非圆截面弹体气动隐身一体化设计方法

楚 亮 马东立 刘忠铁

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：从非圆截面弹体气动和隐身设计要求出发，根据多目标优化的基本概念，将Pareto方法与遗传优化搜索相结合，采用了联赛式选择复制算子、小生境技术和Pareto解集过滤器技术使解集具有较好分布特性，并在此基础上应用了旨在提高优化计算效率的响应面方法.通过采用基于N-S方程的数值求解方法计算弹体气动性能，采用物理光学法和物理绕射理论来计算其雷达散射截面积，实现了基于Pareto遗传算法的非圆截面弹体气动与隐身两个目标函数间的折衷与优化，取得了较好的优化设计结果.

关 键 词：非圆截面弹体；气动隐身一体化设计；Pareto遗传算法；响应面法

中图分类号：V 218

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)10-1268-05

Integrated design of aerodynamic and stealthy performance for missiles with non-circular cross section

Chu Liang Ma Dongli Liu Zhongtie

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: According to the aerodynamic and stealthy performance requirements in non-circular cross section configuration design, and based on the concept of multi-objective optimization, the Pareto method and genetic algorithm were combined and tournament selective reproductive operator, Niche and Pareto filters technology were used to get the results with favorable distribution. Further more, response surface methodology was proposed to improve optimization efficiency. The aerodynamic performance of the missile was calculated by N-S equation numerical method, and radar cross section was calculated by physical optics and physical theory of diffraction. Compromise and optimization between these two objective functions, aerodynamic and stealthy performance of non-circular cross sections based on Pareto genetic algorithm, were realized, and the results are satisfactory.

Key words: missiles with non-circular cross section; integrated design of aerodynamic and stealthy performance; Pareto genetic algorithm; RSM (response surface methodology)

非圆截面弹体作为常规旋成体弹体有吸引力的代替外形，越来越受到重视.研究表明，非圆截面外形具有更好的气动性能、较大的配平升阻比和配平升力、较轻的重量、较大的容积.特别是，非圆截面外形还对飞行器隐身特性有重大意义，这些特点构成了非圆截面飞行器许多潜在的优势[1].

在飞行器总体设计过程中优先考虑气动特性还是隐身特性很重要，主要取决于设计的目标是隐身飞行器还是具有隐身特征的飞行器.因此，设计师应根据具体的设计指标，在隐身性能和气动性能之间取得很好的折衷.飞行器的气动隐身一体化设计问题实际上是一个多目标优化问题.通常，多目标优化问题的最优解是一个由非劣解组成的解集，称为Pareto最优解集.对于实际应用问题，必须根据对问题的了解程度及决策人员的个人偏好，从多目标优化问题的Pareto最优解集合中挑选出一个或一些解作为所求多目标问题的

收稿日期：2008-12-08

作者简介：楚 亮(1980—)，男，陕西西安人，博士生，jjcl0623@126.com.

最优解.因此,求解多目标优化问题的基本步骤实际上就是求 Pareto 解集.目前,工程上已发展了线性加权和法、极大极小法、理想点法、逐次线性加权和法、遗传算法等求解方法.其中,遗传算法着眼于在个体的集合上进行运算操作,而 Pareto 最优解集一般也是一个解集.因此,可以预见遗传算法是处理多目标优化问题的有效方法.

本文针对一种典型凹凸形状非圆截面弹体构型,对其气动隐身一体化设计方法进行研究.采用 N-S 方程求解弹体绕流流场,利用物理光学方法计算雷达散射截面积,气动性能目标与隐身性能目标之间的折衷与优化采用遗传算法.为提高计算效率,建立了用于提高优化计算效率的响应面方法 RSM(Response Surface Methodology),响应函数模型采用二次多项式模型来.响应面的构建中采用均匀试验设计法.

1　气动隐身一体化设计方法

多目标优化研究的对象是多于一个的数值目标函数在给定区域内的最优解(极大化或极小化).通常多目标优化问题的多个目标处于冲突状态,即不存在一个最优解使其满足所有目标最优,一个目标性能的改善,往往以另一个或多个目标性能的下降为代价.

一般的多目标优化问题可描述为[2]

$$\left.\begin{aligned}&\min:\boldsymbol{\phi}(\boldsymbol{x})=[\phi_1(\boldsymbol{x}),\phi_2(\boldsymbol{x}),\cdots,\phi_i(\boldsymbol{x})]\\&\text{s.t.}\quad \boldsymbol{x}\in R^{\mathrm{m}}=\{\boldsymbol{x}\mid g_j(\boldsymbol{x})\leqslant 0,j=1,2,\cdots,p\}\end{aligned}\right\}\tag{1}$$

式中,$\phi_i(i=1,2,\cdots,n)$为子目标函数;$\boldsymbol{x}$ 为设计变量构成的向量;R^{m} 为设计空间;$g_j(j=1,2,\cdots,p)$为约束.Pareto 方法首先将所有的目标同等对待,通过阵面退净的优化搜索过程,给出一个多目标问题解的集合,即 Pareto 最优解集.在此基础上,决策者根据 Pareto 解集并结合实际情况,作出最终的决策.此方法只给与设计者各种可能的优化结果,并将选择权留给决策者,决策者可从实际工程需要出发,权衡利弊做出最终判断.

2　Pareto 遗传算法

2.1　Pareto 最优解的定义

Pareto 最优解又称为非劣解、有效解或可接受解.对于多目标问题可以描述为

$$\left.\begin{aligned}&\min:\boldsymbol{f}(X)=[f_1(X),f_2(X),\cdots,f_k(X)],k\geqslant 2\\&\text{s.t.}\quad X\in C\end{aligned}\right\}\tag{2}$$

式中,$f_i(X),i=1,2,\cdots,k$,为各个目标函数;C 为模型约束集.

1) $X_1\in C,X_2\in C$,当且仅当式(3)成立,称 X_1 比 X_2 优越.

$$\left.\begin{aligned}&f_i(X_1)\leqslant f_i(X_2)\\&f_j(X_1)<f_j(X_2)\\&i,j=1,2,\cdots,k\end{aligned}\right\}\tag{3}$$

2) 若 $X^*\in C$,且在 C 中不存在比 X^* 更优越的解,则称 X^* 为 Pareto 最优解.由所有 Pareto 最优解构成的子空间称为 Pareto 前沿面.

2.2　联赛式选择复制算子

选择复制算子的目的就是要把优化的个体遗传到下一代,多目标优化设计与单目标优化设计对最优解的定义不同,因此多目标优化设计必须重新构造这个算子,这关系到最终能否收敛到 Pareto 前沿面.这一过程可以基于各个子目标函数间的优劣关系进行选择,因此按适应度大小进行确定的选择复制方法在此失效.本文采用了新型联赛式选择复制算子技术[2],其步骤如下.

1) 从当前种群中任意选择两个个体 X_1 和 X_2.

2) 直接比较两个个体各自的适应度值(适应度由各个目标函数构造而成).假设优化问题有两个适应度(两个目标函数),如果个体 X_1 的两个适应度值都比个体 X_2 相应的适应度优越,则个体 X_2 被选中且遗传到下一代;反之,个体 X_2 被选中并遗传到下一代;否则随机选取一个遗传到下一代.

3) 上述过程反复进行,直到复制到下一代的个体数达到预期设定的数目为止.

2.3　小生境技术

在遗传算法的优化搜索过程中,复制杂交完全是随机的.进化的后期,大量个体集中于某一极值点上,在求解多峰值问题时,经常找到个别几个最优值,甚至是局部最优解.本文采用小生境技术,通过共享函数惩罚那些拥挤在一起的个体(即基因材料单一化的个体),降低其生存概率,从而维持整个群体基因材料的多样性[3].

2.4　Pareto 解集过滤器

由于种群规模的有限性和遗传操作的随机性,不能保证上一代中产生的优良个体遗传到下一代.为了防止父代中的优良个体丢失,影响遗传进化的结果,引入 Pareto 解集过滤器,将每代中适应度靠前的个体保存下来.当过滤器中解的数量超过过滤器的容量时,进行排序过滤掉相对的劣解.

3 响应面方法

响应面法是在设计空间内采用试验设计理论对给定的设计点集合进行试验，得到目标函数的响应面模型[4]，来预测非试验点的响应值. 响应面模型关系式的一般形式为

$$\left.\begin{aligned} y &= F(\boldsymbol{W}) + \varepsilon \\ \boldsymbol{W} &= [w_1, w_2, w_3, \cdots, w_{n_y}] \end{aligned}\right\} \tag{4}$$

式中，y 为目标函数；$F(\boldsymbol{W})$ 是未知函数；$\boldsymbol{W}$ 是 n_y 维独立设计变量；ε 为随机误差，服从期望是 0、方差是 σ^2 的正态分布.

在一体化设计中，需解决的多为复杂的非线性问题，涉及参数多，难以用公式表达出来，即使建立了精确的仿真模型，单点运算时间也很长. 如果在优化之前选取一些设计参数组合作为试验样本进行目标函数计算，同时建立起目标函数与设计变量间的响应面模型，就可以直接通过响应面函数来计算种群中各个体的目标函数，无需再进行大量计算，从而极大地提高优化计算效率.

目前，常用的试验设计法有全因素试验设计法、中心复合试验设计法、正交试验设计法和均匀试验设计法等[5]. 本文采用二阶响应面模型构造响应面模型，试验设计采用了 4 因素 5 水平的均匀试验设计法，共 15 组不同的弹体外形. 即对 4 个设计变量分别选取 5 个不同的水平值后，对这 15 种组合分别进行气动性能和隐身性能的目标函数计算.

4 算例及分析

4.1 优化模型

算例为一种典型的凹凸截面弹体外形(如图 1 所示)，采用上文介绍的基于二阶响应面法的 Pareto 遗传算法对其进行气动与隐身的外形优化. 设计状态：巡航高度 $H=4$ km，巡航速度 $Ma=0.8$，仰角 $\alpha=6°$；雷达散射截面 RCS(Radar Cross Section)计算条件为：雷达频率 $f=3$ GHz，RCS 值为头向 $\pm15°$ 平均值，水平极化和垂直极化；弹体姿态：俯仰 0°，横滚 0°，方位 $-180°\sim+180°$. 设计变量：头部长细比 $\lambda_{fr}=l_{fr}/d_m$，头部倾斜角 φ，尾部直径比 d_b/d_m，尾部倾斜角 β，各设计变量的取值范围如表 1 所示.

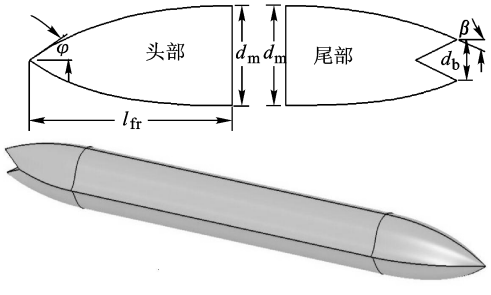


图 1 非圆截面弹体外形

表 1 设计变量取值范围

设计变量	最小值	最大值
λ_{fr}	1	3
φ/(°)	20	32
d_b/d_m	0.25	0.45
β/(°)	10	22

具体优化的子目标函数选取为：在弹体长度和长细比不变的条件下，要求飞行器在巡航状态下，具有较大的升阻比和最小的头向 RCS 均值.

满足约束条件：

1) 弹体长度不变，弹体横截面积不变.

2) 设计变量：$\boldsymbol{X}=[\lambda_{fr}, \varphi, d_b/d_m, \beta]$.

3) 计算马赫数 $M_\infty=0.8$，计算攻角 $\alpha=6°$.

4.2 目标特性的分析计算模型

气动性能的分析计算，采用基于 N-S 方程的数值求解方法. 网格采用六面体贴体网格系统，沿流向的网格拓扑结构为 O 型，求解器选择 ESI-Fastran 完成.

隐身性能的分析计算，采用高频方法中的物理光学法和等效电流物理绕射理论. 假设弹体为全金属光滑表面，没有缝隙等不连续处，且是电大尺寸. 由 Stratton-Chu 积分方程，在理想光滑导体表面，表面面元散射 RCS 的平方根为

$$\sqrt{\sigma_p} = -\mathrm{j}\frac{k}{\sqrt{\pi}} \cdot \iint_{s_1} \boldsymbol{n} \cdot (\boldsymbol{e}_r \times \boldsymbol{h}_i) \exp[\mathrm{j}k\boldsymbol{r} \cdot (\boldsymbol{i}-\boldsymbol{s})]\mathrm{d}s \tag{5}$$

式中，k 为波数，与波长 λ 的关系为 $k=2\pi/\lambda$；$\boldsymbol{n}$ 为面元法线方向的单位矢量；$\boldsymbol{e}_r$ 为接收机极化方向；$\boldsymbol{h}_i$ 是目标表面入射波磁场单位矢量；$\boldsymbol{i}$ 和 $\boldsymbol{s}$ 分别为入射方向和散射方向的单位矢量；$\boldsymbol{r}$ 是由观察点到表面 ds 的位置矢量；s_1 为面元表面的积分面积.

采用等效电流物理绕射理论计算尖劈的散射，其 RCS 平方根表达式为

$$\sqrt{\sigma_w} = \frac{L}{\sqrt{\pi}} \mathrm{e}^{2\mathrm{j}k\boldsymbol{i}\cdot\boldsymbol{r}_c} \cdot \frac{(\boldsymbol{e}_i \cdot \boldsymbol{t})(\boldsymbol{e}_s \cdot \boldsymbol{t}) f + (\boldsymbol{h}_i \cdot \boldsymbol{t})(\boldsymbol{h}_s \cdot \boldsymbol{t}) g}{\sin^2\beta} \cdot \frac{\sin(kL\cos\beta)}{kL\cos\beta} \tag{6}$$

式中，$\boldsymbol{r}_c$ 为全局坐标系原点到尖劈边缘中心的位置矢量；$\boldsymbol{e}_i$ 为入射电场方向的单位矢量；$\boldsymbol{e}_s$ 为绕射

电场方向的单位矢量;$\boldsymbol{h}_i$ 为入射磁场方向的单位矢量;$\boldsymbol{h}_s$ 为绕射磁场方向的单位矢量;$\boldsymbol{t}$ 为沿尖劈边缘的单位矢量,L 为尖劈边缘的长度;$\beta=\arccos(\boldsymbol{i}\cdot\boldsymbol{t})$;$f$ 和 g 为尤费赛夫物理绕射系数,其表达式参见文献[6].

假定目标包含 m 个面元和 n 个尖劈,则总的雷达散射截面可以用下式来确定:

$$\sigma=\left|\sum_{i=1}^{m}(\sqrt{\sigma}_{\mathrm{p}})_i+\sum_{j=1}^{n}(\sqrt{\sigma}_{\mathrm{w}})_j\right|^2 \tag{7}$$

4.3　优化方法

在优化计算中,取种群样本数 $M=50$,交叉概率为 0.85,变异概率 0.05,进化 100 代后,可以得到一组由 50 个非劣解组成的 Pareto 最优解集,该解集中的非劣解在目标函数空间中的分布如图 2 示.

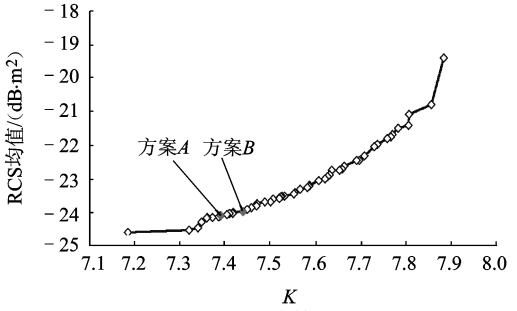


图 2　基于响应面方法计算出的 Pareto 最优设计

4.4　优化结果及分析

从优化解集中选取任意两个解进行对比分析,图 3 与表 2 分别给出了优化方案和初始外形气动性能的比较.

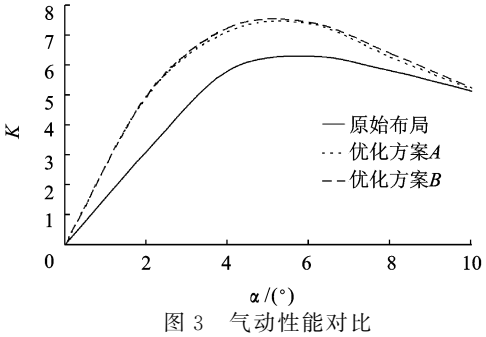


图 3　气动性能对比

表 2　设计点气动性能比较

项目	C_L	C_D	K
初始外形	0.594	0.0944	6.29
优化方案 A	0.601	0.0812	7.39
优化方案 B	0.612	0.0824	7.43

由表 2 可见,优化方案 B 的性能较好,升力系数 C_L 提高了 3.03%,阻力系数 C_D 却降低了 12.71%,因此升阻比 K 提高了18.12%;优化方案 A 的 C_L 提高了 1.18%,C_D 降低了 13.98%,K 提高了 17.49%. 两个优化方案与初始外形相比气动性能都有明显提高. 图 4 给出了优化前后弹体散射特性,表 3 给出了优化方案和初始外形隐身性能的对比,可以看出优化方案 A 的隐身性能较好,目标头向 RCS 均值减小了8.56%,侧向均值增大了 2.9%;优化方案 B,头向 RCS 均值减小了 7.21%,侧向均值增大了 5.23%. 两个优化方案在侧向 90°范围内与初始外形相比,RCS 均值变化不大,但在前缘方向上,几个较窄的峰值有明显的降低. 表 4 给出了最终优化前后的弹体计算参数比较,优化设计最终得到 C_L 从初始的 0.594 增加到 0.601,C_L 增加了 1.2%,优化布局的 C_D 下降了 13.9%,K 增加了 17.5%,头向 RCS 均值降低了 8.5%. 表 5 给出了优化前后各设计变量的对比. 从优化结果来看,两个方案在气动与隐身性能上都有显著的提高,达到了优化设计的目的. 同时,优化方案 B 在气动性能上优于 A 方案,但在隐身性能上劣于 A 方案. 这也体现出了 Pareto 遗传算法的特点,即为设计师提供一系列的最优解,由设计师根据具体的需要选择最有利的优化方案.

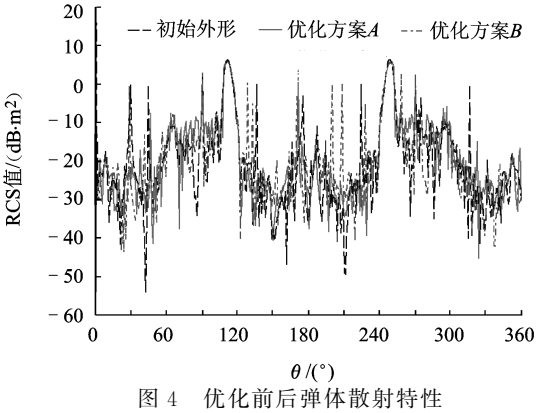


图 4　优化前后弹体散射特性

表 3　设计点隐身性能比较　　dB·m²

项目	头向 RCS 均值	侧向 RCS 均值
初始外形	−22.2	−17.2
优化方案 A	−24.1	−16.7
优化方案 B	−23.8	−16.3

表 4　弹体计算参数比较

参数	原始布局/(dB·m²)	优化方案 A		变化/%	误差/%
		预测值/(dB·m²)	计算值/(dB·m²)		
C_L	0.594	0.598	0.601	+1.2	+0.5
C_D	0.0944	0.0875	0.0812	−13.9	−7.7
K	6.29	6.83	7.39	+17.5	+7.6
头向 RCS 均值	−22.2	−24.5	−24.1	−8.5	+1.7

注:变化指计算值/原始布局;误差指预测值/计算值.

表 5　优化前后各设计变量对比

项目	λ_{fr}	φ/(°)	d_b/d_m	β/(°)
初始外形	2	20	0.45	19
优化方案A	2.9	20.7	0.37	15.6
优化方案B	3.0	27	0.25	14.0

5 结 论

通过对非圆截面弹体进行气动隐身一体化优化设计,结果表明,本文所采用的基于二阶响应面的Pareto遗传算法能够较好地分析非圆截面弹体气动与隐身特性,同时正确地反映了弹体各个设计变量对其气动及隐身特性的制约及响应关系,优化结果比较合理.证明了本方法适用于非圆截面弹体气动隐身一体化优化这类复杂的多目标设计问题.

参考文献(References)

[1] Mendenhall M R. 战术导弹空气动力学[M]. 2版. 洪金森译. 北京:宇航出版社,1999: 6-18
Mendenhall M R. Tactical missile aerodynamics prediction methodogy [M]. 2nd ed. Translated by Hong Jinsen. Beijing: Astronautically Publishing House, 1999: 6-18 (in Chinese)

[2] Crossley W A, Cook A M, Fanjoy D W, et al. Using the two-branch tournament genetic algorithm for multiobjective design[R]. AIAA-98-1914, 1998

[3] 崔逊学. 多目标进化算法及其应用[M]. 北京:国防工业出版社,2006: 48-58
Cui Xunxue. Multiobjective evolutionary algorithms and their applications [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 48-58 (in Chinese)

[4] Myers R H, Montgomeryd C. Response surface methodology: process and product optimization using designed experiments[M]. New York: Wiley,1995:1278-1302

[5] 方开泰,马长兴. 正交与均匀试验设计[M]. 北京:科学出版社,2001:50-59
Fang Kaitai, Ma Changxing. Research of orthogonal and uniform design[M]. Beijing: Scientific Press, 2001:50-59 (in Chinese)

[6] 马东立,武哲. 飞机翼面类部件的雷达散射截面计算[J]. 系统工程与电子技术,1994(6):33-40
Ma Dongli, Wu Zhe. The calculation of radar cross section for aircraft airfoils[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 1994(6):33-40 (in Chinese)

[7] 苏伟,高正红,夏露. 隐身性能约束的多目标气动外形优化设计[J]. 空气动力学学报,2006,24(1):137-140
Su Wei, Gao Zhenghong, Xia Lu. Multiobjective optimization design of aerodynamic configuration constrained by stealth performance[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 137-140 (in Chinese)

[8] Sun J, Hansen S G. Transonic nose wave drag of axisymmetric bodies[R]. AIAA-82-0308, 1982

[9] 何开锋,钱炜祺,刘刚,等. 飞行器气动隐身一体化设计方法研究[J]. 空气动力学学报,2006,24(2):169-174
He Kaifeng, Qian Weiqi, Liu Gang, et al. Aircraft multi-objective design of aerodynamic and stealthy performance[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(2): 169-174 (in Chinese)

[10] Signal A, Lapidot E. The aerodynamic characteristic of configurations having bodies with square rectangular and circular cross sections at a Mach number of 0.75[R]. AIAA-87-2429, 1987

(编 辑:李 晶)

(上接第1231页)

6 结 论

理论分析和计算机仿真结果表明,本文对飞机蒙皮、羽流以及尾喷口在不同波段、不同角度下的计算结果的比例关系符合实际探测情况,大气透过率的计算结果也与Lowtran7的计算结果近似.因此,本文所提出的飞机红外辐射以及大气透过率计算模型具有一定的合理性.本文对飞机红外图像仿真以及目标自动识别领域的研究有着重要的意义.鉴于研究对象存在的诸多变化因子及不可准确测量参数,本文计算结果的精确度有待进一步提高.

参考文献(References)

[1] Rao G A, Mahulikar S P. Effect of atmospheric transmission and radianceon aircraft infrared signatures[J]. Journal of Aircraft, 2005,42(5):1046-1054

[2] 毛峡,董旭阳,刁伟鹤. 巡航导弹红外辐射及大气衰减计算模型[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(8):952-955
Mao Xia, Dong Xuyang, Diao Weihe. Calculation model of infrared radiation of cruise missile and atmospheric attenuation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008,34(8):952-955 (in Chinese)

[3] 高思莉,汤心溢. 空中飞行目标尾焰红外辐射的建模与仿真[J]. 光电工程,2007,34(8):25-27
Gao Sili, Tang Xinyi. Building model of the plume released from the flying machine and simulation[J]. Opto-Electronic Engineering, 2007,34(8):25-27(in Chinese)

[4] 张海兴,张建奇,杨威. 飞机红外辐射的理论计算[J]. 西安电子科技大学学报,1997,24(1):78-80
Zhang Haixing, Zhang Jianqi, Yang Wei. Theoretical calculation of the IR radiation of an aeroplane[J]. Journal of Xidian University, 1997, 24(1):78-80(in Chinese)

[5] 吴晗平. 红外辐射大气透过率的工程理论方法研究[J]. 光学精密工程,1998,6(4):35-42
Wu Hanping. Research into theoretical calculation method on engineering of transmittance of infrared radiation through atmosphere[J]. Optics and Precision Engineering, 1998,6(4):35-42(in Chinese)

(编 辑:娄 嘉)