

DOI:10.11918/202503057

# 民用飞机低速大迎角抖振流动数值分析

章胜华, 尼早, 肖宇, 窦忠谦

(中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 201210)

**摘要:** 为探究民用飞机低速大迎角下平尾抖振流动特征和机理, 基于应力混合涡流模拟方法, 对典型民用飞机构型在流动分离状态下开展了高精度流动仿真研究。首先, 以 NACA 0015 翼型大迎角分离流动仿真为例, 验证了数值方法对分离流动的解析能力。其次, 针对某型民机干净构型开展数值模拟, 并与风洞试验数据进行对比。对比分析显示, 数值计算得到的平尾平均压强系数和脉动压强系数在不同流动状态下均与风洞试验值吻合良好, 且随迎角的变化趋势一致, 验证了该方法对机翼分离流动干扰下的平尾流场仿真适用性。最后, 基于仿真结果与试验数据的对比, 深入分析了机翼分离流动对平尾气动干扰的机理及演化规律。分析结果表明: 在抖振边界附近, 机翼局部流动分离仅引起平尾较小幅度的抖振载荷; 随着迎角进一步增大, 强烈的机翼尾迹分离涡逐渐主导平尾流场, 导致平尾抖振载荷显著增大。而当迎角继续增大, 平尾逐渐脱离机翼尾迹影响区域, 抖振载荷幅值增长放缓, 此时平尾流场转由其自身的大迎角分离流动主导, 并伴随流动主频向高频迁移。本研究揭示了机翼大迎角分离流动影响下平尾抖振载荷特征的演化规律, 为民用飞机安全性能评估与设计提供指导。

**关键词:** 抖振; 大迎角; 流动分离; RANS-LES 混合方法; 应力混合涡流模拟

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2026)04-0040-09

## Numerical analysis of buffet flow for civil aircraft at low speed and high angle of attack

ZHANG Shenghua, NI Zao, XIAO Yu, DOU Zhongqian

(COMAC Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** To investigate the horizontal tail buffet flow characteristics and mechanisms for civil aircraft at low speeds and high angles of attack (AOA), this study conducted high-precision flow simulations for a typical civil aircraft configuration under flow separation conditions based on the stress-blended eddy simulation (SBES) method. Firstly, the accuracy of the numerical simulation in resolving separated flow is validated using a NACA 0015 airfoil at high AOAs. Then, numerical simulations were performed for a clean configuration of a civil aircraft and compared with wind tunnel test data. The comparative analysis shows that the numerically predicted mean and fluctuating pressure coefficients on the horizontal tail agree well with the wind tunnel test data under various flow conditions and exhibit consistent variation trends with AOA, thus verifying the method's suitability for simulating the horizontal tail flow field under the interference of wing separation flow. Finally, based on the comparison between the simulation results and experimental data, the mechanism and evolution of aerodynamic interference on the horizontal tail caused by wing separation flow are analyzed in depth. Analysis results reveal that near the buffet boundary, local wing flow separation induces only minor buffet loads on the horizontal tail. As AOA increases, strong wing wake separation vortices gradually dominate the flow field of the horizontal tail, significantly amplifying the buffet loads of the horizontal tail. As the AOA increases further, the horizontal tail gradually moves out of the wing wake region, causing the growth of the buffet load amplitude to slow down. Consequently, the flow field becomes dominated by the horizontal tail's own high-AOA separation flow, accompanied by a shift of the dominant flow frequency toward higher frequencies. The study clarifies the evolution of buffet load characteristics of the horizontal tail under the influence of wing separation flow at high AOA, offering guidance for safety assessment and design of civil aircraft.

**Keywords:** buffet; high angle of attack; flow separation; hybrid RANS-LES method; stress-blended eddy simulation

收稿日期: 2025-03-19; 录用日期: 2025-05-26; 网络首发日期: 2026-01-23

网络首发地址: <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.T.20260123.1520.008>

基金项目: 中国商飞公司科技创新专项(Y24GS29)

作者简介: 章胜华(1993—), 男, 博士

通信作者: 尼早, nidazao@163.com

飞机在低速大迎角流动状态下,机翼尾迹区的分离流动会引起平尾抖振问题,严重影响飞机结构安全和操稳特性<sup>[1-3]</sup>。为研究飞机的抖振特性,准确地预测非定常气动载荷至关重要。目前,基于雷诺平均 N-S 方程(reynolds averaged Navier-Stokes, RANS)的数值仿真方法在预测附着流动的气动载荷方面表现良好,且对计算资源需求量较小;但对大范围分离流动问题,其预测精度会显著下降<sup>[4-5]</sup>。大涡模拟(large eddy simulation, LES)方法通过模拟小尺度涡,在大迎角分离流动问题解析精度较好,但 LES 方法对计算机资源需求巨大,这也限制了其在工程中的应用<sup>[6-8]</sup>。

目前, RANS-LES 混合方法(如 DES(detached eddy simulation)和 SBES(stress-blended eddy simulation))结合了 RANS 高效率和 LES 高精度的特点,其在大规模工程湍流问题中得到广泛应用<sup>[4,9]</sup>。陈浩等<sup>[10]</sup>和刘周等<sup>[11]</sup>研究验证了 DES 类方法对 NACA 0015 翼型<sup>[12]</sup>大迎角失速分离模拟的精度和可靠性。肖志祥等<sup>[13]</sup>基于 S-A 湍流模型与 LES 方法构造了 RANS-LES 混合方法,证明了其对翼型段和椭球体大迎角绕流流动分离的模拟能力。宋科等<sup>[14]</sup>研究表明混合 RANS-LES 方法对多段翼型的最大升力系数与最大升力迎角具有较好的计算精度。白俊强等<sup>[15]</sup>通过混合方法对大迎角下的钝前缘大后掠三角翼模型进行了仿真研究,验证了 DES 和 DDES(delayed detached eddy simulation)方法在解析复杂涡系演化方面的精度与能力。然而,针对飞机这类复杂外形的高雷诺数湍流问题,由于 DES 类方法需要更精细的网格才能解析 LES 区域,其计算成本仍比 RANS 方法模拟高出数个量级,这限制了其在多工况设计迭代和多学科耦合问题的应用。与 DES 类方法相比,近年来发展的应力混合涡流模拟(SBES)方法在 RANS 区域采用了更强的屏蔽函数<sup>[16]</sup>确保在近壁区域保持 RANS 模型的稳定性,并通过引入额外的源项,实现 RANS 和 LES 区域的快速转换,使其在相同网格分辨率下能够解析更丰富的湍流结构<sup>[17]</sup>,因而更适用于工程复杂外形的高精度湍流模拟。Ekman 等<sup>[18]</sup>研究表明 SBES 方法对钝头体高雷诺数分离流动具有较好的计算精度,同时该方法对时间步长敏感度较低,能够在不损失精度情况下缩短仿真时间,提高计算效率。Ekman 等<sup>[19]</sup>还评估了不同混合 RANS-LES 方法对钝头体不同工况下分离流的解析精度,验证了 SBES 方法在计算精度和捕捉流动物理细节方面具有显著优势。

综上所述, SBES 方法对飞机复杂外形高雷诺数

流动分离问题具有一定的适用性,但仿真精度还需通过风洞试验做进一步验证。本文应用 SBES 方法对飞机低速大迎角分离流动开展仿真研究,结合已有的风洞试验结果,对典型状态的飞机的脉动压强变化进行对比分析,研究 SBES 方法对抖振流动的仿真精度;并进一步研究不同状态抖振流动发展规律和流动机理。

## 1 数值方法与算例验证

本文中非定常仿真采用的应力混合涡流模拟方法<sup>[17]</sup>(SBES)属于混合 RANS-LES 方法的一种,其在近壁面采用 RANS 方程模型,而远壁面采用 LES 方程模型。该方法湍流应力张量的混合函数如下:

$$\tau_{ij}^{\text{SBES}} = \tau_{ij}^{\text{RANS}} f_{\text{SBES}} + \tau_{ij}^{\text{LES}} (1 - f_{\text{SBES}}) \quad (1)$$

式中: $\tau_{ij}^{\text{RANS}}$ 、 $\tau_{ij}^{\text{LES}}$  分别为雷诺应力张量项的 RANS 部分和 LES 部分, $f_{\text{SBES}}$  为屏蔽函数<sup>[16]</sup>。SBES 方法还可以指定 RANS 模型和 LES 模型公式。如果 RANS 模型和 LES 模型基于涡黏假设, SBES 方法的涡黏系数可由下式得到:

$$\nu_t^{\text{SBES}} = \nu_t^{\text{RANS}} f_{\text{SBES}} + \nu_t^{\text{LES}} (1 - f_{\text{SBES}}) \quad (2)$$

式中: $\nu_t^{\text{RANS}}$ 、 $\nu_t^{\text{LES}}$  分别为湍流黏度的 RANS 部分和 LES 亚格子尺度模型部分。根据相关研究<sup>[13-14]</sup>, 本文研究在 RANS 区域使用  $k-\omega$  SST 模型<sup>[20]</sup>, 亚格子模型采用动态 Smagorinsky 模型<sup>[21]</sup>。数值仿真采用基于单元中心的有限体积求解器 ANSYS Fluent 2022R1, 其中动量对流项离散格式采用中心差分格式,其他对流项采用二阶迎风格式,梯度计算采用最小二乘算法。

针对 NACA 0015 翼型,弦长  $c = 1.0 \text{ m}$ ,参考其相关风洞试验研究<sup>[12]</sup>,仿真条件为来流马赫数  $M_\infty = 0.28$ ,基于弦长的雷诺数  $Re_c = 1.95 \times 10^6$ 。计算网格采用非结构网格,翼型表面有 407 个单元点,并对尾迹区进行加密处理以保证对分离区的分辨率为  $1\% c$ ,壁面第 1 层网格高度为  $1 \times 10^{-5} c$ ,保证壁面  $y^+ < 1$ 。另外,三维网格为在二维网格的基础上沿展向拉伸  $0.5c$  得到<sup>[11]</sup>,以捕捉分离涡的三维效应,网格局部示意图见图 1。翼型表面采用无滑移壁面条件,两端对称面采用周期边界条件,远场采用压力远场边界条件,流动采用全湍流计算。

为检验网格精度对仿真精度的影响,首先生成 3 套不同密度网格,分别在翼型表面和尾迹区进行加密,网格具体尺寸见表 1。分别通过这 3 套网格对翼型分离流动进行仿真计算,时间步长固定为  $\Delta t = 0.15 \text{ ms}$ ,对应的时间无量纲步长为  $\delta t = \Delta t \cdot U/c = 0.013$ (其中  $U$  为来流速度),每个时间步子迭代步数需保证残差收敛到  $10^{-3}$  数量级。仿真得到翼

型  $\alpha = 16^\circ$  状态下的平均升力系数  $C_{L,mean}$ , 升力系数振荡幅度  $\Delta C_L$  以及升力系数振荡主导频率  $f$  的结果见表 2。从表 2 可以看出, 较稀疏网格 A 得到的平均升力系数和振荡幅值有较大偏差, 较密的网格 B 和 C 平均升力系数和振荡幅度差别不大, 不同网格振荡频率差异较小, 因此认为网格 B 已满足仿真精度要求。

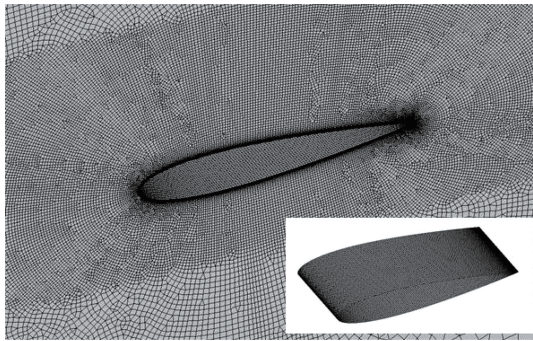


图 1 翼型计算网格

Fig. 1 Computational mesh of airfoil

表 1 不同网格尺寸参数

Tab. 1 Parameters of different mesh sizes

网格	表面节点数	尾迹区网格尺寸/c	单元数/万
网格 A	304 × 37	0.014	138
网格 B	407 × 51	0.010	311
网格 C	509 × 71	0.007	636

表 2 不同网格仿真结果

Tab. 2 Simulation results of different meshes

网格	$C_{L,mean}$	$\Delta C_L$	$f/Hz$
网格 A	1.323	0.093	13.1
网格 B	1.268	0.084	13.4
网格 C	1.265	0.081	13.4

随后, 通过网格 B, 采用不同时间步长仿真计算得到  $\alpha = 16^\circ$  状态的非定常气动力结果见表 3。从表 3 可以看出, 时间步长  $\delta t = 0.013$  的平均升力系数和升力系数振荡幅度仿真结果与时间步长  $\delta t = 0.009$  的结果差别较小, 因此可以认为时间步长  $\delta t = 0.013$  已经达到仿真精度要求。

表 3 不同时间步长仿真结果

Tab. 3 Simulation results with different time steps

$\delta t$	$C_{L,mean}$	$\Delta C_L$	$f/Hz$
0.017	1.271	0.135	13.4
0.013	1.268	0.084	13.4
0.009	1.265	0.082	13.4

图 2 给出了 RANS、SBES 方法仿真计算得到的翼型段升力系数随迎角变化曲线, 通过与文献 [12] 相同条件试验结果对比可以看出, RANS 方法在小迎角计算与试验值吻合较好, 在最大升力系数附近

结果与试验值偏差较大。试验 [12] 测得翼型的最大升力系数出现在  $\alpha = 13^\circ$  附近, 而本文 RANS 方法得到的最大升力在  $\alpha = 15^\circ$  附近, 误差较大; 应用 SBES 方法得到的最大升力也在  $\alpha = 13^\circ$  左右, 与试验值差距较小, 且在失速后大迎角下的平均气动力变化趋势也更接近于风洞试验结果。

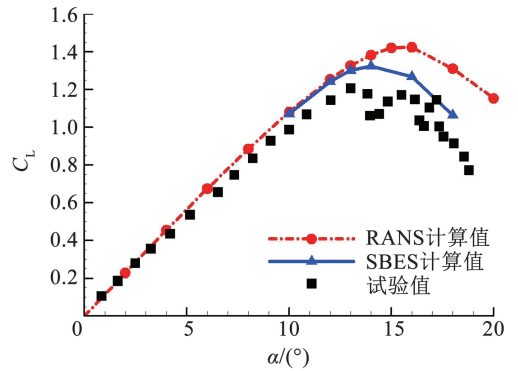


图 2 NACA 0015 翼型升力系数随迎角变化 ( $M_\infty = 0.28$ )  
Fig. 2 Variation of lift coefficient with AOA of NACA 0015 airfoil ( $M_\infty = 0.28$ )

图 3 为  $\alpha = 16^\circ$  状态下, 不同数值方法计算得到的翼型表面平均压强系数分布与试验值 [12] 对比情况。从图 3 可以看出, 两种方法计算的翼型上表面负压峰值均偏大, 其中基于 RANS 方法计算结果偏大更为明显。在上表面负压区, SBES 方法的计算结果比 RANS 方法更接近试验值。图 4 给出了两种数值方法得到的翼型  $\alpha = 16^\circ$  状态下瞬时分离涡强度分布对比 (这里使用  $\Omega \cdot c/U$  进行无量纲化,  $\Omega$  为分离涡强度)。从图 4 可以得出, RANS 方法未能捕捉到涡脱落现象, 而 SBES 方法能够捕捉到涡脱落现象, 这与刘周等 [11] DDES 方法仿真结果类似; 另外, 这也表明尾迹涡对下游流场的影响范围较广。综上所述, 本文数值方法对翼型分离流的计算精度得到了验证, 为后续飞机的抖振流动仿真奠定基础。

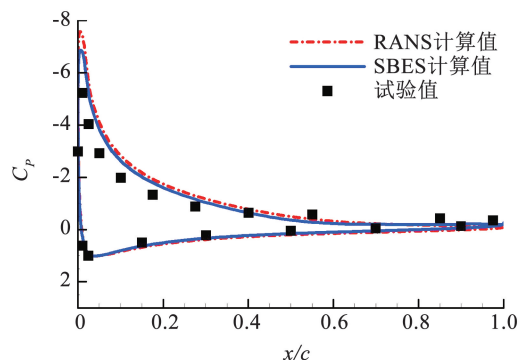


图 3 两种方法计算的翼型表面压强系数对比 ( $\alpha = 16^\circ$ )  
Fig. 3 Comparison of pressure coefficients on airfoil surface from two methods ( $\alpha = 16^\circ$ )

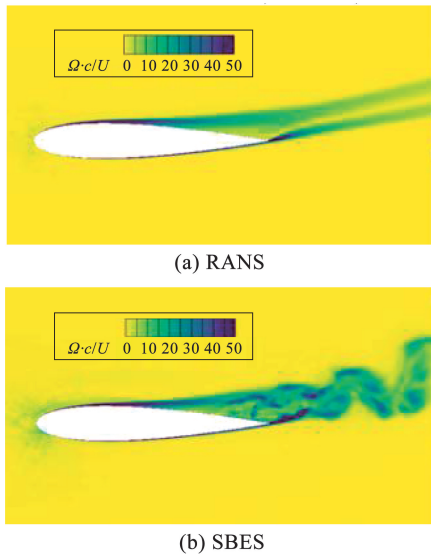


图4 不同方法计算的大迎角下翼型流场涡量分布对比

Fig. 4 Comparison of vorticity distribution of airfoil flow field at high AOA computed by different methods

## 2 飞机大迎角分离流动仿真

### 2.1 仿真建模

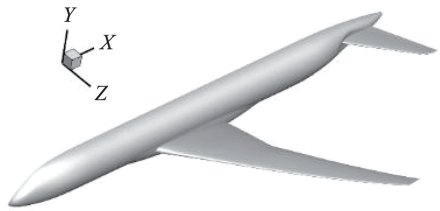
本文针对某型民用客机风洞模型开展大迎角流动仿真分析,风洞模型为全机缩比模型(缩放比为5.5%),平均气动弦长 $c=0.44\text{ m}$ ;模型在风洞中通过腹部单支撑机构<sup>[22]</sup>安装(图5(a)),上部分为模型和天平,下部分为迎角变化机构,可实现迎角变化范围为 $-8^\circ \sim 26^\circ$ ,精度为 $\pm 3'$ 。该风洞试验于中国航空工业空气动力研究院FL-9风洞中开展,在平尾上 $\eta=0.30 \sim 0.92$ 区域不同站位布置了40个Kulite脉动压力传感器,其动态数据采样率为4 kHz,分布位置如图6所示,风洞试验具体细节详见文献[22]。该试验测得了不同飞机构型大迎角状态平尾的压强变化数据,用于平尾抖振载荷特性分析。

数值仿真采用风洞模型的干净构型(图5(b)),流动条件为 $M_\infty=0.3, Re_c=3 \times 10^6$ 。计算网格采用非结构多面体网格,机翼和平尾表面网格分布如图7所示。根据翼型仿真建模研究,对机翼尾迹区域进行加密处理(图7(b)),保证机翼和平尾之间尾迹区域分离涡的捕捉精度满足 $\Delta x/c=1\%$ ,体网格单元数约2 000万。仿真计算在超算平台上开展,单节点CPU为128核心,内存为256 G。

基于SBES方法开展分离流动仿真计算,入口和出口分别为速度进口和压力出口边界条件,飞机表面为无滑移物面条件,对称面为对称边界条件。非定常时间步长为 $\Delta t=0.05\text{ ms}$ ,对应的时间无量纲步长为 $\delta t=0.013$ ,则气流流经一个平均气动弦长需要约77个时间步,每个时间步内迭代至少15次子迭代步数以保证残差至少下降到 $10^{-3}$ 数量级。计算结果达到稳定后,对飞机表面平均压强和脉动压强计算统计时间持续至少100个过流弦长时间( $t \cdot U/c$ ),单个状态的仿真时间大约需要3 000个CPU核时。



(a) 风洞模型



(b) 仿真模型

图5 风洞模型与仿真模型

Fig. 5 Wind tunnel model and simulation model

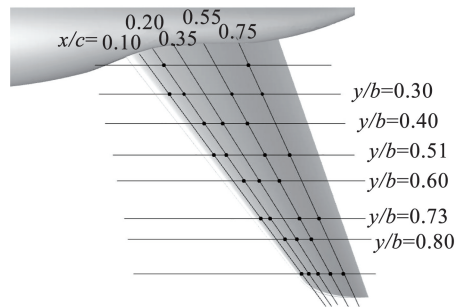
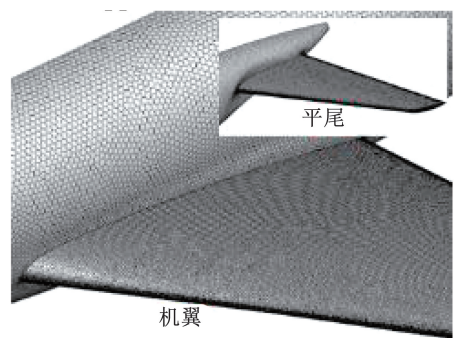
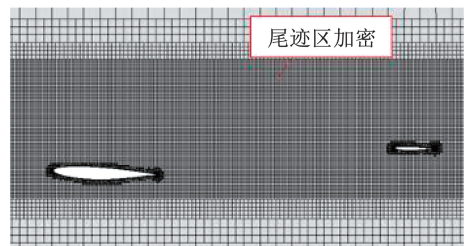


图6 平尾上表面风洞试验压强测点位置分布

Fig. 6 Pressure gauge location distribution of wind tunnel test on the upper surface of horizontal tail



(a) 飞机表面网格



(b) 尾迹区体网格

图7 非定常仿真计算网格

Fig. 7 Computational mesh for unsteady simulation

### 2.2 平尾流场分布对比

图 8 给出了数值仿真得到  $\alpha = 15.0^\circ \sim 20.0^\circ$  状态平尾上表面流场分布变化情况,包括平均压强系数  $C_{p,mean}$  和脉动压强系数  $C_{p,rms}$  分布。由图 8(a) 可以看出,当  $\alpha = 15.0^\circ$  时,平尾表面负压区只分布在翼尖前缘较小范围;当  $\alpha = 17.5^\circ$  时,平尾局部负压区向中部前缘附近移动,负压区的范围也有所扩大;当迎角增大到  $20.0^\circ$  时,负压区向平尾根部和中间区域移动,且范围进一步扩大。由图 8(b) 可以看出,当  $\alpha = 15.0^\circ$  时,脉动压强较大幅值 ( $C_{p,rms} > 0.5$ ) 集中在平尾翼尖前缘区域。当  $\alpha = 17.5^\circ$  时,脉动压强较大幅值向内侧移动,分布在平尾中部和外侧区域。当  $\alpha = 20.0^\circ$  时,脉动压强较大幅值进一步向内侧中间区域移动,分布范围也进一步扩大。综上所述,平尾流场随迎角变化呈非线性规律,这与其所处的复杂流动环境密切相关。

随后,基于该飞机开展的低速大迎角风洞试验结果,对比分析本文仿真方法对平尾抖振流场的计算精度。图 9 为不同迎角下 ( $15.0^\circ, 17.5^\circ, 20.0^\circ$ ), 数值计算得到的平尾各个站位平均压强系数  $C_{p,mean}$  与风洞试验结果的对比,不同颜色点和线分别对应不同迎角下的试验值和计算值。由图 9 可以看出,当  $\alpha = 15.0^\circ$  时,平尾  $\eta = 0.30 \sim 0.60$  站位区域压强系数分布与试验差异很小,  $\eta = 0.73 \sim 0.80$  站位前缘附近  $x/c = 0.2$  较试验值偏小,中后缘与试验吻合良好。当  $\alpha = 17.5^\circ$  时,不同站位计算值与试验值偏

差较小。当  $\alpha = 20.0^\circ$  时,平尾内侧  $\eta = 0.50$  站位区域,前缘  $x/c = 0.1$  处平均压强系数较试验值偏小;平尾外侧  $\eta > 0.50$  站位区域,前缘压强系数较试验值略微偏大,弦向变化趋势与试验一致。总体上看,随着迎角的增大,平尾内侧前缘负压峰值逐渐增大,尤其是平尾中间区域变化较为剧烈;计算值与试验值都反映了平尾外侧前缘负压峰值逐渐减小的变化规律。

图 10 为不同迎角下,数值仿真得到的平尾各站位的脉动压强系数  $C_{p,rms}$  与风洞试验结果的对比情况。

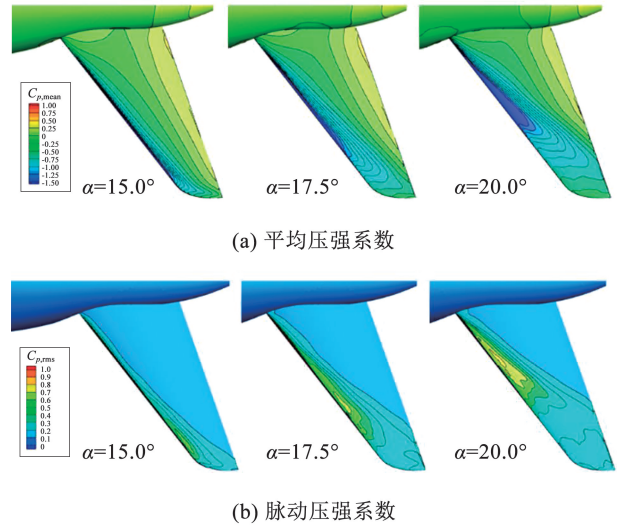


图 8 平尾表面流场分布随迎角变化

Fig. 8 Variation of flow field distribution of horizontal tail surface with AOA

■ 试验值,  $\alpha=15.0^\circ$     ▲ 试验值,  $\alpha=17.5^\circ$     ● 试验值,  $\alpha=20.0^\circ$   
 — 计算值,  $\alpha=15.0^\circ$     - - - 计算值,  $\alpha=17.5^\circ$     - - - 计算值,  $\alpha=20.0^\circ$

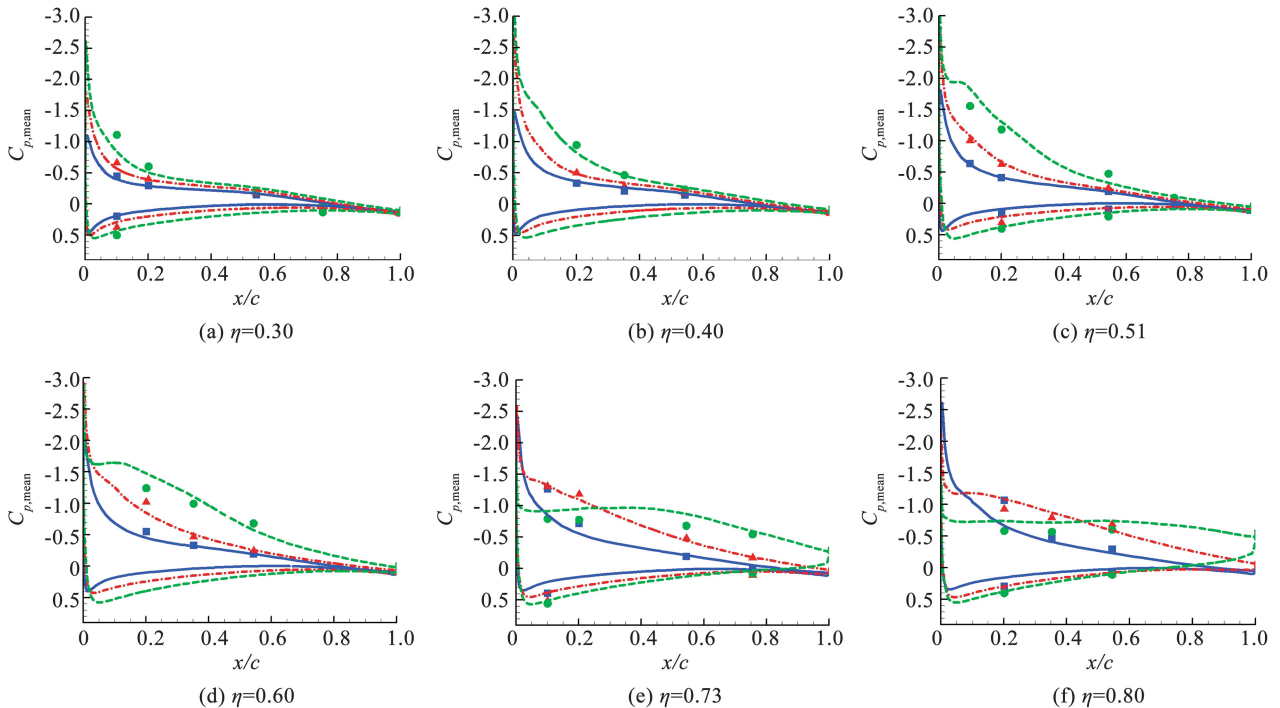


图 9 不同迎角下,平尾各个站位的平均压强系数  $C_{p,mean}$  与试验值对比

Fig. 9 Comparison of mean pressure coefficient  $C_{p,mean}$  at various positions of horizontal tail with different AOAs with test data

■ 试验值,  $\alpha=15.0^\circ$     ▲ 试验值,  $\alpha=17.5^\circ$     ● 试验值,  $\alpha=20.0^\circ$   
 — 计算值,  $\alpha=15.0^\circ$     - - - 计算值,  $\alpha=17.5^\circ$     - · - 计算值,  $\alpha=20.0^\circ$

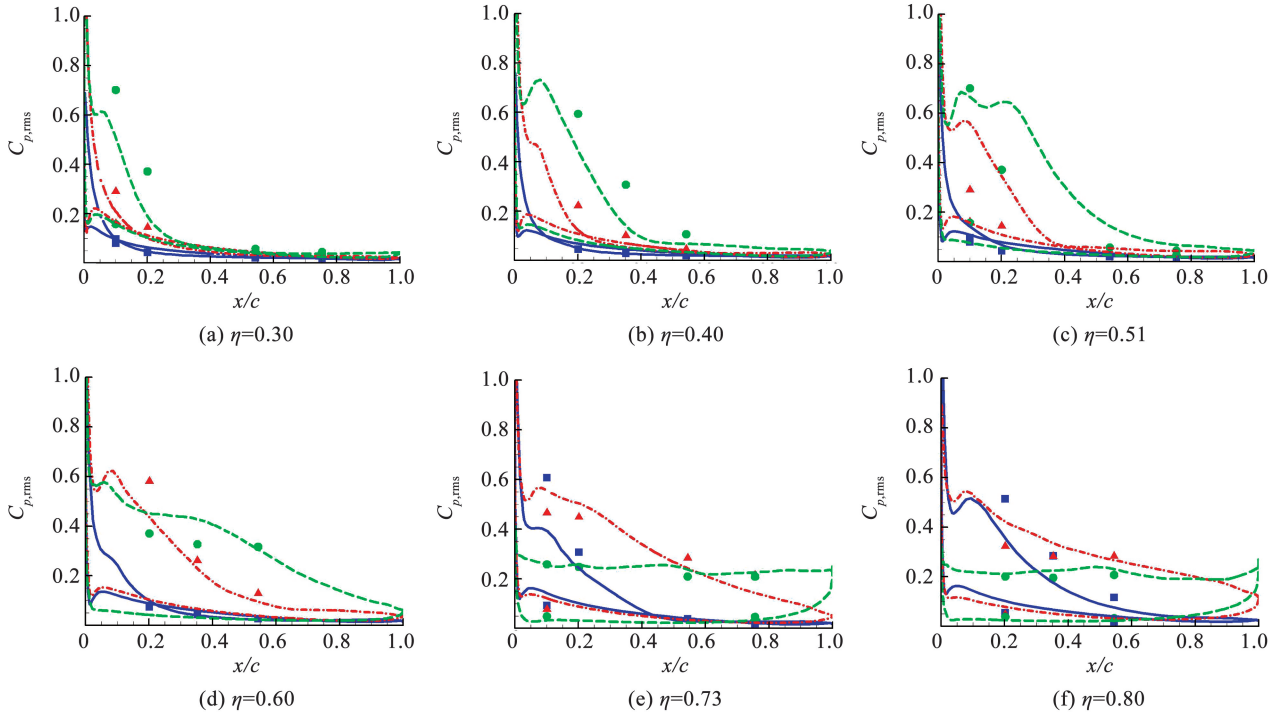


图 10 不同迎角下,平尾各个站位的脉动压强系数  $C_{p,rms}$  对比

Fig. 10 Comparison of fluctuating pressure coefficient  $C_{p,rms}$  at various positions of horizontal tail with different AOs

由图 10 可以看出,当  $\alpha = 15.0^\circ$  时,平尾中内侧站点 ( $\eta = 0.30 \sim 0.60$ ) 只在前缘区域 ( $x/c < 0.1$ ) 有较大的压强脉动,弦向中部和后缘区域脉动压强较小 ( $C_{p,rms} < 0.1$ ),这与试验值表现一致;平尾外侧站点 ( $\eta = 0.70 \sim 0.80$ ) 有较大范围的压强脉动,这区域计算值略小于试验值,在弦向上变化趋势与试验一致。当  $\alpha = 17.5^\circ$  时,计算值与试验值较为接近,平尾中间站点  $\eta = 0.40 \sim 0.60$  区域压强脉动范围明显增大,外侧站点  $\eta = 0.73 \sim 0.80$  区域峰值增大同时,范围扩展到靠后缘附近。当  $\alpha = 20.0^\circ$  时,内侧区域脉动压强峰值进一步增大;外侧区域脉动压强峰值减小,但后缘附近脉动压强增大,呈现出随弦向位置变化较小的趋势。当  $\alpha = 20.0^\circ$  时,翼尖站位脉动压强计算与试验吻合良好,在平尾内侧  $\eta = 0.30 \sim 0.40$  脉动压强峰值较试验值偏小,中间区域  $\eta = 0.51 \sim 0.60$ ,脉动压强仿真计算值较试验值有一定偏差,但总体上脉动压强系数随弦向位置变化规律与试验值保持一致。

综上所述,本文仿真方法精确地解析了机翼尾迹影响下平尾平均压强和脉动压强的分布变化规律,因而能够满足平尾抖振载荷精细化分析需求。

### 2.3 平尾抖振载荷特性分析

图 11 为仿真得到飞机平尾不同状态下升力(载荷)系数振荡幅度变化情况。

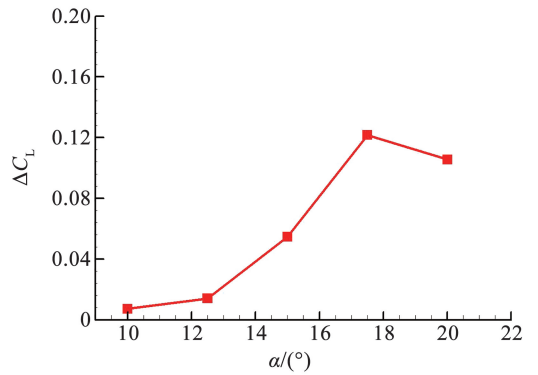


图 11 平尾升力系数振荡幅度变化 ( $\alpha = 10.0^\circ \sim 20.0^\circ$ )

Fig. 11 Variation of oscillation amplitude in lift coefficient of horizontal tail ( $\alpha = 10.0^\circ - 20.0^\circ$ )

由图 11 可以看出,  $\alpha \leq 12.5^\circ$  状态下,平尾抖振载荷幅度  $\Delta C_L$  处于较低水平,说明此状态下机翼尾迹对下游的平尾影响较小,风洞试验结果也表明此状态平尾测点无明显压强脉动现象。当迎角增大到  $15.0^\circ$  时,抖振载荷幅度  $\Delta C_L$  逐渐增大到  $12.5^\circ$  状态抖振载荷的 4 倍,主要是由于此状态机翼尾迹区对平尾影响较大,前文平尾流场分布对比中的脉动压强分布也印证了这一点。当迎角增大到  $17.5^\circ$  时,平尾抖振载荷幅度进一步增大,说明尾迹区对平尾影响继续增强。而当迎角达到  $20.0^\circ$  时,抖振载荷有减小的趋势;这也与平尾流场分布对比中的脉动压强分布变化一致,平尾外侧区域 ( $\eta > 0.60$ ) 在  $20.0^\circ$

迎角时,脉动压强明显减小,说明此状态尾迹区对平尾外侧影响有所减小,因而抖振载荷幅度有所降低。

进一步分析平尾抖振载荷频率特征,图 12 给出了两种迎角( $\alpha = 15.0^\circ, \alpha = 20.0^\circ$ )状态下,数值计算得到的飞机机翼和平尾的气动力系数随时间变化情况。由图 12 可以看出,随着迎角的增大,机翼平均升力系数减小,主要原因是迎角增大使得飞机分离区扩大,造成机翼失速效应增大。平尾平均升力系数随迎角增大而增大,这是由于机翼下洗流动影响,平尾较机翼更晚进入失速状态;另外,平尾升力振荡幅度也随迎角增大,这与机翼尾迹强度和尾尾自身流动分离区域有关。

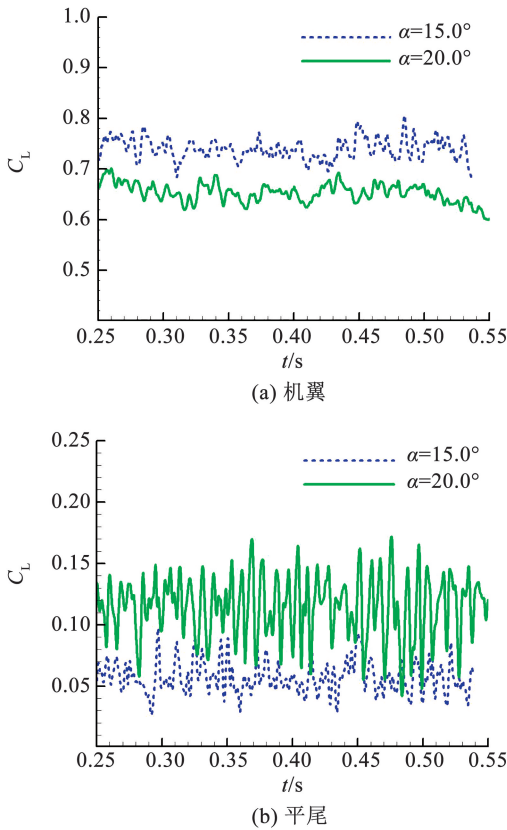


图 12 机翼和平尾升力系数时间历程

Fig. 12 Lift coefficient time history of wing and horizontal tail

随后,通过快速傅里叶变换方法得到两种迎角下机翼和平尾的升力系数频谱(图 13)。由图 13 可以看出,当  $\alpha = 15.0^\circ$  时,机翼主频峰值在 60 Hz 附近,在 110 Hz 附近也有幅值较小的峰值;平尾在不同频率有峰值,其中 60, 80, 110 Hz 附近频率的幅值接近,说明机翼在 110 Hz 的非定常流动对平尾的影响较大。当  $\alpha = 20.0^\circ$  时,机翼上在 40, 80, 110 Hz 附近幅值接近,而平尾流动在 110 Hz 频率附近占据主导。

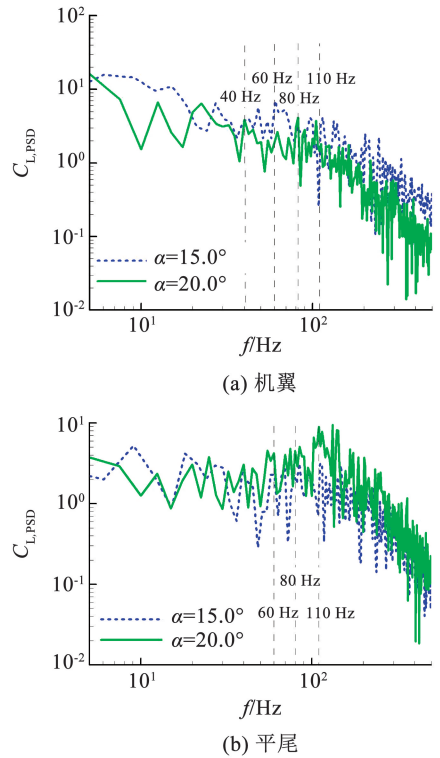


图 13 机翼和平尾升力系数频谱

Fig. 13 Lift coefficient frequency spectra of wing and horizontal tail

通过风洞试验数据做进一步分析,图 14 为不同状态下机翼后缘和平尾前缘测压点的压强变化试验值的频谱图。小迎角下( $\alpha = 15.0^\circ$ ),机翼测点压强变化主频集中在 80 Hz,而平尾测点压强变化在 80、110 Hz 附近幅值接近。大迎角下( $\alpha = 20.0^\circ$ ),机翼测点压强变化在 40、60 Hz 幅值较大,在 80 Hz 幅值较小;平尾测点压强变化在 110 Hz 附近有较大幅值,在 40 ~ 60 Hz 范围幅值较小。综上所述,随着迎角的增大,机翼后缘压强的峰值频率向较低频区域移动,而平尾前缘压强的峰值频率向较高频区域移动。这种变化规律与仿真计算得到平尾升力变化规律一致,也进一步说明仿真方法准确捕捉到不同流动状态下平尾抖振频率特征发展规律。

为探究平尾抖振载荷特征随流动状态变化的流动机理,图 15 给出了不同迎角状态下仿真得到平尾内、外侧两截面的瞬时分离涡强度分布图,其中两个截面分别为平尾内侧截面( $\eta = 0.51$ )和外侧截面( $\eta = 0.73$ )。

由图 15 可以看出, $\alpha = 12.5^\circ$  时,机翼内侧无明显分离流动,尾迹区对平尾的影响较小;机翼外侧开始出现前缘分离,尾迹区对平尾有一定的影响,但此时机翼后缘涡强度较小且在机翼下洗流动影响下平尾当地迎角较小,因而抖振载荷处于较低水平。当时,机翼内侧也开始出现较大流动分离,使得平尾内侧脉动压强有明显增大;机翼外侧后缘分离涡强度

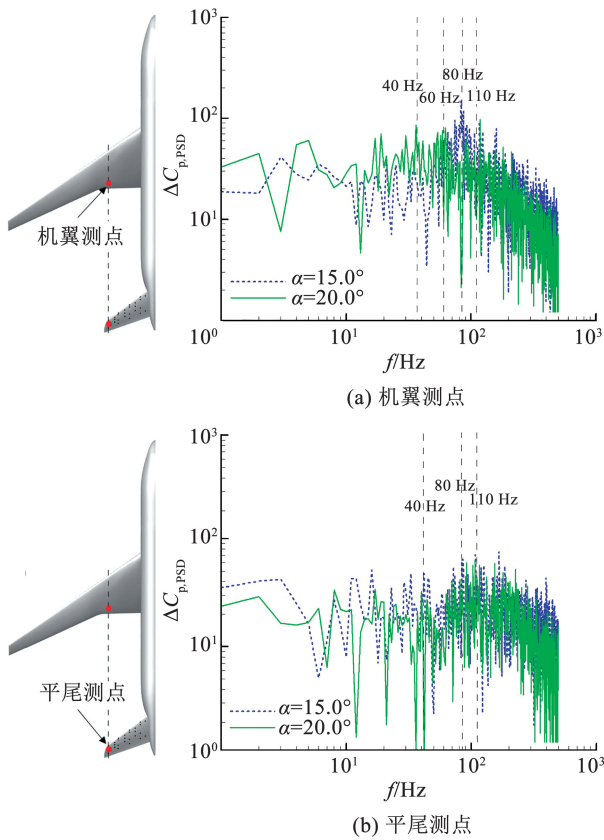
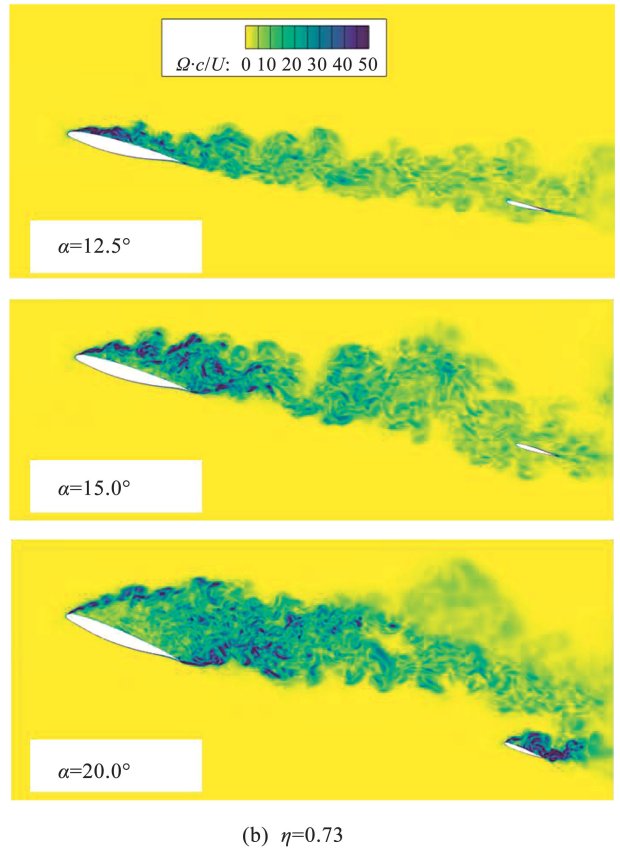


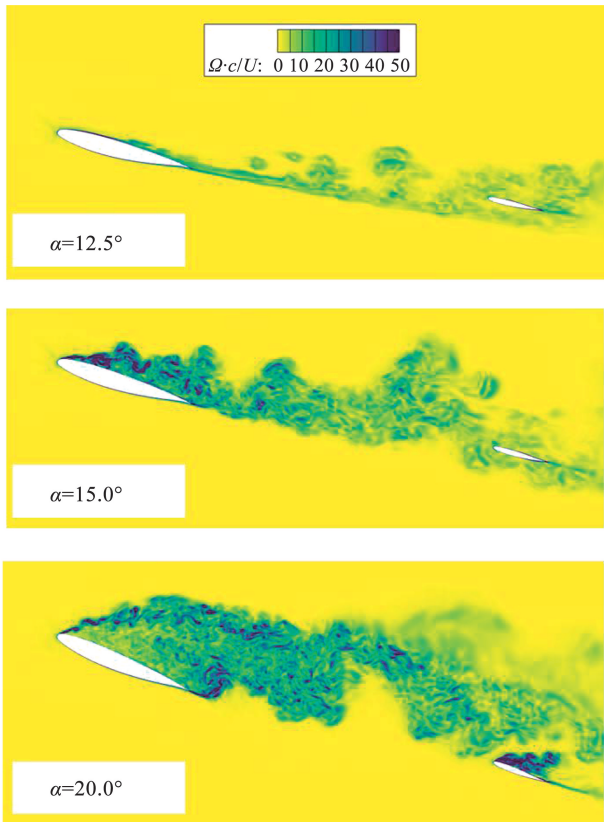
图 14 飞机不同测点压强变化风洞试验值频谱

Fig. 14 Frequency spectra of pressure variation at different measurement points on the aircraft from wind tunnel test



(b)  $\eta=0.73$

图 15 飞机平尾内、外侧截面不同迎角下瞬时分离涡强度分布  
Fig. 15 Distribution of instantaneous separation vortex intensity at inboard and outboard cross-sections of aircraft's horizontal tail at different AOs



(a)  $\eta=0.51$

进一步增大,对平尾的影响增强,这使得脉动压强幅度增大,引起抖振载荷幅度明显增大。随着迎角增大到  $\alpha = 15.0^\circ$  时,虽然机翼后缘分离涡强度增大,但此时平尾外侧已经退出机翼尾迹和机翼下洗的影响区域;此时平尾当地迎角约为来流迎角,因此平尾自身大迎角状态导致了其分离流动。平尾自身分离流动主导的抖振载荷比尾迹区影响主导的抖振载荷小,同时平尾自身分离流动频率也由较高频率主导;这也解释了前文中平尾抖振载荷幅度和频率特征随迎角状态的变化规律。

### 3 结 论

本文通过基于应力混合涡流模拟 (SBES) 方法的高精度湍流仿真结合风洞试验结果对比验证,揭示了民机机翼分离流动影响下平尾抖振载荷特征发展规律和流动机理,得出结论如下:

1) 平尾平均/脉动压强系数的仿真结果与风洞试验结果吻合较好,且迎角变化趋势一致性显著,验证了 SBES 方法能够较为准确地捕捉机翼复杂流动影响下的平尾抖振载荷特征。

2) 不同迎角状态,机翼尾迹对平尾的影响强度

不同:在抖振边界附近,机翼局部流动分离引起的抖振载荷幅度较小;随着迎角的增大,较强的机翼尾迹涡主导平尾流场,导致抖振载荷呈显著增长趋势。

3)飞机在较小迎角时,平尾流场由机翼尾迹涡影响主导,流动主频集中于较低频率;而在较大迎角下,平尾局部区域逐渐退出机翼尾迹涡影响范围,因此减缓了抖振载荷的增长,此时平尾流场转由其自身的大迎角分离流动主导,并伴随流动主频向高频迁移。

## 参考文献

- [1] BREITSAMTER C. Unsteady flow phenomena associated with leading-edge vortices [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2008, 44(1): 48. DOI: 10.1016/j.paerosci.2007.10.002
- [2] KATZENMEIER L, VIDY C, BENASSI L, et al. Prediction of horizontal tail buffeting loads based on URANS and DES approaches [C]//International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD). Savannah: [s. n.], 2019: 1
- [3] 高文涛, 张武林, 寇宝智. T型尾翼飞机抖振试飞研究[J]. *实验流体力学*, 2020, 34(6): 45  
GAO Wentao, ZHANG Wulin, KOU Baozhi. Study on buffet flight test of aircraft with T-tail [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2020, 34(6): 45. DOI: 10.11729/syltx20200040
- [4] 肖志祥, 崔文瑶, 刘健, 等. 新一代战斗机非定常流动数值研究综述[J]. *航空学报*, 2020, 41(6): 523451  
XIAO Zhixiang, CUI Wenyao, LIU Jian, et al. Review of numerical research on unsteady flows of the new generation fighters [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(6): 523451. DOI: 10.7527/S1000-6893.2019.23451
- [5] STEGMÜLLER J, KATZENMEIER L, BREITSAMTER C. Horizontal tail buffeting characteristics at wing vortex flow impact [J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2022, 13(3): 779. DOI: 10.1007/s13272-022-00593-3
- [6] SPALART P R, JOU W H, STRELETS M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings and on the hybrid RANS/LES approach [C]//Proceedings of the First AFOSR International Conference on DNS/LES. Dayton: Greden, Press, 1997: 137
- [7] SPALART P R. Strategies for turbulence modelling and simulations [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2000, 21(3): 252. DOI: 10.1016/S0142-727X(00)00007-2
- [8] STRELETS M. Detached eddy simulation of massively separated flows [C]//39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2001: 879. DOI: 10.2514/6.2001-879
- [9] 肖志祥, 罗堃宇, 刘健. 宽速域 RANS-LES 混合方法的发展及应用[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(3): 338  
XIAO Zhixiang, LUO Kunyu, LIU Jian. Developments and applications of hybrid RANS-LES methods for wide-speed-range flows [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(3): 338. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2017.0048
- [10] 陈浩, 袁先旭, 毕林, 等. 基于 RANS/LES 混合方法的分离流动模拟[J]. *航空学报*, 2020, 41(8): 123642  
CHEN Hao, YUAN Xianxu, BI Lin, et al. Simulation of separated flow based on RANS/LES hybrid method [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(8): 123642. DOI: 10.7527/S1000-6893.2020.23642
- [11] 刘周, 杨云军, 周伟江, 等. 基于 RANS-LES 混合方法的翼型大迎角非定常分离流动研究[J]. *航空学报*, 2014, 35(2): 372  
LIU Zhou, YANG Yunjun, ZHOU Weijiang, et al. Study of unsteady separation flow around airfoil at high angle of attack using hybrid RANS-LES method [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(2): 372. DOI: 10.7527/S1000-6893.2013.0263
- [12] PIZIALI R A. 2-D and 3-D oscillating wing aerodynamics for a range of angles of attack including stall; NASA-TM-4632 [R]. Moffett Field: NASA, 1994: 1
- [13] 肖志祥, 陈海昕, 李启兵, 等. 采用 RANS/LES 混合方法研究分离流动[J]. *空气动力学学报*, 2006, 24(2): 218  
XIAO Zhixiang, CHEN Haixin, LI Qibing, et al. Simulation of separation flows with RANS/LES hybrid methods [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2006, 24(2): 218. DOI: 10.3969/j.issn.0258-1825.2006.02.015
- [14] 宋科, 乔志德. 多段翼型大迎角分离流动的 DELAYED RANS/LES 混合算法[J]. *航空计算技术*, 2009, 39(3): 42  
SONG Ke, QIAO Zhide. Delayed RANS/LES method for high attack angle flow over multi-element airfoil [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2009, 39(3): 42. DOI: 10.3969/j.issn.1671-654X.2009.03.010
- [15] 白俊强, 王波, 孙智伟. 使用 RANS/LES 混合方法对钝前缘三角翼进行数值模拟[J]. *空气动力学学报*, 2012, 30(3): 373  
BAI Junqiang, WANG Bo, SUN Zhiwei. The application of numerical simulation of delta wing with blunt leading edge using RANS/LES hybrid method [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(3): 373. DOI: 10.3969/j.issn.0258-1825.2012.03.016
- [16] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598. DOI: 10.2514/3.12149
- [17] MENTER F. Stress-blended eddy simulation (SBES): a new paradigm in hybrid RANS-LES modeling [M]//Progress in hybrid RANS-LES modelling. Cham: Springer International Publishing, 2018: 27. DOI: 10.1007/978-3-319-70031-1\_3
- [18] EKMAN P, LARSSON T, VIRDTUNG T, et al. Accuracy and speed for scale-resolving simulations of the DrivAer reference model [C]//SAE Technical Paper Series. Detroit: SAE International, 2019: 1. DOI: 10.4271/2019-01-0639
- [19] EKMAN P, WIESER D, VIRDTUNG T, et al. Assessment of hybrid RANS-LES methods for accurate automotive aerodynamic simulations [J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2020, 206: 104301. DOI: 10.1016/j.jweia.2020.104301
- [20] BRICTEUX L, DUPONCHEEL M, WINCKELMANS G. A multiscale subgrid model for both free vortex flows and wall-bounded flows [J]. *Physics of Fluids*, 2009, 21(10): 105102. DOI: 10.1063/1.3241991
- [21] GERMANO M, PIOMELLI U, MOIN P, et al. A dynamic subgrid-scale eddy viscosity model [J]. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, 1991, 3(7): 1760. DOI: 10.1063/1.857955
- [22] 陈震宇, 刘洋, 徐亮. 某型民机低速巡航构型平尾抖振特性风洞试验研究[J]. *实验流体力学*, 2021, 35(6): 94  
CHEN Zhenyu, LIU Yang, XU Liang. Wind tunnel test investigation on buffeting characteristics of horizontal tail of commercial aircraft in low-speed cruise configuration [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2021, 35(6): 94. DOI: 10.11729/syltx20210009