翼形几何参数对机翼散射特性的影响[1)]

马东立

(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系)

摘 要 系统地揭示了翼形几何参数对机翼的空间散射特性、极化散射特性的影响规律. 研究发现,在垂直极化状态下用理论尖劈公式计算机翼后缘绕射的计算结果与实验结果相差甚远. 提出在垂直极化状态下机翼后缘绕射的计算必须将后缘厚度考虑在内的见解. 对于水平极化,前缘散射波峰只与前缘半径有关;而对于垂直极化,前缘散射波峰与翼形最大厚度以及最大厚度位置有关. 给出前后缘散射波峰的工程估算公式,为低雷达散射截面(*RCS*)机翼设计提供依据.

关键词 翼型; 前缘; 后缘; 散射; 雷达散射截面

分类号 V 218; V 224

机翼并非飞机上形成最强散射源的部件. 但当那些最强的散射源被减缩以后,在飞机的某些重要照射方向上,机翼的几个散射波峰就成为不可忽视的强散射源. 例如,YF-22 飞机的散射波峰就是集中在与机翼前后缘垂直的方向. 了解机翼散射波峰的数量、所在方位角及其强度同机翼几何参数间的关系是提出机翼 *RCS* 减缩措施、低 *RCS* 外形设计原则的基础. 机翼随俯仰角变化的散射特性在文献[1]中已有详述,本文不予讨论.

1 翼形参数对来自前缘的波峰强度的影响

1.1 前缘半径的影响

实验结果表明,在平行极化状态下,直射区前缘 *RCS* 峰值$\sigma^{\dagger}_{/\!/}$可以用下式描述:

$$\sigma^{\dagger}_{/\!/} = \pi L_1^2 \left(\frac{r}{\lambda}\right)^{0.57} \qquad (1)$$

式中 L_1 为前缘长度, r 为前缘半径, λ 为波长.

从表 1 看出,除个别点外,$\sigma^{\dagger}_{/\!/}$的计算值与实测值的偏差均不超过1.7 dB. 公式(1)是对计算金属丝 *RCS* 的 Mentzer 公式及 Chu 公式[2]拟合而成的经验公式,使用条件是 $r \leq \lambda \ll L_1$. 结果表明,在上述条件及水平极化状态下,翼形参数之中,只有前缘半径影响前缘 *RCS* 峰值,至于前缘后边的机翼剖面具有何种形状,对 $\sigma^{\dagger}_{/\!/}$没有影响.

1.2 剖面几何参数对前缘波峰的影响

对实验结果的分析发现,在垂直极化状态下,修正后的椭圆柱法向 *RCS* 表达式的计算结果与实验结果呈现高度的一致(见表 2). 此表达式为

$$\sigma^{\dagger}_{\perp} = \frac{K_1 K_2 \pi L_{le}^2 c^2}{2\lambda x_c} \qquad (2)$$

式中 c 为翼剖面的最大厚度; x_c 为翼剖面最大厚度至前缘的距离; L_{le}为前缘有效长度; K_1、K_2 为两个修正系数.

在 L_{le}和弦长 b_l 一定的条件下,前缘 *RCS* 峰值与最大厚度 c 的平方成正比;最大厚度所在位置 x_c 的大小,对前缘 *RCS* 峰值虽有影响,但影响不大, x_c 改变 10 %, $\sigma^{\dagger}_{\perp}$改变不到 1 dB.

表 1 $\sigma^{\dagger}_{/\!/}$的计算值与实测值的对比 dBsm

试 件	1#	2#	3#	4#	5#	6#	7#	8#	9#	10#
测试值	- 2.4	- 4.4	- 7.4	- 7.5	- 9.0	- 8.2	- 8.1	- 7.5	- 7.6	- 8.4
计算值	- 3.5	- 5.2	- 6.9	- 8.6	- 10.3	- 9.0	- 8.3	- 7.5	- 8.3	- 9.2

表 2 $\sigma^{\dagger}_{\perp}$的计算值与实测值的对比 dBsm

试 件	1#	2#	3#	4#	5#	6#	7#	8#	9#	10#
测试值	- 3.5	- 7.1	- 11.9	- 20.1	- 20.1	- 16.9	- 13.8	- 12.2	- 14.7	- 17.5
计算值	- 4.4	- 8.4	- 13.0	- 19.0	- 19.0	- 15.5	- 13.8	- 12.0	- 14.2	- 17.2

收稿日期: 1996-10-29 作者 男 30 岁 副教授 100083 北京

1) 航空科学基金资助项目

如果将机翼绝对尺寸大小的影响排除在外(将 $\sigma_{\perp}^{\dagger}$ 除以 L_{te}^2 及 c),那么,相对厚度 c/b_l 由 10 %降至 4 %,则 $\sigma_{\perp}^{\dagger}$ 可以下降 4 dB. 这表明,气动特性及 RCS 特性对翼型相对厚度的要求是一致的.

当 $c \gg \lambda$(如 $c \geq 4\lambda$)时,在水平极化状态下,机翼前缘 RCS 峰值的大小,不再服从公式(1)的规律,而是与在垂直极化状态下一样服从公式(2)的规律. 因此,本节中所讲 c、x_c 及 c/b_l 对 $\sigma_{\perp}^{\dagger}$ 的影响规律也完全适用于 $c \gg \lambda$ 时的水平极化状态.

1.3 剖面几何参数对影区前缘 RCS 峰值的影响

理论计算和实验研究均证明,阴影区前缘 RCS 峰值 $\sigma_s^{\dagger}$ 只有在垂直极化状态下,才显露出来. 阴影区前缘 RCS 峰值 $\sigma_s^{\dagger}$ 是绕机翼前缘的爬行波形成的,从大量的一维成象的实验结果也证明了这一结论[3]. 由理论分析可以推得阴影区前缘 RCS 峰值 $\sigma_s^{\dagger}$ 的计算公式为

$$\sigma_s^{\dagger} = \frac{16\pi L_{ls}^2}{\lambda} | F_{12} |^2 \qquad (3)$$

式中

$$F_{12} = \sum_{p=1}^{2} (D_p^h)^2 e^{-\int_c a_p^h dS} \qquad (4)$$

$$(D_p^h)^2 = \frac{\lambda^{1/6} \rho_c^{1/3} e^{-j(\pi/12)}}{2\pi^{2/3} q_p' [Ai(-q_p')]^2} \cdot \left[1 + \left(\frac{\lambda}{\pi\rho}\right)^{2/3} \left(\frac{1}{30} q_p'^2 - \frac{1}{10} q_p'^4\right)\right] \qquad (5)$$

$$a_p^h = \frac{q_p'}{\rho} \left(\frac{\pi\rho}{\lambda}\right)^{1/3} e^{-j(\pi/6)} \left\{1 + \left(\frac{\lambda}{\pi\rho}\right)^{2/3} e^{-j(\pi/3)} \cdot \left[q_p' \left(\frac{1}{60} - \frac{2}{45}\rho\rho'' + \frac{4}{135}\rho'^2\right) + \frac{1}{q_p'^2}\left(\frac{1}{10} - \frac{1}{60}\rho\rho'' + \frac{1}{90}\rho'^2\right)\right]\right\} \qquad (6)$$

以上公式中,L_{ls} 为阴影区前缘有效长度;ρ_c 为前缘法向剖面最大厚度处的曲率半径;ρ 为前缘法向剖面最大厚度至前缘上任一点处的曲率半径;L_c 为沿前缘爬行的路程;dS 为沿前缘法向剖面的微分弧长;$q_1' = 1.018\ 79$,$q_2' = 3.248\ 20$,$Ai(-q_1') = 0.535\ 66$,$Ai(-q_2') = -0.419\ 02$.

公式(3)~(6)表明,阴影区前缘 RCS 峰值 $\sigma_s^{\dagger}$ 是最大厚度处的曲率半径、爬行段距离以及爬行过程中所经过的每一点的曲率半径的函数. 很难从公式(3)中分离出单独某个参数对 $\sigma_s^{\dagger}$ 的定量影响. 但从 $\sigma_s^{\dagger}$ 形成的机理可以得出如下定性结论:在最大厚度 c 和最大厚度所在位置 x_c 不变时,$\sigma_s^{\dagger}$ 将随前缘半径 r 的增大而增大,因为 r 是爬行波所经历的爬行路程中曲率半径最小处,而曲率半径越大爬行波衰减的幅度越小;在 r 和 c 不变时,$\sigma_s^{\dagger}$ 将随 x_c 的增大而减小,因为爬行路程 L_c 随 x_c 的增大而增大,而 L_c 越大爬行波衰减的幅度越大;在 r 和 x_c 不变时,$\sigma_s^{\dagger}$ 随 c 的增大而增大,因为随着 c 的增大,爬行路程中曲率半径的变化越小.

2 翼型参数对来自后缘的波峰强度的影响

2.1 后缘尖劈角对后缘 RCS 峰值的影响

实验研究表明,在水平极化状态下,后缘 RCS 峰值 $\sigma_{//}^{\dagger}$ 与后缘尖劈角 γ 之间的关系可以用半无限尖劈公式予以准确的描述:

$$\sigma_{//}^{\dagger} = \frac{4\pi L_{te}^2}{(2\pi - \gamma)^2 \cos^2 \beta_1} \qquad (7)$$

式中 $\beta_1 = \frac{\gamma/2}{2 - \gamma/\pi}$;$\gamma$ 为后缘法向剖面内的尖劈角;L_{te} 为后缘有效长度.

在垂直极化状态下,实验结果也呈现很强的规律性(图 1). 可以看出,随 γ 的增大,$\sigma_{\perp}^{\dagger}/L_{te}^2$ 略呈增加趋势. 既然水平极化状态下的后缘 RCS 峰值用半无限尖劈公式拟合得到了准确的描述,自然就想到用垂直极化状态下的半无限尖劈公式来拟合垂直极化状态下的后缘 RCS 峰值. 然而,此时产生的误差是不能接受的(图 1). 故影响垂直极化状态下的后缘 RCS 峰值的重要因素还不是后缘尖劈角. 实验表明,后缘的厚度是影响垂直极化状态下的后缘 RCS 峰值的重要因素.

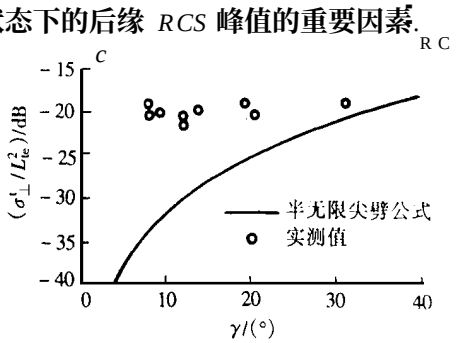


图 1 后缘尖劈角对后缘 RCS 峰值的影响

研究结果表明,无论是水平极化,还是垂直极化,后缘 RCS 峰值随后缘尖劈角的变化不大. 后缘波峰 RCS 的强度在水平极化状态下较在垂直极化状态下高出约 16~17 dB. 对这一点飞机设计者必须给以足够重视. 因为,目前绝大多数陆(海)基雷达及机载雷达使用水平极化.

2.2 后缘的厚度对后缘 RCS 峰值的影响

一般地,后缘的厚度 d 远小于波长 λ. 在这个

条件下来研究 d 对后缘 RCS 峰值的影响.

在水平极化状态下,由前面已被大量实验证实的公式(7)知,后缘 RCS 峰值与后缘的厚度 d 无关. 在垂直极化状态下, d 显示出对后缘 RCS 峰值 $\sigma^{\dagger}_{\perp}$ 的影响. 研究表明, d 对后缘 RCS 峰值的影响可以用下式来表示:

$$\sigma^{\dagger}_{\perp} = \frac{4}{9}\pi L_{\mathrm{eff}}\left(\frac{\pi d}{\lambda}\right)^{2} \qquad (8)$$

表 3 给出用上式的计算值与实测值的比较,两者的差别是很小的. 结果表明, d/λ 越小, $\sigma^{\dagger}_{\perp}$ 越小,即后缘尖劈越锋利, $\sigma^{\dagger}_{\perp}$ 越小. 这正是 F-117A 隐身飞机后缘棱边设计成象刀刃一样锋利的原因.

表 3　后缘的厚度对后缘 RCS 峰值的影响

试件	γ/(°)	d/mm	$\sigma^{\dagger}_{\perp}$(实测值)	$\sigma^{\dagger}_{\perp}$(计算值)
2#	20.0	0.6	- 28.5	- 29.2
TJ3	10.2	0.4	- 31.5	- 32.7
TJ2	4.9	0.2	- 35.8	- 38.7

2.3　影响阴影区后缘 RCS 峰值的剖面参数

产生阴影区后缘 RCS 波峰 $\sigma^{\dagger}_{s}$ 的机理是绕机翼后缘的爬行波造成的. $\sigma^{\dagger}_{s}$ 的实测值随相对厚度 c/b_t 的变化显示出较好的规律性(图 2). 随着翼剖面相对厚度的增加(相当于后缘尖劈角的增加) $\sigma^{\dagger}_{s}$ 先是急剧增加,然后转为缓慢增加. 若相对厚度从 4 %增加一倍到 8 %,则 $\sigma^{\dagger}_{s}$ 也增加一倍(3 dB). 这表明,为了降低 RCS 而采用相对厚度小的翼型同高速飞机为了提高气动性能而采用相对厚度小的翼型是一致的.

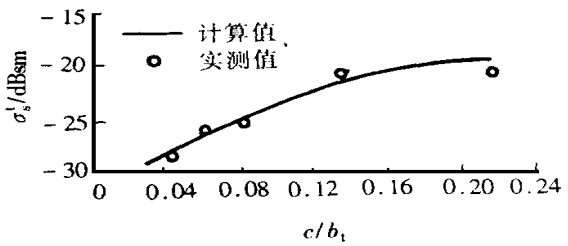


图 2　相对厚度对阴影区后缘 RCS 峰值的影响

3　结　论

由以上分析得出如下结论:

1) 在最大厚度所在位置 x_c 一定的条件下,降低最大厚度 c,能有效地降低前缘的散射波峰 $\sigma^{\dagger}$;在弦长一定的条件下,采用相对厚度小的翼型,同样能降低 $\sigma^{\dagger}$ 的强度.

2) 在水平极化状态下,前缘半径即使在远小于波长以后继续减小,仍能降低前缘波峰 $\sigma^{\dagger}$ 的强度. 因此,在与气动力要求兼容的条件下,应尽量减小前缘半径.

3) 后缘尖劈角对后缘波峰强度的影响极微,完全不必为降低此波峰而减小后缘尖劈角.

4) 垂直极化状态下,后缘的厚度对后缘波峰强度产生较大的影响,在工艺可能的条件下应尽量减小后缘的厚度.

参　考　文　献

1　马东立. 飞机生存力评估与敏感性减缩:[学位论文]. 北京:北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系,1996

2　Crispin J W, Siegel K M. Methods of radar cross section analysis. New York and London: Academic, 1968

3　马东立,武　哲. 二维机翼影区爬行波 RCS 的研究. 航空学报. 1996, 17(7): s116～119

4　马东立,武　哲. 机翼的雷达散射截面计算. 北京航空航天大学学报. 1995, 21(2): 40～45

Effects of Airfoil Geometric Parameters on Wing's Scattering Characteristics

Ma Dongli

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

Abstract　The effects of airfoil geometric parameters on wing's spacial and polarized scattering characteristics have been systematically revealed. The results of the study indicated that the calculating value of diffraction from trailing edge by using the formula of the straight wedge is very far from experimental results for vertical polarization, and the contribution of thickness of the trailing edge to scattering must be considered in the calculation. The scattering peak of leading edge depends only on radius of airfoil for horizontal polarization. But for vertical polarization, it depends on maximum thickness and the location of maximum thickness. Engineering formulas for evaluating all scattering peaks were given in the paper. It is important for the design of low-RCS wing.

Key words　airfoils; leading edges; trailing edge; scattering; radar cross section