

文章编号: 1671-0576(2025)02-0055-06

跨声速飞行条件下飞机音爆云建模分析

刘 健¹, 陈兆炜¹, 黄志勇¹, 朱海洋²

(1. 散射辐射全国重点实验室, 上海 200438;

2. 上海黎明瑞达电子科技有限公司, 上海 200090)

摘 要: 基于音爆云产生机理, 采用计算流体力学方法对飞机外流场进行数值模拟; 在获得飞机外流场温度、压力分布的基础上, 结合大气中的水汽含量对机身周围液态水含量分布进行建模; 采用 Khragian-Mazin 雾滴尺寸分布模型, 构建音爆云的雾滴数量和雾滴直径的谱分布模型; 采用构建的音爆云模型对典型飞机跨声速飞行条件下的音爆云进行仿真, 分析不同飞行速度和不同飞行环境下的音爆云特性。研究表明: 音爆云的形成与飞机的飞行工况、机身结构以及大气参数相关, 与飞机是否突破声障无关; 飞机飞行高度越高, 越难产生音爆云; 飞行速度越快, 越容易产生音爆云, 且音爆云的锥角随飞行速度增加而减小。

关键词: 音爆云; 计算流体力学; 饱和水汽含量; Khragian-Mazin 分布模型

中图分类号: V211.1

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1671-0576.2025.02.011

Modeling and Analysis of Aircraft Sonic Boom Clouds in Transonic Flight Conditions

LIU Jian¹, CHEN Zhaowei¹, HUANG Zhiyong¹, ZHU Haiyang²

(1. National Key Laboratory of Scattering and Radiation, Shanghai 200438, China;

2. Shanghai LimRadar Electronic Technology Co., Ltd., Shanghai 200090, China)

Abstract: On the basis of the mechanism of sonic boom cloud generation, computational fluid dynamics methods were employed to numerically simulate the aircraft's external flow field. On the basis of the temperature and pressure distributions in the aircraft's external flow field, a model was established for the distribution of liquid water around the fuselage, taking into account the atmospheric water vapor content. Utilizing the Khragian-Mazin droplet size distribution model, a model was constructed for the quantity and diameter spectrum distribution of droplets in sonic boom clouds. The sonic boom cloud model was used to simulate typical aircraft sonic boom clouds under transonic flight conditions and analyze the characteristics of sonic boom clouds under different flight speeds and environmental conditions. The results indicate that the formation of sonic boom clouds is related to flight conditions, aircraft structure, and atmospheric parameters, and is

independent of whether the aircraft breaks the sound barrier. The higher the aircraft's flight altitude, the more difficult it is to generate sonic boom clouds; the faster the aircraft's flight speed, the more likely it is to generate sonic boom clouds, and the cone angle of sonic boom clouds decreases with increasing flight speed.

Key words: sonic boom cloud; computational fluid dynamics; saturated water vapor content; Khragian-Mazin distribution model

0 引言

在飞机高速飞行过程中,机身周围经常会形成白色圆锥形雾状云团,由于此现象通常在飞机突破声障时产生,同时又伴随飞机突破声障产生的爆炸声,因此大众一般将此雾状云团称为“音爆云”。音爆云一词中包含“音爆”二字,似乎表明音爆云是因为声爆(又称为音爆)现象而产生的,但其实音爆云是飞机在飞过高湿度空气时,局部流场加速使水汽温度降低至露点温度或以下而形成的水汽凝结云团,又称为普朗特-格劳厄凝结云(Prandtl-Glauert condensation clouds)^[1]。音爆云由大量液体水滴组成,且弥散在机身周围,会对飞机的可见光、激光散射特性和红外辐射特性产生影响,因此需要对音爆云产生机理和建模仿真方法开展研究。

音爆云由于并非一直存在于飞行中的飞机周围,受到研究人员关注较少,目前仅有少量针对音爆云的研究工作报告。张华^[2]对音爆云的形成机制、不同类型音爆云的特点及其与激波、声障等的关系进行了分析,得出了音爆云是飞机在飞过高湿空气时因飞机附近局部流场温度降低至露点而形成的水汽凝结云团的结论。但上述研究工作都是定性的科普阐述,不涉及音爆云的数学建模。刘关张等^[3]以 NACA0012 标准翼为研究对象,采用 Fluent 软件和水汽凝结模型,分别对飞机在亚声速、声速和超声速飞行状态下机翼周围的流场进行模拟,分析了音爆云与飞行马赫数、空气状态之间的关系。但该研究只针对飞机机翼部件,且构建的音爆云模型只包含液态水含量参数,难以满足后续飞机散射辐射特性研究的需求。除此之外,现有研究大多针对飞机突破声障时产生的音

爆现象开展仿真^[4-6],并未涉及音爆云,但相关研究方法可以为音爆云建模提供参考。

本文基于音爆云产生机理,采用计算流体力学方法对飞机外流场进行数值模拟,在获得飞机外流场温度、压力等流场参数分布的基础上,结合大气中的水汽含量,对机身周围空气液态水含量分布进行建模,基于 Khragian-Mazin 雾滴尺寸分布模型,构建机身周围音爆云中的雾滴数量和雾滴直径的谱分布模型;采用构建的音爆云模型,对无人机在马赫数为 0.99 和 1.10 两个飞行速度下产生的音爆云进行建模仿真,分析跨声速飞行条件下的音爆云特性。

1 音爆云产生机理及分类

音爆云学术名称为普朗特-格劳厄凝结云,是飞机在飞过高湿度空气时,因为机身周围局部区域温度降至露点温度或以下,空气中的水汽凝结析出为液态小水滴形成的云团。分析音爆云的产生机理可以发现,飞机在飞行过程中能否产生音爆云,只取决于机身周围温度是否达到或低于空气露点温度。机身周围温度与飞机的飞行速度和机身结构相关;而露点温度与环境大气的温度、压力和湿度相关。因此,音爆云的产生不一定都伴随着超声速激波和音爆现象。

按照产生音爆云时的飞机飞行速度和音爆云形状,可以将音爆云分为三类:低亚声速不规则音爆云、高亚声速锥形音爆云和超声速锥形音爆云。

低亚声速不规则音爆云是飞机在低亚声速飞行时,由于机翼前缘、边条翼和翼尖处空气的局部加速形成涡流,导致局部区域的温度降低至露点温度以下,从而在机身近壁区形成不规则、边界模糊的水滴簇团。低亚声速不规则音爆云如图 1 所示。



图1 低亚声速不规则音爆云

高亚声速锥形音爆云是飞机在高亚声速飞行时,因机身周围局部超声加速区的温度降低至露点温度以下,使空气中的过饱和水汽凝结成水滴甚至冰粒;而局部激波后的升温区又使水滴或冰粒消失,形成范围不大、界面基本清晰的锥状外形水滴簇团。高亚声速锥形音爆云如图2所示。



图2 高亚声速锥形音爆云

超声速锥形音爆云是水汽经过扇形膨胀波后温度急速降低,形成的尺度大、边界清晰的锥状外形水滴簇团。超声速锥形音爆云如图3所示。



图3 超声速锥形音爆云

2 音爆云建模方法

虽然上述三类音爆云形状差异较大,但其产生机理均相同,都是因为机身周围局部区域温度降至露点温度或以下,空气中的水汽凝结析出为液态小水滴而形成。因此,基于音爆云产生机理,可以对飞机机身周围流场进行数值模拟,得到机身周围温度、压力等流场参数分布,进而计算得到机身周围空气的饱和水汽含量;根据大气环境参

数计算得到大气环境的水汽含量,进一步计算得到机身周围析出的液态水含量分布;根据雾滴分布模型,计算得到音爆云中的雾滴直径分布和雾滴数量分布等。

2.1 飞机外流场数值模拟

通过求解纳维-斯托克斯(Navier-Stokes, N-S)方程,对飞机外流场进行数值模拟。N-S方程在笛卡尔坐标系下可以张量形式^[7]表示为

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho U_i}{\partial x_i} = 0 \\ \frac{\partial \rho U_i U_j}{\partial x_i} = -\frac{\partial P}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \overline{\rho u_i u_j} \right), \\ \frac{\partial \rho U_i T}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma \frac{\partial T}{\partial x_i} - \overline{\rho u_i \tau} \right) - \frac{1}{C_p} \nabla \cdot q_R \end{cases} \quad (1)$$

$i, j = 1, 2, 3$

式中: ρ 为空气密度; U_i, U_j 为空气速度; x_i, x_j 为空间坐标; P 为空气压力; μ 为空气的动力黏性系数; $-\overline{\rho u_i u_j}, -\overline{\rho u_i \tau}$ 为雷诺应力项,其中 u_i, u_j 为湍流脉动速度, τ 为湍流脉动温度; T 为空气温度; Γ 为空气热扩散系数; C_p 为空气定压比热容; $\nabla \cdot q_R$ 为辐射热源梯度,其中 ∇ 为哈密顿算子, q_R 为辐射热源项。

2.2 机身周围液态水含量分布建模

空气中的水汽含量和当地温度、压力及相对湿度有关。空气中的水汽饱和和分压

$$P_b = 610 \times 10^{\frac{7.45T}{235+T}} \quad (2)$$

式(2)中的大气温度 T 以开尔文(K)为单位。若当地大气环境的相对湿度为 φ ,则当地大气环境的水汽含量

$$d = \frac{0.622\varphi P_b}{P - \varphi P_b} \quad (3)$$

将大气环境参数代入式(2)和式(3),可以计算得到当地大气环境的水汽含量;将机身周围区域的温度、压力等流场参数代入式(2)和式(3),同时令相对湿度为100%,可以计算得到机身周围空气的饱和水汽含量。

进一步结合当地空气密度,计算当地大气环境的液态水含量 d_{bg} 与机身周围饱和液态水含量 d_{loc} 的差值,即当地音爆云的液态水含量 d_{liq} ,其计算公式为

$$d_{\text{liq}} = d_{\text{bg}} - d_{\text{loc}} \quad (4)$$

如果 $d_{\text{liq}} > 0$, 则该处有液态水析出, 产生音爆云; 如果 $d_{\text{liq}} \leq 0$, 则该处没有液态水析出, 不产生音爆云。

2.3 音爆云雾滴数量和雾滴直径分布建模

音爆云的本质是大气中的水汽液化凝结形成的云团, 可以采用描述水雾雾滴谱的模型来描述音爆云。用于描述水雾雾滴谱的模型有很多, 其中最常用的是广义 Gamma 分布模型, 其描述方程为

$$n(r) = ar^{\alpha} \exp(-br^{\beta}) \quad (5)$$

式中: $n(r)$ 为单位体积的雾滴数量随雾滴半径 r 变化的分布函数; a, b 为确定雾滴尺寸分布形状的参数; α, β 为水雾雾滴谱的直径常数。

当 $\alpha = 2, \beta = 1$ 时, Gamma 雾滴尺寸分布模型为 Khragian-Mazin 分布模型^[8], 其表达式为

$$n(r) = ar^2 \exp(-br) \quad (6)$$

Khragian-Mazin 分布模型是一种研究雾滴粒子散射时常用的模型, 该模型简洁地描述了雾滴尺寸分布和宏观物理量之间的关系。基于该模型, 可以推导出水雾雾滴谱分布和液态水含量之间的关系。假设雾滴均匀分布, 每立方厘米的雾滴数为 N , 则可以推导出水雾的液态水含量 $W(\text{g}/\text{cm}^3)$ 与雾滴总数 N 、雾滴半径 $r(\text{m})$ 的关系式, 即

$$W = 10^6 N \frac{4\pi}{3} r^3 \quad (7)$$

考虑到雾滴尺寸很小, 其尺寸常以微米为单位。联立式(6)和式(7), 可以经过一定的数学变换, 得到水雾雾滴的数量分布与液态水含量之间的关系式, 即

$$n(r) = 3.73 \times 10^5 W^{-0.804} r^2 \exp(-0.239 2W^{-0.301} r) \quad (8)$$

3 跨声速条件下音爆云仿真分析

本文以无人机为研究对象, 开展音爆云仿真分析。为分析跨声速飞行工况下的音爆云特性, 分别对无人机在飞行高度为 1 km、飞行马赫数为 0.99 的高亚声速飞行和在飞行高度为 10 km、飞行马赫数为 1.10 的超声速飞行两种工况下的音

爆云进行建模仿真, 并对仿真结果进行分析。

3.1 高亚声速飞行工况下的音爆云仿真分析

设置仿真条件: 飞行高度为 1 km, 环境压力为 89 876 Pa, 环境温度为 281.65 K, 来流马赫数为 0.99。在此边界条件下, 采用流场数值模拟方法对无人机外流场进行数值模拟, 得到的高亚声速飞行工况下的机身外流场数值模拟结果如图 4 所示。分析可知, 机身周围空气受到机身压缩, 在进气道、机翼和垂直尾翼等前缘出现多道斜激波, 激波后的大气压力升高、温度下降。

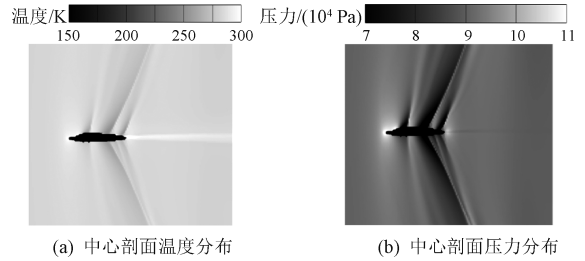


图 4 高亚声速飞行工况下的机身外流场仿真结果

假定在无人机飞行高度为 1 km 处的大气相对湿度为 85%, 在上述流场仿真的基础上进一步进行音爆云仿真, 得到的高亚声速飞行工况下的音爆云仿真结果如图 5 所示。

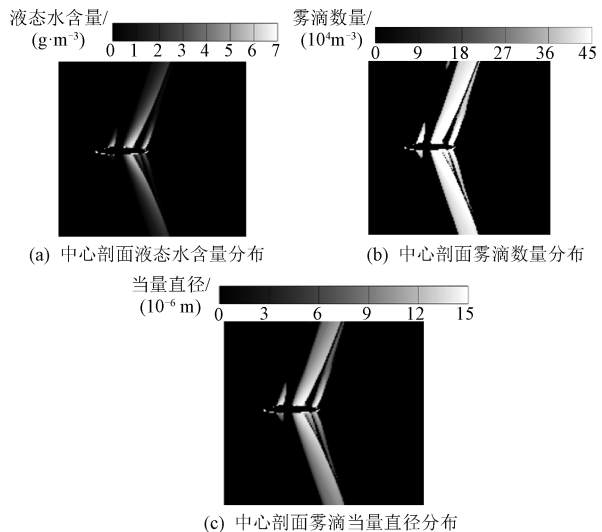


图 5 高亚声速飞行工况下的音爆云仿真结果

分析图 5 仿真结果可以发现, 机身周围音爆云的液态水含量、雾滴数量和当量直径(即音爆云中数量最多的雾滴的直径)分布与流场中的温度和压力分布正相关, 机身周围液态水含量最高约为 $7 \text{ g}/\text{m}^3$ 。

机身周围音爆云中液态水含量的空间三维分布如图 6 所示。可以发现:在进气道前缘上方、机翼和垂直尾翼处形成了三道主要的环状音爆云,其中在机翼和垂直尾翼处形成的音爆云是标准的锥形音爆云,这与流场仿真结果中的进气道前缘、机翼前缘和垂直尾翼前缘的激波相吻合。此外,在机腹处,由于有数道弱激波的存在,也产生了小范围、不规则形状的音爆云。

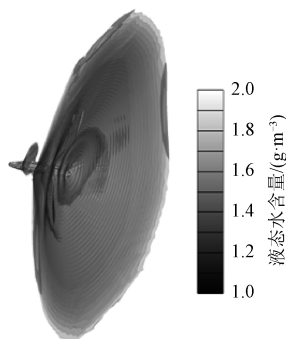


图 6 高亚声速飞行工况下的液态水含量三维分布

3.2 超声速飞行工况下的音爆云仿真分析

设置仿真条件:飞行高度为 10 km,环境压力为 26 499 Pa,环境温度为 223.25 K,来流马赫数为 1.10。在此边界条件下,采用流场数值模拟方法对该无人机外流场进行数值模拟,得到的超声速飞行工况下的机身外流场数值模拟结果如图 7 所示。

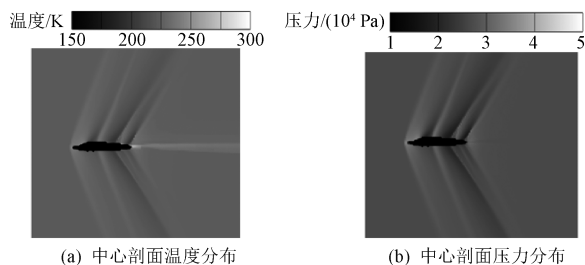


图 7 超声速飞行工况下的机身外流场仿真结果

分析图 7 仿真结果可以发现,由于飞行高度更高,在机头前方出现的是正激波,在进气道前缘、机翼前缘和垂直尾翼前缘出现斜激波,其倾斜角度更大,机身周围大气经斜激波后温度降低和压力升高更加显著。

假定在无人机飞行高度为 10 km 处的大气相对湿度为 55%,在上述流场仿真的基础上进一步进行音爆云仿真,得到的超声速飞行工况下的

音爆云仿真结果如图 8 所示。分析仿真结果可以发现,虽然该工况下的飞行速度更高,但由于飞行高度增加,空气相对湿度较小,导致该工况下机身周围的液态水含量、雾滴数量和当量直径均减小,机身周围液态水含量最高约为 0.02 g/m^3 。

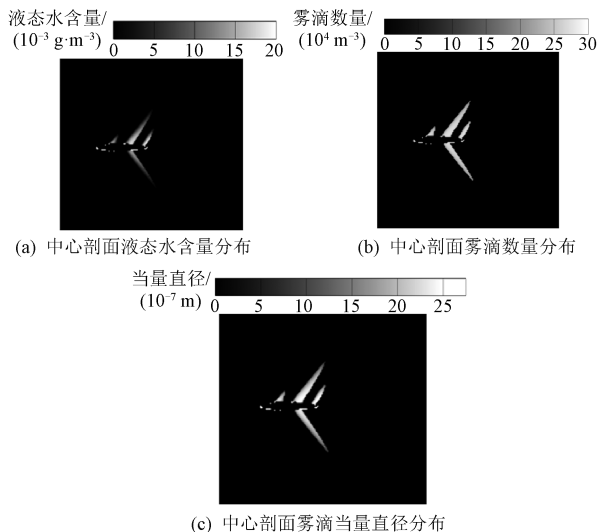


图 8 超声速飞行工况下的音爆云仿真结果

机身周围音爆云中液态水含量的空间三维分布如图 9 所示。可以发现:在超声速飞行工况下,空气经过激波后温度迅速下降,形成了边界清晰的锥形音爆云;但由于该工况的飞行高度更高,空气相对湿度较小,使得机身周围音爆云中的液态水含量减少,音爆云尺寸显著减小;由于飞行速度增加,音爆云的锥角也随之减小。

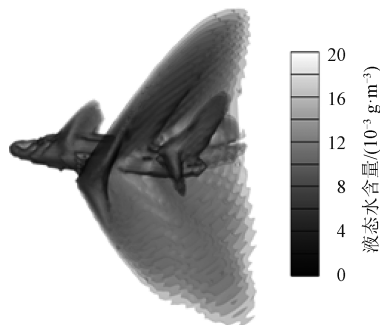


图 9 超声速飞行工况下的液态水含量三维分布

4 结论

本文基于音爆云产生机理,综合采用计算流体力学方法和 Khragian-Mazin 雾滴尺寸分布模型,构建了飞机音爆云仿真模型,以仿真获得机身

周围音爆云中的液态水含量分布、雾滴数量分布和雾滴当量直径分布。采用该模型对无人机在马赫数为 0.99 和 1.10 两个飞行速度下的音爆云进行建模仿真分析,得到如下结论:

a) 音爆云是飞机在飞过高湿度空气时,机身周围局部区域温度降至露点温度或以下,空气中的水汽凝结析出为液态水而形成的云团,音爆云的形成与飞机飞行工况、机身结构和大气参数相关,与飞机是否突破声障无关;

b) 随着飞机飞行高度的增加,环境大气的温度不断降低,压力不断减小,大气中的液态水含量不断减小,机身周围产生音爆云的难度不断增加;

c) 飞机飞行速度越快,激波后的大气参数阶跃变化越大,越容易产生音爆云,且锥形音爆云的锥角随飞行速度增加而减小。

参考文献

[1] LI N, MU J, KONG F, et al. Numerical studies on bow waves in intense laser-plasma interaction

[J]. *Laser and Particle Beams*, 2023 (1): 9414451.

[2] 张华. “音爆云”现象与“音爆”有关系吗? [J]. *力学与实践*, 2019, 41(2): 239-243.

[3] 刘关张, 初桂兰, 蒋龙. 基于 Fluent 的飞机机翼凝结云分析[J]. *飞机设计*, 2016, 36(1): 17-20.

[4] AUGER T, COULOUVRAT F. Numerical simulation of sonic boom focusing [J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(9): 1726-1734.

[5] PARK M A, AFTOSMIS M J, CAMPBELL R L, et al. Summary of the 2008 NASA fundamental aeronautics program sonic boom prediction workshop [J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(3): 987-1001.

[6] YAMASHITA R, SUZUKI K. Full-field sonic boom simulation in stratified atmosphere [J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(10): 3223-3231.

[7] 贾力, 方肇洪, 钱兴华. 高等传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2003: 117-127.

[8] 卢昌胜, 吴振森, 赵振维, 等. 云雾对 THz 波传播的衰减研究[J]. *电波科学学报*, 2015, 30(4): 718-722.

(上接第 43 页)

[4] 杜增. 射频隐身仿真分析和评估研究[J]. *电讯技术*, 2024, 64(1): 74-82.

[5] SCHLEHER D C. Low probability of intercept radar[C]// *International Conference on Radar*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1985: 346-349.

[6] WU P H. On sensitivity analysis of low probability of intercept (LPI) capability [C]// *2005 IEEE Military Communications Conference*, Atlantic City, NJ. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005, 5: 2889-2895.

[7] LYNCH D J. 射频隐身导论[M]. 沈玉芳, 译. 西安: 西北工业大学出版社, 2009.

[8] 杨红兵, 周建江, 汪飞, 等. 飞机射频隐身表征参量及其影响因素分析[J]. *航空学报*, 2010, 31(10): 2040-2045.

[9] 杨诚修, 王谦喆, 祝捷, 等. 空战模式下航空集群射频隐身性能评估方法[J]. *系统工程与电子技术*, 2020, 42(12): 2811-2818.

[10] DISHMAN J F, BEADLE E R. SEVR: a LPD metric for a 3-D battle space[C]// *2007 IEEE Military Communications Conference*, Orlando, FL. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1-5.

[11] 丛鑫波. 星弹上行数据链的射频隐身技术研究

[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.

[12] 杨开平, 杨崇刚, 罗欢吉, 等. 机载通信数据链系统隐身技术研究[J]. *航空精密制造技术*, 2017, 53(6): 12-16.

[13] 刘淑慧. 机载数据链射频隐身综合控制技术[J]. *指挥控制与仿真*, 2015, 37(5): 108-112.

[14] 王正海. 战术数据链射频辐射特征控制技术[J]. *电讯技术*, 2014, 54(5): 668-673.

[15] 杨宇晓, 周建江, 徐川. 射频隐身数据链功率控制方法研究[J]. *现代雷达*, 2013, 35(12): 80-84.

[16] 杨宇晓, 周建江, 陈军, 等. 基于最大条件熵的射频隐身数据链猝发通信模型[J]. *航空学报*, 2014, 35(5): 1385-1393.

[17] 李寰宇, 柏鹏, 王谦喆. 天线波束对飞机射频隐身性能的影响分析[J]. *现代防御技术*, 2012, 40(4): 128-133, 137.

[18] 贾金伟, 刘利民, 韩壮志, 等. 射频隐身雷达波形设计技术研究综述[J]. *电光与控制*, 2022, 29(8): 57-64, 78.

[19] 谢桂辉, 田茂, 王正海, 等. 射频隐身数据链的通信波形参数优化建模[J]. *西安交通大学学报*, 2015, 49(4): 116-122.

[20] 王琳. 飞行器射频隐身技术及发展思路[J]. *电讯技术*, 2013, 53(8): 973-976.