DOI: 10.19416/j. cnki. 1674 - 9804. 2016. 03. 004

大型客机两段翼型着陆滑跑 气动性能数值研究

Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of a Two-Element Airfoil During Braked Ground Run for a Large Airliner

王文虎 刘沛清 / WANG Wenhu LIU Peiqing (北京航空航天大学,北京 100191) (Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘 要:

采用非定常数值模拟方法对包含前缘下垂、后缘铰链襟翼和上偏扰流板的两段翼型在着陆滑跑时的气动性能进行了研究。计算结果表明:①扰流板大角度上偏产生了明显的增阻效果,两段翼型的阻力系数在 0.33 以上,远大于一般的多段翼型(30P30N 三段翼型不超过 0.05);②两段翼型的总升力系数始终为负值,其中前缘下垂、主翼和扰流板均提供负升力,而铰链襟翼提供正升力;③在两段翼型的铰链襟翼上翼面有一对脱体涡,会随着升力/阻力系数的周期性变化而扩张、收缩、消亡和再生,并随着来流向下游移动。

关键词:着陆滑跑;前缘下垂;铰链襟翼;上偏扰流板;数值模拟

中图分类号:V211.41

文献标识码:A

[Abstract] By using unsteady numerical simulations, this paper concentrates on the aerodynamic characteristics of a two-element airfoil consisting of a leading edge droop nose, a trailing edge hinge flap as well as a largely upward deflecting spoiler during braked ground run. The results show three points: ①The upward deflection of the spoiler increases drag remarkably. The drag coefficient of the two-element airfoil is beyond 0.33, which is much larger than those of general multi-element airfoils (the 30P30N three-element airfoil no more than 0.05). ②The total lift coefficient of the two-element airfoil is always negative during its periodic oscillation. The droop nose, the main wing and the spoiler provide negative lift, while the hinge flap provides positive lift. ③There is a pair of shedding vortices on the upper surface of the hinge flap, which grow, shrink, disappear and regenerate, while floating downstream during the lift/drag coefficient period.

[Keywords] braked ground run; droop nose; hinge flap; upward deflecting spoiler; numerical simulation

0 引言

大型客机着陆过程中,一旦飞机安全落地, 会立即使扰流板大角度上偏,以达到增大阻力和 减小升力的效果^[1-2]。扰流板大角度上偏不但 增加了气动阻力,也使整个机翼由正升力变为负 升力,进而增加了机轮的地面摩擦阻力。气动阻 力和地面摩擦阻力的共同作用,再加上发动机 反推力装置的配合,使得着陆滑跑距离显著 缩短。

目前,对扰流板上偏气动性能的数值研究主要集中在单段翼型和机翼上。Kim 和 Rho^[3]研究 了单段翼型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和流场结构。Choi 等^[4-5] 则研究了单段翼型扰流板快速上偏时的非定常升 力效应以及相应的流场变化。孙静等^[6]对带有上

偏扰流板的 RA16SC 超临界翼型进行了非定常数 值模拟,并分析了流动结构。Gand^[7]使用 ZDES 方 法对带有上偏扰流板的巡航翼身组合体进行了数 值模拟,并细致分析了三维非定常流场结构。上 述研究对象均是单段的巡航翼型和机翼,然而实 际大型客机在着陆滑跑时不但扰流板上偏,而且 前后缘增升装置也处于打开状态。对于这类带有 上偏扰流板的高升力构型气动性能的数值研究 很少。

大型客机的增升装置经过几十年的发展,从早 期追求极致的高升力气动性能,到后期追求兼顾气 动性能与机构复杂度,再到今天进一步要求低气动 噪声,前后缘增升装置的形式也在不断优化改进。 最新型的空客 A350XWB 大型客机采用了如图 1 所 示的增升装置设计方案:内段机翼前缘增升装置为 前缘下垂,外段机翼前缘增升装置为前缘缝翼,内 段机翼和外段机翼的后缘增升装置均为"先进铰链 襟翼"。在这三种增升装置中,前缘缝翼是传统大 型客机常用的成熟设计方案,前缘下垂则是空客公 司为提升起飞升阻比和降低气动噪声而研制的新 型装置[8],如图2所示。而"先进铰链襟翼"实际上 是耦合了扰流板主动控制的铰链襟翼^[9],其扰流板 在高升力状态时配合铰链襟翼下偏,如图3所示,而 在着陆滑跑时则大角度上偏,如图4所示。由于空 客公司严格的技术保密,外界难以对前缘下垂和先 进铰链襟翼构型的高升力气动性能进行深入了解, 而对此类构型在着陆滑跑时的气动性能更是知之 甚少。



图 1 空客 A350XWB 增升装置



图 4 着陆滑跑时的先进铰链襟翼

本文对类似于 A350XWB 内段机翼剖面的两段 翼型(包含前缘下垂、后缘铰链襟翼和大角度上偏 的扰流板)在着陆滑跑时的气动性能进行了非定常 数值模拟,并系统分析了翼面压力分布和流场涡系 结构的周期性变化规律。

1 数值方法与验证

为确保对带有上偏扰流板的两段翼型进行数 值模拟的可靠性,本文选择 GA(W)-2 两段翼型^[10] 进行数值验证。GA(W)-2 两段翼型收起后的弦长 为 c = 0.61m,其后缘襟翼弦长为 0.25c,扰流板弦长 为 0.1c。后缘襟翼和扰流板有多种偏角组合,此处 选择后缘襟翼下偏角为 30°、扰流板上偏角为 60°的 构型,如图 5 所示。



图 5 GA(W)-2 两段翼型外形

本文采用 ANSYS FLUENT 14.0 中的 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes)求解器进行非定 常数值模拟,湍流模型采用 S-A (Spalart-Allmaras) 模型。来流马赫数为0.13,基于收起弦长的雷诺数 为2.2×10⁶,时间步长为0.0007s。网格划分采用 二维结构网格,如图6所示。网格总数为11万,壁 面第一层网格高度为 $1.6\times10^{-6}c_{\circ}$



图 6 GA(W)-2 两段翼型结构网格

图7比较了GA(W)-2两段翼型在-4°、0°和 4°三个迎角下风洞试验和数值模拟的时均升力系数 及时均阻力系数。可以看出时均升力系数的数值 模拟结果与风洞试验结果非常接近,而时均阻力系 数的数值模拟结果相对风洞试验结果偏大但其变 化趋势是一致的。因此,本文将采用上述数值模拟 方法以及相应的结构网格划分标准来进行着陆滑 跑两段翼型气动性能的研究。



图 7 GA(W)-2 两段翼型时均升力/阻力系数对比

2 着陆滑跑两段翼型外形设计

本文选择 SC(2)-0410 超临界翼型^[11]作为着陆 滑跑两段翼型的收起构型,如图 8 所示。超临界翼 型弦长设为 *c*^{*}。



图 8 SC(2)-0410 超临界翼型外形

如图9所示,前缘下垂转轴(图中黑点处)位于 超临界翼型下翼面,距离前缘点0.125c*。将弦长 为0.125c*的超临界翼型前缘绕此转轴刚性下偏 30°,再将上翼面的缺口用圆弧滑轨填补就得到了完 整的前缘下垂外形。



图9 削球下垂外形设计

后缘铰链襟翼以 GA(W)-2 两段翼型的 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*。 收起状态的襟翼和扰流板如图10 所示。



图 10 后缘铰链襟翼和扰流板外形设计

如图 11 所示,铰链襟翼转轴(图中黑点处)位 于超临界翼型弦线下方 0.084c*处,距离前缘点 0.764c*。将铰链襟翼绕其转轴下偏 30°,再将扰流 板绕其转轴上偏 60°,便得到了着陆滑跑两段翼型 的最终外形。



图 11 着陆滑跑两段翼型最终外形

3 着陆滑跑两段翼型气动性能分析

本文根据 150 座干线客机的典型尺寸来确定着 陆滑跑两段翼型的弦长和离地高度。考虑到 150 座 干线客机的平均气动弦长为 4m 左右,主起落架高 度为 3m 左右,因此设定两段翼型收起弦长(也即上 节中的超临界翼型弦长)为 c* = 4m,超临界翼型弦 线距离地面高度为 h = 3m。由此生成的着陆滑跑两 段翼型结构网格如图 12 所示。



图 12 着陆滑跑两段翼型结构网格

着陆滑跑两段翼型非定常数值模拟的来流马 赫数为0.2,迎角为0°。基于收起弦长的雷诺数为 2.2×10⁷,时间步长为0.003s。地面边界条件设定 为移动壁面,移动速度和方向与自由来流完全相 同。CFD 计算得到完全收敛后的升力系数和阻力 系数随时间的周期性变化如图13 所示。





3.1 翼面压力分布的周期性变化

图 14 展示了着陆滑跑两段翼型的典型翼面压 力分布。图中的不同线段分别表示前缘下垂、主 翼、扰流板和铰链襟翼四个翼段的值;而每个翼段 的上翼面和下翼面则分别由空心和实心符号来表 达。由此可知,前缘下垂、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 15 则比较了各个翼段在一个升力系数变化 周期内 4 个相位上的翼面压力分布。A、B、C 和 D 这 4 个相位分别代表负升力绝对值最小、负升力绝 对值增大、负升力绝对值最大和负升力绝对值减小 这 4 个典型状态。

图 15(b)比较了前缘下垂在 4 个相位上的翼面 压力分布。可以看出,4 个相位除了在前缘吸力峰值 上有明显区别外,其余的上/下翼面压力分布则非常 接近。由于前缘下垂为负升力,因此其前缘吸力峰越 大则负升力绝对值越大。从相位 A 到 B,前缘吸力峰 增大,负升力绝对值增大;从相位 B 到 C,前缘吸力峰 继续增大,负升力绝对值达到最大;从相位 C 到 D,前 缘吸力峰减小,负升力绝对值减小;从相位 D 到 A,前 缘吸力峰继续减小,负升力绝对值达到最小。这与着 陆滑跑两段翼型整体的升力系数变化趋势是一致的。

图 15(c)比较了主翼在4个相位上的翼面压力 分布。可以看出,4个相位的上翼面压力分布(既有 压力也有吸力)非常接近,而下翼面压力分布(全部 为吸力)则有明显区别。由于主翼为负升力,因此 下翼面的吸力越大则负升力绝对值越大。从相位 A 到 B,下翼面前半段吸力接近而后半段吸力增大,负 升力绝对值增大;从相位 B 到 C,下翼面后半段吸力 接近而前半段吸力增大,负升力绝对值达到最大; 从相位 C 到 D,下翼面前半段吸力接近而后半段吸 力减小,负升力绝对值减小;从相位 D 到 A,下翼面 后半段吸力接近而前半段吸力减小,负升力绝对值 达到最小。这与着陆滑跑两段翼型整体的升力系 数变化趋势也是一致的。



(a)4 个相位



(b)前缘下垂



图 15 着陆滑跑两段翼型各个翼段在一个升力系数 变化周期内4个相位上的翼面压力分布变化

图 15(d)比较了扰流板在4个相位上的翼面压 力分布。可以看出,4个相位的上/下翼面压力分布 略有差别但不明显,进一步考虑到扰流板的弦长占 整个两段翼型弦长的比例很小,扰流板的翼面压力 分布变化对着陆滑跑两段翼型整体的升力系数变 化趋势影响很小,因此不作详细讨论。

图 15(e)比较了铰链襟翼在4个相位上的翼面 压力分布。可以看出,4个相位的前缘吸力峰值非 常接近,而主要差别在于上翼面中后半段的吸力。 由于铰链襟翼为正升力,因此上翼面中后半段的吸 力越大则正升力越大。从相位 A 到 B,上翼面中后 半段的吸力减小,正升力减小;从相位 B 到 C,上翼 面中后半段的吸力继续减小,正升力达到最小;从 相位 C 到 D,上翼面中后半段的吸力增大,正升力增 大;从相位 D 到 A,上翼面中后半段的吸力继续增 大,正升力达到最大。这与着陆滑跑两段翼型整体 的升力系数变化趋势依然是一致的。

3.2 流场涡系结构的周期性变化

图 16 展示了着陆滑跑两段翼型的典型流场涡 系结构。两段翼型的前缘驻点位于前缘下垂的上 翼面靠近前缘位置,流场中一共有五个涡。位于前 缘下垂下翼面和扰流板上/下翼面的三个涡为附着 涡,在整个升力/阻力系数变化周期内只有强弱变 化而无位移。位于铰链襟翼上翼面的一对双涡则 是脱体涡,会在一个升力/阻力系数变化周期内此 消彼长,并随着来流向下游移动。



图 16 着陆滑跑两段翼型典型流场涡系结构

图 17 则细致分析了铰链襟翼上翼面的脱体双 涡结构在一个阻力系数变化周期内 12 个相位上的 演变过程。

相位1为阻力系数最大的状态。此时铰链襟翼 上翼面从前缘开始的绝大部分弦长被一个顺时针 旋转的大涡占据,而尾缘则被一个逆时针旋转的小 涡占据。双涡均紧贴壁面。

相位 2~6 为阻力系数减小的过程。在此过程 中,铰链襟翼上翼面双涡中的大涡开始脱离壁面并 随着来流向下游移动,且在移动的同时不断缩小; 而双涡中的小涡则以铰链襟翼尾缘为起点,沿着上 翼面不断向前缘扩张,体积越来越大。

相位1 双涡中的大涡在相位5 时已经变得很 小,到相位6 时则完全消失,解散为一组弯曲流线; 但与此同时,相位5 时铰链襟翼前缘上方空间中的 弯曲流线在相位6 时重新聚集成一个顺时针旋转的 小涡。因此,从相位5 到相位6 的演变过程,伴随着 一个顺时针旋转涡的消灭和另一个顺时针旋转涡 的新生。

相位7为阻力系数最小的状态。此时相位6 中新生的顺时针旋转涡已经急速扩大,并占据了 铰链襟翼上翼面从前缘开始的大半部分弦长;而 从相位1开始就一直存在并持续扩张的逆时针旋 转涡此时也达到了最大体积,并占据了铰链襟翼 上翼面从尾缘开始的小半部分弦长。双涡均紧贴 壁面。

相位 8~12 为阻力系数增大的过程。在此过程 中,相位 7 双涡中的逆时针旋转涡开始脱离壁面并 随着来流向下游移动,且在移动的同时不断缩小; 而双涡中的顺时针旋转涡则沿着铰链襟翼上翼面 不断向尾缘扩张,体积越来越大。

相位 7 双涡中的逆时针旋转涡在相位 11 时已 经变得很小,到相位 12 时则完全消失,解散为一组 弯曲流线;但与此同时,相位 11 时紧贴铰链襟翼上 翼面尾缘的弯曲流线在相位 12 时重新聚集成一个 逆时针旋转的小涡。因此,从相位 11 到相位 12 的 演变过程,伴随着一个逆时针旋转涡的消灭和另一 个逆时针旋转涡的新生。

相位 12 中新生的逆时针旋转涡进一步稍稍扩 大后,就成为了相位1 双涡中的小涡;而从相位7 就 一直存在并持续扩张的顺时针旋转涡则继续演变 为相位1 双涡中的大涡。这样从相位1 到相位 12 再到相位1,就经历了一个完整的阻力系数变化周期,如此周而复始,不断循环。



(b) 12 个相位上的流场结构图 17 着陆滑跑两段翼型在一个阻力系数变化周期内12 个相位上的后缘脱体双涡结构演变

4 结论

本文采用非定常数值模拟对包含前缘下垂、后缘 铰链襟翼和上偏扰流板的两段翼型在着陆滑跑时的气 动性能进行了研究,并系统分析了翼面压力分布和流 场涡系结构的周期性变化规律。主要结论如下:

(下转第72页)

系统不存在干扰现象,如正副驾驶员分别同时使用 卫星通信和甚高频通信时,检查卫星通信与甚高频 通信的电磁兼容性。

6) MOC7 机上检查。该方法是通过在飞机上进 行检查的方式来验证有关设计对于相应适航要求 的符合性。检查卫星通信系统的安装,确认卫星通 信系统的布置安装依照总体布局定义,并且参考了 每个设备的安装环境要求,同时充分考虑了可达性 及维护性要求。检查卫星通信系统安装的每项设 备用标牌表明了设备的名称、功能或使用限制。

7) MOC9 设备鉴定。该方法是通过提交设备的 合格证明文件的方式来表明对于相应适航要求的 符合性,一般用于装机设备的符合性验证。如卫星 通信系统的设备是 TSO 产品,提交相应的 TSOA 表 明符合性,否则通过设备鉴定报告等文件表明卫星 通信系统设备满足了相关设计要求。

4 结论

卫星通信系统在飞机上的安装使用必须取得 审定局方的适航批准。前提是卫星通信系统必须 表明系统的设计和验证满足相关规章的要求,并按 照局方的要求提供相应的符合性证据。本文通过 对适航标准和咨询通告的研究,提出卫星通信系统 的设计考虑和符合性验证思路,为卫星通信系统的 适航工作提供参考。

参考文献:

TSO-C159b, Next Generation Satellite Systems (NGSS)
 Equipment, 2014.

[2] TSO-C132, Geosynchronous Orbit Aeronautical Mobile Satellite Services Aircraft Earth Station Equipment, 2004.

[3] FAA Advisory Circular AC 20-115C, Airborne Software Assurance, 2013.

[4] FAA Advisory Circular AC 20-152, RTCA, Inc., Document RTCA/DO-254, Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware, 2005.

[5] FAA Advisory Circular 20-150B, Airworthiness Approval of Satellite Voice Equipment Supporting Air Traffic Service (ATS) Communication, 2014.

[6] AP-21-03-R4. 型号合格审定程序[S]. 航空器适航审定 司,2011,03,18.

(上接第24页)

1) 扰流板大角度上偏产生了明显的增阻效果, 两段翼型的阻力系数在 0.33 以上,远大于一般的多 段翼型(30P30N 三段翼型不超过 0.05);

2)两段翼型的总升力系数始终为负值,其中前 缘下垂、主翼和扰流板均提供负升力,而铰链襟翼 提供正升力;

3)在两段翼型的铰链襟翼上翼面有一对脱体 涡,会随着升力/阻力系数的周期性变化而扩张、收 缩、消亡和再生,并随着来流向下游移动。

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]《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,2001.

[3] Kim JH and Rho OH. Numerical Simulation of Flowfeild around Airfoil with Stationary or Oscillating Spoiler[J]. Journal of Aircraft, 1998, 35: 704 – 711.

[4] Choi SW and Chang KS. Navier-Stokes Computation of a Rap-

idly Deploying Spoiler[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37: 655-661.
[5] Choi SW, Chang KS and Ok H. Parametric Study of Transient Spoiler Aerodynamics with Two-Equation Turbulence Model
[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38: 888-894.

[6] 孙静,杨广,张彬乾.带扰流板翼型的流场数值模拟[J]. 航空计算技术,2006,36:62-65.

[7] Gand F. Zonal Detached Eddy Simulation of a Civil Aircraft with a Deflected Spoiler[J]. AIAA Journal, 2013, 51: 697 – 706.
[8] 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.

[9] Reckzeh D. Multifuntional 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.

[10] 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]. US: NASA CR-145139, 1976.

[11] Harris CD. NASA Supercritical Airfoils—a Matrix of Family-Related Airfoils[R]. US: NASA TP-2969, 1990.