

大型飞机铰链下垂前缘多段翼型气动优化设计与研究

Aerodynamic Optimization Design and Research on the Hinged Droop-nose Multi-element Airfoil for Large Aircraft

王一帆 田云 刘沛清 王宇晨 / Wang Yifan Tian Yun Liu Peiqing Wang Yuchen
(北京航空航天大学,北京 100191)

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要:

随着增升装置的发展,新型商用飞机机翼内侧采用了结构简单的铰链下垂前缘,与使用最多的前缘缝翼相比,它具有减阻降噪,提高升阻比等优点。针对大型飞机铰链下垂前缘翼型进行了气动优化设计及数值研究。首先设计出铰链下垂前缘的二维翼型,然后通过 iSIGHT 平台对翼型进行气动优化,分析铰链下垂前缘翼型的低速气动特性,并且得出最佳翼型,最后与前缘缝翼翼型的气动性能进行对比,说明使用铰链下垂前缘的可行性。

关键词:增升装置;铰链下垂前缘;优化设计

中图分类号:V211.41

文献标识码:A

[Abstract] With the development of high lift devices, hinged droop-nose with simple structure is used inside the wing of the new commercial aircraft. Compared to the most common slat, it can reduce drag and noise, improve lift-drag ratio and so on. In this paper, aerodynamic optimization design and computational investigation on the hinged droop-nose airfoil for large aircraft is studied. First, a two-dimensional airfoil for hinged droop-nose is designed. Then airfoil aerodynamic optimization through iSIGHT platform is conducted. The low speed aerodynamic characteristics of the hinged droop-nose airfoil are analyzed and the best airfoil is obtained. At last, compared with slat in terms of aerodynamic performance, and so the feasibility of the hinged droop-nose is verified.

[Key words] High Lift Device; Hinged Droop-nose; Optimization

0 引言

增升技术的重大突破将对进一步提高新一代民用客机的气动性能起到关键性作用,在世界范围内也是一个很有挑战性的研究课题^[1]。

最早出现的前缘增升装置是铰链下垂前缘,随后出现了固定缝翼,被用于巡航速度较低的短距起降飞机;然后出现了克鲁格襟翼,使气动性能进一步提升,但它的执行机构是复杂的四连杆机构;直到前缘缝翼出现,前缘增升装置的性能和执行机构的复杂程度达到一个顶峰。然而随着飞机的航程增加,燃油消耗量增大,所需要的机翼面积也增大,

因此对增升装置的要求开始降低。特别是伴随着飞机噪声要求的提高,增升装置设计的指导思想转变为在满足气动要求及噪声要求的前提下尽可能简单可靠,最新的商用飞机如 A380 在机翼内侧便采用了铰链下垂前缘式的前缘增升装置^[2]。

铰链下垂前缘增升装置的优势主要有:(1)在起飞状态时,由于减小了机翼的阻力,使升阻比大大提高,同时升力的损失并不大^[2-4];(2)降低了起飞和着陆时的噪声;(3)在巡航状态时,它可以使上下翼面的气流都保持层流状态^[5],减小了巡航阻力;(4)在机翼内侧使用铰链下垂前缘增升装置可以使得内翼较外翼提前失速,改善了机翼的失速特

性;(5)铰链机构结构简单、重量轻,降低了制造维修成本,很好地满足了飞机总体技术要求^[6]。

基于以上所述内容,本文针对铰链下垂前缘翼型进行了优化设计及数值研究,分析了使用铰链下垂前缘的可行性。

1 铰链下垂前缘翼型设计

带有前、后缘增升装置的机翼,由于其前、后缘增升装置互相影响,使二维翼型的气动问题比较复杂,本文认为线性影响因素占主导地位,所以简化和近似为线性问题来研究。具体来讲,针对起飞和着陆构型,使翼型后缘不变,改变前缘的形状和位置参数来进行研究。

铰链下垂前缘依靠简单铰链机构下偏,其运动轨迹为一段圆弧,因此起飞、着陆构型由转轴位置及偏角控制,这两个参数对翼型的气动性能会产生明显的影响,是铰链下垂前缘非常重要的气动参数。

铰链下垂前缘的设计参数如图1所示,其中:

α 为铰链下垂前缘偏角($^{\circ}$);

p 为转轴位置,是指铰链下垂前缘转轴到前缘

的垂直距离与当地机翼弦长之比: $p = \frac{c_p}{c}$ 。

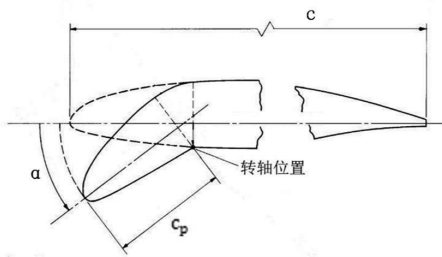


图1 铰链下垂前缘的设计参数

2 铰链下垂前缘翼型的多目标优化设计方法

2.1 优化平台搭建

优化平台主要由以下四个模块构成。

(1)自动造型模块:生成铰链下垂前缘的翼型外形,其造型生成程序是通过C++自行编写的,并编译生成单独的可执行文件。

(2)网格自动生成模块:在自动造型模块执行完毕之后立即启动,调用网格生成软件自动生成翼型网格,并导出为求解器可识别的网格文件,采用四周远场为圆形的网格,壁面第一层网格高度为翼型弦长。

(3)气动分析模块:调用CFD求解器根据事先编写好或自动生成的网格及配置文件,同时对四个工况进行计算,并返回计算结果,计算的来流 Ma 为0.2, Re 为 4.6×10^6 ,求解方法为Simple算法,离散格式为二阶迎风格式,湍流模型为一方程S-A模型。

(4)优化算法模块:由iSIGHT提供。考虑到本文所涉及的气动问题比较复杂,需要通过全局优化方法找到最优解,因此本文所采用的主要优化算法是带精英策略的非支配排序遗传算法(NSGA-II, Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm-II)。

优化流程如图2所示。

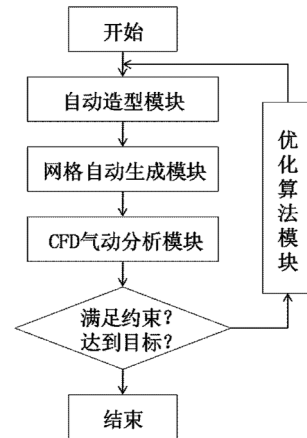


图2 优化设计流程示意图

2.2 优化参数定义

主要包括设计变量和目标函数的定义。

该平台共有三个设计变量,分别为起飞时前缘的下偏角 α_1 、着陆时前缘的下偏角 α_2 、转轴位置 p 。选择转轴位置15%,起飞偏角 25° ,着陆偏角 30° 作为翼型优化的初始设计变量。

优化目标为五个,分别为起飞 8° 迎角时升阻比 K_8 和升力系数 Cl_8 ,起飞 15° 迎角时的升力系数 Cl_{15} ,着陆 8° 和 15° 时的升力系数 Cl_{l8} 和 Cl_{l15} ,最大为优。

2.3 优化结果分析

遗传算法每代30个体,进化20代,共生成了约 $30 \times 20 = 600$ 个不同的翼型,每个翼型2个工况并行计算,计算了约 $600 \times 2 = 1200$ 个工况,得到五个优化目标的计算结果。由程序判断得到了Pareto最优解集,如图3所示,图中深色点即为包含29个Pareto最优解的Pareto最优前沿。

然后根据各工况的升力、阻力、力矩和压力形态,加入经验进行选择,从29个最优解中挑出3个典型的翼型,与优化初始的翼型进行比较。四个翼型的优化参数和优化结果如表1所示。

表 1 四个翼型的优化参数及优化结果

	a_1	a_2	p	K_{18}	Cl_{18}	Cl_{18}	Cl_{15}	Cl_{15}
A	27	33	0.129	85.535 57	2.196 89	2.370 64	2.859 91	3.352 48
B	30	40	0.155	85.853 35	2.177 01	2.333 21	2.849 86	3.370 91
C	29	35	0.144	85.670 06	2.188 30	2.352 01	2.854 92	3.353 53
O (Origin)	25	30	0.150	85.306 27	2.186 29	2.359 26	2.815 71	3.292 73

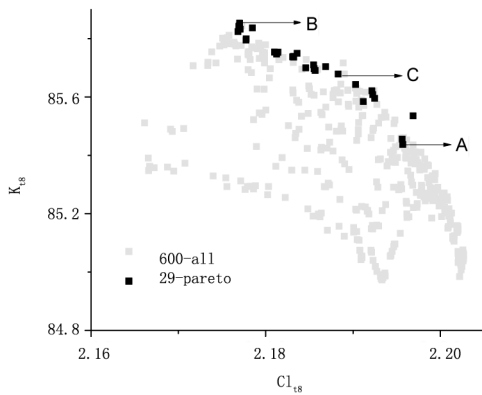


图 3 Pareto 最优前沿

首先对比起飞构型,外形对比如图 4 所示,升力、阻力、力矩的对比分别如图 5(a)、图 5(b)和图 5(c)所示。

通过比较可以看出, A、B、C 三个翼型的升力、阻力系数曲线几乎重合,相差很小,最大升力系数均比初始翼型 O 大。其中,翼型 A 的低头力矩最小,所以首选翼型 A,其次选择翼型 C。

以翼型 C 为例,分析下垂前缘翼型表面的流动特性。其压力系数分布如图 6 所示。从图中看到,迎角为 0° 时,前驻点在上翼面,所以头部上表面承受压力,下表面承受吸力。从 4° 到 16° ,随着迎角增大,前驻点逐渐下移,前驻点和过渡段的吸力逐渐增强,下表面的压力也稍有增大。当迎角为 18° 时,升力减小, 19° 时,主翼及后缘表面的气流突然全面分离。

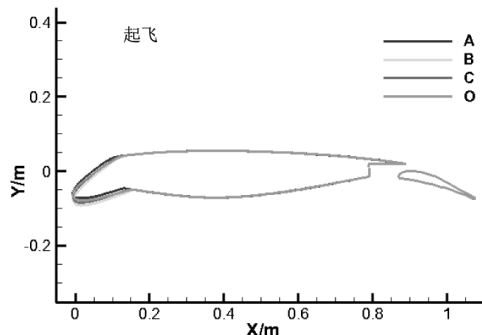
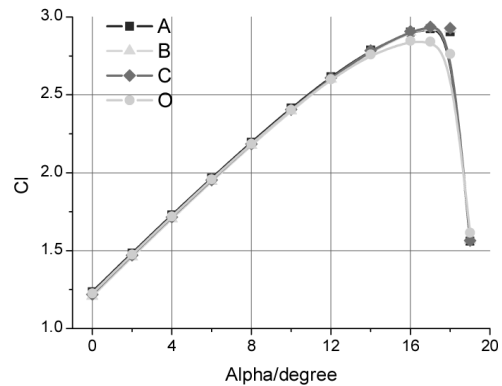
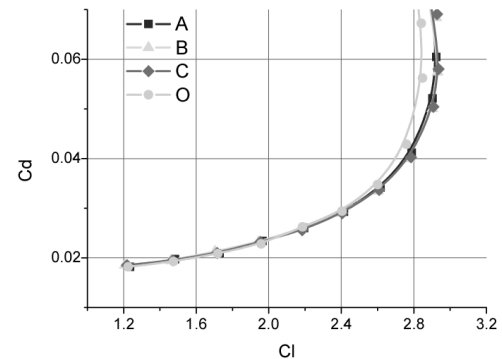


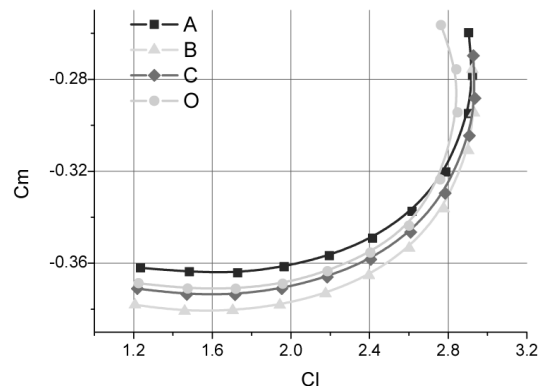
图 4 四个翼型起飞构型外形对比



(a) 四个翼型起飞构型升力情况对比



(b) 四个翼型起飞构型阻力情况对比



(c) 四个翼型起飞构型力矩情况对比

图 5 起飞构型的气动性能对比

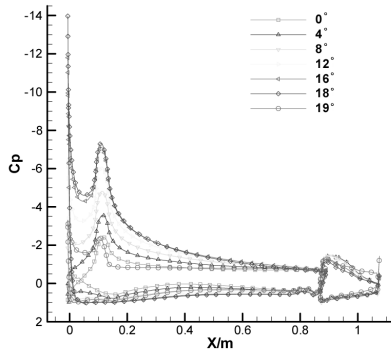


图6 翼型 C 起飞状态压力系数分布图

然后比较着陆构型,外形对比如图 7 所示,升力、阻力、力矩的对比分别如图 8(a)、图 8(b)和图 8(c)所示。

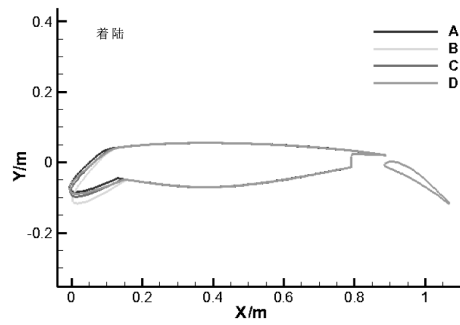
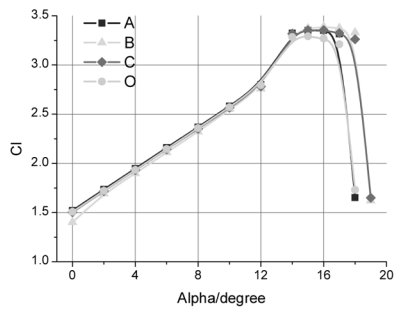
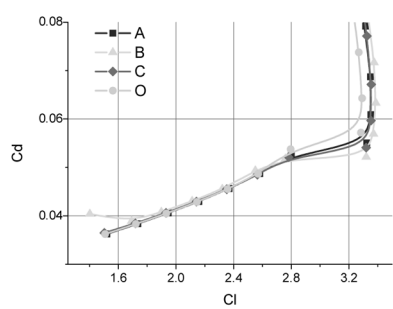


图7 四个翼型着陆构型外形对比

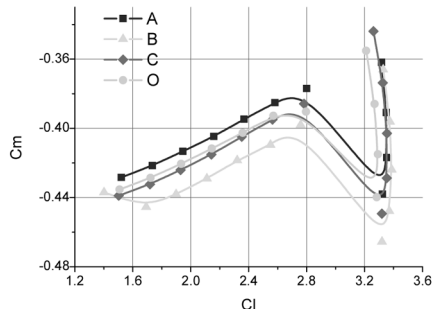
从图 8 看出,翼型 B 在小角度时升力系数较小、阻力系数较大,翼型 A 和 O 失速较快。此外,四个翼型的升力系数均在迎角为 12° 以后突然增大。



(a) 四个翼型着陆构型升力情况对比



(b) 四个翼型着陆构型阻力情况对比



(c) 四个翼型着陆构型力矩情况对比

图8 着陆构型的外形和气动性能对比

四个翼型在 0° 时的压力分布如图 9 所示,由于前驻点在上翼面,下垂偏角增大时,上翼面的压力增大,下翼面的压力减小,结合翼型 B、C 在 0° 时的压力云图及流线图 10 可以看出,偏角较大的翼型 B 在下翼面转折点处产生了较严重的气流分离。

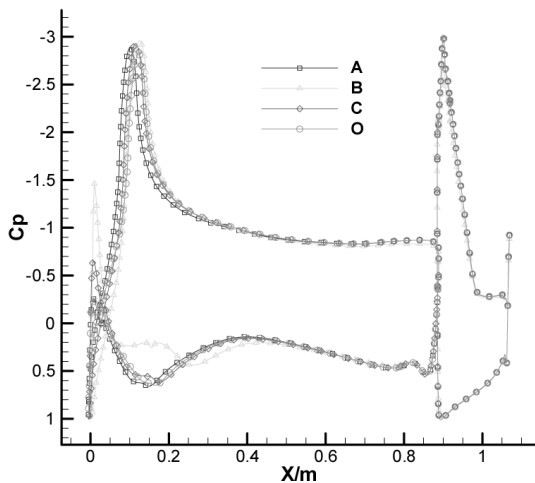


图9 着陆构型 0° 迎角时四个翼型的压力系数对比

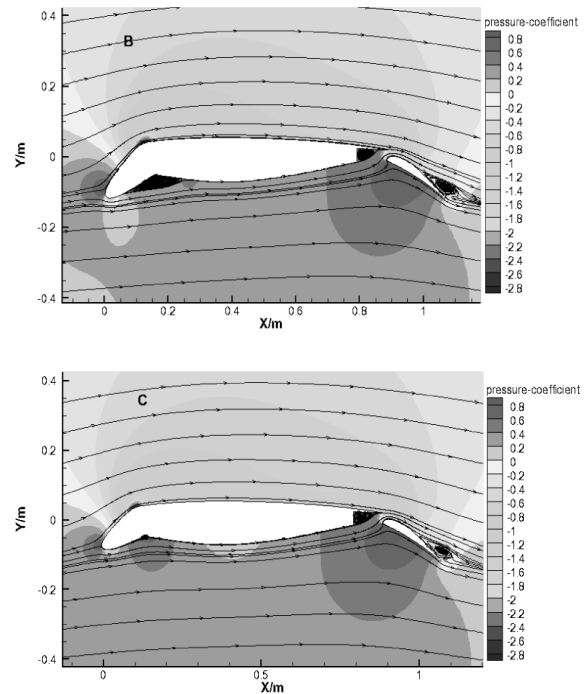


图10 着陆构型 0° 迎角时翼型 B、C 的压力系数云图及流线图

以翼型 C 为例,在迎角为 4° 、 8° 、 10° 、 12° 、 14° 、 16° 、 18° 、 19° 时的压力系数分布和部分角度的压力云图及流线图如图 11 和图 12 所示。可以看出,从 0° 到 8° ,随着迎角增大,前缘转折点处的气流分离逐渐减小,迎角为 10° 时,转折点处的气流分离消失,后缘的分离变化不明显,迎角从 12° 到 14° 时,前驻点和过渡段的吸力峰都明显增大,同时后缘的气流分离突然消失,所以造成升力系数迅速增大。 16° 时,升力最大,到迎角为 19° ,翼型失速。

比较迎角为 18° 时各翼型的压力系数分布,如图 13 所示,从图中可知翼型 A 和 O 表面气流已经完全分离,而翼型 B、C 仍有较大的升力系数。

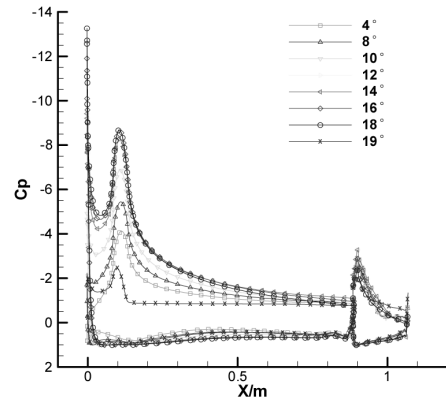


图 11 翼型 C 着陆状态压力系数分布图

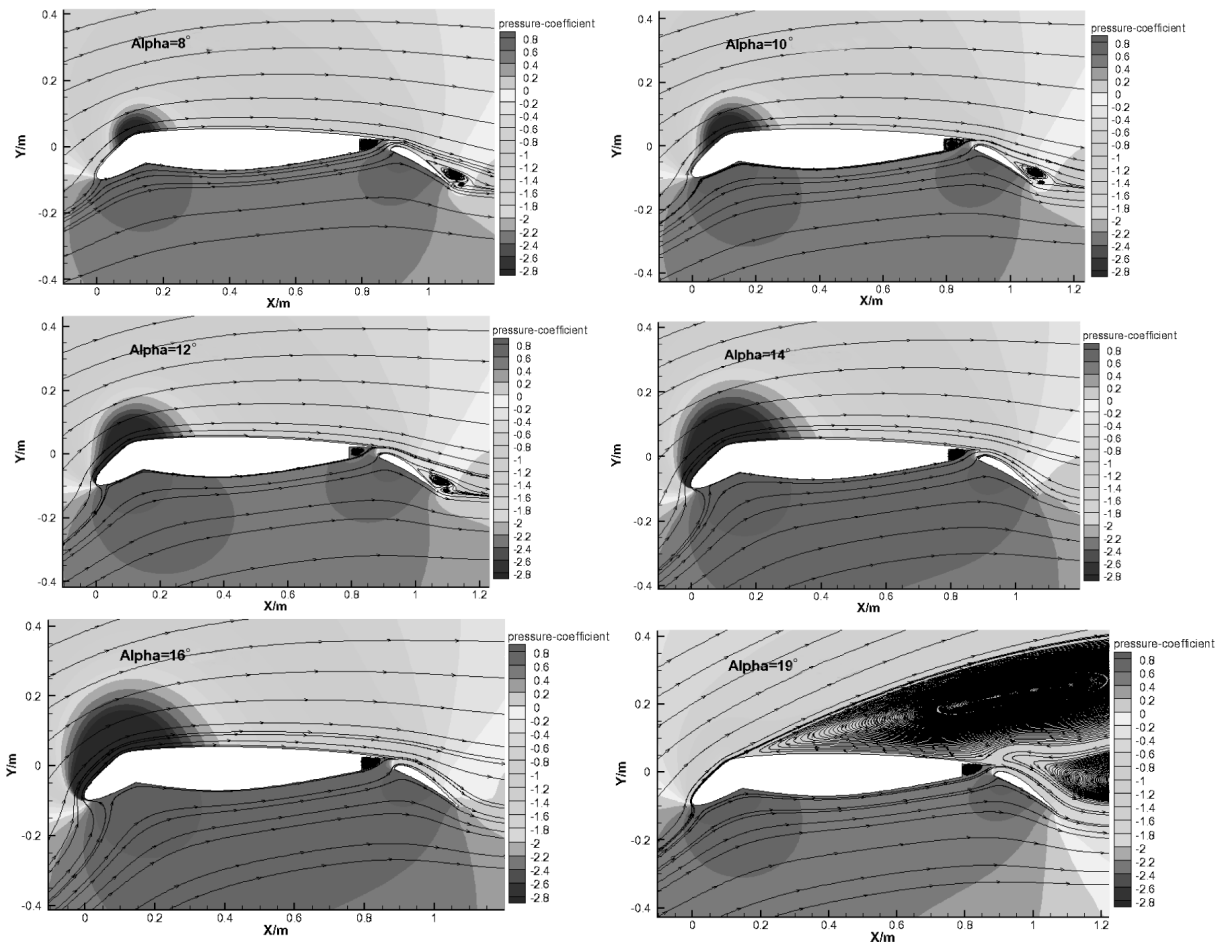


图 12 翼型 C 着陆构型的压力系数云图及流线图

所以对于着陆来说,翼型 C 是最佳选择。

最后结合起飞和着陆的情况,选择起飞偏角为 29° ,着陆偏角为 35° ,转轴位置在 14.4% 的翼型 C 为最佳翼型。

3 铰链下垂前缘的可行性

将上一节选出的最佳翼型与前缘缝翼翼型的

外形和气动性能作如下对比,首先对比起飞构型,如图 14 和 15 所示。

从图 15(a) 可以看出, $0^\circ \sim 4^\circ$ 迎角时,使用铰链下垂前缘和前缘缝翼的升力系数值非常接近, 4° 以后,随着迎角增大,二者的升力系数差别增大,前缘缝翼翼型在 18° 迎角失速,下垂前缘翼型在 17° 失速。这是由于前缘缝翼的缝隙效应及新鲜边界层

效应推迟了分离^[7]。下垂前缘翼型的最大升力系数比前缘缝翼翼型的最大升力系数降低了 5.8%，8°迎角时的升力系数降低 1.4%，19°迎角时降低 49.5%。

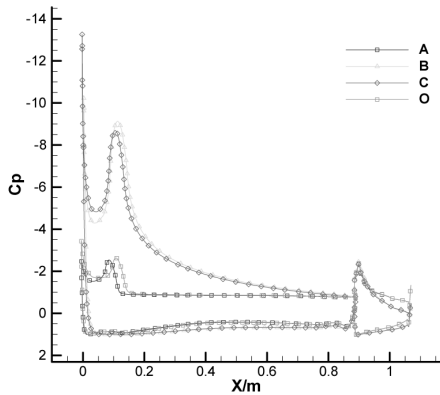
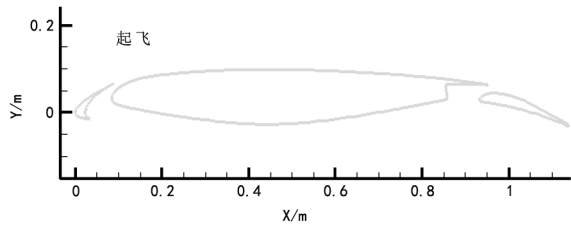
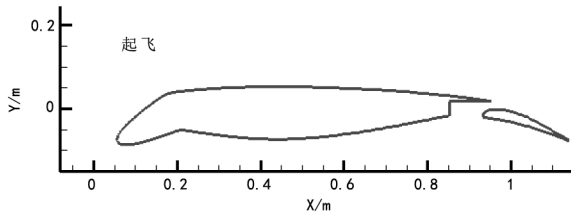


图 13 着陆构型 18°迎角时四个翼型的压力系数分布图



(a) 翼型 C 起飞构型外形情况



(b) 前缘缝翼翼型起飞构型外形情况

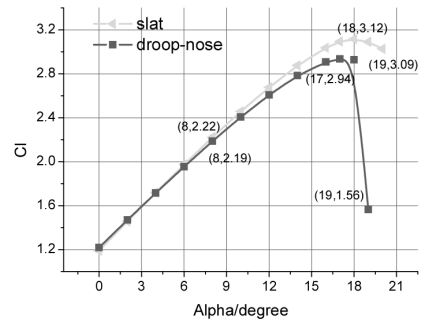
图 14 起飞构型外形对比

从图 15(b)可以看出,使用下垂前缘使翼型阻力大大减小。8°迎角时的阻力系数比前缘缝翼翼型降低了 17.2%。

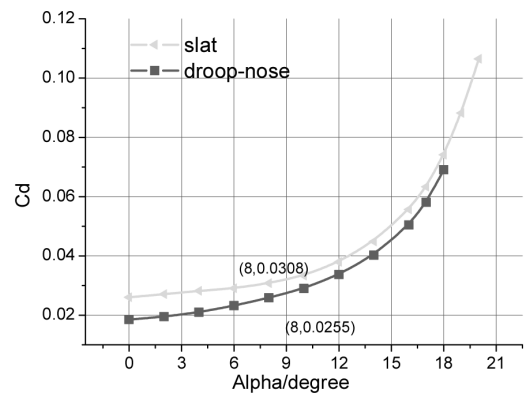
从图 15(c)看出,下垂前缘翼型由于升力略减小,阻力减小较多,因此比前缘缝翼翼型升阻比提高较大,8°时升阻比提高了 18.7%。

从图 15(d)可以看出,8°时下垂前缘翼型的低头力矩比前缘缝翼翼型的低头力矩增大了 3.1%。

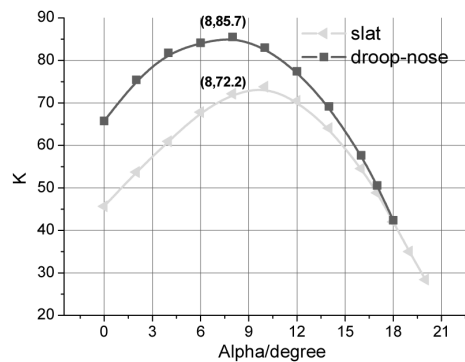
以 8°和 19°时的压力系数分布为例,分别如图 16 和图 17 所示,可以看出,使用下垂前缘明显降低了前缘驻点处的吸力峰值,而前缘与主翼过渡段的吸力峰值增大,19°时下垂前缘翼型失速。



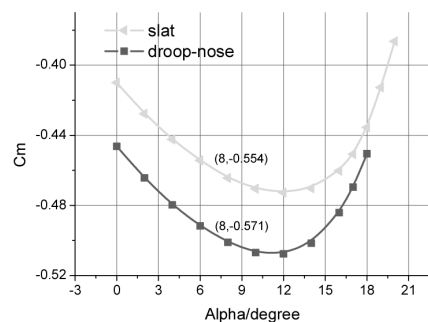
(a) 两种翼型起飞构型升力情况对比



(b) 两种翼型起飞构型阻力情况对比



(c) 两种翼型起飞构型升阻比情况对比



(d) 两种翼型起飞构型力矩情况对比

图 15 起飞构型升力、阻力、升阻比及力矩对比

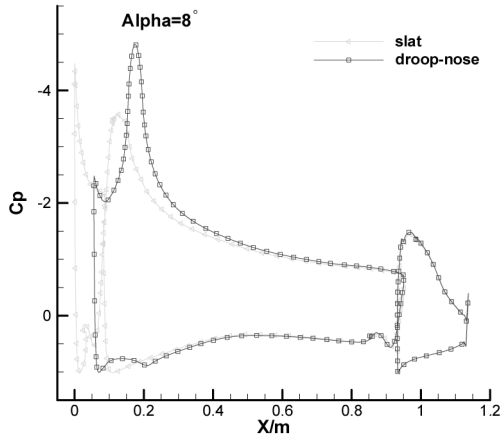


图 16 起飞构型 8°压力系数对比

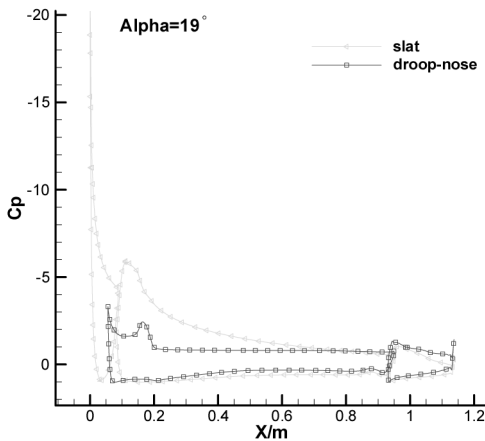


图 17 起飞构型 19°压力系数对比

然后对比着陆翼型,如图 18 和图 19 所示。

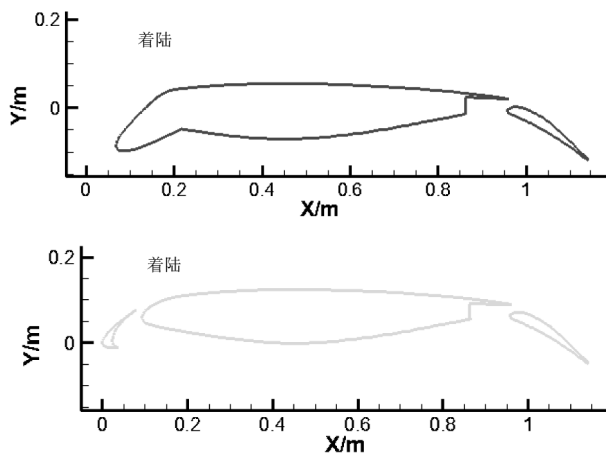
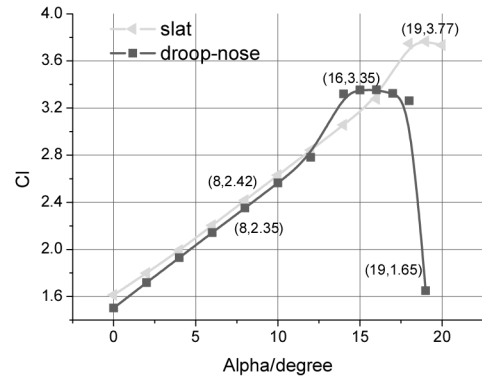
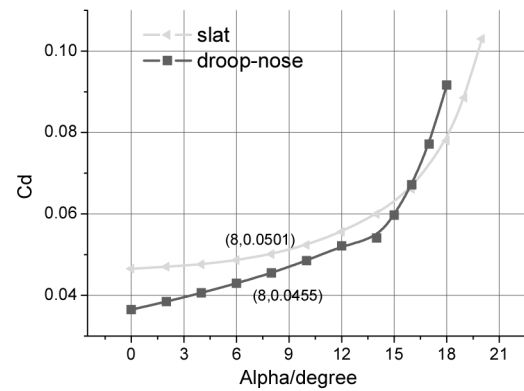


图 18 着陆构型外形对比

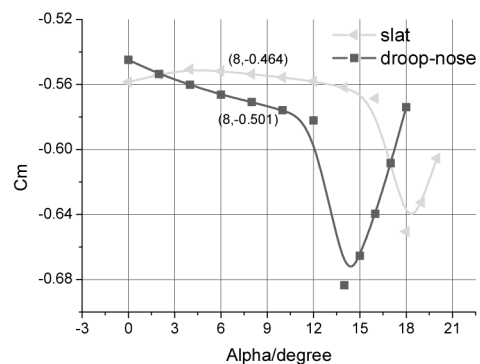
从图 19(a) 看出,两种翼型的差距更明显。下垂前缘翼型的升力明显比前缘缝翼翼型小,失速迎角减小 3°,最大升力系数降低 11.1%,8°迎角时的升力系数降低 2.9%,19°迎角时降低 56.2%。



(a) 着陆构型升力对比



(b) 着陆构型阻力对比



(c) 着陆构型力矩对比

图 19 着陆构型升力、阻力及力矩对比

从图 19(b)可以看出,8°迎角时下垂前缘翼型的阻力比前缘缝翼翼型的阻力降低了 9.2%。

从图 19(c)可以看出,8°迎角时下垂前缘翼型的低头力矩比前缘缝翼翼型的低头力矩增大了 8.0%。

图 20 和图 21 分别为着陆构型 8°和 19°时的压力系数对比,由图可见,8°时使用下垂前缘使前缘驻点处的吸力峰值减小,而前缘与主翼过渡段的吸力峰值增大;19°时,使用下垂前缘的翼型失速。

(下转第 84 页)

理中作用,是供应商管理工作必须尊重的规律。通过不断的改进工作方式、方法和管理思路,将使客机项目供应商管理工作走得更加顺畅。

参考文献:

[1] 周云. 采购成本控制与供应商管理[M]. 北京:机械工

业出版社,2009:253.

[2] 王涛. 供应商管理:寻找供应商金库的钥匙[M]. 西安:陕西师范大学出版社,2011:181.

(上接第 17 页)

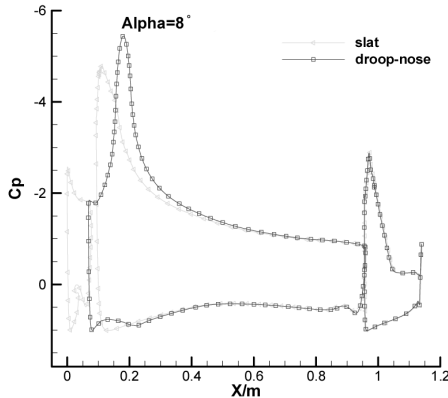


图 20 着陆构型 8°压力系数对比

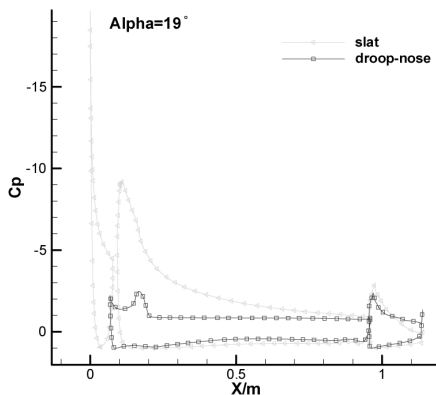


图 21 着陆构型 19°压力系数对比

综上所述,下垂前缘翼型在起飞阶段,虽然升力略微减小,但由于阻力减小更多,使升阻比大幅提高,比使用前缘缝翼更好,在着陆阶段的性能有一定的损失,但也在可接受的范围内。此外,从机构方面考虑,铰链机构结构简单、重量较轻,所以综上所述,新型机翼在内侧使用铰链下垂前缘形式的增升装置是可行的。

4 结论

本文针对前缘增升装置的发展趋势,设计并优化了铰链下垂前缘翼型,分析了其低速气动特性,并且通过与前缘缝翼对比得出:

(1)起飞状态下垂前缘翼型的失速迎角比前缘缝翼翼型小 1° ,最大升力系数比后者降低了5.8%, 8° 迎角时的升力系数降低1.4%,阻力系数降低了17.2%,升阻比提高了18.7%,低头力矩增大了3.1%, 19° 迎角时升力系数降低49.5%;

(2)着陆状态下垂前缘翼型的失速迎角比前缘缝翼翼型小 3° ,最大升力系数比后者降低了11.1%, 8° 迎角时的升力系数降低2.9%,阻力系数降低了9.2%,低头力矩增大了8.0%, 19° 迎角时的升力系数降低56.2%。

综上,在起飞阶段使用下垂前缘翼型性能明显更好,在着陆阶段的性能有一定的损失,但也在可接受的范围内,再综合机构考虑,使用铰链下垂前缘形式的增升装置是可行的。

参考文献:

[1] Peter K. C. Rudolph. High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners[R]. NASA Contractor Report4746,1996.

[2] Daniel Reckzeh. Aerodynamic Design of the High-lift-wing for a Megaliner Aircraft[J]. Aerospace Science and Technology,2003.

[3] Daniel Reckzeh. Aerodynamic Design of Airbus High-lift Wings in a Multidisciplinary Environment. ECCOMAS, 2004.

[4] Peter Eliasson. Assessment of High-lift Concepts for a Regional Aircraft in the ALONOCO Project. AIAA,2012.

[5] Pierluigi Iannelli. Analysis and Application of Suitable CFD-based Optimization Strategies for High-lift System Design. ECCOMAS,2012.

[6] 李为吉. 飞机总体设计技术[M]. 西安:西北工业大学出版社,2002.

[7] AMO Smith. High-lift Aerodynamics [J]. Aircraft ,1975.

[8]《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.

[9]《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.

[10] 顾诵芬. 民用飞机总体设计[M]. 上海:上海交通大学出版社,2010.