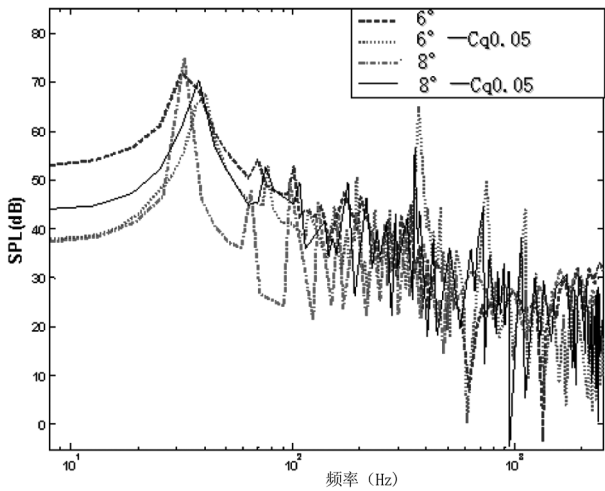


图 33 迎角对噪声频谱的影响

表 3 不同迎角的 SPL/dB

$\alpha/\text{deg.}$	$-C_q$	6	6- $C_q0.05$	8	8- $C_q0.05$
Max SPL		71.9	67.6	74.9	70.5
Δ SPL/dB		0	-4.3	0	-4.4

3 结论

在前缘缝翼下翼面进行吹气控制,研究了不同吹气系数对多段翼型气动性能以及噪声的影响。

(1)前缘缝翼吹气可以提高缝翼缝道流量,加快主翼和缝翼上翼面的流动,增加升力系数。吹气系数在0.05~0.8之间都能够起到增加升力系数并减少阻力的作用,在雷诺数 $Re=2\times 10^7$,迎角 6° 时,随着吹气系数的不断增加,翼型升力增量呈先增大后减小的趋势,当吹气速度系数 $C_q=0.6$ 时,升力增量最大为0.103; 8° 时在 $C_q=0.4$ 时取得最大增量0.125。

(2)缝翼下翼面吹气能够将缝翼角涡分割成几个较小的涡,减弱边界层分离。可以降低缝翼低频段的噪声,在1500Hz左右,出现多个频率噪声突峰,可能和吹气导致的多涡结构有关。噪声随着迎角增加而增大,当迎角为 6° 时,最大减噪幅度为吹气系数0.05左右时的4.3dB,降噪效果较为满意。

参考文献:

- [1] PACULL M. Transport Aircraft Noise Reduction Technologies [C]. Which Technologies For Future Aircraft Noise Reduction. Arcachon, France:AAAF, 2002.
- [2] Meelan M. Choudhari and Mehdi R. Khorrami. Slat Cove Unsteadiness; Effect of 3D Flow Structures. AIAA Paper 2006-0211, 2006.
- [3] Mendoza, F. and Brooks, T. F. Aeroacoustic Measurements of a Wing/Slat Model. AIAA Paper 2002-2604, 2002.
- [4] Storms, B. L., Hayes, J. A., Moriarty, P. J., and Ross, J. C. Aeroacoustic Measurements of Slat Noise on a Three-Dimensional High-Lift System. AIAA 99-1957, 1999.
- [5] Dobrzynski, W., Nagakura, K., Gehlhar, B., and Buschbaum, A. Airframe Noise Studies on Wings with Deployed High-Lift Devices. AIAA 98-2337, 1998.
- [6] Storms, B. L., Ross, J. C., Horne, W. C., Hayes, J. A. Dougherty, R. P., Underbrink, J. R., Scharpf, D. F., and Moriarty, P. J. An Aeroacoustic Study of an Unswept Wing with a Three Dimensional High Lift System. NASATM 112222, 1998.
- [7] Hayes, J. A., Horne, W. C., Soderman, P. T., and Bent, P. H. Airframe Noise Characteristics of a 4.7% Scale DC-10 Model. AIAA 97-1594, 1997.
- [8] Choudhari, M. M., Lockard, D. P., Macaraeg, M. G., Singer, et al. Aeroacoustic Experiments in the Langley Low-Turbulence Pressure Tunnel. NASA TM 211432, 2002.
- [9] Mendoza, J. F., Brooks, T. F., and Humphreys, W. M., Jr. Aeroacoustic Measurements of a Wing/Slat Model. AIAA 2002-2604, 2002.
- [10] W. Dobrzynski, M. Pott-Pollenske, Slat noise source studies for farfield noise prediction, AIAA 2001-2158.
- [11] Khorrami, M. R., Singer, B. A., and Lockard, D. P.. Time-Accurate Simulations and Acoustic Analysis of Slat Free-Shear-Layer: Part II, AIAA 2002-2579, 2002.
- [12] Choudhari, M., Khorrami, M. R., Lockard, D. P.. Slat Cove Noise Modeling: A Posteriori Analysis of Unsteady RANS Simulations, AIAA 2002-2468, 2002.
- [13] Khorrami, M. R., Choudhari, M., and Jenkins, L. N.. Characterization of Unsteady Flow Structures Near Leading-Edge Slat: Part II. 2D Computations, AIAA 2004-2802, 2004.
- [14] Khorrami, M. R., Berkman, M. E., and Choudhari, M. Unsteady Flow Computations of a Slat with a Blunt Trailing Edge. AIAA J., Vol. 38, No. 11, 2050-2058, 2000.
- [15] Singer, B. A., Lockard, D. P., and Brentner, K. S. Computational Aeroacoustic Analysis of Slat Trailing - Edge Flow. AIAA J. Vol. 38, No. 9, 1558-1564, 2000.
- [16] Jenkins, L. N., Khorrami, M. R., Choudhari, M., Characterization of Unsteady Flow Structures Near Leading - Edge Slat: Part I. PIV Measurements, AIAA 2004-2801, 2004.
- [17] Takeda, K. Ashcroft, G. B., and Zhang, X., Unsteady Aerodynamics of Slat Cove Flow in a High-Lift Device Configuration, AIAA 2001-0706, 2001.
- [18] J. Ortmann, J. Wild. Effect of Acoustic Slat Modifications on Aerodynamic Properties of High-Lift Systems [R]. AIAA 2006-3842, 2006.
- [19] Rona A, Brooksbank E J. Injection parameters for an effective passive control of cavity flow instability [R]. AIAA - 2002-0119, 2002.
- [20] Meganathan A J, Vakili A D. Upstream mass - injection effects on cavity flow oscillations (PIV measurements and numerical simulations) [R]. AIAA-2003-0224, 2003.
- [21] Rona A. Control of transonic cavity flow instability by streamwise air injection[R]. AIAA-2004-682, 2004.
- [22] Sahoo D, Annaswamy A, Zhuang N, et al. Control of cavity tones in supersonic flow [R]. AIAA-2005-793, 2005.
- [23] Lada C, Kontis K. Fluidic control of cavity configurations at subsonic and supersonic speeds [R]. AIAA - 2005 - 1298, 2005.
- [24] 杨党国, 吴继飞, 罗新福. 零质量射流对开式空腔气动噪声抑制效果分析[J]. 航空学报, 2011, 32(6): 1007-1014.
- [25] Angelo C, Bert G. Numerical study of the optimization of separation control[R]. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007.
- [26] Menter, F. Improved Two - Equation $k - \omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows. NASA TM 103975, 1992.
- [27] S. Caro, et al. Identification of the appropriate parameters for accurate CAA. AIAA 2005-2991.
- [28] Brian C. Kuo, Nesrin Sarigul-Klijn. Conceptual study of micro-tab device in airframe noise reduction: (I) 2D computation. Aerospace Science and Technology 14 (2010) 307 - 315.
- [29] Chin, V., Peters, D. W., Spaid, F. W., and McGhee, R. J., Flowfield Measurements About a Multi-Element Airfoil at High Reynolds Numbers[R], AIAA 93 - 3137, 1993.