

一种翼身融合体飞机失速特性分析*

胡新科, 涂良辉, 付建, 李镇文

南昌航空大学航空宇航学院, 江西 南昌 330063

摘要: 针对翼身融合体飞机的失速特性, 结合数值模拟与流场结构解析, 揭示其气动行为与失速机制。采用分离涡模拟并在边界层引入延迟函数, 对不同迎角、跨音速条件下的整机流场进行仿真。研究发现, 翼身融合体飞机升力系数在迎角为 35° 时达到峰值1.9437, 随后因气流分离加剧而下降。跨音速流动中, 外翼区域的强激波引发波阻增大与流动分离, 中央机身与外翼结合部形成显著的马蹄涡系, 涡量沿展向扩散耗散。通过表面压力与涡量分布分析, 阐明了激波-边界层干扰、三维流动分离及涡系演化对失速过程的影响, 为翼身融合体飞机布局优化提供了关键理论依据。

关键词: 翼身融合; 失速特性; 分离涡模拟; 流动特征

中图分类号: V212.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 2097-0137(2025)05-0076-08

Analysis of stall characteristics of a blended wing - body aircraft

HU Xinke, TU Lianghui, FU Jian, LI Zhenwen

School of Aeronautics and Astronautics, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China

Abstract: This study conducts a systematic analysis of the stall characteristics of BWB aircraft, combining numerical simulation with flow field structure analysis to reveal their aerodynamic behavior and stall mechanisms. The detached eddy simulation method is adopted, and a delay function is introduced for the boundary layer to simulate the full aircraft flow field under different angles of attack and transonic conditions. This study finds that the lift coefficient reaches a peak of 1.9437 at an attack angle of 35° , followed by a decline due to intensified airflow separation. In transonic flow, strong shock waves in the outer wing region induce increased wave drag and flow separation, while a significant horseshoe vortex system forms at the junction of the central fuselage and outer wing, with vorticity diffusing and dissipating along the spanwise direction. Through the analysis of surface pressure and vorticity distribution, the influence of shock wave-boundary layer interaction, three-dimensional flow separation, and vortex system evolution on the stall process is clarified, providing key theoretical basis for the layout optimization of BWB aircraft.

Key words: blended wing-body; stall characteristics; detached eddy simulation; flow characteristics

现代客机对低排放、高空气动力学效率以及低运营成本的需求日益增长(Smith, 2000)。如今为人们熟知的翼身融合体(BWB)飞机是1988年由当时就职于麦克唐纳-道格拉斯公司的罗伯特-利贝克

提出的概念(Leifsson, 2006)。翼身融合体飞机是一种将机身与机翼结合的设计理念, 能够显著降低飞行时的空气阻力, 提高燃油效率。NASA探索将无尾飞机概念应用于商业客运的可能性, 促使BWB-

* 收稿日期: 2025-06-01

录用日期: 2025-06-13

网络首发日期: 2025-07-07

基金项目: 航空科学基金重点项目(2023M006056001)

作者简介: 胡新科(1998年生), 男; 研究方向: 飞行器总体设计; E-mail: huxinke@163.com

通信作者: 涂良辉(1981年生), 男; 研究方向: 飞机空气动力学; E-mail: 71016@nchu.edu.cn



ZR20250103

450于2003年诞生。与空客A380-700相比,BWB-450每座燃油消耗降低了32%(Liebeck,2004)。新型混合翼身设计的主要气动优势在于较低的润湿面积体积比和干扰阻力(Qin,2002)。除此之外,低噪音、结构载荷和最大起飞重量降低15%、表面积减少33%等(Lyu et al.,2014)促进了该型飞机的相关研究。

欧盟委员会先后资助了“高效大型飞机”(VELA)和“新型飞机概念研究”(NACRE)项目来研究大型混合翼身商用飞机,随后的“2020年灵活飞机主动控制”(ACFA 2020)项目更是提出了多目标控制以及可容纳450名乘客的超高效BWB预设计飞机模型概念(Kozek,2014)。德国航天中心设计了DLR-LY-BWB配置,其任务要求是7 650海里的航程和500个座位的容量(Ciampa et al.,2011; Zill et al.,2012)。波音公司和美国国家航空航天局开展了BWB项目,并对设计的BWB X-48B稳定性和机载飞行控制系统进行了严格分析和飞行试验评估。2007年6月进行了首次飞行测试,至2010年新的BWB X-48C项目开始之前共进行了80次飞行,从BWB X-48B项目中吸取了许多经验。其中之一就是BWB飞机处于高迎角而失速时,进入旋转翻滚运动(Ordoukhanian et al.,2014; Saephan et al.,2008)。BWB飞机因其特殊的结构布局,在环保性能、远程飞行能力和大运量运输方面展现出显著的潜力,有望成为新一代环保型远程大运量客机的理想选择。但该机型在飞行控制与稳定性、客舱增压系统设计以及飞行操纵品质优化等方面仍面临诸多挑战,需要深入研究和有效解决(Okonkwo et al.,2016)。

翼身融合的宽体气动布局导致其升力分布、气流分离模式与传统飞机存在显著差异,所以研究BWB飞机的失速特性至关重要(Paulus et al.,2013)。杨建忠等(2024)分析了BWB飞机飞行特性并根据相关规章提出适航操稳特性要求。夏明等(2020)通过对带有不同安装位置和平面形状鸭翼的BWB飞机开展数值模拟,分析低速下鸭翼影响BWB飞机气动性能的机理。付军泉等(2020)针对某双垂尾翼身融合飞行器在不同迎角和纵向截面的流场变化进行了研究,分析了其失速特性。Velazquez et al.(2017)运用CFD方法,对一款100座混合翼身飞机在低速时的失速特性进行了研究。这些研究很少涉及BWB飞机的涡旋流动分析。Schütte et al.(2010)研究了SACCON构型对称流动

中的涡旋流动。Zimper et al.(2014)指出在大迎角情况下SACCON构型的特殊设计会导致强烈的激波-涡旋相互作用,将影响SACCON构型在整个飞行包线内的飞行特性。

针对某种翼身融合体飞机构型,本文首先对飞机结构进行分析,包括其气动布局依据以及详细的设计参数。然后,利用FLUENT中的分离涡模拟方法对整机进行气动仿真。通过对比不同迎角、不同纵向截面的流场结构,研究该翼身融合体飞机的失速过程和跨音速流动特性。最后,通过飞机表面涡量和压力瞬时变化分析,阐述了该飞机失速时的表面气流流动特征。

1 概念设计

翼身融合飞机组成包括了翼梢小翼、外翼、内翼和中央机身(Morris et al.,2004)。本文采用Qin et al.(2004)的翼身融合飞机几何模型,具体参数如表1所示。翼展厚度与弦长比在中心翼身上的平均值为17%;在翼展约6 m处最大,为18%。内翼融合了厚的中心机身和薄的外翼(8%),其厚度变化很大。

表1 模型主要几何参数

Table 1 Main geometric parameters of the model

几何参数	取值
翼展/m	≤80
展弦比	4.26
梯形面积/m ²	842
机身弦长/m	50.8

利用CATIA建模软件,建立BWB飞机的三维模型,如图1所示。中央机身由6个翼段组成,其跨度位置分别为 $y = 0.0, 1.0, 3.0, 6.0, 10.0, 13.0$ m,将整个几何体定义为分块的翼干,当只有2个末端截面定义翼干时,相关曲面通过线性插值获得。中央截面在 $x/c = 0.21$ 处具有 $z/c = 0.01$ 的前缘正弯度,然后在60%弦长处反弯,在 $x/c = 0.81$ 处 $z/c = -0.004$ 。

2 数学模型和计算方法

2.1 数学模型

Spalart et al.(2006)提出了一种混合模型,在边界层内使用雷诺平均纳维-斯托克斯(RANS)方程,在自由剪切流中采用类似大涡模拟(LES)方程。这种模型被称为分离涡模拟(DES),目前它与斯帕

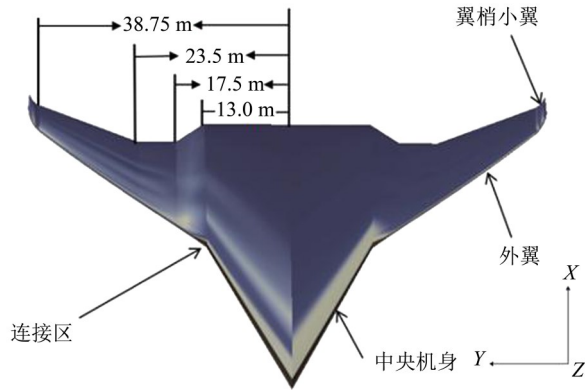


图1 BWB飞机平面图

Fig. 1 Plan view of the BWB aircraft

拉特—阿勒玛拉斯(Spalart-Allmaras)模型以及 SST 湍流模型结合使用。Strelets et al. (2001)通过高迎角(高达 90°)下的 NACA0012 翼型、具有层流和湍流分离的圆柱体、后向台阶、平面通道中的三角柱等一系列的数值结果来支持该方法的可信度。同时,为了防止网格诱导分离现象发生,引入了延迟分离涡模拟(DDES)模型,确保 RANS/LES 的切换发生在物理上正确的位置。

本节给出 SST 模型的完整公式,同时将修改的地方做出强调阐述(Menter et al., 2003)。其中

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} \\ &= \tilde{P}_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_{k\alpha_i}) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right], \\ & \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} = \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 \\ & + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_{\omega\alpha_i}) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}. \end{aligned}$$

所有常数通过 k - ω 模型和 k - ω 模型相应常数的混合计算得到,例如 $\alpha = \alpha_1 F + \alpha_2(1 - F)$ 等。该模型的常数为 $\beta^* = 0.09$, $\alpha_1 = 5/9$, $\beta_1 = 3/40$, $\sigma_{k1} = 0.85$, $\sigma_{\omega 1} = 0.5$, $\alpha_2 = 0.44$, $\beta_2 = 0.0828$, $\sigma_{k2} = 1$, $\sigma_{\omega 2} = 0.856$ 。

SST 模型中 DES 的修正应用于 k 方程中的耗散项:

$$\rho \varepsilon = \beta^* \rho k \omega \rightarrow \beta^* \rho k \omega F_{DES},$$

其中 $F_{DES} = \max\left(\frac{L_t}{C_{DES}\Delta}, 1\right)$, ε 表示设计耗散率, Δ 表示局部最大网格间距, β^* 表示 SST 模型的常数, $L_t = \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega}$ 是长度尺度, $C_{DES} = 0.61$ 是 DES 公式的校准常数。

为了减少 DES 限制器对边界层 RANS 部分的网格影响, SST 模型提供了“保护”边界层免受限制器影响的选项。这需要再次借助 SST 模型的分公式实现,原始模型公式保持不变,但是在 CFX 代码中已进行了若干方面的改进。以下修改显著降低了 DES 限制器对流动边界层的影响:

$$F_{DES-CFX} = \max\left(\frac{L_t}{C_{DES}\Delta}(1 - F_{SST}), 1\right),$$

其中 $F_{SST} = 0, F_1, F_2$ 。 F_{SST} 可以从 SST 模型的混合函数中选择。当 $F_{SST} = 0$ 时,恢复到斯特列茨(Strelets)模型。

2.2 网格生成

网格生成借鉴 Bouriga et al. (2015) 的研究成果。在建模阶段,运用 CATIA V5 软件构建三维曲面几何模型,完成模型构建后,将其转换输出至 Pointwise 2023.20 版本软件进行后续网格处理。生成的非结构化混合网格由四面体单元、棱柱体单元以及金字塔体单元构成。翼身融合体飞机的表面网格分布如图 2 所示。

首先在飞机外表面区域构建四边形和三角形面网格;随后采用推进波前算法在全域范围内生成四面体体网格。网格特征参数如表 2 所示。

2.3 对比验证

Qin et al. (2004) 使用克兰菲尔德大学的高精度隐式多块 RANS 求解器 MERLIN, 该求解器采用基于奥舍通量差分的近似黎曼求解器来捕捉激波和边界层。本文采用分离涡模拟解析翼身融合体飞机在特定条件下非定常气动特性。翼身融合体飞机失速时,流动分离通常从前缘或后缘开始,逐渐发展为全机大范围分离,形成非定常涡结构。DES 的 RANS 部分高效处理附面层流动, LES 部分精确解析分离涡的动态演化。如图 3 所示,将 $Ma = 0.85$ 时不同迎角下飞机的升阻极曲线与 Qin et al. (2004) 做了对比验证,结果在误差允许的范围。

表 2 网格参数

Table 2 Grid parameters

最大偏度等角	最小正交性	总网格数	边界接近度	平均长度比率	最大面积比例	最大扭曲度
51.95°	0.7435	1.7×10^7	4.8×10^{-4}	1.11	18.9	0.75

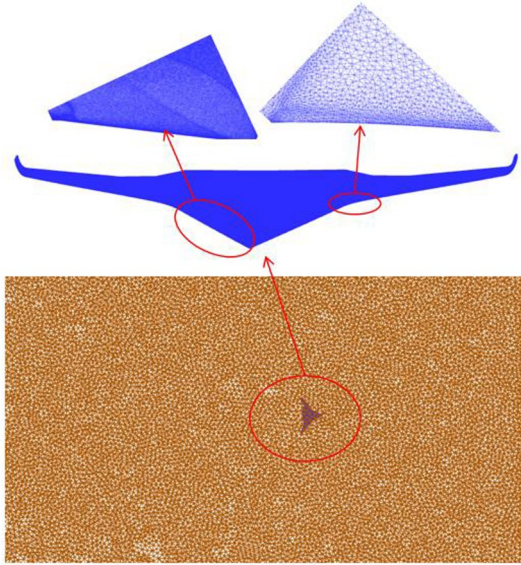


图2 BWB飞机模型网格分布

Fig. 2 Grid details of the BWB aircraft model

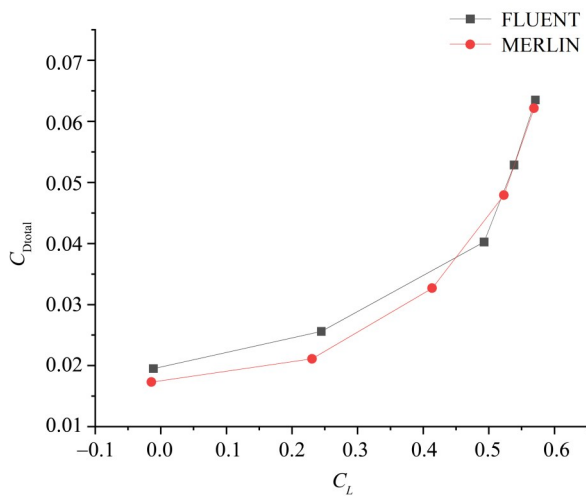


图3 BWB飞机在 $Ma = 0.85$ 时的升阻极曲线

Fig. 3 Lift-drag polar curve of the BWB aircraft at $Ma = 0.85$

3 结果分析

3.1 气动特性

翼身融合体飞机特有的升力体外形导致其失速迎角较传统的布局延迟约 $2^\circ \sim 3^\circ$, 迎角的增大过程将引发复杂的流场重构现象(Liebeck, 2004)。当迎角从初始设计值逐步增加时, 飞行器绕流场中激波/边界层干扰效应、三维流动分离特性及纵向静稳定性均发生本质性改变。

图4为翼身融合体飞机以 $Ma=0.85$ 飞行过程中, 升阻力系数随迎角增加的变化趋势。当迎角小于 10° 时, 升力系数曲线曲率呈现出很强的线性特征, 这个阶段升力系数快速上升; 飞机迎角在 $10^\circ \sim$

20° 时, 升力系数的增长变缓, 直到迎角达到 30° 时, 升力系数的斜率几乎趋于平直, 但升力系数仍然在继续增大; 达到失速迎角 35° 之后, 升力系数开始逐渐下降, 此时升力系数值为 1.943 7。迎角到达 50° 时, 升力系数的值从 45° 迎角的 1.885 0 突然增长到 2.246 9, 接下来断崖式下降。这是因为随着迎角的进一步增加, 激波从后缘向前缘移动, 分离区扩大, 升力系数会持续下降。随着迎角的增大, 阻力系数增加的趋势与常规布局飞机类似。在迎角达到 55° 时, 阻力系数从 50° 的 2.163 8 下降到 1.684 1, 随后持续上升。这是因为当迎角超过 53° 时, 前缘涡破裂导致低压区收缩与能量耗散, 触发二次流动分离, 再附着区消失使得分离泡尺寸激增, 压差与摩擦阻力同步上升, 呈现动态失速迟滞特性。

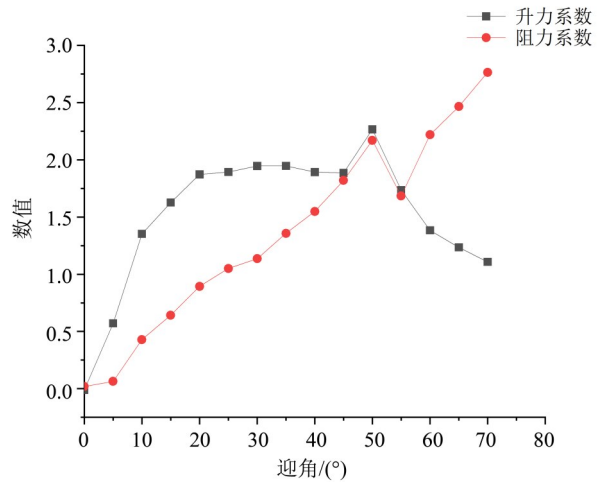
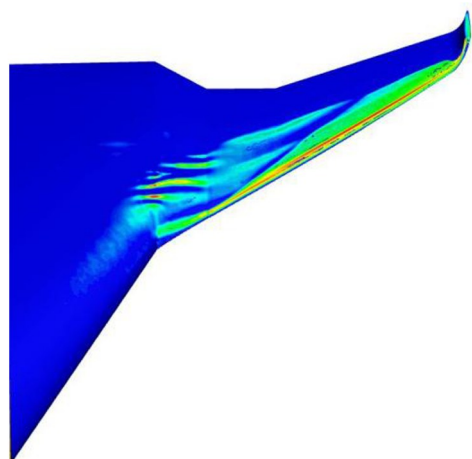


图4 升阻力系数曲线

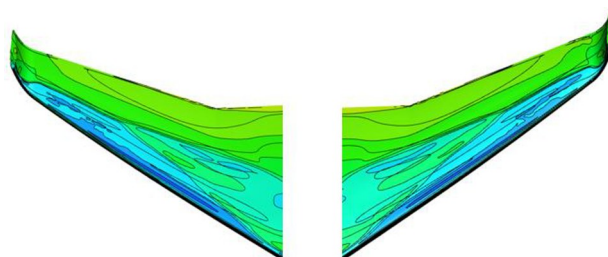
Fig. 4 Lift and drag coefficient curve

3.2 流动机理

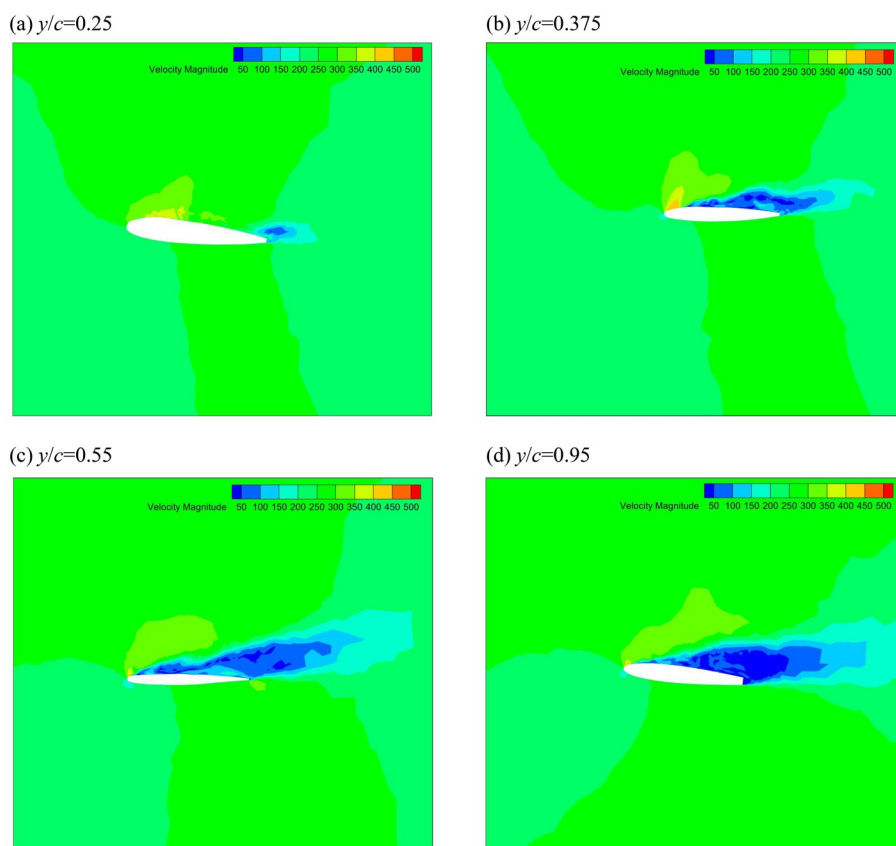
图5展示了翼身融合体飞机在巡航条件 ($\alpha = 3^\circ, Ma = 0.85$) 时机翼表面速度等值线。机翼上表面出现了典型的激波, 从中央机身与机翼的连接处一直延伸到翼尖处。尽管中央机身部分的厚度处于最大值, 但鉴于展向升力分布特点(该区域局部升力呈现相对较低的态势), 以及大前缘后掠角所引发的三维效应, 在此区域并未观测到显著的激波现象。而在内侧机翼部分, 能够察觉到激波分叉的迹象。由于外侧机翼对局部升力有着较高的需求, 故而该区域产生的激波强度最大。激波不仅延伸至小翼内侧, 同时在小翼上也形成了一道相对强度较弱的激波。这与图6的表面压力等值线图所示的激波现象合理对应, 而 Qin et al. (2004) 描述的基线飞机在相同气动条件下具有相近的现象。

图5 机翼表面速度等值线($\alpha = 3^\circ, Ma = 0.85$)Fig. 5 Wing surface velocity contours at $\alpha = 3^\circ, Ma = 0.85$

当迎角为 10° 时,由图 7 所示, $y/c = 0.25$ 截面处中央机身后缘部分开始有流动分离的趋势, $y/c = 0.375$ 处截面的流动分离向着前缘位置靠近,越过外

图6 机翼表面压力等值线($\alpha = 3^\circ, Ma = 0.85$)Fig. 6 Wing surface pressure contours at $\alpha = 3^\circ, Ma = 0.85$

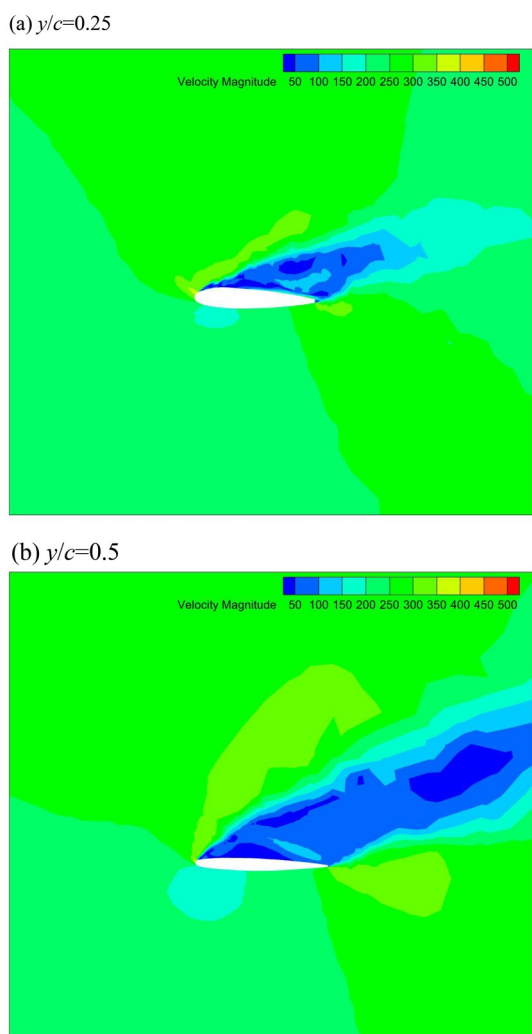
翼中部,到达 $y/c = 0.55$ 截面处,分离区域几乎已经占据了整个机翼表面;而在 $y/c = 0.95$ 截面,靠近翼梢小翼处,流动已经完全分离,这种现象说明随着迎角的增大,机翼的流动分离开始沿着外翼向中央机身发展。迎角增大时,气流在更靠近前缘的位置到达超音速,超音速区域向机翼前缘延伸,激波随之前移至超音速区末端。

图7 $\alpha = 10^\circ$ 时不同截面的来流速度Fig. 7 Inflow velocities at different sections at $\alpha = 10^\circ$

如图 8 所示,当迎角为 25° 时,两个截面的机翼上表面都开始了大量的气流分离,并且分离点在前缘位置;中央机身和外翼的连接点处在两个截面中

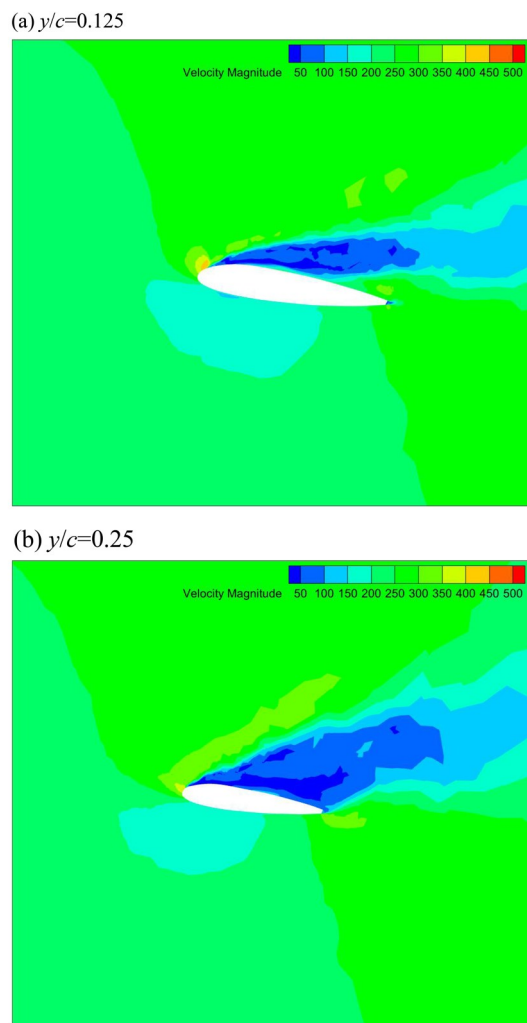
间,故此时机翼不再为飞机提供升力,整个外翼段完全处在气流分离的位置,基本不再提供升力。

当迎角增加到 35° 时,中央机身前缘和后缘的

图8 $\alpha = 25^\circ$ 时不同截面的来流速度Fig. 8 Inflow velocities at different sections at $\alpha = 25^\circ$

气流行为存在显著差异,导致分离现象仅仅发生在内侧前缘位置,而后缘保持气流附着。如图9所示,中央机身前缘曲率大,气流在流过前缘时快速加速,随后在机身上表面遇到急剧的逆压梯度。此时边界层动能被耗尽,很容易发生气流分离现象。而当前缘局部气流加速至超音速会形成激波,激波与边界层相互作用也会直接触发气流分离。激波诱导和逆压梯度共同作用促使机身前缘气流分离。

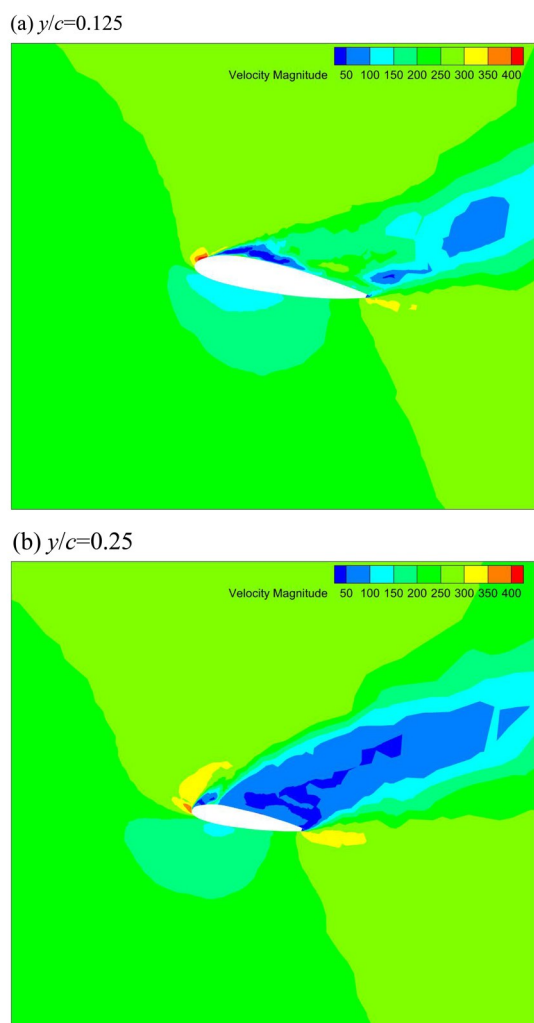
在气流经过前缘和中段后,速度逐渐降低,后缘区域的逆压梯度较前缘更平缓,边界层具备足够的动能克服压力回升。后缘处的边界层已发展成湍流状态,其更强的动量交换能力可抵抗分离,而前缘通常为层流边界层,抗逆压能力弱。所以后缘的流动会沿展向调整,流动相比前缘更加平稳,同时后缘的几何形状本身也更利于气流平顺离开表面。这验证了图4中飞机失速迎角为 35° 的结论。

图9 $\alpha = 35^\circ$ 时不同截面的来流速度Fig. 9 Inflow velocities at different sections at $\alpha = 35^\circ$

在迎角到达 42° 后,如图10所示,截面 $y/c = 0.05$ 处中央机身上表面处开始出现气流分离现象,在 $y/c = 0.25$ 接近中央机身和外翼连接处,中央机身上表面几乎不再为飞机提供任何升力。

图11展示了 35° 迎角时翼身融合体飞机表面压力和涡量的分布情况。当外翼完全失速时,中央机身与外翼结合处曲率变化较快,会诱导形成比较强的马蹄涡系。而由于中央机身展弦比较大,涡核沿轴向发展成稳定的集中涡,涡量也会因为涡拉伸效应而增强。

沿着翼身融合体飞机展向,机翼上表面涡量逐渐减小。当机翼上表面分离区形成自由剪切层,在展向压力梯度驱动下,气流向翼梢方向流动,导致涡量沿展向扩散并逐渐耗散。翼梢小翼通过气动分割阻断翼梢涡的连贯发展,其垂向端板结构将翼梢涡分解为多个次级小尺度涡,加速涡量通过湍流混合耗散为热能。

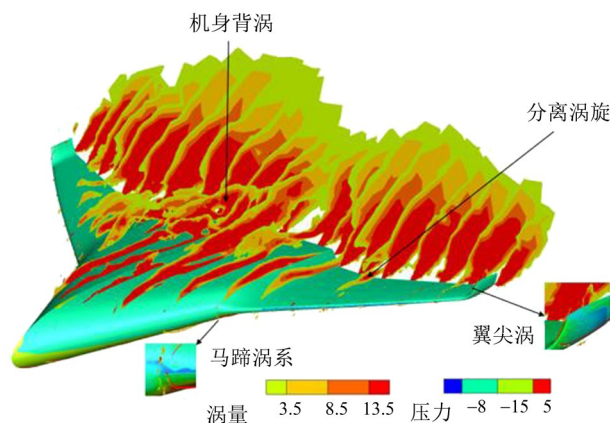
图 10 $\alpha = 42^\circ$ 时不同截面的来流速度Fig. 10 Inflow velocities at different sections at $\alpha = 42^\circ$

4 结 论

1)翼身融合体飞机的升力体外形显著改变了传统飞机的失速特性。升力系数曲线呈现独特的非线性特征:迎角小于 10° 时,升力系数线性快速上升;迎角在 $10^\circ\sim 20^\circ$ 时升力系数增长放缓;迎角达到 30° 后升力系数曲线斜率趋于平缓,失速后升力系数逐渐下降。值得注意的是,迎角为 50° 时升力系数出现异常回升后断崖式下降,这是由于激波强度增大抑制了分离区扩展,形成“压力屏障”效应,但激波与膨胀波的动态平衡最终被打破,导致升力骤降。阻力系数随迎角增大呈非线性增长,迎角为

参考文献:

付军泉,史志伟,周梦贝,等,2020.一种翼身融合飞行器的失速特性研究[J].航空学报,41(1):75-84.

图 11 $\alpha = 35^\circ$ 时飞机表面涡量和压力分布Fig. 11 Vorticity and pressure distribution on aircraft surface at $\alpha = 35^\circ$

55° 时因前缘涡破裂与二次分离,阻力系数经历短暂下降后持续上升,体现出动态失速的迟滞特性。

2)在巡航条件($\alpha = 3^\circ, Ma = 0.85$)下,外翼区域出现强激波,从中央机身与机翼连接处延伸至翼尖,外侧机翼因局部升力需求高,激波强度最大,导致波阻显著增加。中央机身虽厚度较大,但展向升力分布与三维效应抑制了激波形成。随着迎角增大至 8° ,外翼中部($y/c = 0.625$)率先发生强烈流动分离,而中央机身与翼梢区域因机身涡与翼梢涡的干涉作用流动分离较弱,形成“两端弱、中间强”的特征。迎角为 10° 时,分离区沿外翼向中央机身扩展,激波随之前移,外翼前缘出现明显激波诱导分离。

3)BWB飞机的涡系演化对失速起决定性作用。 35° 迎角时,中央机身与外翼结合处因曲率变化诱导强马蹄涡系,涡核沿轴向发展为稳定集中涡,涡量通过涡拉伸效应增强。展向压力梯度驱动气流向外翼梢流动,导致机翼上表面涡量沿展向扩散耗散。翼梢小翼通过气动分割将翼梢涡分解为次级小涡,加速涡量通过湍流混合耗散。中央机身涡与翼梢前缘涡形成双涡干涉系统,机身涡通过注入湍动能抑制近机身分离,而双涡下洗效应在中段外翼形成低速区,加剧分离强度。这种涡系的竞争性耗散与气动干涉,显著影响了流动附着性与失速发展。

夏明,袁昌运,巩文秀,等,2020.鸭翼对BWB飞机低速纵向气动特性的影响[J].空气动力学学报,38(5):1004-

- 1010.
- 杨建忠,阴竹雨,杨士斌,2024.翼身融合飞机横航向操稳特性适航评估[J].民用飞机设计与研究,2:19-26.
- BOURIGA M, MORENCY F, WEISS J, 2015. Numerical investigation of wall mounting effects in semi-span wind-tunnel tests[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee, Florida, USA:2025.
- CIAMPA P, ZILL T, PFEIFFER T, et al, 2011. A functional shape parametrization approach for preliminary optimization of unconventional aircraft [C]// 3rd CEAS Air & Space Conference. Eurocontrol headquarters, Brussels: 1513-1524.
- KOZEK M, SCHIRRER A, 2014. Modeling and control for a blended wing body aircraft: A case study[M]. Advances in Industrial Control. Springer.
- LEIFSSON L T, 2006. Multidisciplinary design optimization of low-noise transport aircraft [D]. Blacksburg, VA, USA: Virginia Polytechnic Institute and State University.
- LIEBECK R H, 2004. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. J Aircr, 41(1):10-25.
- LYU Z, MARTINS J R R A, 2014. Aerodynamic design optimization studies of a blended-wing-body aircraft[J]. J Aircr, 51(5), 1604-1617.
- MENTER F R, KUNTZ M, LANGTRY R, 2003. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model [J]. Heat Mass Transfer, 4(1):625-632.
- MORRIS A, ARENSEN P, LARocca G, et al, 2004. Mob-A European project on multidisciplinary design optimisation [C]//24th ICAS Congress. Yokohama, Japan: ICAS.
- OKONKWO P, SMITH H, 2016. Review of evolving trends in blended wing body aircraft design[J]. Prog Aerosp Sci, 82:1-23.
- ORDOUKHANIAN E, MADNI A M, 2014. Blended wing body architecting and design: current status and future prospects[J]. Procedia Comput Sci, 28:619-625.
- PAULUS D, WIRTH C, HORNUNG M, 2013. Blended wing body aircraft-recommendations from high lift and control surface design and optimization [C]// 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. San diego, California, USA: 2908.
- QIN N, 2002. Aerodynamic studies for blended wing body aircraft [C]// 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. Atlanta, Georgia, USA:5448.
- QIN N, VAVALLE A, Le MOIGNE A, et al, 2004. Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft [J]. Prog Aerosp Sci, 40(6):321-343.
- SAEPHAN S, Van DAM C P, 2008. Determination of wing-only aircraft tumbling characteristics through computational fluid dynamics[J]. J Aircr, 45(3):1044-1053.
- SCHÜTTE A, HUMMEL D, HITZEL S M, 2010. Numerical and experimental analyses of the vortical flow around the SACCON configuration [C]// 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Illinois, Chicago, USA: 4690.
- SMITH H, 2000. College of aeronautics blended wing body development programme[C]// 22nd International Council of the Aeronautical Sciences Congress. Harrow, UK: 1-10.
- SPALART P R, DECK S, SHUR M L, et al, 2006. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities [J]. Theor Comput Fluid Dyn, 20(3):181-195.
- STRELETS M, 2001. Detached eddy simulation of massively separated flows [C]// 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA: 879.
- VELAZQUEZ O, WEISS J, MORENCY F, 2017. Preliminary investigation on stall characteristics of a Regional BWB for low speed approach [C]// 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Denver, Colorado, USA: 3738.
- ZILL T, CIAMPA P D, NAGEL B, 2012. Multidisciplinary design optimization in a collaborative distributed aircraft design system [C]// 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting (including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition). Nashville, Tennessee, USA:553.
- ZIMPER D, REIN M, 2014. Experimental and numerical analysis of the transonic vortical flow over a generic lambda wing configuration [C]//32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Atlanta, Georgia, USA:2005.

(责任编辑 王海蓉)