

文章编号:0258-1825(2011)01-0078-07

250座级翼身融合布局客机气动设计与优化

刘晓静, 吴江浩, 张曙光

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘要:结合民航客舱结构设计参数和飞机总体设计参数要求进行气动布局设计, 获得250座级翼身融合(BWB)布局客机初步气动设计方案。采用数值求解N-S方程的方法获得该布局在巡航和起飞条件下的纵向气动特性。结果表明, 在巡航条件下 $\alpha=2^\circ$ 时最大升阻比 K_{max} 可达15.9。以固定巡航飞行升力系数下最小化飞行阻力作为目标优化了机翼展向几何扭转角分布。结果表明, 优化后外侧机翼的负载减轻, 减小了激波强度和波阻, 从而提高了巡航升阻比 K_{cruise} 。 K_{max} 由初始布局的15.9提高到20.7, K_{cruise} 由初始布局的15.4提高到19.2, 与现役同座级客机接近。优化后起飞特性得到改善, 巡航平飞时低头力矩减小, Cm_0 为更接近零的一小负数, 利于操纵。

关键词:翼身融合布局; 数值求解; 升阻特性; 气动优化

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

0 引言

进入20世纪以来, 随着航空公司对客运飞机载客量需求的不断增大, 传统布局飞机在增大载运量, 提高升阻比, 降低油耗等方面的提升已非常有限, 因此人们开始寻求新的气动布局方案以提高载运量和经济性。通过采用先进的气动设计技术, 可以减小飞机飞行时的阻力, 提高升阻比和巡航效率, 降低耗油率, 从而大大提高飞机的经济性。翼身融合体(BWB)布局^[1-2]被认为是最有可能取代现有传统布局的大型客机设计方案, 它是根据早期人们对飞翼布局^[3-4]的研究成果提出来的。BWB布局与传统布局相比具有更大的载运量、更高的升阻比和更低的耗油率, 其经济性不言而喻。目前国外在BWB布局的气动特性、结构设计、飞行控制和多学科优化设计等领域的研究已有十余年。在国内, 关于BWB布局的深入研究还较少。随着我国大飞机项目的论证与立项, 尽快开展该领域的深入研究是十分需要的。

目前, 科研人员的研究主要着眼于800-1000座级超大型客机设计方案, 可降低运营成本提高经济性。而在目前技术条件下, 要实现该设计方案面临的技术难题较多, 研制风险较大, 且存在市场适应性和旅客/运营商接受能力等问题。现在主流的常规布局客机的座级为150-450座, 在目前的技术条件和生产水平下, 更易于

被市场需求接受。因此, 本研究选择250座级BWB布局客机进行气动方案设计, 这对我国研制出具有自主知识产权的大型客机具有实际意义。

本文根据飞机客舱结构设计参数和飞机总体设计参数要求进行气动布局设计, 获得250座级BWB布局客机初步气动设计方案。通过数值求解N-S方程的方法获得这种BWB布局客机方案在起飞和巡航速度下的纵向气动特性, 并以固定巡航飞行升力系数下最小化飞行阻力作为目标优化了机翼展向几何扭转角分布。

1 方法

1.1 数值方法

本文运用有限体积法求解三维非定常可压N-S方程以获得流场的速度和压力分布, 通过积分得到飞机所产生的气动力和力矩。直角坐标系下, 三维可压非定常N-S方程的无量纲形式如下:

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (3)$$

$$\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (4)$$

* 收稿日期: 2010-04-19; 修订日期: 2010-06-19.

作者简介: 刘晓静(1984-), 研究实习员, 飞行器设计专业.

无量纲参数中 u, v 和 w 是速度的三个分量, p 是压力, t 是时间, ρ 是气体密度。参考速度、参考长度和参考时间分别取为飞行速度 U 、平均气动弦长 c 、和 $c/2U$ 。上述方程中 $Re = CU/\nu$, 其中 ν 是流体的运动粘性系数。

本研究中巡航速度为高亚音速, 需考虑气流压缩性和热交换的问题, 即需求解能量方程。另外还需选择合适的湍流模型, 相当于增加对湍流动能等湍流变量的守恒方程的求解。本问题选择标准 $k-\epsilon$ 模型, 它消耗系统资源较少, 对于本问题高雷诺数条件下具有比较高的计算精度。

1.2 模型验证

验证模型采用与文献[7]相同的布局, 其平面几何形状、各特征截面的翼型及相对位置关系见文献[7]图 2-图 6, 其中参考面积为等效梯形翼面积 $S = 842\text{m}^2$, 参考长度为平均气动弦长 $c = 12.3\text{m}$, 展长 $b = 80\text{m}$, 展弦比 $\lambda = 4.26$ 。无量纲气动力和力矩系数定义如下:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U^2 S} \quad (5)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U^2 S} \quad (6)$$

$$C_m = \frac{m}{\frac{1}{2}\rho U^2 SC} \quad (7)$$

其中, L 为升力, D 为阻力, m 为俯仰力矩, C_L 为升力系数, C_D 为阻力系数, C_m 为俯仰力矩系数。

下面采用 O-H 型结构网格(见图 1)分别验证模型的边界域尺寸、网格密度和边界层厚度等参数对计算精度的影响以确定这些参数(巡航速度 $Ma = 0.85$ 迎角 $\alpha = 3^\circ$), 结果如表 1-3。

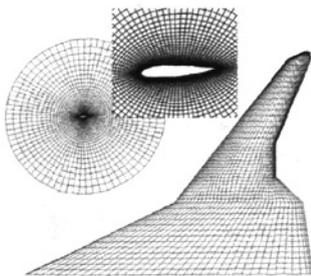


图 1 模型网格结构
Fig.1 The grid used

表 1 边界域尺寸对计算精度的影响

Table 1 The effects of the computational domain size on computational accuracy

边界域尺寸	C_L	C_D	K
10c	0.44466	0.03947	11.26597
40c	0.45383	0.03353	13.53504
100c	0.45383	0.03352	13.53908

表 2 网格密度对计算精度的影响

Table 2 The effects of the grid density on computational accuracy

网格密度	C_L	C_D	K
20 万	0.43437	0.03886	11.17822
60 万	0.45278	0.03361	13.47143
100 万	0.45383	0.03353	13.53504
130 万	0.45384	0.03354	13.53131

表 3 边界层厚度对计算精度的影响

Table 3 The effects of the thickness of boundary layer on computational accuracy

y_{max}^+	C_L	C_D	K
10	0.43086	0.04066	10.59613
5	0.44290	0.03423	12.94072
3	0.45387	0.03379	13.43208
2	0.45383	0.03353	13.53504
1	0.45383	0.03351	13.54312

基于上述分析, 适用于本研究的模型网格节点数约为 100 万, 边界域尺寸沿机体周向及展向分别取 $40c$, 边界层厚度 $y_{max}^+ = 2$ 。

此外, 本文还通过与文献[7]的结果对比来验证上述数值模型用于本研究的可行性, 结果见表 4 及图 2、图 3。可见, 用该数值模型得到的计算结果与文献[7]的结果吻合较好。因此, 上述模型可用于本研究。

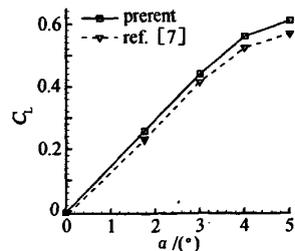


图 2 C_L 随 α 的变化曲线

Fig.2 Lift coefficients vs. angle of attack

表4 与文献[7]给出结果的对比

Table 4 Comparison between CFD results and ref. [7]

	C_L	C_{Dtotal}	$C_{Dpressure}$	$C_{Dfriction}$	K
本文	0.4395	0.03355	0.02637	0.00720	12.9
文献[7]	0.4136	0.03268	0.02504	0.00764	12.6
相对误差	6.26%	2.66%	5.31%	5.76%	2.38%

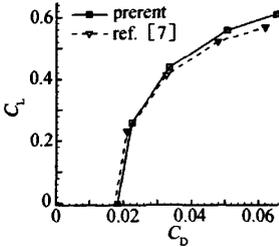


图3 升阻力系数极曲线

Fig. 3 Polar curve

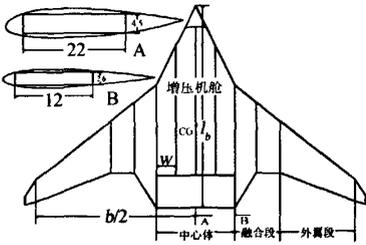


图4 BWB1 平面及翼型图(单位:m)

Fig. 4 BWB1 aircraft configuration

2 气动布局设计

本文根据民机客舱结构设计参数和飞机总体设计参数要求进行气动布局设计,获得250座级BWB布局客机初始气动设计方案,记为BWB1。该方案采用翼身融合体构形以利用其浸润面积小的优点减小摩擦阻力,外翼段选择具有良好跨声速特性的超临界翼型以减小波阻,中心体选择传统厚翼型以保证客舱空间,机身向外侧机翼光滑曲面过渡以减小干扰阻力,增加翼梢小翼以减小诱导阻力,小翼选择NACA0012翼型,取外倾斜角 15° 。中心体和外翼的前缘后掠角分别为 63.8° 和 38° 。根据客舱设计宽度要求^[8](图4),中心体宽度取 $4w = 14.64\text{m}$ (w 为隔舱宽度)。为保证客舱设计的高度要求^[8],在中心体翼型确定的情况下取弦长 $l_b = 38\text{m}$ 。权衡气动效率与结构重量,并参照现役同座级客机^[9],

这里取展长 $b = 60\text{m}$,平面几何形状如图4所示,其中 $\lambda = 5.72, S = 630\text{m}^2, c = 10.5\text{m}$,浸润面积 $S_{wet} = 1836\text{m}^2$,重心位置 $X_{CG} = 19\text{m}$ (指到对称面内重心到前缘的距离)。常规250座级客机^[9](如Boeing787等)的重量在150t-250t, BWB1设计方案的重量取上述范围的上限250t。

3 气动特性分析

本文主要分析飞机在巡航和起飞两种条件下的气动特性,见表5。根据式(5)得到巡航设计升力系数0.32和起飞设计升力系数0.95。

表5 飞行条件

Table 5 Flight condition

飞行状态	高度(m)	马赫数(Ma)	声速(m/s)	静压(Pa)
巡航	11500	0.85	295	21050
起飞	0	0.24	340.1	101325
飞行状态	静温(K)	密度(kg/m ³)	粘性系数(ma/kg)	
巡航	216.7	0.3384	1.4216×10^{-5}	
起飞	288.2	1.2248	1.789×10^{-5}	

3.1 巡航气动特性

根据表5中巡航飞行条件进行数值计算,结果见表6。 C_L, C_D 及 C_m 随 α 的变化曲线,升阻力系数极曲线见图5-图8。

由图5可见, α 在 $0^\circ \sim 10^\circ$ 时 C_L 随 α 增大,当 $\alpha \leq 5^\circ$ 时, C_L 随 α 近似线性增大;当 $\alpha > 5^\circ$ 时, C_L 随 α 的变化率变小。由图6可见, C_D 随 α 增大而增大,变化规律近似抛物线。由图7可见,在 $\alpha = 2^\circ$ 时升阻比 K 达到最大值为15.9。由图8可见, $\alpha \leq 4^\circ$ 时, C_m 随 α 增大下俯力矩近似线性增大, $\alpha > 4^\circ$ 时, C_m 随 α 的变化率变小。根据控制设计要求,舵面偏转不超过 3° , $C_{m\delta}$ 接近零且大于-0.3,初始方案符合要求。

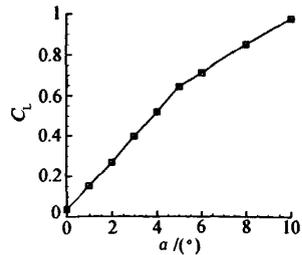


图5 巡航时 C_L 随 α 的变化曲线

Fig. 5 C_L vs. α at cruising

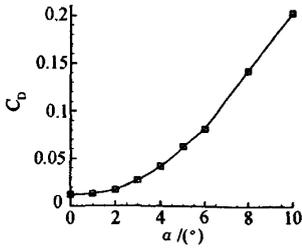


图6 巡航时 C_D 随 α 的变化曲线

Fig.6 C_D vs. α at cruising

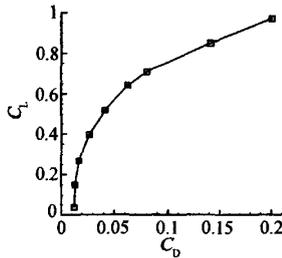


图7 巡航时升阻力系数极曲线

Fig.7 Polar curve at cruising

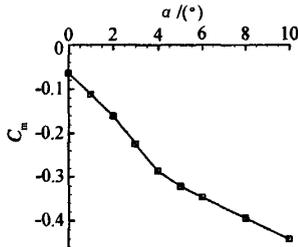


图8 巡航时 C_m 随 α 的变化曲线

Fig.8 C_m vs. α at cruising

表6 巡航 Ma 数为 0.85 的计算结果(平衡飞行)

Table 6 Results at $Ma = 0.85$ on balanced flight

α ($^\circ$)	C_L	C_D	C_m (C_{m0})	K_{cruise} (K_{max})
2.41	0.3212	0.02085	-0.1870 (-0.06)	15.4 (15.9)

3.2 起飞气动特性

接下来分析 BWB1 起飞时的气动特性,数值计算条件见表5,结果如表7所示。 C_L 、 C_D 及 C_m 随 α 的变化曲线,升阻力系数极曲线见图9-图12。

表7 起飞 Ma 数为 0.24 的计算结果(平衡飞行)

Table 7 Results at $Ma = 0.24$ on balanced flight

α ($^\circ$)	C_L	C_D	C_m (C_{m0})	C_{Lmax}
12.02	0.9535	0.02085	-0.2652 (-0.04)	0.9882

由图9可见, α 在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 时 C_L 随 α 增大,当 $\alpha \leq 10^\circ$ 时, C_L 随 α 近似线性增大;当 $\alpha > 10^\circ$ 时, C_L 随 α 的变化率变小;在 $\alpha = 20^\circ$ 时, C_L 达到最大值,之后 C_L 随 α 减小。由图10可见, C_D 随 α 增大而增大,变化规律近似抛物线。由图11可见,在 $\alpha = 5^\circ$ 时升阻比 K 达到最大值为 16.9。由图12可见, $\alpha \leq 8^\circ$ 时, C_m 随 α 增大,下俯力矩近似线性增大; $\alpha > 8^\circ$ 时, C_m 随 α 的变化率变小; $\alpha > 12^\circ$ 时,下俯力矩随 α 增大而减小。根据控制设计要求,舵面偏转不超过 20° , C_{m0} 接近零且大于 -0.5 , 初始方案符合要求。表7可见, BWB1 在 $\alpha = 12.02^\circ$ 时达到起飞设计升力系数,而起飞最大升力系数 $C_{Lmax} = 0.99$, 因此该设计方案在起飞时是十分危险的,在下面的优化方案中需要考虑到这一点。

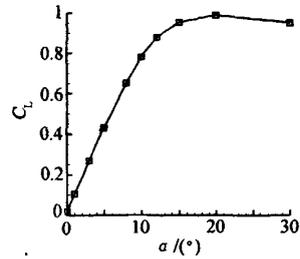


图9 起飞时 C_L 随 α 的变化曲线

Fig.9 C_L vs. α at take-off

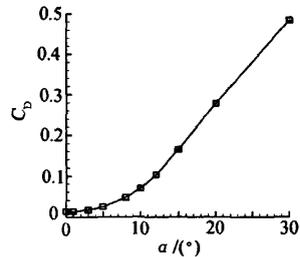


图10 起飞时 C_D 随 α 的变化曲线

Fig.10 C_D vs. α at take-off

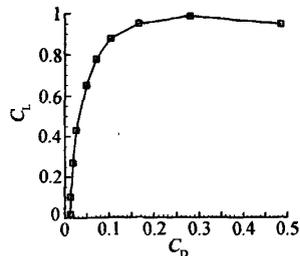


图11 起飞时升阻力系数极曲线

Fig.11 Polar curve at take-off

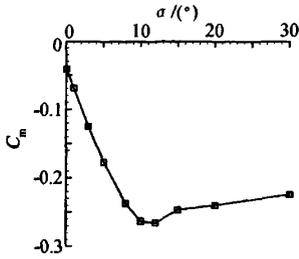


图12 起飞时 C_m 随 α 的变化曲线

Fig.12 C_m vs. α at take-off

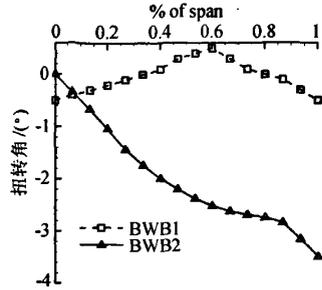


图13 优化前后的扭转角沿展向分布

Fig.13 Spanwise twist distributions for the baseline and inverse designs

4 展向扭转优化设计

4.1 优化方法

以固定巡航飞行升力系数下最小化飞行阻力作为目标优化了机翼展向几何扭转角分布。CFD 计算和风洞试验表明: BWB 布局客机与传统布局相比, 波阻比重增加, 这导致沿展向翼载荷分布设计准则的改变。从文献[7]的表5中可以看出, 展向环量椭圆分布下波阻虽然较原型有较大降低, 但其总阻力并非最小; 展向环量三角分布下波阻最小, 但其压差阻力较大, 总阻力也不是最小。展向环量为某种椭圆/三角混合分布时刻获得波阻和压差阻力之和最小, 即总阻力最小。据此得到的展向扭转分布(见文献[7]图14)可减轻外侧机翼的负载, 减小激波强度和波阻, 提高升阻比。

在翼型和平面形状保持不变的情况下, 采用上述展向环量分布, 通过反设计技术即预先通过数值计算得到每个展向翼剖面升力系数随迎角的变化曲线, 再根据每个翼剖面所需的升力系数分布插值获得对应的迎角, 且总升力等于客机设计重量)反复迭代, 最终获取每个展向翼剖面的几何扭转角, 以设计升力系数条件下的最小阻力作为优化目标寻找最优的展向几何扭转角分布。设计出的展向扭转角分布如图13所示, 此时得到的优化模型记为 BWB2。

表8 巡航设计升力系数下两种模型的气动特性对比

Table 8 Comparison on aerodynamic characteristics at design cruise lift of different models

计算模型	$\alpha(^{\circ})$	C_L	C_{Dtotal}	$C_{Dpressure}$
BWB1	2.41	0.3212	0.02085	0.015284
BWB2	4.46	0.3208	0.01651	0.010807
计算模型	$C_{Dfriction}$	$C_m(C_{m0})$	K_{cruise}	K_{max}
BWB1	0.005566	-0.1870(-0.06)	15.4	15.9
BWB2	0.005703	-0.0875(-0.03)	19.2	20.7

表9 起飞设计升力系数下两种模型的气动特性对比

Table 9 Comparison on aerodynamic characteristics at design take-off lift of different models

计算模型	$\alpha(^{\circ})$	D_L	C_D	$C_m(C_{m0})$	$C_{L,max}$
BWB1	12.02	0.9535	0.02085	-0.2652(-0.04)	0.9882
BWB2	10.65	0.9535	0.01651	-0.1956(-0.03)	1.2624

4.2 优化结果分析

取巡航速度作为计算条件(见表5), 通过改变迎角保持设计升力系数0.32, 数值计算结果如表8所示。可见, 优化后阻力大幅减小(主要是压差阻力减小), 这使最大升阻比 K_{max} 由初始模型的15.9提高到20.7, 巡航升阻比 K_{cruise} 由初始模型的15.4提高到19.2。由图14-图15可见, 由于展向几何扭转角优化使外翼负载减轻, 融合段及中心体载荷增加, 减弱了外翼负压区, 从而减小了激波强度和波阻。由表8可见, 优化后的巡航迎角大于优化前, 这是由于几何扭转角的改变使机翼各截面当地迎角减小, 巡航迎角增大。优化后低头力矩减小, C_{m0} 为更接近零的一个小负数, 从操纵角度考虑是有利的。通过计算起飞条件(见表5)下的气动特性(见表9)发现, 优化后起飞迎角减小, 同时 $C_{L,max}$ 增大到1.26, 且低头力矩减小, 从气动和操纵角度考虑都是有利的, 优化后飞机的起飞特性也得到改善。

表10 巡航设计升力系数下两种模型的气动特性对比

Table 10 Comparison on aerodynamic characteristics at design cruise lift of different models

计算模型	$\alpha(^{\circ})$	C_L	C_{Dtotal}	$C_{Dpressure}$
BWB1	1.36	0.1927	0.01258	0.006955
BWB2(150t)	3.98	0.1908	0.00921	0.003909
计算模型	$C_{Dfriction}$	$C_m(C_{m0})$	K_{cruise}	K_{max}
BWB1	0.005625	-0.12390(-0.05)	15.4	15.9
BWB2(150t)	0.005302	-0.06421(-0.02)	20.4	20.6

此外, 本文采用上述优化方法还研究了设计重量为150t的情况(巡航和起飞时平衡升力系数分别为0.19

和 0.61), 结果如表 10 - 表 11 所示。

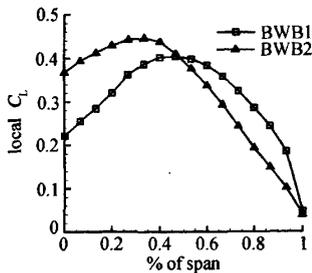


图 14 优化前后的展向升力分布

Fig. 14 Spanwise load for the baseline and inverse designs

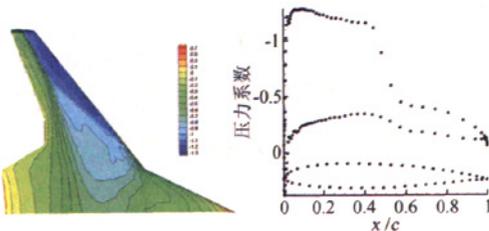


图 15 优化前后上翼面的压力分布和距对称面 85%处翼剖面压力分布

Fig. 15 Pressure contour of upper wing surface

可见,基于设计重量为 150t 的 BWB1 方案进行优化, K_{max} 由初始模型的 15.9 提高到 20.6, 巡航升阻比 K_{cruise} 由初始模型的 15.4 提高到 20.4。与重量 250t 的方案相比起飞和巡航迎角均减小。人们一般认为采用 BWB 布局的客机升阻比应达到 23 以上, 但本研究限制了翼展宽度(60m)且仅做初步优化, 故所获得的升阻比约 20, 后续工作将深入探讨。

表 11 起飞设计升力系数下两种模型的气动特性对比

Table 11 Comparison on aerodynamic characteristics at design take-off lift of different models

计算模型	$\alpha(^{\circ})$	D_L	C_D	$C_m(C_{m0})$	C_{Lmax}
BWB1	5.57	0.6099	0.04395	-1.6968(-0.03)	0.9877
BWB2(150t)	5.81	0.6102	0.03309	-0.8777(-0.02)	1.2452

5 结论

本文根据民机客舱结构设计参数和飞机总体设计参数要求进行气动布局设计, 获得 250 座级 BWB 布局客机初始气动设计方案。采用数值求解 N-S 方程的方法获得 BWB 布局客机方案在巡航和起飞条件下的纵向气动特性。结果表明, 巡航和起飞条件下, C_L 随迎角

α 增大先近似线性增大, 随后变化率变小; C_D 随 α 增大, 变化规律近似抛物线; C_m 随 α 增大, 下俯力矩先近似线性增大, 随后变化率变小; 巡航条件下在 $\alpha = 2^{\circ}$ 时 K_{max} 可达 15.9。

以巡航飞行为基础对 250 座级 BWB 布局客机方案进行气动优化, 以固定巡航飞行升力系数下最小化飞行阻力作为目标优化了机翼展向几何扭转角分布。结果表明在巡航状态下, 展向几何扭转角优化使外侧机翼的负载减轻, 减小了激波强度和波阻, 从而提高了升阻比。 K_{max} 由初始模型的 15.9 提高到 20.7, 巡航升阻比 K_{cruise} 由初始模型的 15.4 提高到 19.2。优化后的巡航迎角大于优化前, 这是由于几何扭转角的改变使机翼各截面当地迎角减小, 巡航迎角增大。优化后低头力矩减小, C_{m0} 为更接近零的一小负数, 从操纵角度考虑是有利的。优化后起飞迎角减小, 同时 C_{Lmax} 增大到 1.26, 且低头力矩减小, 这对气动和操纵都是有利的, 优化后客机的起飞特性也得到改善。

参 考 文 献:

- [1] PORTSDM MA, PAGE MA, LIEBECK RH. Blended wing body analysis and design[R]. AIAA Paper 1997-2317, 1997.
- [2] SMITH H. College of Aeronautics blended wing body development programme[A]. Proceedings of 22nd International Congress of Aeronautical Sciences[C], Paper 1.1.4, 2000.
- [3] NORTHROP JK. The development of all-wing aircraft[J]. *J R Aeronaut Soc*. 1947;51:481-510.
- [4] LEE GH. The possibilities of cost reduction with all-wing aircraft[J]. *J R Aeronaut Soc*. 1965;69:744-749.
- [5] STEVEN AC. Performance of the blended-wing-body aircraft mission and its aerodynamic characteristics[R]. MSc Thesis, Cranfield University, 2000-2001.
- [6] L. R. 詹金森等著, 李光里等译. 民用喷气飞机设计[M]. 中国航空研究院, 2001.
- [7] QIN NIN. Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft[R]. Progress in Aerospace Sciences[C], 2004;40:321-343.
- [8] 廖慧君, 张曙光. 翼身融合布局民机座舱布置概念设计[A]. 飞行力学与飞行实验学术交流年会论文集[C], 中国飞行实验研究院飞行力学杂志社. 2008;113-119
- [9] <http://www.boeing.com/commercial/787family/specs.html>
- [10] ZHU ZIQIANG, WANG XIAOLU. A new type of transport-blended wing body aircraft[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2008, 29(1):49-59(in Chinese)

Aerodynamic design and optimization of the blended wing body aircraft for 250 passengers

LIU Xiao - jing, WU Jiang - hao, ZHANG Shu - guang

(School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: According to the requirement of the passenger cabin structural design and conceptual design, it is investigated to obtain a preliminary aerodynamic design project of 250 - passenger BWB. The longitudinal aerodynamic performance at cruising and taking - off is acquired by means of the numerical solution of N - S equations. The solution demonstrates that the highest lift/drag ratio (K_{max}) is about 15.9 at $\alpha = 2^\circ$ at cruising. An aerodynamically optimized design aiming at minimizing drag based on the twist distribution is processed at cruising. Consequently, the contribution of lift is decreased in the outer wing. Wave drag declines while the field of negative pressure in the outer wing becomes narrow. As a result, the lift - to - drag ratio at cruising speed (K_{cruise}) is increased. K_{max} is increased from 15.9 to 20.7. K_{cruise} is increased from 15.4 to 19.2, approaching to the existing equivalent conventional aircraft. The aerodynamic characteristic of the optimized design at taking - off is improved. And the pitch moment of the aerodynamically optimized design at cruising decreases, that is an improvement considering manipulating.

Key words: blended wing body configuration; numerical simulation; lift/drag characteristics; aerodynamic optimization

(上接第46页)

The primary parameters research on the aerodynamic designing of semi - flexible nozzle

PENG Qiang^{1,2}, DENG Xiao - gang¹, LIAO Da - xiong^{1,2}, FU Cheng^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. Facility Design and instrumentation institute, China Aerodynamics Research and
Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The numerical method has been used to simulate the flowfield of semi - flexible nozzle to evaluate the influence of primary aerodynamic design parameters on the flowfield uniformity in the test section of supersonic wind tunnel. The work focused on the parameters θ_A , θ_B , α , m and contraction section contour type relating to the design of semi - flexible nozzle for 0.3m \times 0.3m supersonic wind tunnel in CARD. The calculation results have been compared, and the optimization of several parameters for semi - flexible nozzle had been accomplished for the next phase work.

Key words: numerical simulation; supersonic; semi - flexible nozzle; nozzle design