DOI：10.13700/j.bh.1001-5965.2001.01.015
2001年 2月 北京航空航天大学学报 February 2001
第27卷 第1期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol.27 No.1

# 栅格翼和机身组合体的气动特性计算与分析

沈遐龄 王丽丽
（北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系）

**摘 要**：给出计算栅格翼和机身组合体亚超音速气动力干扰理论方法.亚音速采用涡格法计算栅格翼气动力，用一个二维偶极子和圆柱映像涡系模拟机身的上洗流场和栅格翼迁移到机身上气动载荷.超音速假定栅格翼处在机身横向流动的上洗流场中，用翼片理论计算机身对栅格翼气动力干扰的修正因子.用本文方法计算了几个栅格翼和机身组合体的气动特性的到了比较满意的结果.

**关 键 词**：机翼；气动特性；气动力干扰；栅格翼
**中图分类号**：V 211.4
**文献标识码**：A **文 章 编 号**：1001-5965(2001)01-0054-03

## 1 问题的提出

栅格翼是由一个外部框架和内部众多的薄栅格壁，布置成框架式或蜂窝式的一个空间多升力面系统.它的特点是在较小的展向尺寸范围内可以布置很多升力面获得较大的升力.由于它的弦长较小，在很宽的 $Ma$ 数范围内压力中心移动量很小，铰链力矩也很小，便于折叠、打开和操纵.因此栅格翼作为航天飞行器及战术导弹的稳定面和控制面是非常具有吸引力的.图 1 是一个栅格翼和机身组合体的简化外形.

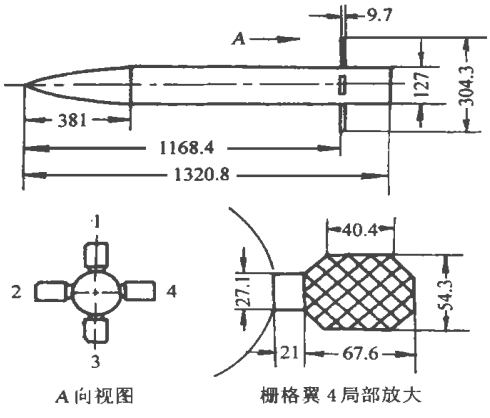



图 1 栅格翼机身组合体外形(单位：mm)

文献[1]介绍了栅格翼在气动、结构、强度等方面的研究结果.文献[2]，[3]用涡格法计算了栅格翼亚音速气动特性.文献[4]，[5]计算了栅格翼的亚超音速气动特性.本文将给出栅格翼和机身组合体的气动特性的计算方法.

## 2 方法描述

### 2.1 亚音速气动特性计算

栅格翼是一个空间分布的多升力面系统，在亚音速定常流中，自由涡系主要从栅格翼的侧壁脱落，形成互相平行的旋涡壁.这种流动特征很适合采用涡格法计算.用欧拉方程或纳维斯托克斯方程数值求解，常常由于栅格翼结构形式的多样性以及各栅格壁之间、栅格壁与机身之间相互干扰的复杂性而面临相当的困难.

采用涡格法将栅格翼的每块栅格壁沿展向和弦向划分成许多网格，在每个网格上布置一个马蹄涡，其附着涡放在网格的 1/4 弦线上，控制点取在网格的 3/4 弦线的中点处，如图 2 所示.

当栅格翼装在机身上时，要考虑机身对栅格翼的上洗影响，栅格翼迁移到机身上的气动载荷以及栅格壁本身之间相互干扰.在栅格翼的每个控制点上满足边界条件

$$(\boldsymbol{V}_\infty + \boldsymbol{v}) \cdot \boldsymbol{n} = 0 \qquad (1)$$

式(1)表示在每个控制点上气流总速度的法向分量为 0.它由 3 部分组成：①来流速度的法向分量；②机身上洗的诱导速度的法向分量；③布在栅格壁上的马蹄涡系和机身内部映像涡系的诱导速度的法向分量.对旋成体机身的圆柱段，可以用一个轴线向下的二维偶极子模拟.文献[6]比较了在机身轴线上用点源、点汇和偶极子分布与只用一个二维偶极子，计算由机身上洗引起的在机翼上的附加载荷，两者差别很小.栅格翼迁移到机身上

收稿日期：1999-08-26
作者简介：沈遐龄(1942—)，男，上海人，教授，100083，北京.

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

的气动载荷可采用圆柱映像法,在圆柱内部的反演点处布置映像马蹄涡系模拟,如图 3 所示.

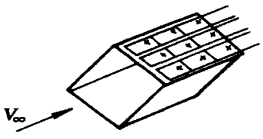



图 2　典型栅格的涡线布置

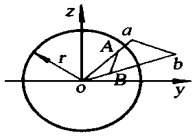



图 3　机身内映像马蹄涡位置

对栅格翼上任意一附着涡线 $ab$,其两端点对圆柱的反演点 $A$、$B$ 位置可有下式确定:

$$\left.\begin{aligned} y_A &= (y_a r^2)/r_a^2 \\ z_A &= (z_a r^2)/r_a^2 \\ y_B &= (y_b r^2)/r_b^2 \\ z_B &= (z_b r^2)/r_b^2 \end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,$r$、$r_a$、$r_b$ 分别是圆柱半径,附着涡 $ab$ 两个端点到圆心的距离.在圆柱内布置了映像马蹄涡系,既满足了圆柱机身表面的边界条件,又没有增添新的未知马蹄涡强度.

马蹄涡诱导速度可用毕奥-沙伐公式根据普朗特-葛劳渥法则进行压缩性修正得到,若在栅格翼上共布置 $N$ 个马蹄涡系,在每个控制点处用边界条件(1),得到 $N$ 阶线性方程组

$$\boldsymbol{A}\Gamma = \boldsymbol{B} \tag{3}$$

式中,$\Gamma = \boldsymbol{\Gamma}/(bV_\infty)$ 为无量纲马蹄涡强度;$b$ 为弦长;矩阵 $\boldsymbol{A}$ 是由各控制点上诱导速度的法向分量组成;矩阵 $\boldsymbol{B}$ 由气流迎角及涡格所在栅格壁与水平面之间夹角 $\theta$ 确定:

$$B_i = -\sin\alpha_i\cos\theta_i \qquad i = 1,2,\cdots,N \tag{4}$$

用 SOR 法求解方程组(3),得到马蹄涡强度分布,根据库塔-儒科夫斯基定理可求出每块栅格壁沿展向分布的剖面升力系数和俯仰力矩系数

$$C_y' = 2\sum_{i=1}^{n_c}\Gamma_i\cos\theta_i \tag{5}$$

$$m_z' = -2\sum_{i=1}^{n_c}\Gamma_i\cdot\bar{x}_i\cos\theta_i \tag{6}$$

式中,$n_c$ 是栅格壁弦向分块数;$\bar{x}_i = x_i/b$ 是附着涡至栅格壁前缘的相对距离.任一块栅格壁的气动特性可由剖面特性沿展向积分得到,把各块栅格壁气动特性相加得到整个栅格翼气动特性.

## 2.2　超音速气动特性计算

栅格翼和机身组合体超音速气动特性计算,采用一个简化模型来考虑机身对栅格翼的气动干扰.假定栅格翼的存在对机身的速度场没有大的影响,栅格翼处在机身横向绕流的上洗流场中,如图 4 所示.

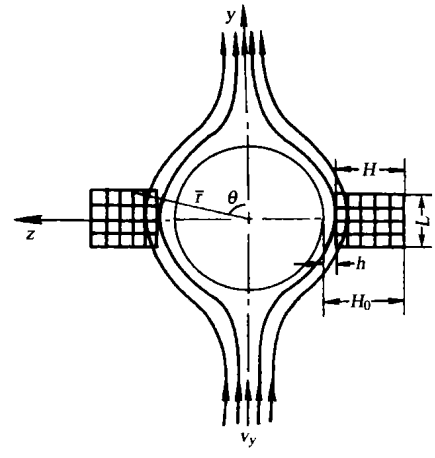



图 4　栅格翼在机身的上洗流场中

机身在栅格翼每个单元上引起的当地迎角为

$$\tilde{\alpha} = \alpha\left(1 - \frac{\cos 2\theta}{\bar{r}^2}\right) \tag{7}$$

式中,$\alpha$ 是来流迎角;$\bar{r} = r/r_0$,$r$ 是栅格翼某单元到圆心的距离,$r_0$ 是机身半径;$\theta$ 是 $r$ 与 $y$ 轴夹角.对一个垂直或水平安装在机身上栅格翼,其升力系数为

$$C_y = \frac{1}{s}\iint_s C_y^{\alpha'}\tilde{\alpha}\,\mathrm{d}y\mathrm{d}z \tag{8}$$

式中,$C_y^{\alpha'}$ 是任一块栅格壁当地剖面升力系数斜率;$s = HL$.文献[1]指出超音速时当栅格壁数目 $n > 10$ 时,$C_y^{\alpha'}$ 近似等于单独栅格翼的升力系数斜率,(8)式可写成

$$C_y = C_y^{\alpha'}\alpha_{cp} \tag{9}$$

$$\alpha_{cp} = \frac{1}{s}\iint_s\tilde{\alpha}\,\mathrm{d}y\mathrm{d}z \tag{10}$$

对一个水平或垂直安装在机身上的栅格翼,把(7)式代入(10)式积分得到

$$\alpha_{cp} = \alpha(1 \pm A) \tag{11}$$

$$C_y = C_y^{\alpha'}\alpha(1 \pm A) \tag{12}$$

式中,正号和负号分别对水平和垂直安装在机身上的栅格翼;$A$ 称为修正系数,它可以写成:

$$A = \frac{1}{2(H/D)(L/D)}\left\{\arctan\left[\frac{L/D}{1+2(h/D)}\right] - \arctan\left[\frac{L/D}{1+2(H_0/D)}\right]\right\} \tag{13}$$

式中,$D = 2r_0$;$H_0$ 和 $h$ 如图 4 所示.有机身影响时栅格翼对它前缘的俯仰力矩系数为

$$m_z = -\frac{1}{s}\iint_s C_y^{\alpha'}\tilde{\alpha}\cdot\bar{x}\,\mathrm{d}y\mathrm{d}z \tag{14}$$

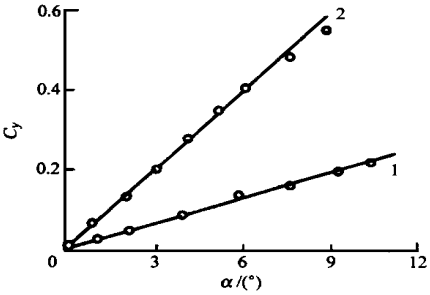
式中,$\bar{x} = x/b$ 是任一块栅格壁当地剖面的压力中心的相对位置.

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

## 3 计算结果与分析

用本文方法对一些典型栅格翼和机身组合体的气动特性进行了计算,并与实验结果作了比较,说明本方法的准确度和实用性.

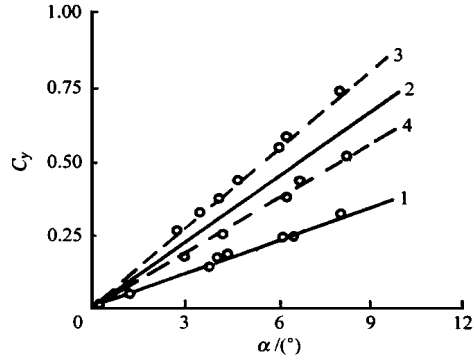
亚音速流动,计算了如图1所示的外形算例.栅格翼成十字形水平和垂直地安装在机身上.栅格翼和机身的外形参数是 $H/L=1.24$, $H/D=0.53$, $H_0/D=0.70$,马赫数 $Ma=0.5$,图5给出了单独的栅格翼,栅格翼和机身组合体的升力系数随迎角变化的曲线.图中栅格翼和机身组合体升力不包括单独机身产生的升力,它是由栅格翼产生的升力,机身上洗在栅格翼上引起的升力以及栅格翼迁移到机身上载荷产生的升力3部分组成的.从图上可看出在中、小迎角范围内,两种情况的理论计算结果与实验数据基本符合.在迎角 $\alpha>7°\sim8°$ 以上,由于栅格翼和机身气动力系数非线性变化出现了偏离.




1—单独栅格翼;2—十字形栅格翼机身组合体

图5 亚音速机身与栅格翼的干扰

超音速流动也考虑了栅格翼水平或垂直安装在机身上的两种情况.图6给出了马赫数 $Ma=3.6$,栅格翼和机身的外形参数 $H/L=1.5$, $H/D=1$, $H_0/D=1.33$ 条件下,有机身影响时栅格翼升力系数的计算与实验结果的比较.升力系数是对机身横截面积而言.从图上的计算结果与实验数据对比中,可看出在超音速流中,用简单的上洗流理论计算机身对栅格翼影响,结果是可信的.




1—单独机身;2—单独栅格翼;
3—水平安装在机身上栅格翼;4—垂直安装在机身上栅格翼

图6 超音速机身对栅格翼的影响

## 参 考 文 献

[1] Белочерковского С М. Решетчатые крылья [M]. Москва: Машиностроение, 1985.

[2] Brooks R A, Burkhalter E B. Experimental and analytical analysis of grid fin configurations[R]. AIAA-88-0280, 1988.

[3] Burkhalter E B. Grid fin aerodynamics for missile applications in supersonic flow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(1): 38～41.

[4] 陆中荣,沈遐龄,童自力,等.栅格翼空气动力特性的计算与分析[J].北京航空航天大学学报,1996,22(5):575～580.

[5] 沈遐龄,陆中荣,童自力,等.栅格翼机身发动机组合体气动特性计算[J].北京航空航天大学学报,1996,22(6):727～732.

[6] Auman L. Aerodynamic data base user's guide[R]. US Army Report TR-RD-SS-92-77, 1977.

# Aerodynamic Analysis of Grid Fin-Body Configurations

SHEN Xia-ling WANG Li-li

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics)

**Abstract**: Aerodynamic analysis is made for grid fin-body configurations in subsonic and supersonic flow. Vortex lattice formulation has been used in predicting the aerodynamic characteristics for grid fin in subsonic flow. An infinite line doublet and imaging vortices inside the body are employed to model body upward and wing-body carry over load. In supersonic flow, the grid fin is assumed to locate in the cross flow of the body, the wing panel theory is used for calculating the aerodynamic interfere factor of the grid fin produced by the body. The aerodynamic characteristics of some grid fin-body configurations have been calculated, the theory agreed quite well with the experimental data.

**Key words**: wings; aerodynamic characteristics; aerodynamic interference; grid fins

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net