

引用格式: 张晓光. 时空扩展 MUSIC 的空速估计算法[J]. 电光与控制, 2018, 25(7): 58-62. ZHANG X G. Airspeed estimation based on the temporal and spatial expansion MUSIC algorithm [J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(7): 58-62.

时空扩展 MUSIC 的空速估计算法

张晓光

(辽东学院, 辽宁 丹东 110000)

摘要: 针对基于声矢量传感器的空气流动速度(简称空速)测量问题, 提出基于时空扩展 MUSIC 空速估计算法。首先, 经过理论分析, 得出在超音速气流形成的马赫锥内, 任何一点有且仅有两个波阵面相叠加, 这两个波阵面可以被认为是由两个相干“等效声源”产生的, 在此项基础上, 建立了声波在超音速稳定气流中的传播模型; 其次, 结合声矢量传感器的测量模型, 基于时空扩展 MUSIC 算法实现超音速空速估计, 并对测量模型进行了失效分析, 推导了估计的 CRB 界; 仿真实验结果验证了算法的有效性。

关键词: 超音速气流; 空速估计; 声矢量传感器; MUSIC; 失效分析

中图分类号: V211.3; TP391.1 **文献标志码:** A **doi:** 10.3969/j.issn.1671-637X.2018.07.012

Airspeed Estimation Based on the Temporal and Spatial Expansion MUSIC Algorithm

ZHANG Xiao-guang

(Eastern Liaoning University, Dandong 110000, China)

Abstract: To address the issue of airspeed measurement based on the acoustic vector sensor, an airspeed estimation algorithm based on the temporal and spatial expansion MUSIC algorithm is proposed. Firstly, it is concluded by theoretical analysis that only two wavefronts are superimposed at any point in the Mach cone formed by the supersonic flow, and that the two wavefronts can be considered to be created by two coherent “equivalent sound sources”. On this basis, the distribution model of the sound wave in the supersonic steady flow is built. Then, by employing the measurement model of the acoustic vector sensor, the supersonic airspeed estimation is realized based on the temporal and spatial expansion MUSIC algorithm. A failure analysis of the measurement model is carried out, and the estimated CRB bound is derived. The simulation results verify the effectiveness of the proposed algorithm.

Key words: supersonic flow; airspeed estimation; acoustic vector sensor; MUSIC; failure analysis

0 引言

现代航空工业的发展, 使得飞行器进入超音速时代, 基于空速管的传统测量系统, 在超音速下受到各种因素的影响而无法正常工作。美国早在 20 世纪就开始嵌入式大气数据传感(FADS)系统的研究^[1], 此系统在测量精度、系统可靠性和适用范围上都有很大优势, 目前, 国内也相继开展其算法研究^[2-3]。但 FADS 系统的动静压测量模型是非线性的, 且某些系数需风洞试验标定, 限制了系统的实用性^[3]。

声传感器或超声传感器广泛应用于各种运动物

体的声速测量^[4-5], 但其仅能感受声场的声压信息, 信息量较少。声矢量传感器是由 1 个声压传感器和 3 个相互垂直放置的质点振速传感器组成的新型传感器, 它可以同步测量声场同一点处声压和质点振速矢量^[6]。由于在连续流体介质声场中, 任何一点附近的运动状态可用声压、密度以及介质运动速度唯一表示, 那么声场中某一点的振速矢量就包含了该声场中的流体介质运动速度信息。基于此, 文献[7-8]将声矢量传感器应用于 FADS 系统, 用声矢量传感器测得某点的质点振速, 进而借助一定的算法得到飞机的空速; 文献[9]借助有效声速概念, 建立声矢量传感器阵列在稳定气流作用下的包含待估空速的近场输出模型, 提出一种基于多重信号分类(Multiple Signal Classification, MUSIC)的近场空速估计算法; 文献[10]将声波在连续、均匀稳定气流中的传

收稿日期: 2017-11-20

修回日期: 2017-12-30

作者简介: 张晓光(1971—), 女, 辽宁岫岩人, 学士, 实验师, 研究方向为信号处理、电工电子技术应用。

播原理引入到声矢量传感器输出模型中,构建了稳定气流作用下近场质点振速测量模型,提出一种近场空速估计的 MUSIC 算法,但是,这些模型和算法仅适用于亚音速范围^[10],而对于超音速条件下形成的马赫锥,它们不再有效。

为此,本文针对超音速气流中声波的传播模型展开研究,基于声矢量传感器的测量模型并结合 MUSIC 算法^[11],提出了基于时空扩展 MUSIC 的超音速空速测量方法,并进行了性能分析,为超音速飞机的空速测量提供了一个新思路和新手段。

1 声波在超音速稳定气流中的传播模型

声波在均匀、恒温、无粘性的流动空气中传播(不计重力)时,满足如下线性方程和波动方程^[12]

$$\left(\frac{\partial}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla\right)p = -\rho c^2 \nabla \cdot \mathbf{V} \quad (1)$$

$$\rho \left(\frac{\partial}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla\right)\mathbf{V} = -\nabla p \quad (2)$$

式中: ρ 为空气密度; p 为质点 O 处的声压; \mathbf{V} 为质点 O 处的振动速度; c 为声音在标准大气压下静止空气中的传播速度; ∇ 为梯度运算, $\nabla \cdot$ 表示向量的散度运算, $\mathbf{v} \cdot \nabla$ 表示无向算子。

当 $\mathbf{v}=0$ 时,不同时刻声波的波阵面是一个同心球面,解得声速为^[12]

$$V(t) = -\frac{\nabla p}{j\rho\omega} = \frac{A}{j\omega\rho r^2} \left(1 + j\frac{\omega}{c}r\right) \cdot \exp\left[j\left(\omega t - \frac{\omega r}{c} + \delta_0\right)\right] h_r \quad (3)$$

当 \mathbf{v} 是非零常数且 $\|\mathbf{v}\| < c$ 时,声波传播模型见文献[9-10],随着空气流动速度 \mathbf{v} 由亚音速进入到超音速,即 $\|\mathbf{v}\| > c$,声波在传播过程中将形成马赫锥,且马赫锥角和空气流动速度满足^[13]

$$\sin \psi = c/v = 1/M \quad (4)$$

式中, \mathbf{v} 为空气流速。如图 1 所示,各波阵面和马赫锥边缘相切,相当于形成无数个“等效声源”,这些声源各自发出一个波阵面,波阵面按球面传播^[13]。

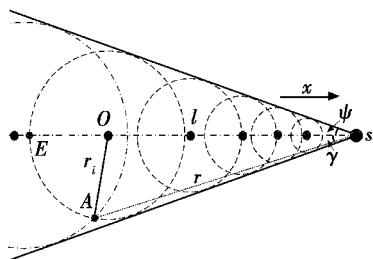


图 1 马赫锥内波阵面分布

Fig. 1 Wavefront distribution in Mach cone

假设空气沿着图 1 中 sO 轴线方向以超音速流动,且流场稳定时,则声波在马赫锥内传播。取马赫锥内不位于中轴线上的任一点 A ,设声源 s 与 A 点连线与 $-x$

方向的夹角为 γ , s 与 A 点的径向距离为 r ,马赫锥内对 A 点产生作用的某一波阵面 \bar{s} ,其球心 O 至 A 点及声源的距离为 r_i 和 l 。设声源波前由 s 传播到 E 的时间为 t , sE 距离为 l_1 ,波前的传播速度为 $c + \mathbf{v}$,则 $l_1 = (c + \mathbf{v})t = ct + \mathbf{v}t$ 。由于 $l_1 = r_i + l$,则 $r_i = c \cdot t$, $l = r_i / \sin \psi = \mathbf{v} \cdot t$ 。这相当于声源 s 从初始位置移动到 O 点后,形成的“等效声源”波阵面对 A 的作用。 $\triangle OAs$ 运用余弦定理可得

$$(M^2 - 1)r_i^2 - 2r \cos \gamma \cdot M r_i + r^2 = 0 \quad (5)$$

式(5)为关于 r_i 的一元二次方程,对于超音速气流有 $M > 1$,则由根判别式可得

$$\Delta = 4r^2 \left[1 - (M \sin \gamma)^2\right] = 4r^2 \left[1 - \left(\frac{\sin \gamma}{\sin \psi}\right)^2\right] \quad (6)$$

对式(6)讨论如下。

1) 当 $\Delta = 0$,即 $\gamma = \psi$ 时,式(6)有一对重根,即只有一个波阵面在 A 点产生作用。由于 $\gamma = \psi$,此时 A 点对应马赫锥的边缘区域点。

2) 当 $\Delta > 0$,即 $\gamma < \psi$ 时,式(6)有两个不等的根,即有两个波阵面在 A 点产生叠加作用。 A 点处于马赫锥内,该点的质点振速将为两个波阵面的叠加,此两个波阵面可认为是由两个“等效声源” \bar{s}_1 和 \bar{s}_2 产生的,如图 2 所示。对式(7)求解,可得到两个“等效声源”对应的“等效半径”,即

$$r_i = \frac{r \left(M \cos \gamma \pm \sqrt{1 - M^2 \sin^2 \gamma} \right)}{M^2 - 1} \quad i = 1, 2 \quad (7)$$

由分析可得,在 A 点有且仅有两个波阵面叠加。

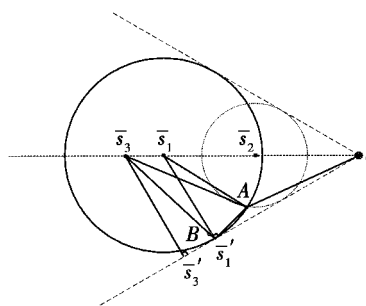


图 2 等效声源数量分析

Fig. 2 Quantitative analysis of the equivalent sound source

进一步证明此结论的正确性。采用反证法,证明不存在第三个等效声源。如图 2 所示,设在马赫锥内存在第三个等效声源 \bar{s}_3 ,不妨设其位于 \bar{s}_1 的左侧,则 \bar{s}_3 球心位于 x 轴上,且 \bar{s}_3 波阵面必经过 A 和 \bar{s}_3' 两点,并满足 $\bar{s}_3 \bar{s}_3' = \bar{s}_3 A$,其中 \bar{s}_3' 点为 \bar{s}_3 与马赫锥边缘的切点。由于直角 $\triangle \bar{s}_3 \bar{s}_3' A$ 中 $\bar{s}_3 \bar{s}_3' > \bar{s}_3 A$,故以 \bar{s}_3 为球心、 $\bar{s}_3 \bar{s}_3'$ 为半径的球必定与 $\bar{s}_3 \bar{s}_3'$ 交于某一点,记为 B 点。在以 \bar{s}_1 为球心、 $\bar{s}_1 \bar{s}_1'$ 为半径的球内,弧 $\bar{s}_1' A$ 对应偏心角 $\angle \bar{s}_1' \bar{s}_3 A$,因为 $\bar{s}_3 A > \bar{s}_3 \bar{s}_1'$,则有 $\bar{s}_3 A > \bar{s}_3 \bar{s}_1' > \bar{s}_3 \bar{s}_3'$,这与 $\bar{s}_3 \bar{s}_3' = \bar{s}_3 A$

矛盾,故不存在第三个等效声源。若等效声源在 \bar{s}_1 和 \bar{s}_2 之间或在 \bar{s}_2 的右侧也有相似的结论。

综上所述,马赫锥内任一点有且只有两个波阵面叠加,且叠加后质点振速为

$$\mathbf{V}(t) = \mathbf{V}_1(t) + \mathbf{V}_2(t) \quad (8)$$

将式(3)代入式(8)可得

$$\mathbf{V}(t) = \sum_{i=1}^2 \frac{A}{j\omega\rho r_i^2} \left(1 + j\frac{\omega}{c}r_i\right) \cdot \exp\left(j\left(\omega t - \frac{\omega}{c}r_i + \delta_0\right)\right) \mathbf{h}_{r_i} \quad (9)$$

式中, $\mathbf{h}_{r_i} = (\cos\theta_i \sin\phi_i \quad \sin\theta_i \sin\phi_i \quad \cos\phi_i)^T$ 表示第 i 个等效声源径向的单位向量^[9]。

2 基于时空扩展 MUSIC 的空速估计算法

由相互正交且共点的3个质点振速传感器组成的声矢量传感器,可测量声场中任意一点的质点振速^[6],其测量原理如图3所示。图中,矢量传感器位于坐标原点 O , s 为单频声源,其到原点的径向距离为 r 。当 $\|\mathbf{v}\| > c$ 时形成马赫锥,设 O 位于马赫锥内,声源 s 产生的两个等效声源为 \bar{s}_1 和 \bar{s}_2 , r_1 和 r_2 为对应的等效半径, θ_i 和 ϕ_i ($i=1,2$) 分别为球坐标系下 \bar{s}_1 和 \bar{s}_2 对应的方位角和俯仰角。

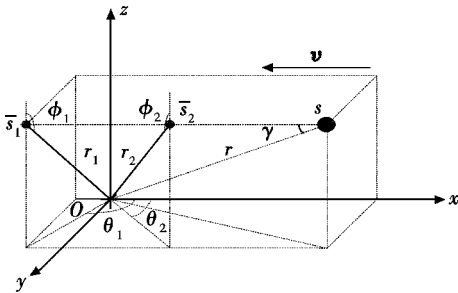


图3 矢量传感器测量原理图

Fig. 3 Schematic diagram of vector sensor measurement

由上节分析可知,坐标原点 O 处的质点振速为 \bar{s}_1 和 \bar{s}_2 在 O 处的叠加,则矢量传感器的测量输出为^[10]

$$\mathbf{V}_o(t) = \mathbf{A} \cdot \boldsymbol{\kappa} \cdot s(t) + \mathbf{n}(t) \quad (10)$$

式中: \mathbf{A} 和 $\boldsymbol{\kappa}$ 共同构成导向矢量; $s(t)$ 为信号复包络; $\mathbf{n}(t)$ 为传感器测量噪声。则其 K 个采样数据输出矢量的协方差矩阵为

$$\hat{\mathbf{R}}_v = (N - K)^{-1} \mathbf{V}_N \mathbf{V}_N^H \quad (11)$$

对 $\hat{\mathbf{R}}_v$ 进行特征值分解可得

$$\hat{\mathbf{R}}_v = \lambda_s \mathbf{U}_s \mathbf{U}_s^H + \mathbf{U}_n \mathbf{\Lambda}_n \mathbf{U}_n^H \quad (12)$$

式中: λ_s 和 $\mathbf{U}_s \in \mathbf{C}^{3K \times 1}$ 为 $\hat{\mathbf{R}}_v$ 的最大特征值及对应的特征向量; $\mathbf{\Lambda}_n$ 是 $\hat{\mathbf{R}}_v$ 的其余 $3K - 1$ 个特征值构成的对角阵; $\mathbf{U}_n \in \mathbf{C}^{3K \times 3K - 1}$ 是与 $\mathbf{\Lambda}_n$ 对应的特征向量矩阵。

基于此,空速估计的 MUSIC 谱函数可表示为

$$P_{\text{MUSIC}}(\mathbf{v}) = \left[\frac{\mathbf{H}^H(\mathbf{v}) \mathbf{U}_n \mathbf{U}_n^H \mathbf{H}(\mathbf{v})}{\mathbf{H}^H(\mathbf{v}) \mathbf{H}(\mathbf{v})} \right]^{-1} \quad (13)$$

对于超音速气流, MUSIC 谱峰值所对应的 \mathbf{v} , 就是空气流动速度的估计值,即

$$\hat{\mathbf{v}} = \underset{\|\mathbf{v}\| > c}{\operatorname{argmax}} [P_{\text{MUSIC}}(\mathbf{v})] \quad (14)$$

3 性能分析

3.1 测量失效分析

当传感器位置固定时,空速的变化将导致马赫锥角的变化,空速增加到一定范围后,马赫锥角减小可能导致传感器位于马赫锥的外部,传感器将处于失效的状态。其失效分析如图4所示, $\tilde{\mathbf{v}}$ 对应的马赫数和马赫锥角分别为 \tilde{M} 和 $\tilde{\psi}$ 。

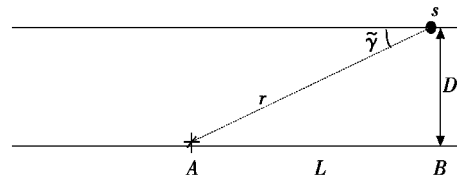


图4 测量失效分析

Fig. 4 Measurement failure analysis

当 $\tilde{\psi} \leq \tilde{\gamma}$ 时,矢量传感器失效,此时有

$$\sin \tilde{\gamma} = \frac{D}{\sqrt{L^2 + D^2}} = \frac{1}{\sqrt{1 + (L/D)^2}} \geq \sin \tilde{\psi} = \frac{1}{\tilde{M}} \quad (15)$$

从而可得矢量传感器都位于马赫锥内的条件为

$L > D \cdot \tilde{M}$, 进而得出空速测量区间为

$$c < \mathbf{v} < c \cdot L/D \quad (16)$$

3.2 空速估计的 CRB

定义参数向量 $\mathbf{p} = (\mathbf{v} \quad \sigma_s^2 \quad \sigma_n^2)^T$, $\sigma_s^2 = E\{ss^*\}$ 表示声波功率, σ_n^2 表示矢量传感器每个分量的噪声功率, 则关于参数向量 \mathbf{p} 的 Fisher 信息矩阵^[14-15] 为

$$\mathbf{F}_{i,j} = N \cdot \operatorname{tr} \left(\frac{\partial \mathbf{R}_v}{\partial p_i} \mathbf{R}_v^{-1} \frac{\partial \mathbf{R}_v}{\partial p_j} \mathbf{R}_v^{-1} \right) \quad (17)$$

式中, N 为快拍数。由于实际应用中只关注空速, 而 σ_s^2 , σ_n^2 与空速间无耦合, 则空速估计的 CRB 为^[10]

$$\operatorname{CRB}(\mathbf{v}) = (\mathbf{F}_{1,1})^{-1} = \sigma_n^2 / 2N \cdot \{ \operatorname{Re} [\mathbf{U}_v^H \boldsymbol{\Pi}_{H(v)}^\perp \mathbf{U}_v] \odot [\sigma_s^4 \mathbf{H}(\mathbf{v}) \mathbf{R}_v^{-1} \mathbf{H}(\mathbf{v})] \}^{-1} \quad (18)$$

式中: $\boldsymbol{\Pi}_H^\perp = \mathbf{I} - \boldsymbol{\Pi}_H = \mathbf{I} - \mathbf{H}(\mathbf{v}) [\mathbf{H}^H(\mathbf{v}) \mathbf{H}(\mathbf{v})]^{-1} \mathbf{H}^H(\mathbf{v})$;

“ \odot ”为 Hadamard 积; $\mathbf{U}_v = \left(\frac{\partial (\mathbf{A} \cdot \boldsymbol{\kappa}(\mathbf{v}))}{\partial \mathbf{v}} \right) \otimes q$, 其计算见文献[10]。

4 仿真实验

均匀恒温的超音速稳定气流中,声源坐标 $O(4\lambda, 0, 5\lambda, 0, 5\lambda)$, 声波频率 $f_s = 3400$ Hz, 采样间隔 $T = 1.25 \times 10^{-2}$ s, 矩阵维数 $K = 10$, 快拍数 $N = 1000$, 声传播速度 $c = 340$ m/s, 信噪比为 5 dB。每次进行 100 次 Monte-Carlo 仿真。

4.1 速度估计的伪谱

图5所示为在不同超音速条件下,空速 MUSIC 估计的谱峰图,从图中可以看出,在真实的空速处形成了谱峰,根据谱峰的位置,可以估计出气流速度。

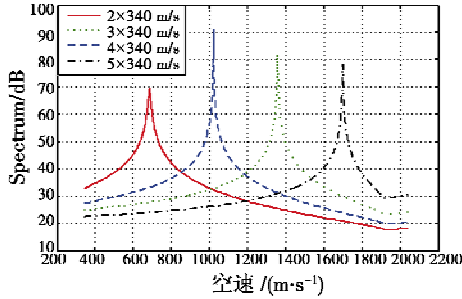


图5 空速估计的谱峰图

Fig.5 Spectral peak of the airspeed estimation

4.2 算法的统计性能

4.2.1 信噪比对估计的影响

图6给出了空速估计的均方根误差(RMSE)随信噪比的变化曲线。可以看出,随着信噪比的增大,空速估计的RMSE是逐渐减小的,说明算法估计精度越来越高。本文算法的RMSE与估计的CRB相差不多,说明估计误差的方差接近于最小值。

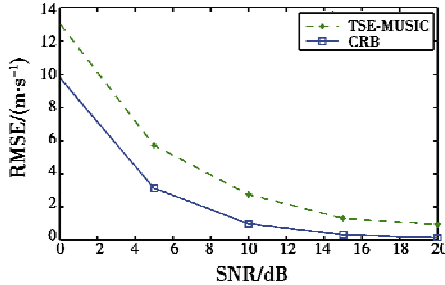


图6 空速估计的RMSE随信噪比的变化曲线

Fig.6 RMSE of estimated airspeed vs SNR

4.2.2 快拍数对估计的影响

图7所示为空速估计RMSE随快拍数的变化曲线。可以看出,随着快拍数的增加,空速估计的RMSE呈递减趋势,说明空速估计精度越来越高,估计的RMSE与CRB接近,说明估计方差接近最小值。

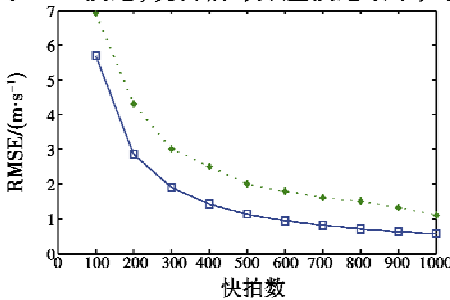


图7 空速估计的RMSE随快拍数的变化曲线

Fig.7 RMSE of estimated airspeed vs snapshot number

图8所示为不同超音速下,空速估计成功(估计误差 $|\Delta\hat{v}|\leq 0.01v$)概率随快拍数的变化曲线,可以看出,随着快拍数的增加,估计成功的概率逐渐收敛。当快拍数大于700时,空速估计的成功概率达到95%以上,这说明空速估计都是可信的。

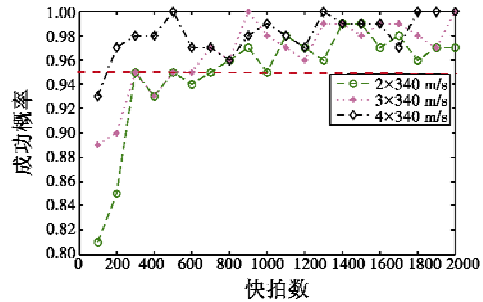


图8 空速估计成功概率随快拍数的变化曲线

Fig.8 Success probability of airspeed estimation

vs snapshot number

4.2.3 空速对估计的影响

图9所示为当空速从 $1.5c$ 变化至 $5c$ 时,空速估计的误差随空速变化曲线,可以看出,估计精度随着空气速度的增加而增加。当空速较小时,两个等效声源的半径相差较大,故估计误差相对较大。但是在测量区内,估计误差均在可接受的范围之内。

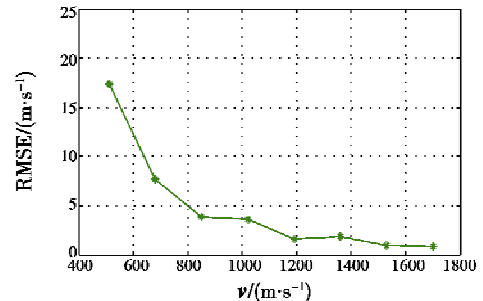


图9 空速估计RMSE随空速的变化曲线

Fig.9 RMSE of estimated airspeed vs airspeed

5 结论

针对超音速气流内形成的马赫锥特点,分析得出马赫锥内任何一点有且仅有两个波阵面相叠加,且这两个波阵面可以被认为是由两个相干“等效声源”产生的,基于此,本文利用声矢量传感器的测量模型,提出了基于时空扩展 MUSIC 的超音速空气流动速度估计算法。计算机仿真结果表明,此方法能够准确地估计超音速空气流动速度,尤其在空速较高时,此方法具有较高的估计精度。

参考文献

[1] ETHAN B, PAHLE J W, DAVIS M C, et al. X-43A flush airdata sensing system flight-test results [J]. Journal of

- Spacecraft and Rockets, 2010, 47(1):48-61.
- [2] ZHENG C J, LU Y P, HE Z. Improved algorithms for flush airdata sensing system [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(4):334-339.
- [3] 温瑞琦, 郑守铎, 叶玮. 嵌入式大气数据传感技术的发展现状 [J]. 电光与控制, 2008, 15(8):53-56.
- [4] 朱维庆, 冯雷, 王长红, 等. 声相关流体速度测量理论和信号处理方法 [J]. 声学学报, 2007, 32(2):144-150.
- [5] CEVHER V, CHELLAPPA R, MCCLELLAN J H. Vehicle speed estimation using acoustic wave patterns [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2009, 57(1):30-47.
- [6] 孙贵青, 李启虎. 声矢量传感器研究进展 [J]. 声学学报, 2004, 29(6):481-490.
- [7] CHEN C, TAO J W. Estimation of airspeed based on acoustic vector sensor array [C]//The 11th International Conference on Signal Processing, 2012:307-310.
- [8] 陈诚, 陶建武. 基于声矢量传感器阵列的鲁棒 H_∞ 空气流动速度估计算法 [J]. 航空学报, 2013, 34(2):361-370.
- [9] 虞飞, 陶建武, 钱立林, 等. 基于声矢量传感器阵列的空速估计算法 [J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(5):1060-1065.
- [10] 虞飞, 陶建武, 曾宾, 等. 基于 MUSIC 算法的近场空速估计 [J]. 计量学报, 2015, 36(5):477-481.
- [11] 韩佳辉, 毕大平, 陈璐. 基于虚拟孔径扩展的非均匀稀疏阵无模糊测向算法 [J]. 电光与控制, 2018, 25(3):1-6.
- [12] 杨训仁, 陈宇. 大气声学 [M]. 北京: 科学出版社, 2007.
- [13] 张强. 气动声学基础 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- [14] PETRE S, LARSON E G, GERSHMAN A B. The stochastic CRB for array processing: a textbook derivation [J]. IEEE Signal Processing Letters, 2001, 8(5):148-150.
- [15] 杨浩天, 汪立新, 田颖, 等. 惯性器件剩余寿命预测非线性退化过程建模的贝叶斯方法 [J]. 电光与控制, 2016, 23(12):90-96.

(上接第 42 页)

在不同预定毁伤概率 P_x 情况下, 对应的瞄准点数量 n , 每个瞄准点配置的射弹数量 m (由于 n 和 m 应为整数, 故选择四舍五入取整), 计算其对应的毁伤概率 P_e , 结果如表 4 所示。

表 4 预定射弹数量下的瞄准点数

Table 4 The number of aiming-points under predetermined number of projectiles

P_x	n	m	P_e
0.2	2	100	0.1925
0.3	6	33	0.3002
0.4	13	15	0.3945
0.5	28	7	0.4956
0.6	68	3	0.6034

由表 4 可知, 预定射弹数量情况下, 只要依据实际情况预定毁伤概率, 便可求出应该配置的瞄准点数量以及每个瞄准点对应的射弹数量。

6 结论

本文针对未来空域窗射弹数量配置问题, 依据未来空域窗最优射击密度理论, 构造其对应的毁伤概率公式, 并基于该公式对未来空域窗射弹数量配置问题进行分析求解。提出预定毁伤概率情况下的射弹数量求解方法, 预定毁伤概率导数情况下的射弹数量求解方法, 预定射弹数量下的瞄准点数量求解方法。

仿真实验表明, 运用该毁伤概率公式求得的毁伤概率与解析法求得的毁伤概率基本一致, 在不同需求条件下, 本文方法求解的射弹数量, 通过毁伤概率公式

和解析法求得的毁伤概率基本一致, 满足实际需求条件, 证明该方法具有一定的可行性。

参 考 文 献

- [1] 胡炎, 杨斌, 苏卿, 等. 小口径舰炮武器系统射击方式比较 [J]. 舰船电子工程, 2010, 30(6):24-27.
- [2] 胡金春, 郭治. 未来空域窗的数学描述 [J]. 兵工学报, 1998, 19(4):293-297.
- [3] 胡金春, 郭治. 未来空域窗的参数论证 [J]. 兵工学报, 1999, 20(1):13-18.
- [4] 刘恒, 梅卫, 单甘霖, 等. 未来空域窗弹丸散布中心配置方法 [J]. 电光与控制, 2013, 20(5):73-76.
- [5] 卢发兴, 贾正荣, 吴玲. 未来空域窗弹丸瞄准点配置方法 [J]. 兵工学报, 2015, 36(8):1541-1545.
- [6] 贾正荣, 卢发兴, 吴玲. 基于函数逼近的未来空域窗瞄准点配置方法 [J]. 电子学报, 2017, 45(8):2031-2037.
- [7] JIA Z R, LU F X, WU L. A predictor corrector method for solving ammunition amount in future airspace window shooting [C]//International Conference on Intelligent Human-machine Systems and Cybernetics, IEEE, 2016:296-300.
- [8] 邢昌凤, 李敏勇, 吴玲. 舰载武器系统效能分析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [9] 卢发兴, 贾正荣, 吴玲. 最优未来空域窗模型 [J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(5):1072-1075.
- [10] 刘恒, 梅卫, 单甘霖. 空域窗射击毁伤概率解析计算模型 [J]. 火力与指挥控制, 2013, 38(4):130-132, 136.