

文章编号: 1000-8055(2009)08-1766-07

机体/动力装置一体化分析中的动力影响 效应数值模拟

谭兆光¹, 陈迎春², 李 杰¹, 张 淼²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 中国商用飞机公司 上海飞机设计研究所, 上海 200232)

摘 要: 采用合适的进、排气边界条件, 对带动力的单独涡扇发动机模型和带动力的 DLR F6 翼身架舱复杂组合体(WBPN)模型的流场进行了数值模拟和分析. 运用 Roe 三阶迎风偏置通量差分裂方法和隐式近似因子分解方法求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 基于点搭接多块网格技术生成高质量计算网格, 通过多重网格技术来加速收敛. 着重对动力发动机进、排气边界条件的给定进行了推导, 以准确地模拟发动机动力效应. 计算结果与实验值吻合良好, 验证了所采用计算方法、网格分块策略和边界条件处理方法的正确性.

关 键 词: 动力发动机; 边界条件; Navier-Stokes 方程; 多重网格技术; 多块网格; 一体化分析
中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Numerical simulation method for the powered effects in airframe/propulsion integration analysis

TAN Zhao guang¹, CHEN Ying-chun², LI Jie¹, ZHANG Miao²

(1. College of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute,

Commercial Aircraft Corporation of China, Shanghai 200232, China)

Abstract: The flow-fields around powered isolated turbofan engine model and powered DLR-F6 wing/body/pylon/nacelle (WBPN) model were numerically simulated and analyzed by the appropriate fan inlet face and jet-exit boundary conditions. Three-dimensional time-dependent compressible Reynolds-averaged Navier-Stokes equations were solved with third-order upwind-biased flux-difference splitting method and approximate factorization method. The point-to-point patched multiblock technology was used to generate high quality grid. The multigrid technique was employed to accelerate the convergence. For a better simulation of the powered effects, the fan inlet face boundary conditions and jet-exit boundary conditions were determined. Computational results and comparisons with experimental data were presented. The good agreement indicates that the numerical method, grid blocking strategy and management of boundary conditions are validated.

Key words: powered engine; boundary conditions; Navier-Stokes equations;
multigrid technique; multiblock grid; integration analysis

收稿日期: 2008-07-28; 修订日期: 2008-12-12

基金项目: 国家自然科学基金(10772148)

作者简介: 谭兆光(1983-), 男, 江苏徐州人, 硕士生, 主要从事理论与计算流体力学研究.

实践证明, 翼吊式发动机系统及其进、排气对飞机空气动力性能有重大影响. 从历史的观点来看, 与高亚声速运输机发动机安装有关的干扰阻力以及其他的不良干扰效应是导致飞机性能降低的一个主要因素. 因此, 机体/ 动力装置一体化研究就成为先进民机设计与发展的关键技术. 发动机系统和机体之间的整体优化设计以及最佳位置匹配将能大大提高飞机的整体性能. 精确预测和分析机体与动力装置之间的相互干扰影响, 对于评估与改善整机空气动力性能将是十分必要的.

在进行机体/ 动力装置一体化分析时, 发动机的动力效应模拟是非常关键的一个方面. 发动机的内部燃烧与工作过程是相当复杂的, 如果仅仅关注发动机的喷流效应, 这样动力发动机在 CFD (computational fluid dynamics) 数值模拟过程中完全可以通过进、排气边界条件加以确定. 也就是说, 我们只关注发动机的进气、与排气效应与实际情况一致, 而不去详细模拟发动机内部的工况, 所以发动机的进气口与排气口必须作为已知的边界条件事先予以确定. 80 年代开始, 国外就已经针对各种发动机动力效应进行了数值计算研究^[1-4], 但是这些数值研究多是应用位流理论和求解欧拉方程的方法, 利用求解 Navier Stokes (N-S) 方程的方法并不多. 国内这方面研究起步较晚, 且只有少数学者进行过研究^[5-6].

本文基于数值求解 N-S 方程的方法, 研究了动力发动机进、排气效应的模拟技术. 通过对单独的发动机流场进行计算分析, 验证了所采用的进、排气边界条件对发动机动力效应的模拟能力, 在此基础上对带动力的翼/ 身/ 架/ 舱复杂组合体模型绕流进行了数值模拟与分析.

1 控制方程与离散格式

本文采用三维积分形式的非定常雷诺平均 N-S 方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V dv + \iint_S \mathbf{f} \cdot \mathbf{n} ds = 0 \tag{1}$$

其中 v 为控制体体积; s 为控制体表面; $\mathbf{Q}$ 为守恒量; $\mathbf{f}$ 为通过表面 s 的无黏性通量和黏性通量之和; $\mathbf{n}$ 为表面的外法向单位矢量.

无黏项采用 Roe 三阶迎风偏置通量差分裂方法离散, 黏性项采用中心差分格式离散, 采用隐式近似因子分解 (AF) 方法进行时间推进以得到流场定常解. 计算采用了 Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型.

2 发动机进、排气边界条件

边界条件的给定及其离散处理方式是数值求解 Euler/ N-S 方程组的重要问题之一, 其处理方法在很大程度上影响着数值计算过程中的稳定性和精度. 边界可分为物理边界和人工边界两种. 在本文中, 物面、远场、风扇进气口、以及发动机的排气口都属于物理边界, 而网格块之间的边界则属于人工边界.

本文中在远场边界应用特征线理论构造无反射边界条件; 在物面处, 数值计算中使用无滑移、绝热壁及法向零压力梯度条件; 块交界边界采用的多块点对点搭接网格, 只需要在搭接面处采用虚拟网格技术实现相邻区域在边界上的物理量传递, 保证通量守恒即可. 常规边界条件的处理方法可参考文献[7]. 本文着重阐述在飞机/ 动力装置一体化分析过程中, 如何通过设定进气、排气口边界条件来模拟发动机的动力影响效应^[2, 4-5].

2.1 风扇进气口边界条件

在风扇进气面边界, 叶片是一直在旋转的, 其真实的边界条件是十分复杂的, 因此需要对其进行简化. 而对简化的风扇进气面边界条件可以给定质量流量、压力或者速度等, 然后利用一些关系式求得其他边界条件参数, 如温度、密度等等. 本文中, 我们给定进气面处的质量流量, 然后推算出进气面的其他参数.

一维绝热流的等熵关系式为

$$\rho_0 = \rho \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \tag{2}$$

$$p_0 = p \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \tag{3}$$

$$T_0 = T \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right] \tag{4}$$

其中 ρ_0, p_0, T_0 分别表示总密度, 总压和总温; ρ, p, T 分别为密度、静压和静温; Ma 为当地的马赫数.

在进气面, 质量流量定义如下:

$$\dot{m}_{fan} = \rho_{fan} v_{fan} A_{fan} = \rho_{\infty} v_{\infty} A_{\infty} \tag{5}$$

进口的质量流量比可以表示为

$$R_{MF} = \frac{A_{\infty}}{A_{HL}} = \frac{\rho_{fan} v_{fan} A_{fan}}{\rho_{\infty} v_{\infty} A_{HL}} \tag{6}$$

其中 A_{HL} 是吊舱前缘处横截面面积; A_{fan} 是风扇面的面积.

一维流量函数定义为

$$q(Ma) = Ma \left[\frac{\gamma + 1}{2 + (\gamma - 1) Ma^2} \right]^{\frac{\gamma}{2(\gamma - 1)}} \tag{7}$$

$$q(Ma_i) = q(Ma_\infty) \frac{p_{0\infty}}{p_{0fan}} \sqrt{\frac{T_{0fan}}{T_{0\infty}}} R_{MF} \cdot \left[\frac{\gamma + 1}{2 + (\gamma - 1) Ma^2} \right]^{\frac{\gamma}{2(\gamma - 1)}} \tag{8}$$

式中 Ma_i 为风扇进口处的马赫数。

通过 $q(Ma_i)$ 和 $Ma_i < 1$ 的条件可求得 Ma_i , 然后通过等熵关系式和声速公式就可以得到风扇进气面处 $\rho_{fan}, T_{fan}, v_{fan}, p_{fan}$ 等参数. 通过这些参数即可把风扇进气面的边界条件定义出来。

2 2 尾喷口边界条件

一个真实发动机工作的时候, 进口的质量流量被分为外涵风扇喷流和内涵涡轮喷流两部分. 燃油被加入到涡轮喷流中, 不过在涡扇发动机中, 燃油的流量相当小, 因此可以将其忽略. 从而可以用涵道比(R_B) 对风扇喷流流量和涡轮喷流流量进行定义. 外涵喷口处的马赫数(Ma_F) 可采用与风扇进气面处相同的方法求出

$$q(Ma_F) = q(Ma_\infty) \frac{\sqrt{R_{FT}}}{R_{FP}} \frac{R_B}{1 + R_B} R_{MF} \frac{A_{HL}}{A_{FEX}} \tag{9}$$

式中 R_{FP} 为外涵出口总压比($p_{0F}/p_{0\infty}$); R_{FT} 为外涵出口总温比($T_{0F}/T_{0\infty}$); A_{FEX} 为外涵喷口面积. 通过式(9)以及气体状态方程、声速公式和等熵关系式可以求得外涵出口处的各种边界条件参数。

内涵出口边界参数的推导与外涵出口处方法相似, R_{CP} 为外涵出口总压比($p_{0C}/p_{0\infty}$), R_{CT} 为外涵出口总温比($T_{0C}/T_{0\infty}$)。

3 多重网格加速收敛技术

为了加速收敛, 采用了多重网格技术. 本文多重网格的循环方式采用 W 型. 限制算子采用体积加权算子, 插值算子采用三线性插值算子。

本文多重网格的粗网格是在细网格基础上隔行取一生成, 即全粗化网格. 因此在生成最精细层网格的时候, 每块网格的三个方向上的网格点数都要符合一定的要求

$$n_c = \frac{n_t - 1}{2} + 1 = \frac{n_t + 1}{2} \tag{10}$$

其中 n_t 是细网格的一个方向上的网格点数; n_c 是相应的粗网格的一个方向上的点数。

文中采用了三重网格的方法, 主要是基于以下几方面的考虑:

1) 进一步粗化网格可能导致粗网格的表面网格和实际物面外形相差太大, 从而引入新的误差;

2) 网格重数越多, 对细网格生成的制约越大, 网格生成越难;

3) 对于复杂流场的计算, 三重网格已经取得了很好的收敛效果。

由于本文采用的是点对点对接的多块网格, 所以在考虑多重网格的同时还要考虑整个网格的均匀性, 给空间网格的生成增加了难度. 这就需要对各块网格的每条边上的点的个数和分布做出整体考虑, 从而使网格质量达到一个比较好的效果。

4 算例及结果分析

为了验证本文所采用的边界条件处理方法、网格生成策略以及流场计算方法的正确性, 先对单独的发动机模型和不带动力的 DLR-F6 模型进行了数值模拟. 计算结果与实验值吻合良好, 在此基础上对 DLR-F6 模型采用适当的进排气边界条件, 进一步分析发动机动力效应对翼身架舱复杂组合体模型绕流的影响。

4 1 单独发动机流场的数值模拟

4 1 1 几何模型和网格生成

本文中采用的单独发动机为一轴对称涡扇发动机模型, 取自日本航空宇宙技术研究所“NAL-AERO-02-01” turbine powered simulation (T. P. S.) 风洞实验模型^[2]. 参考文献给出了该模型的二维半模轮廓线数据(如图 1), 然后利用建模软件, 将该轮廓线绕轴线旋转 360° 即得到了三维模型。

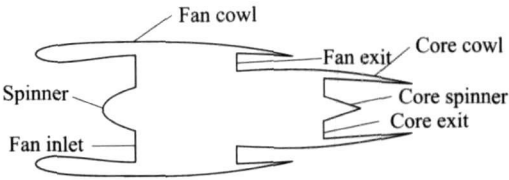


图 1 “NAL-AERO-02-01” T. P. S. 实验模型子午面图
Fig.1 Meridian configuration of “NAL-AERO-02-01” T. P. S. experiment model

本文采用点对点对接的多块网格技术生成网格(如图 2). 各块网格可根据各自区域和流场的特点, 灵活选择合适的拓扑结构, 并安排合理的疏密分布, 提高了结构网格处理复杂外形的能力. 在近物面区域使用“O”型网格, 可以很好地保证近

物面网格的正交性, 非常适合于模拟飞行器附面层流动. 在流场的其他区域使用相对简单的“H”型网格.

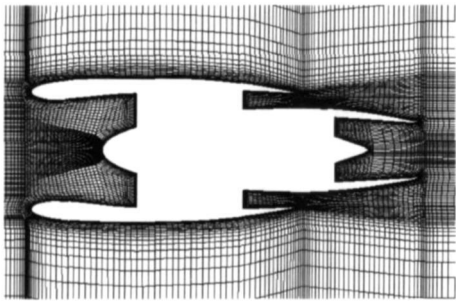


图 2 “NAL AERO 02-01” 计算模型子午面网格图
Fig.2 Grid at meridian for “NAL AERO 02-01” calculation model

4.1.2 计算结果和分析

对单独发动机模型(如表 1 所示)三种工作状态下的进、排气流场进行了数值模拟和分析, 其中雷诺数 Re 基于发动机最大直径.

表 1 各状态参数
Table 1 Conditions for cases

参数	状态 1	状态 2	状态 3
Ma_{∞}	0.8008	0.6024	0.5008
$\alpha(^{\circ})$	0	0	0
R_{MF}	0.4973	0.4961	0.6990
R_B	1.8218	2.4917	1.1893
R_{FP}	1.3428	1.2052	1.5046
R_{FT}	1.1086	1.0634	1.1486
R_{CP}	0.0617	0.1003	0.0652
R_{CT}	0.6907	0.7480	0.6837
$Re/10^6$	1	1	1

图 3(a)、(b)、(c) 分别给出了状态 1, 2, 3 下风扇整流罩和涡轮整流罩表面压力分布计算值与实验值的对比, 其中横坐标表示相对于短舱前缘点的长度. 三种工作状态下的计算值均与实验值吻合良好. 可以看出本文对于单独发动机数值模拟所采用的网格分块策略和进、排气边界处理方法是合适的、正确的.

图 4(a)、(b)、(c) 分别为状态 1, 2, 3 下模型流场子午截面的马赫数云图.

对状态 1, 此时发动机处于高速巡航状态, 在发动机外罩的局部出现了激波, 马赫数达到

1.37. 此时风扇喷流为主要推力.
对状态 2, 此时在以略低于巡航速度飞行, 整个流场无激波出现. 在风扇出口, 与状态 1 下的流动有些相似, 风扇喷流仍然是主要推力.
对状态 3, 处于低速飞行状态, 与状态 1、状态 2 相比, 此时风扇喷流产生的推力在总推力中占的比例明显降低, 与涡轮喷流产生的推力相差不大.

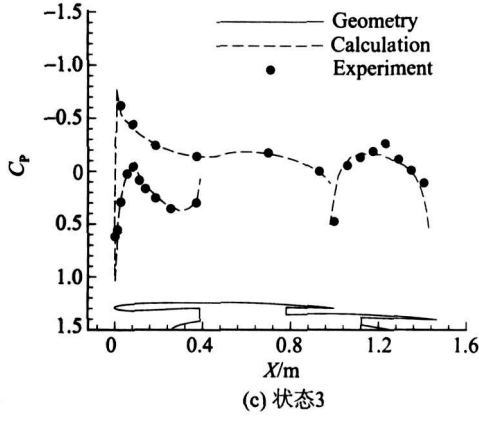
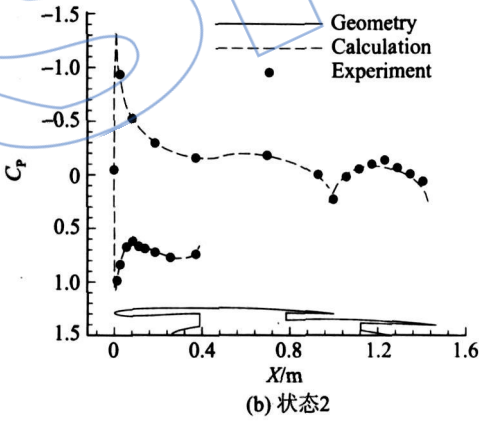
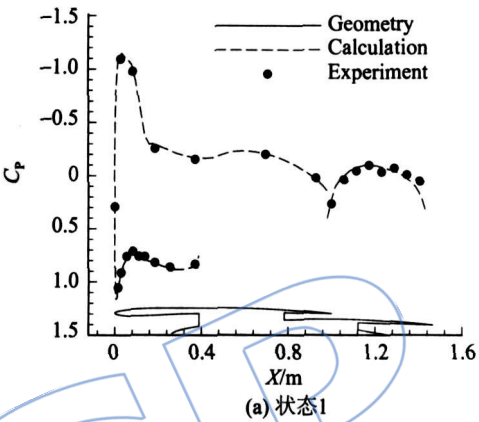
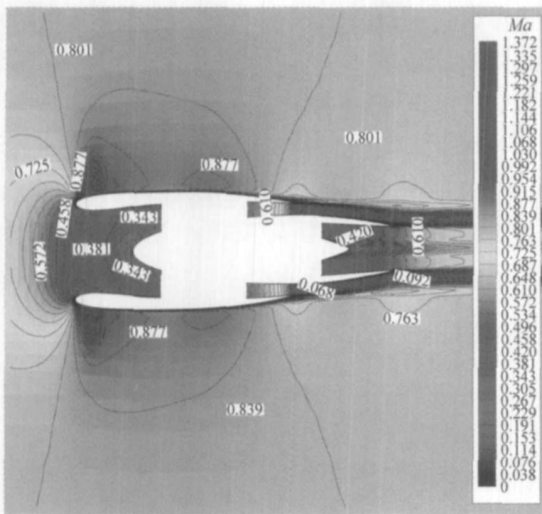
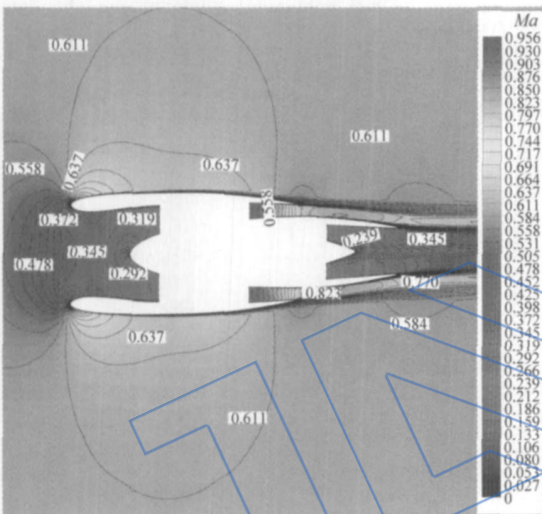


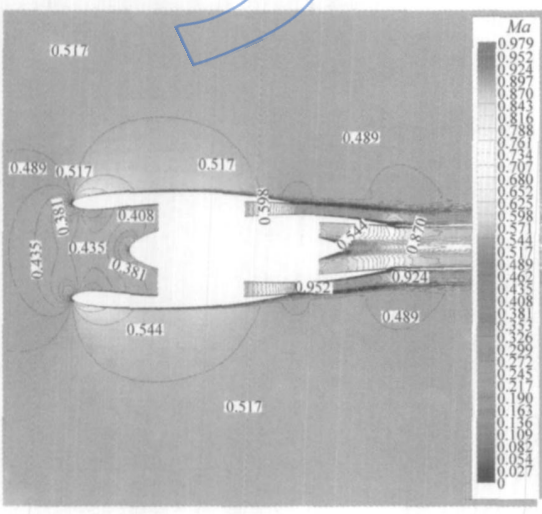
图 3 模型表面压力计算值与实验值对比
Fig.3 Comparisons between the computational and the experimental results of surface pressure distributions



(a) 状态1



(b) 状态2



(c) 状态3

图 4 模型流场子午截面马赫数云图

Fig. 4 Mach number contour for meridian section of the flow field around the model

4 2 对不带动力的 DLR-F6 模型绕流场的数值模拟

4 2 1 几何模型和计算网格

本文对 DLR-F6 模型进行了计算分析研究. DLR-F6 模型是一种双发动机的宽体飞机, 多年来已是多种风洞实验和数值计算方法验证的对比分析对象. 围绕模型已经针对发动机的多种尺度和安装位置进行了实验研究. 图 5 为 DLR-F6 翼身组合体/挂架/短舱 (WBPN) 表面网格图 (半模).

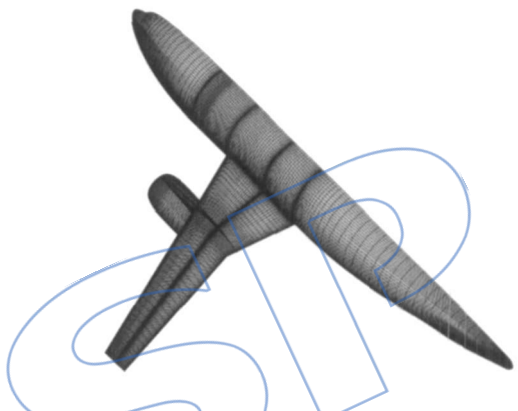


图 5 DLR F6 翼身组合体/挂架/短舱表面网格图
Fig. 5 Grid at surface for DLR-F6 wing body / pylon / nacelle

4 2 2 计算结果与分析

本文分别对 DLR-F6 翼身组合体 (WB)、不带动力的 DLR-F6 翼身组合体/挂架/短舱 (WBPN) 和带动力的 DLR-F6 翼身组合体/挂架/短舱 (WBPN+P) 三种模型进行了数值模拟 (雷诺数 Re 均为 3×10^6 , 基于平均气动弦长).

图 6 是 DLR-F6 翼身组合体在 $Ma=0.75$, $\alpha=1.23^\circ$ 状态下和 DLR-F6 翼身组合体/挂架/短舱在 $Ma=0.75$, $\alpha=1.0^\circ$ 状态下的翼面压力分布计算值与实验值的对比, 其中横坐标表示相对于该截面前缘点的长度与当地弦长的比值.

图 7 给出了在 $Ma=0.75$, $\alpha=1.0^\circ$ 状态下采用通气短舱的 DLR-F6 翼身组合体/挂架/短舱的短舱表面压力分布计算值与实验值的对比, 可以看出以上计算结果与实验吻合良好, 说明本文所采用的网格生成策略和数值计算方法是合适的. 通过对 WB 和 WBPN 两种模型在相同状态 ($Ma=0.75$, $\alpha=1.0^\circ$) 下挂架内、外侧翼面压力分布的对比 (如图 8 所示) 发现挂架和短舱对翼面绕流的影响很大.

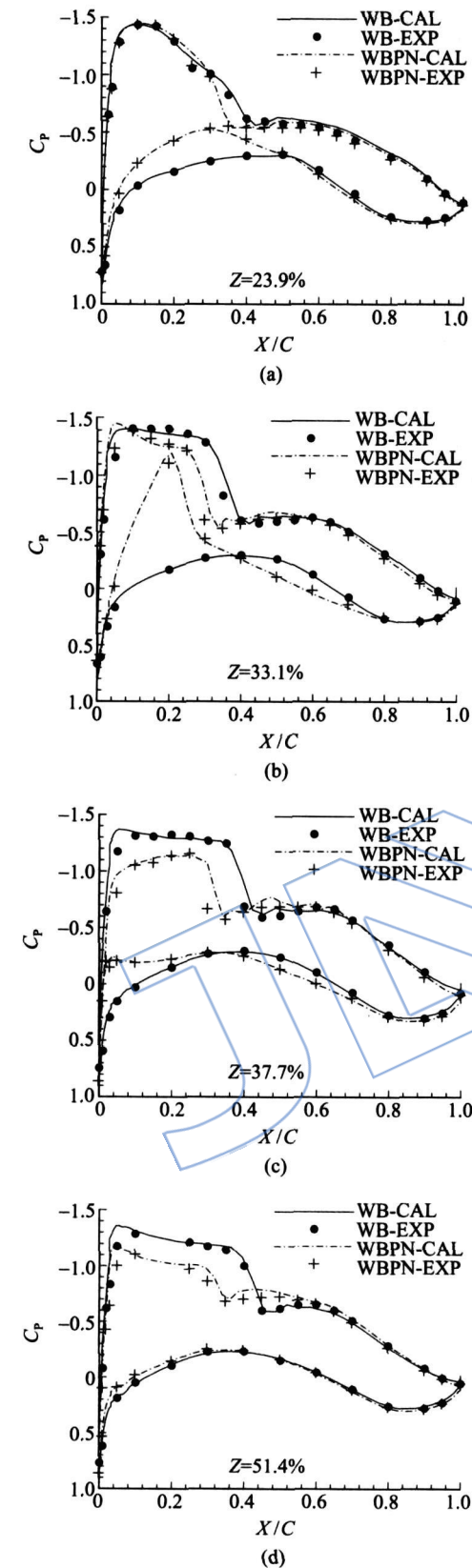


图 6 DLR F6 翼身组合体($Ma=0.75, \alpha=1.2^\circ$)和翼身组合体/挂架/短舱($Ma=0.75, \alpha=1.0^\circ$)机翼表面压力分布

Fig. 6 Wing surface pressure distributions for DLR F6 WB ($Ma=0.75, \alpha=1.2^\circ$) and WBPN ($Ma=0.75, \alpha=1.0^\circ$)

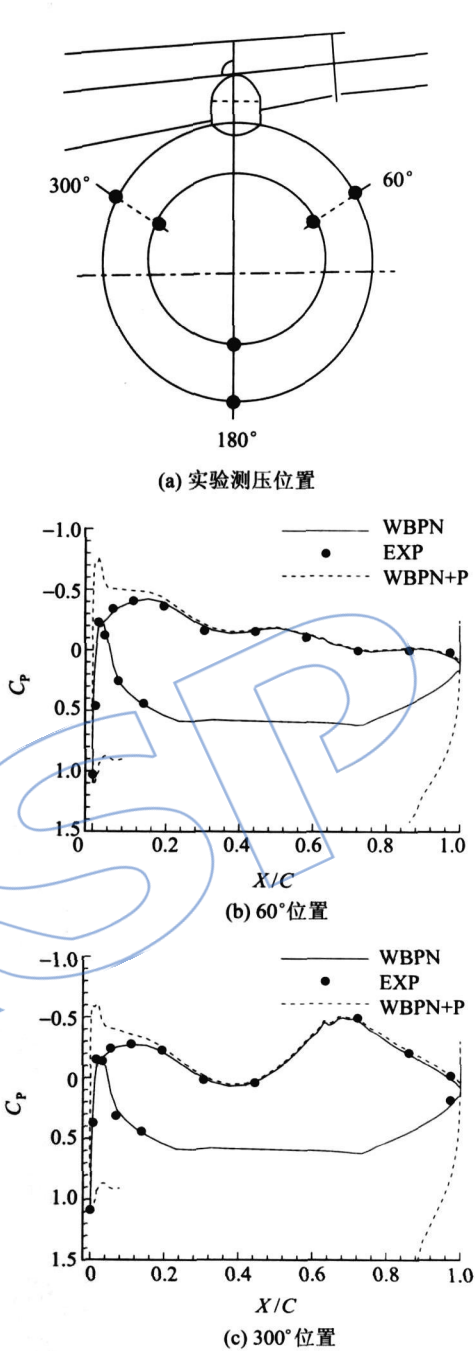


图 7 发动机短舱不同站位表面压力分布
($Ma=0.75, \alpha=1.0^\circ$)

Fig. 7 Surface pressure distributions for DLR F6 nacelle ($Ma=0.75, \alpha=1.0^\circ$)

4.3 对带动力的 DLR F6 模型绕流场的数值模拟

本文对 DLR F6 翼身组合体/挂架/短舱模型采用进排气边界条件($R_{MF}=0.4973$, 出口处 $T_{0F}/T_{0\infty}=1.1323$, $p_{0F}/p_{0\infty}=1.5556$)进行了动力影响效应模拟。该模型尾喷口不区分内外涵, 可视作为内外涵道混合排气, 因此只需处理一个尾喷

口边界。

图7为短舱不同站位表面压力分布计算结果对比,从图8可以看出带动力和不带动力的DLR-F6翼身组合体/挂架/短舱模型挂架内、外侧翼面计算压力分布对比。通过比较可以发现,在该DLR-F6实验模型的发动机安装位置的情况下,进、排气对发动机进气口和排气口的表面压力分布影响较大,对翼面压力分布的影响较小。由于发动机内部流场在采用了进、排气边界条件后就没有被计算,因此与通气模型计算的压力分布相比,没有内部压力分布,如图7所示。

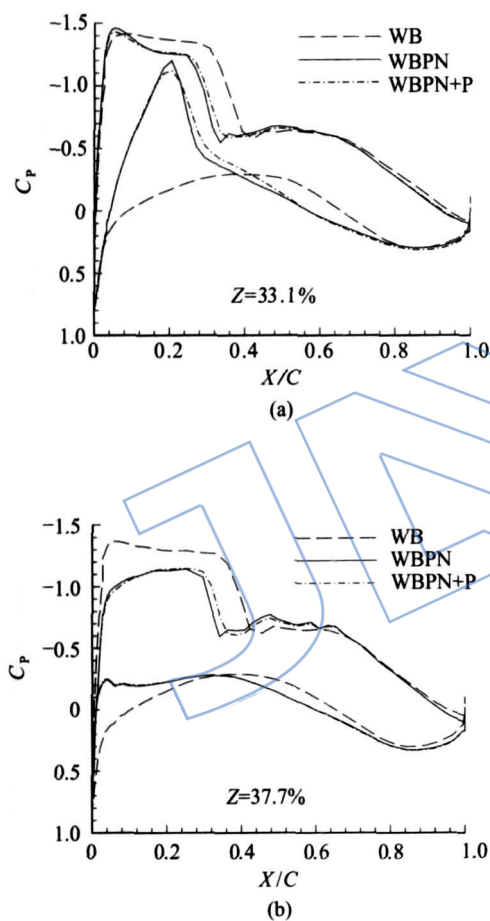


图8 翼面压力分布对比
($Ma=0.75, \alpha=1.0^\circ$)

Fig. 8 Comparisons of wing surface pressure distributions ($Ma=0.75, \alpha=1.0^\circ$)

5 结论

本文应用雷诺平均 N-S 方程,有限体积离散方法和 S-A 湍流模型进行数值计算,对进、排气边界条件的设定进行了较为细致的推导与计算分析,并对单独带动力发动机的进、排气流场以及 DLR-F6 模型的流场进行了数值模拟,计算结果与实验值吻合良好,可以看出本文所采用的数值计算方法,边界条件处理的方法以及网格分块策略都是正确的,较好地模拟了发动机进、排气条件下的动力效应。从带动力和不带动力的 DLR-F6 翼身组合体/挂架/短舱模型计算结果对比可以看出,发动机进、排气动力效应对翼面压力分布的影响较小,因此在进行机体/动力装置一体化设计过程中,采用通气发动机模型进行简化分析是可行的。

参考文献:

- [1] Chen H C, Yu N J, Rubbert P E. Flow simulations for general nacelle configurations using Euler equations [R]. AIAA Paper 83-0539, 1983
- [2] Hirose N, Asai K, Ikawa K. Transonic 3-D Euler analysis of flows around fan jet engine and T.P.S. (turbine powered simulator) [R]. NAL-TR-1045, 1989
- [3] Hirose N, Asai K, Ikawa K, et al. 3-D Euler flow analysis of fan jet engine and turbine powered simulator with experimental comparison in transonic speed [R]. AIAA Paper 89-1835, 1989
- [4] 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
- [5] LI Jie, E Qin, LI Fengwei, et al. 3-D flow simulations for general powered engine nacelles using Euler equations [R]. AIAA Paper 98-0929, 1998
- [6] 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)
- [7] LI Jie, LI Fengwei, E Qin. Numerical simulation of transonic flow over wing-mounted twin engine transport aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(3): 469-478