

CFD/CSD 方法分析动力效应对民机气动特性影响

聂雪媛, 刘中玉, 黄程德, 杨国伟

(中国科学院 力学研究所 流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 基于 Reynolds average Navier-Stokes(RANS)的三维 Navier-Stokes 流场控制方程耦合结构静力学方程时域分析方法,研究了带有发动机的民用飞机其动力效应对全机气动性能的影响。首先采用数值方法对发动机进排气边界条件进行了模拟,分析了带动力的涡扇发动机模型的流场,并将计算结果与实验进行比较,验证边界条件处理的准确性;以此为基础,考虑结构弹性变形,采用计算流体力学/计算结构动力学(CFD/CSD)耦合的方法,分别对通气和带动力的翼吊发动机全机的气动性能进行了研究。结果表明:基于通气构型预测的升阻力系数,气动载荷和压心位置与考虑动力效应后的计算结果存在明显不同。弹性变形又会加剧这一差异,使得全机的升阻比下降约 12.6%,升力系数下降约 8.9%,压心位置后移。数值算例显示,在靠近发动机区域气动载荷受动力效应影响显著,远离该区域,弹性变形效应占主要影响因素,因此在进行带动力效应的民机气动性能分析时,考虑弹性变形的影响是十分必要的。

关 键 词: 动力效应; 全机气动特性; 计算流体力学/计算结构动力学(CFD/CSD); 通气效应; 民机
中图分类号: V211 **文献标志码:** A

Analysis of civil aircraft aerodynamic characteristics with powered effects based on CFD/CSD method

NIE Xueyuan, LIU Zhongyu, HUANG Chengde, YANG Guowei

(Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems,
Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Fluid structure coupling method based on three dimensional Reynolds average Navier-Stokes (RANS) equations and static equation was used for study on aerodynamic characteristics of the civil aircraft with powered effects. Firstly, numerical calculation was adopted to simulate the boundary condition of the fan-inlet and jet-exhaust and analyze the flow field of the turbine powered simulator. The numerical results agreed well with those from the wind tunnel experiment. Furthermore, the research on the performance of the aerodynamic characteristics of the aircraft with powered nacelle and with flow-through nacelle was conducted through computational fluid dynamics (CFD)/computational structure dynamics (CSD) approach. The numerical results indicate that the aerodynamic performances such as lift coefficient, drag coefficient, aerodynamic loads and pressure center location based on powered nacelles differ obviously from flow-through ones. Elastic effect can increase the differences so that it can make lift-drag ratio decrease by approximately 12.6%, lift coefficient decrease by 8.9%, and pressure center location move backwards. The numerical example showed that the aerodynamic loads close to the nacelles were influenced notably by powered effects

收稿日期: 2016-11-10

基金项目: 国家自然科学基金(11672303); 国家高技术研究发展计划(2014AA110501)

作者简介: 聂雪媛(1978—),女,助理研究员,博士,研究方向为飞行器气动弹性。E-mail:niexueyuan@imech.ac.cn

引用格式: 聂雪媛,刘中玉,黄程德,等. CFD/CSD 方法分析动力效应对民机气动特性影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(7): 1631-1638. NIE Xueyuan, LIU Zhongyu, HUANG Chengde, et al. Analysis of civil aircraft aerodynamic characteristics with powered effects based on CFD/CSD method[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(7): 1631-1638.

while those far from the nacelles were affected mainly by the elastic effects. Consequently, it is necessary to consider the elastic effects when analyzing civil aircraft aerodynamic characteristics.

Key words: powered effects; whole aircraft aerodynamic characteristics; computational fluid dynamics/computational structure dynamics; flow-through effects; civil aircraft

翼吊式发动机气动布局在当前民用飞机中得到广泛采用^[1-2]。这种布局使得发动机和机体之间会存在干扰,当发动机工作时,这种干扰会进一步复杂。考虑动力装置和机体间的相互干扰影响,进行整机气动性能的准确预测,对于评估和改善飞机/发动机一体化设计具有重要意义。

对于翼吊式布局的民机气动性能研究,出于简化考虑,通常对发动机采用通气模型,不考虑发动机的动力条件影响,仅仅模拟其在机体的几何外形和位置^[3-5]。这种处理方法没有考虑发动机的进排气效应对发动机周围流场的影响。对发动机喷流效应的模拟工作已经在国内外展开。在数值模拟方面,国外已有学者通过求解 Euler 方程模拟了发动机进出口边界条件^[6-9]。国内这方面的研究起步较晚,张美红等^[10]采用 CFX 软件模拟了真实发动机进排气边界条件,计算了带动力飞机的气动性能;贾洪印等^[11]、谭兆光等^[12]采用 Navier-Stokes 方程对发动机进排气条件进行了准确模拟,并用于涡轮动力模拟器风洞试验模型的数值计算;白俊强等^[13]和郭少杰等^[14]分别对考虑发动机动力影响的增升和起飞构型的气动性能进行了分析。指出采用带动力短舱代替通气短舱的必要性。

现有研究主要集中在考虑动力效应对刚性飞

行器结构的气动性能的影响方面,而现代民机由于大展弦比结构和复材广泛使用的特点,使得结构柔性增大,弹性变形效应显著,由此带来对气动载荷的影响不容忽视。

本文基于 CFD/CSD 耦合方法,开展了考虑结构弹性变形的发动机动力效应对现代民用大型飞机气动性能影响的研究,分析比较了通气短舱和带动力短舱的民机,发生弹性变形对气动载荷分布、压心位置、以及升阻力等气动特性的影响。

1 CFD/CSD 数值计算方法

数值计算方法采用气动结构耦合的时域分析方法将流体控制方程和结构动力学方程耦合,进行考虑结构弹性变形的气动弹性求解。非线性气动力的计算采用基于 RANS 的三维 N-S 控制方程,结构静力学方程的求解采用柔度法或者直接调用 Nastran 求解器实现。此外,由于气动和结构方程的数值求解都是在离散时间步上进行的,需要相应时刻的结构位移和气动力,这就需要在气动和结构之间建立数据交换,即结构节点位移插值到气动网格点;气动物面气动力插值到结构节点。本文采用径向基函数实现界面数据插值和流场动网格变形。其计算流程如图 1 所示。

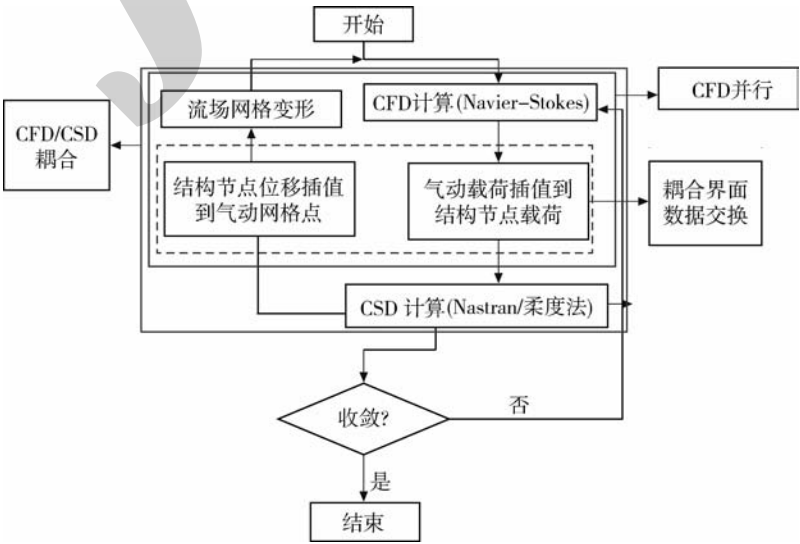


图 1 CFD/CSD 耦合静气动弹性分析流程

Fig. 1 Static aeroelastic analysis flow chart based on CFD/CSD method

关于该方法的具体介绍和应用可详见文献[15-18]。

2 发动机动力效应模拟

发动机的内部燃烧与工作过程相当复杂,如果仅关注发动机的喷流效应,这样动力发动机在 CFD 数值模拟过程中完全可以通过进、排气边界条件加以确定^[11]。

2.1 边界条件数值模拟

对于发动机风扇入口,相对于流场为出口边界条件,可通过匹配边界上的质量流量来计算边界上的参数

$$\begin{aligned} u_b &= u_i \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_i}, & v_b &= v_i \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_i} \\ w_b &= w_i \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_i} \end{aligned} \quad (1)$$

式中 u_b, v_b, w_b 为边界上的速度分量; $\dot{m}_b$ 为发动机风扇入口边界给定的目标质量流量;带有下标 i 的物理量表示边界面相邻单元上的物理量。通过等熵关系计算边界上其他物理量

$$T_b = T_i + \frac{\gamma-1}{2} V_i^2 \left[1 - \frac{\dot{m}_b^2}{\dot{m}_i^2} \right] \quad (2)$$

$$p_b = p_i \left(\frac{T_b}{T_i} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3)$$

$$\rho_b = \frac{\gamma p_b}{T_b} \quad (4)$$

对于发动机内外涵道出口,相对于流场而言为入口边界,可通过给定涵道出口处总压 p_o 及由流场外插的压力 p_b ,通过等熵关系求出边界上的马赫数

$$Ma_b^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_o}{p_b} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (5)$$

根据给定的涵道出口总温,及边界面上的度量系数,可以求出边界面上的温度、密度及速度

$$\frac{T_b}{T_o} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_b^2 \right)^{-1} \quad (6)$$

$$a_b = \sqrt{T_b}, \quad \rho_b = \frac{\gamma p_b}{T_b} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} u_b &= Ma_b a_b \cos \alpha, & v_b &= Ma_b a_b \cos \beta \\ w_b &= Ma_b a_b \cos \gamma \end{aligned} \quad (8)$$

式中 α, β, γ 分别为边界面外法线与坐标轴之间的夹角。下标 b 为边界参数, o 为涵道出口参数。通过上述关系式确定的边界参数,在流场迭代收敛时能够保证涵道出口的总温、总压与实际情况保持一致。

2.2 数值仿真及验证

2.2.1 网格无关性验证

在对发动机动力效应模拟方法进行验证之前,为了尽量消除网格数量引起的计算误差,本文首先对网格的依赖性进行了研究。采用 O-H 型拓扑结构生成涡轮动力模拟器(turbofan propulsion simulators, TPS)构型的计算网格,保证计算网格具有良好的正交性及光滑性;在风扇入口及内外涵道出口位置,对网格进行了适当的加密。取进气机匣的长度 l 作为参考长度,流向远场距离物面 $20l$,垂向远场距离为 $15l$,边界层网格首层高度为 $10^{-5}l$ 。湍流模型采用两方程 $k-\omega$ 模型。对 TPS 气动外形分别划分了 50 万、100 万、150 万、200 万和 300 万网格,在攻角为 2° ,来流马赫数 $Ma=0.6$ 下进行计算,网格无关性对比结果如图 2 所示。

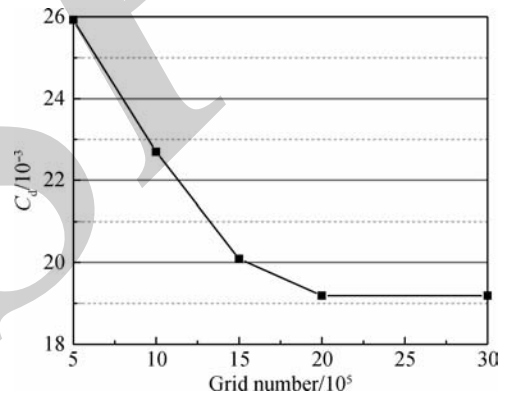


图 2 网格无关性分析

Fig. 2 Analysis of grid independence

从计算结果可以看出,随着网格数的逐步增加,阻力系数(C_d)呈现明显的下降趋势,开始时下降幅度较大而后曲线逐渐趋向于平缓,当网格达到 200 万网格左右阻力系数不再变化,得到了网格无关性结果。本文选取 200 万网格进行数值计算。该试验模型计算网格的拓扑结构和模型表面网格如图 3 和图 4 所示。

2.2.2 方法验证

在已有的 CFD 边界条件的基础上,增加了文中第 2.1 节所示的发动机进出口边界条件。采用该方法对动力模拟器风洞试验进行了计算,并与试验结果进行比较。

为进行方法验证,本文选取来流马赫数 $Ma=0.8$,攻角为 0° 的试验的两个状态:状态 1 中发动机转速为 60 000 r/min;状态 2 中转速为 67 220 r/min 的最大转速状态。两个状态发动机进排气边界上具体参数如表 1 所示。

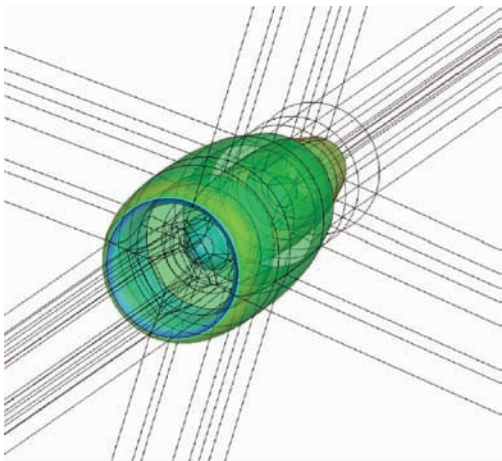
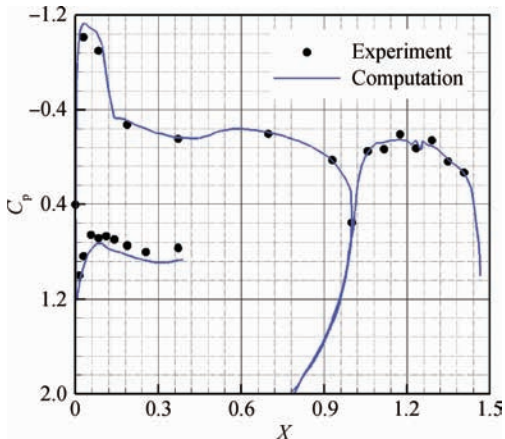


图 3 TPS 模型计算网格拓扑结构示意图

Fig. 3 Calculation grid topology of TPS model



(b) 状态2压力分布

图 5 TPS 表面压力分布

Fig. 5 Surface pressure distribution of TPS

从图 5 可以看出计算的压力分布与风洞试验吻合良好,采用边界条件数值模拟方法进行发动机动力效应的计算是可行的。

3 动力效应对民机气动性能影响

3.1 气动模型和结构有限元模型

为了研究大型飞机发动机动力效应对气动特性的影响,本节将利用数值模拟的方法对带通气短舱与带动力短舱的民机气动性能进行比较。

该机展长约为 60 m,展弦比约为 9.4,机翼面积约为 360 m²。全机采用的材料属性如下:弹性模量为 70 GPa,切变模量为 27 GPa,泊松比为 0.3。

为保证气动网格整体上的分布基本一致,有动力状态的计算网格是在通气状态网格的基础上,删除入口与内外涵道间的体网格得到的,以避免因网格布置不同引起计算结果的差异。两种情况下的气动物面网格如图 6 所示。

本文利用 ICEM 软件生成全机的多块对接结构化网格。整个计算域流向前后远场距离物面约为 20 倍平均气动弦长。采用 O-H 型拓扑对计算域进行分区,近壁面首层网格无量纲高度约为 10⁻⁵,网格增长率为 1.2,在翼面前后缘、翼身结合处及其他几何外形变化剧烈的区域对网格进行适当加密,同时保证不同区域网格光滑过渡。所



(a) 带通气短舱



图 4 TPS 模型表面网格分布

Fig. 4 Wall grid of TPS model

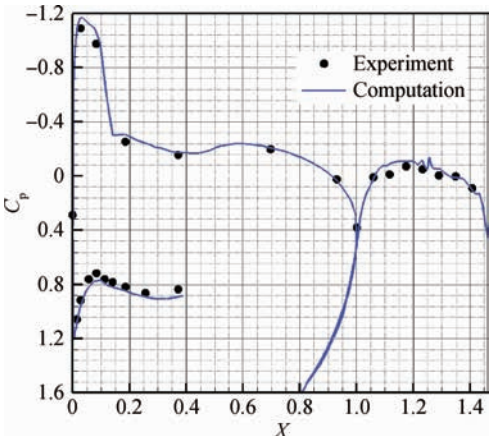
表 1 本文选取的两个计算状态

Table 1 Two calculation conditions in this paper

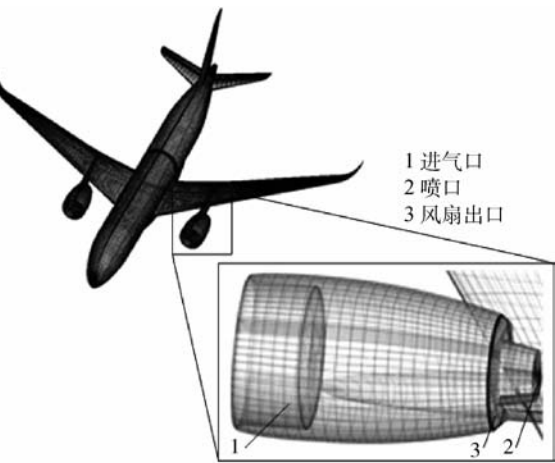
状态	$\dot{m}_{fr}$	R_{pf}	R_{cp}	R_{ft}	R_{ct}
1	0.4973	1.3428	0.9213	1.1086	0.6119
2	0.5174	1.4601	1.3113	1.1463	0.5944

表 1 中 $\dot{m}_{fr}$ 为发动机风扇入口处的质量流量; R_{cp} , R_{fp} 为表示内、外涵道的总压比; R_{ct} , R_{ft} 为表示内、外涵道的总温比。

图 5 为两个状态下,发动机表面压力分布的数值计算和试验值的比较。



(a) 状态1压力分布



(b) 带动力短舱

图 6 带短舱的气动物面

Fig. 6 Surface grid of civil aircraft with a nacelle

生成的计算网格大约 600 万,图 7 给出网格分区及发动机挂架附近物面网格分布的示意图。

全机的弹性结构采用板杆单元进行模拟,质心位置为(3.26,−0.06,0)。图 8 给出了带平尾和垂尾的全机三维有限元模型。

考虑全机弹性变形对气动性能的影响,采用

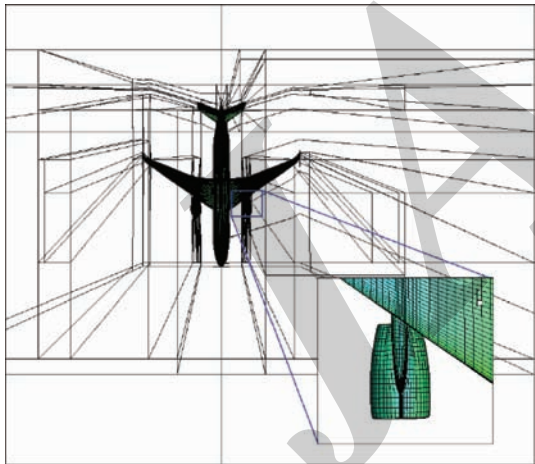


图 7 计算网格分区

Fig. 7 Computation grid partitions



图 8 结构有限元模型

Fig. 8 Civil aircraft finite element model

柔度法计算结构的弹性变形。在结构模型上选择若干点实现结构和气动间的气动力和位移的插值计算。图 9 给出了所选用的结构节点(黑色点)在气动物面上的分布。



图 9 用于插值的结构节点在物面上的分布

Fig. 9 Distribution of interpolation points from the structure

3.2 发动机动力效应对气动性能的影响

该算例的计算工况如下:飞行高度为 10 km,马赫数为 0.7,2°攻角下,雷诺数为 6.4×10^7 。发动机的进出口条件如表 2 所示。

表 2 发动机进出口参数

Table 2 Inlet-outlet parameters of engine

位置	面积/m ²	流量/(kg/s)	总温/K	总压/kPa
进气口	9.130	758.48	249.15	47.18
风扇出口	4.554	715.45	183.37	71.03
喷口	0.414	43.82	749.61	75.85

为分析动力效应对气动载荷的影响,本文截取了图 10 所示的沿翼展不同站位的剖面的压力分布,并将之与通气短舱的压力分布进行了比较。考虑了结构视为刚性和考虑弹性变形两种情况,变形前后沿展向各剖面的压力分布如图 11 所示。

从图 11 可以看出,对于下翼面的压力分布,在越靠近发动机的剖面上,动力效应影响越显著,

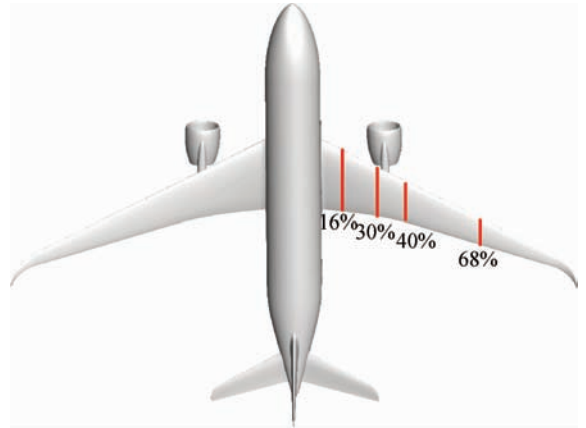


图 10 机翼截面沿展向的站位

Fig. 10 Wing section position along the spanwise

导致下翼面的压力峰值较通气状态有所增加,且在发动机位置处峰值增加量达到最大;对于上翼面的压力分布几乎不受发动机动力效应的影响,但受结构弹性变形的影响显著,使得机翼上表面吸力峰位置前移。这些变化导致机翼所受升力作用较刚性相比有所降低。

图 12 给出了有/无动力效应的机翼沿展向各剖面变形后的扭转角。弹性变形使得机翼产生低

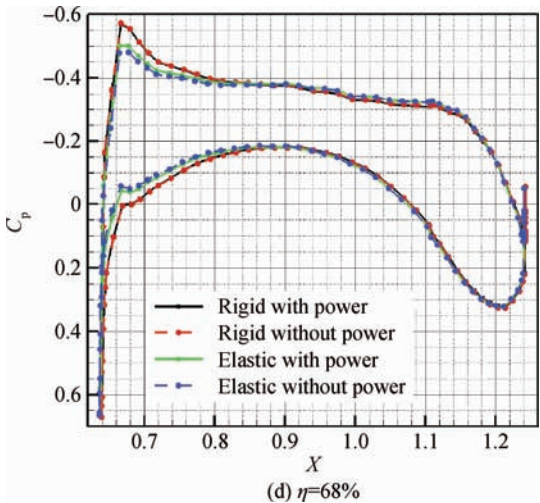
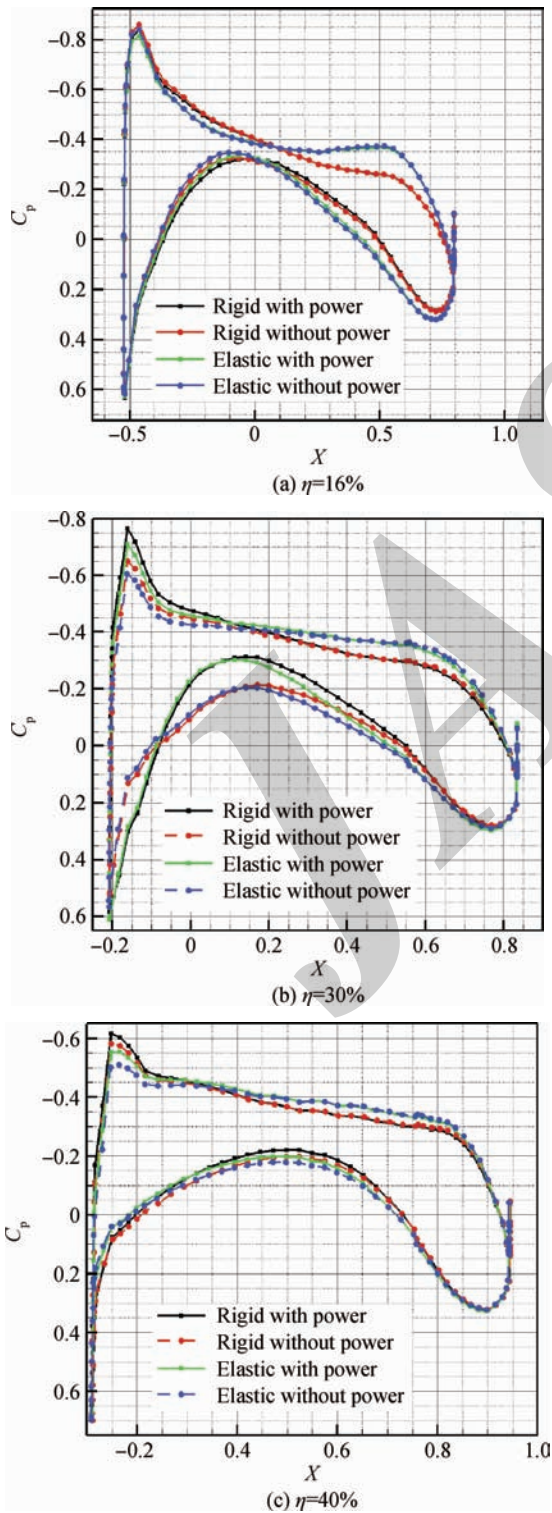


图 11 有/无动力效应结构变形前后各剖面压力
Fig. 11 Comparison of pressure distribution of powered/through conditions

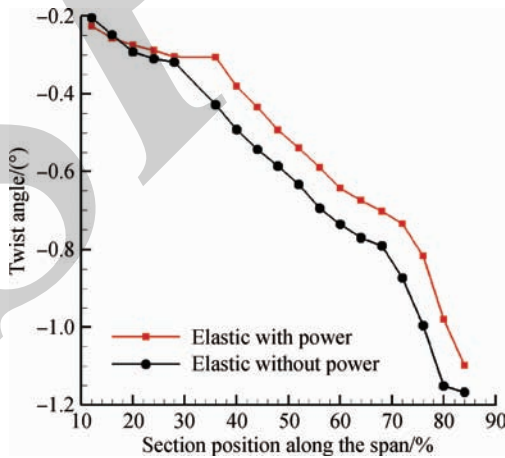


图 12 沿翼展剖面扭转角
Fig. 12 Twist angles of sections along the wing spanwise

头,即前缘挠度小于后缘挠度,产生负扭转,并沿展向该扭转角的角度越来越大。发动机的动喷流会给全机产生了一个正的扭转效应,抵消一部分机翼后掠效应的影响,因此带动力短舱的机翼弹性变形后,大多数剖面(发动机外翼段大于 30%)的附加扭转角与通气状态相比有所减小。

机翼是产生升力的主要部件,其次就是平尾。图 13 给出了平尾沿展向各剖面的扭转角。

从图 13 可以看出,平尾变形使得平尾抬头,即产生正的扭转角,其局部攻角增大,带动力的平尾扭转角小于通气状态的平尾扭转角。机翼的负扭转和平尾的正扭转最终导致考虑结构弹性变形后的通气状态的全机升力系数大于考虑动力效应的升力系数。

结构变形达到平衡时,两种构型最大变形量

的收敛曲线如图 14 所示,经过 10 次左右的迭代结构变形收敛。

表 3 给出了变形前后全机的升力系数(C_l),升阻力比(C_l/C_d)和俯仰力矩(C_m)的变化。

从表 3 可以看出,对于通气模型,弹性变形导致升力系数下降 6%,升阻比下降 17.4%,俯仰力矩增加 3.1%;对于带动力的模型,弹性变形导致升力系数下降 8.9%,升阻比下降 12.6%,俯仰力矩增加 5.3%。弹性变形效应不可忽视。

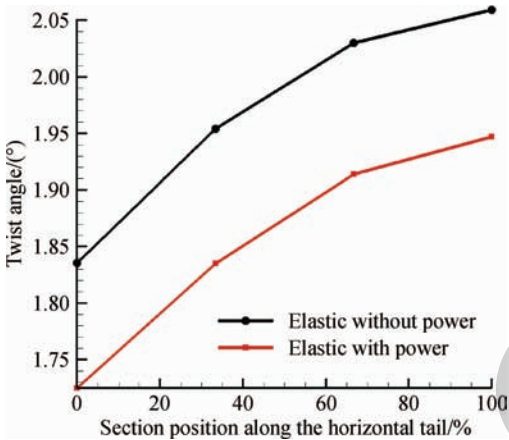


图 13 沿平尾展向各剖面扭转角

Fig. 13 Twist angles of sections along the horizontal tail spanwise

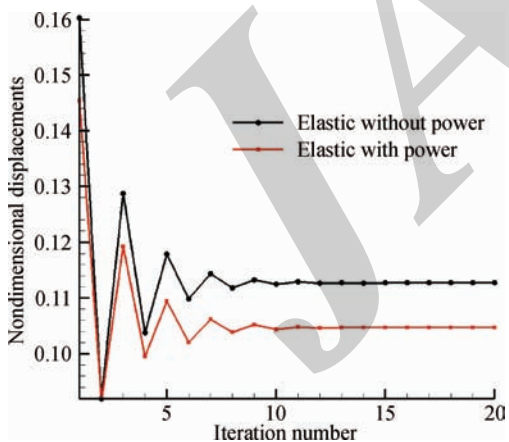


图 14 最大变形收敛曲线

Fig. 14 Convergence curve of the maximum displacement

表 3 全机气动力数据

Table 3 Aerodynamic data of the whole aircraft			
构型	C_l	C_l/C_d	C_m
刚体通气	0.4167	9.8371	1.5822
刚体动力	0.3821	15.1672	1.5035
弹性体通气	0.3921	8.12534	1.6311
弹性体动力	0.3489	13.2543	1.5838

表 4 列出了变形前后全机的压心位置(X_c , Y_c , Z_c)的变化。

表 4 全机压心位置

Table 4 Pressure center location of the whole aircraft			
状态	X_c	Y_c	Z_c
刚体通气	3.1091	0.5496	-0.0093
刚体动力	3.1656	-0.2411	-0.9306
弹性体通气	3.3922	-0.3148	0.0002
弹性体动力	3.1996	-0.2190	-0.9223

由表 4 可知,与通气构型相比,带动力的构型压心位置偏后偏下。考虑弹性变形后,结构的压心位置后移,即全机总气动力作用点后移,更靠近重心位置,提高飞机的稳定性。

4 结 论

本文采用多块结构化网格,采用进排气边界条件,求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程的数值方法,研究了考虑弹性变形的发动机动力效应对民机全机气动特性的影响,可得到如下结论:

- 1) 本文采用的进排气边界条件处理方法可用于模拟发动机的动力效应,采用 TPS 风洞实验进行验证,数值计算与实验结果吻合很好。
- 2) 在靠近发动机区域,动力效应对机翼下表面压力影响较大,在远离发动机区域,气动载荷主要受弹性变形的影响;动力效应对机翼上表面压力影响很小。
- 3) 弹性变形会加剧通气和带动力两种构型在气动性能上的差异。就本算例而言,弹性变形导致动力构型的升力系数下降 8.9%,升阻比下降 12.6%,俯仰力矩增加 5.3%,压心位置后移。因此弹性变形效应在带动力的全机气动性能分析中必须加以考虑。

参考文献:

[1] 陈全龙,韩景龙,员海玮.考虑发动机推力影响的机翼颤振分析[J].振动工程学报,2012,25(2):110-116.
CHEN Quanlong, HAN Jinglong, YUAN Haiwei. Flutter analysis of wings subjected to engine thrusts[J]. Journal of Vibration Engineering, 2012, 25(2): 110-116. (in Chinese)

[2] 王钢林,谢长川.考虑翼吊发动机推力的机翼颤振分析[J].航空科学技术,2014,25(6):22-27.
WANG Ganglin, XIE Changchuan. Flutter analysis with the thrust effects of engine under wing[J]. Aeronautical Science and Technology, 2014, 25(6): 22-27. (in Chinese)

[3] 党铁红.翼吊布局民用飞机发动机安装设计[J].民用飞机设计与研究,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)
- [4] 沈琼, 余雄庆, 湛岚. 运输机机翼外形和吊舱位置一体化优化方法[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 30-35.
SHEN Qiong, YU Xiongqing, ZHAN Lan. Integrated optimization for wing shape and nacelle locations of transports [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1): 30-35. (in Chinese)
- [5] DE SOUZA A M, DA SILVEIRA-NETO A, DE SOUZA F J, et al. Parametric analysis of different nacelle positions in the DLR-F6 model by means of the CFD++ code[R]. AIAA-2008-7053, 2008.
- [6] HIROSE N, ASAI K, IKAWA K. Transonic 3-D Euler analysis of flows around fan-jet engine and TPS (turbine powered simulator)[R]. NAL TR-1045, 1989.
- [7] HIROSE N, ASAI K, IKAWA K, et al. 3-D Euler flow analysis of fanjet engine and turbine powered simulator with experimental comparison in transonic speed[R]. AIAA 89-1835, 1989.
- [8] ROSSOW C C, GODARD J L, HOHEISEL H, et al. Investigations of propulsion integration interference effects on a transport aircraft configuration[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(5): 1022-1030.
- [9] DEESE J E, AGARWAL R K. Calculation of axisymmetric inlet flowfield using the Euler equations[R]. AIAA 83-1853, 1983.
- [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. Application of CFD technique for the aerodynamic design of aircrafts with powered engine[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2004(4): 52-55. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 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 Zhanguang, 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)
- [13] 白俊强, 张晓亮, 刘南, 等. 考虑动力影响的大型运输机增压构型气动特性研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(4): 499-505.
BAI Junqing, ZHANG Xiaoliang, LIU Nan, et al. The research of aerodynamic characteristics of high-lift configuration of large plane with the effect of engine jet[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(4): 499-505. (in Chinese)
- [14] 郭少杰, 周培培, 王斌, 等. 动力效应对民机起飞构型气动特性影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31(7): 1639-1648.
GUO Shaojie, ZHOU Peipei, WANG Bin, et al. Numerical investigation for influence of powered effect on aerodynamic characteristics of civil aircraft take-off configuration [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7): 1639-1648. (in Chinese)
- [15] YANG Guowei, ZHENG Guannan, LI Guibo. Computational methods and engineering applications of static/dynamic aeroelasticity based on CFD/CSD coupling solution [J]. Science China (Technological Sciences), 2012, 55(9): 2453-2461.
- [16] 聂雪媛, 杨国伟. 基于 CFD/CSD 耦合的结构几何非线性静气动弹性数值方法研究[J]. 振动与冲击, 2016, 35(8): 48-53.
NIE Xueyuan, YANG Guowei. Numerical analysis for aeroelastic with structural geometrical nonlinearity using CFD/CSD coupled method[J]. Vibration and Shock, 2016, 35(8): 48-53. (in Chinese)
- [17] 杨国伟, 郑冠男. 基于静气动弹性效应的飞机型架外形修正方法研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(2): 143-150.
YANG Guowei, ZHENG Guannan. Aircraft jig shape correction method based on static aeroelastic analyses[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2): 143-150. (in Chinese)
- [18] 杨国伟. 计算气动弹性若干研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(4): 406-420.
YANG Guowei. Recent progress in aeroelasticity[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(4): 406-420. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)