

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2017.01.008

襟翼辅助扰流板进行滚转控制和空中制动的数值研究

Numerical Study of Spoiler Aided by Flap on Roll Control and Airbrake

王文虎 刘沛清 / WANG Wenhui LIU Peiqing

(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:

对带有上偏 20° 扰流板和不同偏角铰链襟翼的二维翼型气动性能进行了数值研究,并选择了分别适用于大型客机滚转控制和空中制动的襟翼辅助偏转方案。计算结果表明:(1)对于滚转控制,在将扰流板上偏的基础上进一步将铰链襟翼辅助上偏,既能产生更大的滚转力矩,又能避免不必要的阻力增加;(2)对于空中制动,在将扰流板上偏的基础上进一步将铰链襟翼辅助下偏,既能获得更好地减速效果,又能避免不必要的升力损失。

关键词: 滚转控制;空中制动;铰链襟翼;扰流板;数值计算

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

[Abstract] By using numerical simulations, this paper concentrates on the aerodynamic characteristics of airfoils with a 20° upward deflecting spoiler as well as a hinge flap of different deflections, and makes a choice of flap deflection solutions suitable for roll control as well as airbrake of large airliners as an aid to spoiler. The results show two points: 1) As an aid to upward deflecting spoiler for roll control, deflecting hinge flap upward helps to create a larger roll moment while preventing unnecessary drag increment. 2) As an aid to upward deflecting spoiler for airbrake, deflecting hinge flap downward helps to achieve better deceleration while preventing unnecessary lift loss.

[Keywords] roll control; airbrake; hinge flap; spoiler; numerical simulation

0 引言

传统大型客机的扰流板一般起到三种作用:(1)空中飞行时,单侧机翼扰流板小角度上偏,从而进行滚转控制;(2)空中飞行时,双侧机翼扰流板小角度对称上偏,从而进行空中制动;(3)着陆地面滑跑时,双侧机翼扰流板大角度对称上偏,并与下偏的后缘富勒襟翼相配合,从而进行地面刹车^[1]。图 1 展示了空客 A320 的扰流板在实现上述各种功能时的状态。

而最新型的空客 A350XWB 则采用了新型的后

缘铰链襟翼和扰流板设计方案^[2-4],其铰链襟翼和扰流板都是既可上偏也可下偏,二者的耦合偏转由飞控系统自主控制,能够实现如下四类功能。

1) 地面刹车功能

如图 2 所示,此时铰链襟翼大角度下偏,扰流板大角度上偏,从而一方面增大气动阻力,另一方面通过减小升力来增大机轮的地面摩擦阻力,并在发动机反推力装置的配合下,显著缩短着陆滑跑的距离。在这一点上,空客 A350XWB 的后缘设计与传统大型客机是类似的。



a) 滚转控制/空中制动

b) 地面刹车

图1 空客 A320 扰流板的不同状态

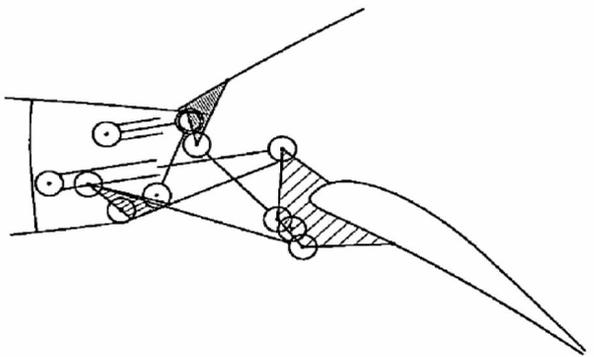


图2 A350XWB 地面刹车时襟翼和扰流板状态

2) 高升力功能

如图3所示,此时铰链襟翼大角度下偏,而扰流板小角度下偏,二者共同形成最佳的后缘缝道参数。空客 A350XWB 的这种后缘设计方案能够提供比传统大型客机更优良的高升力气动性能,并且机械结构也更轻便可靠^[3-4]。

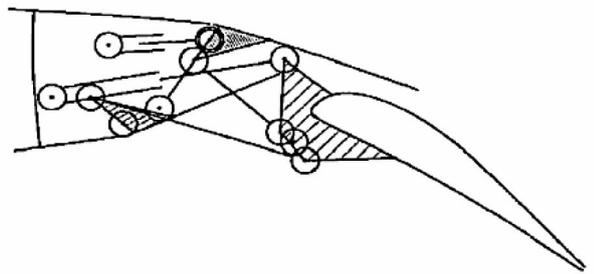
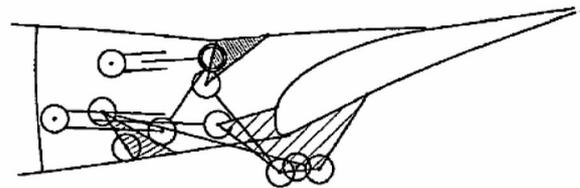


图3 A350XWB 高升力时襟翼和扰流板状态

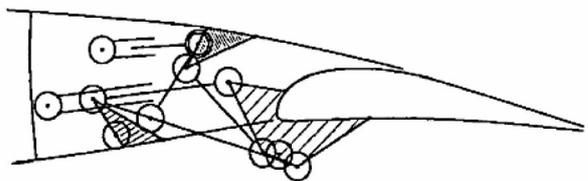
3) 变弯度巡航功能

如图4所示,此时铰链襟翼通过小角度上偏或下偏来改变巡航机翼的后缘弯度,而扰流板则以微

小角度跟随性的上偏或下偏来封闭上翼面轮廓,从而以不同的巡航升阻比来适应不同高度、速度和燃油量情况下的巡航状态,实现最佳的经济性。空客公司由此初步实现了在大型客机上应用后缘变弯度技术^[5-6],成功超越了传统大型客机。



a) 小角度上偏



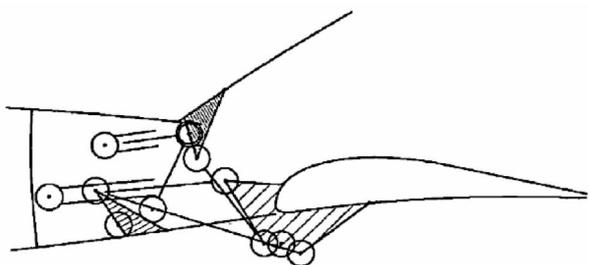
b) 小角度下偏

图4 A350XWB 变弯度巡航襟翼和扰流板状态

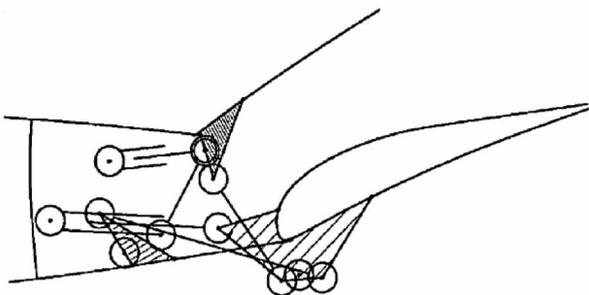
4) 滚转控制/空中制动功能

如图5所示,在进行滚转控制和空中制动时,传统大型客机只是简单地将扰流板小角度上偏,而空客 A350XWB 则进一步将铰链襟翼也小角度上偏或者下偏。

实际上,大型客机的滚转控制和空中制动对于机翼气动性能的要求是不同的:滚转控制要求单侧机翼升力明显降低,从而产生一个显著的滚转力矩;空中制动则要求双侧机翼阻力明显增加,从而产生显著的减速效果。



a) 传统大型客机仅将扰流板上偏



b) A350XWB 进一步将襟翼上偏(也可下偏)

图 5 滚转控制/空中制动时传统大型客机与 A350XWB 的襟翼和扰流板状态对比

传统大型客机只能使用单一手段来实现这两种功能:滚转控制时使单侧机翼扰流板小角度上偏,从而明显降低单侧机翼升力,却同时带来了额外的单侧机翼阻力;空中制动时则使双侧机翼扰流板小角度对称上偏,从而明显增加双侧机翼阻力,却同时带来了双侧机翼升力的损失。

空客 A350XWB 的解决方案则是引入铰链襟翼偏转这一新的控制因素,作为对传统的扰流板小角度上偏控制的辅助。对于滚转控制和空中制动两种功能,铰链襟翼可以分别根据二者的实际需求进行上偏或者下偏,从而在实现必要气动性能的同时,避免不必要的气动损失。

目前,对于单纯使用扰流板上偏进行滚转控制和空中制动的传统构型气动性能研究较多。Kim 和 Rho^[7]研究了二维扰流板静态上偏和在上偏位置附近周期性震荡时的气动性能。Choi 等^[8-9]研究了二维扰流板快速上偏时的非定常升力效应。Gand^[10]研究了带有三维上偏扰流板的翼身组合体,分析了三维非定常流场结构。而对于使用襟翼辅助扰流板进行滚转控制和空中制动的新构型气动性能研究则未见于公开文献。

本文对同时带有小角度上偏扰流板和小角度上偏/下偏的后缘铰链襟翼的二维翼型进行了数值研究,分析了襟翼的上偏和下偏对二维翼型气动性能的影响,并由此选择了分别适用于滚转控制和空中制动的襟翼偏转方案。

1 数值方法与验证

为确保对带有上偏扰流板的翼型进行数值研究的可靠性,本文选择带有上偏扰流板的 RA16SC 超临界翼型^[11]进行数值验证。RA16SC 超临界翼型弦长为 $c=0.18\text{m}$,其扰流板转轴距离翼型前缘为 $0.52c$,扰流板弦长为 $0.15c$,扰流板上偏角为 20° ,如图 6 所示。



图 6 带上偏扰流板的 RA16SC 超临界翼型外形

本文采用 ANSYS FLUENT 14.0 中的 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 求解器进行数值计算,湍流模型采用 S-A (Spalart-Allmaras) 模型。来流马赫数为 0.3,迎角为 0° ,基于弦长的雷诺数为 1.9×10^6 。网格划分采用二维结构网格,如图 7 所示。网格总数为 10 万,壁面第一层网格高度为 $1 \times 10^{-6}c$ 。

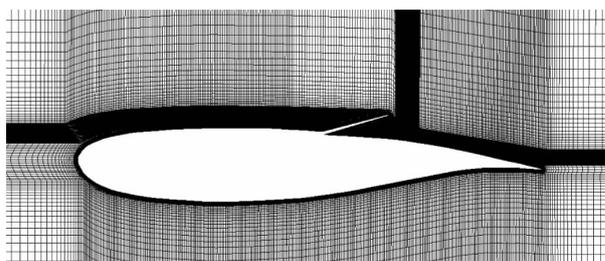


图 7 带上偏扰流板的 RA16SC 超临界翼型网格

图 8 比较了带有上偏扰流板的 RA16SC 超临界翼型上下翼面压力分布的风洞试验结果和数值计算结果。可以看出二者总体上符合得很好,但上翼面的计算结果比下翼面更准确。因此,本文后面的数值计算也将沿用上述数值方法以及相应的结构网格划分标准。

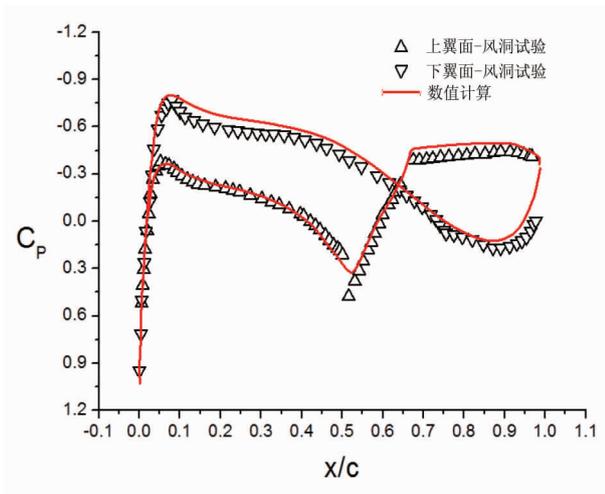


图8 带上偏扰流板的RA16SC超临界翼型上下翼面压力分布对比

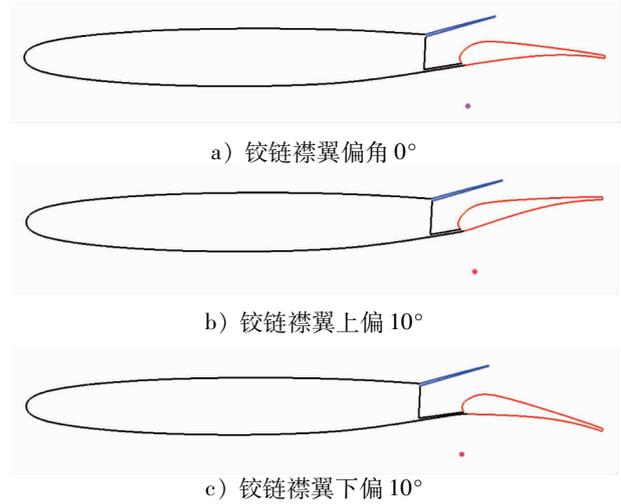


图11 带有上偏20°扰流板 and 不同偏角铰链襟翼的翼型外形对比

2 带扰流板和襟翼的二维翼型设计

本文选择SC(2)-0410超临界翼型^[12]作为着陆滑跑两段翼型的收起构型,如图9所示。超临界翼型弦长设为 c^* 。



图9 SC(2)-0410超临界翼型外形

后缘铰链襟翼以GA(W)-2两段翼型^[13]的25%弦长襟翼翼型为基础,在保持襟翼弦长为 $0.25c^*$ 的前提下,修改襟翼头部外形以适应超临界翼型的轮廓。扰流板的弦长为 $0.125c^*$,其转轴位于超临界翼型上翼面,距离前缘点 $0.69c^*$ 。收起状态的襟翼(红)和扰流板(蓝)如图10所示。



图10 后缘铰链襟翼和扰流板外形

如图11所示,铰链襟翼转轴(图中紫色点)位于超临界翼型弦线下方 $0.084c^*$ 处,距离前缘点 $0.764c^*$ 。将扰流板绕其转轴上偏 20° ,而铰链襟翼绕其转轴可上偏也可下偏,便得到了不同的翼型外形。

3 襟翼偏角对翼型气动性能的影响

考虑到150座干线客机的平均气动弦长约为4m,故设定上述二维翼型弦长为 $c^*=4m$ 。图12展示了带有上偏 20° 扰流板和 0° 偏角铰链襟翼的二维翼型结构网格。

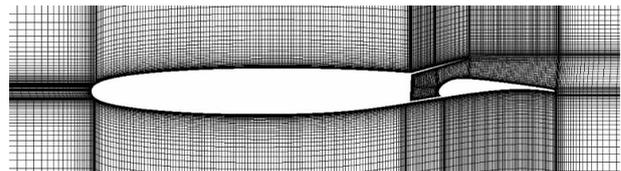


图12 带有上偏20°扰流板和0°偏角铰链襟翼的翼型结构网格

上述带有上偏 20° 扰流板 and 不同偏角铰链襟翼的翼型数值计算条件如下:来流马赫数为0.3,迎角为 0° ,基于弦长的雷诺数为 3.3×10^7 。在扰流板上偏角同为 20° 的情况下,对比研究5个不同的铰链襟翼偏角:偏角 0° ,上偏 5° ,上偏 10° ,下偏 5° 以及下偏 10° 。此外,对原始的SC(2)-0410超临界翼型也进行了计算,来流条件与其他翼型完全相同,以作为参照。

3.1 襟翼偏角对翼型升力和阻力的影响

图13对比了各种翼型的升力系数和阻力系数。其中彩色条形图表示带有上偏 20° 扰流板 and 不同偏角铰链襟翼的翼型,铰链襟翼正偏角为下偏,负偏角为上偏。黑色水平线则代表SC(2)-0410超临界翼型。

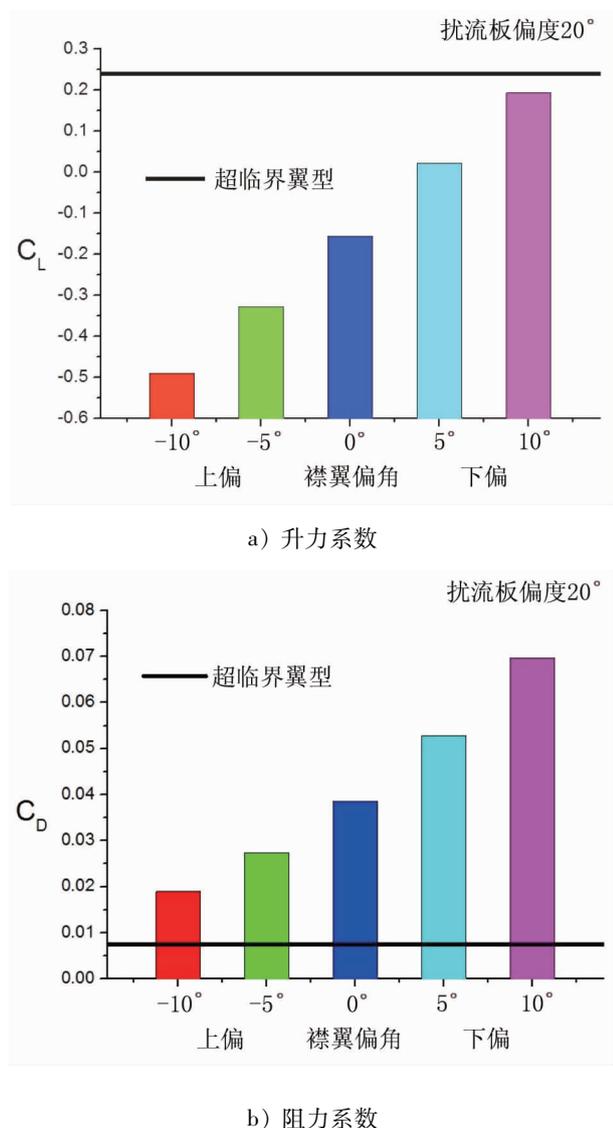


图 13 各种铰链襟翼偏度翼型升力系数和阻力系数对比

由此可知,单纯上偏扰流板会显著降低翼型的升力系数,使其由超临界巡航翼型的正值变为负值(降幅接近 0.4)。在此基础上将铰链襟翼上偏会进一步降低翼型升力系数,使其相对于超临界巡航翼型的降幅扩大(襟翼上偏 10°时升力系数降幅已超过 0.7)。反之,将铰链襟翼下偏则会提升翼型升力系数,使其相对于超临界巡航翼型的降幅缩小(襟翼下偏 10°时升力系数降幅已不足 0.05)。

与此同时,单纯上偏扰流板会显著增加翼型的阻力系数,相对于超临界巡航翼型的增幅约为 0.03。在此基础上将铰链襟翼上偏会减小翼型阻力系数,使其相对于超临界巡航翼型的增幅缩小(襟翼上偏 10°时阻力系数增幅已缩小至接近 0.01)。反之,将

铰链襟翼下偏则会进一步增加翼型阻力系数,使其相对于超临界巡航翼型的增幅扩大(襟翼下偏 10°时阻力系数增幅已超过 0.06)。

根据以上分析,对于滚转控制,在将扰流板小角度上偏时,同时将铰链襟翼小角度上偏的方案优于单纯上偏扰流板的方案。这样既能利用更大的升力系数降幅来产生更大的滚转力矩,又能以更小的阻力系数增幅来避免不必要的阻力增加。

另一方面,对于空中制动,在将扰流板小角度上偏时,同时将铰链襟翼小角度下偏的方案优于单纯上偏扰流板的方案。这样既能利用更大的阻力系数增幅来进行减速,又能以更小的升力系数降幅来避免不必要的升力损失。

3.2 襟翼偏角对压力分布和流场涡系的影响

图 14 展示了带有上偏 20°扰流板和 0°偏角铰链襟翼的翼型翼面压力分布。图中将主翼、扰流板和铰链襟翼三个翼段的上翼面和下翼面都用不同颜色的符号分开标注。因此,主翼和扰流板上的升力均为负值,而铰链襟翼上的升力为正值。

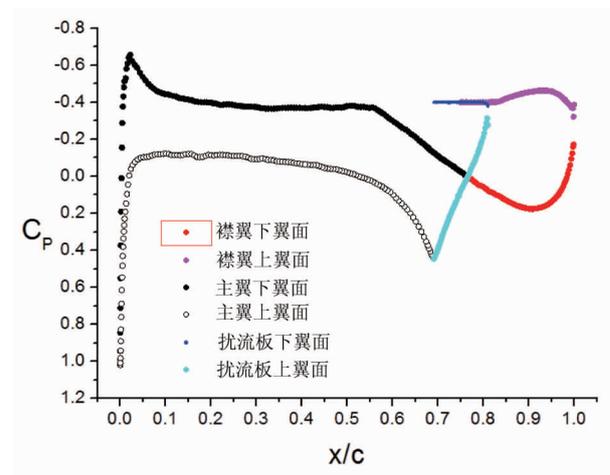


图 14 带有上偏 20°扰流板和 0°偏角铰链襟翼的翼型压力分布

图 15 则对比了扰流板上偏角同为 20°而铰链襟翼偏角不同的 5 个翼型的翼面压力分布。

由此可知,当铰链襟翼上偏时,随着上偏角增大,主翼的负升力绝对值增大,铰链襟翼的正升力减小,而扰流板的负升力绝对值减小。然而由于主翼和铰链襟翼升力的变化幅度远远超过扰流板升力的变化幅度,因此整个翼型的总升力系数随着铰链襟翼上偏角的增大而降低,也即负升力的绝对值越来越大。

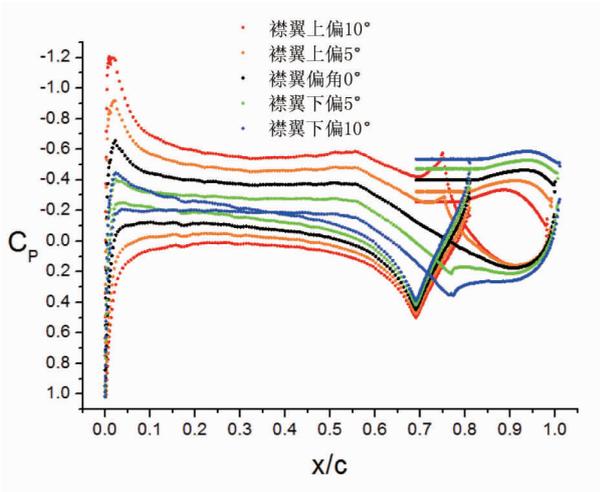


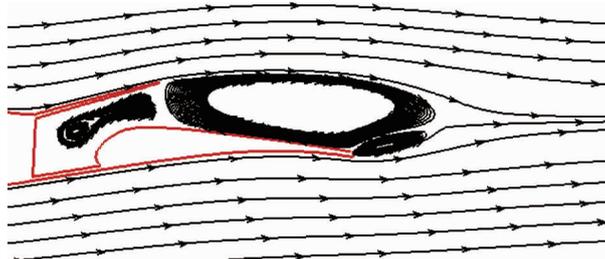
图 15 不同铰链襟翼偏角的翼型压力分布对比

另一方面,当铰链襟翼下偏时,随着下偏角增大,主翼的负升力绝对值减小,铰链襟翼的正升力增大,而扰流板的负升力绝对值增大。然而由于主

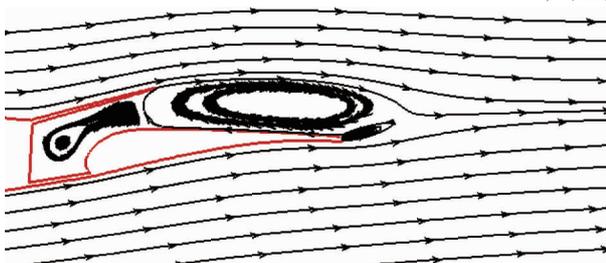
翼和铰链襟翼升力的变化幅度远远超过扰流板升力的变化幅度,因此整个翼型的总升力系数随着铰链襟翼下偏角的增大而增加,由负升力变为正升力并且正升力越来越大。

图 16 对比了扰流板上偏角同为 20°而铰链襟翼偏角不同的 5 个翼型的流场涡系结构。铰链襟翼偏角为 0°时,其上翼面大部分弦长被一个顺时针旋转的大涡占据,其尾缘则附着有一个逆时针旋转的小涡;而机翼内部的空腔里则有一对同为逆时针旋转的涡对,中心为一个鞍点。

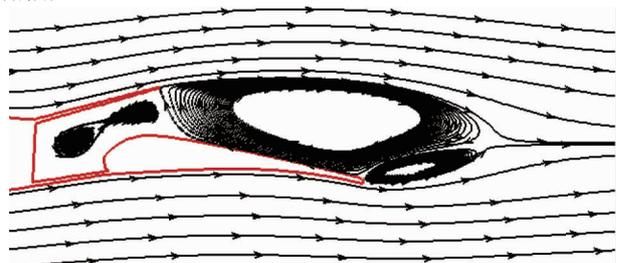
当铰链襟翼上偏时,随着上偏角增大,其上翼面的大涡和尾缘的小涡都在不断收缩,以至于当上偏角为 10°时小涡已经消失了;而机翼内部空腔里的涡对则不断被挤压,以至于当上偏角为 10°时涡对退化为一个逆时针旋转的单涡,与此同时空腔深处又出现了一个顺时针旋转的单涡。



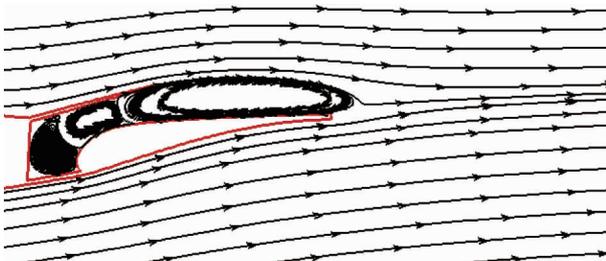
a) 铰链襟翼偏角 0°



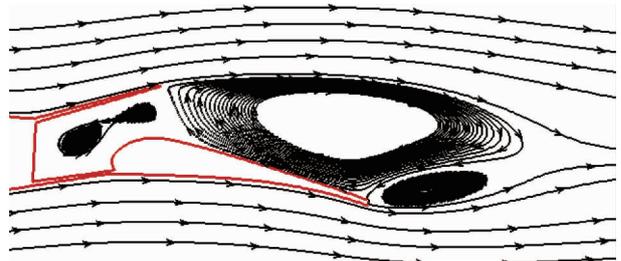
b) 铰链襟翼上偏 5°



c) 铰链襟翼下偏 5°



d) 铰链襟翼上偏 10°



e) 铰链襟翼下偏 10°

图 16 不同铰链襟翼偏角的翼型流场涡系结构对比

当铰链襟翼下偏时,随着下偏角增大,其上翼面的大涡和尾缘的小涡都在不断扩张;而机翼内部空腔里的涡对则不断被拉伸,但其基本形态并未改变。

4 结论

本文对带有上偏 20° 扰流板和不同偏角铰链襟翼的二维翼型进行了数值研究,分析了襟翼偏角对翼型气动性能的影响,并由此选择了分别适用于滚转控制和空中制动的襟翼偏转方案。主要结论如下:

1) 对于滚转控制,在将扰流板上偏的基础上进一步将铰链襟翼上偏,既能产生更大的滚转力矩,又能避免不必要的阻力增加;

2) 对于空中制动,在将扰流板上偏的基础上进一步将铰链襟翼下偏,既能获得更好地减速效果,又能避免不必要的升力损失。

参考文献:

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 5 册:民用飞机总体设计[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [2] Andreani L, Schlipf B, Sutcliffe M and Reckzeh D. Advanced Trailing Edge Control Surface on the Wing of an Aircraft [P]. United States Patent, US 8,336,829 B2, Dec. 25, 2012.
- [3] Struber H. The Aerodynamic Design of the A350 XWB-900 High-Lift System[C]. Proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, 2014.
- [4] Reckzeh D. Multifunctional Wing Movables: Design of the A350XWB and the Way to Future Concepts[C]. Proceedings of

the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, 2014.

- [5] Nguyen N, Precup N, Urmes J, et al. . Experimental Investigation of a Flexible Wing with a Variable Camber Continuous Trailing Edge Flap Design[C]. 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Atlanta, GA. 16 – 20 June 2014.
- [6] Sinapius M, Monner HP, Kintscher M, et al. . DLR's Morphing Wing Activities within the European Network [J]. Procedia IUTAM, 2014. Vol. 10, No 1: 416 – 426.
- [7] Kim JH and Rho OH. Numerical Simulation of Flowfield around Airfoil with Stationary or Oscillating Spoiler[J]. Journal of Aircraft, 35(1998) 704 – 711.
- [8] Choi SW and Chang KS. Navier-Stokes Computation of a Rapidly Deploying Spoiler[J]. Journal of Aircraft, 37(2000) 655 – 661.
- [9] Choi SW, Chang KS and Ok H. Parametric Study of Transient Spoiler Aerodynamics with Two-Equation Turbulence Model [J]. Journal of Aircraft, 38(2001) 888 – 894.
- [10] Gand F. Zonal Detached Eddy Simulation of a Civil Aircraft with a Deflected Spoiler [J]. AIAA Journal, 51 (2013) 697 – 706.
- [11] Consigny H, Gravelle A, Molinaro R. Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Moving Spoiler in Subsonic and Transonic Flow [J]. Journal of Aircraft, 1984, 21 (9): 687 – 693.
- [12] Harris CD. NASA Supercritical Airfoils—a Matrix of Family-Related Airfoils. NASA TP-2969, 1990.
- [13] Wentz WH. Wind Tunnel Tests of the GA (W)-2 Airfoil with 20% Aileron, 25% Slotted Flap, 30% Fowler Flap and 10% Slot-Lip Spoiler[R]. NASA CR – 145139, 1976.