

# 动力效应对民机高速抖振特性影响数值研究

郭少杰,王斌,杨中艳,张旭

(中国航天空气动力技术研究院 第二研究所,北京 100074)

**摘要:** 民机的高速抖振通常是由机翼上激波诱导的分离所致,而发动机动力效应可能会对机翼上激波的强度带来明显影响。基于经过 TPS 标模及 DLR-F6 标模算例验证的、在多块结构化网格系统上求解雷诺平均 N-S 方程的数值方法,结合通过定常计算结果判定抖振发生原因及起始升力系数的方法,研究发动机动力效应对某民机巡航构型高速抖振特性的影响。结果表明:动力效应给基于通气短舱设计外形的高速抖振特性带来了不利影响,使其抖振起始升力系数降低约 1.3% 总升力系数。

**关键词:** 数值模拟;通气短舱;动力短舱;进排气边界;抖振特性

**中图分类号:** V211.7

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.03.006

## Numerical Investigation for the Effects of Power of Engine on Buffet Characteristics of a Civil Aircraft

Guo Shaojie, Wang Bin, Yang Zhongyan, Zhang Xu

(The Second Research Institute, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

**Abstract:** The high speed buffet of the civil aircraft usually results from separation induced by the shock wave that is on the wing, but the strength of shock wave on the wing could obviously be affected by powered effects of engine. The research is done about the interference of the powered effects to high speed buffet characteristics on the cruise configuration of a civil aircraft with method of solving RANS equations on multi-block structured grid system. Firstly, it is verified that the powered effects can be modeled by intake and exhaust boundary conditions. Secondly, the method that it can be used to judge buffeting onset is given by comprehensive consideration of calculation accuracy and efficiency in the preliminary design stage. Analysis shows, the powered effects has a bad interference to buffeting onset that is designed based on flow-through nacelle at the cruise Mach number, lift coefficient of buffeting onset is reduced about 1.3% of total.

**Key words:** numerical simulation; flow-through nacelle; powered nacelle; intake and exhaust boundary conditions; buffet characteristics

## 0 引言

飞机/发动机一体化设计是现代民机气动设计的一个重要方向。在目前的飞机/发动机一体化气动设计中,发动机主要通过通气短舱来近似<sup>[1-3]</sup>,但通气短舱只能反映发动机的几何信息、无法表现出发动机真实工况下的动力效应,而发动机的动力效

应对飞机气动特性具有重要影响,特别是发动机出口喷流的引射作用可能引起机翼上激波位置和强度的变化<sup>[4-5]</sup>。现阶段民机一般在跨声速段巡航,其在巡航马赫数下的抖振通常是由激波诱导边界层分离所引起的,因此,发动机动力效应引起的激波位置和强度的变化可能恶化其基于通气短舱设计外形的抖振特性。适航规章要求,客机在正常使用状态下不得超过抖振发生边界,故考虑动力效应的影响可能会缩小设计外形的飞行包线,给飞机安全性带来不利影响。

在以往的飞机设计过程中,大多采用经验和半经验的预估方法或风洞试验作为抖振的主要研究手段,但是经验性预估方法无法考虑发动机动力效应,而在风洞中进行考虑发动机动力效应的抖振边界测量,其难度和花费都非常大,且无法大量应用于前期设计阶段。随着计算机技术的飞速发展以及计算流体力学学科的逐步完善,目前数值手段已经具备了模拟发动机动力效应及预测抖振特性的能力。

目前,国内外采用数值手段对发动机动力效应的研究主要集中在其对设计点升阻特性及部件压力分布的影响上,对偏离设计点的抖振特性的研究则很少。例如,贾洪印等<sup>[4]</sup>基于非结构网格研究了设计点下发动机动力效应对飞机纵向气动特性的影响;乔磊等<sup>[5]</sup>采用结构化网格研究了大涵道比翼吊发动机喷流的气动干扰;N. Hirose 等<sup>[6]</sup>基于欧拉方程研究了一个涡轮动力模拟器的流场;C. C. Rossow 等<sup>[7]</sup>分析了动力效应对某运输机构型的影响;谭兆光等<sup>[8]</sup>研究了 DLR-F6 标模在加装动力短舱和通气短舱下气动特性的差异;郭少杰等<sup>[9]</sup>对外吹式襟翼动力增升进行了数值模拟;张美红等<sup>[10]</sup>研究了 CFD 技术在带动力飞机气动设计中的应用。

对跨声速抖振特性的研究则主要集中在翼型或机翼等简单部件的机理研究及抖振边界的预测上,例如,Xiong Juntao 等<sup>[11]</sup>基于非定常 N-S 方程研究了 NACA0012 翼型的抖振特性;Huang Jingbo 等<sup>[12]</sup>对 OAT15A 翼型的抖振特性进行了数值分析;杨永年等<sup>[13]</sup>对某跨音速翼型的抖振特性进行了研究;郭同庆等<sup>[14]</sup>对某跨声速机翼抖振初始迎角进行了 N-S 方程定常计算分析。

本文通过数值模拟方法,首先,验证通过进排气边界条件模拟发动机动力效应的可靠性;然后,综合考虑计算精度和效率,给出一种通过定常计算结果判定抖振发生原因及起始升力系数的方法;最后,研究动力效应对某民机全机构型巡航马赫数下抖振特性的影响。

## 1 数值方法

数值计算基于中国航空气动力技术研究院自主研发的气动计算平台 NS-Solver,其在多块结构化网格系统上求解三维积分形式的雷诺平均 N-

S 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \iint_S \mathbf{f} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: $V$  为控制体体积; $S$  为控制体表面积; $Q$  为守恒变量矢量; $\mathbf{f}$  为通过表面  $S$  的通量(净流出量),包含三个方向的粘性和无粘通量; $\mathbf{n}$  为表面  $S$  的外法向单位矢量。

NS-Solver 采用格心格式的有限体积法对控制方程进行离散,其中,剪切应力和热传导项采用中心差分格式;对流项和压力项采用 Roe 平均通量差分分裂格式(FDS);单元交接面上的状态变量采用 MUSCL 方法计算,并结合 min-mod 通量限制器消除间断处数值振荡;时间推进方式采用近似因子分解(AF)隐式时间推进算法。程序中包含多个湍流模型,本文采用 SST 模型,该模型对附着流和分离流动都有较高的模拟精度。

## 2 进排气边界条件

采用基于特征变量的边界条件来模拟发动机风扇入口、风扇出口及核心机出口流动。将风扇入口作为流场出口,风扇出口和核心机出口作为流场入口。通过在风扇出口和核心机出口指定流场入口条件、在风扇入口指定流场出口条件来模拟涡扇发动机的动力效应。

由于与拟研究外形的发动机工况对应的边界为亚音速出入流边界,风扇入口为出流边界,该边界有一个特征波返回计算域内,需要指定一个变量,本文指定质量流量;风扇出口和核心机出口为入流边界,其有四个特征波指向计算域内,需要指定四个变量,本文指定流动方向(迎角和侧滑角)、总温和总压。发动机进排气边界条件及其流动参数的给定方式如图 1 所示。

核心机出口: 总温、总压、气流方向角 风扇入口: 质量流量

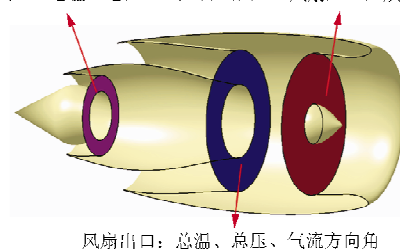


图 1 进排气边界条件指定

Fig. 1 Setting of intake and exhaust boundary conditions

### 3 方法验证

关于动力短舱的计算可靠性验证详见参考文献[9],拟研究外形为典型的翼吊双发客机构型,故选用与之几何相似的 DLR-F6 WBPN 构型来验证研究方法对典型客机构型跨声速气动特性的预测能力。DLR-F6 是 AIAA 第二届阻力预测工作组(DPW2)的标准模型,其拥有大量试验数据可用于分析对比。依据网格生成规范,自行生成点对点多块结构化网格,外形的表面网格如图 2 所示。计算状态与对比的试验数据均来自 AIAA 阻力预测工作组公布的数据。

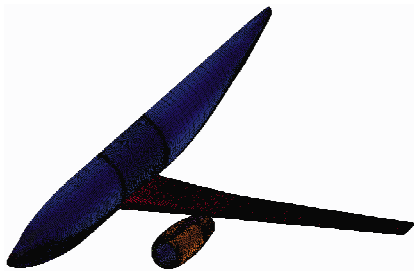
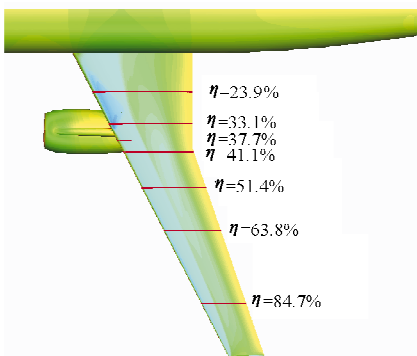
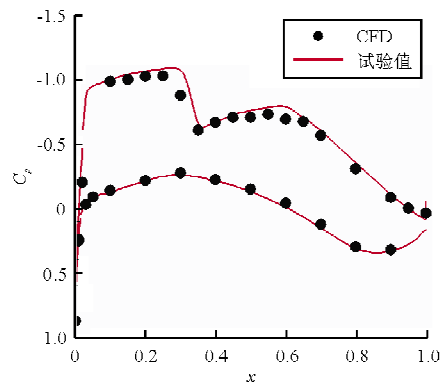
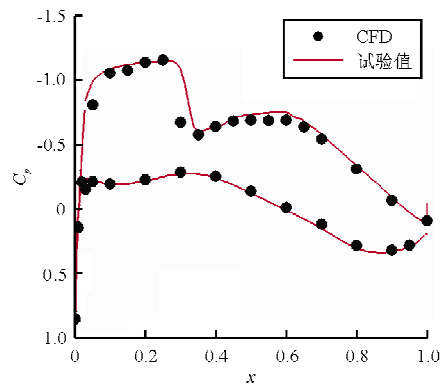
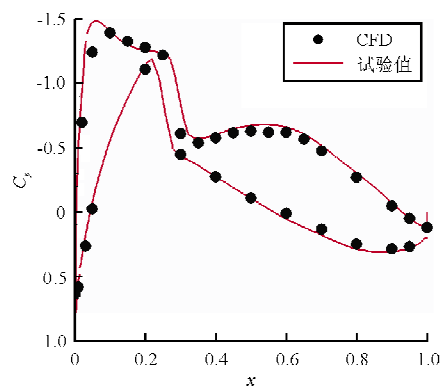
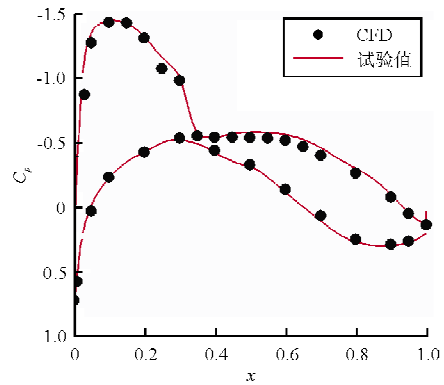


图 2 DLR-F6 表面网格  
Fig. 2 Surface grid of DLR-F6

校核计算的状态为: $Ma=0.75, \alpha=1.0^\circ, Re=3.0 \times 10^6$ (基于平均气动弦长)。沿机翼各展向站位压力分布的计算值和试验值对比如图 3 所示,可以看出,计算值和试验值在各个站位都吻合良好,尤其是在 33.1% 和 37.7% 两个展向站位,虽然它们位于发动机短舱挂架两侧,短舱、挂架、机翼的结合处,流动非常复杂,但是计算值与试验值依然吻合良好。



(a) 压力系数截面位置



(e)  $\eta=41.1\%$

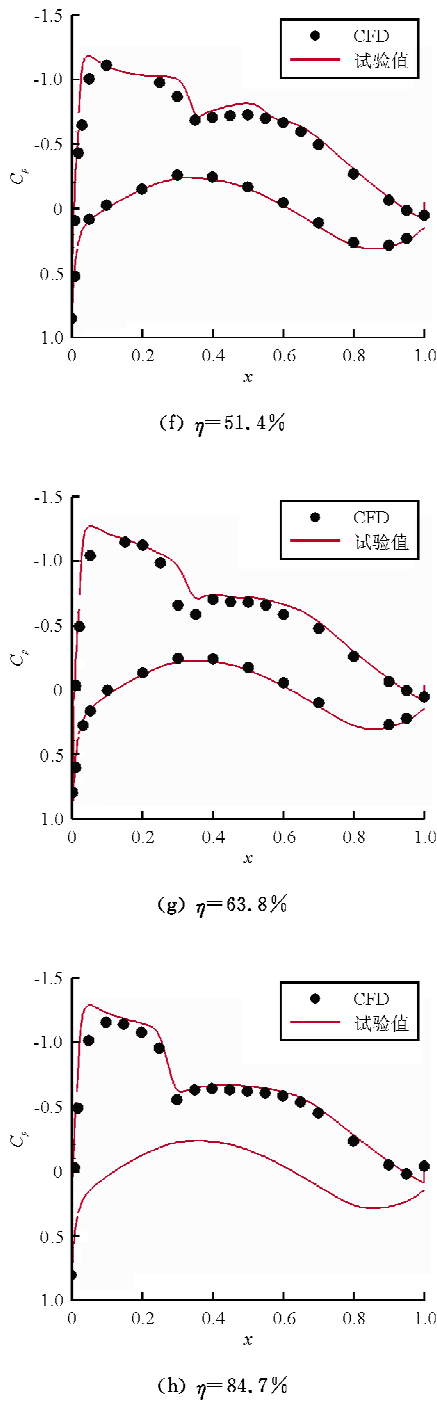


图3 机翼表面压力分布计算结果与试验值的对比

Fig. 3 Comparisons of pressure distribution between computational and test data

吊挂内侧 33.1% 截面处空间马赫数分布如图 4 所示。

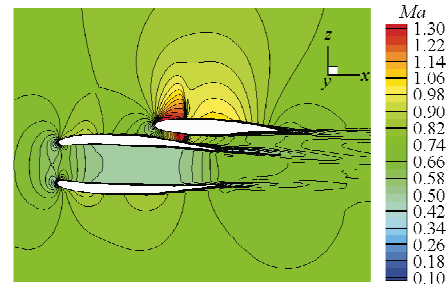


图4 挂架内侧空间截面的马赫数云图

Fig. 4 Mach contour of  $\eta=33.1\%$  station of wing

从图 4 可以看出:在吊挂内侧 33.1% 截面处,气流在机翼与短舱形成的通道内加速到超声速,再经过一道强激波恢复到亚声速;结合图 3(c),表明计算能够准确地预测机翼下翼面与短舱形成的通道内的激波强度和位置。

综上所述,本文采用的数值计算方法和网格生成策略可以很好地预测典型翼吊发动机布局客机的跨声速气动特性,将其应用于预测、分析类似外形飞机的跨声速气动特性是可行、可靠的。

## 4 动力效应对抖振特性的影响

### 4.1 几何模型与计算网格

以某民机全机巡航构型为研究对象,其通气短舱外形标记为 FT、动力短舱外形标记为 PN。FT 和 PN 的网格拓扑和分布,除在发动机短舱处不同(原因是几何外形不同所导致的)外,其他区域完全一致。网格规模为 2 400 万网格单元,壁面第一层网格高度为  $1 \times 10^{-6}$  m,壁面网格增长率为 1.15, FT 全机表面网格如图 5 所示, FT 和 PN 短舱附近表面网格如图 6 所示。

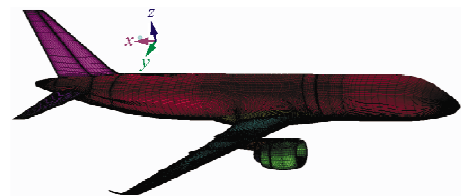


图5 FT 全机表面网格图

Fig. 5 All configuration surface grid of FT

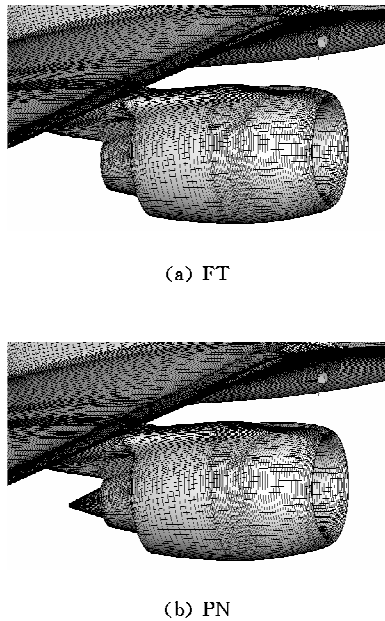


图 6 FT 和 PN 短舱附近网格  
Fig. 6 Surface grids near nacelle of FT and PN configurations

本文研究状态为巡航状态,故选用发动机在巡航功率时的参数作为输入。发动机厂商提供的飞机巡航状态下发动机风扇出入口及核心机出口的具体工作参数如表 1 所示。

表 1 发动机工作参数  
Table 1 Parameters of engine power

位 置	质量流率/(kg · s <sup>-1</sup> )	总温/K	总压/kPa
风扇入口	527.688	248.03	35.946
风扇出口	479.717	287.69	57.514
核心机出口	48.962	706.34	37.868

### 4.2 动力效应对抖振形式的影响

为了初步判定抖振起始的迎角或升力系数,计算迎角为 0°~8°(间隔 1°)下的 FT 和 PN 的升力曲线,如图 7 所示,可以看出升力线在迎角为 3.2°~4.0°进入非线性区,翼面出现一定面积的气流分离。为了更准确地估计分离起始位置,对 C<sub>L</sub> 为 0.70~0.80(间隔 0.01)进行固定升力系数计算,以升力线斜率减小 5%作为抖振起始的初步判定依据,得出 FT 抖振起始升力系数约为 0.79,PN 约为 0.78。

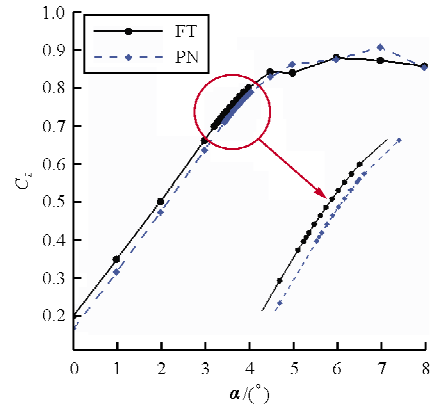
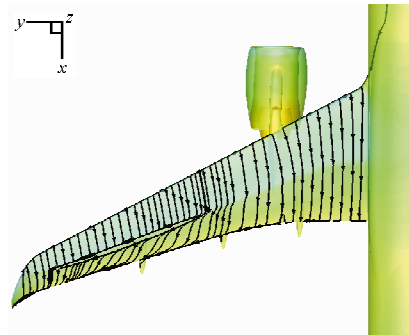
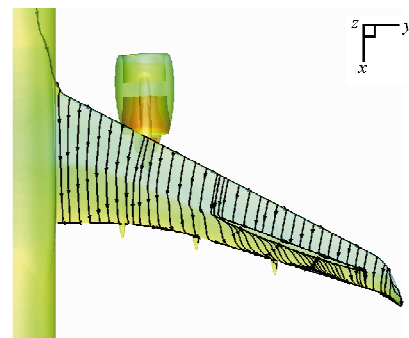


图 7 升力线对比  
Fig. 7 Comparison of lift coefficient curves between FT and PN configurations

选取 FT C<sub>L</sub>=0.79、PN C<sub>L</sub>=0.78 的结果进行分析研究,FT 与 PN 表面极限流线的对比如图 8 所示。



(a) FT, C<sub>L</sub> = 0.79



(b) PN, C<sub>L</sub> = 0.78

图 8 表面极限流线  
Fig. 8 Comparison of surface limiting streamline

从图 8 可以看出:二者的分离形式均为外翼激波诱导边界层分离,分离后再附着,在激波后形成

一定面积的分离区。因此,其抖振都是由外翼激波诱导边界层分离所致,动力效应未改变其抖振形式。

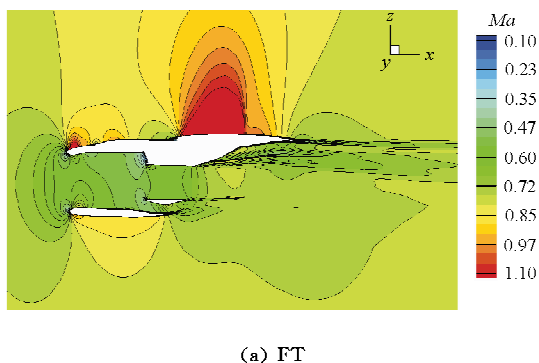
### 4.3 动力效应对抖振起始升力系数的影响

从非定常计算的角度,激波诱导分离导致抖振的机理为:在某一迎角或升力系数下,机翼上表面出现较强激波,激波边界层干扰导致激波下游气流分离,激波和分离相互作用产生激波振荡,引起抖振发生<sup>[12]</sup>。虽然抖振本身是一个非定常现象,但是其非定常特征在定常计算中会表现为:随着升力系数增大,激波先向下游移动,激波强度随之增强,激波诱导边界层分离,为了维持激波与分离的相容性,激波向前移动。因此,非定常的激波振荡现象在定常计算中会表现为激波位置的前移,用定常结果来预测跨声速机翼抖振初始迎角时,激波位置前移是一个可靠判据<sup>[14]</sup>。

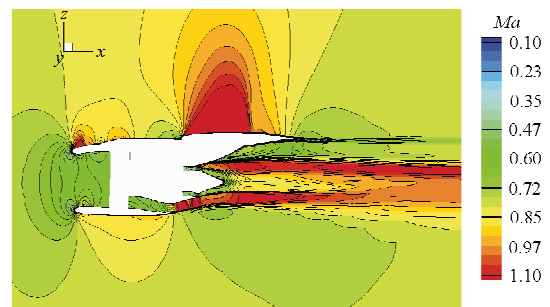
抖振起始通常定义为翼面上出现明显分离区的时刻,这是一个定性的概念,需要较强的工程经验<sup>[14]</sup>。因此,在激波位置前移判据中,可以假定只要激波出现前移,就意味着激波诱导边界层分离导致的抖振已经出现,据此得出的抖振边界可能比实际情况略微保守,但是依然可以为工程设计提供有价值的参考。

鉴于研究外形几何复杂,非定常模拟计算量大、周期长、用于设计校核的可操作性差等因素,通过分析定常计算结果得到激波位置转折点的方法,来研究动力效应对抖振起始升力系数的影响。

选取 FT 和 PN 在固定升力系数 0.78 时的计算结果进行分析,短舱 50% 截面处马赫数分布如图 9 所示。



(a) FT

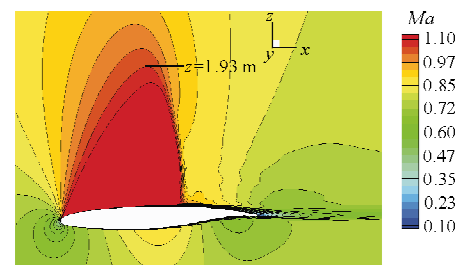


(b) PN

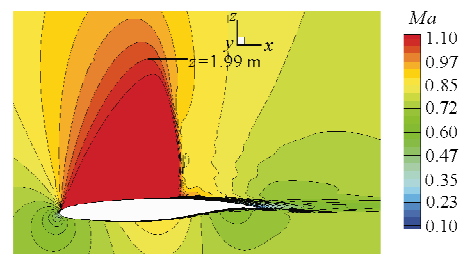
图9 短舱展向 50% 截面马赫数分布图( $C_L=0.78$ )Fig. 9 Comparison of Mach contour on 50% section of nacelle( $C_L=0.78$ )

从图 9 可以看出:风扇进气对风扇入口处局部流场影响不大,而风扇出口和核心机出口对其附近流场影响较大。

以激波前后压力差作为判据,选取激波最强位置作为抖振发生的判定位置,结果显示此位置位于机翼展向距对称面 72% 处,该截面处空间马赫数分布如图 10 所示,可以看出发动机动力效应使上翼面激波增强。



(a) FT

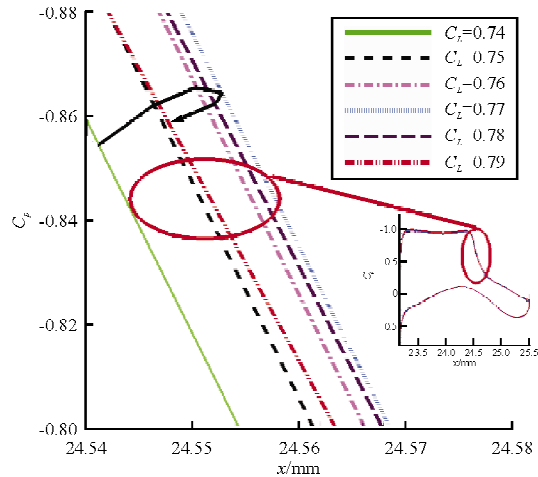


(b) PN

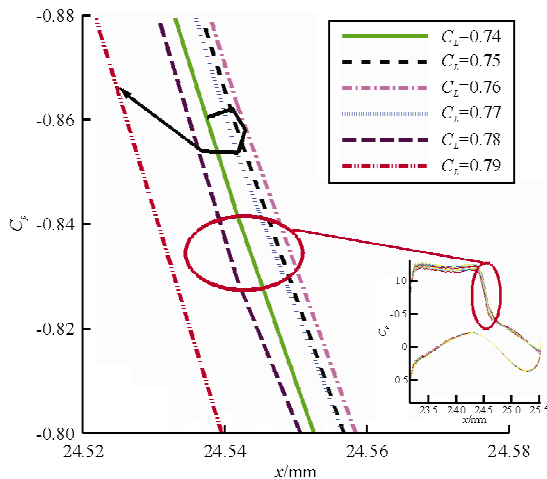
图10 机翼展向 72% 截面处马赫数分布( $C_L=0.78$ )Fig. 10 Comparison of Mach contour on wing 72% section( $C_L=0.78$ )

FT 和 PN 激波位置随升力增加的变化趋势如图 11 所示,可以看出 FT、PN 分别在升力系数为

0.78、0.77 时激波位置前移,表明动力效应使飞机在巡航马赫数下抖振起始升力系数降低约 0.01 (1.3%总升力系数)。



(a) FT



(b) PN

图 11 激波位置随升力系数变化  
Fig. 11 Shock wave locations v. s. lift coefficient

## 5 结 论

(1) 本文采用的进排气边界条件处理方法、网格生成策略及求解方法可以有效地模拟发动机动力效应及常规布局客机巡航构型的跨声速气动特性。

(2) 通过定常计算结果的升力线及表面极限流线可以方便、简明地得出抖振发生的位置与形式。通过激波位置前移判据可以进一步定量地得出抖振起始升力系数。

(3) 动力效应对本文外形巡航马赫数下的抖振特性带来不利影响;动力效应没有改变外形的抖振发生形式,但是使抖振起始升力系数降低了 1.3%总升力系数,主要原因是动力效应使得上翼面激波变强。

(4) 基于通气短舱设计的气动外形,在校核其抖振升力系数是否满足设计指标时,应考虑发动机动力给其带来的不利影响。

## 参考文献

- [1] 党铁红. 翼吊布局民用飞机发动机安装设计[J]. 民用飞机设计研究, 2008(2): 8-14.  
Dang Tiehong. The engine installation of civil aircraft with wing mounted engine configuration[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2008(2): 8-14. (in Chinese)
- [2] Rudnik R, Rossow C C. Numerical simulation of engine/airframe integration for high-bypass engines[J]. Aerospace Science & Technology, 2002, 6(1): 31-42.
- [3] Stephen S, Marian N, Steven K. Integrated nacelle-wing shape optimization for an ultra-high bypass fanjet installation on a single-aisle transport configuration[R]. AIAA-2013-0543, 2013.
- [4] 贾洪印, 邓有奇, 马明生, 等. 民用大飞机动力影响数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(6): 725-730.  
Jia Hongyin, Deng Youqi, Ma Mingsheng, et al. Numerical investigation of the powered effects on civil aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(6): 725-730. (in Chinese)
- [5] 乔磊, 白俊强, 华俊, 等. 大涵道比翼吊发动机喷流气动干扰研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(4): 433-438.  
Qiao Lei, Bai Junqiang, Hua Jun, et al. Interference effects of wing-mounted high bypass ratio nacelle with engine power[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(4): 433-438. (in Chinese)
- [6] Hirose N, Asai K, Ikawa K. Transonic 3-D Euler analysis of flows around fanjet engine and T. P. S. (Turbine Powered Simulator)[R]. NAL-TR-1045, 1989.
- [7] Rossow C C, Godard J L, Hoheisel H, et al. Investigations of propulsion integration interference effects on a transport aircraft configuration[J]. AIAA-92-3097, 1992.
- [8] 谭兆光, 陈迎春, 李杰, 等. 机体/动力装置一体化分析中的动力影响效应数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1766-1772.  
Tan Zhauguang, Chen Yingchun, Li Jie, et al. Numerical simulation method for the powered effects in airframe/propulsion integration analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1766-1772. (in Chinese)
- [9] 郭少杰, 王豪杰, 李杰. 外吹式襟翼动力增升数值模拟方法研究[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 49-54.

- Guo Shaojie, Wang Haojie, Li Jie. Numerical simulating method for powered high-lift flow[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1): 49-54. (in Chinese)
- [10] 张美红, 王志栋. CFD技术在带动力飞机气动设计中的应用[J]. 民用飞机设计与研究, 2004(4): 52-55.  
Zhang Meihong, Wang Zhidong. The application of CFD in powered aircraft aerodynamic design[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2004(4): 52-55. (in Chinese)
- [11] Xiong Juntao, Liu Feng, Luo Shijun. Computation of NACA0012 airfoil transonic buffet phenomenon with unsteady Navier-Stokes equations[C]. AIAA-2012-0699, 2012.
- [12] Huang Jingbo, Xiao Zhixiang, Liu J, et al. Numerical investigation of shock buffet on an OAT15A airfoil and control effects of vortex generators [C]. AIAA-2012-0044, 2012.
- [13] 杨永年, 叶正寅, 赵令诚. 跨音速翼型的抖振特性研究[J]. 机械科学与技术, 2000, 19(S1): 5-6.  
Yang Yongnian, Ye Zhengyin, Zhao Lingcheng. The investigation of buffet characteristics of airfoil at transonic flow [J]. Mechanical Science and Technology, 2000, 19(S1): 5-6. (in Chinese)
- [14] 郭同庆, 董璐, 陆志良. 跨声速机翼抖振初始迎角 N-S 方程定常计算分析[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 840-844.  
Guo Tongqing, Dong Lu, Lu Zhiliang. Numerical analysis of buffet onset angle for transonic wing with N-S equations [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 840-844. (in Chinese)

#### 作者简介:

郭少杰(1984—)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 理论与计算流体力学。

王 斌(1980—)男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器设计。

杨中艳(1983—)女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 风洞试验技术。

张 旭(1985—)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: CFD数值模拟。

(编辑: 马文静)

#### (上接第 293 页)

- [13] Lt Daniel Remotes, Paul King. Mixing effects of pylon-aided fuel injection located upstream of flame holding cavity in supersonic flow[J]. AIAA-2005-3913, 2005.
- [14] 同明磊, 韦宝禧, 徐旭, 等. 应用气动斜坡和燃气发生器的超燃燃烧室[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(7): 782-788.  
Yan Minglei, Wei Baoxi, Xu Xu, et al. Integration of aeroramp injector/gas-portfire igniter in supersonic combustor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7): 782-788. (in Chinese)
- [15] Corin Segal. The scramjet engine processes and characteristics[M]. UK: Cambridge University Press, 2009: 85-86.
- [16] Mitchell R, Robert B. Critical design parameters for pylon-aided gaseous fuel injection[R]. AIAA-2009-1422, 2009.

#### 作者简介:

张 涵(1992—), 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器论证、设计与作战使用。

吴 达(1978—), 男, 副教授, 硕导。主要研究方向: 飞行器论证、设计与作战使用。

王旭东(1991—), 男, 硕士研究生。主要研究方向: 超声速流动控制。

(编辑: 马文静)