

民用飞机增升构型前缘下垂参数影响分析

罗佳茗* 刘苍松 王祁旻 虞佳磊 马涂亮

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘要:采用计算流体力学方法,针对基于典型二维多段翼型 NACA0410 设计的带前缘下垂构型的多段翼型进行数值模拟,研究了前缘下垂四种参数对多段翼升力特性的影响。在所研究的范围内,结果表明:1)在线性段,弦长增加与偏度增大对线性升力均有负面影响,但转轴高度与尾缘夹角对线性升力几乎没有影响;2)在近失速及失速段,弦长增加与尾缘夹角的提升,可明显提升升力;下垂偏度增加,以 26° 为界,小于该角度可提升升力,但大于该角度后,影响不再明显;随转轴高度下降,升力出现一定提升,但到 2 mm 后反而有所下降;前缘下垂尾缘夹角增大,可提升近失速段升力;3)四参数对升力影响主要体现在头部两段吸力峰的消长,设计中需综合考虑吸力峰特征,并加以应用。

关键词:前缘下垂(DND);升力;民用飞机;气动设计;增升装置设计;计算流体力学

中图分类号: V224+.5

文献标识码: A

OSID: 

0 引言

民用飞机前缘装置主要作用于增升装置打开时,起到延迟大攻角时的分离,从而推后失速攻角,提高最大升力系数的作用。空客 A350XWB-900 飞机前缘增升装置为了满足起飞升阻比及二阶段爬升需求使用了内侧前缘下垂,外侧前缘缝翼的形式。该形式起飞构型阻力较低,着陆延迟失速提高升力系数的目的^[1-3]。国内外对缝翼这类形式的前缘增升装置研究较多,但对前缘下垂(DND)这种较新型的前缘形式研究较少。Strüber 等人^[4-8]对 A350XWB-900 的前缘内外侧增升装置进行了介绍,将 DND 应用在机翼内侧,对气动特性和整体设计都能够带来一定的好处,内侧较大的弦长导致较低的当地升力,应用前缘下垂降低当地攻角可以进一步延迟失速,DND 经典压力分布可见图 1,头部吸力峰与后侧第二个吸力峰压力分布相近,与缝翼相比,DND 形式在减阻降噪上都有优势。前缘下垂不仅利于飞机气动性能提升,而且更适合与飞机所装

配的罗·罗挂机与发动机紧耦合发动机组合,内侧相对较长的弦长导致当地升力不足,前缘下偏可以有效降低当地攻角达到延迟失速的作用。但对影响前缘下垂的设计参数研究较少,本文从设计出发,针对前缘下垂典型二维多段翼进行数值模拟,对影响多段翼型气动性能的主要 4 个参数,前缘下垂弦长、前缘下垂偏度、转轴高度以及尾缘夹角开展了研究。

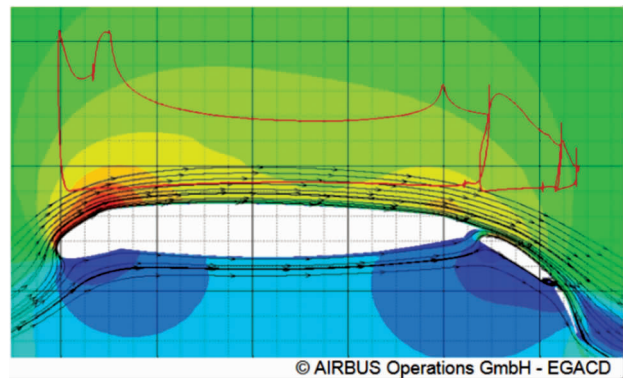


图 1 DND 翼型典型压力分布

* 通信作者. E-mail: luojiaming@comac.cc

引用格式: 罗佳茗,刘苍松,王祁旻,等.民用飞机增升构型前缘下垂参数影响分析[J].民用飞机设计与研究,2022(3):41-46.
LUO J M, LIU C S, WANG Q M, et al. Effect of droop nose devices design parameters on lift characteristics for civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research,2022(3):41-46(in Chinese).

1 数值方法及相关气动验证

1.1 控制方程

基于雷诺平均的 Navier-Stokes (RANS) 方程的流体求解方法因其在计算精度与计算资源消耗上达到一个较好的平衡而在工业领域广泛应用。RANS 控制方程如公式(1)所示:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = J \quad (1)$$

式中: U 为解向量, F 、 G 、 H 为通量, J 为源项。基于 FLUENT 17.0 求解。湍流模型 $S-A$ 。

1.2 标模验证

数值方法采用标模 30P30N 加以验证。30P30N 为 1993 年 NASA Langley 举行的 CFD Challenge Workshop 算例,其风洞试验主要是 90 年代在 NASA Langley 的低速流度增压风洞中完成的^[9]。弦长 $C_{ref} = 1.9 \text{ m}$, 雷诺数 $Re = 9 \times 10^9$, 速度 $Ma = 0.175$ 。网格使用混合网格,总网格量为 25 万。第一层网格厚度为 10^{-6} 倍弦长,采用速度基 + COUPLE 耦合,对流项采用二阶迎风格式,扩散项为中心差分,计算收敛精度为 10^{-6} 。计算结果如图 2 所示。从图中可以看出,升力与力矩对试验对标较好;阻力计算结果偏大。

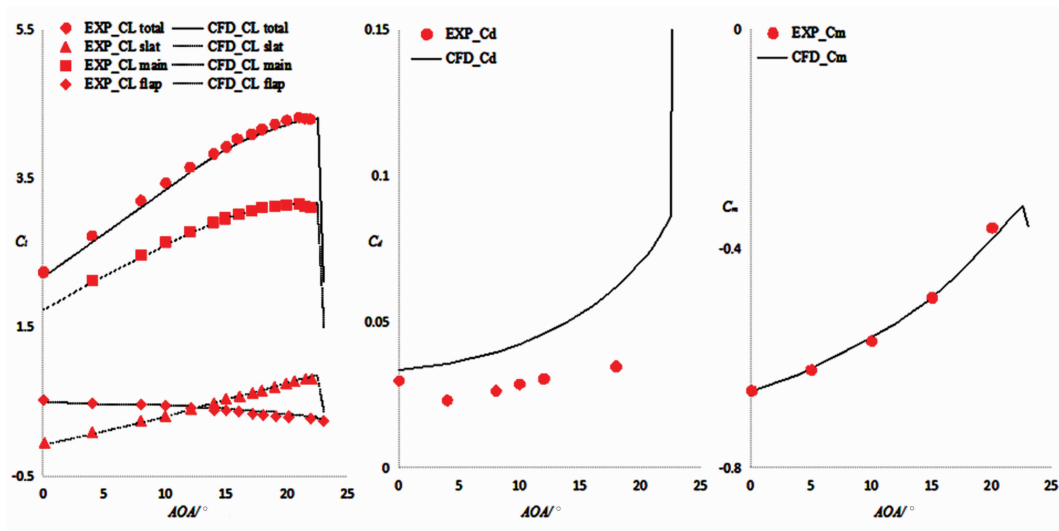


图 2 30P30N 计算与试验力系数对比

2 数值模拟

2.1 模型及网格说明

模拟所使用的带 DND 的多段翼基于超临界翼型标模 SC(2)-0410^[10] 设计,其中襟翼弦长为 $0.2c$, 扰流板弦长为 $0.126c$ 。前缘下垂部件外形如图 3 所示。

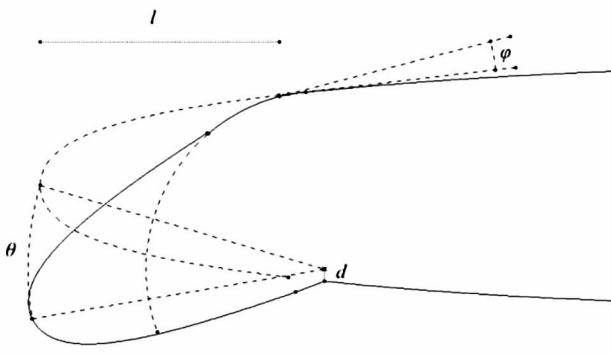


图 3 前缘下垂主要参数

各部件偏度及缝道参数如表 1 ~ 表 5 所示。表 1 为各状态后缘的偏度及缝道参数;表 2 为前缘下垂弦长设置参数;表 3 为前缘下垂高度影响设置;表 4 为前缘下垂前缘偏度影响设置;表 5 为前缘下垂尾缘夹角影响设置。

表 1 后缘部件缝道设置

增压部件	襟翼偏度	扰流板偏度	缝隙量	搭接量
后缘襟翼	35°	9°	1.5% c	0.5% c

表 2 前缘下垂弦长影响设置

参数	符号	数据
前缘弦长/% c	l	6、7、8、9、10、11、12、13
转轴高度/mm	d	2
前缘偏度/°	θ	26
尾缘夹角/°	φ	8

表3 前缘下垂高度影响设置

参数	符号	数据
前缘弦长/%c	l	11
转轴高度/mm	d	2、4、6、8、10
前缘偏度/ $^{\circ}$	θ	26
尾缘夹角/ $^{\circ}$	φ	8

表4 前缘下垂前缘偏度影响设置

参数	符号	数据
前缘弦长/%c	l	11
转轴高度/mm	d	2
前缘偏度/ $^{\circ}$	θ	20、22、24、26、28、30、32
尾缘夹角/ $^{\circ}$	φ	8

表5 前缘下垂尾缘夹角影响设置

参数	符号	数据
前缘弦长/%c	l	11
转轴高度/mm	d	2
前缘偏度/ $^{\circ}$	θ	26
尾缘夹角/ $^{\circ}$	φ	2、4、6、8

气动模拟网格量 22 万,使用混合网格,如图 4 所示。

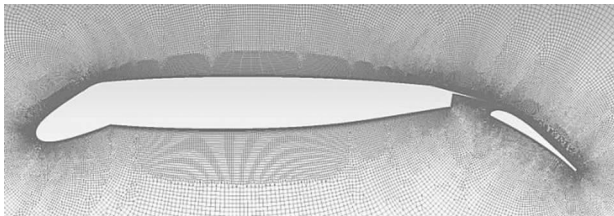


图4 前缘下垂网格示意

2.2 网格无关性验证

针对弦长 11% c,前缘下垂偏度 26 $^{\circ}$,转轴高度 2 mm,尾缘夹角 8 $^{\circ}$ 的 DND 构型进行网格无关性验证,对比网格量为 9 万粗网格,22 万中网格及 30 万细网格的三种网格策略,使用流动参数弦长 $C_{ref} = 1$ m,雷诺数 $Re = 9 \times 10^9$,速度 $Ma = 0.2$,本文后续所有计算均使用了该工况设置。表 6 为三种粗细网格的升力系数增量,在线性段及近失速升力系数表现相近,最增量都在 0.1% 左右以内,可以认为在此网格量范围内对计算结果影响不大。结合计算量和精度综合考虑,选取 22 万中间粗细度网格作为本文中后续计算工作的基准网格。

表6 网格无关性验证

网格量	粗	中	细
0 $^{\circ}$ 升力增量	+0.03%	0.00%	-0.02%
6 $^{\circ}$ 升力增量	+0.13%	0.00%	-0.11%
12 $^{\circ}$ 升力增量	+0.02%	0.00%	-0.04%

3 前缘下垂影响分析

表 7 ~ 表 9 及图 5 展示了四个参数对升力系数影响。由表可知:1)在线性段,以 4 $^{\circ}$ 为例,弦长增加与偏度增大在线性升力均有负面影响,但转轴高度与尾缘夹角对线性升力几乎没有影响;2)在近失速段,以 12 $^{\circ}$ 为例,弦长增加与尾缘夹角的提升,可明显提升升力;下垂偏度增加,以 26 $^{\circ}$ 为界,小于该角度可提升升力,但大于该角度后,影响不再明显;随转轴高度下降,升力出现一定提升,但到 2 mm 后反而有所下降;前缘下垂尾缘夹角增大,可提升近失速段升力;3)最大升力系数规律与近失速段规律相似。弦长对升力特性的影响最明显,弦长为 13% c 时最大升力系数最高,可达到 3.134,而弦长为 6% c 时,最大升力系数最小,为 3.008。

表7 参数影响升力特性($C_{L@AOA=4^{\circ}}$)

$l/\%c$	C_L	D/mm	C_L	$\theta/^{\circ}$	C_L	$\varphi/^{\circ}$	C_L
6	2.616	2	2.596	20	2.606	2	2.600
7	2.614	4	2.600	22	2.605	4	2.602
8	2.610	6	2.599	24	2.602	6	2.601
9	2.608	8	2.597	26	2.600	8	2.600
10	2.604	10	2.597	28	2.597		
11	2.600			30	2.594		
12	2.595			32	2.591		
13	2.589						

表8 参数影响升力特性($C_{L@AOA=12^{\circ}}$)

$l/\%c$	C_L	d/mm	C_L	$\theta/^{\circ}$	C_L	$\varphi/^{\circ}$	C_L
6	3.008	2	3.066	20	3.060	2	3.055
7	3.029	4	3.083	22	3.073	4	3.072
8	3.044	6	3.080	24	3.077	6	3.079
9	3.060	8	3.077	26	3.083	8	3.083
10	3.071	10	3.071	28	3.087		
11	3.083			30	3.088		
12	3.088			32	3.087		
13	3.095						

表 9 参数影响升力特性 (C_{L_MAX})

$l/\%c$	C_{L_max}	d/mm	C_{L_max}	$\theta/^\circ$	C_{L_max}	$\varphi/^\circ$	C_{L_max}
6	3.008	2	3.087	20	3.073	2	3.067
7	3.030	4	3.108	22	3.092	4	3.090
8	3.049	6	3.103	24	3.100	6	3.100
9	3.073	8	3.099	26	3.108	8	3.108
10	3.088	10	3.092	28	3.108		
11	3.108			30	3.111		
12	3.120			32	3.105		
13	3.134						

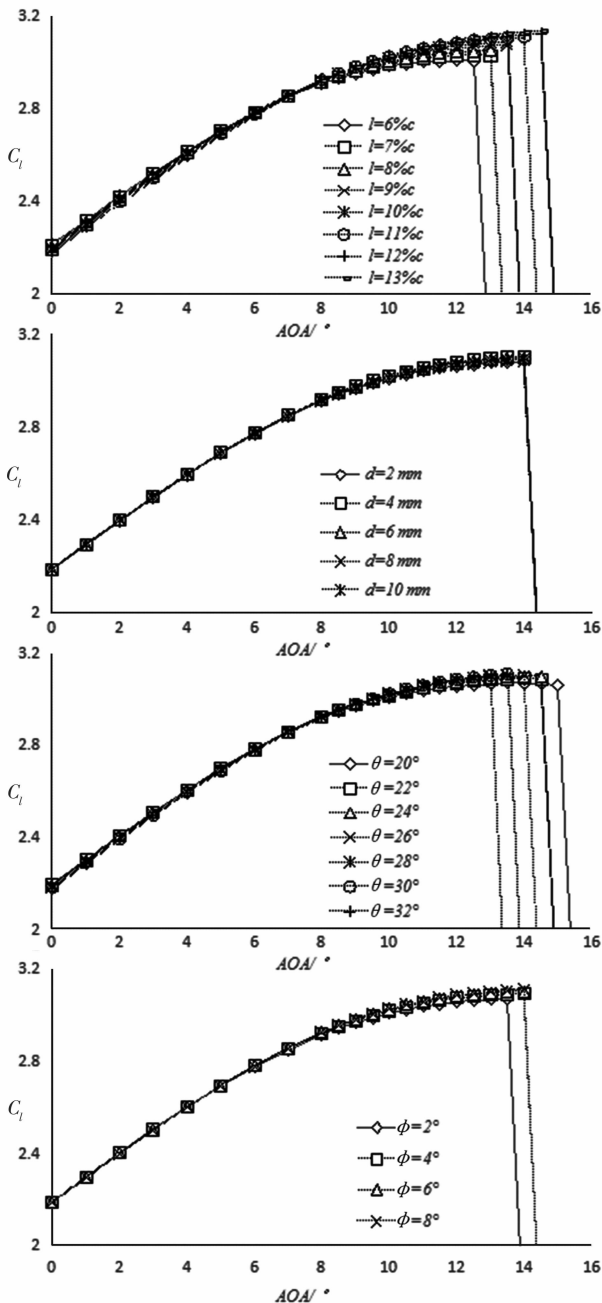


图 5 多段翼升力规律

图 6 为表 2 中弦长 11% c 构型在 $AOA = 12^\circ$ 下的速度云图,图中画出 $Ma > 0.45$ 的区域以表征加速区域。从图中可知前缘下垂构型在头部存在两个区域存在流动加速,第一个是前缘下垂头部,第二个区域为固定翼与主翼拱起区域。这两处加速区域会产生两个吸力峰,作为下文中研究前缘下垂参数机理的主要因素。

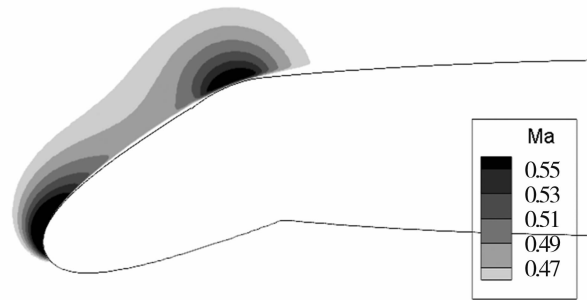


图 6 前缘下垂速度云图

为进一步了解这一现象的机理,我们给出了前缘下垂上翼面的压力分布分析,着重研究参数对前缘下垂翼型头部两个吸力峰的影响。弦长参数增加影响与经典多段翼气动理论相符合,在本文中不再分析。图 7 为转轴高度对近失速段 ($AOA = 12^\circ$) 压力分布的影响,从图中可知,随着转轴高度增加,即转动半径减小,前缘下垂面积增量减小,在前缘下垂头部吸力有所提高,前缘下垂尾缘吸力变化不明显,固定翼前半部分升力下降,后半部分升力提高,但整体升力影响不明显。

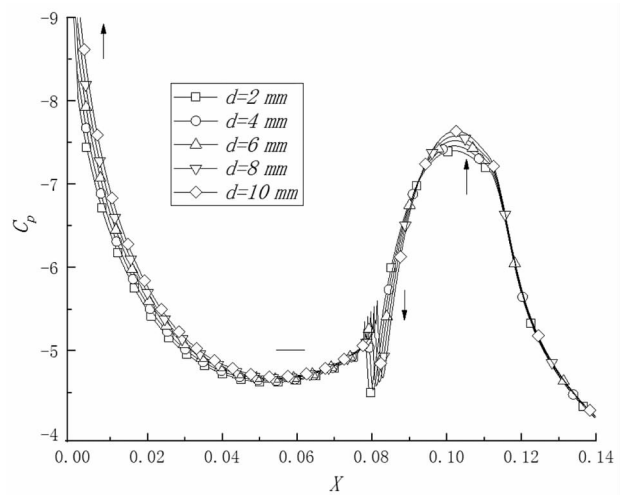


图 7 转轴高度对主翼头部吸力影响

图 8 为前缘偏度对近失速段攻角 12° 时压力分布的影响,从图中可知,随前缘下垂偏度增大,前缘

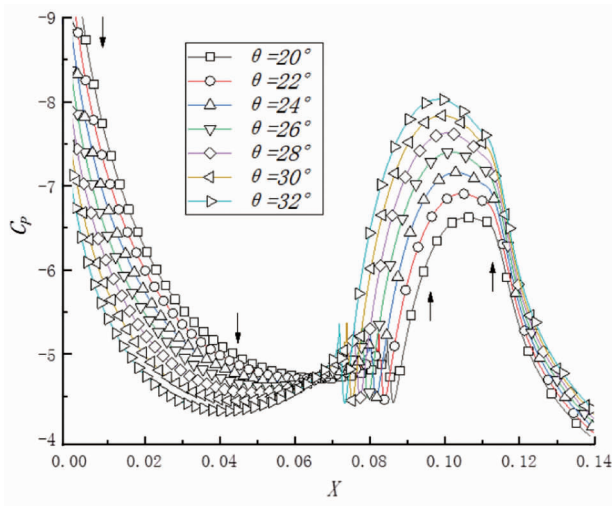


图8 前缘偏度对主翼头部吸力影响($AOA = 12^\circ$)

下垂头部吸力下降明显,前缘下垂尾缘吸力下降,固定翼前半部分升力提升,后半部分升力提高。

图9为尾缘夹角对近失速段($AOA = 12^\circ$)压力分布的影响,从图中可知,随尾缘夹角增大,前缘下垂头部吸力变化不明显,但前缘下垂尾缘吸力下降,固定翼前半部分升力下降,后半部分升力显著提高。

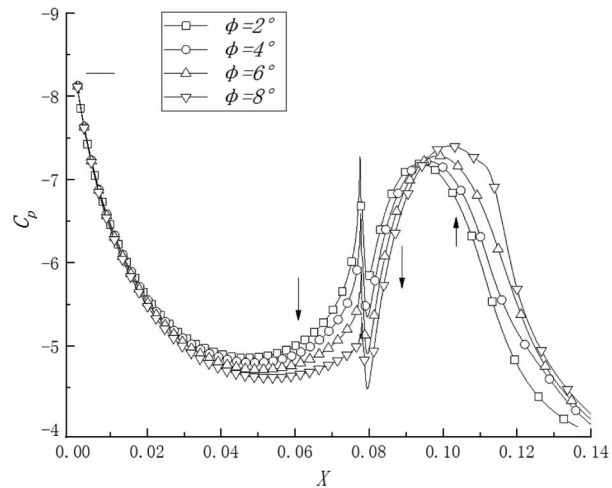


图9 尾缘夹角对主翼头部吸力影响

4 结论

通过数值模拟研究了前缘下垂的四参数对典型增升构型二维多段翼升力影响,得出以下结论,可为前缘增升装置设计提供指导:

1) 在线性段,弦长增加与偏度增大在线性升力均有负面影响,但转轴高度与尾缘夹角对线性升力

几乎没有影响;

2) 在近失速及失速段,弦长增加与尾缘夹角的提升,可明显提升升力;下垂偏度增加,以 26° 为界,小于该角度可提升升力,但大于该角度后,影响不再明显;随转轴高度下降,升力出现一定提升,但到2 mm后反而有所下降;前缘下垂尾缘夹角增大,可提升近失速段升力;

3) 四参数对升力影响主要体现在头部两段吸力峰的消长,设计中需综合考虑吸力峰特征,并加以应用。

参考文献:

- [1] 《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,2002.
- [2] DAM C P V. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(2):101-144.
- [3] SMITH A M O. High-lift aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(6):501-530.
- [4] STRÜBER 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:[s. n.],2014.
- [5] 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:[s. n.],2014.
- [6] SUTCLIFFE M, RECKZEH D, FISCHER M. Hicon aerodynamics-high-lift aerodynamic design for the future [C]//Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Hamburg: ICAS,2006.
- [7] RECKZEH D. Aerodynamic design of the high-lift wing for a megaliner aircraft [J]. Aerospace Science and Technology,2003,7(2), 107-119.
- [8] SCHINDLER K, RECKZEH D, SCHOLZ U, et al. Aerodynamic design of high-lift devices for civil transport aircraft using RANS CFD[C]//28th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Chicago:AIAA,2010.
- [9] KLAUSMEYER S M, LIN J C. Comparative results from a CFD challenge over a 2D three-element high-lift airfoil [J]. NASA Langley Technical Report Server, 1997.
- [10] HARRIS C D. NASA super-critical airfoils: a matrix of family-related airfoils; NASA Technical Paper 2969 [R]. USA:NASA,1990.

作者简介

罗佳茗 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 增升装置气动设计, 计算流体力学。E-mail: luojiaming@comac.cc

刘苍松 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 增升装置气动设计, 计算流体力学。E-mail: liucangsong@comac.cc

王祁旻 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 增升装置气动设

计, 计算流体力学。E-mail: wangqimin1@comac.cc

虞佳磊 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 气动设计, 计算流体力学。E-mail: yujialei@comac.cc

马涂亮 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 气动设计, 计算流体力学。E-mail: matuliang@comac.cc

Effect of droop nose devices design parameters on lift characteristics for civil aircraft

LUO Jiaming* LIU Cangsong WANG Qimin YU Jialei MA Tuliang

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: In this paper, the computational fluid dynamic method was applied to simulate the flow field around 2D multi-element airfoil with droop nose devices (DND) at leading edge. A typical 2D airfoil NACA0410 was used to design the multi-element airfoil. The effect of four factors used to design DND on aerodynamic characteristics of a multi-element airfoil was studied. The result shows that, 1) in the linear segment, increases in chord length and deflection angle both have negative effect on lift, but the angle between the hinge height and the trailing edge has little effect on lift; 2) close to /at stalling point, increases in chord length and trailing edge angle can obviously increase lift; lift increases when deflection angle is less than 26° and lift increases as hinge height decreases, but decreases when hinge height is less than 2 mm; 3) 4 parameters mainly affect the fluctuation of two suction peaks at the leading edge. These four parameters should be comprehensively considered and applied during design.

Keywords: droop nose devices(DND); lift; civil aircraft; aerodynamic design; high lift devices design; CFD

* Corresponding author. E-mail: luojiaming@comac.cc