

# 基于气动外形优化和主动流动控制的减阻技术



李立\*, 刘峰博, 梁益华

航空工业西安航空计算技术研究所, 陕西 西安 710068

**摘要:** 增升和减阻是民用飞机设计的永恒目标。本文对民用飞机减阻技术最新进展及未来发展进行综述, 在此基础上, 报道了计算所团队通过数值优化设计及主动流动控制实现减阻的研究进展。为此, 发展了基于壁面模化大涡模拟(WMLES)准确模拟湍流边界层的先进数值方法, 以及利用伴随方程方法实现气动外形快速数值优化的技术。在具体实践中, 通过组合基于自由变形(FFD)的几何参数化模块、基于线弹性体法的网格变形模块, 以及基于伴随方程方法和序列二次规划(SQP)的优化算法模块, 搭建了面向工程、适于超大规模变量优化设计的整机气动优化设计平台, 在NASA CRM模型上实现了设计变量超过600的大变量、跨声速气动数值优化设计, 在合理的工程约束条件下, 有效削弱了机翼表面激波, 总体减阻率达到2%以上; 通过对湍流平板边界层外层结构进行射流非定常控制, 在中等雷诺数 $Re_c=4700$ 条件下, 实现了5%~6%的当地减阻率。研究证实, 数值优化设计和基于外层射流控制的主动流动控制技术将是大型民用飞机减阻中非常有前景和值得重视的两种方法。

**关键词:** 湍流减阻; 主动流动控制; 外形优化; 空气动力学; CFD

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.001

现代民用飞机设计取得成功的一个关键是在设计过程中引入数值计算(即CFD)的相关方法和工具。正如陈迎春总师指出, 正是由于在C919飞机气动设计过程通过将先进CFD、优化设计和试验验证等技术无缝结合, 才有力保障了“设计具有较强竞争力的先进民用飞机”这一目标的实现<sup>[1]</sup>。

对大型民用飞机来说, 研制更安全、更经济、更环保、更舒适的飞机是民用飞机研制永远追求的发展主题和目标。而减阻即是实现上述目标的最主要方面。按照飞机阻力构成, 阻力主要分为压差阻力和摩擦阻力, 其中, 摩擦阻力占到总阻力的50%以上。因此, 瞄准减小摩擦阻力, 即使是实现部分目标, 也可对飞机的燃油经济性、环保性等指标产生重要影响。

本文论述通过数值手段研究利用气动优化设计和射流非定常控制实现机翼和机身减阻的典型方法及结果, 期望工作过程中所发展的方法、流程和工具可为同行提供借鉴和参考。

## 1 大型民用飞机减阻技术

减阻是民用飞机发展的基础科学问题之一。从人们学会利用空气动力开始, 阻力就是飞行器设计中的主要问题。按照飞机航程估算的Breguet公式<sup>[2]</sup>, 在航程不变的前提下, 每增加1个阻力单位( $\Delta C_D = 0.0001$ )的阻力, 则相当于要减少乘客8人(每位乘客按250lb体重计算)。通常大型飞机的阻力系数在0.03左右, 可见即使减小1个阻力单位的阻力, 其效益也非常可观。

减阻也是提高飞机燃油经济性、减小环境污染、提高运营效率的最有效措施。近年来, 为了有效应对全球气候变暖的挑战, 各国政府均积极倡导“绿色航空”的发展理念, 相继提出国家层面的降噪、减排目标和规划(例如, 欧盟在航空愿景2050规划中<sup>[3,4]</sup>, 明确要求达到降低75%的二氧化碳排放和90%的氮氧化物排放), 而要实现这些目标, 均与减阻直接相关。

按照流体力学观点, 飞机阻力仅有两种, 一种是由压强差造成的阻力, 另一种是由流体的黏性造成的阻力。按照

收稿日期: 2019-08-13; 退修日期: 2019-08-23; 录用日期: 2019-08-30

基金项目: 中欧流动控制专项技术合作项目(690623-DRAGY)

\*通信作者. Tel.: 15991781061 E-mail: westlili@163.com

引用格式: Li Li, Liu Fengbo, Liang Yihua. Towards drag reduction via numerical aerodynamic shape optimization and active flow control[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 1-8. 李立, 刘峰博, 梁益华. 基于气动外形优化和主动流动控制的减阻技术[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 1-8.

工程设计的观点,阻力又可根据成因进一步分解为<sup>[5-7]</sup>黏性阻力或(表面)摩擦阻力、诱导阻力、干扰阻力、波阻、粗糙度引起的寄生阻力等。图1给出了大型飞机阻力构成的典型占比示意图<sup>[7]</sup>,同时,给出针对各类型阻力,主要的减阻措施及预期收益。不难看出,在大型飞机阻力构成中,黏性阻力占总阻力的50%以上,并且主要是由于空气黏性带来的摩擦阻力造成的,其与边界层的状态(层流或湍流),以及边界层与飞机表面的相互作用密切相关。

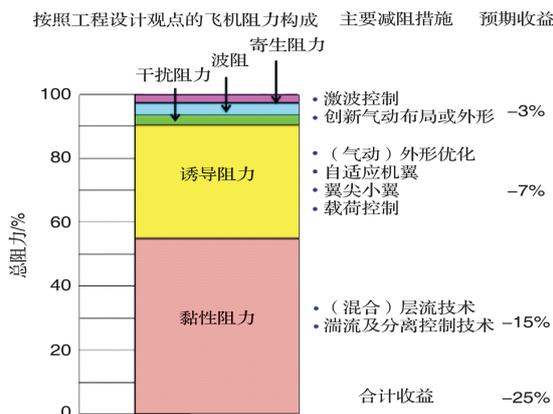


图1 大型飞机阻力构成及减阻预期收益

Fig. 1 Concept of large aircraft drag forces and drag reduction potential analysis

从图1还可以看出,针对各类型阻力,主要的减阻措施大致可分为两类:一类是基于气动优化设计,通过产生创新的气动布局或外形,达到减小阻力的目的;另一类是基于流动控制,包括应用各类主、被动流动控制技术,通过改变流动形态或结构,达到减小阻力的目的。

特别是,针对降低黏性阻力,主要有两种思路:一种思路是尽可能推迟转捩,保持更多的层流流动,对应措施是采用层流或混合层流技术。其他方法还包括采用分布式粗糙元技术。另一种思路是在发生湍流的区域,采取措施使湍流流动区域的局部阻力尽可能降低,对应措施包括安装大涡破碎装置、凹槽(肋条)、涡流发生器等被动控制装置,或者采用射流、移动壁面、等离子体、主动涡流发生器等主动控制措施。近期关于湍流边界层减阻控制的研究表明<sup>[8,9]</sup>,结合对湍流边界层结构的控制,采用新颖的主动控制技术,湍流(局部)减阻率甚至可达到40%以上。

本文重点瞄准研究建立可实用的黏性阻力减阻技术。主要技术思路是利用气动外形优化及主动流动控制。但是,正如参考文献[7]所指出的,针对大型民用飞机,要建立工程可实用的黏性阻力减阻技术,存在诸多挑战。主要原

因是,大型飞机所涉及的流动大部分都是高雷诺数流动,因而普遍表现出复杂的湍流流动特性。特别是,许多在低雷诺数条件下能够保持的流动特征,在高雷诺数条件下很难持久保持(如层流)。这也导致很多在实验室条件下,基于低雷诺数发展的减阻技术,很难直接推广应用到高雷诺数条件下。这也正是基于湍流边界层控制(Turbulence Boundary Layer Control, TBLC)的减阻技术尽管已开展了多年研究,但迄今仍然活跃的重要原因。实际上,由图2可以看出,湍流减阻与层流减阻相比具有额外技术优势<sup>[10]</sup>。层流减阻主要针对机翼、短舱,其在当前大型民航普遍采用高速后掠翼外形,要长时间保持理想的大面积层流非常困难;而湍流减阻可针对几乎所有表面,并且,由于湍流边界层几乎覆盖机身全部表面,这部分阻力占比对整机贡献非常大。因此,可以预见,瞄准发展实用的湍流边界层控制及减阻技术将是未来相当长时间民用飞机减阻技术研究的重要方面。

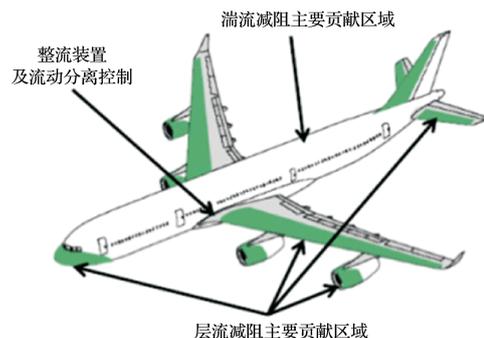


图2 大型飞机层流和湍流减阻主要贡献区域

Fig. 2 Main contributing area of laminar and turbulent flow for large aircraft

## 2 基于数值优化的减阻技术研究

### 2.1 数值优化设计基本框架

数值优化设计是一种综合性应用技术。按照一般性的方法框架,它综合应用了几何参数化、网格变形、流场求解(CFD)、优化算法、设计目标和约束自动处理等多种复杂技术,具有自动化程度高、多目标寻优能力强等先天技术优势,能在很大程度弥补传统“试—凑”方法的不足<sup>[11]</sup>。

根据所采用的优化算法的不同,主要的数值优化设计方法大致可分为两类:一类是以遗传算法为代表的非梯度类优化设计方法。主要优势是算法流程简单,易用性好,适用于全局寻优,但存在效率不高、迭代次数多的缺点,尤其计算量随设计变量个数成几何级数增长,很难应用到大致



果。如前文提到,优化算法包括梯度类算法和非梯度类算法。在本文框架下,采用序列二次规划(Sequence Quadratic Program, SQP)算法作为优化算法。该算法主要优点是能有效处理带约束非线性规划问题。

## 2.2 以减阻为目标的气动外形优化设计

以减阻为目标的气动外形优化设计的一般性优化问题数学模型提法如下:

$$\begin{cases} \min C_D \\ \text{s.t. } g(C_L, C_m, t_i, t_{i0}, \dots) \geq 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $C_L, C_D, C_m$ 分别为升力系数、阻力系数、力矩系数; $t_i, t_{i0}$ 分别为指定截面的当前厚度及初始厚度; $g(\dots)$ 表示设计约束。由此,式(2)表示在给定设计约束 $g(\dots)$ 的条件下,要求阻力系数最小,即以减阻为目标开展气动外形优化设计。

这里,将以美国航空航天局(NASA)共用研究模型(Common Research Model, CRM)作为研究对象,开展以减阻为目标的气动外形优化设计,给出典型的优化设计结果。

## 2.3 NASA CRM 减阻设计

NASA CRM是AIAA阻力预测会议发布的标准模型,是一个具有代表性的常规布局跨声速宽体客机构型,其机翼和平尾都进过精心设计。自CRM模型发布以来,围绕该模型,国内外均开展了大量的气动计算及优化设计工作<sup>[11,15,16]</sup>。

图4给出本文NASA CRM模型减阻设计采用的FFD控制体、设计变量及几何约束定义,共包括602个设计变量、800个厚度约束。模型全模参考面积为383.69m<sup>2</sup>,平均气动弦长7.00532m,力矩参考点位于机翼平均气动弦长的25%位置。FFD控制体采用基于“机翼-机身-平尾”外形进行一体参数化的策略生成,其中,机翼控制体与机身控制体以点对点形式对接,以保证机身机翼相交处的几何连续变形,而控制点分布在沿展向的12个控制剖面上,每个控制剖面的上下沿展向各有50个控制点。

设计状态定义为典型的跨声速设计状态: $Ma=0.85, Re=5.0 \times 10^6, C_L=0.5$ 。设计目标定义为阻力系数最小。为满足工程需求,优化过程中要求满足工程约束条件,即优化构型的升力系数不变,俯仰力矩系数的绝对值小于初始力矩系数绝对值,而典型剖面处翼型的厚度变化量不减。

这时,优化问题模型(1)具体化为:

$$\begin{cases} \min C_D \\ \text{s.t. } C_L = 0.5 \\ |C_M| \leq |C_{M0}| \\ t_i - t_{i0} \geq 0, i = 1, 2, \dots, 800 \end{cases} \quad (2)$$

图5给出在无力矩配平约束情况下,设计目标及约束的收敛历史。可以看到,经过约50次设计循环,可行性约

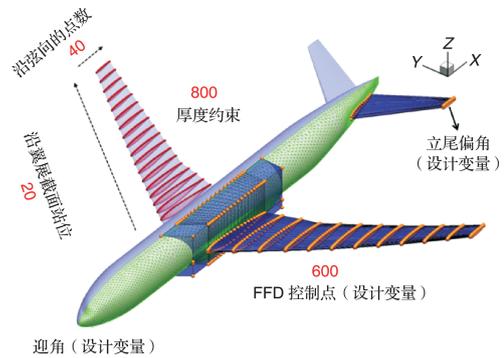


图4 NASA CRM模型的FFD控制体、设计变量及几何约束定义  
Fig. 4 FFD control volumes, design variables, and geometric constraints for NASA CRM model

束下降到 $10^{-4}$ 量级,而优化目标( $C_D$ 值)基本不再改变,表明本次优化设计较好地达到了减阻目标,并很好地满足了设计约束,结果可信。

表1给出了优化前后阻力系数及迎角的对比。同时考虑了有、无力矩配平约束两种情况。表中,减阻率定义为 $\Delta C_D \% = (C_D - C_{D,0}) / C_{D,0} \times 100\%$ 。可以看出,无论是在无力矩配平约束的情况,还是在有力矩配平约束情况,通过优化设计均得到显著的减阻效果。其中,在无配平约束情况下,减阻率达到2.97%,而在有配平情况条件下,减阻率达到2.26%。

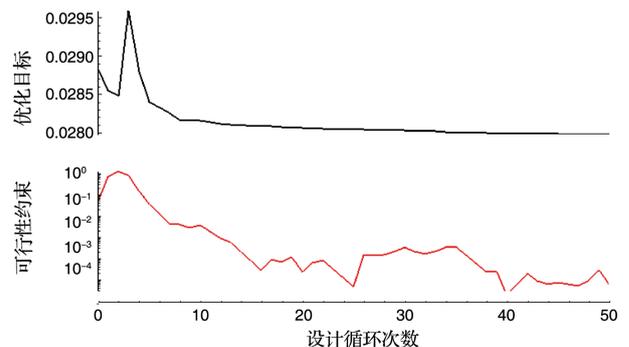


图5 NASA CRM模型无配平减阻设计收敛历史  
Fig. 5 Convergence of drag reduction optimization with no trim for NASA CRM model

表1 NASA CRM模型优化前后阻力系数对比  
Table 1 Comparison of drag coefficient of NASA CRM between with and without optimization

构型	初始构型	无配平优化构型	配平优化构型
$C_D$ (阻力单位)	288.36	279.81	281.83
$C_m$	-0.0466	-0.0444	0
迎角/(°)	2.40	2.48	2.58
减阻率/%	—	2.97	2.26

图6进一步给出在无力矩配平约束情况下,优化前、后飞机表面压力分布等值线云图和沿展向典型站位的压力系数分布对比。不难分析,对跨声速民机的单点减阻设计,主要是弱化了机翼表面的激波形态,并且有效抬高了各个截面压力分布中的前缘吸力峰值,有利于减阻。

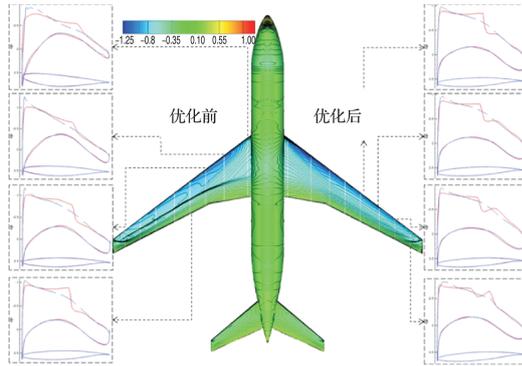


图6 优化前后NASA CRM模型无配平减阻设计压力分布对比  
Fig. 6 Comparison of surface pressure coefficients of NASA CRM model with no trim between with and without optimization

### 3 基于外层射流控制的TBLC及减阻技术研究

#### 3.1 模型问题

采用中等雷诺数条件( $Re_c=4700$ )的零压梯度湍流平板边界层为基准研究对象,自由来流速度 $U_\infty=1.047\text{m/s}$ ,边界层厚度为 $\delta=0.058\text{m}$ 。平板长度为 $1.5\text{m}$ ,展向宽度为 $0.1\text{m}$ 。控制策略采用一组展向排布的射流控制阵列,如图7所示,即沿展向在中央位置一字排布6个合成射流激励器,形成合成射流阵列。其中,激励器喷口中心位置位于 $x=0.6\text{m}$ 的位置,喷口的缝道宽度 $h=0.002\text{m}$ ,缝道长度 $L=0.05\text{m}$ ,喷口之间的孔缝间距 $d=0.012\text{m}$ 。合成射流(阵列)激励器的基本参数如下:按统一方式喷射,最大振幅为 $0.5U_\infty$ ,射流频率为 $20\text{Hz}$ 。不难分析,按照这种排布方式,将在展向形成周期性的驻波,有利于对湍流边界层的横向涡结构进行控制。

为了实现有效的控制策略,具体计算试验中,通过调整参数,形成了三种不同的控制策略,分别称为V控制、W控制和

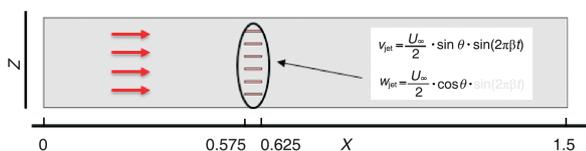


图7 射流控制装置布置图  
Fig. 7 Layout of the jet array for TBLC

VW控制。V控制即法向控制,这时合成射流阵列的所有喷口周期性施加法向速度控制(垂直 $90^\circ$ 射出)。W控制即展向控制,这时合成射流阵列的所有喷口周期性施加展向速度控制。这种情况,等价于展向振动壁面的情况。VW控制即同时在展向和法向方向施加速度控制(斜向 $90^\circ$ 射出)。

#### 3.2 数值研究方法

湍流边界层控制(TBLC)减阻技术,尤其在高雷诺数条件下,是一种相对前沿和新的技术。对该类技术的探索,依赖于利用大规模计算对湍流边界层的精细模拟。传统数值研究方法主要包括直接数值模拟(DNS)方法、大涡模拟(LES)方法等。DNS方法是机理探索研究的理想方法,但存在严重的计算效率问题,一般适用于简单构型及较低雷诺数计算。计算量稍小的LES方法,按照人们对计算机运算速度和容量的增长速度的预计,要到2070年左右才有可能达到工程可实用的地步。在本文基于外层射流控制的TBLC及减阻技术研究中,考虑到主要关心外层结构的精细模拟和控制,提出采用壁面模化的大涡模拟(Wall-modeled Large Eddy Simulation, WMLES)方法用于湍流边界层精细模拟,并应用到射流控制湍流边界层减阻的研究中。

WMLES方法本质上是一种LES/RANS混合方法,被认为是面向下一代工业应用的CFD方法。基本思路是,在湍流边界层的黏性子层内采用普朗特混合长度模型简化计算,而在其他区域利用LES进行计算。事实上,湍流边界层中,近壁面湍流长度尺度按壁面距离线性增长,导致近壁面区域出现越来越小的涡;由于分子黏性限制,该现象在黏性子层会受到抑制,因而,当 $Re$ 增加时,黏性子层变薄,涡结构会越来越小。WMLES方法正是利用边界层的这一特点,简化计算。本文WMLES方法的具体模型公式如下:

$$v_t = f_D \min((\kappa y)^2, (C_{SMAG} \Delta)^2) S \quad (3)$$

式中: $\kappa=0.41$ 为卡尔曼常数; $y$ 为长度尺度; $\Delta$ 为过滤尺度; $C_{SMAG}$ 为常数,一般取 $0.02$ 。具体计算中,不做特殊说明,均采用三阶迎风偏置SLAU格式进行空间离散,采用二阶精度的双时间步隐式方法进行时间推进。图8给出利用WMLES方法得到的经典逆压梯度平板算例<sup>[17]</sup>的典型结果。可以看到,本文WMLES结果与文献直接数值模拟(DNS)结果基本一致,验证了WMLES方法对湍流边界层模拟的准确性。

#### 3.3 减阻计算结果

图9给出了 $Re_c=4700$ 条件下,基准湍流平板边界层不同站位( $x=0.2\text{m}$ 、 $0.4\text{m}$ 、 $0.8\text{m}$ 、 $1.2\text{m}$ )处时间平均流向速度剖面与理论解的对比。LES计算域的网格点数为 $1495 \times 117 \times$

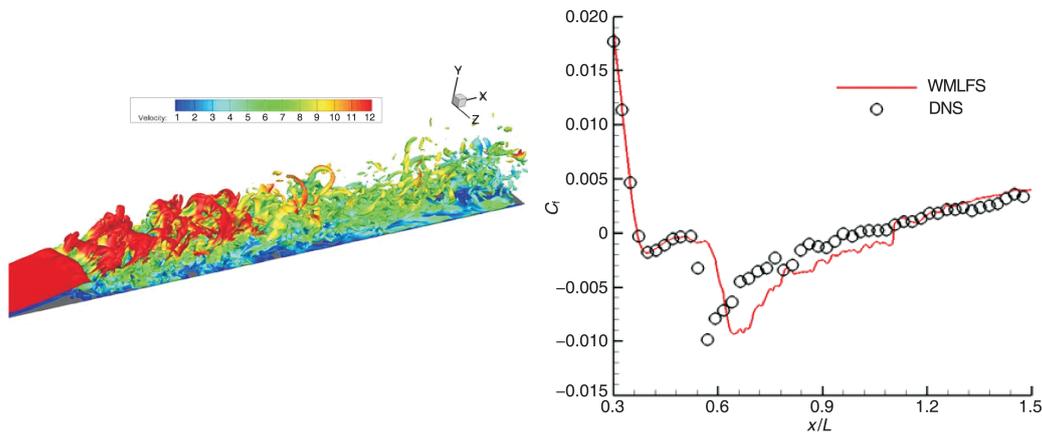


图8 逆压平板算例WMLES计算典型结果(左:涡量等值面;右:摩擦系数分布)

Fig. 8 Typical results for a adverse pressure turbulent flat plate case with WMLES computation (Left: contour of vorticity magnitude; Right: distribution of skin friction)

201, 网格单元数约为5300万。可以看出, WMLES模型计算结果与理论值吻合良好, 各站位结果基本一致说明该平板边界层的湍流场发展足够充分。这为开展外层射流流动控制研究奠定了基础。

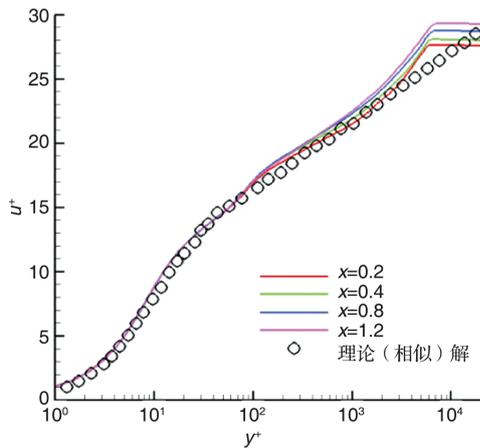


图9 湍流平板边界层基准流动不同站位处平均速度剖面对比 ( $Re_{\tau}=4700$ )

Fig. 9 Comparison of mean velocity profiles at typical different locations for TBL at  $Re_{\tau}=4700$

图10给出流动控制前后, 平均摩擦阻力系数云图的对比。这里, 控制措施为V控制。前期基于低雷诺数条件下 ( $Re_{\tau}=470$ ) 的研究表明, 针对湍流平板边界层, V控制能起到较好的控制效果<sup>[18]</sup>。因而, 本文沿用了该控制策略。可以看到, 相对基准流动, 主动控制后的平均摩擦阻力系数云图产生明显的低阻区域。图11进一步给出了在该控制策略下当地摩擦阻力的减阻率分布。这里, 当地摩擦阻力的减阻

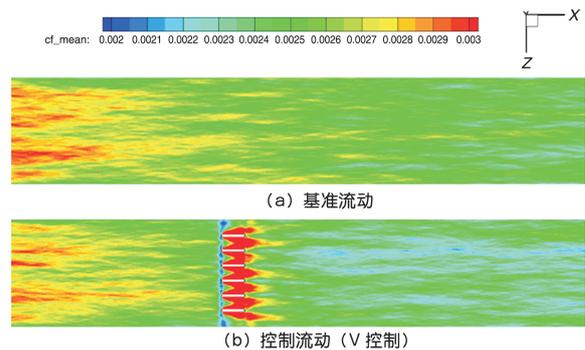


图10 控制前后平均摩擦阻力系数云图对比 ( $Re_{\tau}=4700$ )  
Fig. 10 Comparison of mean skin friction contour between before and after flow control at  $Re_{\tau}=4700$

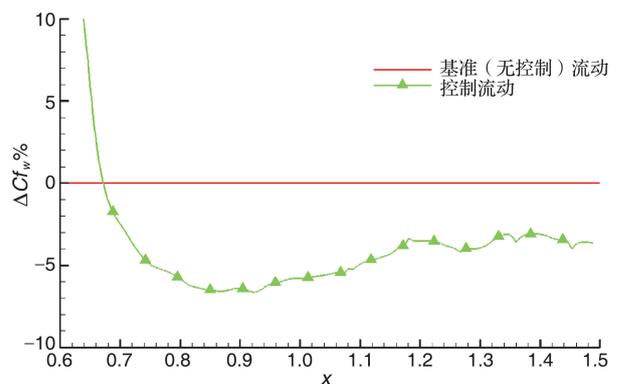


图11 V控制的当地摩擦减阻率分布 ( $Re_{\tau}=4700$ )  
Fig. 11 Distribution of local skin-friction drag reduction rate with V control at  $Re_{\tau}=4700$

率定义为:  $\Delta Cf_w \% = (Cf_w - Cf_{w,base}) / Cf_{w,base} \times 100\%$ 。可以看到, 采用法向控制后, 当地摩擦的平均减阻率可达到5%~6%, 其收益相当可观。

## 4 结论

本文在综述大型民用飞机减阻技术基础上,对基于数值气动外形优化设计和主动流动控制的减阻技术进行了探索性研究。通过研究,得到以下结论:

(1)针对各类型气动阻力,气动外形优化设计及主动流动控制是最重要的两条技术途径。

(2)当前,基于CFD,建立工程实用的自动化整机数值气动外形优化设计平台及技术已逐步成为现实,并正在快速走向工程。本文提供了示范,基于所搭建的整机气动优化设计平台,在典型运输机标模NASA CRM上实现了设计变量超过600的大变量、跨声速减阻设计。

(3)减小黏性阻力是未来大型民机减阻研究的重要方向,其依赖于对湍流边界层结构的深层次认识和理解。壁面模化大涡模拟(WMLES)方法可为精细捕捉湍流大尺度结构提供经济、有效的技术途径。本文利用WMLES方法,完成了中等雷诺数条件下,射流阵列对湍流边界层外层进行控制实现减阻的精细数值模拟,得到了满意的减阻效果。

(4)数值优化设计和基于外层射流控制的主动流动控制将是民机减阻研究中有前景和值得重视的方法,值得进一步深入探索和研究。

**AST**

## 参考文献

- [1] 陈迎春,张美红,张森,等. 大型客机气动设计综述[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 522759.  
Chen Yingchun, Zhang Meihong, Zhang Miao, et al. Review of large civil aircraft aerodynamic design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 522759. (in Chinese)
- [2] 马汉东. 大型飞机阻力预示与减阻研究[J]. 力学与实践, 2007, 29(2): 1-8.  
Ma Handong. Drag prediction and reduction for civil transportation aircraft [J]. Mechanics in Engineering, 2007, 29(2): 1-8. (in Chinese)
- [3] Fiona M. Flightpath 2050: Europe's vision for air transport[C]// A Visionary Research Policy for European Aviation, 2011.
- [4] Europe Commission. Flightpath 2050: Europe's vision for aviation; Report of the high level group on aviation research [R]. Belgium: Brussels, 2011.
- [5] Reneaux J. Overview on drag reduction technologies for civil transport aircraft [C]// European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, 2004.
- [6] Obert E. Aerodynamic design of transport aircraft [M]. Delft University Press, 2009.
- [7] Abbas A, Gabriel G, Ferrer E, et al. Drag reduction via turbulence boundary layer control [J]. Science China Technological Sciences, 2017, 60(9): 1281-1290.
- [8] Quadrio M, Ricco P. Critical assessment of turbulent drag reduction through spanwise wall oscillations [J]. Journal of Fluid Mech, 2004, 521:251-271.
- [9] Valero E, Abbas A, Ferrer E. Drag Reduction technology review[C]// 2nd GRAIN2 open workshop on "Greening Aviation-A Global Challenge", 2015.
- [10] 刘沛清,张雯,郭昊. 大型运输机的减阻技术[J]. 力学与实践, 2018, 40(2): 129-139.  
Liu Peiqing, Zhang Wen, Guo Hao. Drag reduction technique for large transport aircraft[J]. Mechanics in Engineering, 2018, 40(2): 129-139. (in Chinese)
- [11] 周铸,黄江涛,高正红,等. 民用飞机气动外形数值优化设计面临的挑战与展望[J]. 航空学报, 2019, 40(1):522370.  
Zhou Zhu, Huang Jiangtao, Gao Zhenghong, et al. Challenges and prospects of numerical optimization design for large civil aircraft aerodynamic shape [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 522370. (in Chinese)
- [12] 谭伟伟,刘峰博,张一帆. 基于线性弹性体的网格变形方法研究[J]. 航空计算技术, 2017, 47(2): 37-40.  
Tan Weiwei, Liu Fengbo, Zhang Yifan. Study on linear elastic solid based grid deformation method [J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 47(2): 37-40. (in Chinese)
- [13] 刘峰博,郝海兵,李典,等. 离散伴随方法在气动优化设计中的应用[J]. 航空计算技术, 2017, 47(2): 33-36.  
Liu Fengbo, Hao Haibing, Li Dian, et al. Application of discrete adjoint method in aerodynamic shape optimization design [J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 47(2): 33-36. (in Chinese)
- [14] 白俊强,雷锐午,杨体浩,等. 基于伴随理论的大型客机气动优化设计研究进展[J]. 航空学报, 2019, 40(1):522642.  
Bai Junqiang, Lei Ruiwu, Yang Tihao, et al. Progress of adjoint-based aerodynamic optimization design for large civil aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 522642. (in Chinese)

- [15] Kenway G K W, Martins J. Multipoint aerodynamic shape optimization investigations on the common research model wing [C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [16] 蒋城, 刘峰博, 李典, 等. 面向阻力发散的CRM机翼气动优化设计[J]. 航空计算技术, 2019, 48(5): 46-49.  
Jiang Cheng, Liu Fengbo, Li Dian, et al. Aerodynamic optimization design of CRM wing faced on drag divergence [J]. Aeronautical Computing Technique, 2019, 48(5): 46-49. (in Chinese)
- [17] Wissink J, Rodi W. Direct numerical simulations of transitional flow in turbomachinery[J]. Journal of turbomachinery, 2016, 128: 668-678.
- [18] 李立, 田增冬, 梁益华. 射流控制湍流边界层减阻的初步数值研究[C]//首届空气动力学大会, 2018.  
Li Li, Tian Zengdong, Liang Yihua. An initial numerical investigation of turbulent boundary layer control for drag reduction with synthetic jet array [C]//The First Congress of China Aerodynamics, 2018. (in Chinese) (责任编辑 王为)

### 作者简介

李立(1977-)男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 计算流体力学、流动控制。

Tel: 15991781061

E-mail: westlili@163.com

刘峰博(1992-)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 计算流体力学; 优化设计。

梁益华(1967-)男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 计算流体力学。

## Towards Drag Reduction Via Numerical Aerodynamic Shape Optimization and Active Flow Control

Li Li\*, Liu Fengbo, Liang Yihua

AVIC Xi'an Aerodynamics Computing Technique Research Institute, Xi'an 710068, China

**Abstract:** It is long-term goal to increase lift and decrease drag in large aircraft design. In this paper, the state-of-art and perspectives for drag reduction technologies for civil aircraft are firstly reviewed, and then some recent new progress made by ACTRI group for drag reduction via numerical aerodynamic shape optimization and active flow control are reported. To do that, some advanced numerical techniques have been developed for accurate modeling turbulence boundary layer based on the Wall Modeled Large Eddy Simulation (WMLES) approach, and fast implementation of numerical aerodynamic shape optimization with an adjoint-equation based approach. Through the adjoint-equation based optimization approach, an engineering oriented aerodynamic shape optimization strategy and software framework towards to very large optimization parameters with engineering constraints for full aircraft had been established. It is demonstrated that the present numerical aerodynamic shape optimization approach is feasible to reduce the total drag on a full large aircraft (namely the NASA CRM transporter model) with practical engineering constraints more than 2%, while through active flow control with unsteady jet array for outer structure control of turbulent flat plate boundary layer, a 5%~6% Drag Reduction (DR) rate could be achieved in a middle Reynolds number case at  $Re_c=4700$ . It is concluded that both numerical aerodynamic shape optimization and active flow control could be two promising approaches for drag reduction of civil aircraft.

**Key Words:** turbulent drag reduction; active flow control; shape optimization; aerodynamic; CFD

Received: 2019-08-13; Revised: 2019-08-23; Accepted: 2019-08-30

Foundation item: China-EU RTD Cooperation Project on Flow Control (690623-DRAGY)

\*Corresponding author. Tel. : 15991781061 E-mail: westlili@163.com