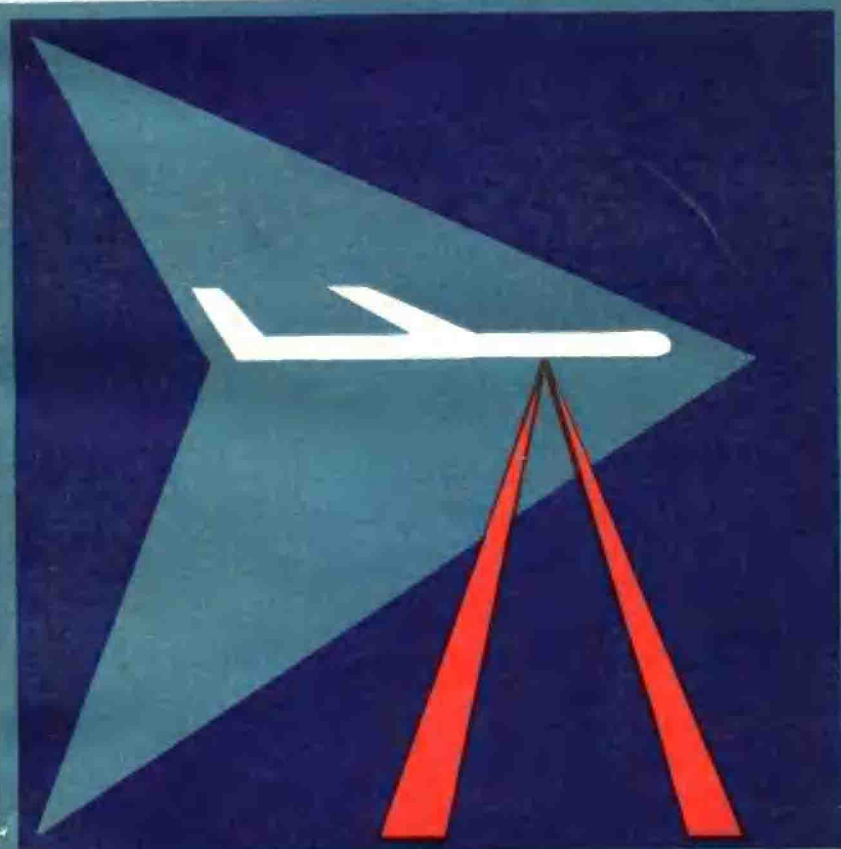


多卜勒导航装置与系统

[苏] В. Е. 考尔钦斯基 М. А. 曼杜洛夫斯基

М. И. 康斯坦丁诺夫斯基 著

赵厚君 徐逸梅 黄灼白 译 赵厚君 校



多卜勒导航装置与系统

B.E.考尔钦斯基

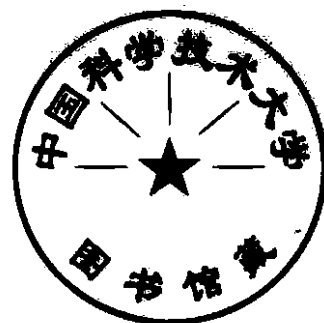
〔苏〕

И.А.曼杜洛夫斯基 著

М.И.康斯坦丁诺夫斯基

赵厚君 徐逸梅 黄灼白 译

赵厚君 校



国防工业出版社

内 容 简 介

书中论述制造飞行器自主式多卜勒测速仪及导航系统的理论和技术基础。阐述载有飞行器运动信息的地面回波信号形成原理和处理方法。描述多卜勒设备的主要装置：天线、收发机、多卜勒频率测量仪和计算机；分析多卜勒设备的地面检验方法及飞行试验方法，以及列举苏联民航机多卜勒设备的主要技术数据。本书是作者们对一系列研究、制造和使用机载多卜勒设备的经验总结所得的结果。

本书可供从事研制、生产和使用电子设备的工程技术人员、飞行机组人员及无线电技术和仪表制造系的学生参考。

ДОППЛЕРОВСКИЕ УСТРОЙСТВА И СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

В. Е. КОЛЧИНСКИЙ, И. А. МАНДУРОВСКИЙ,

М. И. КОНСТАНТИНОВСКИЙ

Москва «Советское радио» 1975

多卜勒导航装置与系统

В. Е. 考尔钦斯基

〔苏〕 И. А. 曼杜洛夫斯基 著

М. И. 康斯坦丁诺夫斯基

赵厚君 徐逸梅 黄灼白 译

赵厚君 校

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

850×1168¹/₃₂ 印张 17¹/₈ 438 千字

1982年11月第一版 1982年11月第一次印刷 印数：0,001—1,400册

统一书号：15034·2408 定价：2.10元

前 言

现代飞行器的导航和控制过程，要求连续地和自动地确定飞行器相对于地面的运动速度、运动方向和飞行器所在位置的瞬变坐标。为了保证宇宙飞行器在月球和其他星球上软着陆，必须测量飞行器速度矢量的分量。载体上利用多卜勒效应的自主雷达装置和系统，在成功地完成着这些任务。

这些装置和系统的工作原理是：飞行器的运动参数（偏流角、地速或速度矢量的分量）是根据来自地球表面（或从其他星球表面）并被天线的数个射束接受的回波信号的多卜勒频移进行确定的。

最初建议利用多卜勒效应测量飞机的速度是在四十年代初期。在这方面以测量飞机地速和偏流角为目的的系统的研究工作是在战后年代开始的。五十年代初，在实际飞行条件下取得了第一批积极成果。这些研究和以后所做的工作，导致了制造一系列的多卜勒导航装置，这些装置在飞机、直升飞机和气垫船上，最近又在宇宙飞行器上都得到了广泛应用。这是由于多卜勒装置的自主性好，精度高，使用性能好和价格比较低的原因所致。

目前，自主多卜勒装置和导航系统已用来测量飞行器的地速、偏流角和速度矢量分量，确定它们所在位置的坐标以及用于自动控制飞行；测量风速，保证宇宙飞行器的软着陆以及完成其他一系列任务。多射束多卜勒装置的发展，给利用多卜勒装置在反射表面上空飞行的飞行器增添飞行高度测量以及确立反射面的垂线开辟了可能性。

多卜勒装置构成的一些理论和原理问题，在〔1.2、1.3、1.5、1.12、1.16〕等书中以及国内外出版的定期刊物上作了论述。在

本书（本书是研究、试制、使用多卜勒装置导航和控制飞行器的一系列经验总结）的编写中，作者力图系统地阐述多卜勒装置工作的理论基础，设备的构成原则和方式，设计和试验方法以及在飞行器上的布局和使用特点。

在对内容和叙述方法进行选择的时候，是以读者已经熟悉苏联以及国外一些作者的著作中所阐述的雷达基础为前提的。为了使广大无线电技术人员能够看懂本书，作者尽可能采用简单的教学工具。

全书共分十三章。第一章向读者介绍利用多卜勒效应对飞行器进行自主导航的基本思想。

第二、三、四三章叙述速度矢量多卜勒测量仪的工作原理和基本构成原则。第二章讨论天线射束数不同并考虑飞行器的滚动角和俯仰角时，根据回波信号的多卜勒频率确定飞行器速度矢量及其分量的一般公式。第三章研究陆地、海面回波信号的统计特性。第四章研究无线电波辐射状态不同（连续式和脉冲式）时，速度矢量多卜勒测量仪的构成原理和主要的能量特性。

从第五章到第九章研究多卜勒设备的主要装置：天线、发射机、接收机、多卜勒频率测量仪、导航参数计算机和显示器。介绍了这些装置的工作原理、构成方法和基本特性。第九章还研究了飞行器自主多卜勒控制系统中控制信号的形成。

第十章分析速度矢量多卜勒测量仪和使用这一测量仪的自主导航系统的误差。

第十一、十二、十三最后三章介绍苏联工业部门为苏联民航飞机制造的 НАС-1, ДИСС-3П, ДИСС-013, ДИСС-013-134, ДИСС-013-154 各型多卜勒设备的工作情况和特性的基本数据。介绍多卜勒设备的地面检验方法以及为确定其精度而对多卜勒装置和系统所进行的飞行试验方法。

本书所讨论的各项问题，详见目录。为了便于利用本书，书末附有符号和缩写的索引以及所讨论问题的参考文献目录。

目 录

常用符号	I
第一章 多卜勒效应及其在飞行器自主导航系统中的应用	3
§ 1.1 多卜勒装置和系统的任务	3
§ 1.2 多卜勒效应	7
§ 1.3 速度矢量多卜勒测量仪	20
第二章 根据多卜勒频率确定飞行器的速度矢量	31
§ 2.1 一般关系式	31
§ 2.2 飞行器处于任意飞行条件下的多卜勒频率	35
§ 2.3 单射束和双射束系统	39
§ 2.4 三射束和四射束系统	46
§ 2.5 水平面上具有活动天线的系统	54
§ 2.6 多卜勒测速仪对飞行高度和当地地垂线的测定	56
第三章 地面回波信号的统计特性	63
§ 3.1 回波信号的形成	63
§ 3.2 地表面回波信号的频谱和相位函数	70
§ 3.3 辐射连续未调制振荡时回波信号的频谱	75
§ 3.4 辐射连续调频振荡时的回波信号频谱	101
§ 3.5 辐射脉冲振荡时回波信号的频谱	111
§ 3.6 信号以傅立叶级数形式表示时的回波信号相关函数 和频谱	126
第四章 多卜勒测速仪的构成原理	129
§ 4.1 连续辐射未调制振荡的多卜勒测速仪	129
§ 4.2 相干多卜勒测速仪的特点	141
§ 4.3 辐射调频振荡的多卜勒测速仪	148
§ 4.4 具有相干接收的连续-脉冲型多卜勒测速仪	165
§ 4.5 脉冲式自相干多卜勒测速仪	171
§ 4.6 能测飞行高度和反射表面垂线的多卜勒测速仪	183

§ 4.7	多卜勒测速仪的能量特性	189
第五章	天线系统	199
§ 5.1	基本的无线电技术特性和要求	199
§ 5.2	对称波导-裂缝天线	201
§ 5.3	非频变波导-裂缝天线	212
§ 5.4	光学型天线	223
§ 5.5	天线系统的精度特性	231
第六章	收发装置	242
§ 6.1	基本要求	242
§ 6.2	连续辐射型多卜勒测速仪的发射装置	244
§ 6.3	频调多卜勒测速仪发射装置	253
§ 6.4	脉冲辐射型多卜勒测速仪发射装置	258
§ 6.5	连续辐射型多卜勒测速仪接收机的射频头	261
§ 6.6	连续辐射型多卜勒测速仪接收机放大系统	268
§ 6.7	相干多卜勒测速仪接收机的灵敏度	280
§ 6.8	频调和脉冲调制型多卜勒测速仪接收机的一些特点	284
第七章	多卜勒频率测量	290
§ 7.1	多卜勒中心频率的测量方法	290
§ 7.2	数零法测量均方根频率	295
§ 7.3	跟踪信号频谱	301
§ 7.4	频率测量设备的主要特性	318
第八章	多卜勒频率的变换, 地速、偏流角和速度分量的计算	321
§ 8.1	多卜勒设备计算装置的结构和基本元件	321
§ 8.2	多卜勒频率变换	327
§ 8.3	偏流角和地速的计算	344
§ 8.4	速度分量计算	352
§ 8.5	使用活动天线时, 偏流角和地速的自动修正	359
第九章	飞行器位置坐标的计算	364
§ 9.1	模拟式坐标计算装置	364
§ 9.2	脉冲式坐标计算装置	371
§ 9.3	数-模坐标计算装置	377

§ 9.4	航向控制信号的形成	384
§ 9.5	距离控制信号的形成	389
§ 9.6	导航参数的显示	392
第十章	自主多卜勒导航装置与系统的误差	399
§ 10.1	反射面影响造成的多卜勒测速仪方法误差	400
§ 10.2	滚动和俯仰的影响、回波信号起伏的影响以及 其它一些原因引起的多卜勒测速仪方法误差	409
§ 10.3	多卜勒测速仪主要装置的工具误差	421
§ 10.4	多卜勒测速仪的总误差	431
§ 10.5	导航计算装置及航向系统的误差	436
§ 10.6	自主多卜勒导航系统的总误差	441
第十一章	民航机的多卜勒导航设备	453
§ 11.1	自主导航系统 НАС-1(“ТРАССА”)	453
§ 11.2	地速及偏流角多卜勒测量仪 ДИСС-3	462
§ 11.3	地速及偏流角多卜勒测量仪 ДИСС-013	466
§ 11.4	多卜勒导航系统 ДИСС-013-134 设备 ДИСС-013-154	473
第十二章	多卜勒设备精度的地面检验方法	480
§ 12.1	多卜勒测速仪的被检参数及激发信号	480
§ 12.2	多卜勒信号模拟器	483
§ 12.3	检验台	488
§ 12.4	内装检验	496
第十三章	多卜勒装置及导航系统精度的飞行试验方法	503
§ 13.1	摄影测量法	504
§ 13.2	飞机位置两点标志法	512
§ 13.3	雷达矢量补偿法	518
§ 13.4	雷达气象法	524
§ 13.5	无线电导航法	529
参考文献		535

常用符号

- c —— 电磁振荡传播速度
- λ —— 多卜勒测速仪辐射振荡的波长
- f_0, ω_0 —— 多卜勒测速仪辐射振荡的载频
- f_{np}, ω_{np} —— 中频
- f_m, ω_m —— 调制频率
- $\Delta f, \Delta \omega$ —— 频移
- F_n, ω_n, Ω_n —— 多卜勒频率
- F_{n1}, F_{n2}, F_{n3} —— 多卜勒测速仪第一、第二、第三通道的多卜勒频率
- F_1, F_2 —— 多卜勒测速仪天线第一、第三以及第二和第四射束的信号混合后给出的多卜勒频率
- Γ_0 —— 水平视线角 (天线射束在 X_1OZ_1 平面上的投影与飞行器纵轴 X_1 间的夹角)
- B_0 —— 垂直视线角 (天线射束与此射束在飞行器 X_1OZ_1 平面上的投影间的夹角)
- γ —— 天线射束与飞行器轴 X_1 间的夹角
- ν —— 天线射束与飞行器轴 Z_1 间的夹角
- G —— 天线增益系数
- P_m —— 噪声功率
- P_c —— 回波信号功率
- T_s, t_s —— 回波信号相对辐射信号的延迟时间
- T_n —— 脉冲重复周期
- τ_n —— 脉冲持续时间
- α —— 飞行器攻角

ϑ_c ——俯仰角（飞行器纵轴与水平面间的夹角）

ν_c ——滚动角（飞行器横轴与水平面间的夹角）

θ ——航迹倾角（纵面上航迹的切线与水平线的夹角）

β ——偏流角（地速矢量与飞行器纵轴间的夹角）

β_{c*} ——侧滑角或空气动力偏流角（飞行器纵轴与空速矢量间的夹角）

β_a ——风致偏流角（空速矢量与地速矢量间的夹角）

$\bar{U}$ ——风速（大气质团相对地面的移动速度）

$\bar{V}$ ——空速（飞行器相对大气质团的移动速度）

$\bar{W}$ ——飞行器全速矢量

δ ——风向角（子午线指北方向与风速矢量夹角）

$\bar{W}_r$ ——飞行器的地速

$W_{x_1}, W_{y_1}, W_{z_1}$ ——固连坐标系中的速度分量

$W_{x_r}, W_{y_r}, W_{z_r}$ ——水平坐标系中的速度分量

W_x, W_y, W_z ——大圆坐标系中的速度分量

X_1, Y_1, Z_1 ——固连坐标系的纵轴、垂直轴和横轴

X_r, Y_r, Z_r ——水平坐标系的纵轴、垂直轴和横轴

x, z ——飞行器在大圆坐标系中的当前瞬变坐标

$3\Pi Y$ ——给定航迹角（子午线指北方向与给定航迹线间的夹角）

ΠY ——航迹角（子午线指北方向与地速矢量间的夹角）

K ——航向（子午线指北方向与飞行器纵轴间的夹角）

ψ ——大圆航向角（给定航迹线与飞行器纵轴间的夹角）

φ ——地理纬度

λ ——地理经度

H ——飞行器的飞行高度

第一章 多卜勒效应及其在飞行器自主 导航系统中的应用

本章向读者介绍, 利用多卜勒效应进行飞行器自主导航的基本思想。研究射频振荡进行连续辐射和脉冲辐射时的多卜勒效应。简单介绍构成多射束多卜勒速度矢量测量仪 (ДИСС)● 的基本原理。

§ 1.1 多卜勒装置和系统的任务

自主多卜勒导航和控制装置及系统是用来保证有人驾驶和无人驾驶飞行器到达已知坐标点。在解决这类任务的时候, 多卜勒装置和系统既可用于使飞行器 (飞机、直升飞机和其他飞行器) 按航线飞行, 又可用于使飞行器 (直升飞机、宇宙飞行器) 实现悬停或着陆。

首先讨论多卜勒装置和系统在飞行器按航线飞行时的应用。目的地的坐标可能是地理坐标系中的经纬度或者是假定的直角 (大圆航线) 坐标系 XZ (见 § 9.1) 中沿大圆航线● 的距离和对大圆航线的侧偏 (图 1.1)。

飞行器相对地面运动, 是由于发动机的推力、空气动力和重力三者相互作用的结果 (这些力使飞行器以速度 $\bar{v}$ 相对空气介质发生位移), 以及由于风作用的结果 (风使空气介质以速度 $\bar{u}$ 与飞行器一起发生位移)。全速的合成矢量 $\bar{w}$ 决定飞行器相对地球表面的运动速度。全速、空速和风速矢量的水平分量 $\bar{w}_r$ 、 $\bar{v}_r$ 、 $\bar{u}_r$

● ДИСС是“速度及偏流多卜勒测量仪”的俄文缩写。本书译为多卜勒测速仪。——译者注

● 大圆航线——地球表面两点间的最短距离。

的，或者不能以必要的精度测出，则多卜勒测速仪既可以计算出风和侧滑，又可以计算出空速。但是，多卜勒测速仪本身不能计算出飞行器的航向。这可以解释为：飞行器上的多卜勒装置可以确定地速矢量相对飞行器纵轴的方向，即在与飞行器固连坐标系中确定地速的矢量方向。而为了确定飞行器相对世界各国的飞行方向，即在与地球固连的坐标系中确定飞行器的飞行方向时，则必须知道飞行器的航向值，这个值决定着从活动坐标系向固定坐标系的转换。

这样，为了能回答飞行器在什么方向和以多大速度飞行等问题，必须要有既能测量偏流角和地速的多卜勒装置，又要有航向系统。用导航坐标计算机将得到的飞行器位移数据积分并计入航线起点的坐标就能回答飞行器位于什么地方的问题，即飞行器的位置坐标是多少。为了解决在什么方向上和要多久才能达到目的地，必须将飞行器的实际位置信息与目的地的给定坐标进行比较（图1.2）。

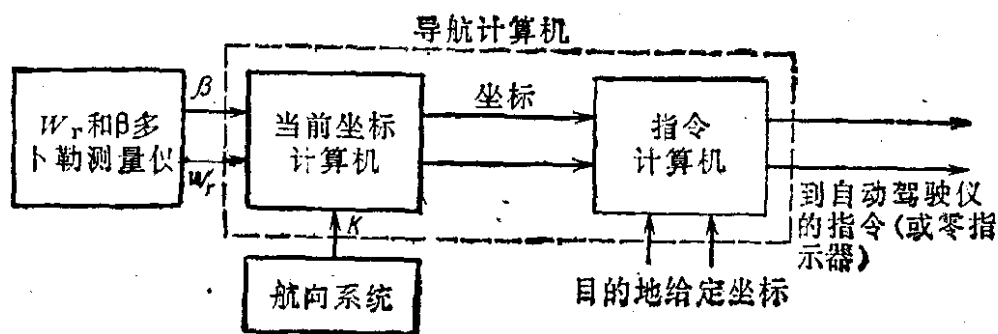


图1.2 自主多卜勒导航和控制系统的主要设备

我们可以得出下列结论：第一，利用自主多卜勒导航系统确定飞行器坐标，是靠兼用飞行器的地速、偏流角的多卜勒信息以及飞行器的航向信息来进行的；第二，自主多卜勒导航和控制系统三个主要组成部分是：地速和偏流角多卜勒测量仪，航向系统以及飞行器坐标和控制信号导航计算机。

我们讨论了用多卜勒装置和系统来保证飞行器按航线飞行的

问题。现在再来讨论用多卜勒测速仪实现直升飞机的悬停和着陆以及宇宙飞行器的软着陆问题。在解决这些问题时，多卜勒测速仪测量飞行器的全速矢量，即测量速度矢量在与飞行器固连的坐标系中，或在水平坐标系中的三个分量(见 § 1.3)。

在用多卜勒测速仪保证直升飞机处于悬停状态时，或者由驾驶员按多卜勒测速仪的悬停指示器用手操作，使直升飞机速度矢量的两个水平分量和一个垂直分量变到零，或者靠多卜勒测速仪与直升飞机自动驾驶仪协同

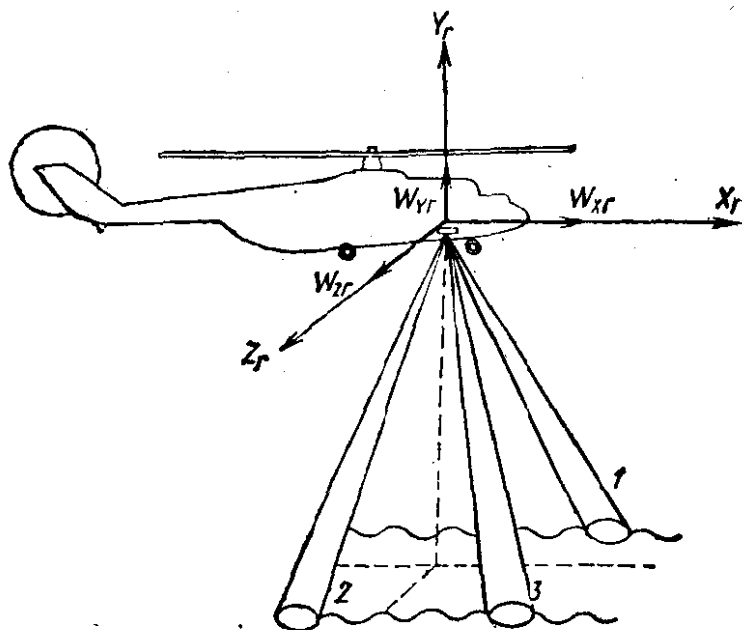


图1.3 在水平坐标系中直升飞机速度矢量的分量

工作，自动地使它们变为零(图1.3)。如果在直升飞机着陆过程中使用多卜勒测速仪，当直升飞机垂直下降时，则根据直升飞机位置离着陆点的高度，对多卜勒测速仪测得的速度垂直分量进行手动或自动调节，而把速度的两个水平分量变为零；如果直升飞机按倾斜轨道下降时，则速度的水平分量也要调节。

在实现宇宙飞行器软着陆时，接通距离(高度)通道的多卜勒装置测量飞行器相对星体表面的速度矢量的三个分量以及测量飞行器到星体表面在最后的下降段上的距离(图1.4)。根据发送到飞行器控制系统去的这些测量数据去控制制动发动机的推力，以及使推力方向相对飞行器速度矢量定向^[1.4]。这种控制要这样来进行：即要使飞行器着陆瞬间的速度矢量的三个分量相当小，以避免破坏飞行器或使飞行器翻转，并且制动时的燃料消耗要最小。

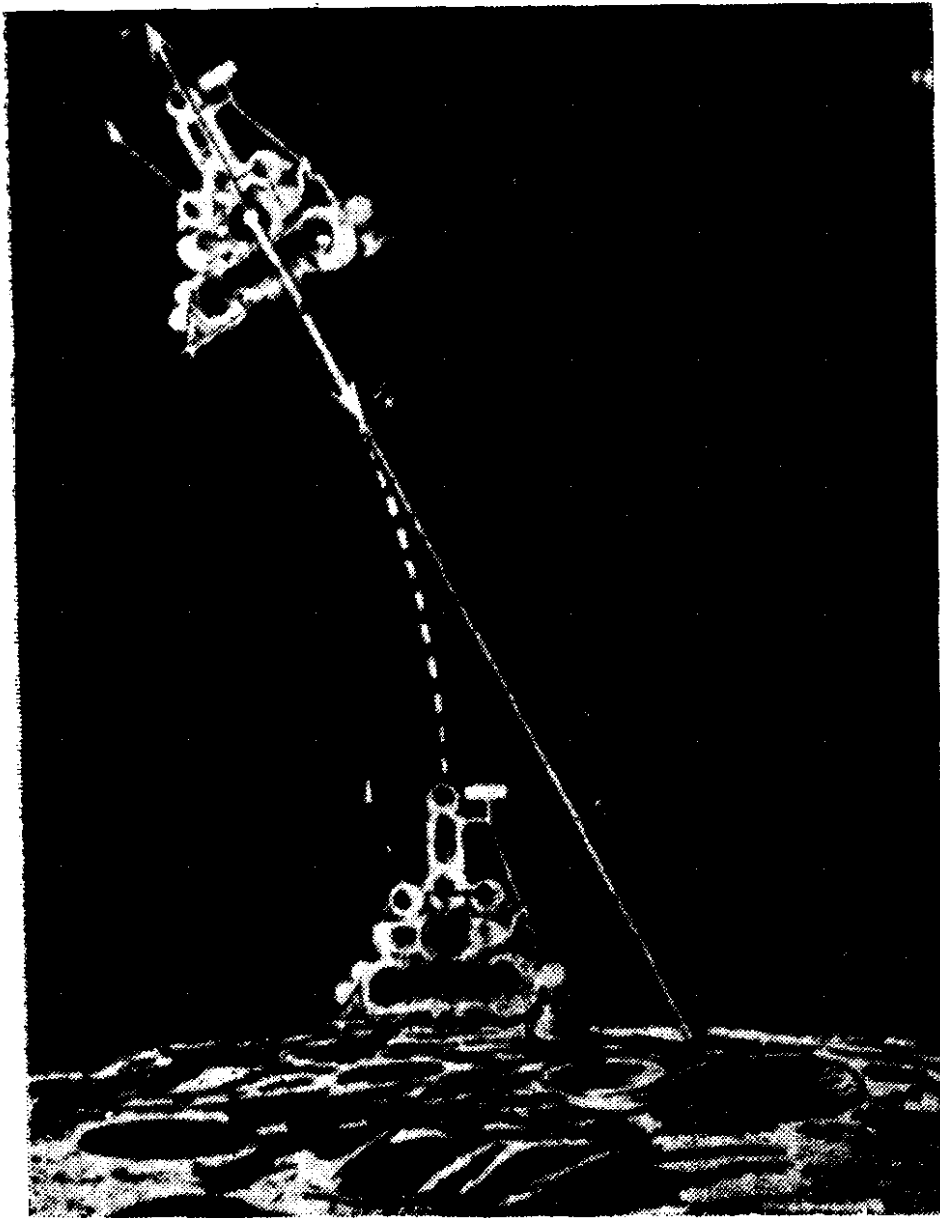


图1.4 宇宙飞行器在下降段上的速度矢量($\vec{V}_R$)和制动
发动机推力(T)方向
 D —到星体表面的距离。

§ 1.2 多卜勒效应

众所周知，多卜勒效应是由于发射机和接收机相对运动时，被接收到的射频振荡在频率上发生改变[●]而出现的。接收机相对发射机，或者发射机相对接收机的运动速度愈大，频率变化就愈大。如果发射机和接收机位于运动着的物体上相对静止，而接收

● 这一效应是1842年奥地利物理学家多卜勒发现的。

的是从相对静止目标反射回的振荡也会出现这种多卜勒效应。现在来讨论连续辐射和脉冲辐射射频振荡时的多卜勒效应。

1 连续辐射

设飞行器上有一连续辐射射频振荡的雷达。发射机上的电压可以表示为：

$$u_n = U_n \sin(\omega_0 t + \varphi_{0n}) \quad (1.1)$$

式中 ω_0 ——频率(圆频率)；

φ_{0n} ——初始相位；

U_n ——振荡幅度；

u_n ——发射机电压的瞬时值。

大家知道，地球表面(陆地、不平静的海面)会反射(散射)高频无线电振荡。现在从反射面上分出一个点反射体(图 1.5)，并将其叫做第 i 个反射体。雷达从这一反射体接收到的回波振荡相对被辐射振荡的滞后时间，在一次近似时为： $t_i = 2R_i/c$ ，其中 R_i ——雷达与第 i 个反射体之间距离的瞬变值。

把接收到的振荡表示成如下形式：

$$u_{\text{отр}i} = U_{\text{отр}i} \cos(\omega_0(t - 2R_i/c) + \varphi_{\text{отр}i})$$

被接收振荡的瞬时频率等于：

$$\omega_{\text{отр}i} = \frac{d\varphi}{dt} = \omega_0 \left(1 - \frac{2}{c} \frac{dR_i}{dt} \right)$$

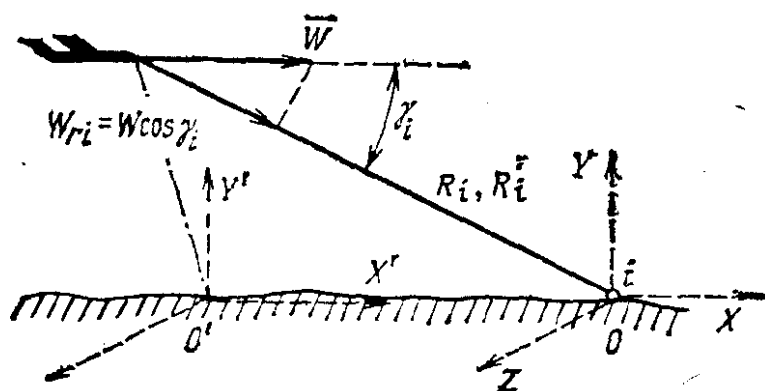


图1.5 从第 i 个反射体接收到的振荡所经过的距离 R_i

$O'X'Y'Z'$ ——与飞行器固连的活动坐标系； $OXYZ$ ——固定坐标系。

由此可以看出，回波振荡与辐射振荡在频率上相差一个值

$$\omega_{\pi i} = -(2\omega_0/c)(dR_i/dt) \quad (1.2)$$

称这个值为多卜勒频移(多卜勒频率)。当雷达向第 i 个反射体接近时, $\omega_{\pi i} > 0$; 离开时 $\omega_{\pi i} < 0$; 当两者的距离不变(雷动不动), $\omega_{\pi i} = 0$ 。如果接近(或离开)的速度随时间而变化, 则多卜勒频率 $\omega_{\pi i}$ 同样是时间的函数。

在所讨论的情况下, 式(1.2)中的量 $-dR_i/dt$ 是飞行器全速矢量 $\vec{W}$ 在雷达到第 i 个反射体方向上的投影, 也就是飞行器相对第 i 个反射体的径向速度 W_{ri}

$$-dR_i/dt = W \cos \gamma_i$$

考虑到这一情况, 将式(1.2)表示成:

$$F_{\pi i} = (2W/\lambda) \cos \gamma_i \quad (1.3)$$

设式(1.3)中速度 W 的量纲为公里/小时, 波长 λ 的量纲为厘米, 则得:

$$F_{\pi i}(\Gamma_{\pi}) = 55.6 W \cos \gamma_i / \lambda \quad (1.4)$$

回波振荡在频率轴上的多卜勒频移表示在图 1.6 中。本书以后讲到多卜勒频率符号的时候就是指这个频移的符号。

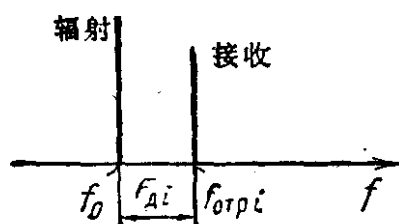


图1.6 回波振荡
在频率轴上的频移

这样, 在辐射连续振荡时, 从地球表面某个点反射体返回的雷达信号的多卜勒效应, 表现为这一信号的频率相对辐射振荡频率改变了一个多卜勒频率, 这一多卜勒频率正比于雷达相对反射体的径向速度。

尽管上述多卜勒频率的表达式(1.2)和(1.3)的精度对本书所讨论的实际应用来说是足够的, 但它们是近似式。多卜勒频率的精确表达式可用下面最一般的方法获得。

令活动坐标系 $O'X'Y'Z'$ 与运动着的飞行器上的雷达相连, 而固定坐标系 $OXYZ$ 与地球反射表面相连(见图 1.5)。先确定到达第 i 个点反射体的射频振荡的频率 ω_i 。雷达电磁场平面波