

航空工业科技词典

导航与飞行控制系统



-61

国防工业出版社

航空工业科技词典

导航与飞行控制系统

《航空工业科技词典》编辑委员会 编

国防工业出版社

内 容 简 介

本分册包括导航、飞行控制系统两部分，共收词506条。其中导航含导航基础知识，惯性导航系统，多卜勒导航系统，测向、测距系统，双曲线导航系统，天文导航，卫星导航系统，着陆系统，空中交通管制；飞行控制系统含飞行控制系统基础知识，自动飞行控制系统，飞行控制系统部件，模拟试验。

本《词典》可作为从事航空工业的具体专业人员，在了解航空工业整个领域的全貌和扩大知识面时的一部实用工具书，并可供对航空工业技术有一般常识的广大干部、技术人员以及高等院校学生参考使用。

航空工业科技词典

导航与飞行控制系统

《航空工业科技词典》编辑委员会 编

*

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

*

787×1092 $1/16$ 印张 $9\frac{3}{4}$ 215千字

1982年2月第一版 1982年2月第一次印刷 印数：0,001—3,600册

统一书号：17034·38-6 定价：1.55元

前 言

本《词典》是一部航空工业科学技术领域的综合性词典。是从事航空工业的具体专业人员，在了解航空工业整个领域的全貌和扩大知识面时的一部实用工具书，并可供对航空工业技术有一般常识的广大干部、技术人员以及高等院校学生参考使用。

本《词典》在编写过程中，参照了国内外一些同类型词典的编写经验，力求作到内容既能反映出我国航空科技研究的成果，又能够体现当代世界航空科技水平，以满足读者的需要。本《词典》的选词原则是：以航空专用名词术语为主，注重选收理论词目和新技术词目，产品词目以整机为主；一般选用国家标准规定的和常用的名词术语，也适当兼收一些非标准名词术语，以扩大查找途径。释文力求作到政治观点正确，技术内容准确，概念清楚，逻辑严密，语言通俗易懂，图文并茂。

本《词典》共收词目七千余条，分十三大类：1. 空气动力学与飞行力学；2. 飞行器结构强度；3. 飞机、部件、系统与附件；4. 航空发动机与附件；5. 航空仪表；6. 导航与飞行控制系统；7. 航空电子设备；8. 航空电气设备；9. 航空军械；10. 航空救生、个体防护、降落伞与航空医学；11. 航空材料与工艺；12. 飞行试验与测试技术；13. 航空科研与生产管理。为了便于读者查阅，还编制了包括十三大类全部词目目录的汉字笔划、汉语拼音和英文三种索引，并单独出版。

本《词典》先按大类以分册出版，随后装订一部分合订本。各分册是整部词典的组成部分，内容互为补充；为了便于读者使用某一分册，每分册内容又保持一定的系统性和完整性，因此各分册间存在着约二百余条重复的词目，它们大都采用了统一的释文。

本《词典》是为了响应提高整个中华民族的科学文化水平的号召和促进农业、工业、国防和科学技术的现代化的实现，根据广大干部、科技人员的要求组织编写的。参加编写工作的共有七十四个单位，主要单位是三机部有关研究所、高等院校和工厂，此外，空军、民航、总后、中国科学院、四机部、五机部等单位也给予了大力支持，并参加了有关专业释文的编写。在《词典》释文审查中，许多同志提出了宝贵意见，在此一并致谢。

由于我们经验不足和水平有限，《词典》中一定还会存在不少的错误和不妥之处，欢迎广大读者批评指正，以便再版时修订。

《航空工业科技词典》编辑委员会

一九八〇年三月

说 明

1. 分册按专业分类, 各分册正文前有词目目录, 词典正文一般先列概念词目, 然后列产品词目; 产品词目的排列是主词或整机在先, 派生词目、部件词目在后, 但与产品性能有关的理论词目则与产品或部件词目排列在一起。如:

航空电气设备理论词目: 飞机电源系统

⋮

电压调节点

⋮

频率精度

⋮

航空电气设备产品词目: 发 电 机

⋮

无刷交流发电机

⋮

空载特性

⋮

2. 词目均用黑体字印刷。词目释文中出现的需要参见的词目也用黑体字印刷。如:
“提高级载荷系数能减少涡轮的级数, 从而减轻重量, 使发动机有更大的推力重量比。”
释文中未出现而又需要参见的词目, 也用黑体字印刷, 但放在括号内, 其前加白体“参见”二字。如:

“五十年代的固体推进剂火箭发动机的比冲(参见火箭发动机)仅有210秒左右。”

3. 本《词典》大类与大类间的词目一般不作“参见”, 但考虑到有关飞机、部件的理论性、概念性词目, 主要在空气动力学与飞行力学、飞行器结构强度类内, 故该类中有跨类“参见”。

4. 各词目均有相应的英文对照词。一般只收一个常用的英文词, 也有些词目列了几个英文对照词, 词与词间用逗号隔开。

5. 释文中所列数据多系常见值, 只作为知识介绍给读者, 不宜在技术工作中作为依据。

目 录

导 航

一、基础知识

导航	6-1
经度	6-1
纬度	6-1
大圆图	6-3
大圆航线	6-3
等角航线	6-3
航线	6-3
航迹	6-4
飞机方位	6-4
电台方位	6-4
电台航向	6-4
空速	6-4
合成地速	6-4
地速	6-4
偏流角	6-4
航迹角	6-4
导航速度三角形	6-4
航向	6-5
磁差	6-5
真航向	6-5
磁航向	6-5
罗航向	6-5
格网坐标系	6-5
格网航向	6-5
航路点	6-6
航段	6-6
即时位置	6-6
待飞距离	6-6
待飞时间	6-6
预定航迹角	6-6
航迹角误差	6-6
偏航距	6-6
导航参数	6-6
制导参数	6-6
航位推算法	6-6

航线计算	6-6
圆概率误差	6-6
位置校正	6-7
导航方程	6-7
计算机导航程序	6-7
无线电定位法	6-7
位置线	6-7
角-角系统	6-8
圆-圆系统	6-8
极坐标系统	6-8
双曲线系统	6-8
椭圆-双曲线系统	6-9
圆-双曲线系统	6-9
相干载波	6-9
几何因子	6-9
等精度曲线	6-9
作用距离	6-9
工作区	6-9
角-角系统工作区	6-9
圆-圆系统工作区	6-10
双曲线导航系统工作区	6-10
自备式导航	6-10
他备式导航	6-10
模拟式导航设备	6-11
数字式导航设备	6-11
极区导航	6-11
区域导航	6-11
自动领航仪	6-11
空速领航仪	6-12
航向系统	6-12
最大概率位置计算	6-12
惯性参考坐标系	6-12
地理坐标系	6-13
地球坐标系	6-13
地心坐标系	6-13
平台坐标系	6-13
方向余弦	6-13

参考椭球	6-14
地球引力场	6-14
地球重力场	6-15
重力异常	6-15
地理垂线	6-15
地心垂线	6-15
垂线偏斜	6-15

二、惯性导航系统

惯性导航	6-16
惯性导航系统	6-16
惯导系统力学编排	6-16
几何式惯性导航系统	6-17
半解析式惯性导航系统	6-17
捷联式惯性导航系统	6-17
指北式惯性导航系统	6-18
游移方位式惯性导航系统	6-18
自由方位式惯性导航系统	6-18
旋转方位式惯性导航系统	6-19
横向经纬度惯性导航系统	6-19
单极坐标惯性导航系统	6-20
惯性平台	6-20
舒勒原理	6-20
平台伺服回路	6-21
舒勒回路	6-21
锥效应	6-21
惯性元件斜置布局	6-22
初始对准	6-22
陀螺罗经法对准	6-23
光学对准	6-23
传递对准	6-23
存贮对准	6-23
空中对准	6-23
惯导系统参数标定	6-24
控制显示器	6-24
状态选择器	6-24
远距显示器	6-24

检测监控装置·····6-24
 组合导航系统·····6-24
 惯性-多卜勒组合导航
 系统·····6-25
 惯性-罗兰-C组合导航
 系统·····6-25
 惯性-测距器组合导航
 系统·····6-25
 惯性-天文组合导航系统·····6-25
 陀螺仪·····6-25
 液浮陀螺仪·····6-26
 磁悬浮陀螺·····6-27
 自由转子陀螺·····6-27
 挠性陀螺·····6-27
 细颈式挠性陀螺·····6-28
 动力调谐挠性陀螺·····6-28
 转子振动式挠性陀螺·····6-28
 静电陀螺·····6-29
 激光陀螺·····6-29
 壳体回转技术·····6-30
 挠性接头·····6-30
 挠性陀螺正交力矩·····6-31
 干扰力矩·····6-31
 气体动压轴承·····6-32
 浮液·····6-32
 陀螺漂移率·····6-32
 有规律性的漂移率·····6-33
 随机漂移率·····6-33
 逐次漂移率·····6-33
 陀螺开环试验·····6-33
 陀螺力矩反馈试验·····6-33
 陀螺伺服转台试验·····6-33
 陀螺翻滚试验·····6-34
 伺服转台·····6-34
 加速度计·····6-34
 比力·····6-36
 液浮摆式加速度计·····6-36
 挠性加速度计·····6-36
 摆式积分陀螺加速度计·····6-37
 振弦式加速度计·····6-37
 气浮加速度计·····6-38
 磁悬浮加速度计·····6-38
 静电加速度计·····6-38
 压电加速度计·····6-39

半导体压阻式加速度计·····6-39
 检测质量·····6-40
 力发生器·····6-40
 力矩器·····6-40
 摆性·····6-40
 摆轴·····6-40
 输入轴·····6-40
 输入轴安装误差·····6-40
 枢轴·····6-40
 偏值·····6-40
 偏值稳定性·····6-40
 标度因数·····6-41
 标度因数稳定性·····6-41
 阈值·····6-41
 分辨率·····6-41
 交叉耦合系数·····6-41
 输入量程·····6-41
 输出量程·····6-41
 输入范围·····6-41
 测量基准轴·····6-41
 输入极限·····6-41
 加速度计重力场试验·····6-41
 加速度计离心试验·····6-42
 加速度计线振动试验·····6-42
 多功能敏感元件·····6-42

三、多卜勒导航系统

多卜勒导航系统·····6-43
 多卜勒效应·····6-43
 航向基准·····6-44
 垂直基准·····6-44
 多卜勒导航方程·····6-44
 椭圆修正·····6-44
 高度修正·····6-44
 迎角修正·····6-44
 矩形近似法·····6-45
 梯形近似法·····6-45
 球面近似法·····6-45
 椭球近似法·····6-45
 多卜勒导航系统的工作状
 态·····6-45
 多卜勒导航系统的控制显
 示器·····6-45
 多卜勒导航雷达方程·····6-45

单位有效散射面积·····6-46
 多卜勒信号特征·····6-46
 多卜勒导航雷达的误差·····6-47
 多卜勒导航雷达天线·····6-47
 多卜勒导航雷达发射机·····6-47
 多卜勒导航系统定位误差·····6-48
 海洋误差修正·····6-48
 直读式多卜勒频率指示器·····6-48
 地速-偏流角指示器·····6-48

四、测向、测距系统

测向、测距系统·····6-49
 甚高频全向方位导航系统·····6-49
 甚高频全向信标(伏尔)·····6-49
 全向信标方位·····6-50
 旋转的心脏形方向图·····6-50
 多卜勒伏尔·····6-51
 精密伏尔·····6-51
 终端伏尔·····6-51
 标准伏尔天线·····6-51
 伏尔机载天线·····6-51
 甚高频全向信标接收机·····6-51
 全向方位选择器·····6-51
 向/背台指示器·····6-52
 无线电磁罗盘指示器·····6-52
 警旗·····6-52
 甚高频全向信标模拟信号
 源·····6-52
 测距器(地美依)·····6-52
 询问脉冲·····6-53
 回答脉冲·····6-53
 测距门·····6-53
 距离搜索·····6-53
 预跟踪·····6-53
 距离跟踪·····6-53
 记忆时间·····6-53
 位置记忆·····6-54
 速度记忆·····6-54
 测距精度·····6-54
 X波道和Y波道·····6-54
 距离指示器·····6-54
 测距应答台·····6-54
 应答台识别信号·····6-54
 恒定工作周期·····6-55

填充脉冲	6-55
静寂时间	6-55
应答台回答效率	6-55
应答台工作容量	6-55
距离测量的频闪效应	6-55
测距器机载天线	6-55
测距应答台天线	6-55
测距模拟信号源	6-55
伏尔/地美依	6-56
塔康系统	6-56
塔康地面台天线方向图	6-56
指北参考脉冲	6-56
辅助参考脉冲	6-56
塔康机载天线	6-57
方位粗测系统	6-57
方位精测系统	6-57
顶空盲区	6-57
低空盲区	6-57
塔康空对空测距	6-57
塔康空对空测向	6-57
逆式塔康	6-57
扇形塔康	6-57
伏塔克	6-57

五、双曲线导航系统

双曲线导航系统	6-58
台对	6-58
台链	6-58
主台	6-58
副台	6-58
同步	6-58
基线	6-59
同步误差	6-59
定位误差	6-59
罗兰	6-59
罗兰-C	6-59
罗兰-C脉冲包络	6-60
罗兰-C脉冲组	6-60
组重复周期	6-60
罗兰-C相位编码	6-60
罗兰-C天波	6-61
罗兰-C告警	6-61
罗兰-C地面台	6-61
罗兰-C天线	6-61

罗兰-C发射机	6-62
罗兰-C定时器	6-62
罗兰-C接收机	6-62
罗兰-C坐标变换器	6-62
罗兰-C导航计算机	6-62
奥米加系统	6-62
奥米加巷识别	6-63
奥米加信号格式	6-64
奥米加段同步	6-64
奥米加天波修正表	6-64
奥米加接收机	6-64
奥米加导航计算机	6-66
差奥米加	6-66
微奥米加	6-66

六、天文导航

天文导航	6-67
天体	6-67
星座	6-67
恒星光谱	6-68
星等	6-68
天球	6-68
黄道坐标系	6-69
赤道坐标系	6-69
地平坐标系	6-70
天文坐标	6-70
时间系统	6-71
天空背景	6-71
大气透射	6-72
大气折射	6-72
空气质量	6-72
星体信号功率	6-73
天空背景功率	6-73
信噪比准则	6-73
空间鉴别	6-74
光学调制器	6-74
天文三角形	6-75
天文定向	6-75
天文定位	6-75
单星导航	6-76
双星导航	6-76
三星导航	6-76
航空六分仪	6-77
天文罗盘	6-77

星体跟踪器	6-78
星体跟踪望远镜	6-78
星体辐射探测器	6-78
星体扫描装置	6-79
星体跟踪器信号处理	6-79
星与天空模拟器	6-80

七、卫星导航

卫星导航	6-81
导航卫星	6-82
卫星轨道	6-82
卫星轨道参数	6-82
轨道高度	6-83
卫星摄动运动	6-83
卫星覆盖范围	6-83
轨道预报	6-83
同步卫星	6-84
静止卫星	6-84
卫星通过	6-84
最接近点	6-84
星下点	6-84
子轨道	6-84
卫星导航地面站	6-84
控制系统部分	6-84
卫星跟踪站	6-84
监测站	6-84
遥测站	6-84
计算中心	6-84
主控站	6-85
注入站	6-85
上行数据站	6-85
时统中心	6-85
卫星导航用户设备	6-85
电离层折射校正	6-85
对流层折射校正	6-85
卫星导航计算机	6-85
海军导航卫星系统	6-86
子午仪系统	6-87
全球定位系统	6-87
导航星全球定位系统	6-87

八、着陆系统

进场和着陆	6-88
跑道视距	6-88

决断高度	6-88
着陆标准	6-88
仪表着陆系统	6-88
雷达着陆系统	6-89
无线电高度表	6-89
调频无线电高度表	6-89
脉冲调幅式无线电高度表	6-89
双调频无线电高度表	6-89
无线电高度表天线	6-90
下滑信标	6-90
下滑信标天线	6-90
下滑接收机	6-90
指点信标	6-91
指点信标天线	6-91
指点信标接收机	6-91
航向信标	6-91
航向信标天线	6-92
偏离指示器	6-92
仪表着陆系统模拟信号源	6-92

微波着陆系统	6-92
波束扫描技术	6-93
时间基准波束扫描技术	6-93
多卜勒扫描技术	6-93
方位引导单元	6-94
反向方位引导单元	6-94
仰角引导单元	6-94
拉平仰角引导单元	6-94
精密测距器	6-94
辅助数据链	6-95
微波着陆系统覆盖	6-95
空中导出数据系统	6-95

九、空中交通管制

空中交通管制	6-96
空域划分	6-96
航路	6-96
空中交通管制体制	6-97
目视飞行规则	6-97

仪表飞行规则	6-97
飞行高度层	6-97
间隔标准	6-97
机场场面监视雷达	6-97
航路监视雷达	6-98
空中交通管制雷达信标系统	6-98
询问模式	6-98
应答器	6-99
空中交通管制中心数据处	6-99
理设备	6-99
空中交通管制系统模拟器	6-100
人工空中交通管制系统	6-100
雷达进场管制系统	6-100
自动化空中交通管制系统	6-100
国家空域管制系统	6-100
自动雷达终端系统	6-101

飞行控制系统

空速或马赫数控制	6-109
自动驾驶仪调节规律	6-109
间隙面	6-110
地貌	6-110

十一、自动飞行控制系统

自动飞行控制系统	6-111
模拟式飞行控制系统	6-111
数字式飞行控制系统	6-111
自动驾驶仪	6-112
比例式自动驾驶仪	6-113
积分式自动驾驶仪	6-113
静电自动驾驶仪	6-114
自动回零系统	6-114
自动着陆系统	6-114
自动油门系统	6-116
拉平计算机	6-116
自动抗偏流系统	6-116
自动配平系统	6-117
马赫数配平系统	6-117
自动调整片系统	6-118
增稳系统	6-118

增控系统	6-118
自动地形回避系统	6-119
自动地形跟踪系统	6-119
自动失速警告和防失速控制系统	6-120
推力矢量控制系统	6-121
惯性交感控制系统	6-121
程序飞行控制系统	6-122
变稳控制系统	6-122
人工感觉系统	6-123
射流飞行控制系统	6-123
电传飞行控制系统	6-124
光传飞行控制系统	6-124
最佳飞行控制系统	6-125
自适应飞行控制系统	6-126
自组织飞行控制系统	6-126
自学习飞行控制系统	6-127
高生存力飞行控制系统	6-128
冗余度飞行控制系统	6-128
故障-安全式自动飞行控制系统	6-129
故障-工作式自动飞行控制系统	6-129

十、飞行控制系统

基础知识

控制系统	6-102
通道	6-102
全权限控制	6-102
离线	6-103
在线	6-103
现代控制理论	6-103
性能指标	6-104
响应	6-104
模型	6-105
系统识别	6-105
模式认识	6-106
适应性	6-106
指令	6-106
可靠性	6-107
飞行安全性	6-107
生存力	6-107
姿态保持	6-108
航向保持	6-108
高度保持	6-108
轨迹控制	6-109

主动控制技术	6-130
静稳定性补偿控制系统	6-130
机动载荷控制系统	6-130
结构模态控制系统	6-131
乘座品质控制系统	6-131
颤振抑制系统	6-132
直接力控制系统	6-132
阵风缓和系统	6-132
直升机自动飞行控制系 统	6-133
直升机自动悬停控制系 统	6-133
直升机自动过渡飞行	6-133
自动载荷稳定系统	6-134

十二、飞行控制系统部件

角位移传感器	6-135
--------------	-------

角速度传感器	6-135
角加速度传感器	6-135
线位移传感器	6-135
线速度传感器	6-135
线加速度传感器	6-136
驾驶杆力传感器	6-136
伺服放大器	6-136
滤波器	6-136
飞行控制计算机	6-136
伺服舵机	6-137
电动伺服舵机	6-137
电液伺服舵机	6-138
自主式伺服舵机	6-138
余度舵机	6-138
电液伺服阀	6-139
操纵台	6-140

飞行控制盒	6-140
自动驾驶仪耦合器	6-140
监控装置	6-141
伺服机构	6-142

十三、模拟试验

模拟	6-143
数学模拟	6-143
半物理模拟	6-143
物理模拟	6-143
实时模拟	6-144
超实时模拟	6-144
混合计算机模拟	6-144
频率响应分析仪	6-145
飞行模拟转台	6-145

导 航

一、基础知识

导航

navigation

引导飞机沿着一定航线从一点飞到另一点的技术。

为保证导航任务的圆满完成,首先要适当选择导航方案,然后选用具有高可靠性及一定精度的导航设备。在飞行时间、飞行条件和飞行环境有限制的情况下,由这些设备所组成的导航系统必须恰当处理和综合由各个设备所测得导航要素,并给出高精度定位信息,达到对飞机正确、可靠的导引目的。其导航要素包括:位置坐标,在选定的坐标系中的飞行速度,目标的方位或距离等。为保证导航质量,掌握的导航信息越多越好,如地球几何形状的数据、地球磁场和重力场的资料、飞行介质的资料(飞行范围内风的分布、风的方向、温度和大气压力等)、目标和天体能见度的条件及其人为的和自然的干扰等。

在军事上,导航还要配合完成武器投射、侦察、巡逻、反潜、援救等任务。

用于完成导航任务的手段很多。按有无地面设备分为他备式导航与自主式导航,按获得导航信息的技术措施不同,可分无线电导航、惯性导航、天文导航、多卜勒导航和仪表导航等。按作用距离和完成任务的不同分为近程导航(约100~500公里)、中程导航(约500~1000公里)、远程导航(约2000~3000公里)、超远程导航(大于10000公里)、着陆引导等。近来还有一种按使用的导航传

感器类型分为自行处理信息的或由外部设备处理信息的导航分类法。按定位基准又可分为绝对导航(在全球坐标系中确定飞机即时位置)和相对导航(按指定点确定飞机即时位置)。后者的测量精度比前者高,在远程飞行时,常用相对导航数据校正绝对导航数据。

导航技术发展很快,在五十年代前有诸如“无线电全罗盘”这样的设备进行定位,目前已综合使用各种导航系统提供多种导航参数并可与自动驾驶仪配合完成飞行控制任务,在功能、定位精度、对环境条件的适应性及自动化程度方面都获显著进步。今后趋势是:实现组合导航、提高可靠性与自动化程度、简化操作与维修等。目前使用的各主要导航系统列表见下页。

经度

longitude

某些特定平面与格林威治子午线所在平面之间的夹角。天文经度是天球子午圈所在平面与格林威治子午线所在平面之间的夹角。测地经度是通过地轴和所在平面与格林威治子午线所在平面之间的夹角。天文经度和测地经度也称地理经度。以格林威治子午圈为界,有东经和西经之分,其最大值各为 180° 。

纬度

latitude

通过观察点的某些特定直线与赤道平面之间的夹角。地心纬度是观察点到球心的连

目前使用的各主要导航系统概况

分 类	系 统 名 称		研制及使用 时 间	工作原理	目 前 情 况	备 注	
	汉	英					
无 线 电 导 航 系 统	近 程	罗 盘	Radio compass	1912年研制	振幅式测向	工作频率0.1~1.75 (兆赫), 广泛使用	第一个无线电导航设备
		台 卡	Decca	1944年研制	相位双曲线	工作频率0.07~0.13 (兆赫), 广泛使用	
		伏 尔	VOR	1946年研制	振幅式测向	工作频率108~118 (兆赫), 广泛使用	
		地 美 依	DME		脉冲测距	工作频率960~1215 (兆赫), 广泛使用	
		塔 康	Tacan	1952年研制	脉冲测距 振幅测向	工作频率960~1215 (兆赫), 广泛使用	
	中 程	罗兰-A	Loran-A	1943年研制	脉冲双曲线	工作频率1.75~1.95 (兆赫), 广泛使用	
		罗兰-D	Loran-D	1968年研制	脉相双曲线	工作频率0.09~0.11 (兆赫), 较广泛使用	
	远 程	罗兰-C	Loran-C	1957年研制	脉相双曲线	工作频率0.09~0.11 (兆赫), 广泛使用	1960年正式使用、 发展快
		无线电网	Radio mesh	1960年研制	相位双曲线	工作频率0.09~0.11 (兆赫), 较少使用	
	超远程	奥 米 加	Omega	1967年研制	相位双曲线	工作频率0.01~0.014 (兆赫), 较广泛使用	
	卫星 导航	全球定位系统	GPS	正在研制中	测 距	工作频率 L 频段, 将 广泛使用	
	着 陆 系 统	仪表着陆 系 统	ILS	1939年研制	等信号直 线位置线	指点信标 工作频率 75(兆赫) 航向 工作频率 108~118 (兆赫) 广泛 下滑信标 工作频率 使用 328.6~335.4(兆赫)	1946年为 ICAO 改 进后定为国际标准系统
		地 面 指挥进场	GCA	1942年研制	测向、测距	工作频率 2600~3950(兆赫) 8200~12400(兆赫) 广泛使用	
		微 波 着陆系统	MLS	正在研制中	时间基准 波束扫描	工作频率 5030~5090 (兆赫) 即将 15000 (兆赫) 广泛使用	1967年提出, 1978 年确定使用
	空 中 交 通 管 制	国家空域 管制系统	NAS	1970年研制	雷达、计算 机系统	较广泛使用	
		自动化雷达 终端系统	ARTS-Ⅱ	1970年研制	测距-测向	工作频率13600~16400 (兆赫) 较广泛使用	
多卜勒导航系统		Doppler navigation system	1945年起研制 1955年起使用	多卜勒测速	定位精度0.5~2% 大多采用四波束 工作频率8800~13325 (兆赫) 广泛使用	今后向精、微、广 及组合的方向发展	
惯性导航系统		Inertial navigation system	六十年代初	测量相对于惯 性空间的角速 度、角位移、 角加速度	定位精度1~2海里/ 小时 广泛使用		
天文导航系统		Celestial navigation system	六十年代中	观察星体相 对地球坐标 位置	精度与多卜勒导航 系统等相近	纯天文导航很少使用	

(续)

分 类	系 统 名 称		研制及使用 时 间	工作原理	目 前 情 况	备 注
	汉	英				
组 合 导 航 系 统	多卜勒-惯性 组合系统	Doppler- inertial integrated navigation system	1968年后 使 用	利用多卜勒测速精度高、校正惯性系统的基准,以减少惯性的误差,随时间积累的缺陷	每小时0.93公里圆 概率误差 六十年代末期广泛 使用	航空上常用
	多卜勒-惯性- 罗兰-C组合 系统	Doppler- inertial- Loran-C integrated navigation system	1968年后 使 用	加进罗兰-C定位系统后,能消除误差的积累,定位精度可达3米		航空上常用
	罗兰-C-惯性 组合系统	Loran-C- integrated navigation system	1966年后 研 制	用惯性信息来平滑无线电信号的随机性,用罗兰信息来校准惯性		航空上常用

线与赤道平面的夹角。天文纬度是观察点的重力方向与赤道平面的夹角。地理纬度(测地纬度)是通过观察点的椭球法线与赤道平面的夹角(见图)。天文纬度和地理纬度差别

时用于精度不高的导航计算中,而在精度较高的计算中需把它修正为地理纬度(见图)。

大圆圈

great circle

通过球心的平面与地球表面相交的圆周。

大圆航线

great circle course

通过地球表面两点的大圆圈上较短一段的航线。其航程最短。

等角航线

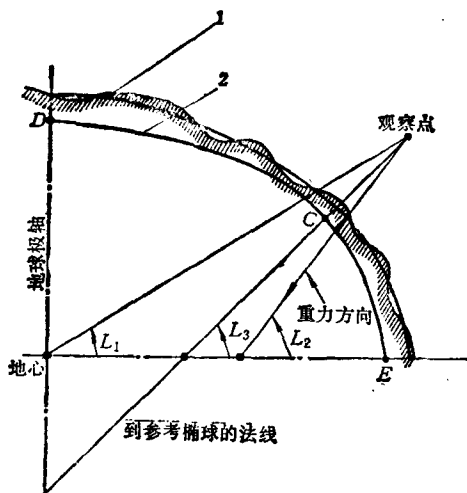
constant bearing course

与所有子午线以同样角度相交的航线。其航程较大圆航线长。这种航向不变的飞行对人工操纵飞机较为方便,适于短航程使用。

航线

course

飞机的预定航行路线在地面的投影。有大圆航线和等角航线之分。在长距离的飞行中也可采用复合航线,即基本的航线是大圆航线,而其各分段则用等角航线的弧线来近似。



纬度示意图

L_1 —地心纬度; L_2 —天文纬度; L_3 —地理纬度;
1—地球表面; 2—参考椭球。

极其微小,有时也称为地理纬度。以赤道为界,有北纬和南纬之分,其最大值为 90° ,绘图和导航定位需用地理纬度。地心纬度有

航迹

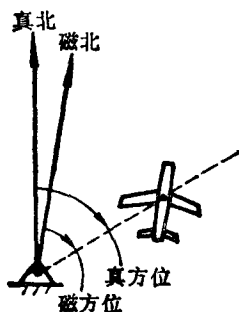
track

飞机重心运动的轨迹在地面上的投影。

飞机方位

bearing of aircraft

从地面导航台所在位置的特定基准线顺时针转向导航台与飞机所在位置连线所通过的水平角。基准为真北时，称飞机真方位；基准为磁北时，称飞机磁方位（见图）。

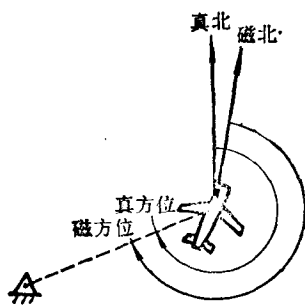


飞机方位示意图

电台方位

bearing of station

由飞机所在位置的特定基准线，顺时针转向飞机所在位置与导航台连线所通过的水平角。基准线指向真北时，为电台真方位；基准线指向磁北时，为电台磁方位（见图）。



电台方位示意图

电台航向

heading of station

以飞机纵轴为基准，顺时针转向飞机所在位置与导航台连线所转过的角度。

空速

airspeed

飞机相对于周围未扰动空气的速度。

空速可指：

1. 表速——空速表指示的空速；
2. 修正表速——仪表误差修正后的表速；
3. 当量空速——压缩性修正量误差校正后的修正表速；
4. 真空速——密度误差修正后的当量空速。

合成地速

earthspeed

飞机相对于地球的速度。它是地速和飞机相对于地面的垂直速度的矢量和。

地速

groundspeed

合成地速的水平分量。其方向和航迹一致。

偏流角

drift angle

飞机航向和航迹之间的夹角。以航向为参考，顺时针转向航迹为正，逆时针转向航迹为负。

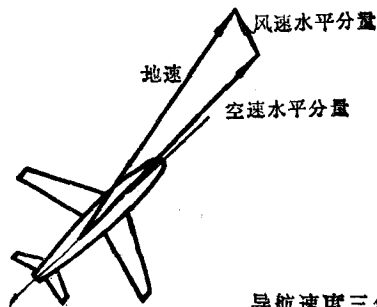
航迹角

track angle

飞行器的地速矢量相对真北方向的夹角。顺时针为正，逆时针为负。

导航速度三角形

navigational velocity triangle



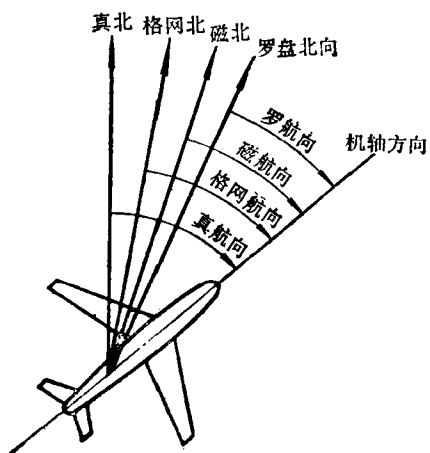
导航速度三角形

又称“导航三角形”。由空速水平分量，风速水平分量和地速向量构成。

航向

heading

飞机纵轴的水平指向。用相对于参考方向的顺时针夹角表示，大小为 $0^\circ \sim 360^\circ$ ，参考方向为真北时称真航向，为磁北时称磁航向，为罗盘北向时称罗航向，为格网北向时称格网航向（见图）。



飞机航向示意图

磁差

magnetic variation

又称“磁偏角”。磁子午线与地理子午线间的夹角。磁子午线北端在地理子午线以东为东偏，以西为西偏。东偏磁差为正，西偏磁差为负。磁差随地点、时间而异，各地的磁差可从磁差图上查出，而磁差图每隔一定时间要修正。通常各地的磁差值在一年内的变化不超过 10 角分。

真航向

true heading

参考方向为真北时的航向（参见航向）。

磁航向

magnetic heading

参考方向为地磁北极的航向（参见航向）。

罗航向

compass heading

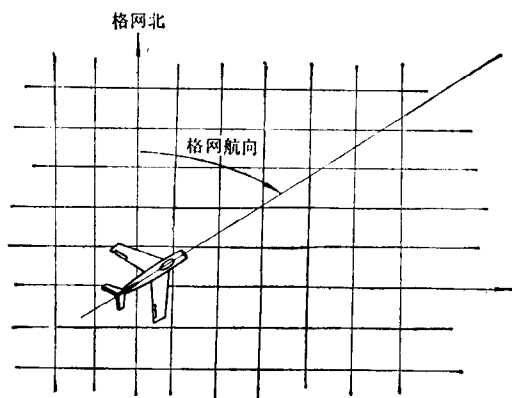
参考方向为罗盘北向的航向（参见航向）。

格网坐标系

grid coordinate system

两组正交的平行直线构成的坐标系。用以解决极区导航定位的困难或为了短距离导航时定位方便而设置的局部地区的坐标系。将开始使用格网坐标时的飞行器即时位置（或地球极点）作为坐标原点，原点的北向作为格网北向（当极点为原点时采用本初子午线的切线方向为格网北向）；通过原点并垂直于原点子午面的大圆平面作为坐标的参考赤道平面（或通过极点并垂直于本初子午面的大圆平面作为坐标的参考赤道平面）；则原点附近新的经纬线就组成了格网坐标系。飞行器的即时位置可用格网坐标来确定。单极坐标系、横向经纬度坐标系在极区附近的坐标亦是一种格网坐标系。

有时仅为了飞过极区而无需定位，还采用一种简单的由一系列平行于格网北的直线覆盖极区的网状坐标系。在这种坐标系中，飞行器只按格网航向飞行（见图）。



格网坐标系

格网航向

grid heading

飞行器纵轴相对格网北向的夹角。顺时针为正（参见格网坐标系图）。

航路点

way point

飞行中预定要经过的各参考点。通常用经纬度表示。使用惯导系统时，需将航路点序号及相应的位置坐标（经纬度）装入计算机，建立预定航迹。

航段

track leg

两航路点之间的航线。如航路点1到航路点2的航线称为航段12。

即时位置

present position

飞行器某瞬时所处的空间位置在地球表面的投影坐标，通常用经纬度表示。

待飞距离

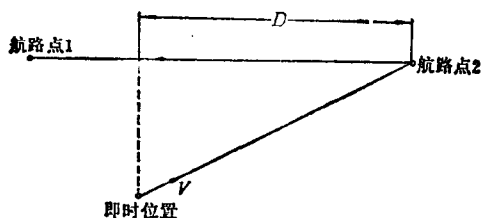
distance to go

飞行器的即时位置到下一航路点的大圆弧长。

待飞时间

time to go

飞行器以即时地速 V ，飞经大圆弧长 D 所需的时间。 D 是即时位置在预定航迹上的投影到下一航路点的距离（见图）。



大圆弧长示意图

预定航迹角

desired track angle

通过飞行器即时位置在预定航迹上投影点的子午面和预定航迹大圆弧平面之间的夹角。

航迹角误差

track angle error

航迹角与预定航迹角之差。航迹在预定航迹左方时，航迹角误差为正，反之为负。

偏航距

cross track distance

飞行器即时位置到预定航迹的距离。飞行器偏离在预定航迹左边时，偏航距为正，反之为负。

导航参数

navigation parameter

描述飞行器的运动或位置的参数。如经度、纬度、真航向、航迹角、风向、风速、真空速及地速等。

制导参数

guidance parameter

引导飞行器沿预定航迹飞行的参数。如偏航距、待飞距离、待飞时间、预定航迹角、航迹角误差及航段转换时使用的切入距离、切入角度、切入时间和操纵信号等。

航位推算法

dead-reckoning

从飞机一个已知位置坐标开始，根据飞机在该位置的航向、航速和所飞过的时间来推算出下一点位置的一种导航定位法。目前，空速领航仪、多卜勒导航系统和惯性导航系统都利用航位推算的原理进行工作。

航线计算

course-line calculation

计算飞机到达一个或多个目标（如机场、基地、校准点或无线电信标）的距离和方位。计算机从导航设备接收最大概率位置作为输入，经计算，输出相应的信息送给显示设备及自动驾驶仪等。

圆概率误差

circular error probable, circular probable error

表示惯性导航系统定位精度的统计量，

单位为海里/小时。当沿两条相互垂直的坐标轴的定位误差都服从正态分布且彼此独立时,以平均位置为圆心作圆,使定位误差数据中的百分之五十落在圆内,这个圆的半径称为圆概率误差 (CEP)

$$CEP = 0.59(\sigma_x + \sigma_y) \pm 3\%$$

$$\left(\frac{\sigma_y}{3} < \sigma_x < 3\sigma_y \right)$$

式中 σ_x ——沿 x 轴定位误差的标准偏差;

σ_y ——沿 y 轴定位误差的标准偏差。

在惯性导航系统中常用它来确定导航定位精度。

位置校正

position correction

用已知的精确的位置数据校正航位推算系统计算出来的位置数据,使导航系统随时间积累的位置误差限制在一定的范围内。

位置校正可分两种:

1. 人工校正——用人工装订飞机的较精确的位置代替航位推算得到的即时位置;
2. 自动校正——用其它导航手段(如罗兰-C系统)求得较精确的位置自动代替推算的即时位置。

导航方程

navigation equation

由已知数据计算导航参数的数学表达式。导航计算机依据这些方程将各设备提供的信息和人工装订的数据进行综合计算处理,得出所需要的各种导航参数。

各种导航系统及其不同要求可提出形式不同的导航方程,但一般说来,它包括:

1. 即时位置方程——通过对地速的一次积分计算飞机即时经纬度的方程,它是最基本的导航方程;
2. 航线计算方程——计算飞机的应飞真航迹和待飞距离;
3. 偏航方程——计算偏航角和偏航距;
4. 记忆风计算方程——根据导航速度

三角形,用前一时刻的地速和偏流计算当前风速风向。

在数字式导航计算机中,导航方程以软件的形式送进计算机。

计算机导航程序

navigation program of computer

表示对导航方程和导航过程进行处理的数字计算机软件系统。根据系统的功能要求,处理惯导、多卜勒导航和大气数据系统等设备的输入、输出信息。根据导航程序,整个设备形成一个能不断计算飞机位置及其它导航参数并进行显示的工作系统。软件系统可以是代码的方式或算法语言的方式。通常将局部函数段编制成子程序系统,涉及导航全局的为主程序系统。

无线电定位法

radio position fixing

用无线电设备定位的方法。与航位推算法比较,它不需要依赖飞机前一时刻的位置参数,是由导航台(如罗兰、奥米加等)发送过来的电波,经接收装置测出其电气参数后,便可测出飞机相对导航台的几何参量,从而建立若干位置线,根据两条位置线的交点确定飞机的即时位置。按位置线的形式,定位系统有角-角系统、圆-圆系统、双曲线系统和极坐标系统等。

位置线

position line

利用无线电台发出的无线电波的几个基本特性,通过测量时间、相位、幅度或频率来确定角度、距离、距离差或距离和等基本导航几何参数,建立飞机与电台的相对位置关系。几何参数相等的点的轨迹称几何位置线。常见的位置线有直线、圆、双曲线和椭圆等。

两条位置线之间的夹角称为位置线交角。若位置线误差一定,位置线交角为直角时,定位误差最小。