

飞翼无人机保形进气道耦合进口格栅 气动与隐身综合特性

张乐¹, 周洲², 许晓平²

(1. 中国工程物理研究院 总体工程研究所, 四川 绵阳 621900;

2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 基于飞翼无人机(UAV)保形进气道和工程应用实例,进行了不同格栅间距的格栅设计。结合多层快速多极子方法(MLFMM)和混合网格计算方法,开展了保形进口格栅气动和隐身综合特性研究。结果表明:①随着格栅尺寸(间距)减小,格栅隐身效果逐渐增强;频率为1GHz下,格栅间距为波长的 $1/3$ 时,格栅电磁屏蔽效率约为48.93%,而当格栅间距达到波长的 $1/6$ 时,接近于完全屏蔽;②保形进口格栅对无人机翼面上流动干扰较小而对进气道内流特性影响明显;③随着格栅尺寸减小,全机升阻特性逐渐略微下降,进气道出口截面总压恢复逐渐降低而畸变指数逐渐增大。

关 键 词: 飞翼无人机(UAV); 保形进气道; 格栅; 电磁屏蔽效率; 气动; 隐身

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Aerodynamic and stealthy integrated performance of conformal inlet coupling entrance grille of flying wing unmanned aerial vehicle

ZHANG Le¹, ZHOU Zhou², XU Xiaoping²

(1. Institute of Systems Engineering,

China Academy of Engineering Physics, Mianyang Sichuan 621900, China;

2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the conformal inlet of flying wing unmanned aerial vehicle (UAV) and the relevant engineering application, grilles with different grille hole spacing were designed. Research on the integrated design of aerodynamic and stealthy performance was carried out based on multilevel fast multipole method (MLFMM) and the numerical simulation with hybrid grid. Results indicated: (1) With the decrease of grille hole spacing, the electromagnetic shielding effectiveness increased gradually; at the frequency of 1GHz, the electromagnetic shielding effectiveness can reach to about 48.93% when the grille hole spacing was $\lambda/3$ (λ represents wavelength), and it would be shielded entirely while the grille hole spacing reached $\lambda/6$; (2) The conformal inlet grille generated a little influence on the fluid flow of wing surface of the flying wing UAV, but it had greater influence on the internal flow of inlet; (3) With the decrease of grille hole spacing, the lift/drag characteristic of flying wing

收稿日期: 2017-01-05

基金项目: 国家自然科学基金(11302178); 国家预研项目(513250101)

作者简介: 张乐(1988—),男,工程师,博士,研究领域为飞行器总体设计、气动隐身一体化研究。E-mail:568498886@qq.com

引用格式: 张乐,周洲,许晓平. 飞翼无人机保形进气道耦合进口格栅气动与隐身综合特性[J]. 航空动力学报,2018,33(7):1612-1621. ZHANG Le, ZHOU Zhou, XU Xiaoping. Aerodynamic and stealthy integrated performance of conformal inlet coupling entrance grille of flying wing unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(7): 1612-1621.

UAV declined appreciably, while the total pressure recovery coefficient decreased and the distortion coefficient increased.

Key words: flying wing unmanned aerial vehicle (UAV); conformal inlet; grille; electromagnetic shielding effectiveness; aerodynamic; stealthy

飞翼布局由于没有尾翼、鸭翼等安定面,且机翼和机身可通过高度融合进行一体化设计,从而兼顾高气动、高隐身特性,因而逐渐成为近年来实现气动隐身一体化设计的最佳选择^[1],如 RQ170、X47B 等;甚至欧美已经推出了多个具有标模意义的通用飞翼布局研究模型,如 SACCON 通用飞翼布局、波音公司设计的 UCAV1303 飞翼系列等^[2-4]。飞翼布局进气道虽然常采用 S 弯设计,降低其在飞行器前向区域的部分散射,但由于其为大口径结构(甚至采用双进气道),电磁波经腔体内壁和压气机叶片的反射后,仍可在入射方向贡献较大 RCS(radar cross section, 量符号记为 R_{cs}),以文献[5]中矩形进气道为例,对比 10 GHz 前向 $-20^{\circ} \sim 20^{\circ}$ 时 RCS 均值,发动机终端开放下,耦合进排气系统时 RCS 均值增加 $4.57 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$,而终端封闭时,增幅达到了 $21.78 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$ 。针对飞行器进气道在前向区域形成的明显强散射,国内外开展了多种 RCS 缩减技术研究,其中进气道格栅电磁屏蔽技术是典型措施之一。

目前,进气道格栅技术工程中典型成功应用为 F117 隐身战斗轰炸机和 RQ170 飞翼布局无人机,主要利用格栅电磁屏蔽作用达到良好的隐身效果,并且重点代价小、综合效费比高,同时也几乎不会带来额外的维护使用问题。

进气道格栅技术就是在进口安装金属网栅,其设计原理为:一方面是让电磁波在网栅上进行散射,使得入射电磁波绝大部分能量反射到雷达无法接收的方向上,导致电磁波无法进入进气道,也即格栅电磁屏蔽作用;另一方面还迫使进入进气道的电磁波在格栅和腔体内部进行多次反射,既加强了波的衰减,又加大了电磁波在腔体出口(进气道进口)的散射程度,进一步导致回波强度减小。

对于进气道进口格栅的气动和隐身特性研究,世界各国应该进行了较多的试验验证和仿真计算研究,但其在公开期刊文献上发表仍极少。梁德旺等^[6]虽然研究了进气道格栅气动和隐身性能,但其是在进气道内部设置格栅;Rumpf 等^[7]

和 Chiccine 等^[8]分别在导弹和冲压发动机上安装了气动格栅,主要研究了格栅的整流效果以及其用于降低燃烧室进口畸变指数;Piercy 等^[9]在美国国家航空航天局(NASA)同样研究了气动格栅用于减小进气道出口流动畸变,并取得了良好的效果;国内学者陈建华等^[10]、梁思等^[11]、康玉东等^[12]分别结合试验和数值模拟方法开展了格栅对气动性能的影响研究,且其格栅均安装在进气道下游位置,研究表明气动格栅可以用于改善进气道出口流动畸变;另外,对于隐身性能研究,国内外学者^[13-15]主要针对金属网栅进行了电磁散射特性和电磁屏蔽效能等研究,并最终达到网栅电磁屏蔽干扰或隐身的效果;桑建华^[16]进行了关于飞机隐身进口格栅的试验,并给出了格栅初步 RCS 测试结果。

以上研究对本文研究工作给予了一定的参考,但其研究主要侧重于进气道下游格栅气动特性影响、或金属网栅的电磁屏蔽干扰和隐身影响、或仅仅研究格栅隐身特性影响,而针对于飞行器而言,以 F-117A 飞机为例,其采用进口格栅虽获得了极好的隐身性能,但总体来说气动性能较差,其进口格栅在大迎角大机动下进气效率较差,从而也表明了进口格栅设计需要同时兼顾气动和隐身性能。本文研究基于大展弦比飞翼布局无人机,进行了保形进气道进口格栅设计,并开展了进口格栅对于飞翼布局无人机气动和隐身综合特性影响研究。

1 飞翼无人机耦合保形进口格栅设计

本文飞翼无人机采用大展弦比布局,进气道为基于文献[5]中矩形进气口模型优化后的进气道。对于本文飞翼模型进行隐身计算,不管采用低频还是高频近似算法,在 L 波段即呈现电大尺寸, S 波段下则为超电大尺寸,仿真计算需要占据巨大计算资源,基于全尺寸大展弦比飞翼布局耦合进口格栅进行计算可能无法进行或计算效率极低,因而将对其进行一定的模型简化。

为了充分兼顾机体表面与进口格栅之间的电磁耦合效应,简化的模型保持机身不变,且为防止

机身与内翼交接处形成强镜面反射,在沿展向向外 750 mm 处内翼段中建立过渡线,最后将机身与内翼交接截面向过渡线平滑过渡(如椭圆虚线圈出),简化飞翼布局干净构型如图 1 所示。

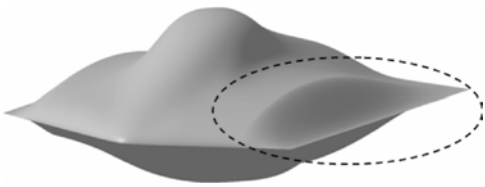


图 1 简化后飞翼布局无人机干净构型
Fig. 1 Simplified clean flying wing UAV

本文保形进气口轮廓在俯视方向为典型的平面形状,与机翼前后缘是相互平行的,其在俯视方向为平行四边形,格栅设计时首先将进气口轮廓分别划分为 N 等份, $N=5, 10, 15, 20, 25$, 也即将格栅平面形状划分为 N^2 个小格栅,图 2 所示为 $N=10$ 时飞翼布局耦合进口格栅俯视图;然后将该 N^2 个小格栅沿垂直水平面方向与进气口面相交,由于采用保形设计,进气口面与飞翼布局原始截面相同,形成的是一个形状不规则的曲面,进口格栅形状也具有一定的非规则性;最后将所形成的格栅口面沿流向方向延伸与格栅孔间距尺寸相同的距离,建立了保形进口格栅,其中,考虑到格栅设计建模与后文气动、电磁散射特性计算中的复杂程度,此次保形格栅设计中认为格栅是无厚度的,且保形格栅的倾角沿展向是变化的,格栅倾角约为 $10^{\circ}\sim 18^{\circ}$ 。

本文将首先选取重要的 L 波段下的 1 GHz 进行隐身特性研究,重点关注保形进口格栅隐身特性变化。保形进气口轮廓在展向和流向长度约为 1 m,因而设计的格栅尺寸参数 $N=5, 10, 15, 20, 25$ 分别对应 1 GHz 下尺寸为 $2\lambda/3, \lambda/3, 2\lambda/9, \lambda/6, 2\lambda/15$ 。图 3 所示为 $N=10$ 飞翼无人机保形

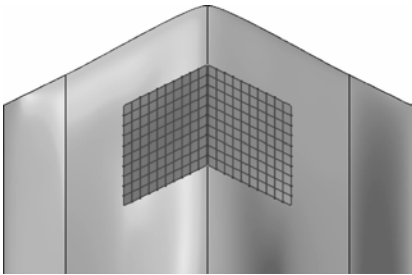


图 2 飞翼无人机保形进口格栅俯视图 ($N=10$)
Fig. 2 Planform of conformal entrance grille for flying wing UAV ($N=10$)

进口格栅示意图(FW 为 flying wing 缩写,后文相同),由图可见,进口格栅形状呈现非规则性,研究其隐身特性影响是有必要的,并还需关注其对于进气道内流特性的影响。

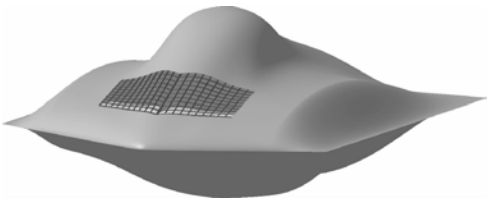


图 3 简化后飞翼布局保形进口格栅示意图 ($N=10$)
Fig. 3 Simplified flying wing inlet with conformal grille ($N=10$)

2 气动与隐身数值计算方法及验证

2.1 格栅电磁散射特性数值计算方法与验证

低频积分方法能够适用任意电磁激励下的任意几何形状^[17],而多层快速多极子(multilevel fast multipole method, MLFMM)^[18-20]是目前发展较为成熟且广泛应用于加速电磁散射低频计算的一种算法。基于进口格栅外形复杂,为了获取较高的计算精度,飞翼布局耦合格栅隐身计算采用 MLFMM,且基于成熟的商业软件 FEKO 进行计算,计算坐标系与文献[5]中隐身计算相同。

为了验证格栅电磁散射特性数值计算方法的有效性,建立了斜切 45° 矩形直腔进气道耦合 $5\text{ mm}\times 5\text{ mm}$ 格栅模型,直腔进气道进口截面尺寸为 $240\text{ mm}\times 240\text{ mm}$,腔壁和格栅厚度为 2 mm,直腔进气道模型示意图如图 4 所示。仿真计算时采用三角形面元网格,频率为 10 GHz 网格剖分尺寸为 $\lambda/8$ (λ 为雷达波长),网格数量为 46 178。

加工制作了相同的格栅试验模型,格栅和腔体边框采用 2 mm 椴木板,格栅和各面板均贴上铝箔,隐身测试在西北工业大学国家级重点实验

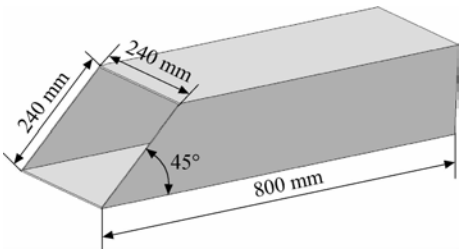


图 4 直腔进气道模型
Fig. 4 Model of straight cavity inlet

室微波暗室进行,格栅试验模型如图 5 所示。

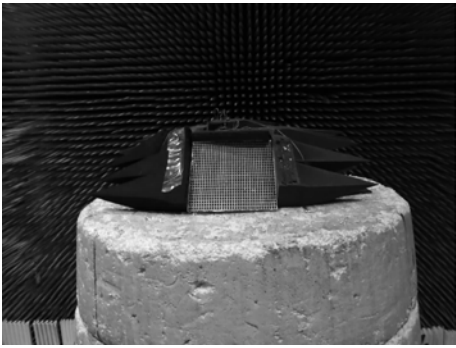


图 5 5 mm×5 mm 格栅耦合进气道测试模型
Fig. 5 Test model of 5 mm×5 mm grille coupling inlet

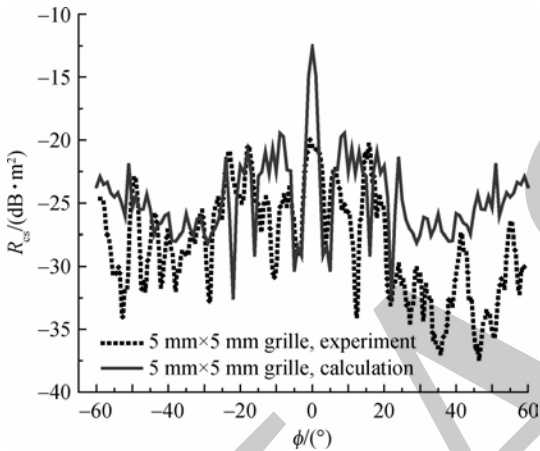


图 6 5 mm×5 mm 格栅模型计算与试验 RCS 对比
Fig. 6 RCS comparison of 5 mm×5 mm grille between calculation and experiment

图 6 所示为 5 mm×5 mm 格栅模型试验和仿真计算 RCS 对比,由图可知,在前向 $-30^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 角域内格栅模型仿真计算与试验结果数值和变化趋势上吻合较好,随着入射角增大,数值误差逐渐增大,这主要是因为腔体外壁反射、壁面边缘绕射影响加剧造成的,考虑到腔体内壁散射影响角域主要集中在前向较小区域,结合仿真计算与试验的精度,可仅计算角域为 $-40^{\circ}\sim 40^{\circ}$ 内 RCS,并重点关注角域为 $-30^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 内 RCS 变化。总体来看,建立的格栅隐身计算方法是有效的。

对于本文飞翼布局耦合进口格栅模型,雷达波入射角度 $\phi=-40^{\circ}\sim 40^{\circ}$,间隔 1° 入射,采用垂直极化方式及单站雷达,仍按 $\lambda/8$ 进行三角形面元剖分,网格数量约为 17 万(频率为 1 GHz 时)。另外,为定量表征格栅隐身效果,本文将引入格栅电磁屏蔽效率参数,其定义为格栅模型 RCS(量符号记为 $R_{cs,g}$)相对进口开放模型的 RCS(量符

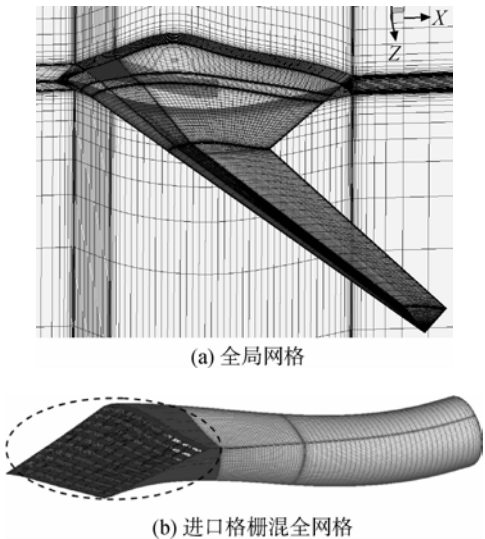
号记为 $R_{cs,i,o}$)缩减量与进口封闭模型 RCS(量符号记为 $R_{cs,i,c}$)相对进口开放模型的 RCS 缩减量之比。

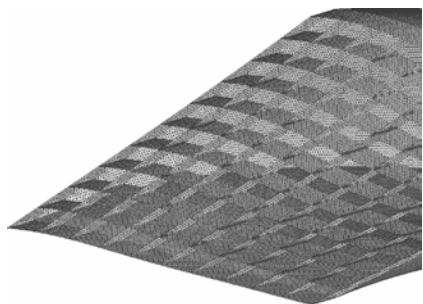
$$\eta = \frac{R_{cs,g} - R_{cs,i,o}}{R_{cs,i,c} - R_{cs,i,o}} \times 100\%$$

2.2 保形进口格栅气动计算方法及验证

考虑保形进口格栅形状复杂且无规则,格栅附近截面形状变化较剧烈,因而针对进口格栅气动数值模拟计算,提出一种采用非结构和结构网格组合的混合网格形式进行计算,其中进口格栅截面与进气道弦向 $x=2.7\text{ m}$ 截面之间为非结构网格,外流场及进气道后段流场均采用多块结构化网格。图 7 所示为飞翼无人机保形进口格栅(等间距 $N=10$)混合计算网格,为充分考虑格栅与无人机外流之间干扰,保留整个翼段,在外流场及进气道后段内流场结构网格中为保证黏性计算需要还采用了 O 型网格,且相应截面转折处和表面激波位置附近均进行了网格的加密。由图 7 (b)可见,进口格栅非结构网格较密,能够良好地反映进口格栅截面形状,非结构网格区域如图 7 (c)椭圆圈示意。对于进口格栅等间距 $N=10$ 模型,其非结构网格数量约为 310 万,结构网格数量约为 590 万。计算来流马赫数为 0.6,巡航高度 20 km,计算雷诺数 $Re\approx 5.4\times 10^6$,湍流模型为 $k-\omega$ SST(shear stress transport)模型。

文献[21]已经通过试验验证了采用多块结构化网格进行数值模拟的可靠性,本文将采用其相同的数值模拟方法,基于文献[5]中优化后保形进气道和其结构网格计算结果,验证所提出的混合网格计算方法的可靠性。图 8 为结构网格和混合网格计算的进气道出口截面总压 p_0 分布对比,由





(c) 进口格栅非结构网格局部放大

图 7 飞翼布局耦合保形进口格栅混合计算网格示意图($N=10$)

Fig. 7 Mixed computational grid of flying wing coupling entrance grille ($N=10$)

图可知,混合网格计算的总压分布与结构网格较相似,均能较好地预测进气道出口截面右侧局部低总压区,两种网格方式计算结果数值也较吻合,验证了所提出的混合网格计算方法的有效性,可以作为研究进口格栅复杂流动的有效工具。

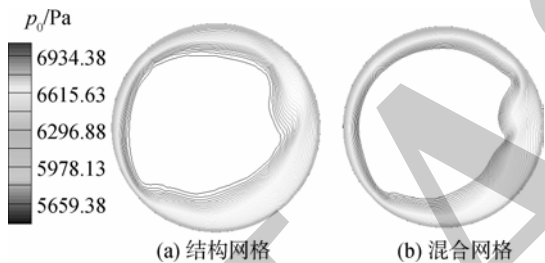


图 8 结构网格与混合网格计算截面总压分布对比
Fig. 8 Total pressure contours comparison of structured and mixed grid of computational section

3 计算结果与分析

3.1 飞翼无人机耦合保形进口格栅隐身特性分析

3.1.1 频率为 1 GHz 下格栅隐身特性

图 9 为频率 1 GHz 无人机迎角为 0° (垂直极化, VV) 时(记为 1 GHz-VV, 后文同)不同保形进口格栅模型 R_{cs} , 由图可知, 复杂非规则保形格栅具有良好的隐身效果, 整体上看, 随着格栅尺寸减小(N 逐渐增大), 进口格栅模型隐身效果逐渐增强。对比干净构型与进气口开放模型可知, 进气道腔体散射影响显著, 在角域为 $-26^\circ \sim 26^\circ$ 内, 两种模型之间 RCS 差值逐渐减小, 这是因为随着入射角增大, 腔体内部散射减弱, 且入射角接近前缘后掠角(26°)时, 前缘强镜面反射效果逐渐凸显; 而入射角继续增大时, RCS 差值增大, 这是因为在大角度探测方向, 进气道的侧壁面形成了平板

散射的强散射源所致, 因而, 对于隐身飞机设计而言, 进气道设计可能考虑在进气道内部分叉, 这样可以避免中间隔道的强散射。

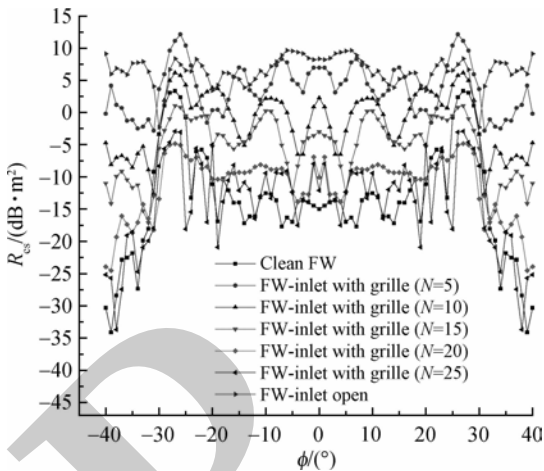


图 9 迎角为 0° 下不同保形进口格栅模型 RCS 对比 (1 GHz-VV)
Fig. 9 RCS comparison of different conformal entrance grilles at attack angle of 0° (1 GHz-VV)

当进口格栅等间距 $N=5$ (格栅间距约为 $2\lambda/3$) 时, 对比进气口开放模型可知, 格栅具有略微的隐身效果, 不过在局部角域(如前缘后掠角在 26° 附近)格栅反而使得隐身效果变差, 这是由于进入腔体的雷达波经过多次反射再次通过进口格栅时与机翼前缘形成了较强的散射叠加造成的。对比 $N=20$ (格栅间距约为 $\lambda/6$) 和 $N=25$ (格栅间距约为 $2\lambda/15$) 模型 RCS 可知, 两者 RCS 值变化较接近, 且逐渐趋于干净构型 RCS 值, 表明格栅模型已经达到了几乎完全屏蔽的隐身效果。

再仔细对比进口格栅等间距 $N=10$ 和 $N=20$ 模型(格栅间距约为 $\lambda/3, \lambda/6$) RCS 变化, 随着格栅间距变小, 格栅屏蔽效果是明显增强的; 另外, 对于干净构型, 其在前缘后掠 26° 附近产生了明显的峰值, 但其他方位角较小, 而进气口开放模型会形成较强腔体散射, 使得前缘 RCS 峰值不凸显, 这也表明了腔体散射强度较大, 考虑使用格栅进行屏蔽是有必要的。

为定量分析格栅电磁屏蔽效果, 表 1 给出了进口格栅模型在前向 $-40^\circ \sim 40^\circ$ 时 RCS 均值对比, 表 1 中 $\bar{R}_{cs}$ 表示 R_{cs} 的均值。由表可知, 当格栅间距达到 $\lambda/3$, 格栅电磁屏蔽效果约为 48.93%, 而当格栅间距达到 $\lambda/6$ 时, 格栅模型的 RCS 均值较干净构型更小, 这是因为格栅模型在 26° 附近形成的腔体散射与前缘散射相干叠加, 正好减弱

了该处峰值,这也进一步表明了格栅模型带来的良好隐身效果。

表 1 不同进口格栅模型前向 $-40^{\circ}\sim 40^{\circ}$ 时 RCS 均值
(1GHz-VV)

Table 1 Mean value of RCS of different entrance grilles
at the azimuth angle from -40° to 40°
(1GHz-VV)

模型	$\bar{R}_{cs}$ 均值/(dB·m ²)
进气口开放	6.956
格栅(N=10)	0.626
格栅(N=20)	-9.497
干净构型	-5.981

3.1.2 频率为 3 GHz 下格栅隐身特性

格栅隐身效果与雷达波频率是息息相关的,因而再选取了 S 波段下的 3 GHz 进行仿真研究,考虑计算资源的限制及计算效率,此频率下计算表面网格按照 $\lambda/6$ 剖分,网格量约为 150 万。

图 10 为频率 f 为 3 GHz 下进口格栅等间距 $N=20$ 模型 RCS 对比,在 3 GHz 下该格栅模型间距约为 $\lambda/2$ 。由图可知,进口格栅模型在 3 GHz 下 RCS 变化与 1 GHz 还是有所差异,在不同雷达波入射角度下,3 GHz 下 RCS 值变化较敏感,相邻入射角度 RCS 变化幅度更大,这是因为随着电磁波频率增加,干涉波峰的宽度越窄,电磁散射变化也更剧烈。由图还可知,格栅模型 RCS 值基本处于干净构型与进气口开放模型之间,格栅电磁

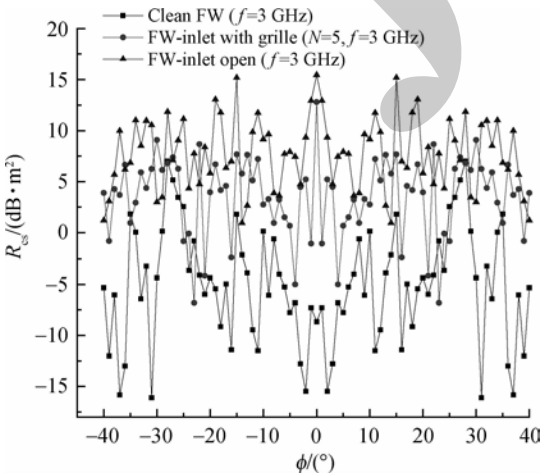


图 10 3 GHz 下进口格栅等间距 $N=20$ 模型
RCS 对比(VV)

Fig. 10 RCS comparison of the entrance grille ($N=20$)
at the frequency of 3 GHz (VV)

屏蔽效果明显。

表 2 给出了频率为 3 GHz 下进口格栅等间距 $N=20$ 模型前向 $-40^{\circ}\sim 40^{\circ}$ 时 RCS 均值对比,由表 1 可知,格栅模型较进气口开放模型缩减了 $4.125\text{ dB}\cdot\text{m}^2$,电磁屏蔽效率达到约 38.14% ,说明了格栅模型在 3 GHz 仍然具有一定隐身效果。

表 2 3 GHz 下进口格栅等间距 $N=20$ 模型前向
 $-40^{\circ}\sim 40^{\circ}$ 时 RCS 均值(3GHz-VV)

Table 2 Mean value of RCS of the entrance grille
($N=20$) at the azimuth angle from -40°
to 40° (3GHz-VV)

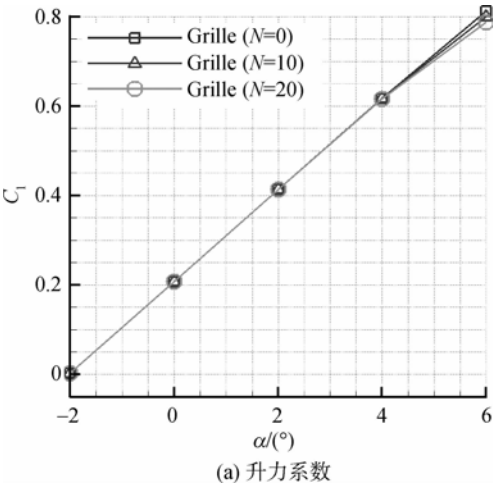
模型	$\bar{R}_{cs}$ /(dB·m ²)
干净构型	-1.76
格栅($N=20$)	4.973
进气道开放	9.125

3.2 飞翼无人机耦合保形进口格栅内外流
一体化气动特性分析

通过文中第 3.1 节研究可以发现,保形进口格栅具有良好的隐身效果,且随着格栅间距减小,格栅屏蔽效果增强,但格栅尺寸的缩小必然对进气道进气效率产生一定影响,因而本节将开展保形进口格栅气动特性影响。

3.2.1 格栅对纵向基本气动特性影响

图 11 所示为飞翼布局耦合典型进口格栅纵向气动特性对比,其中 grille 代表格栅, $N=0$ 表示进气道无格栅模型, $N=10, 20$ 分别表示进口格栅等间距为 10、20 段($N=5, 15, 25$ 模型未给出)。由图可知,随着格栅尺寸逐渐减小(N 逐渐增大),升力系数 C_l 在小迎角($-2^{\circ}\sim 4^{\circ}$)基本保持一致,而迎角 $\alpha=6^{\circ}$ 时升力减小明显,阻力系数



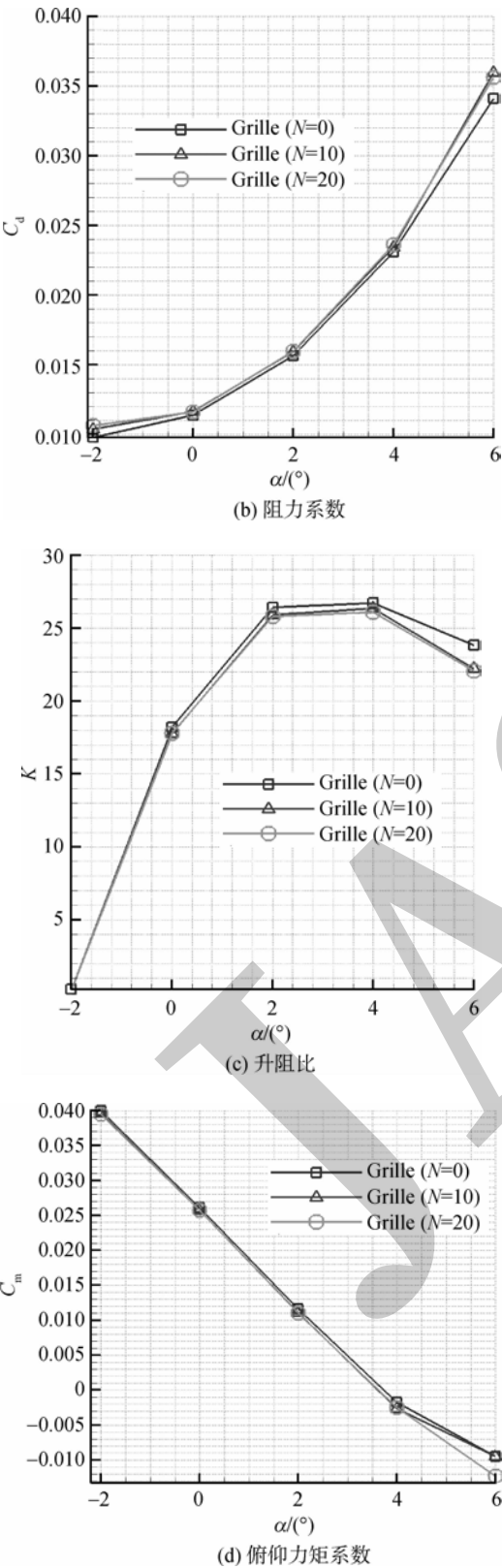


图 11 飞翼布局耦合典型保形进口格栅纵向基本特性对比

Fig. 11 Longitudinal basic characteristics comparison of flying wing coupling entrance grilles

C_d 在小迎角下略微增大而大迎角时增大更明显, 最终反映为随着迎角增大, 升阻特性(图中 K 表示

升阻比)下降更明显;相应地,俯仰力矩系数 C_m 变化也较微弱,只在格栅尺寸减小较大时形成一个较明显的低头力矩。整体上看,进口格栅的存在将使得升阻特性略微下降,并相应地会形成一定的低头力矩,且随着格栅间距减小,升阻特性下降更大。

为了更明确研究进口格栅对于翼面上的流动干扰,图 12 给出飞翼布局耦合典型保形格栅在展向 $y/b=5\%$ 位置压力分布对比,图中 C_p 表示压力系数, y/b 表示无量纲展向位置。该位置处于进气口附近(沿翼尖方向,不与进气道相交)。由图可知,进口格栅主要影响弦向 $5\% \sim 20\%$ 翼面上流动,该弦向位置(x/C 表示无量纲弦向位置)位于进口格栅附近,并且两种格栅模型对于翼面上压力分布影响很接近,格栅间距减小对于翼面压力影响仅仅略微增大;另外,格栅模型在截面前段使得压力先升高后减小,会增大横流不稳定性,并导致转捩提前,从而导致摩阻的增加,进而影响全机升阻特性。

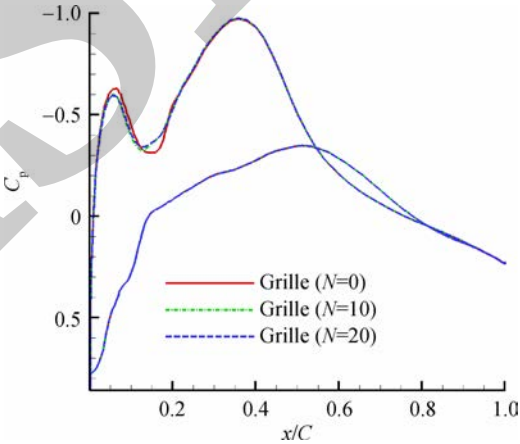


图 12 迎角为 2° 时飞翼布局耦合保形格栅压力对比 ($y/b=5\%$)

Fig. 12 Pressure coefficient comparison of flying wing coupling conformal grilles at attack angle of 2° ($y/b=5\%$)

3. 2. 2 格栅对进气道内流特性影响

图 13 所示为迎角 $\alpha=2^\circ$ 下不同进口格栅模型进气道出口截面总压分布对比,由图可知,进口格栅对于进气道内流影响是相当明显的。在小迎角 ($\alpha=2^\circ$) 下,当进口格栅等间距 $N=10$ 时,进气道出口截面右侧即形成局部低总压区,总压恢复下降较明显;随着格栅尺寸进一步减小 (N 逐渐增大),进气道出口截面在右侧仍呈现明显低总压区且形似“桃形”,不过形状存在略微的差别,总压恢复变化不大。

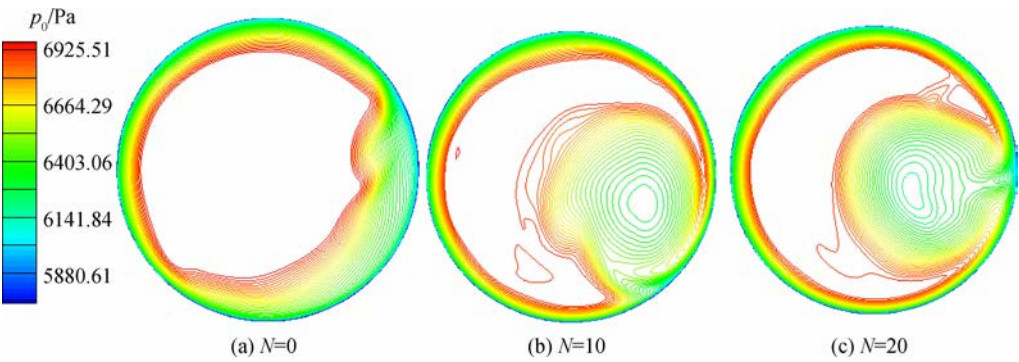


图 13 迎角 2°下不同进口格栅模型进气道出口截面总压对比

Fig. 13 Total pressure comparison of inlet exit section with different entrance grilles at attack angle of 2°

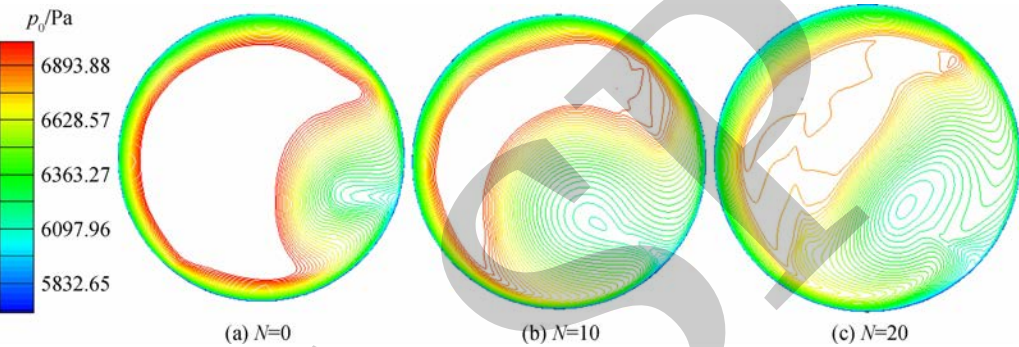


图 14 迎角 6°下不同进口格栅模型进气道出口截面总压对比

Fig. 14 Total pressure comparison of inlet exit section with different inlet grilles at attack angle of 6°

图 14 所示为迎角 $\alpha=6^\circ$ 下不同进口格栅模型进气道出口截面总压分布对比,在大迎角($\alpha=6^\circ$)下,各进口格栅模型对于进气道内流特性影响逐渐凸显,进气道出口截面总压分布差异性较大;由图可知,迎角 $\alpha=6^\circ$ 时无格栅模型在右侧仅诱导出较小的低总压区,耦合进口格栅影响后,右侧低总压区逐渐扩展,流动畸变更大,且随着格栅尺寸逐渐减小,低总压区逐渐向截面底部、左侧进一步扩展,总压恢复下降较快,这也表明了进口格栅极大地影响大迎角下进气道内流特性,进口格栅尺寸越小,进气道内流特性越差。

为了更加明确地分析进气道内流特性的变化,图 15 和图 16 分别给出了飞翼布局耦合不同进口格栅模型进气道出口截面总压恢复 δ 与畸变指数(使用 DC(60)^[5] 表示,量符号记为 $D_c(60)$) 对比。由图 15 可知,相比于进气道无格栅构型,进口格栅等间距 $N=5$ 时,进气道出口截面总压恢复明显下降,迎角在 $-2^\circ\sim6^\circ$ 之间,基本下降量保持在 0.015 左右;另外,随着格栅尺寸逐渐减小,进气道总压恢复也逐渐降低,且格栅尺寸减小至等间距 $N=20$ 和 $N=25$ 时,总压恢复较接近。

由图 16 可以发现,进气道出口截面畸变指数规律与总压恢复规律相似,由进气道无格栅转为使用进口格栅等间距 $N=5$ 时,进气道畸变指数增加较快,而随着格栅尺寸的进一步减小,畸变指数也逐渐增加,不过增加幅度逐渐减小。

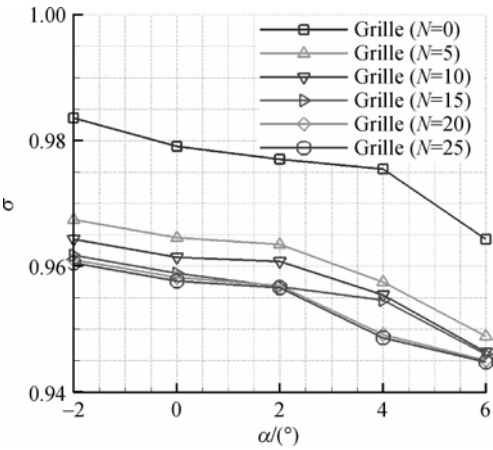


图 15 不同进口格栅模型进气道出口截面总压恢复系数对比

Fig. 15 Total pressure recovery coefficient comparison of inlet exit section with different entrance grilles

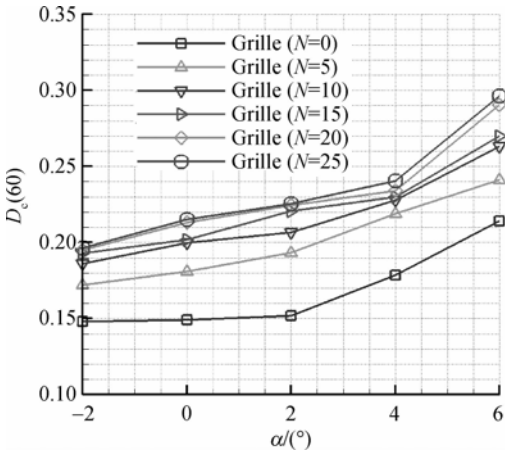


图 16 不同进口格栅模型进气道出口截面畸变指数对比
Fig. 16 Distortion coefficient comparison of inlet exit section with different entrance grilles

4 结 论

通过以上研究可以得出以下几点结论：

1) 随着格栅尺寸逐渐减小(格栅等间距 N 逐渐增大)飞翼布局耦合保形进口格栅隐身效果逐渐增强;其中在频率为 1 GHz 下,格栅间距为 $\lambda/3$ 时,格栅电磁屏蔽效率约为 48.93%,而当格栅间距达到 $\lambda/6$ 时,基本达到了完全屏蔽的效果。

2) 格栅电磁屏蔽(隐身)效果与雷达波频率是密切相关的,相同尺寸的格栅模型随着频率增加,其电磁屏蔽效果是减弱的。

3) 飞翼无人机保形进口格栅对于翼面上流动干扰较小而对于进气道内流特性影响明显。

4) 飞翼无人机构合格栅模型全机升阻比略降;随着格栅间距减小,升阻特性逐渐下降,进气道出口截面总压恢复逐渐降低且畸变指数逐渐增大,其中总压恢复下降量约为 0.015~0.02。

综合上述飞翼布局耦合保形格栅气动和隐身特性变化规律来看,气动和隐身性能随格栅尺寸(间距)的变化呈现相互矛盾的规律,需充分结合设计要求与目标进行综合权衡,最终得到相对折中的进口格栅设计。

参考文献：

[1] AUSTIN R. Unmanned aircraft systems[M]. New York: John Wiley and Sons Incorporation, 2010.

[2] 李永红,黄勇,王义庆,等. 隐身相对厚度对小展弦比飞翼布局跨声速气动特性及流动机理的影响研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(3): 302-306.

LI Yonghong, HUANG Yong, WANG Yiqing, et al. Wing-body thickness effects on aerodynamic and vortex flow characteristics of common low-aspect-ratio flying-wing con-

figuration at transonic flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(3): 302-306. (in Chinese)

[3] LIERSCH C M, HUBER K C. Conceptual design and aerodynamic analyses of a generic UCAV configuration[R]. AIAA-2014-2001, 2014.

[4] WOOLVIN S J. A conceptual design study of the 1303 UCAV configuration[R]. AIAA-2006-2991, 2006.

[5] 张乐,周洲,许晓平,等. 飞翼无人机 3 种保形进气口进气道气动与隐身综合特性对比[J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1651-1660.

ZHANG Le, ZHOU Zhou, XU Xiaoping, et al. Comparison on aerodynamic and stealthy performance of flying wing unmanned aerial vehicle with three conformal intake inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1651-1660. (in Chinese)

[6] 梁德旺,郭荣伟,赵明桂. 格栅对进气道的气动性能和电磁散射特性的影响[J]. 航空学报, 1998, 9(5): 567-569.

LIANG Dewang, GUO Rongwei, ZHAO Minggui. Effect of honeycomb on aerodynamic performance and radar cross section of inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 9(5): 567-569. (in Chinese)

[7] RUMPF R L, SHIPPEN W B. Comparison of aerogrids and punched plates for smoothing flow from short annular diffusers[R]. NASA CR-120960, 1972.

[8] CHICCINE B G, ABDALLA K L. Experimental investigation of expanded duct sections and screens for reducing flow distortions at subsonic flows[R]. NASA MEMO 1959E, 1959.

[9] PIERCY T G, KLANN J L. Experimental investigation of methods of improving diffuser-exit total-pressure profiles for side-inlet model at Mach 3.05[J]. Neuroendocrinology, 1955, 54(1): 3-9.

[10] 陈建华,李龙飞,周立新,等. 液氧/煤油补燃火箭发动机整流栅应用研究[J]. 火箭推进, 2007, 33(2): 1-6.

CHEN Jianhua, LI Longfei, ZHOU Lixin, et al. Application of the perforated distribution plate in the LO_x/kerosene staged combustion rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(2): 1-6. (in Chinese)

[11] 梁思,张传民,张龙. 气动格栅改善进气道流场的实验研究[J]. 推进技术, 1992, 2(1): 8-13.

LIANG Si, ZHANG Chuanmin, ZHANG Long. An experimental investigation of the inlet exit flow field improved by aerodynamic grid[J]. Journal of Propulsion Technology, 1992, 2(1): 8-13. (in Chinese)

[12] 康玉东,邓远灏,钟世林,等. 亚燃冲压发动机气动格栅整流效果研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(4): 22-26.

KANG Yudong, DENG Yuanhao, ZHONG Shilin, et al. Flow smoothing effect of aerodynamic frid for ramjet combustor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(4): 22-26. (in Chinese)

[13] DAS N C, KHAISTGIR D, CHAKI T K, et al. Electromagnetic interference shielding effectiveness of carbon black

and carbon fibre filled EVA and NR based composites[J]. Composites;Part A Applied Science and Manufacturing, 2000,31(10):1069-1081.

[14] POMPOSO J A, RODRIGUEZ J, GRANDE H. Polypyrrole-based conducting hot melt adhesives for EMI shielding applications[J]. Synthetic Metals, 1999,104(2):107-111.

[15] 王长伟. 金属网栅用于隐身技术的研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2006.

WANG Changwei. Research on the metallic mesh for stealth technology[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006. (in Chinese)

[16] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2013.

[17] KNOTT E F. Radar cross section[M]. Dedham, MA: Artech House Incorporation, 1985.

[18] LU C C, CHEW W C. A multilevel algorithm for solving a boundary integral equation of wave scattering[J]. Microwave and Optical Technology Letters, 1994, 7(10): 466-470.

[19] WU Yueqian, YANG Minglin, SHENG Xinqing, et al. Computation of scattering matrix elements of large and complex shaped absorbing particles with multilevel fast multipole algorithm[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2015,156(1):88-96.

[20] ZHANG Kedi, JIN Jianming. Parallelized multilevel fast multipole algorithm for scattering by objects with anisotropic impedance surfaces[J]. International Journal of Numerical Modeling: Electronic Networks, Devices and Fields, 2015,28(1):107-119.

[21] 张乐,周洲,许晓平,等. 飞翼无人机保形进排气系统动力数值模拟与流场特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2015, 33(3):353-360.

ZHANG Le, ZHOU Zhou, XU Xiaoping, et al. Numerical simulation of power and flow field characteristics of conformal intake and exhaust for flying wing unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015,33(3):353-360. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)