

低阻常规布局客机巡航阻力特性研究

张礼, 高正红, 杜一鸣

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘要:对常规布局客机与机翼相关的减阻措施进行研究,通过减阻改善飞机性能。主要通过有层流流动机翼减小摩阻和弱激波机翼减小波阻,在机翼表面前缘维持一段层流区以减小摩阻,机翼剖面压力分布由中部顺压梯度区域向后缘逆压梯度区域和缓过渡形成弱激波减小激波阻力;机翼机身结合处加机身腹部整流增加结合处流速,减弱机翼机身结合处的附面层堆积,改善阻力性能;融合式翼梢小翼降低翼尖诱导阻力,研究小翼外形参数对降低诱导阻力、纵向力矩、偏航力矩的影响,得出降低翼尖诱导阻力效果好、力矩合适的翼梢小翼模型。由于翼身整流对机翼内翼段下表面的压力分布有显著影响,翼梢小翼会对翼尖的流动有重要影响,因此进行单方面的减阻是不可取的,需对与机翼相关的3种减阻措施进行一体化减阻设计研究,并对相应的减阻量进行评估,为常规布局类客机的减阻设计提供参考。通过对上述减阻措施的评估分析达到了减小阻力、提高常规布局客机巡航因子,改善飞机巡航性能的效果。

关键词:低阻常规布局客机;减阻;摩阻;波阻;翼身整流减阻;翼梢小翼;诱导阻力;巡航因子
中图分类号:V221.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2020)03-0580-09

常规气动布局^[1]是民用飞机常用的布局设计方式,技术成熟,有大量的研制、使用、维护经验,成为客机的重要布局形式。为达到相对运营客机燃油消耗减少30%,实现节能低碳,改善飞机性能的使用要求,国内外针对常规布局客机展开了研究。飞机巡航升阻比^[2]是改善飞机性能,降低油耗的核心,降低巡航阻力是飞机设计的永恒主题^[3-4]。客机的减阻^[5]措施主要有以下几方面:满足飞机驾驶员视角和雷达装载空间、客机座椅布置和货物装载空间、飞机起降要求的擦地角等总体设计对机身约束要求下,减弱后机身流动分离的机身外形^[6-7]减阻;弱激波机翼减阻,巡航状态机翼剖面中部的顺压梯度区域向后缘的逆压梯度区域和缓过渡,形成弱激波或基本无激波以减小机翼激波阻力^[8];减弱机翼机身结合处附面层堆积,改善阻力性能的翼身整流减阻;降低翼尖诱导阻力的翼梢小翼减阻。相关文献多是对单方面的减阻^[11]措施进行研究,较少有文献对这几种减阻措施进行一体化减阻设计研究,由

于这几种减阻措施有一定的关联性,例如翼身整流对机翼内翼段靠近翼根处剖面下表面的压力分布有显著影响,且这种影响遍及机翼内翼段^[20];翼梢小翼的存在也会对翼尖处的流动分布形态有重要影响;针对机翼摩阻的减阻设计会带来激波阻力增加。因此有必要对与机翼相关的减阻措施进行一体化减阻设计,并对相应的减阻量进行评估,为常规布局客机的减阻设计提供参考。

本文主要对常规布局客机与机翼相关的减阻^[9-10]措施开展研究,进行了有层流流动机翼减小摩阻和弱激波机翼减小波阻,在机翼表面前缘维持一段层流区^[11]以减小摩阻,机翼剖面中部的顺压梯度区域向后缘的逆压梯度区域和缓过渡,形成弱激波或基本无激波以减小机翼激波阻力,翼身整流减弱翼身结合处附面层堆积,增加翼身结合处流速,改善阻力性能;融合式翼梢小翼^[12]外形参数对降低翼尖诱导阻力的影响。

收稿日期:2019-07-12

作者简介:张礼(1982—),西北工业大学博士研究生,主要从事总体设计、飞行控制研究。

1 计算方法验证

普朗特的边界层理论,将机翼的边界层分为层流和湍流两类,指出层流边界层摩阻远小于湍流边界层,而机翼表面^[13-14]摩阻是机翼阻力的重要来源。机翼带有 KINK 转折的大中型跨音速客机巡航状态的雷诺数达到千万量级,在高雷诺数下,机翼边界层转捩^[15]提前。对于此类机翼带有 KINK 转折的大中型跨音速客机,文献^[16-18]的研究结果表明,横流效应(C-F波)通常在机翼内翼段更强,转捩位置较 KINK 位置处的外翼段更靠前,此类构型外翼段转捩基本由二维 T-S 波不稳定性主导,高雷诺数下之所以能在机翼前缘存在一段层流区,这是由于机翼前缘相对速度较低且处于低速的加速区,有较稳定的顺压梯度。

1.1 转捩模型的验证

为验证本文转捩模型的有效性,对标模 DLR-F4 进行数值模拟,该模型为典型跨音速标准模型,机翼前缘后掠角 27.1°,后缘后掠角为 18.9°,1/4 弦线后掠角 25°,展弦比为 9.5。图 1a) 为文献^[19]DLR-F4 构型跨音速下不同雷诺数的转捩风洞试验。转捩计算采用 $\gamma\text{-}\bar{Re}_\theta$ 转捩模型,根据计算环境自动判断转捩。图 1b) 为与文献^[19]同模型同状态下计算的摩阻分布,可以看到数值模拟结果与风洞试验现象基本吻合。在雷诺数 6×10^6 时机翼上表面均存在大面积层流区,且内翼段的层流区长度明显小于外翼段,随着雷诺数的提高,整个翼面的转捩位置前移。在雷诺数 1.7×10^7 下风洞试验与本文计算结果均在机翼上表面前缘存在一段层流区,只是本文计算结果在内翼段出现了层流区,这是由于本文转捩模型未引入横流转捩修正,而横流效应在机翼 Kink 位置处的内翼段更强,且外翼段转捩基本由二维不稳定性主导,同时高雷诺数下层流区本身较短,因此采用本文的转捩模型进行数值模拟对气动特性影响不大。

1.2 翼身整流减阻和翼梢小翼降低诱导阻力计算方法验证

为对翼身整流外形减阻和翼梢小翼模型减阻的阻力特性进行评估,需采用有效的计算方法,计算采用雷诺平均 Navier-Stokes 方程,湍流模型选取 k- ω 湍流模型。为验证计算模型的有效性,对 F6 标模进行数值模拟,该模型为半模,参考面积 0.072 7 m²,参考弦长 0.141 2 m,半展长 0.585 647 m。计算状态

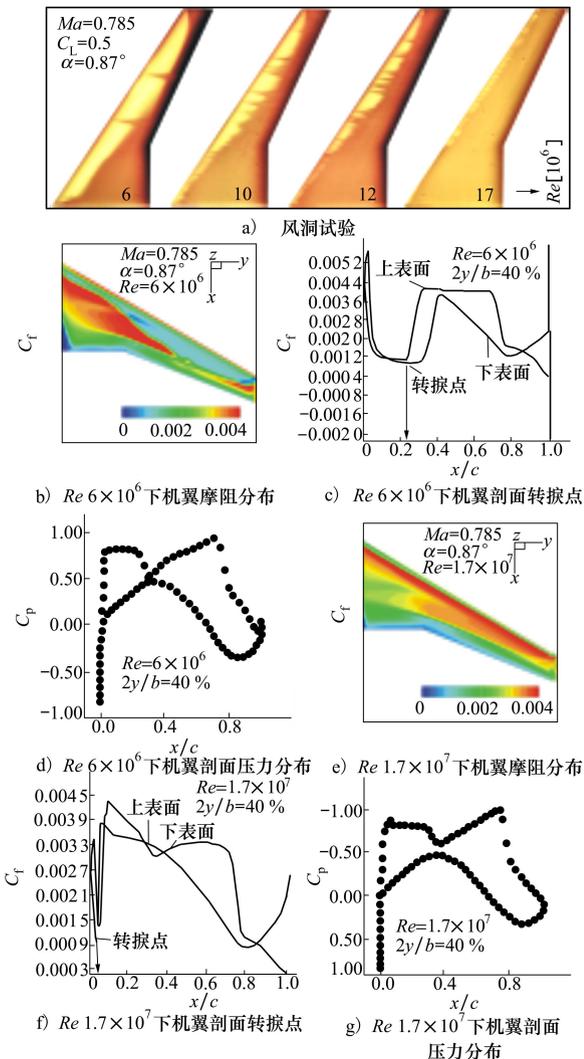


图 1 计算与风洞试验对比

为 0.751 6Ma,迎角 1.23°,计算结果下机翼不同剖面的压力分布如图 2 所示,与试验数据吻合较好,采用的计算方法有较好可行性。

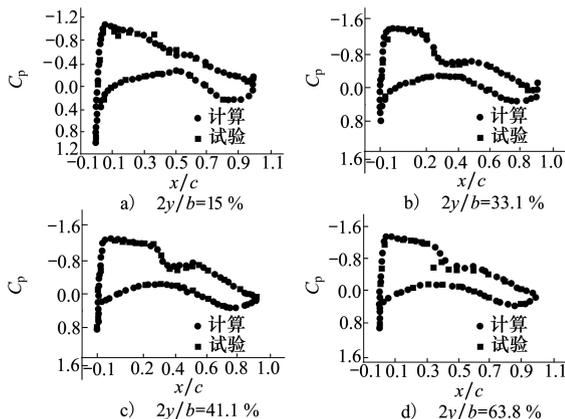


图 2 计算方法验证

2 层流流动机翼和弱激波机翼

基于建立的单通道飞机外形,机翼翼展 30 m,参考面积 102 m²,后掠角 27°,机翼展向剖面形状如图 3 所示。



图 3 机翼展向剖面形状

机身外形在设计状态下外形阻力较小,纵向俯仰力矩合适,有好的机头下视角,满足起降要求的机身尾部擦地角,后机身有少许流动分离,机身外形的减阻见文献[7],全机外形如图 4a)所示。飞机巡航状态:0.785Ma,飞行高度 11 km,2°飞行迎角,飞行雷诺数 1.9×10^7 。网格采用 O-H 混合网格,为提高计算精度和效率,对外形曲率变化较大的区域如机头、机翼、尾翼前缘、机翼机身结合处、整流罩与机翼机身结合处、机翼 Kink 转折处等外形曲率变化较大的区域进行网格局部加密,外形曲率变化较小的区域如机翼尾翼最大厚度处网格适度稀疏,同时机翼展向的网格分布尽可能与机翼前缘平行,表面网格分布如图 4b)所示。

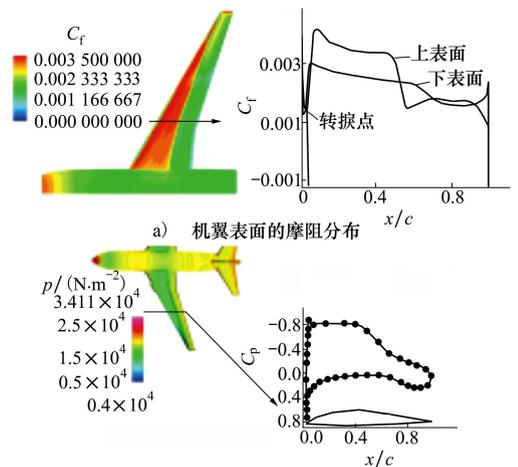


a) 常规布局外形 b) 常规布局网格分布

图 4 常规布局外形与网格分布

对上述外形进行数值模拟,计算采用雷诺平均 N-S 方程,转捩模型采用 γ - \tilde{Re}_θ 转捩模型,根据计算环境判断转捩。图 5a) 为计算的机翼表面摩阻分布,可以看到机翼上表面前缘存在当地弦长 4% 的一段层流区,其余为湍流区,达到了低阻机翼在机翼前缘保持一段层流区以减小摩阻。在高雷诺数和大后掠角机翼上保持当地弦长百分之几十的层流区是较难实现的,但在机翼前缘形成当地弦长 5% 左右的层流区是可实现的,因此本文侧重于机翼前缘有

层流流动的研究。机翼上表面前缘之所以能存在一段层流区,主要是由于机翼前缘沿弦向产生较稳定的有利压力梯度,处于低速的加速区,而沿展向的横向流动对机翼前缘稳定的有利压力梯度影响不显著。随着气流进入机翼表面高速的加速区,出现一小段逆压梯度直接导致机翼流动的转捩,高雷诺数下层流边界层与沿弦向的顺压梯度和速度密切相关。图 5b) 为机翼 KINK 位置处剖面压力分布,在机翼剖面前缘的升力适中,压力分布由剖面中部顺压梯度区域向后缘的逆压梯度区域和缓过渡,形成弱激波或无激波,减小了激波阻力。由机翼上表面的压力云图可知,机翼上表面保持大面积低压区,约为当地弦长的前 70% 区域,这是升力有保证的体现,同时前部低压区与后部压力较高区域和缓过渡。机翼是飞机产生升力的主要部件,机翼的减阻设计需要在满足一定的升力约束下来进行,单纯的减阻是不可取的。



b) 模型上表面压力云图与 Kink 位置剖面压力分布

图 5 低阻常规布局客机特性

图 6 为机翼展向不同站位的压力分布,内翼段靠近机身处由于机身的干扰,剖面前缘的压力分布有损失,随着远离机身这种干扰逐渐减弱,机翼中部剖面的压力分布形态接近二维翼型的压力分布形态,且前缘低压区向后缘高压区和缓过渡没形成强激波。由机翼中部到翼尖处,由于翼尖效应的影响,压力分布形态逐渐变得瘦削,剖面前缘的负压峰值增大,而后缘的升力损失较大。

通过对该飞机外形巡航状态下的数值模拟,全机升力系数为 0.3,阻力系数 0.014 887,全机升阻比达到 20.1,起到了外形减阻提高升阻比的效果。

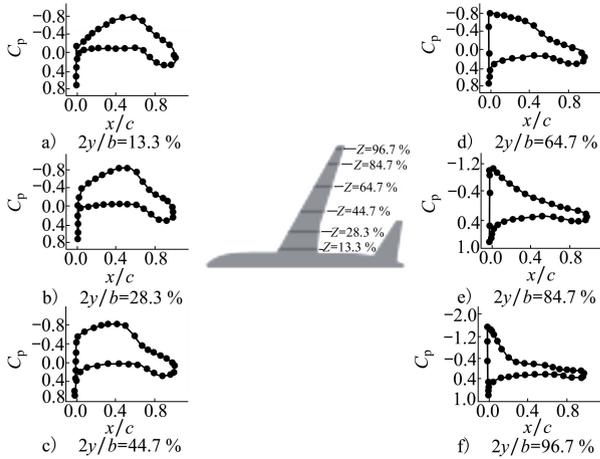


图 6 机翼展向不同剖面的压力分布

3 翼身整流减阻

翼身结合处由于附面层堆积造成阻力增加,在此处进行整流减阻设计能起到减小阻力,提高飞机性能的效果。整流减阻采用文献[20]中整流罩3的减阻方案,翼身结合处加机身腹部整流,整流包截面外凸,与机身的夹角为钝角,在气流的作用下附面层不易在翼身结合处堆积,整流罩的弦向截面与机翼剖面形状接近,以减弱整流罩对机翼的干扰。前部整流范围为翼身结合处机翼弦长的0.15倍,后部整流范围为翼身结合处弦长的0.3倍,保证后部整流有足够的长度,整流外形建模如图7左部所示,前部边界、后部边界、上边界、下边界均为整流罩与机身相交边界,控制截面1-5控制整流罩横向轮廓,前部边界与控制截面1、后部边界与控制截面5填充生成整流罩前部与后部外形,上下边界与控制截面1-5拉伸成型生成整流罩中部外形,带整流罩的飞机外形如图7右部所示。

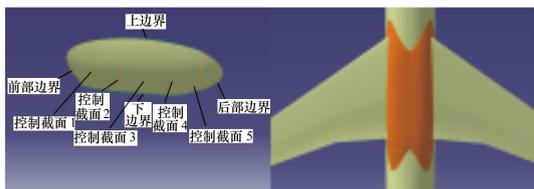


图 7 整流罩建模示意图(左)与整流外形(右)

在整流外形基础上生成气动网格,为对比计算准确性,整流外形与未整流外形有相同的远场网格分布和表面网格分布,只是整流罩处的网格略有不同

同,带整流罩外形的网格分布如图8所示。整流罩减阻优化过程如图9所示,进行CFD数值模拟计算,达到减阻效果则结束迭代,如没达到减阻效果,返回对整流罩外形进行优化,生成网格并计算,直到达到减阻效果为止。

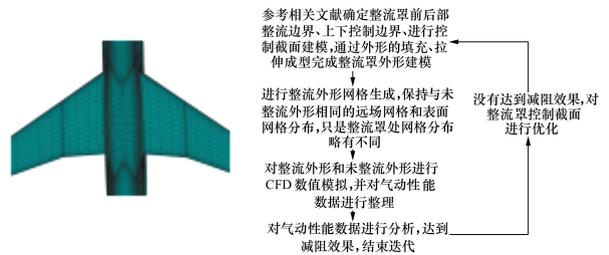


图 8 整流罩外形网格分布 图 9 整流罩优化流程

图10整流前后靠近翼根机翼剖面压力分布可以看到,整流后相比整流前接近翼身结合处机翼剖面上翼面前缘和后缘的压力峰值较大,中部有所减小,相比整流前翼身整流后在翼身结合处上表面产生更大流速,使附面层不易在结合处堆积,翼身整流减阻的本质就是增加翼身结合处流速吹除附面层,这正是翼身整流减阻效果的佐证。整流后下翼面升力有所损失这正是整流后全机升力有损失的原因。这种影响随着远离翼根也不变,只是逐渐减弱。这也正是要进行机翼机身一体化整流减阻的原因,图11为整流外形翼身结合处的表面流线。

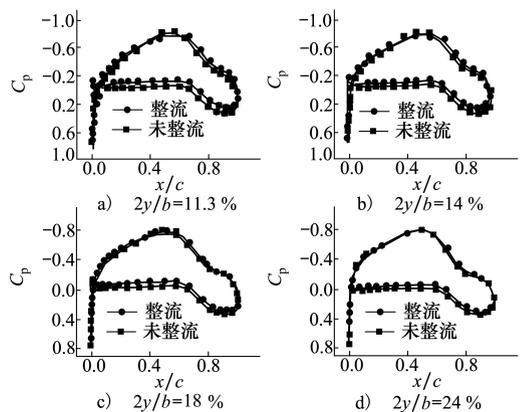


图 10 整流前后靠近翼根处机翼剖面的压力分布

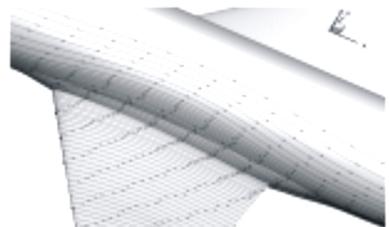


图 11 整流罩外形表面流线

表 1 整流前后气动特性对比

外形	C_L	C_D	L/D
未整流外形	0.3	0.014 887	20.1
整流外形	0.294	0.014 617	20.1

表 1 为整流前后减阻效果对比,计算显示达到了减阻的效果,整流后升力有少许下降,升力系数相比未整流外形降低 2%,阻力系数降低 1.8%,升阻比没有改善,符合相关文献[20]的研究结果。

4 融合式翼梢小翼降低翼尖诱导阻力减阻

在亚音速流场中,有迎角的三维机翼在产生升力的同时,在机翼翼尖处形成一定强度的漩涡向后拖出,合力沿自由来流方向有一个投影即为诱导阻力。诱导阻力也称升致阻力,在亚音速时,诱导阻力系数为

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (1)$$

A 为机翼展弦比, e 为诱导阻力因子。

翼梢小翼起到端板的作用,减小翼梢诱导阻力,文献[12]对融合式翼梢小翼、上下双片式翼梢小翼、翼梢涡扩散器进行了研究,对带来的结构问题进行分析。本文侧重于融合式翼梢小翼外形参数对降低翼尖诱导阻力、纵向、航向力矩特性的影响研究。

融合式翼梢小翼是一种翼尖气动装置,通过降低诱导阻力和翼尖涡流阻力来提高飞机性能,是单片式翼梢小翼改进型,机翼和翼梢小翼之间光滑后掠过渡,曲面光滑,能减少小翼与机翼之间的气动干扰。决定翼梢小翼的参数有小翼高度、后掠角、尖削比、上反角。在翼梢小翼建模过程中,翼梢小翼零上反角与机翼处于同一平面时,翼梢小翼的前缘后掠角、后缘后掠角与机翼 KINK 转折处外侧的机翼前缘后掠角和后缘后掠角相同,在机翼翼梢和翼梢小翼翼根间建立偏转轴,偏转相应角度,通过曲线保持机翼与翼梢小翼的前后缘相切,在相切曲线的导引下通过曲面拉伸成型使机翼与翼梢小翼平滑光滑过渡,得到翼梢小翼上反 20°,40°,50°,70°,90°下的飞机外形,由于偏转轴与机翼前缘的夹角不是 90°,所以小翼上反后前后缘的投影与机翼的前后缘是不平行的。在这种建模情况下确定小翼高度后,翼梢小

翼的后掠角和尖削比是固定的,只有上反角作为变化参数。建立的融合式翼梢小翼不同上反角模型如图 12a)所示和翼梢小翼平面图如图 12b)所示,图 12c)和图 12d)分别为翼梢小翼上反 40°下的飞机几何外形和表面网格分布。

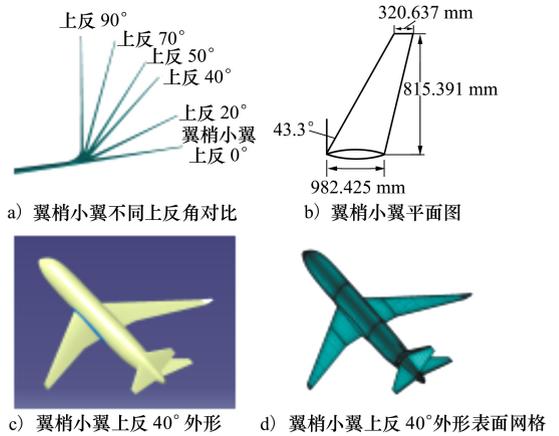


图 12 不同上反角下的翼梢小翼模型

使用 CFD 数值模拟对没有翼梢小翼模型和加装翼梢小翼模型进行气动特性分析,从图 13a)可以看到,由于机翼中部较少受到其他因素的干扰,流动接近于二维流动,剖面压力分布形态接近于二维翼型的压力分布形态,同时高压区向低压区和缓过渡。

为比较加装翼梢小翼对机翼气动特性的改善,对没有翼梢小翼和加装翼梢小翼模型接近翼尖位置处的机翼剖面压力分布形态进行比较如图 13b)所示。可知受翼梢效应的影响,没有翼梢小翼的机翼剖面压力分布形态变得瘦削,加装翼梢小翼后压力分布形态相比没有翼梢小翼模型的压力分布形态更饱满,减弱了翼梢效应,相应产生更大的升力。这也正是需要对机翼减阻与翼梢小翼减阻进行一体化减阻的原因所在。

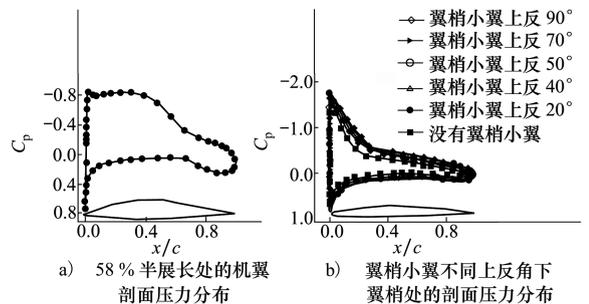


图 13 机翼剖面的压力分布

全机的气动特性对比如图 14 所示,图 14a)加

装翼梢小翼模型相比没有翼梢小翼模型的升力特性,在小迎角范围略有提高,以 2° 迎角为例,翼梢小翼上反 $20^\circ, 40^\circ, 50^\circ, 70^\circ, 90^\circ$ 模型相比没有翼梢小翼模型升力系数分别提高 $2.4\%, 2.7\%, 2.4\%, 2\%, -1\%$,且随迎角的增加升力特性的改善越好。

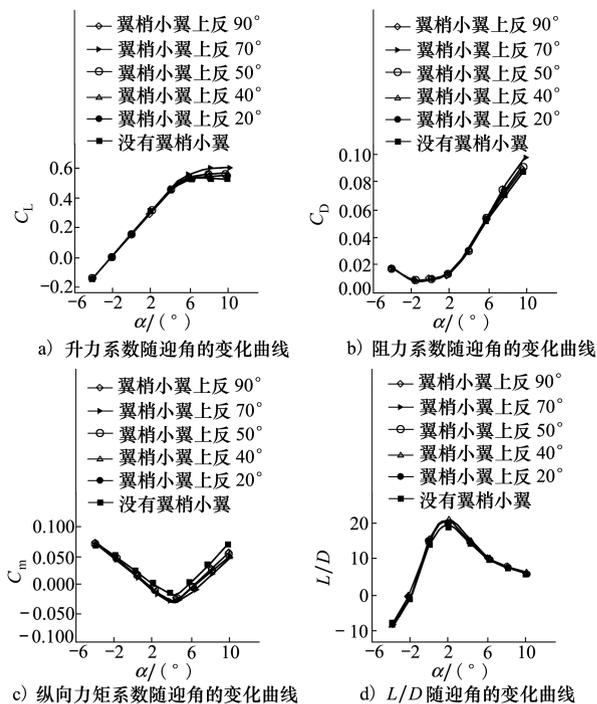


图 14 不同上反角下的翼梢小翼模型的气动特性

图 14b) 中,在小迎角 -2° 到 2° 翼梢小翼模型相比没有加装翼梢小翼模型能获得阻力减小的收益,以 2° 迎角为例,翼梢小翼上反 $20^\circ, 40^\circ, 50^\circ, 70^\circ, 90^\circ$ 模型阻力系数相比没有翼梢小翼模型分别减小 $0.5\%, 1.5\%, 1\%, 0.87\%, -0.4\%$,但随迎角的增加,由于出现非线性的影响,加装翼梢装置模型相比没有翼梢小翼模型阻力增加较多。这是由于加装翼梢小翼获得诱导阻力减小的同时也带来了其他形式阻力的增加。主要有以下 2 个方面:翼梢装置会增加机翼的浸湿面积带来一部份额外的摩阻;翼梢小翼与机翼连接处会由于干扰效应产生干扰阻力。可见,加装翼梢小翼虽然能减小诱导阻力,但需要扣除其自身的摩阻、干扰阻力才能获得阻力减小的净收益。本文计算结果在不扣除翼梢小翼带来的阻力下,在小迎角 -2° 到 2° 下能获得诱导阻力减小的收益。

图 14c) 中,加装了翼梢小翼后,俯仰力矩线性段的斜率增加,相应的纵向静稳定性^[21]增大,且在

相同迎角下加装翼梢小翼模型相比没有翼梢小翼模型,有更大的低头力矩。这是由于翼梢小翼减弱了翼尖处机翼上表面气流的内流和机翼下表面的外流,使翼梢的升力有所增加,而翼梢位于气动中心之后,从而产生了使飞机低头的俯仰力矩。在 -4° 到 4° 的小迎角范围,没有翼梢小翼模型和有翼梢小翼模型的俯仰力矩均保持较好的线性段。随迎角增加, 4° 迎角以后俯仰力矩出现不同程度的上仰,出现“勺型区”^[1],这是由于在大迎角飞行情况下,机翼内翼段出现局部的分离,焦点前移产生上仰的抬头力矩。

图 14d) 加装翼梢小翼模型相比没有翼梢小翼模型,在迎角 0° 到 4° 范围,升阻比获得提高,以 2° 巡航迎角为例,没有翼梢小翼模型升阻比为 20.1 ,翼梢小翼上反 $20^\circ, 40^\circ, 50^\circ, 70^\circ, 90^\circ$ 模型升阻比分别提高 $3\%, 4.5\%, 3.5\%, 3\%, 0.5\%$,其中翼梢小翼上反 40° 升阻比达到 21 。

翼梢小翼对全机的航向稳定性有重要影响,从图 15 翼梢小翼不同上反角下全机偏航力矩系数随侧滑角的变化曲线可以看到,在 -4° 到 4° 迎角为线性段,且航向静稳定度为正($C_n/\beta > 0$),为航向静稳定。相比没有翼梢小翼模型,加装翼梢小翼模型随上反角的增大偏航力矩系数绝对值是先增大后减小,相应的偏航静稳定度($|C_n/\beta|$)稍有增大。在相同侧滑角下的偏航力矩系数在 20° 到 70° 上反角下逐渐增大,在上反角为 90° 时,偏航力矩系数减小,且小于没有翼梢小翼模型,可见当上反角为 90° 时翼梢小翼起到了双立尾的作用,有减小偏航的作用。

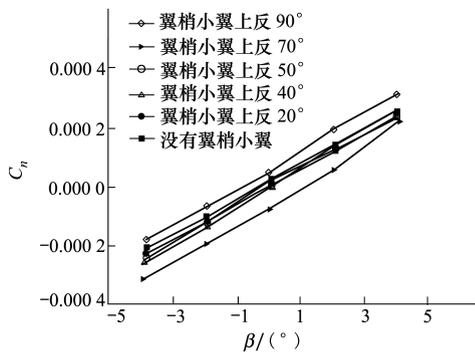


图 15 偏航力矩系数随侧滑角的变化关系曲线

综上所述,翼梢小翼取上反角 40° ,在此情况下加装翼梢小翼模型达到最大升阻比 21 ,对升力系数和阻力系数的改善较好,俯仰力矩和偏航力矩可接受。

5 对各种减阻措施的评估与分析

翼身整流减阻、翼梢小翼不同上反角减阻对全机升力系数、阻力系数、升阻比和纵向力矩的影响整理如表 2。

为评估分析各种减阻措施,现将低阻机翼减阻、

表 2 各种减阻效果对比

减阻措施	C_L	C_D	L/D	C_m
低阻机翼减阻	0.3	0.014 887	20.1	0.007 9
翼身整流减阻	0.294/-2%	0.014 617/-1.8%	20.1/0%	0.002 6/-67%
上反 20°	0.301/+2.4%	0.014 55/-0.5%	20.7/+3%	-0.011 2/-530%
上反 40°	0.302/+2.7%	0.014 4/-1.5%	21/+4.5%	-0.008 8/-438%
翼梢小翼减阻	0.301/+2.4%	0.014 47/-1%	20.8/+3.5%	-0.007 3/-380%
上反 70°	0.3/+2%	0.014 49/-0.87%	20.7/+3%	-0.005/-292%
上反 90°	0.297/-1%	0.014 67/+0.4%	20.2/+0.5%	-0.001 35/-152%

表 2 各种减阻措施的对比分析,在低阻机翼的基础上进行翼身整流减阻,在翼身整流的基础上进行翼梢小翼整流减阻,可以看到低阻机翼达到了很好的减阻效果;整流减阻后全机升力系数有少许下降,阻力系数减小 1.8%,升阻比不变;在整流减阻的基础上进行翼梢小翼降低诱导阻力减阻,实现了机翼减阻、翼身整流减阻与翼梢小翼一体化减阻,此情况下升力系数提高,阻力系数降低,取得了较好减阻效果,同时低头力矩稍有增大,其中以翼梢小翼上反 40°减阻效果最好,升力系数提高 2.7%,减阻 1.5%,升阻比提高 4.5%,达到 21。

通过上述的减阻措施低阻常规布局客机的巡航升阻比 (L/D) 达到 21,巡航因子 (MaL/D) 达到 16.485,相对于文献[5]中普通常规布局客机巡航升阻比 (L/D) 18.2,巡航因子 (MaL/D) 14.29,分别提高 15.4%,15.4%,达到了提高巡航升阻比,改善巡航效率的目标。

6 结 论

本文针对常规布局类客机与机翼相关的减阻措施进行一体化减阻研究,改善巡航升阻比以提高巡航因子,全机的巡航升阻比 (L/D) 达到 21,巡航因子 (MaL/D) 达到 16.485,形成以下结论:

1) 层流流动机翼减阻和弱激波机翼减阻,通过在机翼上表面前缘形成 4%当地弦长的一段层流区

以减小摩阻;机翼剖面的压力分布从中部的顺压区向后缘逆压区和缓过渡,形成弱激波以减小激波阻力;机翼表面的压力分布云图显示在机翼上表面保持了前 70%当地弦长的大面积低压区,低压区向后缘压力较大区域和缓过渡。

2) 通过对翼身结合处加机身腹部整流减阻,机翼内翼段剖面压力分布相比未整流前上表面前后缘有更大的负压峰值,相应的流速有所增大,达到通过整流增加翼身结合处流速减弱结合处附面层堆积,改善阻力性能的效果,减阻 1.8%,升阻比不变。同时机翼内翼段下表面升力有所损失,这是整流相比整流前升力有损失的原因所在。

3) 翼梢小翼降低翼尖诱导阻力减阻,翼尖加装融合式翼梢小翼,研究翼梢小翼不同上反角对降低翼尖诱导阻力、纵向力矩、航向力矩的影响。加装翼梢小翼后翼尖压力分布形态饱满,相应产生更大升力,诱导阻力减小。对加装翼梢小翼全机阻力的计算分析显示,在巡航迎角附近达到减小阻力的效果,其中以融合式翼梢小翼上反 40°减阻效果最好,升阻比达到 21,在迎角增大后由于流动干扰和非线性的原因减阻效果不显著;同时由于翼梢小翼处在气动中心之后,相比没有翼梢小翼外形产生低头力矩;翼梢小翼随着上反角的增大,偏航静稳定度稍有增大,相同侧滑角下偏航力矩先增大后减小,当翼梢小翼上反角为 90°时起到双立尾的作用,有减小偏航的作用。

参考文献:

- [1] 李为吉. 飞机总体设计[M]. 西安:西北工业大学出版社,2004
LI Weiji. Aircraft Preliminary Design[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2004 (in Chinese)
- [2] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京:航空工业出版社,1997
FANG Baorui. Aircraft Aerodynamic Layout Design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997 (in Chinese)
- [3] RAYMER D P. Aircraft Design: A Conceptual Approach[M]. 5th ed. USA: AIAA Education Series, 2012
- [4] 黄俊. 未来大型客机气动布局设计[J]. 航空制造技术, 2010(19): 26-29
HUANG Jun. Aerodynamic Configuration Design of Future Large Aircraft[J]. 航空制造技术, 2010(19): 26-29 (in Chinese)
- [5] 艾俊强. 典型高升阻比飞机气动布局及其发展[J]. 航空科学技术, 2014(3): 1-5
AI Junqiang. Typical High Lift-Drag Ratio Aerodynamic Layout and Development for Aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014(3): 1-5 (in Chinese)
- [6] 张彬乾, 王元元, 段卓毅, 等. 大上翘机身后体设计方法[J]. 航空学报, 2010, 31(10): 1933-1939
ZHANG Binqian, WANG Yuanyuan, DUAN Zhuoyi, et al. Design Method for Large Upswept After Body of Transport Aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(10): 1933-1939 (in Chinese)
- [7] ZHANG Li, GAO Zhenghong, DUYiming. Drag Reduction on the Fuselage Shape[C]//The Proceeding of the Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Chengdu, 2018: 376-385
- [8] OLAF Brodersen, SIMONE Crippa, et al. DLR Results From the Fourth AIAA Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(4): 1135-1147
- [9] 朱自强, 鞠胜军, 吴宗成. 层流流动主/被动控制技术[J]. 航空学报, 2016, 37(7): 2065-2087
ZHU Ziqiang, JU Shengjun, WU Zongcheng. Laminar Flow Active/Passive Control Technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2065-2087 (in Chinese)
- [10] 张彦仲. 大飞机气动总体技术的发展[J]. 中国工程科学, 2009, 11(5): 4-17
ZHANG Yanzhong. The Development of Aerodynamics & Configuration Technology for Large Aircraft[J]. Engineering Sciences, 2009, 11(5): 4-17 (in Chinese)
- [11] 乔志德. 自然层流超临界翼型的设计研究[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(4): 24-29
QIAO Zhide. Design of Supercritical Airfoils with Natural Laminar Flow[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1998, 12(4): 24-29 (in Chinese)
- [12] 司亮, 王和平, 龚翠翠. 翼梢装置对机翼气动、结构特性影响研究[J]. 空气动力学报, 2011, 29(2): 177-181
SI Liang, WANG Heping, GONG Cuicui. Investigation of Effects of Winglets on Wing's Aerodynamic and Structural Behavior[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(2): 177-181 (in Chinese)
- [13] 杨清真, 张仲寅. 超临界层流机翼边界层及气动特性分析[J]. 航空学报, 2004, 25(5): 438-442
YANG Qingzhen, ZHANG Zhongyin. Analysis of the Boundary Layer and Aerodynamic Characteristics of a Supercritical Laminar Wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(5): 438-442 (in Chinese)
- [14] 朱自强, 吴宗成, 丁举春. 层流流动控制技术及应用[J]. 航空学报, 2011, 32(5): 765-781
ZHU Ziqiang, WU Zongcheng, DING Juchun. Laminar Flow Control Technology and Application[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(5): 765-781 (in Chinese)
- [15] JAMES G. CODER. Overflow Analysis of the DLR-F11 High-Lift Configuration Including Transition Modeling[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(4): 1082-1097
- [16] LANGLOIS M, MASSON C, PARASCHIVOIU I. Fully Three-Dimensional Transition Prediction on Swept Wings in Transonic Flows[J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(2): 254-259
- [17] LANGLOIS M, MASSON C, KAFYEKE F, Paraschivoiu I. Automated Method for Transition Prediction on Wings in Transonic Flows[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(3): 460-468
- [18] GRABE C, NIE SY, KRUMBEIN A. Transition Transport Modeling for the Prediction of Cross Flow Transition[R]. AIAA-2016-3572
- [19] UWE FEY, YASUHIRO EGAMI, ROLF H. ENGLER. High Reynolds Number Transition Detection by Means of Temperature Sen-

sitive Paint[R]. AIAA-2006-514

[20] 张礼,高正红. 下单翼布局飞机不同整流减阻特性研究[J]. 航空工程进展,2018, 9(2): 197-202

ZHANG Li, GAO Zhenghong. The Studying of Different Fairings for Fairing and Drag Reduction on the Low-Wing Layout Aircraft [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(2): 197-202 (in Chinese)

[21] 张声伟,董建鸿,周林. 气动配平及配平损失计算方法研究[J]. 航空工程进展,2010,1(2):132-136

ZHANG Shengwei, DONG Jianhong, ZHOU Lin. Calculating Method Research of Aerodynamic Trim and Trim Expense[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(2): 132-135 (in Chinese)

Study on Cruise Drag Characteristics of Low Drag Normal Layout Civil Aircraft

ZHANG Li, GAO Zhenghong, DU Yiming

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: This paper focus on the wing shape related drag reduction measures of normal layout civil aircraft, through the drag reduction to improve the aircraft performance. Mainly by the laminar flow wing to reduce skin drag and weak shock wave wing to reduce shock drag, to keep a section of laminar zone on the wing leading edge to reduce skin drag, the wing profile's pressure distribution transit from the middle part's tonsure pressure zone to the trailing edge's inverse pressure gradient zone gentle to reduce the shock drag. The wing body junction plus the body belly fairing to increase the junction flow velocity, through increase flow velocity to weak the boundary layer stacked at the junction, improve the drag performance. The blended winglet to reduce the wing tip induced drag, study the shape parameters impact on the drag reduction, longitudinal moment and directional moment, attain the winglet model with drag reduction effect, suitable pitching moment and directional moment. For the wing body fairing have significant impact on the wing shape lower surface pressure distribution, the winglet have important impact on the wing tip flow, so the single part drag reduction measure is not feasible, need to carry out integrated drag reduction study on the wing related three drag reduction measures, and study the drag reduction measure's drag reduction decrement, put a reference for the normal layout civil aircraft's drag reduction. Through the above drag reduction measure's assessment attain the effect of drag reduction and rising the normal layout civil aircraft's cruise ratio, improving the cruise performance.

Keywords: low drag normal layout civil aircraft; drag reduction; skin drag; shock wave drag; wing body fairing and drag reduction; blended winglet; induced drag; cruise factor