Mar., 2000

翼吊式双发民机机体 / 动力装置 一体化数值分析

李杰 鄂秦 李凤蔚 (西北工业大学飞机系, 西安 710072)

摘要 介绍了多块网格技术与流场分区求解方法在翼吊式双发民机机体 / 动力装置一体化研究中的应用. 数值求解 Euler 方程模拟复杂组合体绕流. 采用边界层方程 /Euler 方程耦合迭代技术进行翼面粘性修正. 为保持 Euler 方程求解中计算网格固定, 粘流 / 无粘流耦合迭代采用表面源模型. 该方法对某民用飞机模型跨音速绕流流场进行了数值模拟, 机翼表面计算压力分布与实验吻合良好.

关键词 多块网格技术, 机体/动力装置一体化, 粘流/无粘流耦合迭代

引言

从历史的观点来看,与高亚音速运输机发动机安装有关的干扰阻力以及其它的不良干扰效应是导致飞机性能降低的一个主要因素. 以先进的双发民用运输机为例, 机翼下吊挂的发动机对机翼表面压力分布的影响并非局限于发动机吊挂附近的区域, 而是影响到机翼绕流的大部分区域 [1].

另一方面,对民用飞机发动机高推进效率的不断追求,导致发动机短舱直径随之增加.由于起飞着陆的要求,发动机在机翼下吊挂的位置又被严格限制,这将使机体与动力装置之间的干扰更为严重.如处理不当,先进发动机给飞机性能所带来的增益,可能会被机体与动力装置之间不利的干扰所完全抵消.

因此,机体/动力装置一体化研究就构成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.本文采用多块网格技术与流场分区求解方法对挂架/短舱系统与机体之间的相互干扰影响进行数值模拟.

1 流场分区求解策略与多块网格技术

对于一般的翼吊式双发、下单翼民用运输机模型,首先将流场分成翼身组合体主流场区域与发动机短舱子流场区域,如图 1 所示,图中虚线表示从发动机短舱唇口以及后喷口延伸至远场的空间曲面.图中 1~5 区为主流场区域,6~9 区为子流场区域.另外,主流场区域又可分为外区(1,2)和内区(3,4,5).

对于翼吊式双发民用运输机外形,很难一次性生成光滑、正交并且分布均匀的贴体结构化 1998-06-10 收到第一稿,1999-01-04 收到條改稿.

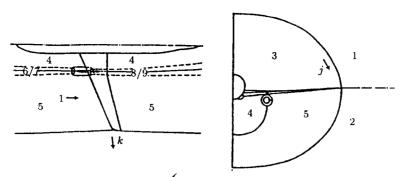


图 1 流场分区及网格分块示意图

Fig.1 Global grid block topology for wing/body/pylon/nacelle configuration

整体网格.为了克服网格生成方面的困难,采用多块网格技术生成机翼/机身/挂架/短舱复杂组合体的计算网格.

对于复杂的机翼/机身/挂架/短舱组合体外形,采用多块网格技术首先要选择合适的翼身组合体整体网格拓扑结构,以使得不同部件的子区域网格能比较容易地嵌合到单独翼身组合体整体网格中去.选择沿流向 H-型、展向 O-型作为翼身组合体网格拓扑结构.沿流向 H-型网格拓扑结构、流场分区求解以及多块网格技术的应用,使得本文网格生成技术更加适合于机体/动力装置一体化设计过程中挂架、发动机短舱处于不同位置、采用不同外形的选型研究.

采用多块网格技术首先需要将流场空间的主区域分解成许多合适的子块,然后在各个子块采用比较适合的网格生成方法单独生成网格 ^[2].如果相邻子块之间公共界面上网格线能够光滑搭接,那么由子块网格构成的整体网格将是光滑连续的,并且相邻子块网格点在块边界上也将是一一对应的.

在对流场主区域进行分解的时候,子块之间分界面取为空间曲面较为合适.本文区域分解所采取的方法是,首先生成单独翼身组合体整体网格,然后沿空间网格面"切出"包含挂架/短舱的区域作为子块,子块网格拓扑结构沿流向也取为 H-型.发动机短舱子流场区域网格在垂直于机身轴线方向取为 O-型拓扑结构.在生成此子块网格的时候,应使得子块网格的外边界适应于"切出"块的原始边界.也就是说,应使得子块网格在分块界面处与单独翼身组合体整体网格走向一致.这样所生成的机翼/机身/挂架/短舱复杂组合体外形的整体网格将会是光滑连续的.

2 复杂流场数值计算方法

2.1 Euler 方程数值计算方法

三维非定常 Euler 方程,进行空间离散并引入人工粘性项后可写为

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(V_{i,j,k}W_{i,j,k}) + Q_{i,j,k} - D_{i,j,k} = 0 \tag{1}$$

式中 $V_{i,j,k}$ 为单元体积, $Q_{i,j,k}$ 为单元体积通量, $D_{i,j,k}$ 为耗散通量. 略去下标,方程 (1) 可进一步写成

$$\frac{\mathrm{d}W}{\mathrm{d}t} + R(W) = 0 \tag{2}$$

式中 $R(W) = (Q_{i,j,k} - D_{i,j,k})/V_{i,j,k}$ 称为方程 (2) 的残值.

采用 Runge-Kutta 三步格式求解方程 (2), 有

$$W^{(0)} = W^{n}$$

$$W^{(1)} = W^{(0)} - \alpha_{1} \Delta t R(W^{(0)})$$

$$W^{(2)} = W^{(0)} - \alpha_{2} \Delta t R(W^{(1)})$$

$$L(W^{(3)} - W^{(0)}) = -\alpha_{3} \Delta t R(W^{(2)})$$

$$W^{n+1} = W^{(3)}$$

式中, $\alpha_1 = 0.5$, $\alpha_2 = 0.5$, $\alpha_3 = 1$, L 是三维光顺算子,

$$L = (1 - \varepsilon_i \delta_i^2) (1 - \varepsilon_j \delta_j^2) (1 - \varepsilon_k \delta_k^2)$$

其中 $\delta_i^2, \delta_i^2, \delta_k^2$ 为二阶差分算子, $\varepsilon_i, \varepsilon_j, \varepsilon_k$ 为光顺系数.

2.2 粘流 / 无粘流耦合迭代

附面层计算采用动量积分方程和平均流动能积分方程.在粘流与无粘流耦合迭代过程中,保持 Euler 方程求解中计算网格固定是很重要的,为此采用 Lighthill 表面源模型,该模型把粘性附面层对外流的排斥等价于在壁面上附加一个垂直壁面的穿透速度 [3]

$$V_n = \frac{1}{\rho_e} \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}s} (\rho_e u_e \delta^*) \tag{3}$$

然后将此穿透速度作为物面边界条件施加在 Euler 方程求解的翼面边界条件中. 式中 δ^* 为附面层位移厚度,下标 e 表示附面层边缘条件.

反解法给定 δ^* 分布, 并以 Carter 提出的修正公式进行修正

$$\delta^{*(n+1)} = \delta^{*(n)} + \omega \delta^{*(n)} \left(\frac{u_{ev}^n}{u_{ei}} - 1 \right)$$

$$\tag{4}$$

式中 ω 为迭代松弛因子. u_{ev}, u_{ei} 分别为附面层方程和 Euler 方程计算出的附面层外缘速度.

2.3 数值计算中的边界条件及处理方法

计算中涉及的边界条件包括:远场边界条件;无粘流物面边界条件;对称边界条件;机翼 表面边界条件;区域边界条件.下面简要介绍区域边界条件的处理.

在时间推进过程中,依次进行主流场区域和子流场区域的求解。由于分区边界包含人为构造界面,因此在每一推进步,需要在区域构造边界传递流场通量信息。而在分区物面边界应用无粘流物面边界条件。对于本文的分区算法,相邻区域之间的网格线沿着共同的人工边界以点点对应的方式光滑地搭接在一起,这样大大简化了相邻计算区域之间流场信息的传递,分区边界上相应的物理量可根据相邻区域边界网格中心物理量值加以确定。

3 算例及结果分析

对某民用飞机模型跨音速流场进行数值模拟。图 2 为飞机表面网格分布。图 3 为空间网格面前视图。全场网格点数为:主流场区域 135×75×65,子流场区域 135×37×20。图 4 为翼身组合体流场机翼表面压力分布。图 5 为机翼 / 机身 / 挂架 / 短舱复杂组合体流场机翼表面压力

力

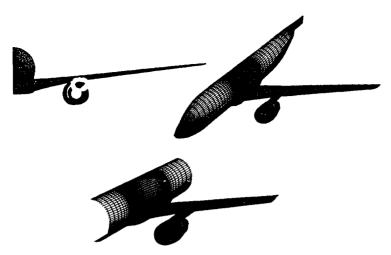


图 2 AE100 民用飞机模型表面网格分布

Fig.2 Surface grid for AE100 transport aircraft model

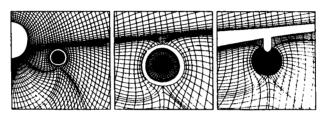
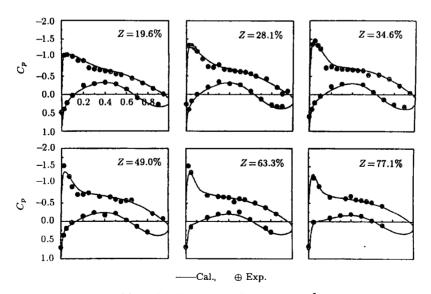


图 3 空间网格面前视图

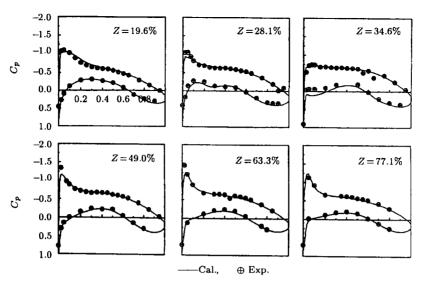
Fig.3 Spatial grids at different stations (front view)



 $M_{\infty} = 0.700, \, \alpha = 2.60, \, Re = 2.50 \times 10^6$

图 4 翼身组合体绕流机翼表面压力分布计算与实验 [4] 比较

Fig.4 Comparisons of the present results with experimental results^[4] of wing pressure distributions at span-wise stations for wing/body combination



 $M_{\infty} = 0.696$, $\alpha = 2.50$, $Re = 2.60 \times 10^6$

图 5 机翼/机身/挂架/短舱复杂组合体绕流机翼表面压力分布计算与实验 [4] 比较 Fig.5 Comparisons of the present results with experimental results [4] of wing pressure distributions at span-wise stations for wing/body/polyon/nacelle configuration

分布. (图中 M_{∞} 为来流马赫数, α 为迎角, Z 为沿机翼展向测压站位)

4 结 论

- 1) 本文网格生成技术适合于翼吊式双发民用飞机复杂外形计算网格的生成, 所生成的高质量计算网格具有良好的光滑性与物面正交性.
- 2) 多块网格技术与流场分区求解方法是研究民用飞机机体 / 动力装置一体化问题的有效 手段. 算例结果表明该方法是可行的, 计算结果准确、可靠, 计算精度满足工程设计要求.
- 3) 实验及数值模拟结果表明挂架/短舱对机翼绕流特性有很大影响. 因此在超临界机翼设计过程中,流场分析程序必须能够准确反映挂架/短舱装置的影响效应. 否则,具有良好设计气动特性的超临界机翼,在安装了挂架/短舱装置以后,将丧失原有的气动设计指标与优势.

参 考 文 献

- 1 Rill S, Becker K. Simulation of transonic inviscid flow over a twin jet transport aircraft. AIAA 91-0025, 1991
- 2 李凤蔚, 鄂秦, 李杰, 陈海昕, 杨国伟. 复杂外形网格生成技术. 空气动力学学报, 1998, 16(1): 89~96 (Li Fengwei, E Qin, Li Jie, Chen Haixin, Yang Guowei. Mesh generation technique for complex aerodynamic configurations. Acta Aerodynamica Sinica, 1998, 16(1): 89~96 (in Chinese))
- 3 李凤蔚, 鄂秦. 跨声速翼型绕流的 Euler/ 边界层方程干扰数值解. 空气动力学学报, 1993, 11(1): 49~56 (Li Fengwei, E Qin. Numerical solutions of transonic airfoil flows by interaction of Euler and boundary-layer equations: Acta Aerodynamica Sinica, 1993, 11(1): 49~56 (in Chinese))
- 4 李杰. 先进民用飞机复杂外形跨音速绕流数值分析. [博士论文]. 西安: 西北工业大学, 1999 年 6 月 (Li Jie. Numerical simulation of transonic flow over advanced transport aircraft. [Ph D Thesis]. Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 1999. 06 (in Chinese))

NUMERICAL SIMULATION OF TRANSONIC FLOW OVER WING-MOUNTED TWIN-ENGINE TRANSPORT AIRCRAFT

Li Jie E Qin Li Fengwei (Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract A numerical method has been developed for analyzing the flow around advanced transport aircraft with wing-mounted nacelles. The method is based on a multi-block pointmatched grid generation approach coupled with zonal solving strategy for complex flow field. In this method, the flow field is divided into a number of non-overlapped blocks by a cut-out technique. H-types grids are generated independently in each block using an elliptic grid generation method, in which the control of the grid quality is accomplished by the forcing function technique of Hilgenstock. An explicit 3-stage Runge-Kutta algorithm based on Jameson's finite volume scheme for the Euler equations has been developed that is applicable to the multi-region H-type grids. The present method has been applied to a complex transport aircraft configuration consisting of lowwing/fuselage combination with wing-mounted pylon/nacelles. On the wing surfaces, the viscous boundary layer effects is accurately added with the employment of the viscous-inviscid interaction technique using a surface transpiration approach by two dimensional strip theory. Computational results and comparisons with experiment are presented. The good agreement indicates that the present method is effective and robust in prediction the flow field around complex transport aircraft configurations.

Key words multi-block grid approach, airframe/propulsion integration, viscous/inviscid interaction technique