

DOI: 10.7652/xjtuxb201808016

利用激波与电磁波相互作用的新型雷达机理研究

黄镇¹, 牛文斗², 吴九汇¹, 陈喆¹, 潘有顺³, 刘崇锐¹, 陈煦¹

(1. 西安交通大学机械工程学院, 710049, 西安; 2. 甘肃虹光电子有限责任公司, 744000, 甘肃平凉;

3. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 针对飞行器超声速飞行时会产生激波,且无法消除其激波层的现象,提出了一种利用激波探测超声速飞行器的新型雷达探测方法,深入研究了激波与电磁波相互作用机理。采用模型仿真和实验验证相结合的方法确定了激波层内参数变化规律,并按照收敛原则确定了激波的等效层数,随后开展了飞行器激波与线极化波的相互作用机理研究。结果表明:平面极化波在现有雷达波频段范围内入射到激波层中时,其反射系数随入射波入射角度、飞行马赫数的增加而增大,随飞行高度的增加而减小,随频率变化呈现周期性振荡衰减特性,且振荡周期随飞行高度增加而减小,随飞行马赫数增加而增大。该研究结果为利用激波层探测超声速隐身飞机提供了一种新思路、新方法。

关键词: 雷达;激波;收敛原则;线极化波;反射系数

中图分类号: TN971.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2018)08-0102-08

A Study on New Detection Mechanism of Radar Based on the Interaction Between Shock Waves and Electromagnetic Waves

HUANG Zhen¹, NIU Wendou², WU Jiuhui¹, CHEN Zhe¹, PAN Youshun³,
LIU Chongrui¹, CHEN Xu¹

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Gansu Hong Guang Electronic Co. Ltd, Pingliang, Gansu 744000, China;

3. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: A new type of radar detection method using shock waves to detect supersonic aircrafts is proposed to make use of the phenomenon that aircraft flying at supersonic speed would produce shock wave, and there is no ways to eliminate the shock layer, and the interaction mechanism between the shock waves and electromagnetic waves is studied. A combination of model simulation and experiments is adopted to determine the rule of parameter variation in the shock layer, and to determine the number of equivalent levels of shock wave using the convergence principle. Then the interaction mechanism between shock wave and linear polarized wave is studied. Results show that when the polarized plane waves in the range of radar wave frequencies enter to the shock wave, the reflection coefficient increases with the increase of the incident angle of incident wave and flight Mach number, and decreases with the increase of altitude, and that there is a periodic oscillation attenuation characteristic with variation in frequency, and the oscillation period decreases with the increase of altitude, and increases with the increase of flight Mach number. This study may provide a new way to use radar to detect supersonic stealth

收稿日期: 2018-01-05。 作者简介: 黄镇(1992—),男,硕士生;吴九汇(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51675401)。

网络出版时间: 2018-06-08

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20180608.1807.004.html>

aircraft using shock layer.

Keywords: radar; shock wave; convergence principle; linear polarized wave; reflection coefficient

飞行器在大气层中超声速飞行时,其头部周围会形成一道稳定的激波^[1]。激波现象是气体高速运动过程中最重要的现象之一,它是气体经受强烈压缩后产生的非线性传播波^[2],这种波对于气流的扰动是一种强扰动。在非线性传播波的波面内,气体内部有较强的内摩擦和热传导,气流通过这种波时,无黏性和绝热假定已不能成立,所以它是一个熵增过程^[3],而黏性物质中的正激波运动是稳定的^[4],可知这个过程也是稳定的。

目前对激波的探测主要有 2 种方法:一种是通过分析不同形状弹头在超声速飞行过程中产生特有的激波声指纹,即 N 波^[5-6],来达到探测的目的,但由于激波信号的衰减,这种方式主要应用在弹丸的打靶测距等短距离测量中;另外一种是根据激波是一个致密的非均匀介质层,光波在激波层中传播时会发生折射现象的原理来探测,王宝元等基于这个思想提出利用实验的方法来获得激波层的等效折射率^[7],但由于飞行器激波随飞行器飞行高度和速度的不同而不同,因此利用实验的方法来得到飞行器激波的等效折射率显得复杂甚至难以实现。

对于鼻锥较大的飞行器,如超声速巡航导弹等,在大气层中超声速飞行时将产生脱体弓形激波^[8],这种空间曲面激波的中间部位接近正激波,在向下后方延伸时激波逐渐变斜,成为一般斜激波。正激波是特殊的斜激波,研究一维正激波与电磁波的相互作用,为利用电磁波探测超声速飞行器产生的复杂激波提供了一定的理论基础。

本文分析了激波的一般特性,以及激波厚度与飞行器飞行高度和飞行速度的关系。通过对比仿真和实验的结果,提出了激波层中宏观参量(气流压强、温度和密度)的变化规律,在此基础上将激波等效为分层均匀介质,最后探讨了平面线极化波在激波层中传播的规律。

1 激波基本理论

1.1 激波结构基本特性

在激波坐标系下,对包含正激波的控制体进行分析,可知流过控制体的流体具有定常、绝热、控制体边界上无黏且可以忽略体积力的特点^[9-10]。对控制体进行守恒分析,并联立完全气体状态方程可以得到正激波前后气流马赫数、压强和温度的关系

$$Ma_2^2 = 1 - \frac{(\gamma + 1)Ma_1^2 - 1}{\gamma(2Ma_1^2 - 1) + 1} \quad (1)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{1 + 2\gamma(Ma_1^2 - 1)}{\gamma + 1} \quad (2)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = 1 + \frac{2(\gamma - 1)(Ma_1^2 - 1)}{(\gamma + 1)^2 Ma_1^2} (\gamma Ma_1^2 + 1) \quad (3)$$

式中: Ma 是激波马赫数, $Ma = v/a$, a 为当地声速, v 为速度; p 表示压强; T 表示温度; γ 代表比热容比; 下标 1、2 分别表示波前和波后。

由式(1)~(3)可知,气流通过正激波后速度下降,压强和温度升高。

气体的宏观参量从激波前数值变化到激波后数值是在一个极短的距离内连续完成的。当流体以速度 v_1 经过激波时,流体微团所受到的压力、黏性力、惯性力作用,当压力、黏性力和惯性力达到平衡,同时压缩波变陡使温度梯度增大的趋势与热传导使温度梯度减小的趋势平衡时,激波的波形就稳定了^[11],此时激波速度设为 v_2 ,激波层速度变化曲线如图 1 所示。

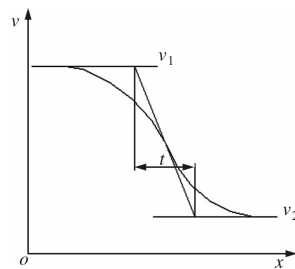


图 1 激波层速度变化曲线

激波厚度 t 定义为^[10]

$$t = (v_2 - v_1) / (dv/dx)_{\max} \quad (4)$$

1.2 利用弱激波理论计算激波厚度

王承书遵循 Enskog 展开的思想将激波厚度展开成 $(Ma - 1)$ 的幂级数,结果得出了与 Thomas 计算弱激波厚度时相同的表达式^[12]

$$\frac{\lambda}{t} = \frac{6}{5\sqrt{2\pi\gamma}} y \left(1 + \frac{5-3\gamma}{2(1+\gamma)} y + \frac{9\gamma^2 - 34\gamma + 21}{4(1+\gamma)^2} y^2 + \dots \right) \quad (5)$$

式中: $y = Ma - 1$; γ 是比热容比; λ 为激波前气流的 Maxwell 平均自由程。

由式(5)可知,激波厚度与飞行器飞行高度和飞行马赫数有关,其对应关系如图 2 所示。

从图 2 可以看出:在海拔高度不变的情况下,激

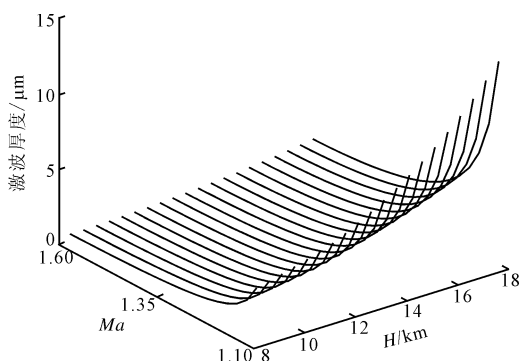


图2 激波厚度与海拔高度和马赫数的关系

波厚度随着马赫数的增加而减小,这是由于马赫数增大,激波层中的速度梯度将随之变大,导致压缩波的波形变陡,激波厚度降低;在马赫数不变的条件下,随着海拔高度增加,激波厚度增加,这是因为激波厚度与分子平均自由程成正比,而海拔越高空气越稀薄,分子自由程加大,激波厚度也增大。

2 仿真和实验确定激波层参数

激波是非均匀介质层,研究电磁波与激波相互作用的出发点是将激波等效为多层均匀介质。跨过激波后,气体从一个均匀超声速上游过渡到一个均匀亚声速下游流动,其上下游状态变量之间的巨大变化在很小的距离范围内完成^[13]。横跨激波上下游宏观参量(如气体的流动速度、压力和温度等)的变化规律很难通过理论的方法得到。本节首先对激波层结构进行仿真,得到激波层中参数的变化规律,并利用实验验证仿真的可信度,接着开展不同工况下将激波层等效为分层均匀介质的研究。

2.1 激波层结构仿真

仿真模型采用绍伊本喷管,并利用 COMSOL Multiphysics 仿真软件中高马赫模块中的 S-A 湍流模型来模拟激波的流场。仿真模型如图 3 所示。

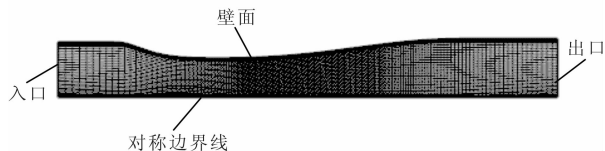


图3 流场计算模型

改变模型入口处的流体压强和流速值以及出口的流体压强值,可以得到不同工况下的激波流场。实验共仿真了 19 种工况,由于各工况仿真情况类似,本文以入口压力为 121.59 kPa、入口流速为 0.5 Ma、出口压力为 101.325 Pa 为例,仿真得到的马赫数、压强和温度云图如图 4 所示。从图 4 可以看出,

激波出现在喉部(截面最小)下游区域,且跨过激波后流体的马赫数降低,而压强和温度增大,与式(1)~式(3)相对应。

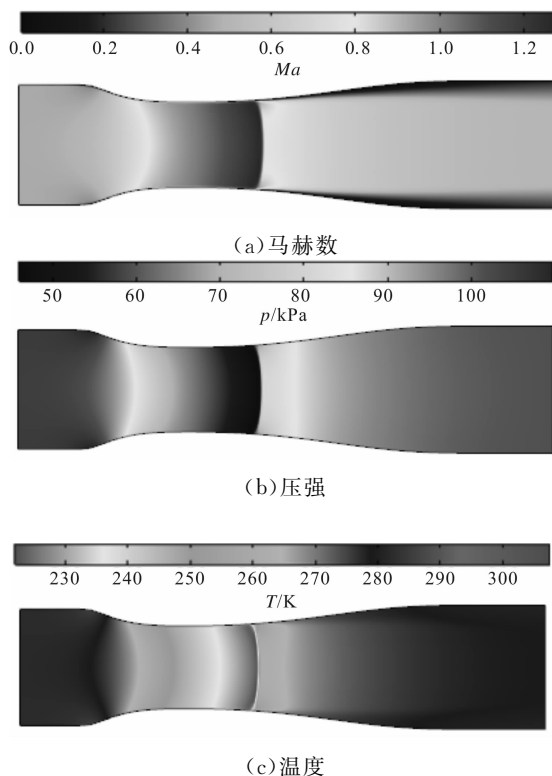
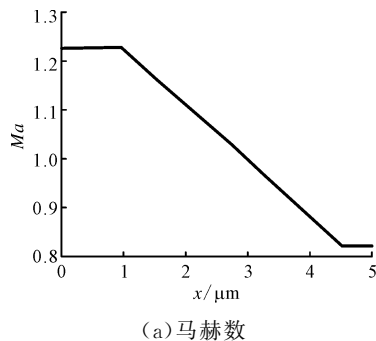
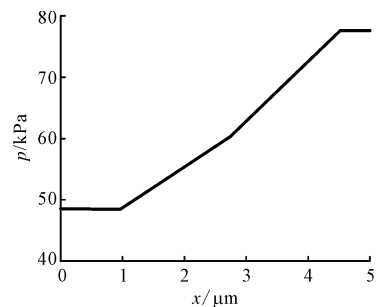


图4 流场中流体马赫数、压强和温度分布

跨过激波沿流线方向做一条辅助线,辅助线上的参数变化情况如图 5 所示。图中, x 为激波层内到波前界面的距离。从图 5 可以看出,流场中气流



(a) 马赫数



(b) 压强

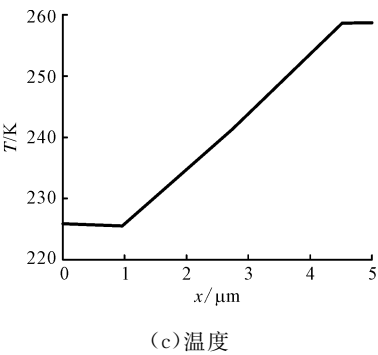
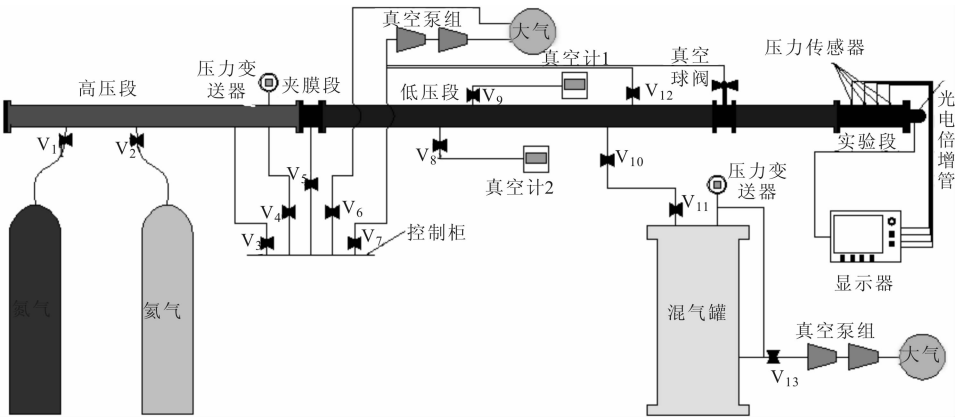


图 5 跨激波层流线上流体马赫数、压强和温度变化

的速度、压强和温度在跨过激波时急剧变化,且近似呈线性分布^[14]。其他 18 组工况得到的情况与其相似,就不再赘述。

2.2 激波前后压强比实验

图 6 所示为激波管实验装置,主要包括一根两



$V_1 \sim V_{13}$ 为阀门
图 6 激波管实验设备

比绘制在一起,如图 7 所示。

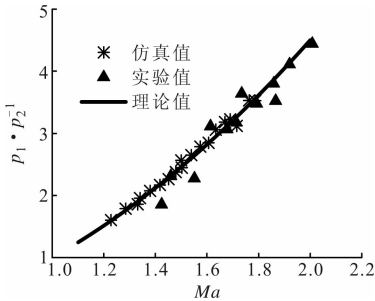


图 7 实验、理论计算与仿真计算的激波前后的压强比

由图 7 可知实验结果与仿真、理论值拟合较好,可认为仿真具有一定的可信度。对激波形成的物理分析可知,其层内的温度梯度和压强梯度因气体压缩效应是增大的,而图 5 表明激波层中温度和压强按照线性变化,从而可提出激波层中各参数所满足的气体温度变化规律和气体压强变化规律

端封闭的激波管、进气和排气装置以及数据采集和处理设备。实验前,首先将高压段、夹膜段和低压段抽成真空,然后在低压段注入一定压强(波前压强)的空气,在高压段注入将氦气和氮气按一定比例混合的高压气体。实验时,打开高压段阀门,在压差的作用下,高压气体冲破夹膜段的双膜进入到低压段中,在压差的作用下产生正激波。当激波经过实验段的压力传感器时,受激波扰动气体的压强(波后压强)将被记录下来。

本文实验共得到 12 组有效数据,为了将数据与仿真值进行比较,取波后和波前的压强比做为激波强度。

2.3 激波层中参数变化规律

将实验得到的 12 组压强比值与仿真得到的 19 种工况下对应的压强比,以及式(2)计算的理论压强

$$T = T_1 + \frac{T_2 - T_1}{d}x \tag{6}$$

$$p = p_1 + \frac{p_2 - p_1}{d}x \tag{7}$$

式中: d 为激波层厚度; x 为激波层内至波前界面的距离。

对于空气来说,只有当温度 T 远低于室温,或压强 p 接近于 101.325 MPa(1 000 个大气压)时,完全气体假设才不成立。由此可知,弱激波层中气体满足完全气体假设,在温度和压强变化规律已知的情况下,激波层内密度的表达式为

$$\rho = \rho_1 + \frac{(\rho_2 - \rho_1)x}{dT_1 + (T_2 - T_1)x}T_2 \tag{8}$$

2.4 激波层等效为多层均匀介质

激波是非均匀媒质,运用收敛的思想,可将激波层等效为多层均匀媒质,即在激波厚度一定(特定工况)时,对激波进行分层,由式(6)~(8)可计算出各

层分界处的参数,任意层前后分界处的中间值作为该层的等效参数,通过比较电磁波入射到不同层数激波中的反射系数值,其值不变或近似不变时(收敛)对应的层数即可代表该工况下产生的激波等效层数。

激波层中的电参数主要包括介电常数 ϵ (相对介电常数 ϵ_r 和真空介电常数 ϵ_0)、磁导率 μ (相对磁导率 μ_r 和真空磁导率 μ_0) 和电导率 σ , 而真空介电常数和真空磁导率为常数。弱激波层内气体电离可忽略^[8,15], 因此其相对磁导率 $\mu_r = 1$, 电导率 $\sigma = 0$ 。研究涉及到的空域主要为低层大气, 其相对介电常数 ϵ_r 的表达式为^[16]

$$\epsilon_r = 1 + \chi \quad (9)$$

式中: χ 为空气的极化率^[17]。

在得知各层媒质中相应电参数的基础上, 利用电磁波传播与网络理论有机结合的方法^[18], 来分析电磁波入射到激波层中的情形, 进而确定激波的等效层数。

影响激波的 2 个主要因素是飞行器所在的海拔高度和飞行速度。利用 MATLAB 编程, 计算了海拔高度为 8~18 km, 每隔 1 km 取一个值; 马赫数 Ma 为 1.5~2, 每隔 0.1 取一个值, 共计 66 组工况。这里以飞行器处在海拔 10 km、以 $Ma = 1.8$ 飞行时产生的激波层为例, 分析垂直极化波入射到激波层中时, 反射系数的情况。入射电磁波的频率范围 300 MHz~100 GHz, 入射角度为 30° 时, 5 层激波层中的反射系数如图 8 所示。

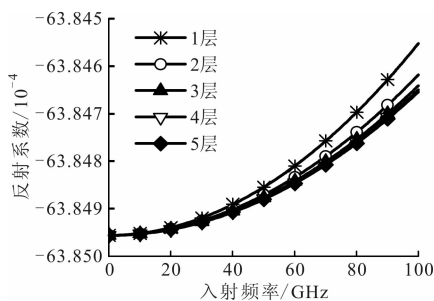


图8 极化波入射到各激波层中的反射系数

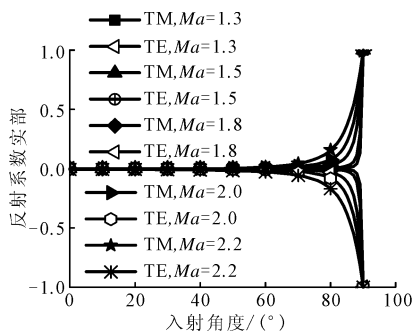
由图8可知: 在激波层和入射波不变的情况下, 当激波层数为5时, 反射系数与激波层数为4时的值变化很小。计算结果表明, 将激波分为15层时, 反射系数已收敛。用同样的方法对其他65种工况产生的激波进行分析, 得到的结果相同, 即激波分为15层时, 反射系数基本不变, 为了使等效层数具有普适性, 取激波的等效层数为20。

3 电磁波与激波相互作用机理研究

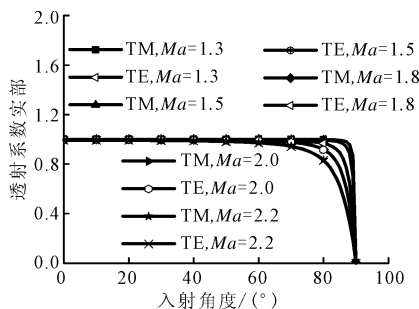
飞行器激波层主要受飞行器的飞行高度和飞行马赫数影响, 而影响电磁波在激波层中传播特性的主要因素也有2个, 即入射波的频率和入射角度。这4个因素是互不关联的, 因此可用控制变量法来研究各个因素变化时对电磁波在激波层中传播的影响。本节分2部分进行分析: 其一是在飞行高度不变的情况下, 分析飞行马赫数与极化波入射角度和入射频率变化时对传播规律的影响; 其二是在飞行马赫数不变的情况下, 分析飞行高度和极化波入射角度和入射频率变化对传播的影响。

3.1 飞行高度不变的情况

飞行高度取为8 km。首先分析飞行马赫数与入射角度改变时对极化波在激波中传播的影响。如图9所示, 入射极化波频率为0.1 GHz, 平行极化波(TM)和垂直极化波(TE)以不同角度在不同马赫数下产生的激波层中传播的现象。



(a) 反射系数实部



(b) 透射系数实部

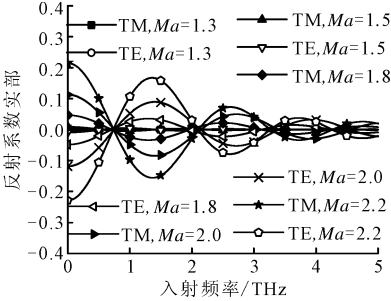
图9 飞行高度不变时 TM、TE 波的反射系数和透射系数随入射角度的变化关系

从图9可以看出: ①反射系数随着入射角度的增加而增大, 透射系数随着入射角的增大而减小; ②TE波和入射角度小于 46° (布儒斯特角) 的 TM 波反射系数为负值, 说明反射波与入射波反向, 而入射角度大于布儒斯特角的平行极化波与入射波同向。

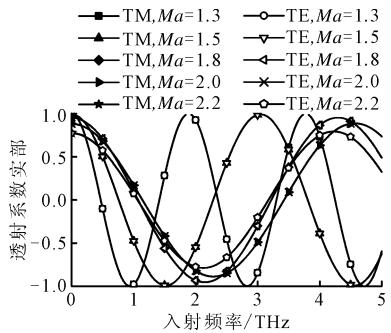
2 种极化波的透射系数变化趋势一致, TM 波的透射波幅值略大于 TE 波的, 它们的透射系数值均大于 0, 说明透射波与入射波同相; ③ 2 种极化波反射系数幅值均随着飞行马赫数的增加而增大, 透射系数随着马赫数的增大而减小。

图 10 所示为飞行马赫数与入射频率对极化波在激波层中传播的影响。所选取频率参考的是雷达的波段, 通过计算发现, 尽管在 0.1~100 GHz 的频段内, 反射系数和透射系数虚部可以忽略不计, 但由于激波层很薄, 而波传播相位因子与波的频率和传播介质厚度正相关, 因此为了反映波在激波层中传播的更多信息, 选择较高的频率段, 同时由图 9 可以看出, 在入射角为 60° 以上时反射系数才有明显变化, 因此取入射角度为 78°。2 种极化波在激波层中的传播现象如图 10 所示。

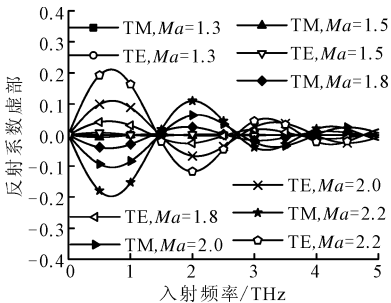
从图 10 可知: ① 当频率较高时, 反射和透射系数虚部不可忽略, 说明反射波和透射波相位相较于



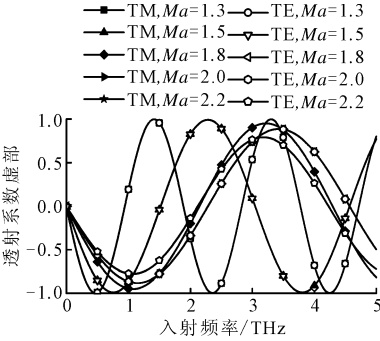
(a) 反射系数实部



(b) 透射系数实部



(c) 反射系数虚部



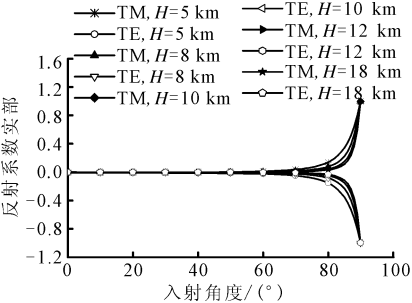
(d) 透射系数虚部

图 10 飞行高度不变时 TM/TE 波反射和透射系数随入射频率的变化

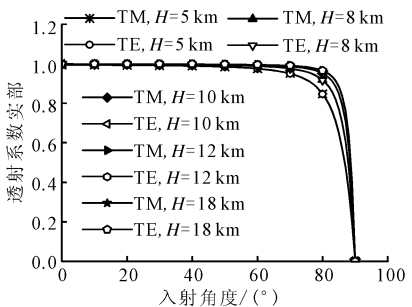
入射波均发生了改变; ② 反射系数实部和虚部随入射频率的增大呈现周期性振荡衰减的特性, 且两者变化不同步 (从图中可知振荡相位相差 $\pi/2$), 反射系数幅值 (反射系数实部和虚部平方和的方根) 随频率的增加而减小。透射系数幅值变化不明显, 只在极高频 (1 000 THz) 时幅值略有减小, 这是因为极化波频率接近了空气的吸收频率而出现衰减; ③ 反射系数和透射系数实虚部振荡周期随马赫数的增大而减小, 且反射系数幅值随着马赫数的增加而增大, 透射系数幅值与之相反。

3.2 飞行马赫数不变的情况

飞行马赫数 Ma 取为 2。图 11 所示的是入射频率为 300 MHz 的情况下, 飞行高度和入射角度对电



(a) 反射系数实部



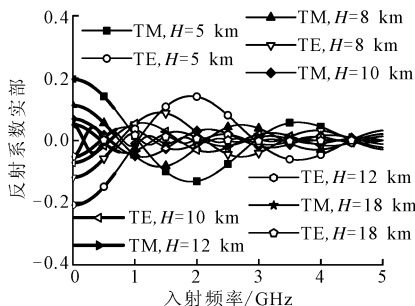
(b) 透射系数实部

图 11 飞行马赫数不变时 TM/TE 波反射和透射系数随入射角度的变化关系

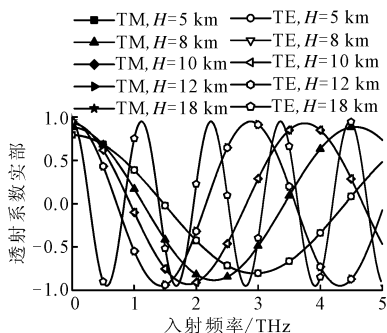
磁波在激波中传播的影响。

从图 11 可知, 2 种极化波反射系数和透射系数变化情况与图 9 相似。而反射系数随着飞行高度的增加而降低, 这是因为海拔升高时, 尽管激波厚度增加, 但空气密度下降。

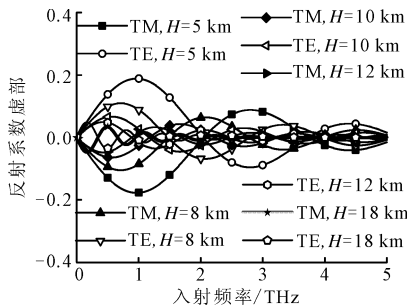
图 12 反映的是飞行高度和极化波入射频率对



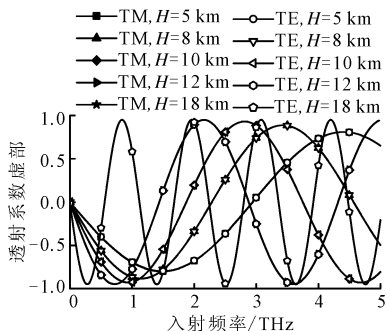
(a) 反射系数实部



(b) 透射系数实部



(c) 反射系数虚部



(d) 透射系数虚部

图 12 飞行马赫数不变时 TM/TE 波在不同海拔高度下透射系数虚部

传播的影响。飞行马赫数为 2, 入射角度为 78° , 入射波段为 3~3 000 THz。

从图 12 可知, 反射系数和透射系数随入射频率的变化情况与图 10 相似, 但其振荡周期随高度增加而减小。反射系数幅值随着海拔高度增加而降低, 而透射系数随着高度的增加略有增加。

4 结 论

(1) 通过分析激波层特点, 在实验和仿真的基础上发现了激波层中流体的温度和压强按照线性变化的规律, 给出了近似的表达式, 并根据反射系数收敛原则, 将非均匀激波层等效为分层均匀介质。

(2) 数值分析了极化电磁波在激波层中传播时, 极化波的入射角度、频率和激波层的飞行高度、马赫数对传播规律的影响, 即反射系数幅值随着极化波入射角度和飞行马赫数的增加而增大, 随飞行高度的增加而减小。当入射波频率较低时 (300 MHz~300 GHz), 反射和透射系数虚部可忽略不计, 反射系数随频率的增加而降低; 当频率较高时 (3~3 000 THz) 时, 反射系数的实虚部均呈现振荡衰减特性, 振荡周期与飞行高度和飞行马赫数有关, 当飞行高度增加时, 振荡周期减小, 当飞行马赫数增加时, 振荡周期增加, 同时实虚部振荡相位不重合。通过对比还发现, 垂直极化波较平行极化波具有较高的反射系数值, 透射系数的情况与反射系数相反。

以上研究为利用激波与电磁波相互作用 (新型雷达原理) 探测超声速飞行器 (激波层含有飞行器的飞行高度和飞行马赫数等信息), 尤其是低空或超低空超声速隐形飞机提供了一种新思路、新方法。

参考文献:

- [1] 李昆, 栗苹, 陈慧敏, 等. 激波光学折射和反射效应对激光近程目标探测影响研究 [J]. 兵工学报, 2008, 29(1): 28-32.
- LI Kun, SU Ping, CHEN Huimin, et al. Study of refraction and reflection effect caused by shock wave on laser short-range detection [J]. Acta Armamentarium, 2008, 29(1): 28-32.
- [2] 吴子牛, 白晨媛, 李娟, 等. 空气动力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016: 4-5.
- [3] 王保国, 高歌, 黄伟光, 等. 非定常气体动力学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2014: 61-78.
- [4] 于明, 刘福生. 粘性物质中正激波稳定性分析 [J]. 计算物理, 2008, 25(5): 543-548.

YU Ming, LIU Fusheng. Stability of normal shock

- waves in viscous materials [J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2008, 25(5): 543-548.
- [5] JIANG Jianwei, FANG Yujun, WAN Lizhen, et al. Application of wavelet analysis in signal de-noising of blast shock wave overpressure [J]. Journal of Measurement Science and Instrumentation, 2010, 1(2): 145-147.
- [6] 字正华, 石庚辰. 超声速飞行体激波信号的主成分分析和 K -均值聚类 [J]. 探测与控制学报, 2004, 26(2): 17-20.
- ZI Zhenghua, SHI Gengchen. Principal component analysis based on shock wave from supersonic projectiles and K -means algorithm [J]. Journal of Detection & Control, 2004, 26(2): 17-20.
- [7] 王宝元, 钞红晓, 邵小军, 等. 炮口激波折射率测量方法研究 [J]. 兵工学报, 2013, 34(12): 1589-1593.
- WANG Baoyuan, CHAO Hongxiao, SHAO Xiaojun, et al. Study on measuring method of refractive index of shock wave in muzzle [J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(12): 1589-1593.
- [8] 杨鹏飞, 方洋旺, 柴栋, 等. 高超声速钝锥体等离子体流场数值模拟 [J]. 飞行力学, 2013, 31(4): 313-316.
- YANG Pengfei, FANG Yangwang, CAI Dong, et al. Numerical simulation of hypersonic plasma flow fields around blunt cone model [J]. Flight Dynamics, 2013, 31(4): 313-316.
- [9] 杨基明, 李祝飞, 朱雨建, 等. 激波的传播与干扰 [J]. 力学进展, 2016, 46: 541-586.
- YANG Jiming, LI Zhufei, ZHU Yujian, et al. Shock wave propagation and interactions [J]. Advances in Mechanics, 2016, 46: 541-586.
- [10] 曾明, 刘伟. 空气动力学基础 [M]. 北京: 科学出版社, 2016: 166-194.
- [11] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2012: 87-88.
- [12] 王承书. 气体运动论: 王承书论文选集 [M]. 应纯同, 张存镇, 译. 北京: 原子能出版社, 1994: 123-137.
- [13] 李志辉, 张涵信. 激波结构内流动问题的气体运动论描述 [J]. 空气动力学学报, 2007, 25(4): 411-418.
- LI Zhihui, ZHANG Hanxin. Gas-kinetic description of shock wave structures by solving Boltzmann model equation [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(4): 411-418.
- [14] LE PHUONG N T, MYONG R S. Modal discontinuous Galerkin method for shock wave structures [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 30(3): 252-256.
- [15] 林佳, 王建华. 超声速飞行器鼻锥空间气动热特性数值研究 [J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2340-2347.
- LIN Jia, WANG Jianhua. Numerical investigation on space aero-thermodynamic characteristics of nose cone of supersonic flight [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2340-2347.
- [16] 胡涛, 黄吉金, 江长荫, 等. 基于极化强度叠加模型的高功率微波混合气体传播特性 [J]. 强激光与粒子束, 2009, 21(8): 1211-1215.
- HU Tao, HUANG Jijin, JIANG Changyin, et al. Propagation characteristic of high power microwave in mixture atmosphere based on polarization superposition model [J]. High Power Laser and Particle Beams, 2009, 21(8): 1211-1215.
- [17] 余道杰, 张长峰, 彭平, 等. 高功率微波大气传输折射指数和衰减系数计算统一模型 [J]. 微波学报, 2008, 24(5): 74-77.
- YU Daojie, ZHANG Changfeng, PENG Ping, et al. Unified calculation model of the refractive index and attenuation coefficient for high power microwave propagation in the atmosphere [J]. Journal of Microwaves, 2008, 24(5): 74-77.
- [18] 梁昌洪, 陈曦. 电磁波多层媒质传播的 [C]网络新理论 [J]. 电气电子教学学报, 2010, 32(4): 1-5.
- LIANG Changhong, CHEN Xi. New network theory of [C] electromagnetic wave in multilayered medium [J]. Journal of EEE, 2010, 32(4): 1-5.

[本刊相关文献链接]

- 马宇, 蔡远利. 面向高超声速飞行器的新型复合神经网络预测控制方法. 2017, 51(6): 28-34. [doi:10.7652/xjtuxb201706005]
- 董春云, 蔡远利. 高超声速再入飞行器轨迹优化算法评估策略. 2016, 50(4): 28-34. [doi:10.7652/xjtuxb201604005]
- 高海燕, 蔡远利. 高超声速飞行器的滑模预测控制方法. 2014, 48(1): 67-72. [doi:10.7652/xjtuxb201401012]
- 时建明, 王洁, 王琨, 等. 吸气式高超声速飞行器纵向运动反演控制器设计. 2013, 47(3): 102-107. [doi:10.7652/xjtuxb201303019]

(编辑 刘杨)