

文章编号: 1672-9897(2011)03-0010-06

# 栅格翼外形特征对减阻影响的研究

邓帆, 陈少松

(南京理工大学能源与动力工程学院, 南京 210094)

**摘要:** 栅格翼相对平板翼有其独特的优越性, 对其气动特性进行优化很有必要。采用风洞实验和数值计算的方法, 分别对不同翼弦格宽比的栅格翼及不同后掠方式的栅格翼进行了研究, 风洞实验结果显示, 栅格翼的翼弦格宽比存在一个气动性能的最佳值, 使得升阻比最大; 数值计算结果证明栅格翼前缘局部后掠能有效减小波阻, 是一种新的减小栅格翼阻力的方式。

**关键词:** 栅格翼; 翼弦格宽比; 波阻; 升阻比; 风洞实验; 数值计算

**中图分类号:** TJ760.3      **文献标识码:** A

## Investigations of grid fins geometric feature influence on drag reduction

DENG Fan, CHEN Shao-song

(School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** Grid fins have unique advantages compared to planar fins. It is important to study and optimize the aerodynamic characteristics of grid fins. The effects of different chords and swept angles of the grid fins on the aerodynamic characteristics of a missile in the subsonic/transonic flow regime were investigated with wind tunnel tests and numerical simulations. The wind tunnel results indicate that aerodynamic characteristics of grid fins varies with the chord-to-width ratios. There is a chord-to-width ratio of optimal aerodynamic characteristics for the grid fins. CFD results show that the novel design of the grid fins has distinct advantages in comparison to the conventional configurations. The grid fins swept back locally can obviously reduce the wave drag. This is a novel design to reduce the drag of grid fins.

**Key words:** grid fin; chord-to-width ratio; wave drag; lift-to-drag ratio; wind tunnel test; numerical calculation

## 0 引言

栅格翼是一种蜂窝式结构的多面翼, 它的优点是结构轻、升力特性好、铰链力矩小、控制效率高, 但是栅格翼的阻力比较大, 这是限制栅格翼在弹箭上应用的主要缺点。国内外在栅格翼减阻方面做过很多研究, 比如改变栅格翼单个栅格相关参数(翼弦格宽比, 茎厚格宽比, 栅格宽高比)的方式<sup>[1]</sup>, 以及研究调整栅格数、栅格壁厚度和前后缘倒角等措施<sup>[2-3]</sup>, 都能起到一定程度的减阻效果。在亚声速段栅格翼的阻力主要是接触面粘性力和压差阻力的影响, 超声速阶段则是波阻占据主导地位, 在栅格翼外形上的改进可有效减小超声速段的阻力<sup>[4-5]</sup>, 提高升阻比。通过风洞实验和数值计算两种方法在改善栅格翼气动特性尤

其是阻力特性方面进行了详细研究。

## 1 不同翼弦格宽比栅格翼的风洞实验

### 1.1 风洞实验设备

通过风洞实验研究了不同翼弦格宽比对栅格翼气动特性的影响规律, 实验在南京理工大学 HG-4 号风洞中进行, 风洞为脉冲式超声速风洞, 实验段截面尺寸为 300mm×300mm, 实验段长为 600mm。风洞采用固块式二元喷管, 用更换喷管的方法改变实验马赫数。采用单支臂内式六分量应变式天平(精度为 3‰)测试模型的力和力矩。天平支撑于迎角机构上, 一次吹风可连续地改变迎角, 迎角变化范围  $\alpha = -4^\circ \sim 8^\circ$ 。

收稿日期: 2010-08-03; 修订日期: 2010-09-30

1.2 风洞实验模型

图1给出了栅格翼模型在风洞中安装于天平上的照片,图2为实验模型的部件图,该模型由弹身和2片栅格翼组成,弹长 $L=225.5\text{mm}$ ,弹头为圆型平顶,直径 $D_T=9.1\text{mm}$ ,栅格翼背风面距模型底部 $l=106\text{mm}$ ,弹径 $D=38\text{mm}$ ,参考长度 $l_1=38\text{mm}$ ,参考面积为 $S_1=1134.11\text{mm}^2$ 。实验的栅格翼模型格宽相同,通过改变栅格翼弦长来改变翼弦格宽比的大小,3种不同翼弦格宽比栅格翼的具体数据见表1。栅格翼的外边框厚度及边框的剖面形状相同,均为尖前缘的梯形剖面,梯形角度根据栅格翼的弦长不同而有所不同。



图1 栅格翼风洞实验模型  
Fig.1 Wind tunnel test model of grid fins



图2 实验模型部件  
Fig.2 Parts of the grid fins model

表1 栅格形状影响研究模型基本参数  
Table 1 Parameters of three different grid fins

| 模型编号 | 翼高 (mm) | 翼展 (mm) | 格宽×翼弦 (mm) | 翼弦格宽比 | 栅格茎厚度 (mm) |
|------|---------|---------|------------|-------|------------|
| SS   | 25.75   | 15.1    | 5×4.5      | 0.9   | 0.3        |
| SM   | 25.75   | 15.1    | 5×6.0      | 1.2   | 0.3        |
| SL   | 25.75   | 15.1    | 5×7.5      | 1.5   | 0.3        |

1.3 风洞实验方法

弹身支撑在天平的支臂上,栅格翼固定在天平上,它们与弹身之间有一定的间隙,保证了弹身受到的气动力不传到所测弹翼。实验时设置一个翼舵偏角,进行一个马赫数下一系列迎角的吹风,舵偏角范围 $\delta=0^\circ\sim 15^\circ$ ,马赫数范围 $Ma=0.6\sim 2$ ,基于弹身长度的雷诺数为 $Re=14.7\times 10^6\sim 3.05\times 10^7$ 。

1.4 风洞实验结果

图3为零升阻力系数随马赫数变化的曲线,随翼弦格宽比的增加,模型SM的阻力系数在 $Ma<0.8$

时与模型SS相当,跨声速阶段以后小于其余2种模型成为最小值;图4为 $\delta=15^\circ, \alpha=4^\circ$ 阻力系数随马赫数变化的曲线,在有较大舵偏角的情况下,模型SM的阻力系数逐渐超过模型SS,随着翼弦格宽比增大,阻力系数依次增大;图5为 $\delta=0^\circ, \alpha=4^\circ$ 升力系数随马赫数变化的曲线,从图中看出,栅格翼的升力系数随翼弦格宽比的增加而增加,而随马赫数的变化规律与常规弹翼不同,3种模型的升力系数在 $Ma=0.8$ 时均有一个突降点,出现最小值,这是因为栅格内流动堵塞在截面处溢流,导致栅格翼的升力下降,对比图3中模型SL阻力系数峰值出现在 $Ma=0.9$ 可判断,在此速度下栅格内开始出现激波。

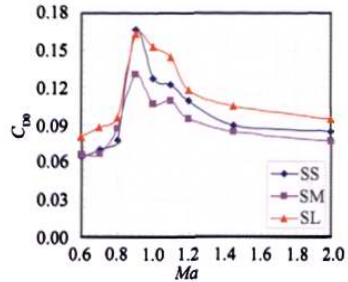


图3  $C_D$ 随 $Ma$ 变化曲线  
Fig.3 Curves of  $C_D$  vs  $Ma$

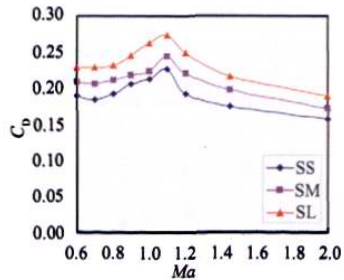


图4  $C_D$ 随 $Ma$ 变化曲线( $\delta=15^\circ$ )  
Fig.4 Curves of  $C_D$  vs  $Ma$  ( $\delta=15^\circ$ )

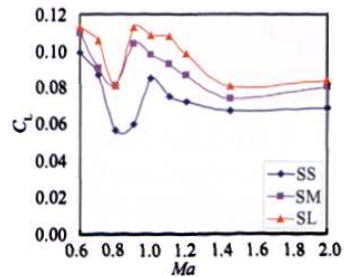


图5  $C_L$ 随 $Ma$ 变化曲线( $\delta=0^\circ$ )  
Fig.5 Curves of  $C_L$  vs  $Ma$  ( $\delta=0^\circ$ )

图6和图7为不同舵偏角,  $\alpha=4^\circ$ 时不同模型的升阻比随马赫数变化的曲线,在亚声速阶段栅格翼的升阻比较高,但随着马赫数的增加而快速下降,跨超

声速阶段随着马赫数的增加模型 SM 的升阻比最大, 模型 SL 的升阻比次之, 2 种模型的升阻比系数变化较小; 在跨声速和低超声速段, 模型 SS 的升阻比最低, 但随着马赫数的增加, 模型 SS 的升阻比系数逐渐趋于与模型 SL 相等。3 种栅格翼中模型 SM 的升阻比最大, 并且在大的舵偏角下仍能保持这种优势, 说明对于一定迎风面积的栅格翼, 存在一个合理的翼弦格宽比使得栅格翼的升阻比最好。

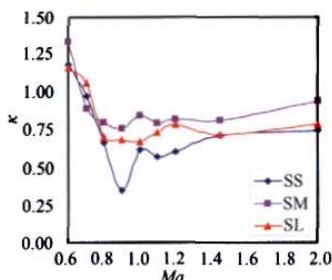


图 6  $\kappa$  随  $Ma$  变化曲线 ( $\delta = 0^\circ$ )  
Fig. 6 Curves of  $\kappa$  vs  $Ma$  ( $\delta = 0^\circ$ )

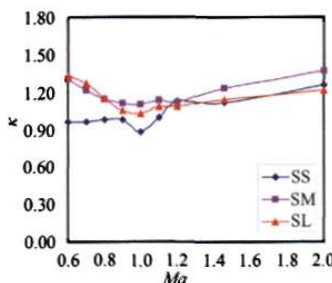


图 7  $\kappa$  随  $Ma$  变化曲线 ( $\delta = 15^\circ$ )  
Fig. 7 Curves of  $\kappa$  vs  $Ma$  ( $\delta = 15^\circ$ )

## 2 不同后掠方式栅格翼气动特性的数值计算

在平板翼的设计中, 常用前缘后掠的方法来减小超声速阶段的波阻, 栅格翼是一种多面翼, 每个栅格都是由 4 片平板翼构成, 因此若将栅格翼每片迎风面前缘采用后掠方式相信能够取得较好的减阻效果。

### 2.1 计算的物理模型

设计了 3 种不同后掠方式的栅格翼, 包括 2 种栅格翼前缘局部后掠的模型及栅格翼整体后掠的模型, 和无后掠的模型作比较, 具体参数见图 8, 无后掠标准栅格翼模型 GS 的翼弦格宽比为 1.2, 其余模型的框架尺寸与其相同; 前缘局部后掠的模型根据后掠中心位置的不同分为模型 GP 和模型 GV, 模型 GP 为栅格间交接点为尖点的后掠方式, 模型 GV 为栅格边框中心为尖点的后掠方式, 后掠角均为  $55^\circ$ , 2 种模型迎风面最前沿距背风面为 5.014mm, 模型 GP 和

GV 的升力面积与模型 GS 的相等, 栅格翼整体后掠的模型 GI 翼弦和模型 GS 相同, 翼面后掠角为  $30^\circ$ 。4 种栅格翼都采用横向放置的方式进行数值计算。参考长度  $l_2 = 3.864\text{mm}$ , 参考面积  $S_2 = 213\text{mm}^2$ 。

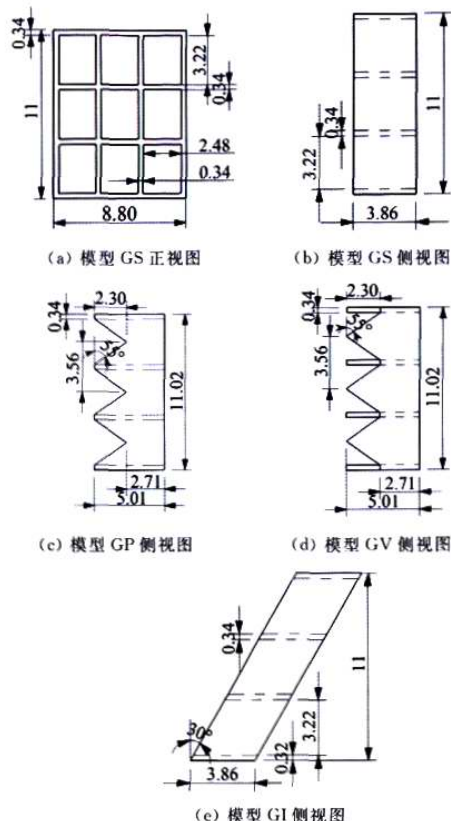


图 8 4 种栅格翼模型工程图

Fig. 8 Engineering drawing of grid fin models

### 2.2 计算网格及计算条件

4 种模型均采用能有效模拟粘性流动的六面体结构网格, 网格第一层距离物面距离为  $5.8 \times 10^{-5}\text{mm}$ , 以确保  $y^+ < 1$ , 边界层粘性底层中内嵌 12 个网格点, 网格数依次为 1347878, 1482080, 1472936, 1292476。湍流模型采用 Realizable  $k-\epsilon$  模型, 并使用带双层模型的增强壁面函数, 生成网格如图 9。

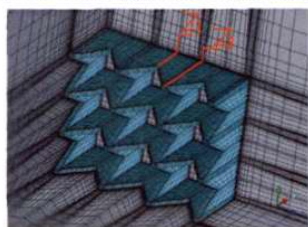
计算条件为:  $Ma = 1.5 \sim 4.5$ ,  $\alpha = 0^\circ, 8^\circ$ ,  $T = 288\text{K}$ ,  $p = 101325\text{Pa}$ , 边界条件为远场无反射边界, 入流边界采用来流值, 物面边界为无滑移边界条件。

### 2.3 计算结果及分析

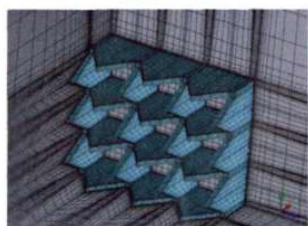
超声速阶段阻力主要由波阻产生, 因此减小栅格翼的波阻成为改善其气动特性的主要目标, 4 种模型零升波阻随马赫数变化的曲线如图 10, 模型 GS 的零升波阻随马赫数增加变化不大, 其余 3 种模型的零升波阻和模型 GS 相比较而言均有所减小, 并且这种减



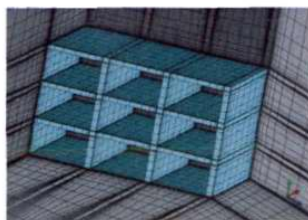
阻效果在  $Ma > 2.5$  以后更加明显, 采用栅格翼整体后掠方式的模型 GI 最多能减阻 21%, 而采用前缘局部后掠方式的 2 种模型中, 模型 GP 的效果最好, 减阻率最大为 47%, 证明栅格翼无论是整体后掠还是



(a) 模型 GP 网格



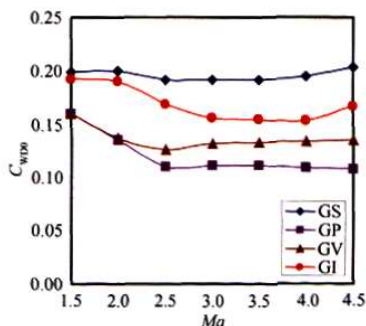
(b) 模型 GV 网格



(c) 模型 GI 网格

图 9 不同模型的计算网格

Fig. 9 Computational structured grid for different models

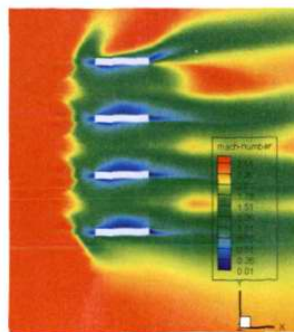
图 10  $C_{wdb}$  随  $Ma$  变化曲线Fig. 10 Curves of  $C_{wdb}$  vs  $Ma$ 

前缘局部后掠均可有效减阻, 对于模型 GI, 栅格的 4 个面有 2 个面的前缘是后掠的, 该 2 个面的前缘后掠方式有效地减少了栅格超声速下的阻力, 所以整体看模型 GI 有明显的减阻效果。模型 GV 内部的栅格 4 个面前缘均有后掠, 并且每个面都有一个尖点, 在超声速下更易使激波附体, 减弱激波的强度, 因此比模

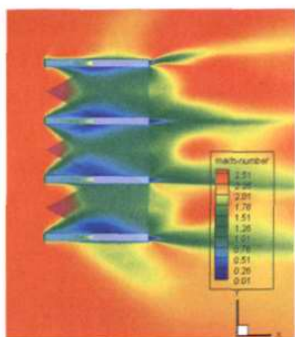
型 GI 的减阻效果好。模型 GP 与模型 GV 的差别在于尖前缘位于栅格 4 个翼面的交接处, 交接点被尖化, 使得交接点处的激波大大减弱, 虽然 2 种模型每个翼面后掠均有一个交接凹齿, 但模型 GV 的交接凹齿位于 4 面翼的交接点, 所以不仅 4 面翼的交接点产生阻力, 而且后掠交接凹齿也要产生阻力, 因此比较而言模型 GP 的减阻效果是最好的。

在前缘局部后掠栅格翼模型 X-Y 平面内截取 2 个截面, 分别穿过栅格边框中心 ( $Z_1 = 5.51\text{mm}$ ) 和栅格格间交叉点 ( $Z_2 = 7.29\text{mm}$ ), 如图 9(a) 所示, 2 种模型在  $Ma = 2.5, \alpha = 8^\circ$  时的马赫数分布图如图 11 和 12 所示, 该图进一步说明了模型 GP 和模型 GV 减阻差别的原因。图 11 截面位置为栅格翼栅格边框中心处, 模型 GP 的前方由于是凹齿型, 处于前方左右相邻两个齿尖斜激波的交汇处, 波系重叠后激波强度增加, 波阻大于截面上栅格处于齿尖位置的模型 GV, 也说明凹齿处会产生较强的激波; 而图 12 显示, 对于栅格格间交接点后掠的模型 GP 来说, 在交接点上产生的激波强度远远小于栅格边框中心后掠的模型 GV, 由图 12(b) 可见由上下齿尖处产生的激波在栅格格间交叉点凹陷处形成大面积的气流阻滞, 大大增加了栅格翼的阻力, 说明凹齿位于交接点处会形成更强的激波。因此整体而言, 模型 GP 总的波阻要明显小于模型 GV, 同时说明对栅格翼栅格格间交接点进行后掠是一种更为有效的减阻方法。

图 13 为 4 种模型  $\alpha = 8^\circ$  时的升力系数随马赫数的变化曲线, 前缘局部后掠模型的升力特性在  $Ma \leq 3.5$  时, 总体好于无后掠模型, 并且在  $Ma = 2.5$  时升力系数远大于模型 GS 和模型 GI, 这是因为和后 2 种模型相比较, 模型 GP 和模型 GV 因为后掠方式的不同使得沿栅格格间交接点到栅格边框中心点的方向上弦长可变, 有效改善了栅格内部的气流阻滞情况, 图 15 为  $\alpha = 8^\circ$  时 2 种模型在  $Z_1$  截面上的压力云图, 由图 15(a) 可见模型 GS 栅格内部压强较高, 栅格上

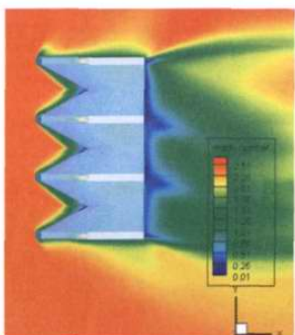


(a) 模型 GP

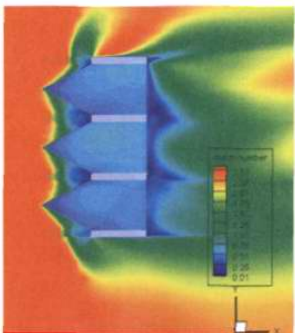


(b) 模型 GV

图 11 X-Y 截面马赫数分布图( $Z_1 = 5.51\text{mm}$ )  
Fig. 11 Mach number distribution( $Z_1 = 5.51\text{mm}$ )



(a) 模型 GP



(b) 模型 GV

图 12 X-Y 截面马赫数分布图( $Z_2 = 7.29\text{mm}$ )  
Fig. 12 Mach number distribution( $Z_2 = 7.29\text{mm}$ )

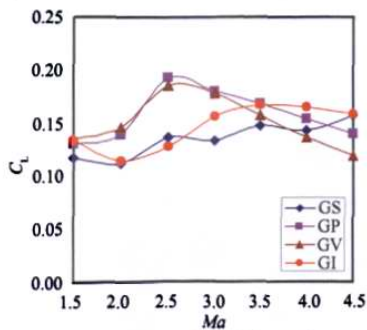
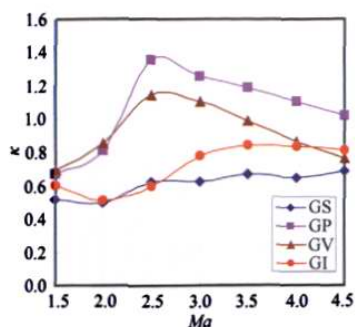
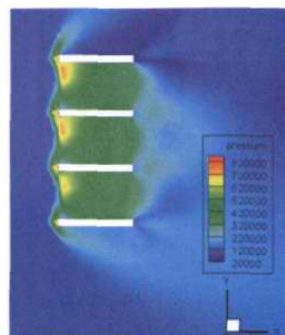
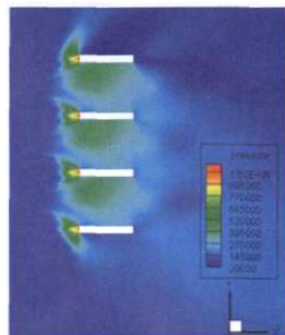
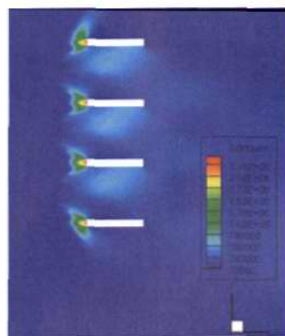
图 13  $C_L$  随  $Ma$  变化曲线( $\alpha = 8^\circ$ )Fig. 13 Curves of  $C_L$  vs  $Ma$ ( $\alpha = 8^\circ$ )图 14  $\kappa$  随  $Ma$  变化曲线( $\alpha = 8^\circ$ )Fig. 14 Curves of  $\kappa$  vs  $Ma$ ( $\alpha = 8^\circ$ )(a) 模型 GS ( $Ma = 2.5$ )(b) 模型 GP ( $Ma = 2.5$ )(c) 模型 GP ( $Ma = 3.5$ )

图 15  $Z_1$  截面上模型压力云图( $\alpha = 8^\circ$ )  
Fig. 15 Static pressure distribution on X-Y cross section( $Z_1 = 5.51\text{mm}$ ,  $\alpha = 8^\circ$ )



下壁面压差不大,对升力系数影响很小,升力主要是由迎风面前缘的上下壁面压差产生;而图 15(b)显示对于模型 GP 这样的变弦长栅格翼来说,在整个栅格翼内部的上下壁面压差非常明显,能有效产生升力,其升力系数在  $Ma > 2.5$  后下降的原因主要是随着来流马赫数的增加,栅格翼内部栅格壁下方的高压区域逐渐缩小,如图 15(c)所示。

模型 GI 除了整体翼面后掠外,弦长和模型 GS 相同,在升力系数方面 2 种模型差别不大。图 14 为 4 种模型  $\alpha = 8^\circ$  时的升阻比随马赫数的变化曲线,可见模型 GP 在  $Ma = 1.5$  时升阻比和模型 GV 几乎相同,但在  $Ma > 2.5$  后优势明显,和标准模型 GS 比较而言,升阻比最大增加了 116%。

### 3 结 论

通过风洞实验和数值计算,对翼弦格宽比和新型结构栅格翼的减阻效果进行了初步研究,在所研究范围内得出以下结论:

(1) 在跨声速阶段,不同翼弦格宽比对栅格翼阻力特性的影响大于其对升力特性的影响。在所研究的翼弦格宽比范围内,随着翼弦格宽比的增加,升力系数增加,而阻力系数在翼弦格宽比为 1.2 时达到最小值,使得其升阻比最大;

(2) 栅格翼的升力特性随马赫数变化与常规平板翼有所不同,3 种翼弦格宽比栅格翼的升力系数均在马赫数 0.8 附近出现急剧下降;

(3) 栅格翼采用整体翼面后掠的方式可有效减

小波阻,并保持升力特性不受影响,在超声速阶段升阻比相对无后掠模型有一定提高;

(4) 栅格翼前缘局部后掠是一种更有效的减阻方式,比整体后掠有更好的减阻特性。相比较栅格中心为尖点后掠的方式而言,栅格交接点后掠在减小波阻方面更加有效。

### 参考文献:

- [1] THEERTHAMALAI P, BALAKRISHNAN N. Effect of geometric parameters on the aerodynamic characteristics of grid-fin cells at supersonic speeds[R]. AIAA 2007-690, 2007.
- [2] 陈少松,徐琴,王福华,等. 栅格翼减阻特性研究[J]. 流体力学实验与测量, 2001, 15(2): 7-11.
- [3] 吴小胜,雷娟棉,吴甲生. 栅格翼外形参数对气动特性影响的数值计算研究[J]. 兵工学报, 2007, 28(12): 1468-1472.
- [4] 陈少松,徐琴,王福华,等. 栅格翼组合体的超声速气动特性研究[J]. 弹道学报, 2000, 12(2): 50-54.
- [5] YAN Zeng, CAI Jin-sheng, MARCO D, et al. Numerical study on drag reduction for grid-fin configurations [R]. AIAA 2009-1105, 2009.

### 作者简介:



邓帆(1982-),男,四川绵阳人,博士研究生。研究方向:弹箭空气动力学。通信地址:江苏省南京市南京理工大学能源与动力工程学院(210094),联系电话:13805167346, E-mail: dengfan8245@yahoo.com.cn  
通信作者:陈少松,联系电话:13337726678, E-mail: chen805@163.com