

文章编号 :1007-3124(2001)01-0026-06

尾支杆干扰非线性修正方法的初步研究

贺 中 ,范召林 ,吴军强 ,雷 震

(中国空气动力研究与发展中心 四川 绵阳 621000)

摘要 利用 CFD 方法 ,采用两套网格重叠的形式 ,研究了一种对尾支杆干扰进行修正的非线性方法。运用本方法 ,研究了尾支杆等直段长度、直径和锥角对模型气动特性的影响 ,研究了四个模型有攻角时的尾支杆干扰 ,并对 GBM-04A 模型的零阻进行了尾支杆干扰的修正。

关 键 词 尾支杆干扰 ,N-S 方程 ,数值模拟 ,重叠网格

中图分类号 :V211.3 ,V211.71 **文献标识码** :A

Preliminary research on non-linear correction method of sting interference

HE Zhong ,FAN Zhao-lin ,WU Jun-qiang ,LEI Zhen

(China Aerodynamics Research & Development Center ,Mianyang 621000 ,China)

Abstract A non-linear correction method of sting interference is presented by using CFD and overlap grid. Using this method ,the sting effects such as sting length ,diameter ,conical degree ,or model with angle of attack ,on aerodynamic characteristics of model are investigated ,and corrections of sting interference to drag of GBM-04A are applied.

Key words sting interference ,N-S equations ,numerical simulation ,overlap grid

0 引 言

近年来 ,由于先进飞行器的发展 ,人们对飞行器高亚声速范围的飞行性能提出了更高要求 ,自然也就很关注这个速度范围的风洞数据准度 ,要求进一步了解洞壁干扰及支架干扰对模型试验数据的影响规律 ,从而对支架干扰修正方法的研究提出了要求。支架干扰的研究是一项难度大 ,技术复杂的课题 ,甚至在某些情况下 ,支架干扰对模型气动力影响的严重程度超过洞壁干扰效应。国内外对支架干扰进行了大量的研究 ,但研究的主要手段是试验研究 ,使得研究的成本高 ,试验条件的限制较多 ,并且一般采用辅助支撑带虚拟支杆的方法进行支杆干扰修正 ,难以扣除二次干扰。

为了克服试验研究方法的局限性 ,笔者发展了用数值计算来进行支杆干扰修正的方法。该方法采用 Euler 或 N-S 方程模拟流场 ,适用于各种不同模型和支杆 ,特别是具有使

收稿日期 :1999-10-13

作者简介 :贺 中 (1970 -) ,男 ,四川内江市人 ,中国空气动力研究与发展中心助理研究员。
万方数据

用方便,在试验前能预计支杆干扰并分析支杆各种参数对干扰量的影响等特点。笔者在此介绍该方法的初步研究成果。

1 计算方法概述

由于支架干扰是必须考虑粘性的近场扰动,所以本方法采用层流 Navier-Stokes 方程等非线性方程来数值模拟模型的绕流场,求出模型带尾支杆及不带尾支杆两种情况下的气动力和力矩系数,由于数值计算中采用相同的控制方程,相同的边界条件,相同的模型网格,唯一不同的因素是尾支杆的存在与否,因此两种情况下计算所得的气动力和力矩差量即尾支杆对模型的干扰量。该方法克服了以往线性理论的局限,因此可以适用于跨声速范围内和较大攻角时的支杆非线性干扰修正。

1.1 控制方程

控制方程采用层流 Navier-Stokes 方程,其在曲线坐标系下可以写成如下的形式

$$V \frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \bar{G}}{\partial \zeta} = \frac{n_v}{R_e} \left(\frac{\partial \bar{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \bar{G}_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

其中, V 是控制体积, n_v 是粘性开关,当 $n_v = 0$ 时 (1) 式为 Euler 方程,当 $n_v = 1$ 时 (1) 式为层流 Navier-Stokes 方程, $\bar{E}$ 、 $\bar{F}$ 、 $\bar{G}$ 是无粘通量, $\bar{E}_v$ 、 $\bar{F}_v$ 、 $\bar{G}_v$ 是粘性通量。

上述层流 Navier-Stokes 方程采用隐式解法,运用 Jameson 格式和 LU 分解技术求解。该解法在文献 [1~3] 中有详细介绍。

1.2 边界条件

由于只考虑尾支杆干扰的修正计算,计算时模型位于自由流中,因此主要涉及到三种边界条件:物面边界条件、自由流边界条件和流场内部边界条件。

物面边界条件:对于无粘流,给定物面上的法向速度为零,即法向不穿透条件;对于粘流,给定物面上的速度为零,即无滑移条件。

自由流边界条件:包括入口条件、出口条件和远场条件,由黎曼公式确定。

流场内部边界条件:指由于计算的需要,在流场内部出现的边界条件,如对称条件,特

别是本方法计算时采用多重网格,在网格重叠的部分为了使流场信息在不同网格间传递,要对重叠的部分进行插值,因而形成插值边界条件(见图 1 所示)。

1.3 网格生成

以前曾经使用单套网格计算过带尾支杆模型的气动特性,发现对模型尾部和尾支杆连接处的流场模拟不够准确,因此笔者采用分别生成模型网格和尾支杆网格的方法模拟流场,两套网格各有一部分互相重叠,生成的网格分别见图 2、图 3。

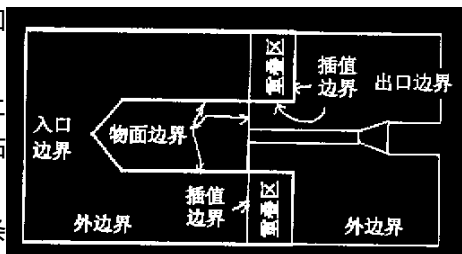


图 1 重迭网格及边界条件示意图

Fig.1 Scheme of overlap grid and boundary conditions

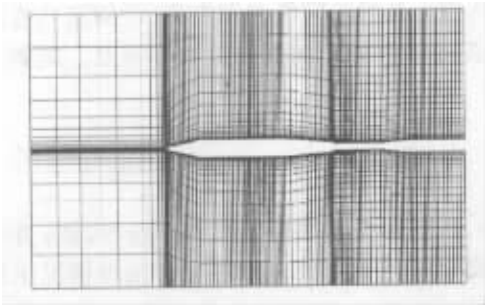


图 2 A 模型重叠网格
Fig.2 Overlap grid of model A

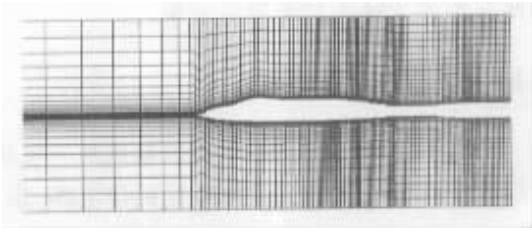


图 3 GBM-04A 模型重叠网格
Fig.3 Overlap grid of model GBM-04A

模型网格在物面附近进行了加密 ,为了使模型流场的信息更准确地插值传到尾支杆流场中去 ,尾支杆网格在与模型网格加密部分对应的区域也进行了加密。网格的具体生成技术详见文献 [1 ~ 3]。

2 计算实例分析

笔者利用一个前段为锥柱体 ,后段为抛物线旋成体收缩尾部(底部直径收缩比为0.5)的旋成体模型(模型外形和几何尺寸详见文献 [4] ,笔者称为 A 模型) ,研究了尾支杆等直段直径和长度对模型零阻的影响 ;对 GBM-04A 模型的零阻进行了尾支杆干扰修正 ,并研究了尾支杆等直段后锥角(θ_2)对 GBM-04A 模型气动特性的影响 ,以及模型有攻角情况下尾支杆对模型气动特性的影响。图 4 是计算中所用模型的物面网格。

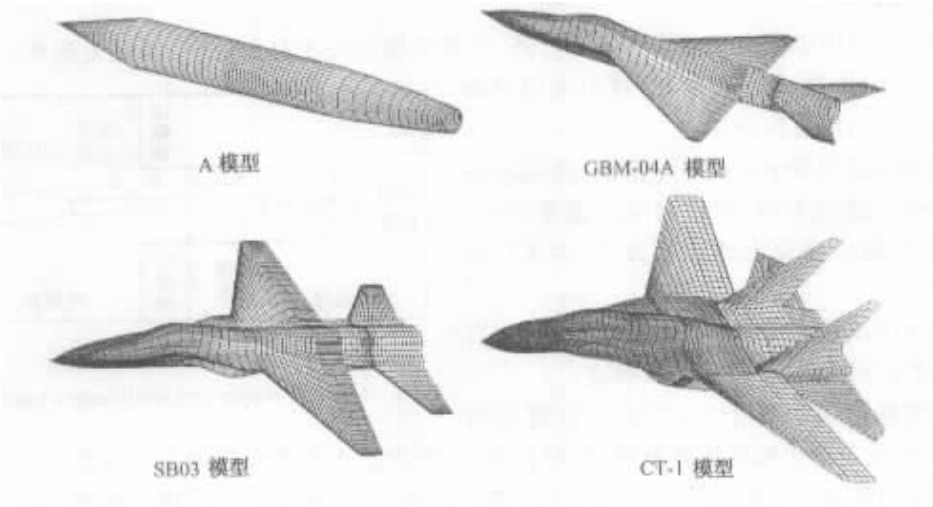


图 4 计算中所用模型的物面网格
Fig.4 Surface grid of models used in caculating

2.1 尾支杆等直段直径的影响

图 5 给出了尾支杆(几何尺寸详见文献 4)]等直段直径对 A 模型零阻影响的计算结果和试验结果。从图 5 中可以看到,随着等直段直径增大,尾支杆对模型零阻的影响(使零阻减小)增大,随着 M 数从亚声速接近声速,尾支杆对模型零阻的影响也增大。计算值与文献 4]的试验结果相吻合,说明本方法具有实用性。

2.2 尾支杆等直段长度的影响

图 6 给出了尾支杆等直段长度对 A 模型零阻影响的计算结果和试验结果。从图 6 中可以看到,随着等直段长度增大,尾支杆对模型零阻的影响减小,并逐渐趋于一个定值;同样,随着 M 数从亚声速接近声速,尾支杆对模型零阻的影响也增大。除了试验值中的个别跳点外,计算值与文献 4]的试验结果相吻合。

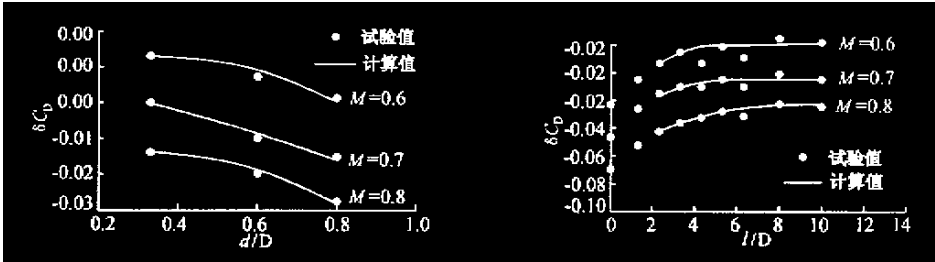


图 5 尾支杆等直段直径对 A 模型零阻力的影响

Fig.5 Effect of sting diameter on drag of model A

图 6 尾支杆等直段长度对 A 模型零阻力的影响

Fig.6 Effect of sting length on drag of model A

2.3 尾支杆锥角 θ_2 的影响

图 7 给出了尾支杆(几何尺寸详见文献 5], $l = 0.168\text{m}$, $d = 0.022\text{m}$)锥角 θ_2 对 GBM-04A 模型气动特性影响的计算结果。从图 7 中可以看到,随着锥角 θ_2 增大,模型的升力增大,阻力减小,低头力矩增大,总之使尾支杆对模型的干扰增大,这是合理的。

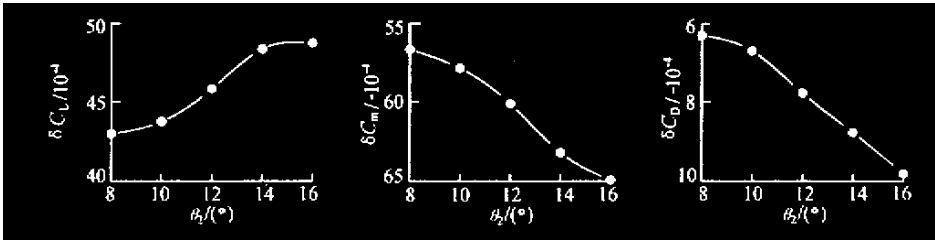


图 7 尾支杆 θ_2 对 GBM-04A 模型气动特性的影响 ($M = 0.8$, $\alpha = 0^\circ$)

Fig.7 Effect of sting's θ_2 on aerodynamic characteristics of model GBM-04A

2.4 尾支杆对模型有攻角时气动特性的影响

图 8 分别给出了尾支杆对 GBM-04A 模型、SB03 模型和 CT-1 模型有攻角情况下气动特性影响的计算结果。结果表明,随着模型攻角的变化,尾支杆对模型气动特性的干扰有相同的规律。图 9 给出了 CT-1 模型有无尾支杆计算流场的压力等值线比较,从图 9 中可以清楚地看到尾支杆的存在对模型的绕流场有明显影响。

万方数据

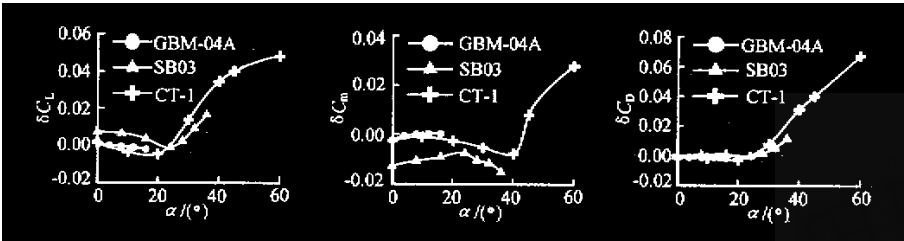


图8 尾支杆对模型有攻角时气动特性的影响

Fig.8 Effect of sting on aerodynamic characteristics of model with angle of attack
(GBM-04A : $M=0.8$, SB03 : $M=0.6$, CT-1 : $M=0.7$)

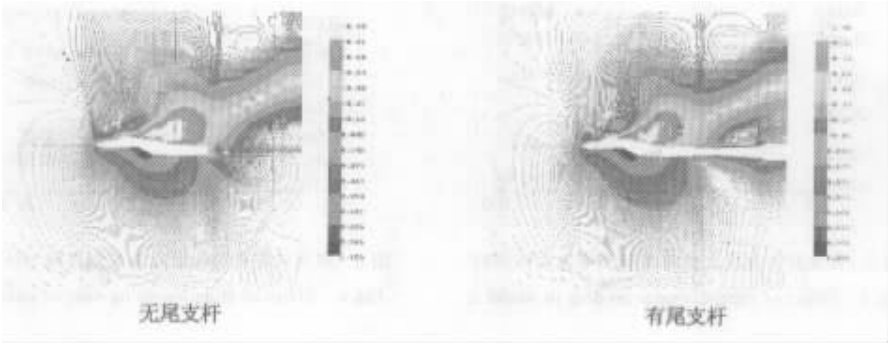
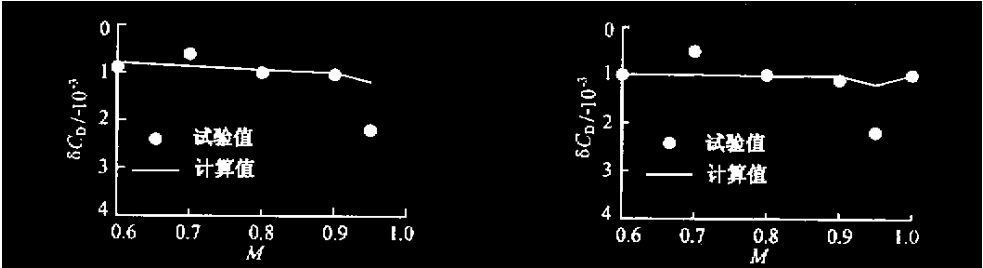


图9 CT-1 模型计算流场等压线 ($M=0.7$, $\alpha=40^\circ$)

Fig.9 Isobaric line of model CT-1 ($M=0.7$, $\alpha=40^\circ$)

2.5 GBM-04A 模型零阻的尾支杆干扰修正

图 10 给出了两种尾支杆对 GBM-04A 模型零阻影响的修正结果和试验结果。尾支杆的几何尺寸详见文献 [5]。可以看到 ,亚声速范围内本方法得到的零阻干扰量与原方法以及试验得到的零阻干扰量基本吻合 ; $M=0.95$ 时本方法得到的零阻干扰量偏小 ,值得说明的是 ,在近声速时试验测得的零阻干扰量偏大。



$l=0.168\text{m}$, $d=0.022\text{m}$, $\beta_2=5.32^\circ$

$l=0.13\text{m}$, $d=0.028\text{m}$, $\beta_2=5.32^\circ$

图10 GBM-04A 模型零阻尾支杆干扰修正计算结果

Fig.10 Correction results of sting interference to model GBM-04A

3 结 论

运用 CFD 方法 ,采用两套网格 ,通过数值模拟对尾支杆干扰进行非线性修正是一种

简便实用的方法 ,经几个实例的计算验证 ,本方法计算结果与试验结果基本吻合 ,特别是对大攻角模型尾支杆干扰的计算说明 ,本方法是可行的 ,而且可用来进行大攻角模型的尾支杆干扰修正。

参考文献 :

- [1] 张玉伦 ,陈作斌等 .实用外形亚跨超流场数值模块研究 .空气动力学学报 ,1995 ,13(1).
- [2] 贺 中 .洞壁干扰对跨声速三维流场的影响研究 .EJ-2-960145 ,1996.12.
- [3] 贺 中 .近声速洞壁干扰修正方法初步研究 .EJ-2-960146 ,1996.12.
- [4] 徐明方 .尾支杆对模型前阻和底阻干扰影响的实验研究 .CARD-2 ,1980.7.
- [5] 崔乃明 .洞壁干扰和支架干扰的工程修正方法 .CARD-2 ,1985.12.
- [6] 崔乃明 .尾支杆干扰效应与修正综述 .EJ-2-93077 ,1993.10.