

局部后掠型栅格舵的气动特性研究

杜涛¹, 龚安龙², 唐伟¹, 牟宇¹,
张然¹, 张耘隆¹, 杨云军²

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;
2. 中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要: 针对栅格舵(翼)技术的主要缺点——跨声速壅塞和阻力高的问题。以简化栅格为研究对象, 采用数值分析方法开展了P型和V型局部后掠对气动特性的影响研究, 并开展了不同后掠角对气动特性的影响研究。研究发现, 局部后掠方式能够弱化或消除亚声速背风区的分离问题, 减小跨声速区激波与边界层干扰, 解决栅格舵固有的跨声速壅塞和阻力大的问题。局部后掠对栅格减阻有显著效果, 尤其是高超声速段, 同时能够增加单位浸润面积的法向力, 从而提高栅格舵的操纵效率。

关键词: 栅格舵; 局部后掠; 气动特性; 壅塞; 减阻

中图分类号: V211.24 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2021) 02-0014-10

Research on Aerodynamic Characteristic of Locally Swept Grid Fins

DU Tao¹, GONG Anlong², TANG Wei¹, MOU Yu¹, ZHANG Ran¹,
ZHANG Yunlong¹, YANG Yunjun²

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;
2. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: To overcome the main flaw of grid fin technology, i. e., transonic choked flow and high drag, the locally swept grid fins are explored in this paper. Taking the simplified geometry of grid fin as the research object, aerodynamic characteristics of peak type and valley type locally swept grid fins are studied, and effects of different swept angles are compared. The result shows that locally swept manner can weaken and even remove the separated back flow at subsonic, reduce shock wave/boundary layer interaction at transonic to solve transonic choked flow and high drag problems. More over, at supersonic range, locally swept manner can reduced drag and enhance the lift per unit wetted area to improve the aerodynamic control efficiency.

Key words: Grid fin; Locally swept; Aerodynamic characteristic; Choked flow; Drag reduction

收稿日期: 2020-10-28; 修订日期: 2020-12-10

基金项目: 国家自然科学基金 (11872128)

作者简介: 杜涛 (1973-), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为飞行器空气动力学。E-mail: Dutao_calt@sohu.com

0 引言

栅格舵(翼)¹技术起源于航空早期采用的多翼面升力系统。20世纪40年代末,苏联开展亚声速条件下工作的可折叠栅格舵的空气动力学研究,为栅格舵奠定了基础^[1]。栅格舵在许多方面表现出优于传统单面翼的特征,例如更高的抗失速性能,在体积比较小的情况下得到较大的栅格舵总面积,便于折叠安装等,其铰链力矩通常也较小,因而舵面驱动机构的功率可以很小;最大刚度面与最大气动载荷作用面相重合。这些优点使得栅格舵技术逐步应用于多个型号任务。除了联盟号飞船以外,在苏联的空空导弹(例如R-77)、洲际弹道导弹(例如SS-20)获得应用。20世纪80年后,栅格舵技术引起西方国家的重视^[2],应用在多个型号上。在20世纪90年代,CZ-2F逃逸飞行器在我国工程项目上首次应用栅格翼技术^[3],如图1所示。



图 1 CZ-2F 逃逸飞行器应用栅格翼作为稳定翼面
Fig. 1 The grid fins were adopted as stabilization device for abort vehicle of CZ-2F

但是栅格舵有两个显著缺点——跨声速壅塞和阻力高,成为工程应用的重要障碍。再入回收应用情况下,阻力高不是一个突出问题,但是跨声速壅塞导致舵面效率急剧下降,对飞行控制有着较大危害。因此,跨声速壅塞是再入工况使用下需要解决的关键性问题^[4-6]。这两个问题既有联系也有区别,不过目前的研究工作重点较多在于减阻问题,对于跨声速壅塞问题研究不多。

经过多年的研究,栅格舵后(前)掠设计成为克服固有缺陷的主要解决方案。目前发展出3种

类型的后掠方式:一体后掠、分体后掠和局部后掠。

1993年,Washington等^[7-8]首次提出了栅格舵后掠的思想,具体是舵面整体后(前)掠型,如图2所示。研究显示整体后掠使阻力有较大增加,但是会削弱法向力,适合于阻力减速的固定翼应用场合。典型代表是美国NASA的猎户座逃逸飞行器(图3)^[9]。

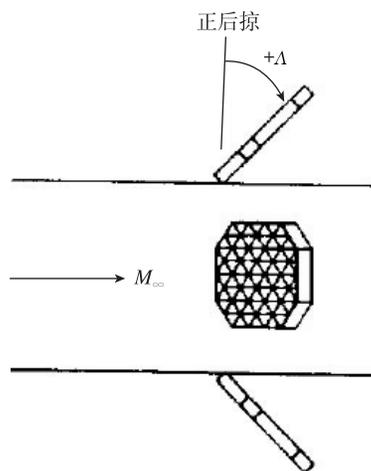


图 2 栅格舵整体后掠技术示意图
Fig. 2 The sketch of whole sweep backward technology for grid fin

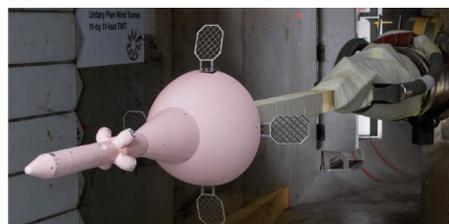


图 3 猎户座逃逸飞行器采用整体后掠栅格翼设计
Fig. 3 The whole sweep backward grid fin stabilization of the Orion launch abort vehicle

分体后掠的思想是将栅格舵从转轴中线分成两部分,各自以转轴为轴线向后转动一个角度,从而与来流形成后掠角,外形如图4所示。但是研究表明,分体后掠效果不及格栅前缘半径锐化对跨声速阻力的影响^[10-11]。

¹在不同文献中,称为栅格舵或栅格翼,一般而言,固定不动控制面称为翼,可转动控制面称为舵;栅格舵(翼)可应用于上述两种情况。后续为行文方便,在泛指情况下,统称为栅格舵,在明确的应用场合,分别称为栅格舵或栅格翼。

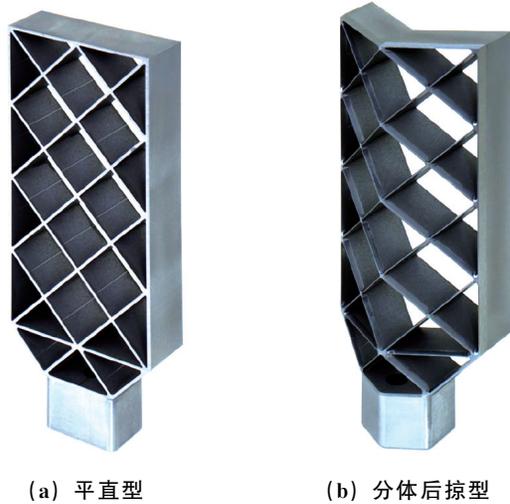


图4 分体后掠栅格舵比较
Fig. 4 The partial sweep back grid fin

德国宇航中心的 Guyot 等^[12]受战斗机三角翼重叠方式形成簇, 在每个局部的顶端都会形成一个局部后掠的启发(图5), 在2007年提出了栅格舵的局部后掠形式(Locally Sweptback), 如图5(b)所示。

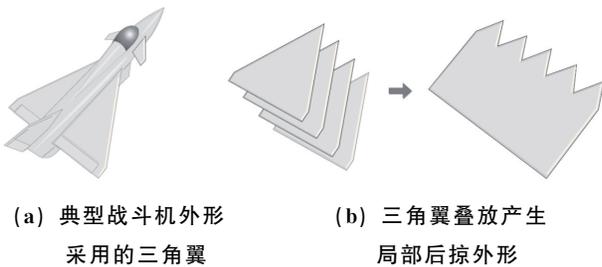


图5 战斗机三角翼叠放簇形式
Fig. 5 Typical jet fighter configuration employing delta wings

局部后掠的形式比较复杂, 分为P型和V型, 如图6所示。P型后掠是最前端顶点出现在栅格舵格栅的交点处, 从交点处后掠(图6(a))。V型后掠正好相反, 最前端顶点在格栅的中点处, P型后掠的结构强度和刚度优于V型后掠。

根据目前国内外的研究工作, 可以得到如下结论: 一体后掠适合于增大阻力和增加稳定的固定翼应用场合, 分体后掠目前还看不出优势, 局部后掠方式适合于巡航飞行或是再入控制工况。局部后掠的典型代表是 SpaceX 公司最新的 Falcon 火箭一级回收项目方案(P型)^[13], 如图7所示。本文研究重点放在局部后掠方式。

Guyot 等^[12]通过试验研究了 55°后掠外形 $Ma = 4 \sim 6$ 范围特性, 结果显示波阻下降了 30%~

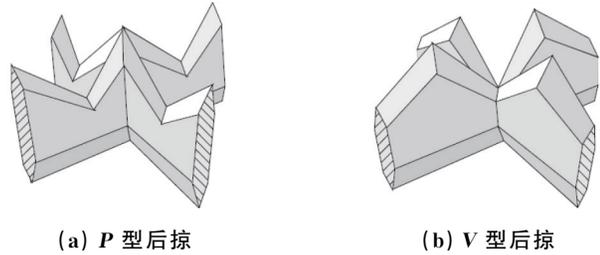


图6 局部后掠方式比较

Fig. 6 Definition of the member intersection-types for locally swept grid fin



图7 局部后掠型栅格舵的代表——Falcon 火箭子级再入控制舵面

Fig. 7 Typical swept grid fin—grid fin of Falcon rocket

40%, 升阻比提高了 25%~35%。升阻比上 V 型略优于 P 型。Wang 等^[10]选取单个格子为研究对象, 开展了后掠角为 30°的局部后掠在跨声速特性的阻力特性比较。结果显示阻力下降并不显著, 在超声速后仅能下降 10%, 亚声速和跨声速段不足 5%。邓帆等^[14]研究了后掠角为 55°的栅格舵在 $Ma = 1.5 \sim 4.5$ 超声速段的减阻效果, 最大能够获得 47%的减阻效果。在 $Ma = 2.5$ 附近能够获得最大的升力提升, 超过 $Ma = 2.5$ 后, 后掠效应的提升能力下降。

目前公开文献对局部后掠技术的研究还不充分, 且研究重点放在减阻上, 对跨声速壅塞问题的关注较少, 对后掠角度变化等关键设计参数的影响还缺乏研究。本文以局部后掠型栅格舵为对象, 采用数值仿真分析方法开展局部后掠形式的减阻特性和法向力气动特性的研究工作, 并研究后掠角度变化对气动特性的影响。

1 计算方法和工况

1.1 数值分析方法

采用可压缩流黏性 Navier-Stokes 气体动力学方程组作为流动控制方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q dV + \int_{\partial\Omega} \mathbf{F} \cdot \hat{\mathbf{n}} dS = \int_{\partial\Omega} \mathbf{G} \cdot \hat{\mathbf{n}} dS$$

本文采用了八叉树结构的笛卡儿网格整体求

解, 网格生成快速, 质量高, 加密容易。采用 Roe 的 Riemann 近似解算器计算无黏通量, 为了外插得到的交接面上的值不超出邻近单元的值, 以保证格式的非线性稳定性, 采用 Barth 限制器。黏性通量的计算需要使用交接面处的值和梯度。交接面上的值使用左右单元中心处值的算术平均。梯度的计算使用 Holmes 和 Connell 的方法, 时间推进采用 LU-SGS 方法, 该方法最早由 Jameson 和 Yoon 提出并已经推广到非结构网格的计算。湍流模型采用 Menter SST 两方程剪切应力输运模式。

1.2 数值方法的验证

选取一带栅格舵一子级的试验外形作为典型算例, 对本项目采用的数值模拟方法进行校核, 其外形与计算网格参见文献 [15]。计算的来流条件 $Ma=0.7\sim 4.0$, 并对全部攻角进行了对比。图 8 为攻角 10° 数值计算结果与试验数据的比较。轴向力系数的偏差最大约 9%, 除跨声速点外, 法向力系数偏差均低于 9%, 两者趋势完全一致, 证明本文采用的方法结果可信。

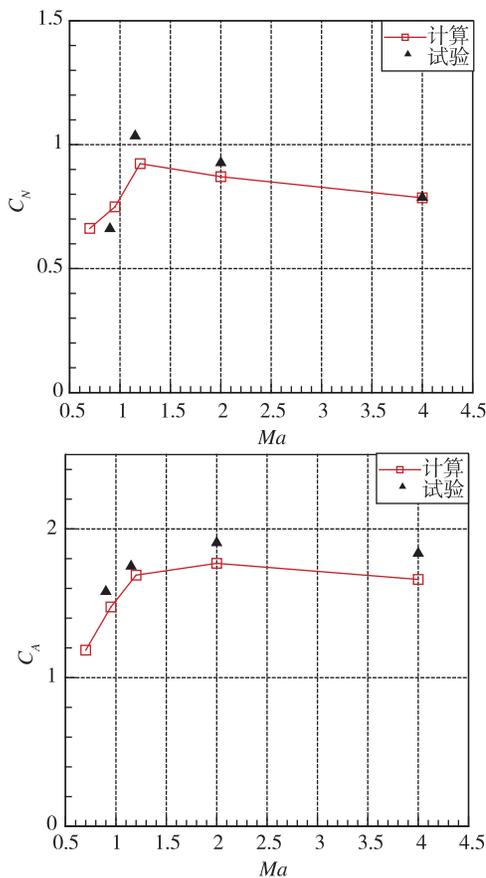


图 8 计算结果与试验数据比较

Fig. 8 The numerical result compared with experiment data

1.3 计算工况

分析对象的计算状态如表 1 所示。状态覆盖亚声速、跨声速和超声速状态。计算结果的参考面积为 1 m^2 , 参考长度为 0.2 m , 参考点为坐标原点位置。

表 1 计算状态

Tab. 1 The condition of computation case

马赫数	攻角/ $^\circ$
5, 10, 15	0.7, 0.95, 1.2, 2

2 局部后掠栅格舵气动特性研究

2.1 不同后掠外形对气动特性的影响分析

2.1.1 外形介绍

为了分析方便, 将栅格舵简化为 4 个栅格单元作为分析对象, 如图 9 所示。栅格边与来流保持 45° 关系, 保持栅格舵惯用的 X 型。基本外形命名为 SG-0。

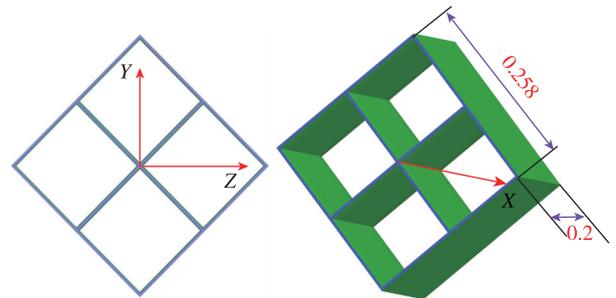


图 9 经典平直栅格外形 (SG-0)

Fig. 9 The typical flat grid fin configuration (SG-0)

图 10 为 P 型后掠栅格舵外形, 前缘顶点出现在栅格交点上, 后掠角为 45° 。弦长增加到 0.231 m , 浸润面积保持与基准外形相同, 命名为 SG-1。

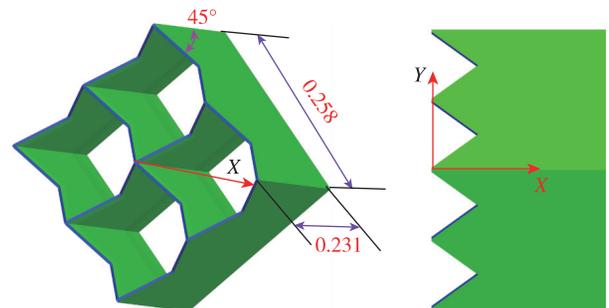


图 10 P 型后掠的栅格外形 (SG-1)

Fig. 10 The Peak type grid fin configuration (SG-1)

图 11 为 V 型后掠栅格舵外形，顶点出现在栅格前缘的中心点处，尾端为栅格的交点处，后掠角同为 45°。为保证与基准栅格外形有相同的升力面积，弦长增加到 0.231 m。

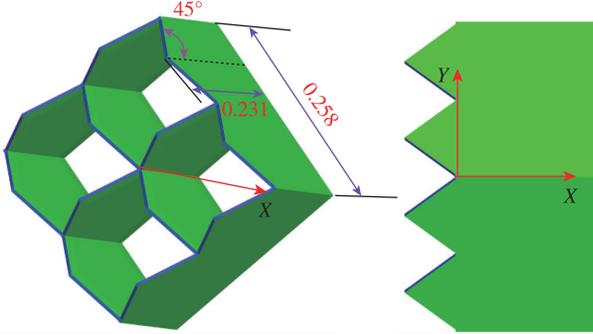
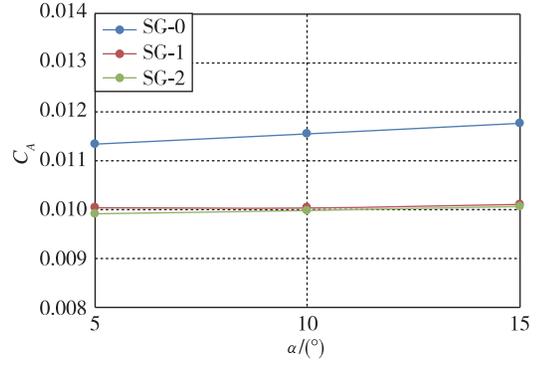


图 11 V 型后掠的栅格外形 (SG-2)

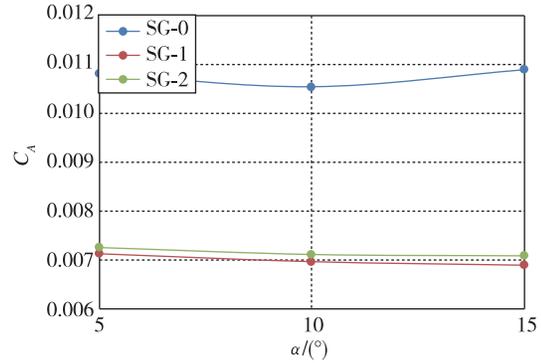
Fig. 11 The Valley type grid fin configuration (SG-2)

2.1.2 气动特性分析

图 12 和图 13 提供了上述 3 种方案的轴向力系数和法向力系数比较。从图中可以看到，两种后掠方案均能改善栅格的轴向力和法向力特性。相比于无后掠的基准外形 (SG-0)，轴向力系数在亚跨声速段降低 10%~20%，在超声速段降幅超过 30%。超声速段的后掠减阻效果优于亚跨声速段。P 型和 V 型后掠方案的轴向力减小幅度基本相当。



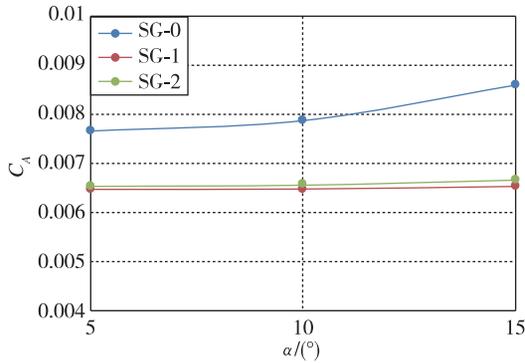
(c) $Ma = 1.2$



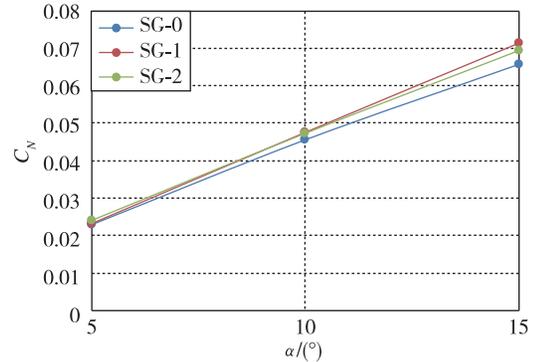
(d) $Ma = 2$

图 12 不同后掠方案栅格轴向力系数比较

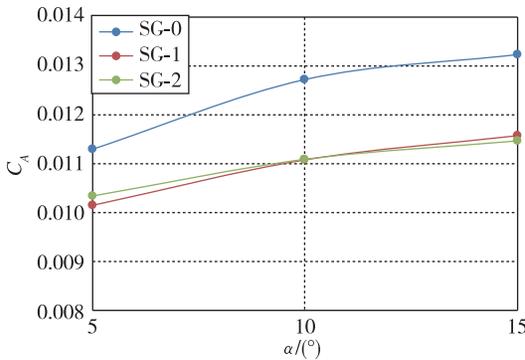
Fig. 12 The axis force coefficient comparison of the different grid fin configurations



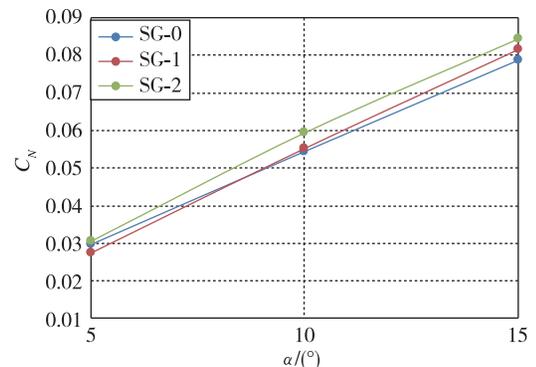
(a) $Ma = 0.7$



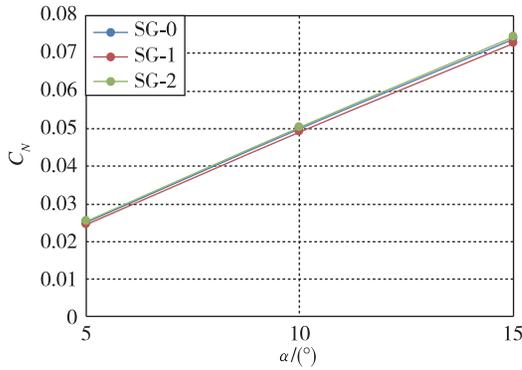
(a) $Ma = 0.7$



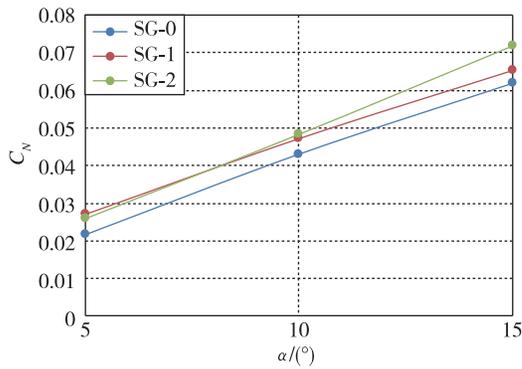
(b) $Ma = 0.95$



(b) $Ma = 0.95$



(c) $Ma = 1.2$



(d) $Ma = 2$

图 13 不同后掠方案栅格法向力系数比较
Fig. 13 The normal force coefficient comparison of the different grid fin configurations

亚跨声速段法向力系数最大增幅不到 10%，而超声速段法向力系数增加可达到 20%，攻角越大法向力的增加越明显。法向力是舵面操纵能力的来源，法向力的增加，意味着后掠可以提高栅格舵的操纵能力。另外一个法向力随攻角的斜率，代表了舵面操纵效率，从图 13 中可以看到，V 型后掠的梯度高于 P 型后掠，说明 V 型后掠操纵效率会高些。

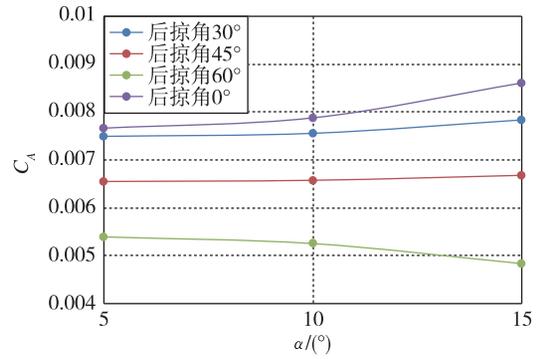
2.2 后掠角对气动性能的影响分析

2.2.1 外形介绍

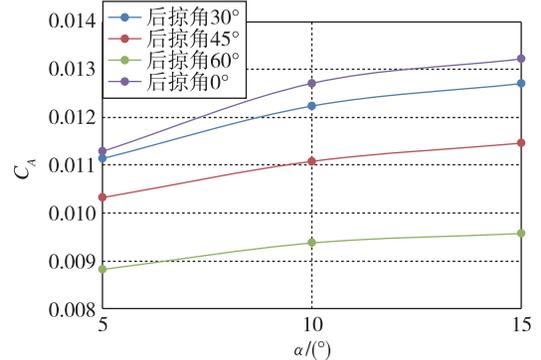
以 V 型后掠方案 SG-2 为对象，开展不同后掠角度对栅格气动性能的影响研究。在已有 0° 和 45° 结果基础上，增加了后掠角 30° 和 60° 的两个外形，各自弦长进行了相应调整，升力面浸润面积保持不变。

2.2.2 气动特性分析

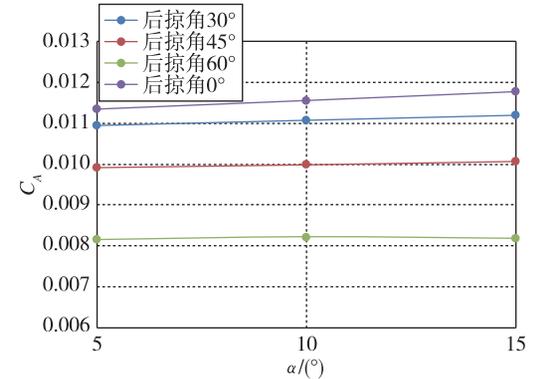
图 14 为后掠角度变化对轴向力系数的影响。计算结果表明，随着后掠角的增大，轴向力系数单调下降。后掠角为 30° 时候，亚声速和跨声速区



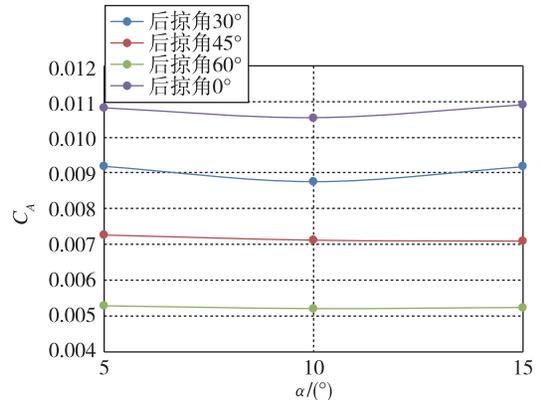
(a) $Ma = 0.7$



(b) $Ma = 0.95$



(c) $Ma = 1.2$



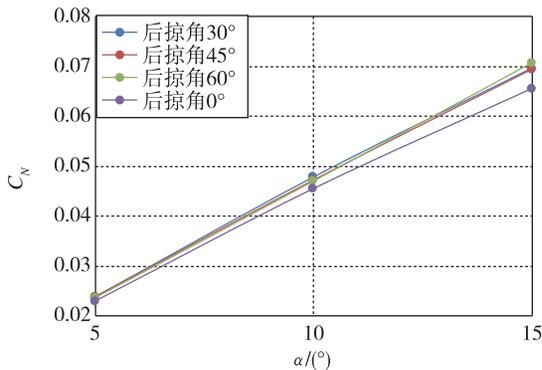
(d) $Ma = 2$

图 14 后掠角对轴向力系数的影响比较
Fig. 14 The sweep backward angle effect on axis force coefficient

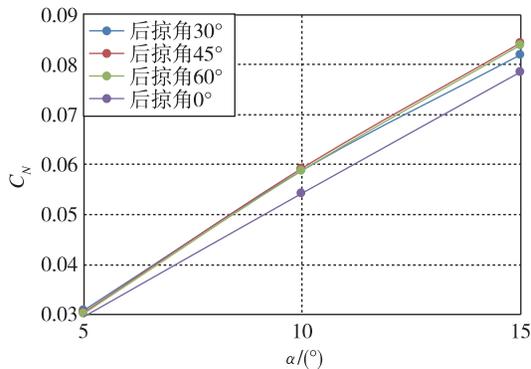
域轴向力降幅相对较小，超声速有显著下降。后掠角增大到 45°之后，随着后掠角的增加，轴向力有显著下降趋势，攻角的影响不明显。

另外一个特点，后掠角效应在亚声速和超声速段优于跨声速段。以后掠角 60°为例，在跨声速段的 $Ma = 0.95$ ，轴向力只下降了 22%；而在 $Ma = 0.7$ ，下降了 30%；在超声速段的 $Ma = 2.0$ ，轴向力下降超过一半，达到 51%，作用效果显著。

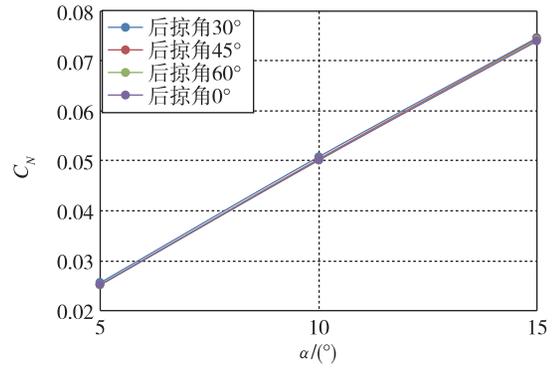
图 15 为后掠角度变化对法向力系数的影响。后掠效应对法向力系数的影响没有对轴向力系数显著，但除 $Ma = 1.2$ 工况难以分辨影响外，其他工况均有体现。较为明显的规律是，后掠角的影响与攻角大小相关，攻角越大，后掠角的影响越显著；后掠角超过 45°以后，法向力不再随后掠角的增大而增大。以攻角 15°为例， $Ma = 2.0$ 时，最大法向力出现在后掠角 45°，较 0°后掠工况法向力提高了 14%，不过后掠 60°法向力与后掠 45°相差非常小。跨声速 $Ma = 0.95$ 工况下，最大法向力出现在后掠角 45°，较 0°后掠工况法向力提高了 9%。上述分析表明，栅格舵采用后掠后，确实能够提升栅格产生的法向力，这意味着在相同浸润面积条件下，能够产生更高效的操纵能力。



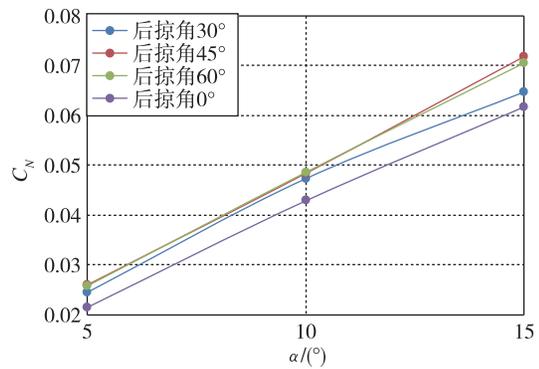
(a) $Ma = 0.7$



(b) $Ma = 0.95$



(c) $Ma = 1.2$



(d) $Ma = 2.0$

图 15 后掠角对法向力系数的影响比较

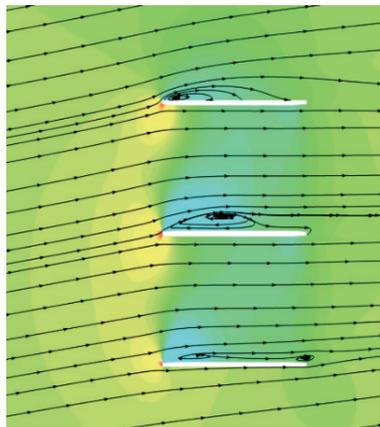
Fig. 15 The sweep backward angle of effect on normal force coefficient

流场流线和压力分布可以帮助理解后掠对栅格舵内部流动的影响。在此选取了攻角为 10°状态的 $Z = 0$ 的纵向对称面作为分析的剖面。 $Ma = 0.7$ 的压力分布如图 16 所示。首先注意到 0°后掠角时，栅格舵背风区域发生了比较严重的分离问题。原因在于考虑高超声速防热要求，栅格舵端头半径较大，亚声速下攻角增大容易诱导流动分离。分离涡出现后，流动有效截面积减小，在最窄区域诱发局部激波，造成无后掠栅格阻力较大。

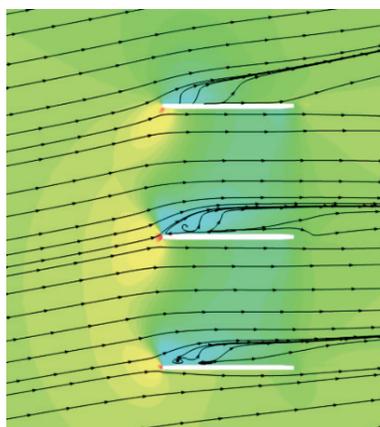
采用后掠后可以显著减小分离泡。当后掠角进一步增大，背风壁面流动分离消失，流动为附体。这表明后掠在亚声速范围可以有效抑制分离现象的发生，减弱分离激波，壅塞现象大幅缓解。

图 17 提供了 $Ma = 1.2$ 的流场压力分布和流线，该马赫数位于第二临界马赫数附近，脱体激波逐步从栅格出口推动到入口，此时栅格仍然处于壅塞状态。从图 17 (a) 中 0°后掠角的流场可以看到，栅格每个格片前缘脱体激波相互干扰，出

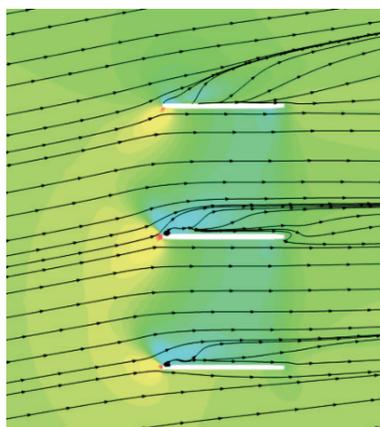
现严重的溢流情况，升阻特性较差。随着后掠角的增加，前缘脱体激波相互干扰的强度和范围减小，而栅格内的压力值更大、马赫数更小，流动壅塞也得到缓解。



(a) 后掠角 0°

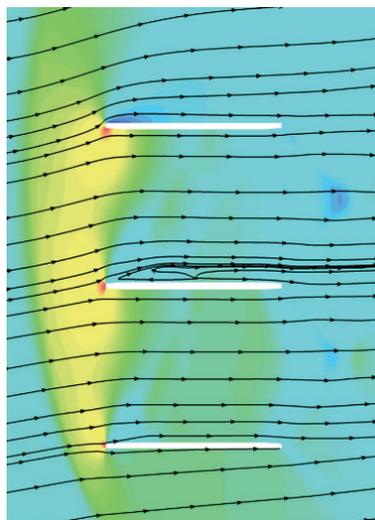


(b) 后掠角 30°

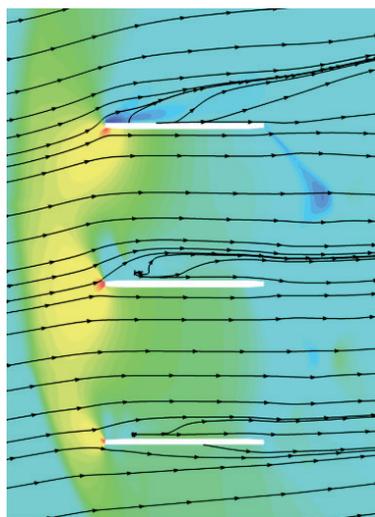


(c) 后掠角 45°

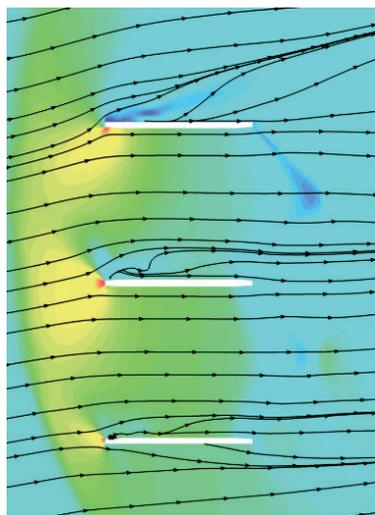
图 16 压力分布和流线 ($Ma=0.7$)
Fig. 16 The pressure distribution and streamline ($Ma=0.7$)



(a) 后掠角 0°



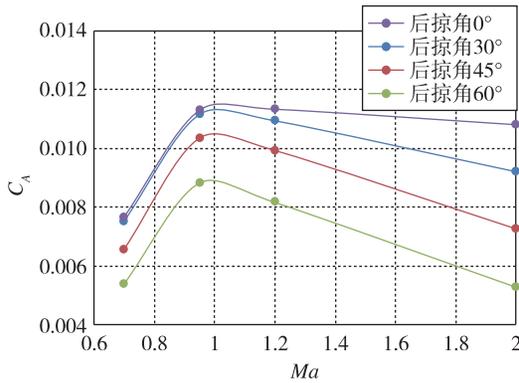
(b) 后掠角 30°



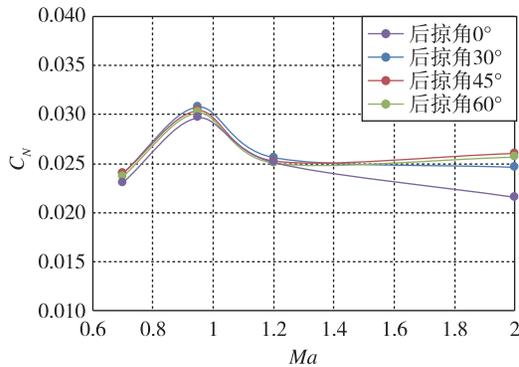
(c) 后掠角 45°

图 17 压力分布和流线 ($Ma=1.2$)
Fig. 17 The pressure distribution and streamline ($Ma=1.2$)

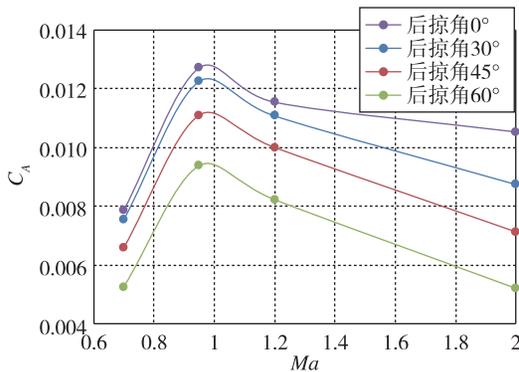
为了更加深入地探索后掠特性在马赫数之间的差异性，图 18 提供了轴向力系数和法向力系数不同攻角下沿马赫数变化的比较，图 18 (a) (b) (c) 为轴向力系数，图 18 (d) (e) (f) 为法向力系数。从图中比较可以看出，后掠角度对轴向力系数的影响在各个马赫数下比较均匀，且后掠角越大，轴向力下降越多。除了 $Ma=2$ 以外，后掠角能够导致法向力系数增加，在跨声速和超声速段更为显著，极大值出现在后掠 45° 处。



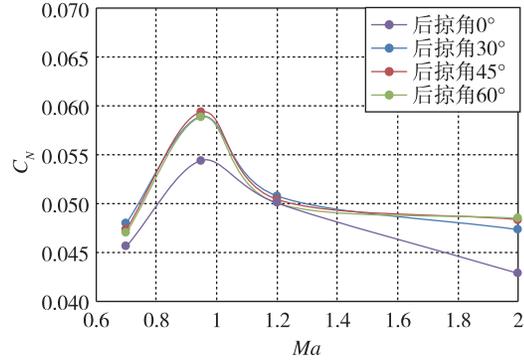
(a) $\alpha=5^\circ$



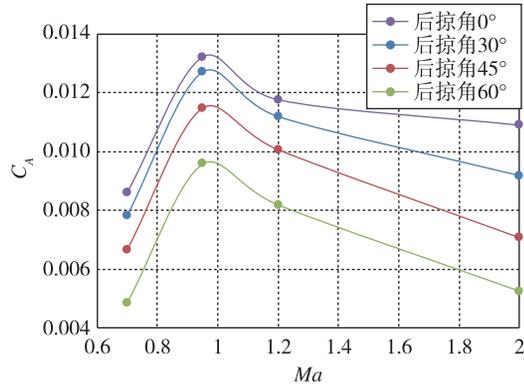
(b) $\alpha=5^\circ$



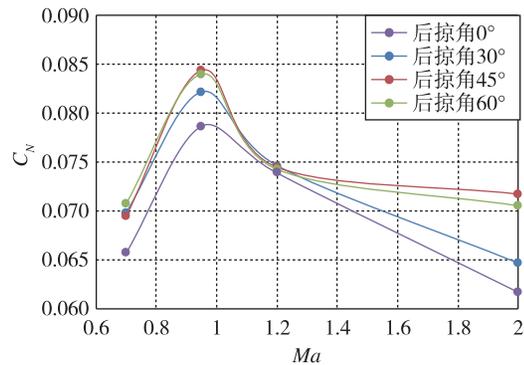
(c) $\alpha=10^\circ$



(d) $\alpha=10^\circ$



(e) $\alpha=15^\circ$



(f) $\alpha=15^\circ$

图 18 不同后掠角栅格气动力性能比较 (随马赫数变化曲线)

Fig. 18 The comparison on aerodynamic characteristic of different sweep backward angles, with various Mach number

3 结论

针对栅格舵技术的重要缺点——跨声速壅塞和阻力高的问题，以简化栅格为研究对象，通过数值仿真，开展了 P 型和 V 型局部后掠对气动特性的影响研究，并开展了不同后掠角对气动特性的影响研究。获得如下结论：

1) 局部后掠技术能够较大幅度减少栅格轴向力系数,并增加法向力系数,提升舵面的配平和操纵能力。因此在相同条件下,采用后掠技术后,能够减小栅格舵的结构质量。通过流场分析能够发现,局部后掠弱化了亚声速背风区的分离问题,减小跨声速区激波与边界层干扰问题,从而改善了跨声速壅塞和阻力大的问题。

2) 后掠角度对栅格舵的气动特性有明显的影响,是重要的设计参数,后掠角的增加能够更加有效抑制背风分离问题,减弱跨声速区激波边界层干扰问题,后掠角度越大,减阻效果越好,增大后掠角能够一定提升法向力,极大值一般出现在 45° 后掠。

后续计划开展大攻角条件下,后掠角对法向力特性的影响,研究栅格尺寸对后掠效应的关系,为工程设计优选后掠角设计提供理论基础。

参考文献

- [1] 贝洛齐尔科夫斯基 C M,西托夫 B A.栅格翼[M].王丹阳,等,译.北京:中国运载火箭技术研究院,1994.
- [2] Washington W D,Miller M S.Grid fins-a new concept for missile stability and control [R]. AIAA 93-0035, 1993.
- [3] 蔡巧言,倪嘉敏.逃逸飞行器栅格翼最大速度头试验的气动模拟[C].首届全国航空航天领域中的力学问题学术研讨会,2004:7-10.
- [4] 龚小权,贾洪印,周桂宇,等.后掠式栅格翼减阻机理及气动性能分析[J].战术导弹技术,2018(2):49-55.
- [5] 邓帆,陈少松.前缘后掠式栅格翼升阻特性研究[J].空气动力学学报,2012,30(5):628-633.
- [6] 涂正光,梁纪秋,周铮.混合网格方法研究栅格翼亚跨超声速气动特性[J].空气动力学学报,2015,33(3):427-432.
- [7] Miller M S,Washington W D. An experimental investigation of grid fin drag reduction techniques [R]. AIAA 94-1914,1994.
- [8] Washington W D,Booth P F,Miller M S.Curvature and leading edge sweep back effects on grid fin aerodynamic characteristics[R]. AIAA 93-3480, 1993.
- [9] Pruzan D A,Mendenhall M R,Rose W C, et al. Grid fin stabilization of the Orion launch abort vehicle[R]. AIAA 2011-3018, 2011.
- [10] Wang D, Yu Y. Numerical study on drag reduction for sweptback, sweptfront, delta grid fin with blunt and sharp leading edges[R]. AIAA 2014-0638, 2014.
- [11] Debiasi M, Yan Z,Loon C T. Swept-back grid fins for transonic drag reduction[R].AIAA 2010-4244,2010.
- [12] Guyot D, Schulein E.Novel locally swept lattice wings for missile control at high speeds[R]. AIAA 2007-63, 2007.
- [13] Falcon series (SpaceX)[R]. Jane's Space Systems and Industry, 2019.
- [14] 邓帆,陈少松.栅格翼外形特征对减阻影响的研究[J].实验流体力学,2011,25(3):10-15.
- [15] 杜涛,许晨舟,王国辉,等.人工智能气动特性预测技术在火箭子级落区控制项目的应用[J].宇航学报,2021,42(1):61-73.

引用格式:杜涛,龚安龙,唐伟,等.局部后掠型栅格舵的气动特性研究[J].宇航总体技术,2021,5(2):14-23.

Citation: Du T, Gong A L, Tang W, et al. Research on aerodynamic characteristic of locally swept grid fins [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(2): 14-23.