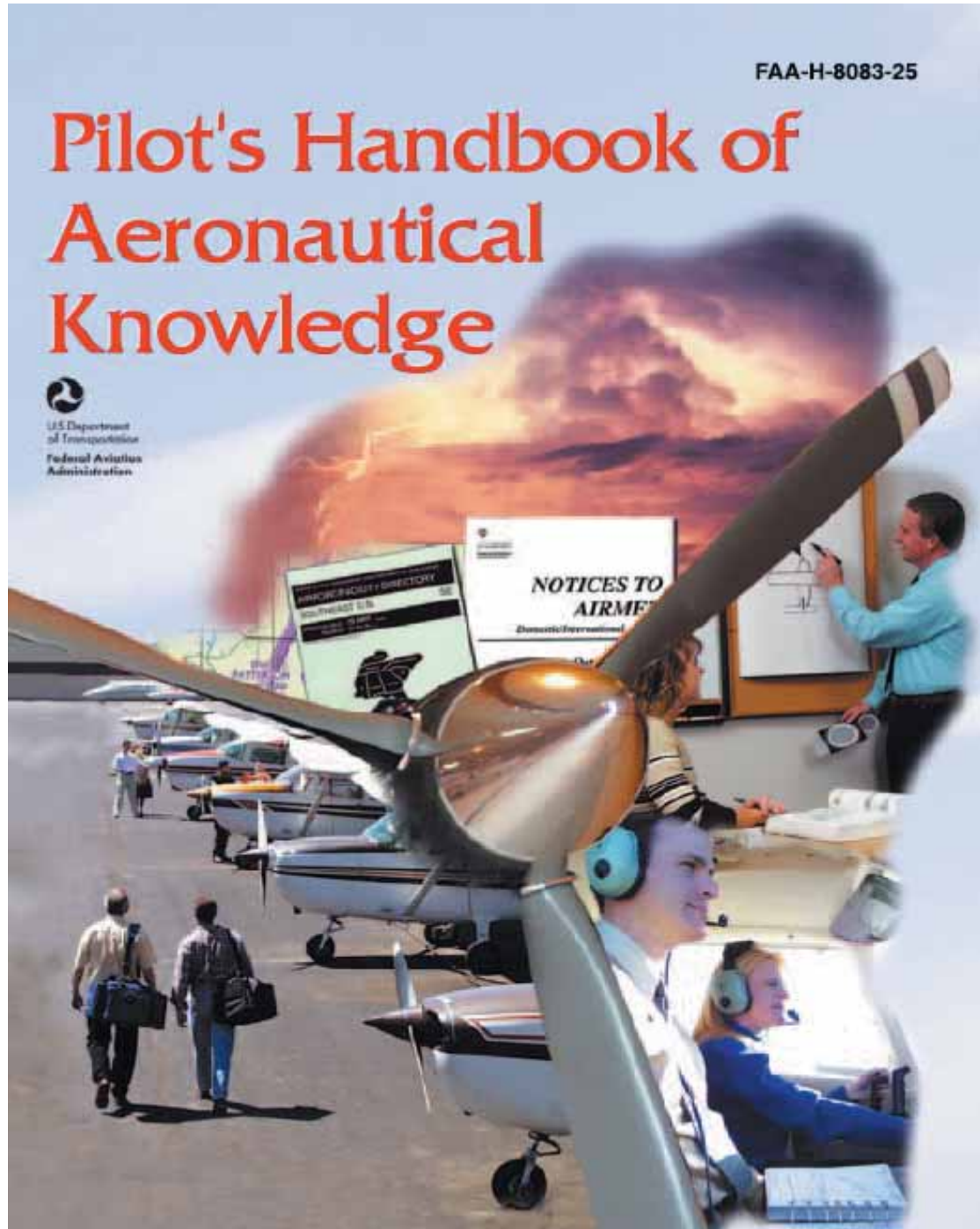


飛行員航空知識手冊

2003 版 中譯本



譯序

- 1) 本手冊來源於美國航空管理局 [FAA](#) 的公開出版物 2003 年版本的 *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*(H-8083-25)翻譯而來,翻譯時間為 2007 年 3 月至 2007 年 12 月。
- 2) 本手冊之目的是為飛行類比遊戲愛好者提供一本系統的基礎原理教材,以幫助提高玩飛行模擬遊戲的技能。
- 3) 若真實飛行學員以此為參考材料時,請特別注意本手冊中可能不準確或者錯譯之處,如有任何歧異,請以飛行學校教官的觀點和指定培訓教材為準;另要注意本書中所指的飛行規則和相關法規都是美國飛行規則和有關法規。
- 4) 任何組織和個人不得以此電子版文檔的下載、複製、印刷等手段謀利。
- 5) 任何錯譯、漏譯、不準確等相關問題,煩請聯繫譯者,回饋您的觀點和建議,不勝感謝。
- 6) 【】中的文字是為便於閱讀理解而由譯者增加的注釋文字。

陳新河

Email fsxonline@gmail.com 。

飛行模擬遊戲網站

<http://www.fsgame.org>

序言

《飛行員航空知識手冊》向飛行員提供了非常重要的基礎知識。本手冊為飛行員介紹了在將來的培訓過程中需要的廣泛的知識。除了和民用航空有關的聯邦法規全書(CFR)部分內容外，大部分適用於飛行員認證的知識領域都有講述。這本手冊對於飛行學員和那些追求更多高級證書的飛行員都非常有用。

偶爾在預期行動被認為是充滿危險的時候，會使用“必須”或者類似語言。這種語氣的使用不是對 14CFR 責任的一種附加、解釋或者減輕。

使用本手冊的人熟悉和使用 14CFR 的相關部分以及航空信息手冊(AIM)也是重要的。AIM 可以線上獲得，網址為 <http://www.faa.gov/atpubs>。

本手冊取代 FAA 1997 年出版的 *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*。

譯序.....	2
序言.....	3
第一章 – 飛機結構.....	17
主要組成部分.....	17
機身.....	18
機翼.....	20
尾翼.....	21
起落架.....	23
發動機.....	23
第二章 – 飛行原理.....	24
大氣結構.....	25
大氣壓力.....	25
壓力對密度的影響.....	26
溫度對密度的影響.....	26
濕度對密度的影響.....	26
運動和力的牛頓定律.....	26
馬格努斯效應.....	27
壓力的伯努利原理.....	28
機翼設計.....	29
低壓在上.....	30
高壓在下.....	31
壓力分佈.....	32
第三章 – 飛行空氣動力學.....	34
作用於飛機的力.....	34
推力.....	36
阻力.....	37
重力.....	41
升力.....	41
翼尖渦流.....	42
地面效應.....	43
飛機的軸向.....	44
運動和力臂.....	45
設計特性.....	46
穩定性的基本概念.....	46
靜態穩定性.....	47
動態穩定性.....	47
縱向穩定性(俯仰).....	49
橫向穩定性(側滾).....	52
垂直穩定性(偏航).....	54
自由向擺動(荷蘭軌輓).....	56
螺旋不穩定性.....	56
飛行機動中的空氣動力學受力.....	57

轉彎受力.....	57
爬升受力.....	59
下降受力.....	60
失速.....	60
螺旋槳基本原理.....	62
<i>扭矩和 P 因數</i>	66
<i>扭矩反作用力</i>	66
<i>螺旋狀氣流效應</i>	67
<i>陀螺效應</i>	67
<i>不對稱載荷(P 因數)</i>	68
載荷因數.....	69
<i>飛機設計中的載荷因數</i>	70
<i>急轉彎時的載荷因數</i>	71
<i>載荷因數和失速速度</i>	72
<i>載荷因數和飛行機動</i>	73
轉彎.....	74
失速.....	74
高速失速.....	74
急躍升和矮 8 字.....	75
擾動氣流.....	75
<i>VG 圖表</i>	76
重量和平衡.....	77
<i>重量對飛行性能的影響</i>	77
<i>重量對飛機結構的影響</i>	78
<i>重量對飛機穩定性和可控性的影響</i>	79
<i>載荷分佈的影響</i>	79
高速飛行.....	81
<i>超音速流和亞音速流</i>	81
<i>速度範圍</i>	82
<i>馬赫數和空速</i>	83
<i>邊界層</i>	83
<i>衝擊波</i>	84
<i>後掠角</i>	85
<i>馬赫振動邊界層</i>	88
<i>飛行控制</i>	88
第四章 – 飛行控制.....	90
主要飛行控制.....	90
副翼.....	91
逆偏轉.....	91
差動副翼.....	92
弗裡茲型副翼(阻力副翼).....	93
耦合副翼和方向舵.....	93
升降舵.....	94
T 型尾翼.....	95

全動式水準尾翼.....	97
鴨式機翼.....	97
方向舵.....	98
V 型尾翼.....	99
輔助飛行控制.....	100
襟翼.....	100
前緣裝置.....	101
擾流板.....	101
配平系統.....	102
配平調整片	102
平衡調整片	103
反作用伺服調整片.....	104
地面可調調整片.....	104
可調節水準尾翼.....	105
第五章－飛機系統.....	106
動力裝置.....	106
往復式發動機.....	106
螺旋槳.....	108
固定節距螺旋槳.....	109
可變節距螺旋槳.....	110
進氣系統.....	112
汽化器系統.....	112
混合比控制	113
汽化器結冰	114
汽化器加熱	115
汽化器空氣溫度錶.....	116
外部空氣溫度錶.....	116
燃油噴射系統.....	116
增壓器和渦輪增壓器.....	117
增壓器	118
渦輪增壓器	119
系統運行	120
高海拔性能	121
點火系統.....	121
燃燒.....	122
燃油系統.....	123
油泵	124
起動注油器	124
油箱	125
燃油表	125
燃油選擇器	125
燃油篩檢程式/沉澱器/排油管	126
燃油等級	126
燃油污染	128

加油程式	128
起動系統.....	129
潤滑系統.....	130
發動機製冷系統.....	132
排氣系統.....	134
電力系統.....	134
液壓系統.....	137
起落架.....	138
前三點式起落架飛機.....	139
後三點式起落架飛機.....	139
固定和可伸縮起落架.....	139
制動器	140
自動駕駛.....	140
密封飛機.....	140
供氧系統.....	144
面罩	145
濃度需求供氧系統.....	145
壓力要求供氧系統.....	145
連續流供氧系統.....	145
供氧系統的維護.....	146
冰流控制系統.....	146
機翼冰流控制.....	146
風擋玻璃除冰控制.....	147
螺旋槳除冰控制.....	148
其它除冰控制系統.....	149
渦輪發動機.....	150
渦輪發動機類型.....	150
渦輪噴氣發動機.....	150
渦輪螺旋槳發動機.....	151
渦輪風扇發動機.....	151
渦輪軸發動機.....	151
性能對比	151
渦輪發動機儀錶.....	152
發動機壓力比.....	153
排氣溫度	153
扭矩計	153
N1 指示儀.....	153
N2 指示儀.....	153
渦輪發動機操作考慮.....	154
發動機溫度限制.....	154
推力變化	154
外來物體損傷.....	154
渦輪發動機暖開機/懸掛啓動.....	155
壓縮機失速	155

熄火	156
第六章－飛行儀錶.....	157
皮托－靜壓飛行儀錶.....	157
衝壓腔和管子.....	158
靜壓腔和管子.....	158
高度計.....	158
工作原理	159
非標準壓力和溫度的影響.....	159
設定高度計	160
高度計的運行.....	161
高度類型	162
儀錶檢查	162
垂直速度指示儀.....	162
工作原理	163
儀錶檢查	164
空速指示儀.....	164
空速指示儀標記.....	165
其他空速限制.....	166
儀錶檢查	167
皮托-靜壓系統的堵塞.....	167
堵塞的皮托系統.....	167
堵塞的靜壓系統.....	169
陀螺飛行儀錶.....	170
陀螺原理.....	170
空間內的剛度.....	171
進動	171
動力源.....	172
轉彎指示儀.....	173
轉彎側滑指示儀.....	174
轉彎協調儀	174
傾角計.....	175
儀錶檢查	176
姿態指示儀.....	176
航向指示儀.....	178
儀錶檢查	179
磁羅盤.....	179
羅盤誤差.....	180
磁偏角	180
羅盤偏差	181
磁傾角	181
使用磁羅盤	182
垂直刻度盤型羅盤.....	182
外部空氣溫度錶.....	183

第七章 – 飛行手冊和其它文檔	184
飛機飛行手冊.....	184
序言.....	185
概述(第一部分).....	185
限制(第二部分).....	186
空速.....	186
動力裝置.....	186
重量和載荷分佈.....	187
飛行限制.....	187
標牌.....	188
緊急程式(第三部分).....	188
正常程式(第四部分).....	188
性能(第五部分).....	189
重量和平衡/裝備清單(第六部分).....	189
系統描述(第七部分).....	190
運行, 保養, 和維護(第八部分).....	190
附錄(第九部分).....	190
安全提示(第十部分).....	190
飛機檔案.....	190
飛機註冊證書.....	190
適航證書.....	192
飛機維護.....	193
飛機檢查.....	193
年度檢查.....	193
100 小時檢查.....	194
其他檢查程式.....	194
高度計系統檢查.....	194
收發機檢查.....	194
飛行前檢查.....	194
最少裝備表和有無效設備時的運行.....	194
預防性維護.....	196
修理和更換.....	196
特殊飛行許可.....	196
適航指令.....	197
飛機所有者/運營者職責.....	198
第八章 – 重量和平衡	199
重量控制.....	199
重量的影響.....	199
重量的變化.....	200
平衡, 穩定性和重心.....	200
不利平衡的影響.....	201
重量管理和平衡控制.....	202
術語和定義.....	202

重量和平衡計算的基本原理.....	204
重量和平衡約束.....	206
計算裝載重量和重心.....	206
計演算法.....	206
圖表法.....	207
查表法.....	209
負力臂時的計算.....	210
零燃油重量時的計算.....	210
移動，增加和卸載重量.....	211
重量偏移.....	211
重量增加和卸載.....	213
第九章－飛機性能.....	214
性能資料的重要性.....	214
大氣組成.....	215
大氣壓力.....	215
壓力高度.....	217
密度高度.....	217
壓力對密度的影響.....	220
溫度對密度的影響.....	221
濕度(潮濕)對密度的影響.....	221
性能.....	221
平直飛行.....	222
爬升性能.....	223
航程性能.....	227
地面效應.....	231
反向命令區域.....	233
跑道表面和坡度.....	234
跑道上的水和動態打滑.....	236
起飛和著陸性能.....	237
起飛性能.....	238
著陸性能.....	240
性能速度.....	242
性能圖表.....	243
插值法.....	244
密度高度圖.....	244
起飛圖表.....	246
爬升和巡航圖表.....	247
側風和迎風分量圖.....	252
著陸圖表.....	253
失速速度性能圖表.....	254
運輸類飛機性能.....	255
運輸類對非運輸類性能要求的主要差別.....	256
性能要求.....	256
起飛.....	256

著陸	256
起飛計畫	256
跑道要求.....	257
平衡場地長度.....	258
爬升要求.....	260
第一節	260
第二節	260
第三或者加速節.....	261
第四或者最後節.....	261
第二節爬升限制.....	261
航空運輸障礙物間隔要求.....	261
起飛要求小結.....	262
著陸性能.....	262
計畫著陸	263
著陸要求	263
進近爬升要求.....	263
要求的著陸跑道.....	263
著陸要求小結.....	264
性能圖表樣本.....	265
第十章 – 天氣理論.....	265
大氣特性.....	265
氧氣和人體.....	267
大氣壓力的重要性.....	268
大氣壓力的度量.....	268
海拔高度對大氣壓力的影響.....	271
高度對飛行的影響.....	271
空氣密度差異的影響.....	272
風	272
大氣迴圈的原因.....	272
風的模式.....	274
對流型氣流.....	276
障礙物對風的影響.....	278
低空風切變.....	279
地面天氣圖上的風和壓力錶示.....	280
大氣穩定性.....	282
逆增.....	282
濕氣和溫度.....	283
相對濕度.....	283
溫度/露點關係.....	284
確定空氣到達飽和點的方法.....	284
露和霜.....	285
霧.....	285
雲.....	286
雲幕高度.....	288

能見度.....	288
降水.....	288
氣團.....	289
鋒面.....	290
暖鋒.....	291
飛向逼近的暖鋒.....	292
冷鋒.....	292
快速移動的冷鋒.....	292
飛向逼近的冷鋒.....	293
冷鋒和暖鋒對比.....	293
風的轉向.....	294
靜止鋒.....	294
錮囚鋒.....	294
第十一章—天氣報告，預報和圖表.....	295
觀測資料.....	296
地面航空天氣觀測.....	296
高空觀測.....	296
雷達觀測.....	296
服務設施.....	297
FAA 飛行服務站(FSS).....	297
轉錄資訊簡報服務(TIBS).....	297
直接使用者接入終端服務(DUATS).....	297
航路飛行報告服務(EFAS).....	298
飛行中危險天氣報告(HIWAS).....	298
轉錄天氣廣播(TWEB).....	298
天氣簡報.....	299
標準簡報.....	299
縮寫的簡報.....	299
展望簡報.....	300
航空天氣報告.....	300
航空例行天氣報告(METAR).....	300
飛行員天氣報告(PIREPs).....	303
雷達天氣報告(SD).....	305
航空預報.....	306
終端機場預報(TAF).....	307
區域預報.....	308
飛行中天氣報告.....	311
飛行員氣象資訊(AIRMET).....	311
重要氣象資訊(SIGMET).....	312
重要的對流性氣象資訊(WST).....	312
風和溫度高空預報(FD).....	313
天氣圖.....	314
地面分析圖.....	314
天氣描述圖.....	317

雷達摘要圖.....	317
重要天氣預測圖.....	319
第十二章－機場的運行.....	322
機場類型.....	322
受管制機場.....	322
非管制機場.....	322
機場資料的來源.....	323
航圖.....	323
機場設施目錄.....	323
航行通告.....	324
機場標誌和符號.....	324
跑道標誌.....	325
滑行道標誌.....	325
其他標誌.....	325
機場符號.....	326
機場燈光.....	326
機場燈塔.....	327
進近燈光系統.....	327
目視下滑道指示燈.....	327
目視進近坡度指示燈.....	328
其他下滑道系統.....	328
跑道燈光.....	329
跑道端點識別燈光.....	329
跑道邊界燈光.....	329
跑道內燈光.....	330
機場燈光的控制.....	330
滑行道燈光.....	330
障礙物燈光.....	330
風向指示器.....	331
無線電通信.....	332
無線電許可證.....	332
無線電設備.....	332
失去通信時的程式.....	333
空中交通管制服務.....	334
一次雷達.....	334
空中交通管制雷達信標系統(ATCRBS).....	335
無線電應答器.....	335
雷達交通資訊服務.....	335
伴流.....	336
渦流生成.....	336
渦流強度.....	337
渦流行為.....	337
渦流規避程式.....	338
避免空中相撞.....	338

避讓程式.....	338
跑道入侵的避免.....	339
第十三章－空域.....	340
受控空域.....	342
A 類空域.....	342
B 類空域.....	342
C 類空域.....	342
D 類空域.....	342
E 類空域.....	343
非管制空域.....	343
G 類空域.....	343
專用空域.....	343
禁止區域.....	343
限制區域.....	343
警告區域.....	344
軍事活動區域.....	344
警戒區域.....	344
受控的開火區域.....	344
其它空域區域.....	344
機場諮詢區.....	344
軍事訓練航線.....	345
臨時飛行限制區域.....	345
跳傘區域.....	345
出版的 VFR 航線.....	345
終端雷達服務區域.....	345
國家安全區域.....	346
第十四章－導航.....	346
航圖.....	346
磁區航圖.....	347
目視飛行規則終端區域圖.....	348
世界航圖.....	349
緯度和經度.....	349
時區.....	350
方向的測量.....	351
磁偏角.....	352
偏差.....	355
風的影響.....	356
基本計算.....	359
分鐘換算為等效的小時.....	359
時間 $T=D/GS$	359
距離 $D=GSXT$	360
地面速度 $GS=D/T$	360
節換算為英里每小時.....	360

燃油消耗.....	360
飛行計算器.....	361
繪圖器.....	362
地標領航.....	363
航位推測法.....	363
風三角形或向量分析.....	363
飛行計畫.....	367
收集必要的材料.....	367
天氣檢查.....	368
機場/設施目錄的使用.....	368
飛機飛行手冊或飛行員操作手冊.....	369
航線製圖.....	369
航線製圖的步驟.....	369
備案 VFR 飛行計畫.....	372
無線電導航.....	373
甚高頻(VHF)全向信標 (VOR).....	374
使用 VOR.....	376
跟蹤 VOR.....	377
使用 VOR 的提示.....	378
距離測量裝置(DME).....	379
VOR/DME RNAV.....	379
自動定向儀(ADF).....	381
羅蘭-C 導航.....	384
全球定位系統(GPS).....	386
迷航程式.....	388
飛行改向.....	388
第十五章—航空醫學因素.....	389
獲得醫療認證.....	389
環境和健康因素.....	389
飛行中的視覺.....	389
第十六章—航空決策制定(ADM).....	390
ADM 的來源.....	390
決策制定流程.....	390
風險管理.....	390
影響決策制定的因素.....	390
實際中易犯的錯誤.....	390
附錄 1—詞彙表.....	390

第一章－飛機結構



根據美國聯邦法規全書 14 款第一部分的定義和縮寫，**飛行器(Aircraft)**是一種用於或者可用於飛行的設備。根據飛行員認證的飛行器分類有飛機(Airplane)，直升機，氣球類，動力升力類，以及滑翔機。還定義了**飛機(Airplane)**是由發動機驅動的，比空氣重的固定翼飛行器，在飛行中由作用於機翼上的動態空氣反作用力支援。本章簡單介紹飛機和它的主要組成部分。

主要組成部分

儘管飛機可以設計用於很多不同的目的，大多數還是有相同的主要結構。它的總體特性大部分由最初的設計目標確定。大部分飛機結構包含機身，機翼，尾翼，起落架和發動機。如圖 1-1，

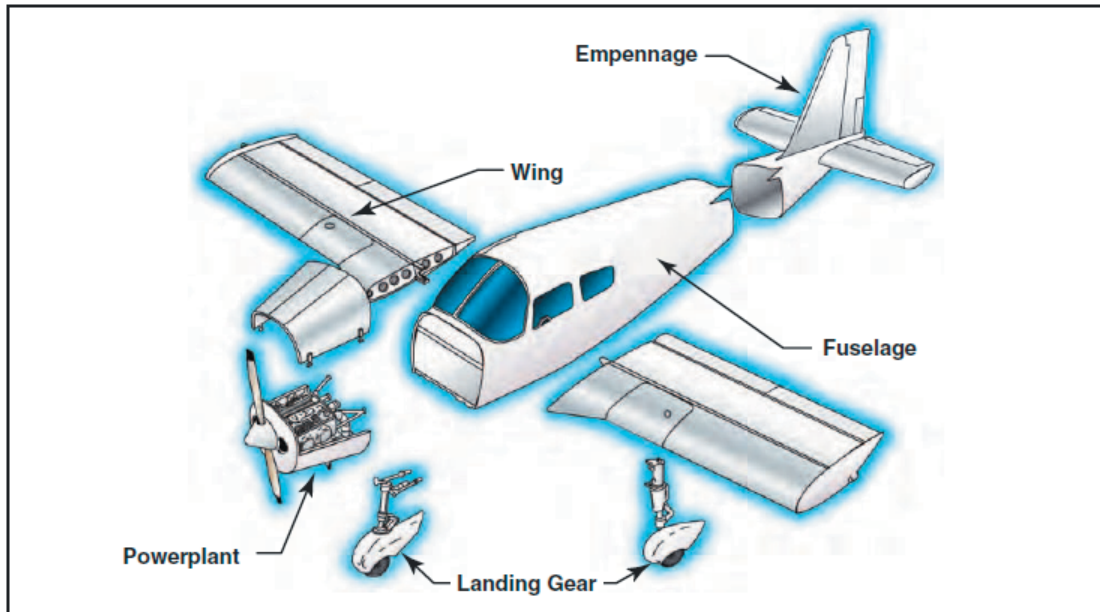


Figure 1-1. Airplane components.

機身

機身包含駕駛艙和/或客艙，其中有供乘客使用的坐位和飛機的控制裝置。另外，機身可能也提供貨艙和其它主要飛機部件的掛載點。一些飛行器使用開放的桁架結構。桁架型機身用鋼或者鋁質管子構造。通過把這些管子焊接成一系列三角形來獲得強度和剛性，成為桁架結構。圖 1-2 就是華倫桁架。

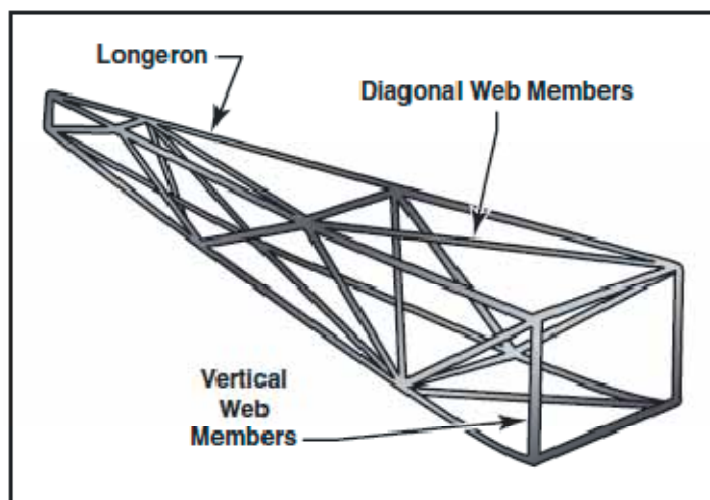


Figure 1-2. The Warren truss.

華倫桁架結構中有縱梁，斜管子和豎直的管子單元。為降低重量，小飛機一般使用鋁合金管子，可能是用螺釘或者鉚釘通過連接件鉚成一個整體。

隨著技術進步，飛行器設計人員開始把桁架單元弄成流線型的飛機以改進性能。在最初使用布料織物來實現的，最終讓位於輕金屬比如鋁。在某些情況下，外殼可以支援所有或者一主要部分的飛行載荷。大多數現代飛機使用稱為單體構造或者半單體構造的加強型外殼結構。

單體構造設計使用加強的外殼來支援幾乎全部的載荷。這種結構非常結實，但是表面不能有凹痕或者變形。這種特性可以很容易的通過一個鋁的飲料罐來演示。你可以對飲料罐的兩頭施加相當的力量管子不受什麼損壞。然而，如果罐壁上只有一點凹痕，那麼這個罐子就很容易被扭曲變形。實際的單體造型結構主要由外殼，隔框，防水壁組成。隔框和防水壁形成機身的外形。如圖 1-3

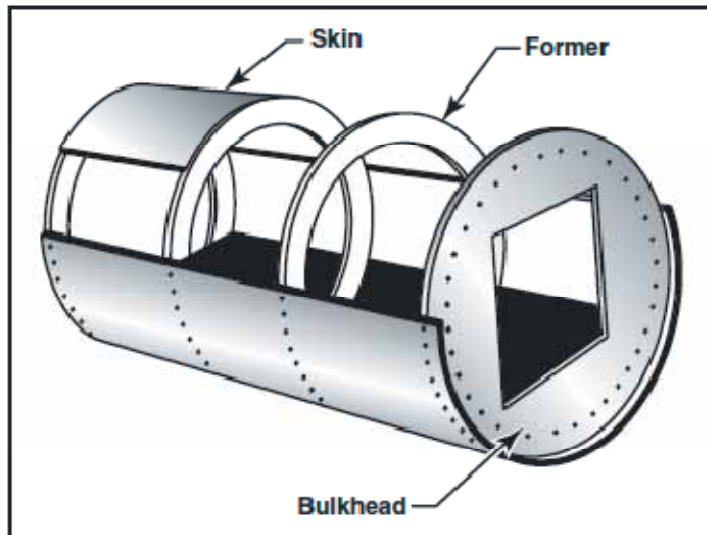


Figure 1-3. Monocoque fuselage design.

由於沒有支柱，外殼必須足夠的堅固以保持機身的剛性。這樣，單體造型結構有一個重要的問題，在保持重量在允許的範圍內同時要維持足夠的力量。由於單體設計的限制，今天的大多數飛機使用半單體造型結構。

半單體造型結構使用飛機外殼可以貼上去的亞結構，亞結構由隔框和不同尺寸的隔壁以及桁條組成，通過來自機身的彎曲應力來加固加強的外殼。機身的主要部分也包括機翼掛載點和防火隔板。如圖 1-4

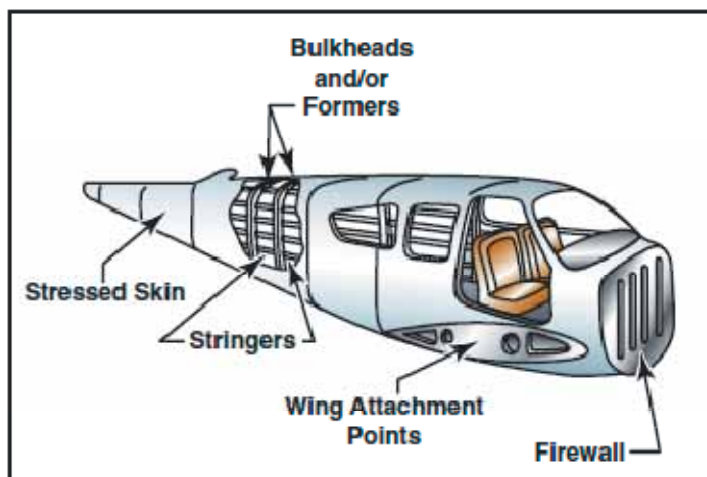


Figure 1-4. Semi-monocoque construction.

在單發動機飛機上，發動機一般附加在機身的前端。在發動機後面和駕駛艙或客艙之間有防火部分以保護飛行員或乘客受到發動機火焰的傷害。這部分稱為防火隔壁，一般由阻熱材料如不銹鋼製成。

機翼

機翼是連接到機身兩邊的翅膀，也是支持飛機飛行的主要升力表面。很多飛機製造商設計了多種不同的機翼樣式，尺寸和外形。每一種都是為了滿足特定的需要，這些需要由具體飛機的目標性能決定。下面的章節將解釋機翼是如何獲得升力的。

機翼可以安裝在機身的上，中 或較低部分，分別稱為高翼，中翼，低翼設計。機翼的數量也可以不同。有一組機翼的飛機稱為單翼機，有兩組機翼的飛機稱為雙翼飛機或者複翼飛機。如圖 1-5



Figure 1-5. Monoplane and biplane.

許多高翼飛機有外部支柱，或者機翼支杆，它可以通過支杆把飛行和著陸負荷傳遞到主機身結構。由於支杆一般安裝在機翼突出機身的一半位置上，所以這種類型的機翼結構也叫半懸臂機翼。少數高翼飛機和多數低翼飛機用全懸臂機翼不用外部支杆來承載負荷。機翼的主要結構部件有翼梁，翼肋，桁條。如圖 1-6

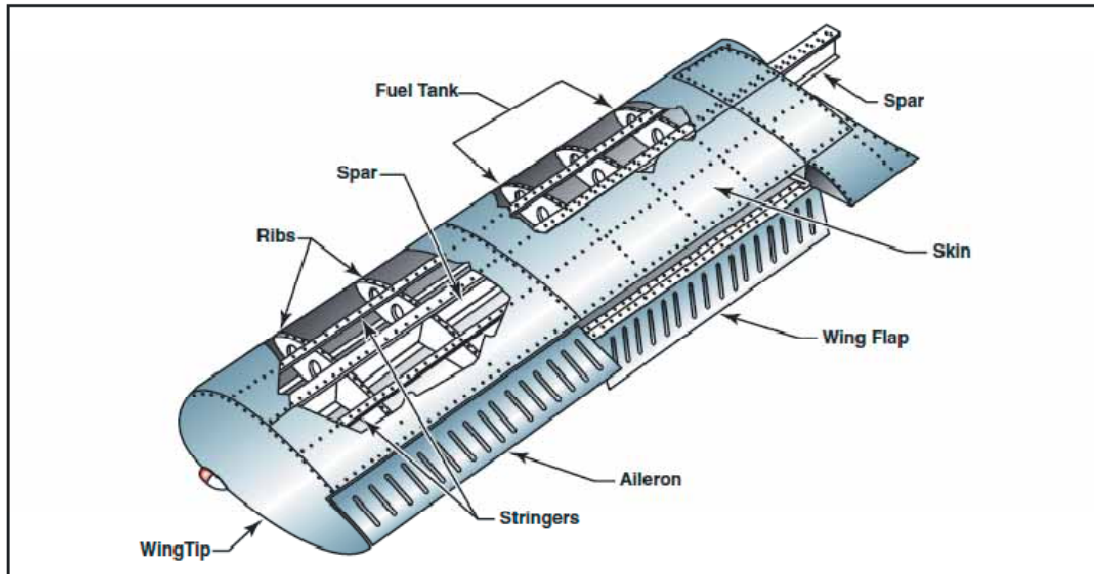


Figure 1-6. Wing components.

這些都通過支杆，工字型梁，管子，或其它設備包括外殼而加固。翼肋決定了機翼的外形和厚度。在大多數現代飛機上，油箱也是機翼的一個集成部件。或者由靈活的安裝在機翼裡的容器組成。

安裝在機翼後面的或者尾部和邊緣的是兩種類型的控制面，稱為副翼和襟翼。副翼大約從機翼的一半處向外伸出，以利於創造使得飛機側滾的反方向移動和傾斜的空氣動力。襟翼從靠近機翼中點處向外伸出。襟翼在巡航飛行時通常是和機翼表面齊平的。當向外伸出時，襟翼同時向下延伸以在起飛或者著陸時增加機翼的升力。

尾翼

飛機尾巴部分的正確名字叫尾翼。尾翼包括整個的尾巴部分，由固定翼面如垂直尾翼和水準尾翼組成。可活動的表面包括方向舵，升降舵，一個或者多個配平片(補翼)。如圖 1-7

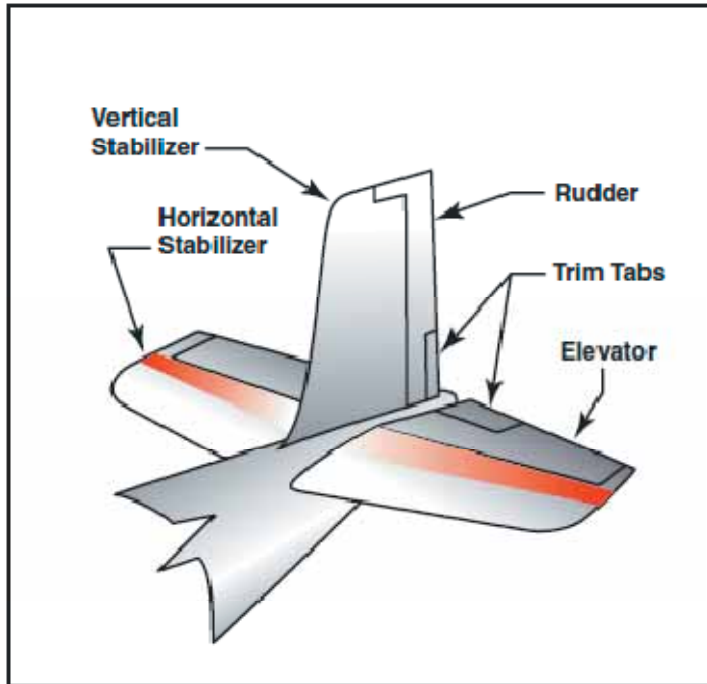


Figure 1-7. Empennage components.

第二種尾翼的設計不需要升降舵。相反，在中央的鉸鏈點安裝一片水準尾翼，鉸鏈軸是水準的。這種類型的設計叫全動式水準尾翼，使用控制輪移動，就像使用升降舵一樣。例如，當你向後拉控制輪時，水準尾翼轉動，拖尾邊緣向上運動。水準尾翼還有一個沿尾部邊緣的防沉降片。如圖 1-8

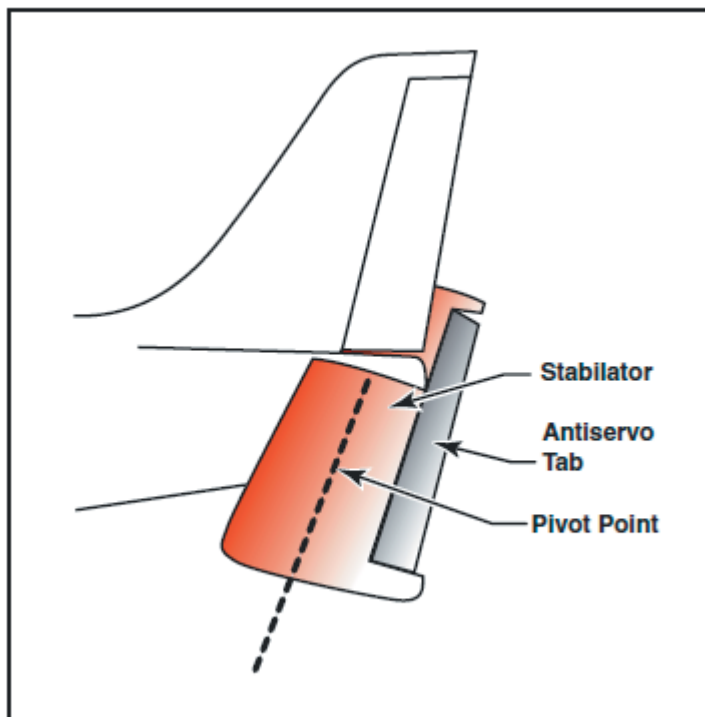


Figure 1-8. Stabilator components.

防沉降片的運動方向和水準尾翼尾部邊緣的運動方向一樣。防沉降片也作為減輕控制壓力的配平片，說明維持水準尾翼在需要的位置。

垂直方向舵安裝在垂直尾翼的後部。飛行時，它用於使得飛機頭部向左或者向右運動。在飛行轉彎時，垂直方向舵需要和副翼配合使用。升降舵安裝在水準尾翼的後面，用於控制在飛行中飛機的頭部向上或者向下運動。

配平片是位於控制面的尾部邊緣可活動的一小部分。這些可活動的配平片，從駕駛艙控制，降低控制壓力。配平片也可以安裝在副翼，方向舵和/或升降舵。

起落架

起落架是飛機停放，滑行，起飛或者著陸時的主要支撐部分。大多數普通類型的起落架由輪子組成，但是飛機也可以裝備浮筒以便在水上運作，或者用於雪上著陸的雪橇。如圖 1-9



Figure 1-9. Landing gear.

起落架由三個輪子組成，兩個主輪子，以及一個可以在飛機後面或者前面的第三個輪子。使用後面安裝第三個輪子的起落架稱為傳統起落架。傳統起落架的飛機有時候是指後三點式飛機。當第三個輪子位於飛機頭部位置時稱為前三點式飛機，相應的這種設計叫前三點式起落架。可操控的前輪或者尾輪允許在地面上對飛機的全部控制。

發動機

發動機一般包括引擎和螺旋推進器。發動機的主要作用是為螺旋推進器提供轉動的動力。它也產生電力，為一些儀錶提供真空源，在大多數單發動機飛機上，發動機為飛行員和乘客提供熱量的來源。發動機飛機發動機罩蓋住，或者在某些飛機上，它被飛機發動機機艙包圍。發動機罩或者發動機機艙的作用是使得發動機周圍的空氣流動變得流線型，用管子引導氣缸的空氣來幫助冷卻發動機。

安裝在發動機前面的推進器把發動機的轉動力量轉化為稱為反衝力的前向作用力，幫助飛機在空氣中移動。如圖 1-10

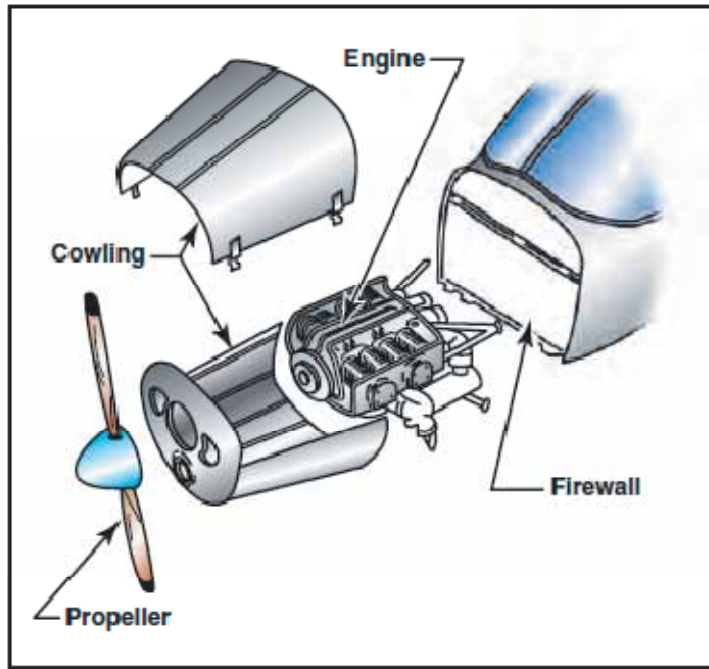
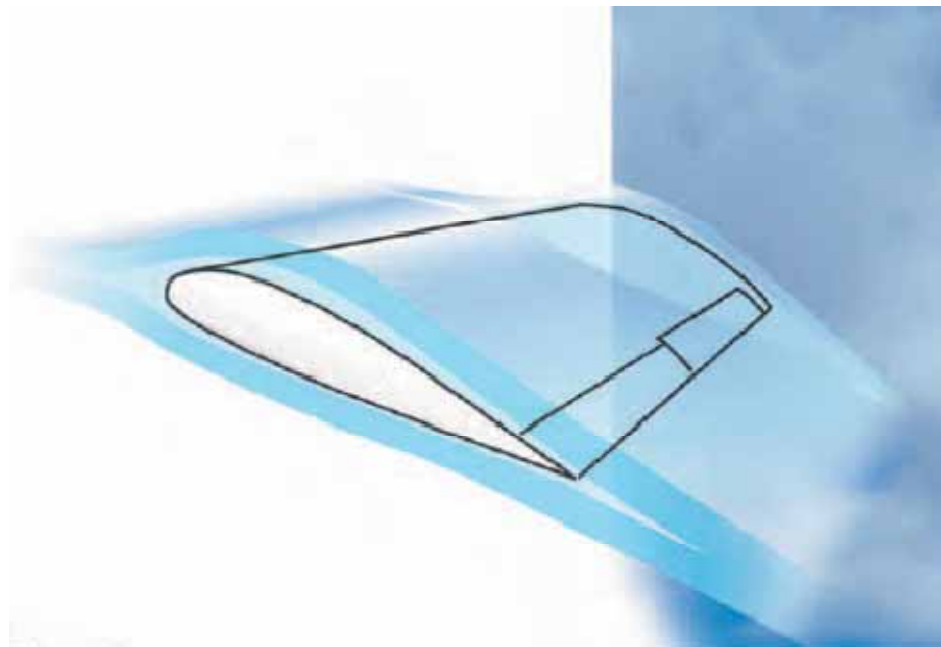


Figure 1-10. Engine compartment.

第二章－飛行原理



本章討論飛行中支配作用於飛機上力的基本物理定律，以及這些自然定律和力對飛機性能特性的影響。為了勝任的控制飛機，飛行員必須理解涉及的原則，學會利用和抵制這些自然力。

現代通用航空飛機可能有相當高的性能特性。因此，飛行員充分領會和理解飛行藝術所依賴的原則是越來越必要的。

大氣結構

飛行所處的大氣是環繞地球並貼近其表面的一層空氣包層。它是地球的相當重要的一個組成部分，就像海洋或者陸地一樣。然而，空氣不同於陸地和水是因為它是多種氣體的混合物。它具有品質，也有重量，和不確定的形狀。

空氣象其它任何流體一樣，由於分子內聚力的缺乏，當受到非常微小的壓力時就會流動和改變它的形狀。例如，氣體會充滿任何裝它的容器，膨脹和傳播直到其外形達到容器的限制。

大氣的組成是由 **78%** 的氮氣，**21%** 的氧氣以及 **1%** 的其它氣體，如氫氣和氬氣。由於部分元素比其它的重，較重的氣體如氧氣有個天然的趨勢，會佔據地球的表面。而較輕的氣體會升到較高的區域。這就解釋了為什麼大多數氧氣包含在 **35000** 英尺高度以下。

因為空氣有品質也有重量，它是一個物體，作為一個物體，科學定律會向其它物體一樣對氣體起作用。氣體駐留於地球表面之上，它有重量，在海平面上產生的平均壓力為每平方英寸 **14.7** 磅，或者 **29.92** 英寸水銀柱高度。由於其濃度是有限的，在更高的高度上，那裡的空氣就更加稀薄。由於這個原因，**18000** 英尺高度的大氣重量僅僅是海平面時的一半。如圖 2-1

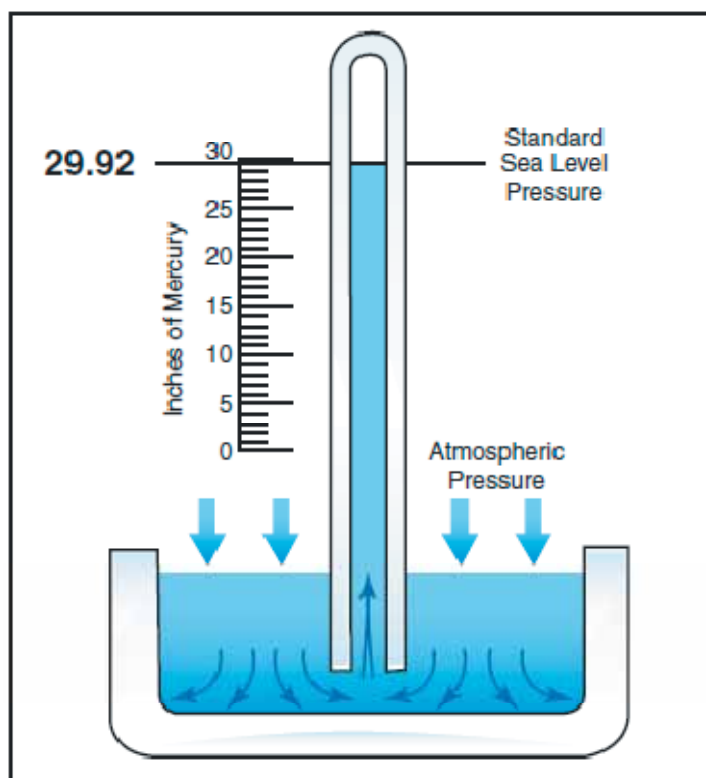


Figure 2-1. Standard sea level pressure.

大氣壓力

儘管有多種壓力，這裡的討論主要涉及大氣壓力。它是天氣變化的基本因素之一，幫助提升

飛機，也驅動飛機裡的某些重要飛行儀錶。這些儀錶是高度儀，空速指示儀，和爬升率指示儀，和進氣壓力錶。

雖然空氣很輕，也受重力吸引的影響。因此，和其它物質一樣，由於有重量，就產生了力量。由於它是流體物質，朝各個方向施加的力是相等的，它作用於空氣中物體的效果就是壓力。在海平面的標準條件下，由於大氣重量而施加於人體的平均壓力大約 14.7lb/in。空氣密度對飛機的性能有重大的影響。如果空氣密度變低，1)飛機會降低動力，因為發動機吸收更少的空氣，2)降低推力，因為螺旋槳在稀薄的空氣力更低效，3)降低升力，因為稀薄的空氣對機翼施加的力量更小。

壓力對密度的影響

由於空氣是氣體，它可以被壓縮或者膨脹。當空氣被壓縮時，一定的容積可以容納更多的空氣。相反的，當一定容積上空氣的壓力降低時，空氣會膨脹且佔據更大的空間。那是因為較低壓力下的最初空氣體積容納了更少品質的空氣。換句話說，就是空氣密度降低了。事實上，密度直接的和壓力成比例。如果壓力增倍，密度也就增倍，如果壓力降低，密度也就相應的降低。這個說法只在恒定溫度條件下成立。

溫度對密度的影響

增加一種物質的溫度的效果就是降低其密度。相反的，降低溫度就有增加密度的效果。這樣，空氣密度就和絕對溫度成反比例變化。這個說法只在恒定壓力的條件下成立。

在大氣中，溫度和壓力都隨高度而下降，對密度的影響是矛盾的。然而，隨著高度的增加壓力非常快的下降是占主要影響的。因此，可以預期密度是隨高度下降的。

濕度對密度的影響

前面段落的敘述都假設空氣是完全乾燥的。實際上，空氣從不是完全乾燥的。空氣中的少量水蒸氣在特定情況下幾乎可以忽略，但是在其它條件下濕度可能成為影響飛機性能的重要因素。水蒸氣比空氣輕，因此，濕空氣比干空氣要輕。在給定的一組條件下，空氣包含最多的水蒸氣則其密度就最小。溫度越高，空氣中能包含的水蒸氣就越多。當對比兩個獨立的空氣團時，第一個溫暖潮濕（兩個因素使空氣趨於變輕）的和第二個寒冷乾燥（兩個因素使得空氣變重）的氣團，第一個的密度必定比第二個低。壓力，溫度和濕度對飛機性能有重要的影響，就是因為它們直接影響空氣密度。

運動和力的牛頓定律

在 17 世紀，哲學家和數學家 牛頓提出了三個基本的運動定律。它在這樣做的時候腦子裡確定無疑的沒有飛機這個概念，但是幾乎所有已知的運動都可以回到這三個定律。這些定律以牛頓的名字命名如下：

牛頓第一定律：一個靜止的物體有維持其靜止狀態的特性，運動中的物體有維持其原有速度和方向的特性。

簡而言之，本質上，一個物體一直保持其運動狀態知道有外界力量改變它。停機坪上的靜止飛機會一直保持靜止除非施加一個足夠強的克服其慣性的力。然而，一旦其開始運動，它的慣性會讓它保持運動，克服施加於飛機上的各種其它力量。這些力量或推動其運動，或減慢其速度，或改變它的方向。

牛頓第二定律：當一個物體收到一個恒定力的作用時，其加速度和物體的品質成反比，和物體的所施加的力成正比。

這裡所涉及的就是克服牛頓第一定律的慣性的因素。其包含方向和速度的改變，有兩層含義：從靜止到運動（正加速度）和從運動到停止（負加速度或者減速）。

牛頓第三定律：無論何時一個物體對另一個物體施加力量，那麼另一個物體也對這個物體施加力量，這個力的大小是相等的，而方向是相反的。

開火時槍的反作用力是牛頓第三定律的形象化例子。游泳冠軍在折回時對游泳池壁施加反作用力，或者嬰兒學步一都會失敗，但是現象都表現了這個定律。飛機上，螺旋槳轉動向後推動空氣，所以，空氣向相反的方向推螺旋槳一飛機前進。在噴氣式飛機上，發動機向後推動熱空氣氣流，作用於發動機的反向等大小的作用力推動發動機，使得飛機前進。所有交通工具的運動都形象的演示了牛頓第三運動定律。

馬格努斯效應

通過觀察氣流中旋轉的圓柱可以很好的解釋升力的原因。靠近圓柱的局部速率由氣流速度和圓柱的旋轉速率共同決定，距離圓柱越遠其速率越低。對於圓柱，頂部表面的旋轉方向和氣流方向一致，頂部的局部速率高，底部的速率低。

如圖 2-2 所示，在 A 點，氣流線在分支點分開，這裡有個停滯點；一些空氣向上，一些空氣向下。另一個停滯點在 B 點，兩個氣流匯合，局部速度相同。現在圓柱面前部有了升流，後面有降流。

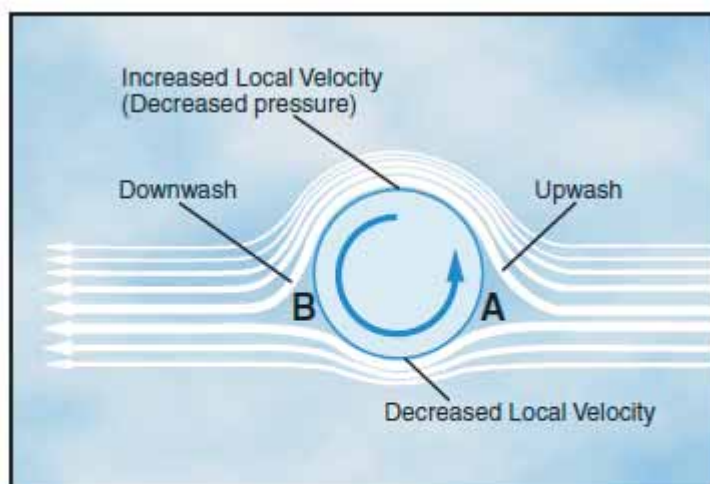


Figure 2-2. Magnus Effect is a lifting force produced when a rotating cylinder produces a pressure differential. This is the same effect that makes a baseball curve or a golf ball slice.

表面局部速度的差別說明壓力的不同，頂部壓力比底部低。低壓區產生向上的力稱爲“馬格努斯效應”。這種機械降低的迴圈演示了旋轉和升力之間的關係。

正迎角的機翼產生的氣流使得機翼尾部的停滯點稱爲尾部邊緣的尾巴，而前面的停滯點前到機翼邊緣的下方。

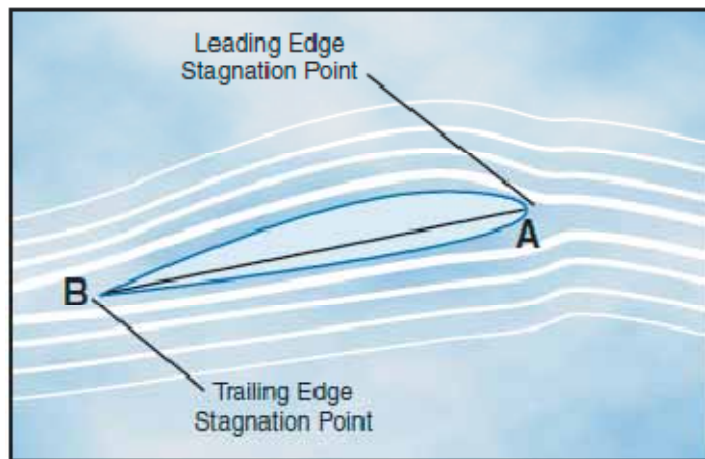


Figure 2-3. Air circulation around an airfoil occurs when the front stagnation point is below the leading edge and the aft stagnation point is beyond the trailing edge.

壓力的伯努利原理

牛頓發表其定律的半個世紀之後，一個瑞士數學家伯努利先生解釋了運動流體(液體或者氣體)的壓力是如何隨其運動速度而變化的。特別的，它說道運動或者流動的速度增加會導致流體壓力的降低。這就是空氣通過飛機機翼上曲面所發生的。

可以使用普通管子裡的水流來作個模擬。在恒定直徑的管子中流動的水對管壁施加一致的壓力；但是如果管子的一段直徑增加或者降低，在那點水的壓力是肯定要變化的。假設管子收縮，那麼就會壓縮這個區域裡的水流。假設在一樣的時間流過收縮部分管子的水量和管子收縮前是一樣的，那麼這個點的水流速度必定增加。

因此，如果管子的一部分收縮，它不僅增加流速，還降低了所在點的壓力。流線型的固體(機翼)在管子中同一點也會得到類似的結果。這個一樣的原理是空速測試和機翼產生升力能力分析的基礎。

伯努利定理的實踐應用是文氏管。文氏管的入口比喉部直徑大，出口部分的直徑也和入口一樣大。在喉部，氣流速度增加，壓力降低；在出口處氣流速度降低，壓力增加。如圖 2-4

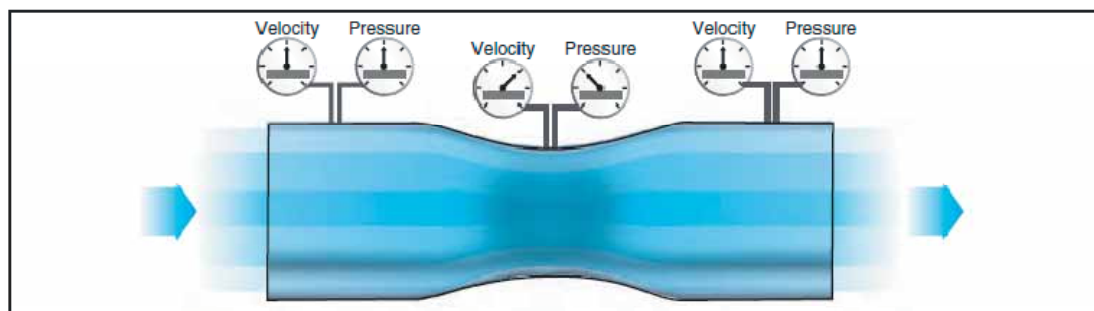


Figure 2-4. Air pressure decreases in a venturi.

機翼設計

在討論牛頓和伯努利的發現的章節裡，我們已經一般性的討論了飛機比空氣重而機翼為什麼能夠維持飛行的問題。或許這個解釋能夠最好的簡化為一個最基本的概念，升力就是機翼上空氣流動的結果，或者用日常語言來說，就是因為機翼在空氣中的運動。

由於機翼利用其在空氣中的運動產生力量，下面將會討論和解釋機翼結構以及前面討論的牛頓和伯努利定律的材料。

機翼是一種利用其表面上運動的空氣來獲得反作用力的結構。當空氣收到不同的壓力和速度時，其運動方式多種多樣。但是這裡討論的是限於飛行中飛行員最關心的那些部分，也就是說機翼是用來產生升力的。看一下典型的機翼剖面圖，如機翼的橫截面，就可以看到幾個明顯的設計特徵。如圖 2-5

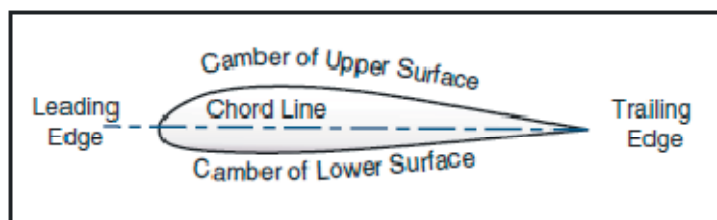


Figure 2-5. Typical airfoil section.

請注意機翼的上表面和下表面的彎曲(這個彎曲稱為拱形)是不同的。上表面的彎曲比下面的彎曲更加明顯，下表面在大多數具體機翼上是有點平的。在圖 2-5 中，注意機翼剖面的兩個極端位置的外觀也不一樣，飛行中朝前的一端叫 前緣，是圓形的，而另一端叫尾緣，相當的尖，呈錐形。

在討論機翼的時候經常使用一條稱為弦線的輔助線，一條劃過剖面圖中兩個端點前緣和後緣的直線。弦線到機翼上下表面的距離表示上下表面任意點的拱形程度。另一條輔助線是從前緣劃到後緣的，叫“平均彎度線”。意思是這條線到上下表面輪廓是等距離的。

機翼的構造通過成形來利用空氣的對應於特定物理定律的作用使得提供大於它的重量的作用力。它從空氣獲得兩種作用力：一種是從機翼下方空氣產生的正壓升力，另外就是從機翼上方產生的反向壓力。

當機翼和其運動方向成一個小角度傾斜是，氣流衝擊相對較平的機翼下表面，空氣被迫向下推動，所以導致了一個向上作用的升力，而同時衝擊機翼前緣上曲面部分的氣流斜向上運動。

也就是說，機翼導致作用於空氣的力，迫使空氣向下，同時也就提供了來自空氣的相等的反作用力，迫使機翼向上。如果構造機翼的形狀能夠導致升力大於飛機的重量，飛機就可以飛起來。

然而，如果所有需要的力僅僅來自於機翼下表面導致的空氣偏流，那麼飛機就只需要一個類似風箏的平的機翼。當然，情況根本不是這樣；在特定條件下被擾亂的機翼尾部氣流會足夠導致飛機失去速度和升力。支撐飛機所需力的平衡來自機翼上方的氣流。這裡它是飛行的關鍵。大部分升力來自機翼上部氣流的下洗流(因機翼所產生的下降氣流)的結果，**這個事實必須透徹的理解才能繼續深入的研究飛行**。然而，給機翼上表面產生的力和下表面產生的力指定一個具體的百分比是既不正確也達不到實際目的。這些(來自上下表面的力以及它們的比例)都不是恒定值，它們的變化不僅取決於飛行條件還和不同的機翼設計有關。

應該明白不同的機翼有不同的飛行特性。在風洞和實際飛行中測試了成千上萬種機翼，但是沒有發現一種機翼能夠滿足每一項飛行要求。重量，速度和每種飛機的用途決定了機翼的外形。很多年前人們就認識到產生最大升力的最有效率的機翼是一種有凹陷的下表面的勺狀機翼。後來還認識到作為一種固定的設計，這種類型的機翼在產生升力的時候犧牲了太多的速度，因此不適合於高速飛行。然而，有一個需要說明的有趣事情，通過工程上巨大的進步，今天的高速噴氣機又開始利用勺狀機翼的高升力特性這個優勢。前緣(Kreuger)襟翼和後緣(福勒)襟翼從基本機翼結構向外延伸時，直接的把機翼的外形變化為經典的勺狀形態，這樣就能夠在慢速飛行條件下產生大的多的升力。

另一方面，特別流線型的機翼有時候風阻力很小，沒有足夠的升力讓飛機離地。這樣，現代飛機機翼在設計上採取極端之間的中庸，外形根據飛機的設計需要而變化。圖 2-6 顯示了部分更加普通的機翼剖面。

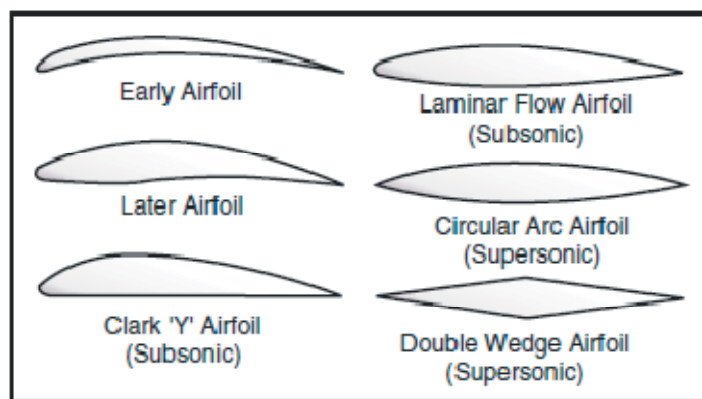


Figure 2-6. Airfoil designs.

低壓在上

在一個風洞或者飛行中，機翼僅僅是插入到空氣流中的流線型物體。如果機翼剖面是淚珠型外形，流過機翼上下表面兩邊的空氣速度和壓力的變化是一樣的。但是如果淚珠狀機翼沿縱向切去一般，就可以產生構成基本機翼剖面的外形。如果機翼有傾角，氣流就以一個角度(迎角，也叫迎角)衝擊它，由於上表面的彎曲引起運動距離的增加，導致機翼上表面移動的空氣分子就被迫比沿下表面移動的分子更快。速度的增加降低了機翼上部的壓力。

伯努利壓力原理本身沒有解釋機翼上表面的壓力分佈情況。後面將介紹流經靠近機翼曲面的不同路徑上空氣衝力的影響。圖 2-7

衝力是一種使物體運動方向或大小改變的阻力。當一個物體受力在環形路徑上運動時，它產生一個背向曲線路徑中心的阻力。這是“離心力”。當空氣粒子在曲線路徑 AB 上運動時，離心力趨向於把粒子向 AB 之間箭頭的方向上拋，這樣就導致空氣在對機翼前緣施加正常壓力之外還有別的力。但是當空氣粒子通過 B 點(路徑彎曲的反轉點)之後，離心力趨向於把它們往 BC 之間的箭頭方向上拋(導致機翼上壓力降低)。這個效應一直維持到空氣粒子到達 C 點，C 點是第二個氣流彎曲反轉點。離心力再一次反轉，空氣粒子會趨向於給機翼尾部邊緣在正常壓力之外稍微多加一點力，如圖中 CD 之間短箭頭所示。

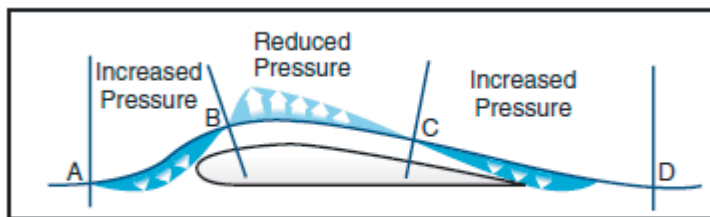


Figure 2-7. Momentum influences airflow over an airfoil.

所以，機翼上表面的空氣壓力是分散式的，前緣所受的壓力比周圍的大氣壓力大的多，導致了前進運動的強大阻力；但是在上表面的很大一部分(B 點到 C 點)空氣壓力小於周圍的大氣壓力。

就像應用伯努利原理的文氏管中所看到的，機翼上表面空氣的加速引起壓力的下降。這個較低的壓力是總升力的一部分。然而，機翼上下表面壓力差是總升力的唯一來源的設想是錯誤的。

還必須記住和較低壓力有關的是下洗力—機翼頂部表面向下向後的氣流。就像在前面對空氣動態作用相關的討論中看到的那樣，氣流衝擊機翼的下表面，向下向後的氣流的反作用力是向前向上的。機翼上表面和下表面適用一樣的反作用力，牛頓第三定律再次得到體現。

高壓在下

在討論和升力相關的牛頓定律章節裡，已經討論了機翼下方的壓力條件特定大小的壓力是如何生成的。機翼下方的正壓力在迎角較大時也相應增加。但是氣流的另一方面也必須考慮。在靠近前緣的點，實際上氣流是停滯的(停滯點)，然後逐漸的增加速度。在靠近尾緣的某些點，速度又變到和機翼上表面的速度相同。遵循伯努利原理，機翼下方的氣流速度較慢，產生了一個支撐機翼的正壓力，當流體速度下降時，壓力必定增加。基本上，由於機翼上下表面的壓力差的增加，因此機翼上增加的總升力會導致下表面壓力沒有增加。無論何時機翼產生的升力中伯努利原理和牛頓定律都生效。

液體流動或者氣體流動是飛機飛行的基礎，也是飛機速度的產物。由於飛機的速度影響飛機的升力和阻力，所以對飛行員非常重要。飛行員在最小滑翔角，最大續航力和很多其它飛行機動中使用空速飛行。空速是飛機相對於所飛過的空氣的速度。

壓力分佈

從風洞模型和實際大小的飛機上所作的試驗上，已經確知在不同迎角的機翼表面氣流中，表面的不同區域壓力有負的（比空氣壓力小）也有正的（比空氣壓力大）。上表面的負壓產生的力比下表面空氣衝擊機翼產生的正壓得到的力更大。圖 2—8 顯示了三個不同迎角時沿機翼的壓力分佈。通常，較大迎角時壓力中心前移，小迎角時壓力中心後移。在機翼結構的設計中，壓力中心的移動是非常重要的，是因為其影響大迎角和小迎角時作用於機翼結構上的空氣動力負荷的位置。飛機的航空動力學平衡和可控制性是由壓力中心的改變來控制的。

壓力中心是通過計算和機翼迎角在正常的極值範圍內變化的風洞測試得到的。當迎角變化時，壓力分佈特性也就不同。

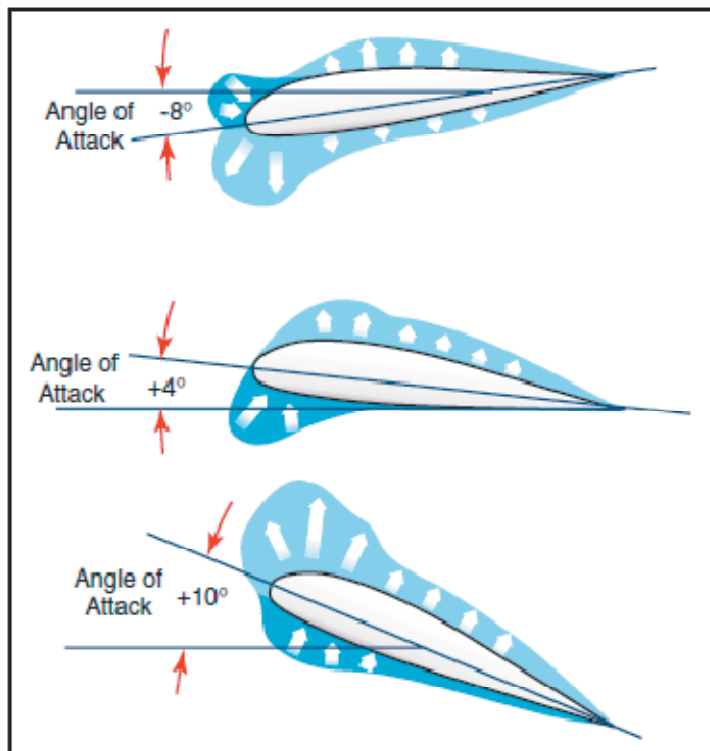


Figure 2-8. Pressure distribution on an airfoil.

圖 2—8 所示，在每個迎角時正負壓力加總得到合力。總合力用圖 2—9 中的合力向量來表示。

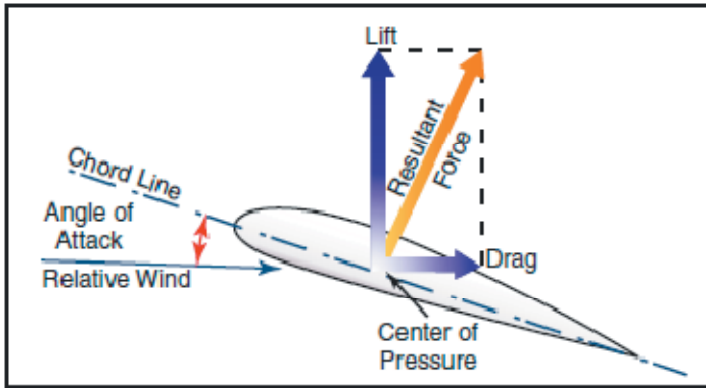


Figure 2-9. Force vectors on an airfoil.

這個力向量應用的點在術語上稱為“壓力中心 CP”。對於任意給定的迎角，壓力中心在合力向量和弦線的焦點位置。這個點用機翼弦的百分比來表示。對於一個 60 英寸弦的 30% 位置的壓力中心點即機翼後緣的 18 英寸位置。設計者這樣設計機翼的時候，壓力中心就在飛機的重心，飛機總會平衡。然而，壓力中心的位置隨機翼迎角的變化而改變，這樣困難就出現了。如圖 2-10

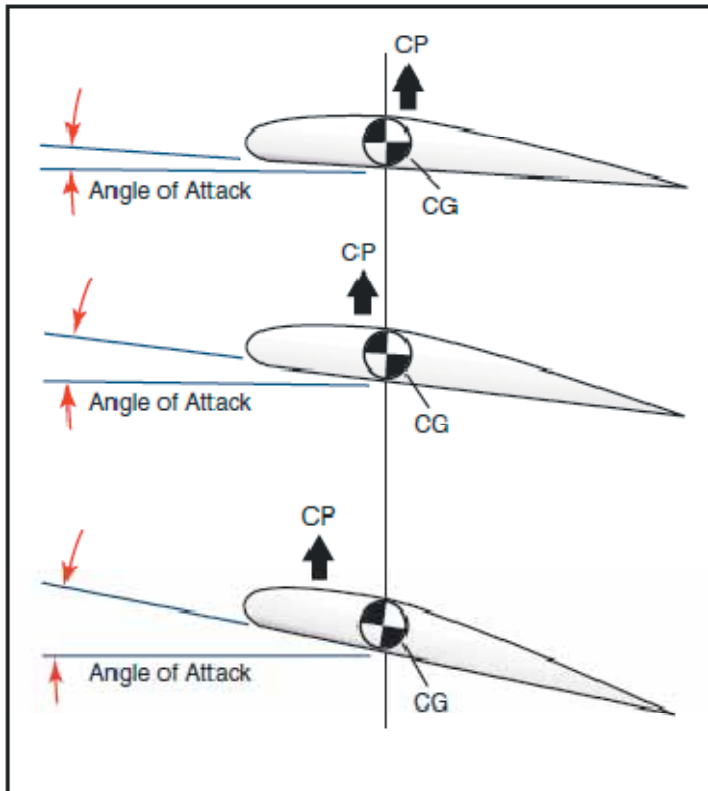


Figure 2-10. CP changes with an angle of attack.

在飛機的正常飛行姿態範圍內，如果迎角增加，壓力中心就向前移動；反之則後移。因為重心固定在一點，很明顯，迎角增加時，升力中心朝重心的前面移動，產生一個抬升機頭的力，或者增加多一點迎角。另一方面，如果迎角減小，升力中心後移，趨向於迎角減小很多。這樣就可以看到，正常的機翼是內在不穩定的，這樣就必須增加一個額外的輔助設備如水準尾翼來維持飛機縱向平衡。

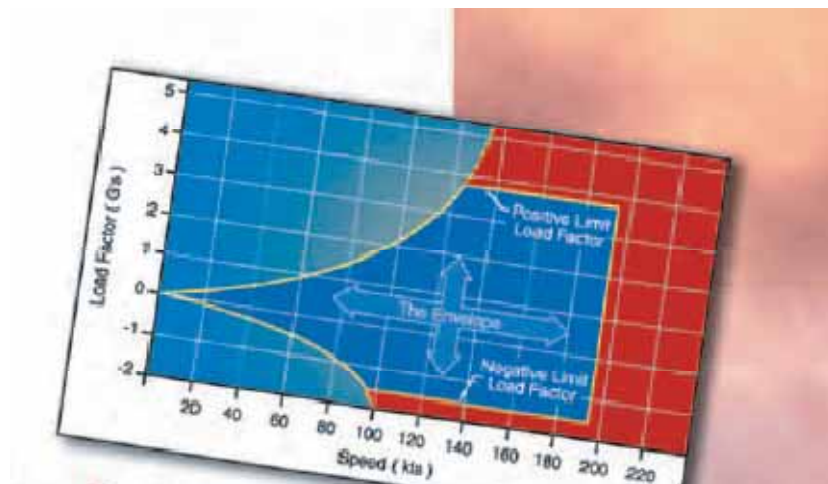
所以飛行中的飛機平衡取決於重心和機翼壓力中心的相對位置。經驗已經表明重心在機翼弦

線的 20%附近的飛機可以獲得平衡和滿意的飛行。

錐形的機翼表明了翼展範圍內翼弦的多樣性。指定某弦線其平衡點可以被表示開始變得有必要。這個弦即知名的平均空氣動力弦(MAC),通常定義為假設的非錐形機翼的弦，它和被討論的機翼有相同的壓力中心特性。

飛機的載荷和重量分佈也影響重心的位置而產生額外的力，進而影響飛機的平衡。

第三章－飛行空氣動力學



作用於飛機的力

至少在某些方面，飛行中飛行員做的多好取決於計畫和對動力使用的協調以及為改變推力，阻力，升力和重力的飛行控制能力。飛行員必須控制的是這些力之間的平衡。對這些力和控制它們的方法的理解越好，飛行員執行時的技能就更好。

下面定義和平直飛行(未加速的飛行)相關的力。

推力是由發動機或者螺旋槳產生的向前力量。它和阻力相反。作為一個通用規則，縱軸上的力是成對作用的。然而在後面的解釋中也不總是這樣的情況。

阻力是向後的阻力，由機翼和機身以及其它突出的部分對氣流的破壞而產生。阻力和推力相反，和氣流相對機身的方向並行。

重力由機身自己的負荷，乘客，燃油，以及貨物或者行禮組成。由於地球引力導致重量向下壓飛機。和升力相反，它垂直向下地作用於飛機的重心位置。

升力和向下的重力相反，它由作用於機翼的氣流動力學效果產生。它垂直向上的作用於機翼的升力中心。

在穩定的飛行中，這些相反作用的力的總和等於零。在穩定直飛中沒有不平衡的力(牛頓第三定律)。無論水準飛行還是爬升或者下降這都是對的。也不等於說四個力總是相等的。這僅僅是說成對的反作用力大小相等，因此各自抵消對方的效果。這點經常被忽視，而導致四個力之間的關係經常被錯誤的解釋或闡明。例如，考慮下一頁的圖 3-1。在上一幅圖中的推力，阻力，升力和重力四個力向量大小相等。象下一幅圖顯示的通常解釋說明(不保證推力和阻力就不等於重力和升力)推力等於阻力，升力等於重力。必須理解這個基本正確的表述，否則可能誤解。一定要明白在直線的，水準的，非加速飛行狀態中，相反作用的升力和重力是相等的，但是它們也大於相反作用的推力和阻力。簡而言之，非加速的飛行狀態下是推力和阻力大小相等，而不是說推力和阻力的大小和升力重力相等，基本上重力比推力更大。必須強調的是，這是在穩定飛行中的力平衡關係。總結如下：

- 向上力的總和等於向下力的總和
- 向前力的總和等於向後力的總和

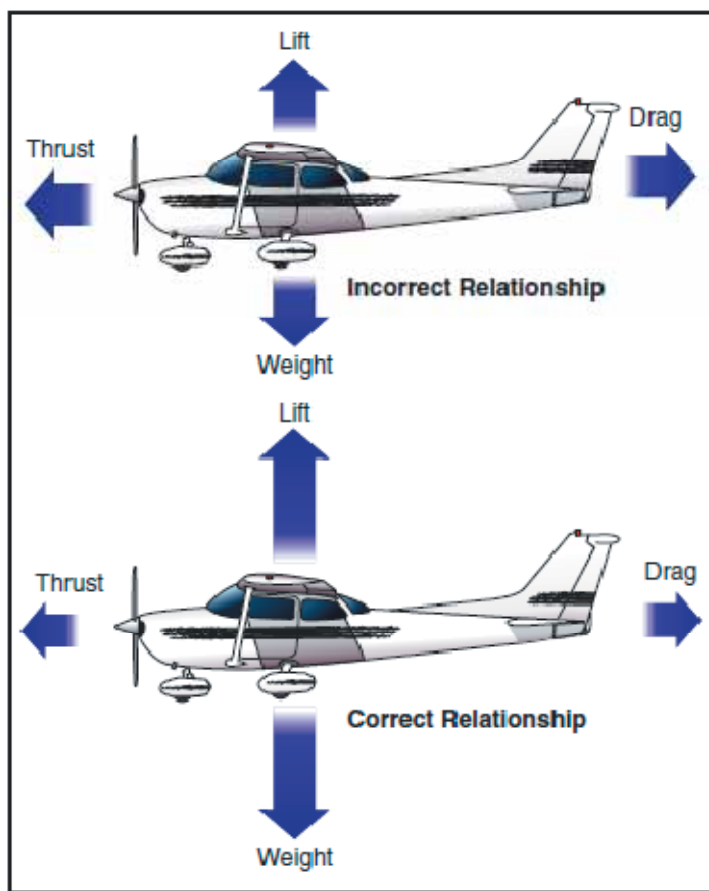


Figure 3-1. Relationship of forces acting on an airplane.

對舊的“推力等於阻力，升力等於重力”公式的提煉考慮了這樣的事實，在爬升中，推力的一部分方向向上，表現為升力，重力的一部分方向向後，表現為阻力。在滑翔中，重力向量的一部分方向向前，因此表現為推力。換句話說，在飛機航跡不水準的任何時刻，升力，重力，推力和阻力每一個都會分解為兩個分力。如圖 3-2

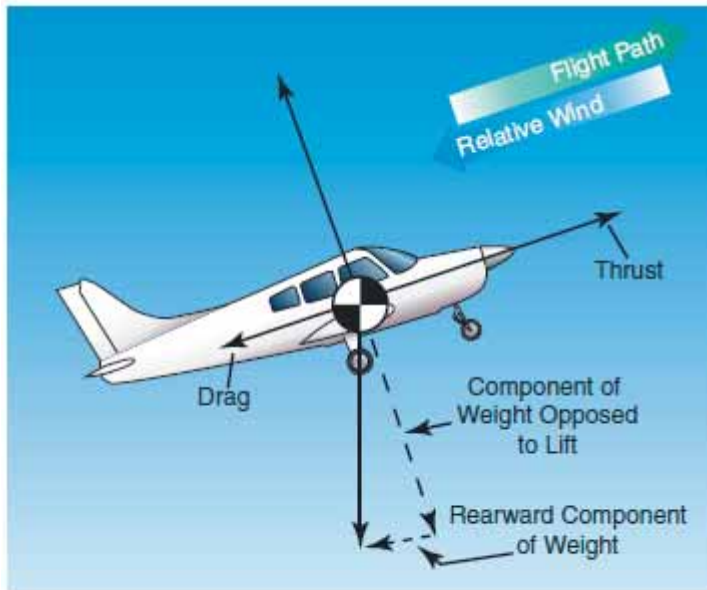


Figure 3-2. Force vectors during a stabilized climb.

對前面概念的討論在航空學課本或者手冊中經常被忽略。原因不是因為它們不重要，而是因為由於忽略這個討論，談到作用於飛行中飛機的航空動力學作用力的主要思想就可以用最基本的要素來表達，而不用考慮航空動力學者的專業性。就事實而言，僅僅考慮水準飛行和穩定狀態中的正常爬升和下降，機翼升力確實是重要的向上的力而重力是重要的向下的力的表述仍然是正確的。

經常的，在解釋作用於飛機的力時遇到的大量困難在很大程度上是語言和其含義的問題。例如，飛行員長期認為在飛機爬上是因為升力大於重力。如果它僅僅根據機翼升力考慮的話這是不對的。然而，如果考慮所有向上力的合力導致升力大於重力，那麼這就是對的。但是當提到“升力推力和重力阻力”時，為這些力確立的前面的定義就不再有效，使問題變的複雜。語言表述的如此不嚴密為大量的爭論提供了藉口，這些爭論集中於基本原理的精練。

儘管已經定義了作用於飛機上的力，飛行員如何使用它們來進行受控的飛行就需要對它們進行深入詳細的討論。

推力

飛機開始移動前，必須施加推力。飛機持續移動，速度增加，直到推力和阻力相等。為了維持恒定的空速，就像升力和重力必須保持相等以維持穩定的飛行高度一樣，推力和阻力必須保持相等。假設在平直飛行中，發動機功率降低，推力就會下降，飛機速度就減慢。只要推力小於阻力，飛機就會一直減速，知道它的空速不足以支持飛行。

同樣的，如果發動機的動力增加，推力比阻力大，空速就增加。只要推力一直比阻力大，飛機就一直加速。當阻力等於推力時，飛機飛行在恒定的空速。

平直飛行可以維持的速度可以很慢也可以很快。如果飛機要保持水準飛行，飛行員必須在所有飛行狀態協調迎角和推力。概略的，這些飛行狀態可以按類分為三組，低速飛行，巡航飛行和高速飛行。

在低空速時，要維持升力和重力的平衡，迎角必須相對較高以增加升力。如圖 3-3，

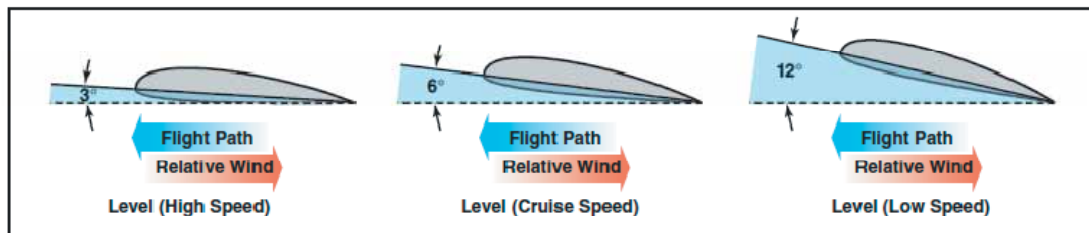


Figure 3-3. Angle of attack at various speeds.

如果推力降低空速增加，升力變得小於重力，飛機就會開始下降。要維持水準飛行，飛行員可以增加一定量的迎角，它會再次讓升力等於飛機的重力，而飛機會飛的更慢點，如果飛行員適當的協調了推力和迎角也可以保持水準飛行。

低速狀態的平直飛行提供了需要關注的和力平衡有關的條件，因為飛機處於高機頭的姿態，有一個垂直的推力分量幫助支援飛機。首先，可以預期機翼載荷趨於減少。大多數飛行員知道相比發動機停止時飛機在有動力時速度較低會失速，螺旋槳引起的氣流通過機翼時也會惡化這種情況。然而，如果分析僅僅限於通常定義的這四個力，你可以說，平直低速飛行時推力等於阻力，升力等於重力。

在平直飛行中，推力增加時，空速增加，必須要降低迎角。如果協調好了變化，飛機仍然保持平直飛行，但是推力和迎角之間建立了合適的關係後飛行速度會變高。

如果推力增加時迎角沒有降低，飛機會爬升。但是降低迎角可以修正升力，保持它等於重力，如果做的恰好，飛機仍然保持平飛。輕微的負迎角甚至可以出現在非常高速度的平直飛行中。那麼就很明顯，可以以失速迎角和高速時的相對較小負迎角之間的任意迎角進行平飛。

阻力

飛行中的阻力有兩個基本類型：寄生阻力和誘導阻力。第一個稱為寄生的是因為它永遠對飛行的幫助是無用的，第二個是由機翼產生升力的結果所導致的。寄生阻力有兩個基本元素：形阻力，來自機身對氣流的破壞，另外就是外殼的摩擦阻力。

對於寄生阻力的兩個因素，在設計飛機時容易降低形阻力。一般的，一個物體越是流線型的就越容易降低寄生阻力的形阻力。

外殼摩擦力是最難降低的寄生阻力類型。沒有完全光滑的表面。甚至是機械加工的表面，通過放大來檢測的話，仍然可以看到粗糙的不平坦的外觀。這種粗糙的表面會使表面的空氣流線型彎曲，對平滑氣流產生阻力。通過使用光滑的磨平的表面，和去掉突出的鉚釘頭，粗糙和其它的不規則物來最小化外殼摩擦力。

設計飛機時必須要增加另一個對寄生阻力的考慮。這個阻力複合了形阻力效應和外殼摩擦，稱為所謂的干涉阻力。如果兩個物體靠近放置，產生的合成紊亂會比單個測試時大 50%到 200%。

形阻力，外殼摩擦力和干涉阻力這三個阻力都要被計算以確定一個飛機的寄生阻力。

寄生阻力中一個物體的外形是一個很大的因素。然而，說道寄生阻力時指示空速也是一個同樣重要的因素。一個物體的外形阻力保持在一個相對氣流固定的位置，大約以速度的平方成正比增加；這樣，空速增加為原來的兩倍，那麼阻力就會變成原來的四倍，空速增加為三倍的話阻力也就增加為九倍。但是，這個關係只在相當的低音速時維持很好。在某些更高速度，外形阻力的增加會隨速度而變的突然很快。

第二個基本的阻力類型是誘導阻力。以機械運動方式工作的系統沒有一個可以達到 100% 的效率，這是一個確定的物理事實。這就意味著無論什麼特性的系統，總是以系統中消耗某些額外的功來獲得需要的功。系統越高效，損失就越小。

在平飛過程中，機翼的空氣動力學特性產生要求的升力，但是這只能通過某種代價才能獲得。這種代價的名字就叫誘導阻力。誘導阻力是內在的，在機翼產生升力的任何時刻，而事實上，這種阻力是升力的產物中不可分離的。繼而，只要有升力就會有這種力。

機翼通過利用三種氣流的能量產生升力。無論什麼時候機翼產生升力，機翼下表面的壓力總是大於機翼上表面的壓力。結果，機翼下方的高壓區空氣有向機翼上方的低壓去流動的趨勢。在機翼的翼尖附近，這些壓力有區域相等的趨勢，產生一個從下表面到機翼上表面的向外的側面氣流。這個側向氣流給予翼尖的空氣和機翼後面的尾流一個旋轉速度。因此，翼尖的氣流會變成隨著機翼運動的兩個渦流軌跡。

從尾部看飛機時，右邊翼尖的渦流逆時針旋轉，而左邊翼尖的渦流順時針旋轉。如圖 3—4

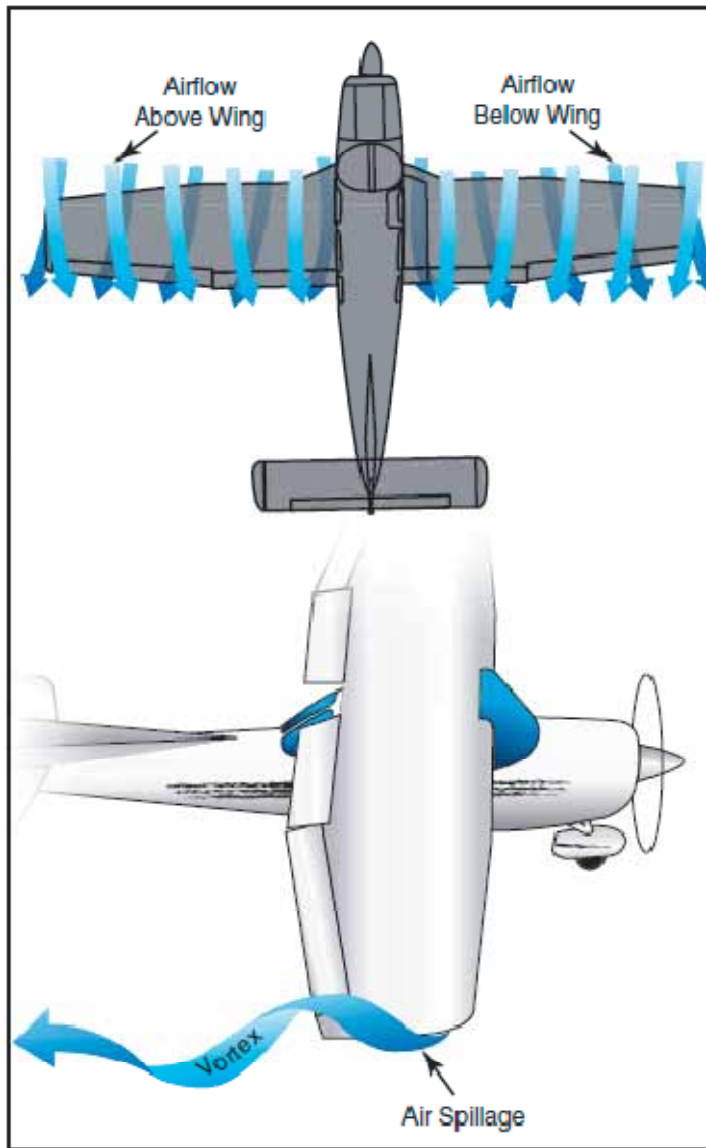


Figure 3-4. Wingtip vortices.

記住這些渦流的旋轉方向，可以看到它們在翼尖之外引入一個向上的氣流，在機翼尾緣之後產生一個向下的氣流。這個誘導的下洗氣流和產生升力所需的下洗氣流沒有關係。實際上是誘導阻力的來源。渦流和後面的機翼上淨氣流分量越大越強，誘導阻力效應也就越強。這個機翼頂部的下洗流在翼尖處有相同的使向後的升力向量彎曲的效果，因此升力和相對氣流的蒸餾稍微向後，產生一個後向升力分量。這就是誘導阻力。

要記住爲了在機翼上表面產生較大的負壓力，機翼可以傾斜獲得更大的迎角；如果不對稱機翼的迎角爲零，也就沒有壓力差，繼而沒有下洗分量，因此也就沒有誘導阻力。無論如何，只要迎角增加，誘導阻力相應的增加。

換一種說法就是，較低的空速時就要求更大的迎角來產生等於飛機重量的升力，因而誘導阻力也就更大。總誘導阻力和空速的平方成反比變化關係。

從前面的討論知道寄生阻力隨空速的平方增加，誘導阻力隨空速的平方反比變化。當空速降低到接近失速速度時，總阻力變的更大，主要由於誘導阻力的快速升高。類似的，當空速達

到飛機的終速時，因為寄生阻力的飛速增加使得總阻力再次快速增加。從圖 3-5 可以看到，在某些空速上，總阻力處於最大值。在計算最大續航力和航程時這是非常重要的；阻力最小時，克服阻力所需要的動力也是最小的。

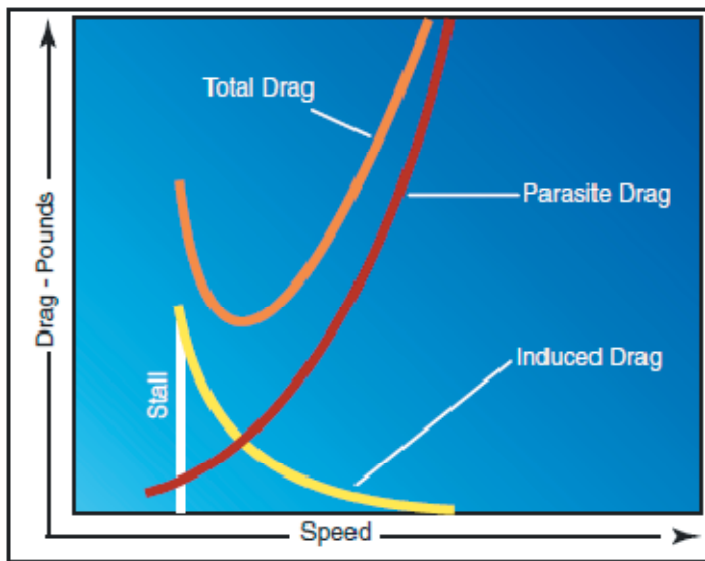


Figure 3-5. Drag versus speed.

為理解飛行中飛機的升力和阻力的影響，需要結合考慮兩者以及升阻比 L/D (升力/阻力)。對於穩定的非加速狀態的飛機，用不同空速時升力和阻力的資料，可以計算每一具體迎角時的升力係數 C_L 和阻力係數 C_D 。升阻比對迎角的結果圖顯示升阻比增加到一最大值，在較高的升力係數和迎角階段開始下降，如圖 3-6。注意最大升阻比 (L/D Max) 出現在一個特定的迎角和升力係數處。如果飛機在最大升阻比處穩定飛行，總阻力為最小。任何比最大升阻比 (L/D Max) 處更大或者更小的迎角，升阻比降低繼而在給定飛機升力時總阻力增加。

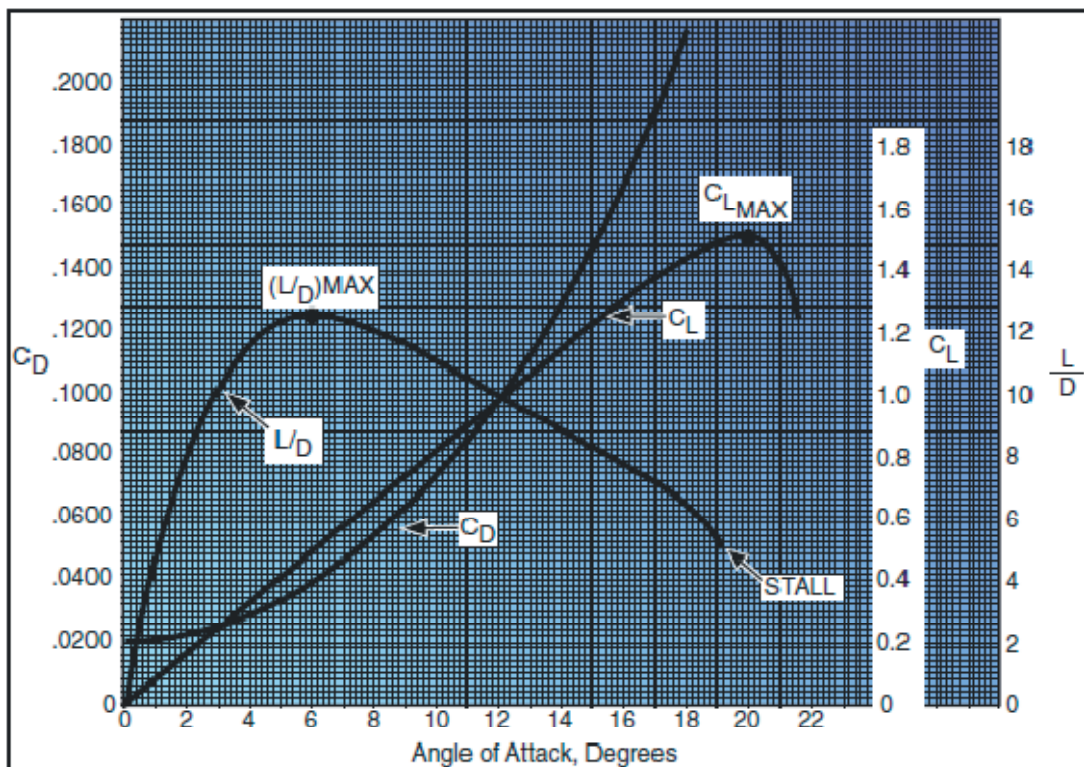


Figure 3-6. Lift coefficients at various angles of attack.

重心(CG)的位置在每一具體飛機的總體設計階段確定。設計者要確定壓力中心(CP)會移動多大距離。它們然後把重心朝相應的飛行速度下的壓力中心前面固定，這是為了提供足夠的恢復運動以保持飛行平衡。

一架飛機的配置也對升阻比有很大的影響。高性能滑翔機會有極高的升阻比，超音速飛機在亞音速飛行時好像升阻比低，那可是超音速飛行(高馬赫數時高升阻比)需要的飛機配置導致這樣的情況。

重力

重力是趨向把所有物體朝地球中心拽的拉力。重心可以看成是飛機的所有重量都集中於所在的一點。如果飛機的重心恰好得到支持，飛機就會平衡在任何姿態。也會注意到重心占飛機的主導重要性，因為它的位置對穩定性有極大的影響。重心的位置通過每個飛機的總體設計來確定。設計者要確定壓力中心(CP)會移動多大距離。它們然後把重心朝相應的飛行速度下的壓力中心前面固定，這是為了提供足夠的恢復運動以保持飛行平衡。

重力和升力有明確的關係，推力對應於拉力。這個關係簡單，但是對於理解飛行動力學很重要。升力是作用於機翼上的向上的力，和相對風方向垂直。需要的升力是用來克服飛機的重力(由作用於飛機物質的地球引力導致)。這個重力通過飛機的重心向下作用。在穩定的平飛中，此時升力大小等於重力，飛機處於平衡狀態，高度不增加也減少。如果升力變得小於重力，飛機將會降低高度。當升力大於重力時，飛機飛行高度增加。

升力

飛行員可以控制升力。隨時控制輪子向前或者向後一點，迎角就會改變。當迎角增加時，升力增加(假設其它因素不變)。當飛機到達最大迎角時，升力開始快速變小。這就是失速迎角，或者叫紊流點。

在繼續深入討論升力和如何控制它之前，必須先說一下速度。機翼的外形不會有效，除非它持續不斷的衝擊新的空氣。飛機若要保持飛行，它必須持續移動。升力和飛機速度成相應的比例。例如，如果迎角和其它因素不變的話，以 200 節速度飛行的飛機所得的升力是它在 100 節速度飛行時升力的四倍。

實際上，如果迎角增加，飛機就不能保持繼續保持同一迎角而高度不變的平飛；升力會增加，結果升力增加使飛機爬升。因此，為了維持升力和重力的平衡，和為了保持飛機平直的平衡飛行狀態，只要速度增加，升力必須減小。這通常是通過減小迎角來實現的，如降低機頭。相反的，當飛機速度減慢時，降低的速度要求增加迎角來維持足夠的升力以保持飛行。當然，如果要避免失速的話，迎角可以增加的範圍是有限制的。

所以，如果所有其它因素不變的話，可以得出一個結論，對於每一個迎角，有一個要求的對應指示空速來維持穩定的高度—非加速飛行。記住，這只適用於維持水準飛行。由於機翼在一個相同的迎角上總會失速，如果增加重量，升力必須也要增加，如果迎角保持恒定且恰好在臨界迎角，這樣做的唯一方法是增加速度。

升力和阻力也隨空氣密度直接變化。好幾個因素會影響密度，如壓力，溫度和濕度。記住，在 18000 英尺高度，空氣密度是海平面上密度的一半。因此，爲了在較高的高度維持升力，對於任何迎角都必須以更高的真實空速來飛行。

此外，暖空氣密度比冷空氣密度低，潮濕空氣密度小於乾燥空氣的密度。這樣，在熱的潮濕天氣，對於任何給定迎角都必須以比乾冷天氣下更大的真實空速飛行。

如果密度因素降低，總升力必須等於總重量才能維持飛行，它遵循其它因素之一必須增加。通常那些增加的因素是空速或者迎角，因爲這些因素可以由飛行員直接控制。

也要指出，升力隨機翼的面積直接變化，機翼的平面圖沒有改變。如果機翼有相同的比例和機翼剖面，迎角相同時，200 平方英尺平面面積的機翼升力是 100 平方英尺面積機翼的兩倍。

如你所見，從飛行員角度的兩個主要因素是升力和速度，因爲這兩個因素的控制是最容易的和準確的。當然，飛行員可以通過調整來控制密度，如果機翼恰好有可以擴大機翼面積的襟翼，那麼也可以控制機翼面積。但是，對大多數情況，飛行員控制升力和速度來操縱飛機。例如，在平直飛行狀態，以恒定高度巡航時，調整升力以匹配飛機速度或者巡航速度來保持高度，而當升力等於重力時就可以維持平衡狀態。在著陸進近中，當飛行員希望以實用的慢速著陸時，增加升力到接近最大以維持升力等於飛機的重量是有必要的。

翼尖渦流

對機翼的作用力提供升力的同時也產生了誘導阻力。當機翼以正迎角飛行時，機翼的上下表面有壓力差是確定的，上表面的壓力比大氣壓力低，下表面壓力等於或者大於大氣壓力。由於空氣總是從高壓區域向低壓區域流動，阻力最小的路徑是朝飛機的翼尖，從機翼下方來的空氣順機身翼展方向向外繞翼尖運動。這個氣流導致在翼尖溢出，所以產生了稱爲渦流的漩渦。同時，機翼上表面的空氣趨於流向機身和機翼的尾緣。這個氣流在機翼尾緣的內側形成一個類似的渦流，但是由於機身阻止了向內的流動，這個渦流不是很重要。從而，翼尖的氣流方向偏差是最大的，在未受限制的側面氣流是最強的。氣流在翼尖處向上彎曲，它和機翼的下洗氣流結合形成了更快的旋轉的尾部渦流。這些漩渦增加了阻力，因爲能量消耗在產生紊流上。接著可以看到無論何時機翼產生升力，誘導阻力就會產生，翼尖渦流隨之出現。

就像升力隨迎角增加而增加，誘導也隨之增加。這是因爲迎角增加後，機翼上下表面的壓力差更大，空氣的側向流動也就更強；進而，這導致了更強烈的渦流的形成，結果紊流更多，誘導阻力也更多。

翼尖渦流的強度或者力度直接的和飛機的重量成正比，和翼展及飛機速度成反比。較重和慢速的飛機，迎角越大，翼尖渦流越強。因此，飛機在飛行的起飛爬升和著陸階段會產生最大強度的翼尖渦流。

地面效應

飛機在暢通的地面以稍微低於高空平飛要求的空速來飛行是可能的。這樣的結果源於一種現象，甚至對一些有經驗的飛行員來說，知道這個比理解它更重要。

當飛行的飛機離地面幾英尺時，飛機周圍的三個方向的氣流模式開始發生改變，因為機翼周圍氣流的垂直分量受地面限制。這就改變了機翼的升流和翼尖渦流，如圖 3-7。這些由於地面而導致的基本影響稱為“地面效應”。地面效應時由於飛機飛行時氣流模式受地面(或者水面)的幹擾導致的。

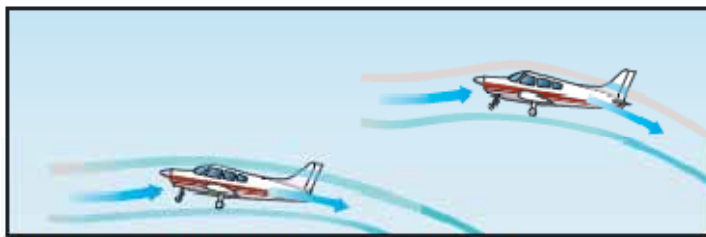


Figure 3-7. Ground effect changes airflow.

當尾部表面和機身的空氣動力學特性因地面效應改變時，由於接近地面受到的主要影響是機翼的空氣動力學特性的變化。當機翼遇到地面效應且維持在恒定的升力係數時，那麼上升流和下洗流和翼尖渦流隨之減少。

誘導阻力是支持飛機的機翼導致的，機翼通過加速空氣向後來獲得飛機的升力。機翼上表面壓力的降低是升力的主要基礎，這樣說是對的，但是這只是推動空氣向後的總效果的其中之一。下洗流越多，機翼推動空氣向下的難度就越大。大迎角時，總的誘導阻力就大，在實際的飛行中就相應於較低的空速，以可以這麼說，低速飛行時誘導阻力是主導地位。

然而，由於地面效應導致的翼尖渦流減少改變了翼展方向的升力分佈，降低了誘導迎角和誘導阻力。所以，在地面效應中機翼只要較小的迎角就能產生相同的升力係數，或者如果維持迎角不變，將導致升力係數的增加。如圖 3-8

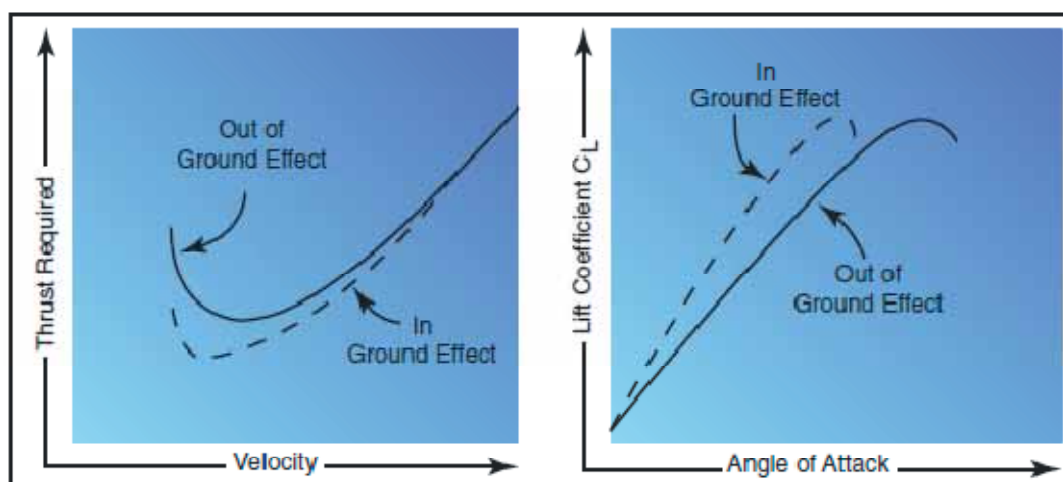


Figure 3-8. Ground effect changes drag and lift.

地面效應也會改變所需推力和速度的關係。由於誘導阻力在低速時占主導，因地面效應使誘

導阻力降低，這樣就導致了最重要的低速時所需推力的降低。

地面效應導致的誘導流降低使得誘導阻力有重大的減少，但是對寄生阻力無直接影響。誘導阻力減少的結果就是使得在低速飛行時所需要的推力也減少了。

由於升流，下洗流和翼尖渦流的改變，可能空速系統有定位(設備)誤差，這和地面效應有關。大多數情況下，地面效應會導致靜態源的局部壓力增加，出現對空速和高度的偏低指示。因此，會要求飛機空降的指示空速低於正常要求的值。

爲了使地面效應有較大的程度，機翼必須相當的接近地面。地面效應的直接結果之一就是誘導阻力在恒定升力係數處隨機翼距地面的高度變化。當機翼的高度等於翼展時，誘導阻力只降低 1.4%。然而，當機翼高度爲四分之一翼展時，誘導阻力降低 23.5%，機翼高度等於翼展十分之一時，誘導阻力降低 47.6%。所以，只有機翼非常靠近地面時，誘導阻力才有很大的降低。因爲這種變化，地面效應在起飛離地和著陸觸地的一瞬間是最明顯的。

在飛行的起飛階段，地面效應引起一些重要的關係。飛機起飛後離開地面效應會遇到和著陸時進入地面效應相反的情況，例如飛機離開地面效應將會：

- 要求增加迎角來維持相同的升力係數
- 誘導阻力增加，所需要的推理也要增加
- 穩定性降低，機頭在瞬間會向上翹
- 產生靜態源壓力的減少，指示空速增加

應當指出在獲得建議著陸速度之前這些總效果可能會對著陸嘗試危險。由於地面效應中阻力降低，飛機好像能在低於建議速度下正常起飛。但是，當飛機以不足的速度飛出地面效應時，更大的誘導阻力可能會導致恰好臨界的初始爬升性能。在，如大的總重量，高密度高度，高溫的極端條件下，起飛時空速的不足可以使飛機飛起來，但是可能不足以飛出地面效應。這時，飛機可能在最初以不足的速度飛行，然後又下降回跑道。不要試圖強制飛機以不足的速度飛起來是非常重要的；爲提供充足的初始爬升性能建議起飛速度是非常必要的。因爲這個原因，在收回起落架或者襟翼之前必須進入確定爬升狀態。

在飛行的著陸階段，也必須要理解和認識近地效應。如果飛機以恒定迎角被帶進到地面效應，飛機升力係數會增加，所需要的推力會減少。因此，會出現“漂浮”效應。由於地面效應中阻力的降低和停車減速，拉平點的任何多餘速度都會導致相當長的“漂浮”距離。當飛機接近觸地點時，低於翼展高度時的地面效應是最容易發生的。在飛機接近地面的最後進近階段，有必要降低動力配置或者降低所需的推力，這樣可以讓飛機在預期滑行軌跡上滑行。

飛機的軸向

飛行中無論什麼時候飛機改變它的飛行姿態和位置，它都繞三個軸向的一個或者多個旋轉，這些軸向是通過飛機重心的想像出來的線。飛機的軸向可以看成飛機可以繞這它轉動的假想軸，非常象車輪旋轉的那個軸。在三個軸的相交點，每一個軸都和其它兩個軸成 90 度角。從飛機頭部到尾部沿機身長度的方向擴展的軸稱爲縱軸。從機翼到機翼的延伸軸稱爲橫軸。垂直通過重心的軸叫垂直軸。圖 3-9

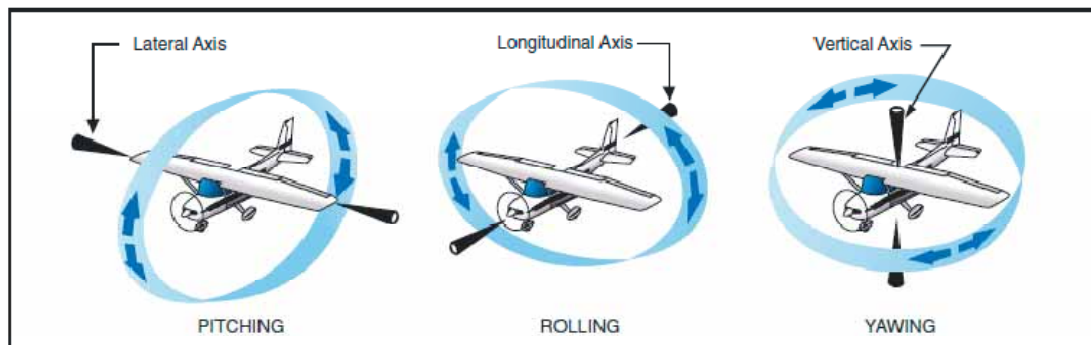


Figure 3-9. Axes of an airplane.

飛機關於其縱軸的運動類似於船從一邊到一邊的搖擺。事實上，描述飛機三個軸向運動的名字最初是航海術語。這三個術語被採納到空氣動力學術語就是因為飛機和航船之間運動的類似性。

根據對航海術語的採用，飛機縱軸固定後的運動稱為“側滾”，橫軸固定時的運動叫“俯仰”；最後，飛機垂直軸固定後的運動叫“偏航”，就是飛機頭水準的左右運動。

飛機的三個運動由三個控制面控制。側滾由副翼控制，俯仰由升降舵控制，偏航由方向舵控制。對這些控制的使用在第四章解釋－飛行控制。

運動和力臂

物理學研究表明如果一個物體可以自由旋轉的話，將總是繞它的重心旋轉。在空氣動力學術語中，對飛機的趨向繞它的重心旋轉的精確測量叫力矩。力矩是所施加的力和作用點距離的乘積。力臂是從參考點到作用力的距離。為計算飛機的重量和平衡，力矩用力臂距離乘以飛機的重量來表示，簡單說是英寸磅(距離乘以重量，公制單位是牛頓米)。

飛機設計者把飛機的重心位置或前或後的定位在盡可能靠近平均動力弦的 20% 位置。如果推力線設計成水準的通過重心，這樣當動力改變時也不會導致飛機俯仰，因此飛行中不管是動力還是停機狀態力臂都不會有差別。儘管設計者對阻力的位置可以有些控制，它們也不總是能夠讓合成阻力通過飛機的重心。不過，它們最能夠控制的其中之一就是尾部的大小和位置。目標是讓力矩(由於阻力，推力和升力產生)盡可能小；用適當的尾部位置作為任何飛行條件下的飛機提供縱向平衡的手段。

飛行時，除了通過改變迎角來控制升力中心外，飛行員沒有對作用於飛機的力的位置作直接控制。然而，迎角的這個改變會立即的影響到其它力的改變。所以，飛行員不可能單獨改變一個力的位置而不改變其它效果。例如，空速的改變伴隨升力的改變，以及阻力的改變，還有尾部向上和向下的力也會改變。當象紊流和陣風這樣的力作用於飛機時讓飛機移動，飛行員通過提供反向的控制力來對抗這樣的力。

某些飛機在載荷變化時引起重心位置的變化。配平設備用來抵消由燃油消耗，載荷或者乘客或貨物的非載荷因素導致的力。升降舵配平片和可調節水準尾翼組成了為飛行員提供載荷配平的最常用設備。

在大飛機的大範圍飛行平衡中，如果不提供配平的手段，那麼飛行員必須施加的用於控制的力將會是過多的且使人容易疲勞。

設計特性

每一個飛過很多類型飛機的飛行員已經注意到操作是有些區別的，那就是對控制壓力的抵抗和相應都有它們自己的方式。訓練型飛機對控制有快速的相應，而運輸型的飛機通常感覺控制繁重而且對控制壓力的回應也更慢。通過考慮特定的穩定性和機動要求，這些特徵可以設計到飛機中使特定用途的飛機容易實現。在接下來的討論中，要總結一下更為重要的飛機穩定性方面；討論穩定性是如何分析的；以及不同飛行條件下它們的關係。簡而言之，穩定性，機動性和可控性的主要區別如下：

- **穩定性**—這是飛機糾正那些可能改變它的平衡條件的內在品質，以及返回或繼續在原始航跡上飛行的能力。這是一個飛機的主要設計特性。
- **機動性**—這是飛機容易機動且承受機動引發的壓力的能力。它受飛機的重量，慣量，大小，飛行控制的位置，結構強度，以及發動機等因素決定。這也是一個飛機的主要設計特性。
- **可控性**—這是飛機對飛行員控制的回應能力，特別考慮的是航跡和姿態。它是飛機對飛行員操作飛機時施加控制的回應特性，和穩定性特性無關。

穩定性的基本概念

飛機飛行的航跡和高度僅受飛機的空氣動力學特性，推進系統和它的結構強度限制。這些限制表明了飛機的最大性能和機動性。如果飛機要提供最大效用，在這些限制的全部範圍內必須是安全可控的，且不超出飛行員的強度和要求額外的飛行能力。如果飛機沿任意航跡筆直穩定的飛行，那麼作用於飛機的力必定是靜態平衡的。任何物體的平衡受到破壞後的反應和穩定性有關。有兩種穩定性：靜態的和動態的。先討論靜態的平衡，這裡的討論將用到下麵的定義：

- 平衡—所有作用於飛機的相反的力都是平衡的。(飛機處於穩定的不加速的飛行狀態)
- 靜態穩定性—當平衡被破壞後飛機顯示出的最初趨勢。
- 正靜態穩定性—飛機平衡被破壞後返回到原來平衡狀態的最初趨勢。圖 3-10
- 負靜態穩定性—飛機平衡被破壞後持續偏離原來平衡狀態的最初趨勢。
- 中性靜態穩定性—飛機平衡被破壞後維持在一個新條件的最初趨勢。

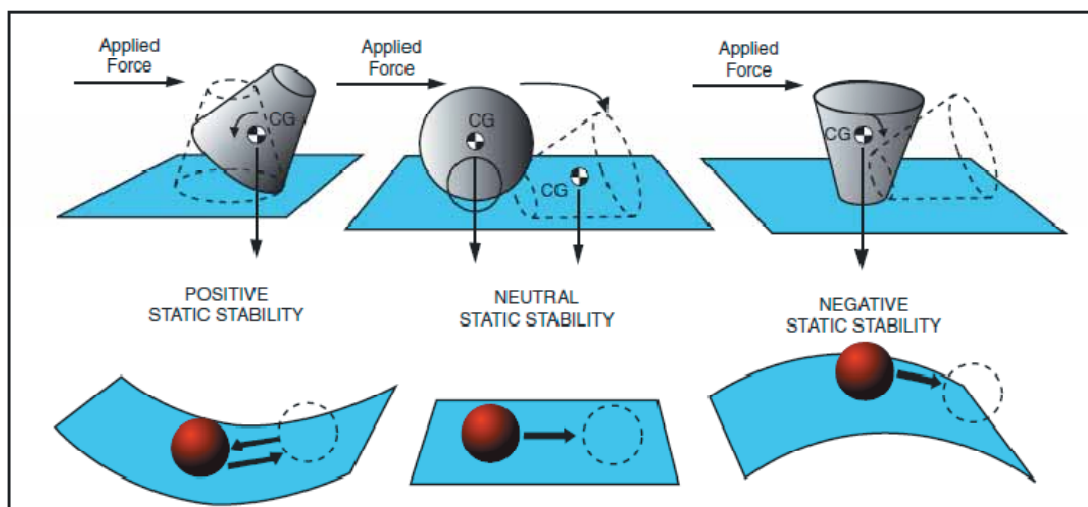


Figure 3-10. Types of stability.

靜態穩定性

飛行中飛機的穩定性比解釋的要稍微複雜的多，因為飛機可以自由的向各個方向運動，且俯仰和側滾以及方向都必須是可控的。設計飛機時，工程師必須在穩定性，機動性和可控性之間折中；因為飛機的三個軸向自由度使得問題變的更加複雜了。太高的穩定性對機動性有害，類似的，不足的穩定性對可控性也有害。在飛機設計中，這兩者(穩定性和機動性)之間的折中是個關鍵。

動態穩定性

靜態穩定性定義為飛機在平衡條件被破壞後顯示出來的初始趨勢。有時候，初始趨勢和總體趨勢不同或者相反，因此必須區別這兩者。動態穩定性是飛機的平衡被打破後顯示出來的總體趨勢。圖 3-11 的曲線顯示了受控的功能隨時間的變化。可以看出時間單位非常重要。如果一個週期或者一個起伏的時間單位超過 10 秒，這叫長週期振動(起伏運動)，且容易被控制。在縱向長週期振動中，當空速增加或者降低時，迎角保持不變。對於某一角度，期望振動會收斂，但是不是必須的。起伏運動只能在靜態穩定的飛機上測定，這對飛機的配平品質有很大的影響。如果一個週期或者一個起伏的時間單位小於一秒或者兩秒，這稱為短週期振動，如果不是不可能的話，飛行員通常是非常難以控制的。這是飛行員很容易增強它的一種振動類型。

中性或者發散的短期振動是危險的，如果振動不是快速阻尼的話，一般會導致結構化失效。短期振動影響飛機和控制面是類似的，它們表現為飛機的縱向擺動，或表現為控制面的振動或顫動。基本上，短期振動出現在迎角變化而空速不變時。控制面的短期振動一般是飛機的高頻振動以至於飛機都沒時間反應。邏輯上，聯邦管制法規要求短期振動必須是大阻尼的(也就是短期振動立即消失)。飛機的適航性認證時的飛行測試就是為這個情況而執行的，方法是通過降低極大臨界速度(也就是 V_{ne} ，不過速)時配平，側滾或俯仰控制中的振動。測試中，飛行員拉下控制輪或下踏方向舵踏板壓低，然後觀察結果。

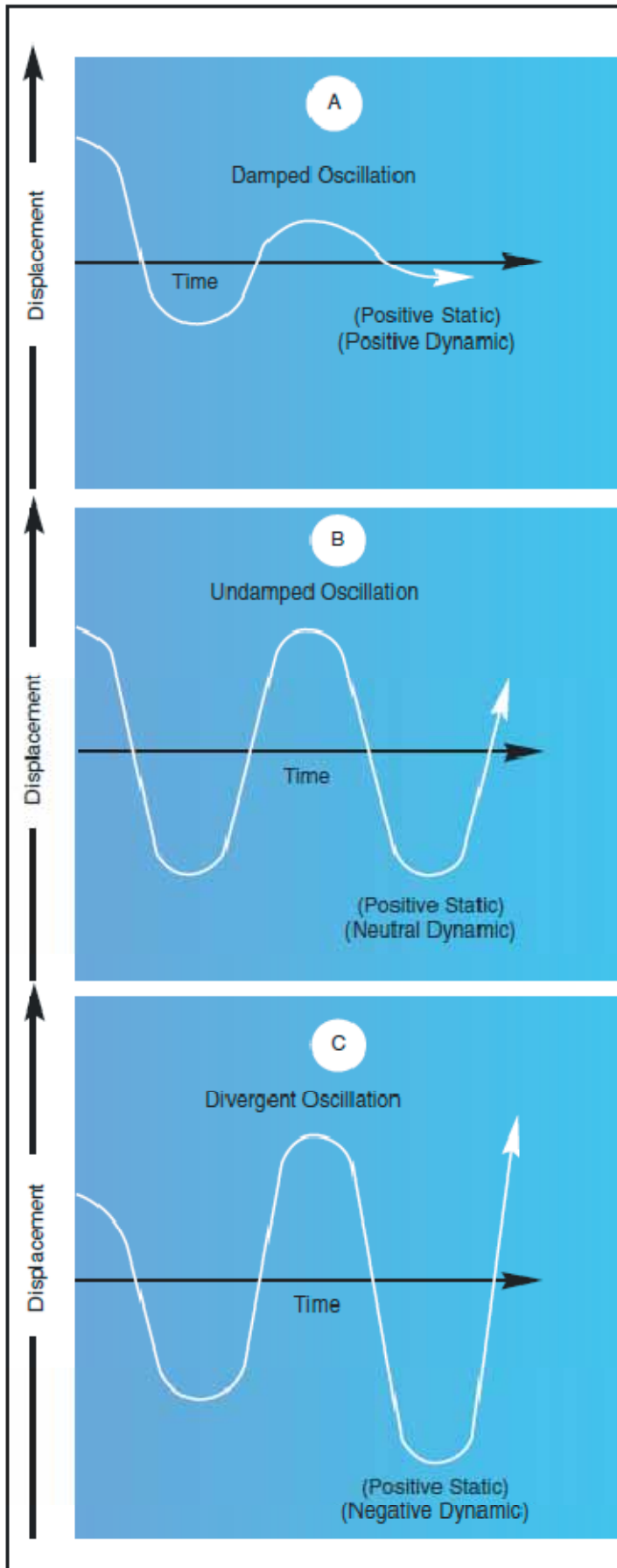


Figure 3-11. Damped versus undamped stability.

縱向穩定性(俯仰)

設計飛機時，為開發三個軸向期望的穩定性角度作了大量的努力。但是橫軸的縱向穩定性被認為是最受不同飛行條件下特定變數的影響。縱向穩定性是使飛機繞橫軸維持穩定的品質。它影響飛機的俯仰運動，即飛機頭向上或向下的運動。縱向不穩定的飛機有一個逐漸爬升或者俯衝到非常極端狀態的趨勢，甚至是失速。因此，縱向不穩定的飛機變的難以飛行，有時還危險。

飛機的靜態縱向穩定性或者不穩定性依賴於下面三個因素：

- 機翼對重心的位置
- 水準尾翼控制面對重心的位置
- 尾部控制面面積和大小。

分析穩定性時，應該記得一個物體如果可以自由旋轉的話，它總會繞它的重心旋轉。

為獲得靜態縱向穩定性，機翼和尾部力矩的關係必須是這樣的，如果力矩最初是平衡的，然後突然機頭上翹，機翼力矩和尾部力矩將會改變以至於它們的力的總和將提供一個不平衡的但是恢復力矩，接著機頭被再次向下拉。類似的，如果機頭向下，結果力矩的改變使得機頭向後。

升力中心，有時也叫壓力中心，在大多數飛對稱機翼中有一個趨勢，即隨著迎角的改變而改變它的前後位置。迎角增加時壓力中心趨於向前移動，迎角減小時壓力中心趨於向後移動。這就意味著機翼的迎角增加時，壓力(升力)中心向前移動，趨於把機翼的前緣抬升的多一些。這個趨勢給機翼帶來了固有的不穩定特性。

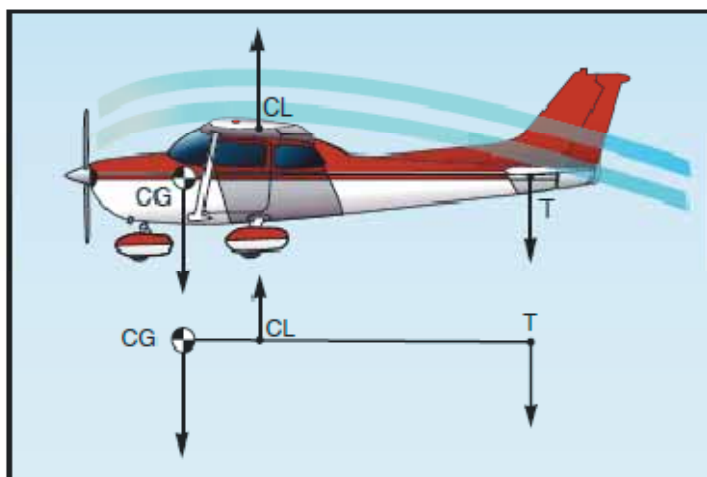


Figure 3-12. Longitudinal stability.

圖 3-12 所示的飛機處於平直飛行狀態。線段 CG-CL-T 表示從重心 CG 到水準升降舵 T 點的飛機縱軸。CL 點表示升力中心。

大多數飛機設計成機翼的升力中心 CL 在飛機的重心 CG 後面。這使得飛機出現“頭重”現象，也要求水準升降舵有向下的力來維持飛機的平衡，以避免機頭持續的向下俯。對“頭重”的補償是通過設置升降舵處於輕微的負迎角來實現的。這樣就產生了保持尾部向下的力，來平衡很重的機頭。就象線段 CG-CL-T 是水準的，CL 點有向上的作用力，另外兩個向下的力互

相平衡，一個是作用在 CG 點的很大的力，另外一個是作用於 T 點大的小得多的力。應用簡單的物理學原理就可以看到，如果 CL 點用鐵條懸掛，而很大的重量掛在 CG 點，那麼就會在 T 點產生維持水準平衡的向下作用力。

儘管平飛時水準升降舵可能是水準的，還是有來自機翼的向下氣流。這個氣流衝擊升降舵的上表面產生向下的壓力，在某一速度就足以保持飛機水準平衡。飛機飛的越快，向下的氣流就越強，產生的作用於升降舵(T 尾除外)的力也就越大。圖 3-13。

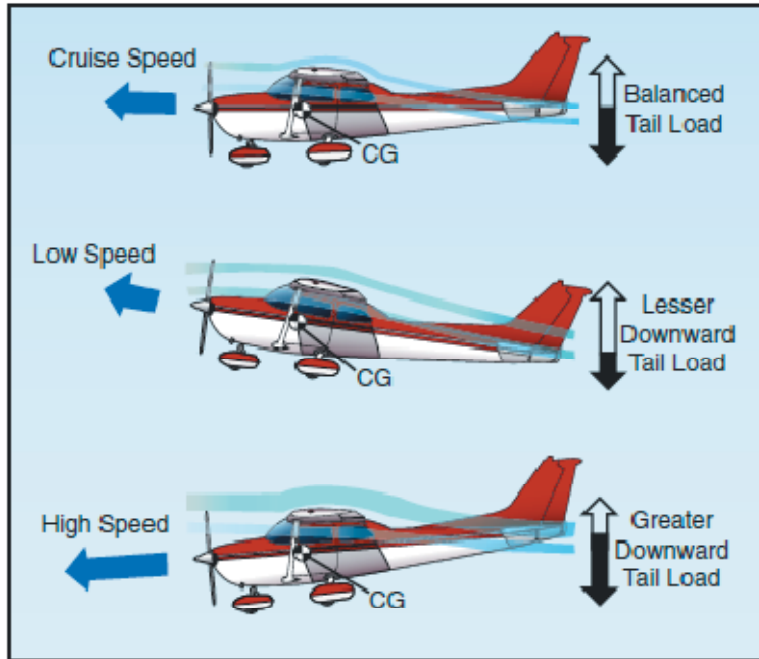


Figure 3-13. Effect of speed on downwash.

在固定位置的水準升降舵飛機中，飛機製造商設置一個升降舵迎角，以設計巡航速度和功率設置飛行時能夠提供最好穩定性。圖 3-14

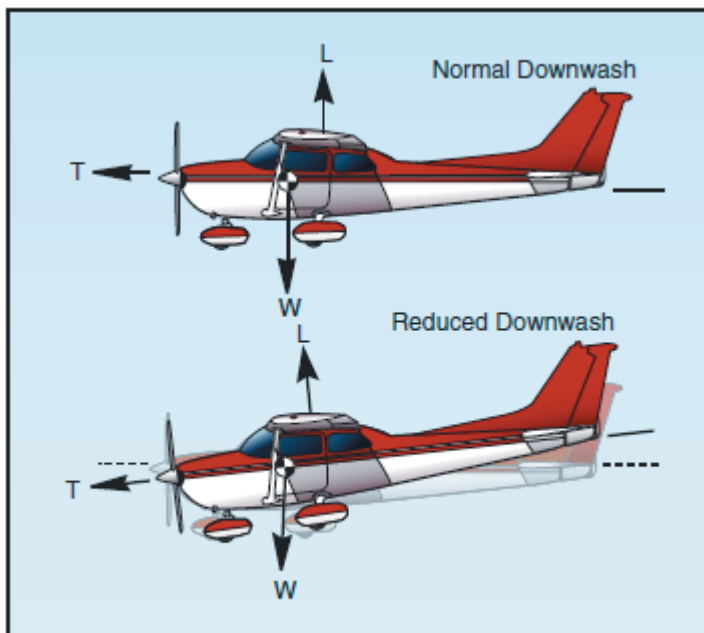


Figure 3-14. Reduced power allows pitch down.

如果飛機速度降低，機翼上氣流的速度也會降低。機翼上氣流速度降低的結果是下洗流也降低，導致升降舵上向下的作用力變小。接著，“頭重”特性加重，使得機頭更加的向下俯。這樣飛機就處於低頭姿態，減少機翼迎角和阻力可以讓空速增加，當飛機繼續處於低頭姿態時，它的速度增加，升降舵上向下的力再次增加。進而，尾部再次被向下壓，機頭抬升進入爬升姿態。

當爬升繼續時，空速又降低，導致尾部的向下力又降低，直到機頭更低。但是，因為飛機是動態穩定的，這回機頭的降低就不會向前面降低的那麼厲害。這次飛機將獲得足夠的速度，更加逐漸的沖到另一個爬升狀態，但是爬升不會象前一次那麼陡峭。

經過幾次減小的起伏後，起伏中機頭時而抬升時而降低，飛機最終會在一個速度上平穩下來，這個速度會讓尾部向下的力恰好平衡機頭向下俯衝的趨勢。當獲得這樣的條件後，飛機會再次平衡的飛行，只要高度和空速不變就會持續穩定的飛行。

當關閉節流閥時會注意到一個類似的效果。機翼的下洗流降低，圖 3-12 中 T 點作用力不足以保持升降舵向下。這就好像 T 點的作用力讓機頭的重力下拉機頭一樣。當然這是想要的特性，因為飛機固有地試圖再次獲得空速和再次建立適當的平衡。

動力或者推力也有不穩定效果，增加的動力會趨於使機頭抬升。飛機設計者可以通過建立一個“高推力線”來抵消這個效果，高推力線中推力從重心上方通過。圖 3-15 和圖 3-16。這種情況下，當動力或者推力增加時，就會產生一個抵抗尾部向下載荷的力矩。另一方面，一個恰好的“低推力線”會趨於增加水準尾部控制面的抬升機頭效果。

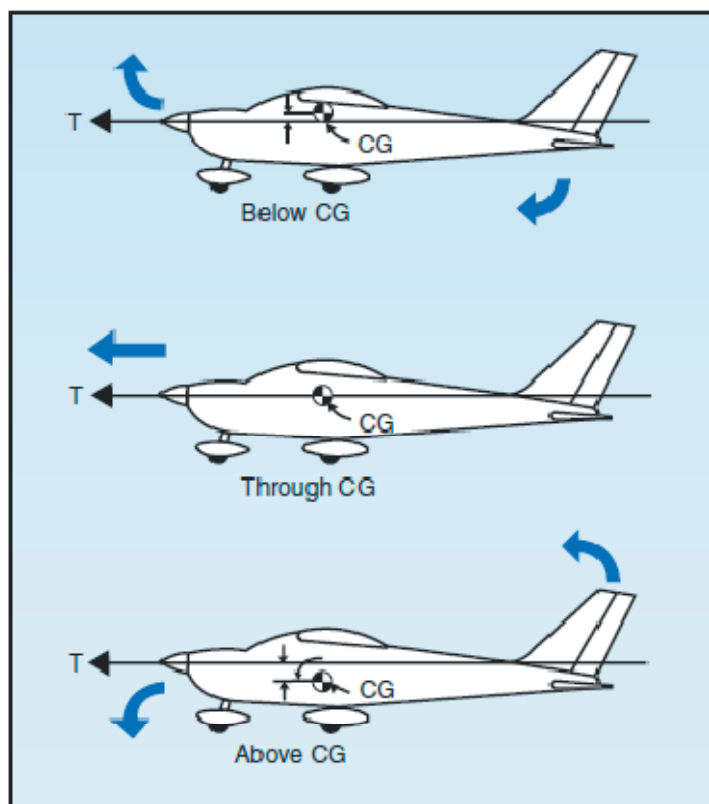


Figure 3-15. Thrust line affects longitudinal stability.

那麼就可以得出結論，隨著重心向升力中心的前面移動，尾部向下的空氣動力，結果是飛機

總是試圖恢復到安全飛機姿態。

縱向穩定性的簡單演示如下：把飛機配平到不用控制的平飛狀態。然後快速的控制飛機頭輕微的向下壓。如果在短暫的時間內，機頭抬升到原來的位置然後停止，飛機就是靜態穩定的。一般的，機頭會通過原來的位置，連續的慢速俯仰起伏隨之而來。如果起伏逐漸停止，即飛

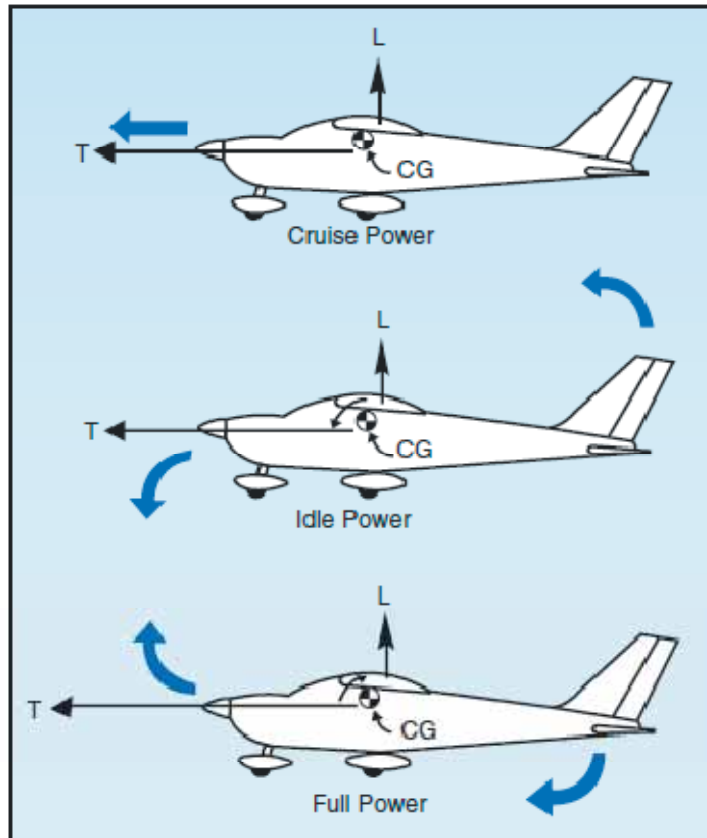


Figure 3-16. Power changes affect longitudinal stability.

機有正的穩定性；如果繼續不穩定，那麼飛機就有中性穩定性；如果起伏增加，那麼飛機是不穩定的。

橫向穩定性(側滾)

沿機頭到尾部的縱軸的穩定性稱為飛機的橫向穩定性。當一邊的機翼比另一邊的機翼低時，這可以幫助穩定側面傾斜或者側滾效果。有四個主要的因素使飛機保持橫向穩定：上反角，傾覆效應，後掠角和重力分佈。

引起橫向穩定性的最通常步驟是構造機翼有 1—3 度的上反角。換句話說，飛機每一邊的機翼和機身形成一個窄的 V 字型，或者叫上反角。它是通過位於平行於橫軸的直線之上的機翼形成的角度來度量。

當然，側滾穩定性的基礎是機翼產生力的橫向平衡。升力的任何不平衡都導致飛機縱軸側滾的趨勢。也就是說，上反角引起升力的平衡，這些升力由飛機縱軸兩邊的機翼產生。

如果短暫的陣風使飛機的一個機翼上升，另外一個機翼較低，飛機就會傾斜。當飛機不是轉彎的傾斜時，它會側滑或者超機翼較低的側面下滑。圖 3-17

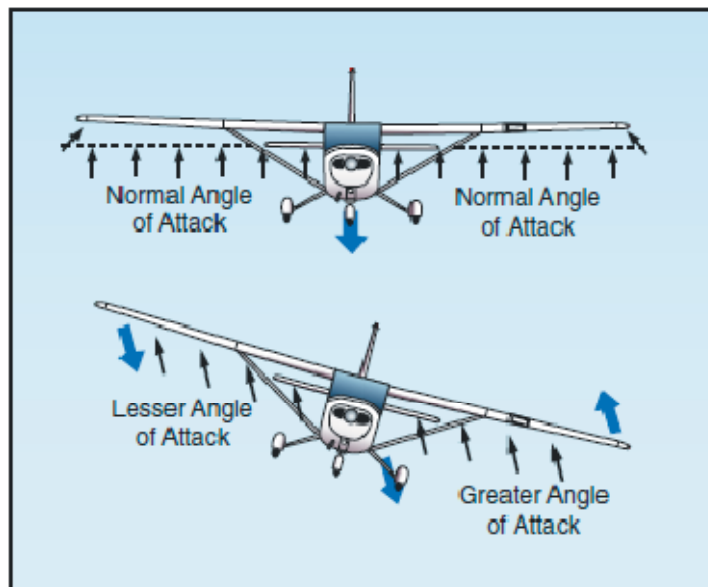


Figure 3-17. Dihedral for lateral stability.

因為機翼有上反角，空氣衝擊較低一側的機翼的迎角比較高一側的機翼大得多。這樣，較低一側的機翼的升力就增加，高一側的機翼升力就降低，飛機趨於恢復到最初的橫向平衡狀態（機翼水準）—即兩個機翼的迎角和升力又一次相等。

上反角的效果是產生一個側滾力矩，在發生側滑時這個力矩趨於使飛機恢復到橫向平衡飛行條件。恢復力會把較低一側的機翼向上移動很多，導致另一側的機翼向下。如果這樣的話，這個過程會重複下去，每一次橫向擺動幅度降低，直到最終達到了機翼水準飛行的平衡。

相反地，過大的上反角對橫向機動特性是不利的。飛機會橫向非常穩定，以至於它會抵抗任何有意識的側滾運動。出於這個原因，要求快速側滾或者傾斜特性的飛機通常其上反角比那些較少機動性設計的飛機上反角小。

由於後掠角影響的本性，它對上反角效果的影響是重要的。在側滑時，風中的機翼後掠角實際減小，而外側的機翼後掠角實際增大。掠翼只對垂直於機翼前緣的風分量敏感。從而，如果機翼工作在正升力係數，風中的機翼升力增加，風外的機翼升力降低。如此，後掠翼會促進正上反角效果，而前掠翼會促進負上反角效果。

飛行中，機身的側面區域和垂直尾翼對氣流的反作用非常類似於船的龍骨。它對飛機的縱軸施加一個穩定的橫向影響。

建造如此橫向穩定的飛機，以至於龍骨區域的絕大部分在重心的後面上方。圖 3-18

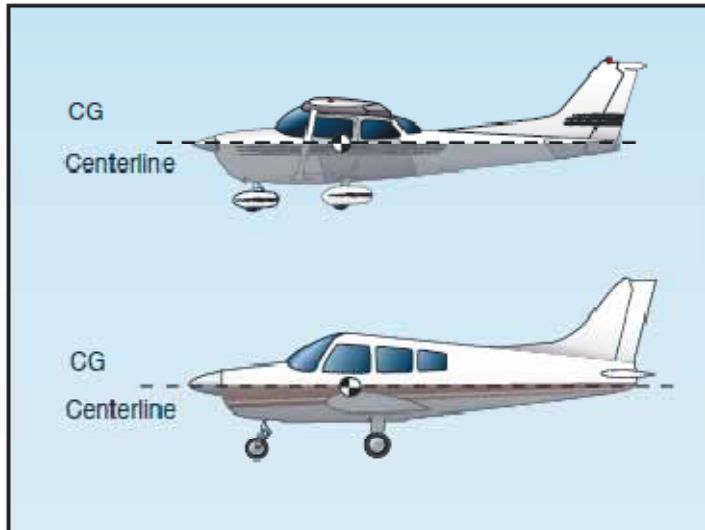


Figure 3-18. Keel area for lateral stability.

這樣，當飛機朝一邊側滑時，飛機的重量和反抗龍骨區域上部的氣流壓力(都作用於重心)的合力趨於使飛機側滾回到機翼水準的飛行狀態中。

垂直穩定性(偏航)

飛機的垂直軸(側向力矩)穩定性稱為偏航或者方向穩定性。偏航或者方向穩定性在飛機設計中是更加容易實現的穩定性。垂直尾翼的面積和重心之後的側面起主要的作用，它使得飛機就向熟悉的風向標或者箭一樣使機頭指向相對風方向。

在考查風向標時，可以看到如果支點的前後迎風的面積大小是相同的，那麼結果是前後的力平衡，指向運動很小或者基本沒有。所以，就必須讓支點後面的面積比前面的面積大得多。在飛機中也類似，設計者必須確保正的方向穩定性，方法是適重心之後的側面積比重心之前的側面積大得多。如圖 3-19

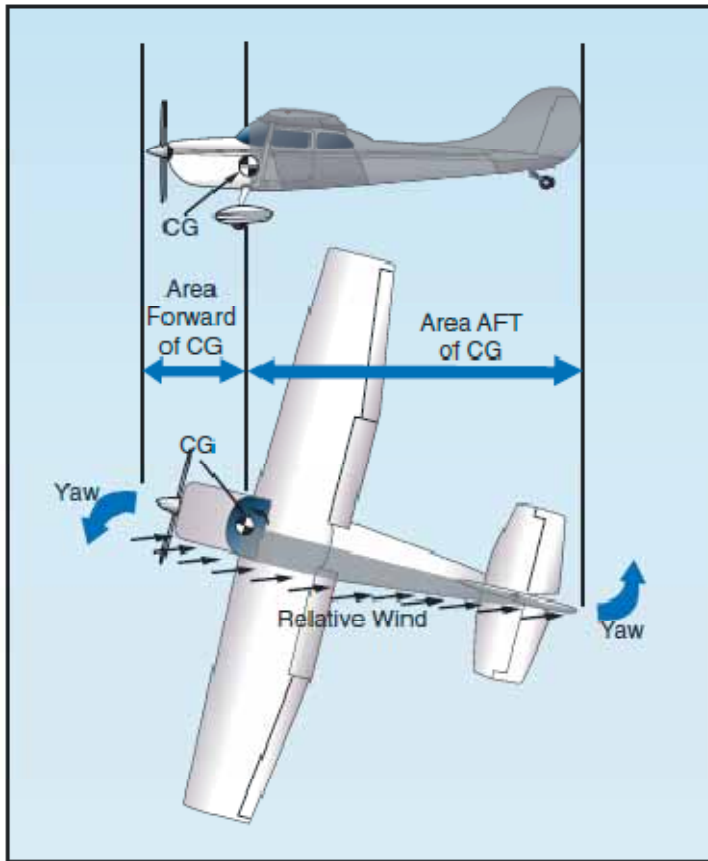


Figure 3-19. Fuselage and fin for vertical stability.

爲了在機身之外提供更多得正穩定性，增加了一個垂直尾翼。垂直尾翼得作用類似於箭上維持直飛的羽毛。和風向標和箭一樣，垂直尾翼的位置越靠後，面積越大，飛機的方向穩定性就越強。

如果飛機以直線飛行，一個側向陣風就會讓飛機繞垂直軸發生輕微的轉動(假定是右側)，那麼運動會被垂直尾翼阻止並停止，因爲當飛機往右旋轉時，空氣會以一個角度衝擊垂直尾翼的左側。在垂直尾翼的左側就產生一個壓力，它阻止飛機向右轉動，使偏航慢慢的降低下來。在這樣做時，飛機向相對風方向旋轉 有點象風向標。飛機航跡方向的最初變化通常在飛機機頭朝向的變化之後。因此，當飛機向右稍微偏航後，有一個短暫的時間，這段時間內飛機繼續沿原來的航跡方向移動，但是它的縱軸稍微指向右側。

然後飛機有短暫的側滑，在這個時刻(因爲假設儘管偏航運動停止，垂直尾翼左側的額外壓力仍然存在)飛機必定有朝左側回轉的趨勢。即，垂直尾翼導致了一個短暫的恢復趨勢。

這個恢復趨勢反展的相對較慢，當飛機停止側滑時它也停止。在停止後，飛機就在稍微不同于原來方向的新方向上飛行。也就是說，它不會自己協調返回到原來的航向；飛行員必須重新確立最初的航向。

方向穩定性的一個小的改進可以通過後掠角實現。機翼設計中使用後掠角主要是爲了延遲高速飛行中壓縮性的開始。在較輕和慢速的飛機上，後掠角對壓力中心和重心建立正確的關係有幫助。壓力中心在中心之後這樣製造的飛機具備縱向穩定性。

由於結果的原因，飛機設計者有時候不能把機翼安裝在恰好需要的位置。如果它們必須把機翼安裝的太向前，且和機身成恰當的角度，那麼壓力中心就不會足夠靠後，達不到要求的縱向穩定度。但是，通過增加機翼後掠角，設計者可以向後移動壓力中心。後掠角的大小和機翼的位置使壓力中心置於正確的位置。

機翼對靜態方向穩定性的貢獻通常很小。掠翼提供的穩定性作用依賴於後掠角的大小，但是這個貢獻和其它部分相比就相對較小了。

自由向擺動(荷蘭軌輓)

荷蘭軌輓是耦合的側向/方向擺動，它通常是動態穩定的，由於擺動的特性，在飛機中這是要不得的。擺動模式的阻尼可能很弱或者很強，這依賴於具體飛機的特性。

不幸的是所有空氣都不是平穩的。併發的上升氣流和下降氣流產生顛簸和下降，以及飛機前後和兩邊的陣風。

飛機對平衡的破壞的反應是複合的側滾/偏航擺動，其中側滾運動發生在偏航運動之前。偏航運動不是很嚴重，但是側滾運動要顯而易見得多。當飛機響應上反角效應而側滾回到水準飛行時，它會側滾得太遠而朝另一個方向側滑。這樣，由於強烈的上反角效應飛機每次側滑過頭。當上反角效應比靜態方向穩定性大時，荷蘭軌輓運動是弱阻尼的，也是要不得的。當靜態方向穩定性比上反角效應強時，荷蘭軌輓運動具有強阻尼，也不是要不得的了。但是這些特性趨於螺旋不穩定性。

那麼選擇只能是兩個不利中的次要因素－荷蘭軌輓運動是要不得的，而如果發散率低的話螺旋不穩定性是可以容忍的。所以更重要的操控品質是高靜態方向穩定性和最小化必要的上反角的結果，大多數飛機顯示出輕微的螺旋傾向。這個傾向向飛行員顯示了一個事實：飛機不能無限期的以無手操控方式飛行。

除高速掠翼設計之外，大多數現代飛機，這些自由向擺動通常在很少的幾個週期後自動消失，除非空氣持續的是陣風或者湍流。具有持續荷蘭軌輓傾向的飛機通常配備了陀螺穩定的偏航阻尼器。退一步說，荷蘭軌輓傾向的飛機很讓人不安。所以，製造商試圖在過大和過小方向穩定性之間尋找折中。對於飛機製造商來說，它們更願意有螺旋不穩定性也不想要荷蘭軌輓傾向，大多數飛機設計有這樣的特性。

螺旋不穩定性

當飛機的靜態方向穩定性和維持橫向平衡的上反角效應相比很強時，就會出現螺旋不穩定性。當飛機的橫向平衡被陣風打破後，就會產生側滑，強烈的方向穩定性趨於使機頭偏向合成的相對風方向，而相對弱的上反角在橫向平衡的恢復中滯後。由於這個偏航，轉彎運動外側的機翼比內側的機翼速度要快，因此它的升力變的更大。這產生一個過分傾斜的傾向，如果飛行員不糾正的話，會導致傾斜角變的越來越陡峭。同時，使飛機偏航到相對風方向強烈方向穩定性實際上迫使機頭向更低的姿態傾斜。然後向下的螺旋慢慢開始，如果飛行員不糾正，

會逐漸增強為更陡峭的螺旋俯衝。通常，螺旋運動的發散率是慢慢增加的，飛行員可以毫不費力的控制這個趨勢。

所有的飛機在某種程度上都受到這個特性的影響，儘管所有其它普通參數可能是固有穩定的。這個傾向通過一個事實告訴飛行員：飛機不能無限期以無手操控飛行。

為消除或者至少糾正這個不穩定性，在控制設備(機翼校平器)的開發上付出了大量的研究和努力。螺旋條件的前期階段要求飛行員非常仔細的應用恢復控制，或者可能引起結構上的過量載荷。發生在通用航空飛機飛行中的結構化失效，這種條件下的不適當恢復可能是更多不幸的根本原因，而不是其它任何單一因素。原因是螺旋條件下的空速快速的增大，降低這個速度的向後升降舵力和拉高機頭的力的應用使轉彎變緊，載荷因數持續增加。【螺旋的時候飛行員可能下意識的向後拉操縱杆，想拉起機頭，實際上這會導致更難以改出螺旋】拖延的非受控螺旋的結果總是一樣的；要麼飛行中結構化失效，墜落到地面，或者就是這兩者。根據記錄最通常的原因是：飛行員失去視野參考，不能參考儀錶來控制飛機，或者是同時發生這兩者。

飛行機動中的空氣動力學受力

轉彎受力

如果從後面看一個平直飛行的飛機，如圖 3-20，而且如果作用於飛機的力可以看見的話，兩個力(升力和重力)是顯然的，如果飛機處於傾斜狀態，可以明顯的看到升力不再正好和重力方向相反，升力作用在傾斜的方向上。實際情況是，當飛機傾斜時，升力作用方向是朝轉彎的中心且向上的，這是在考慮飛機轉彎時要記住的一個基本事實。

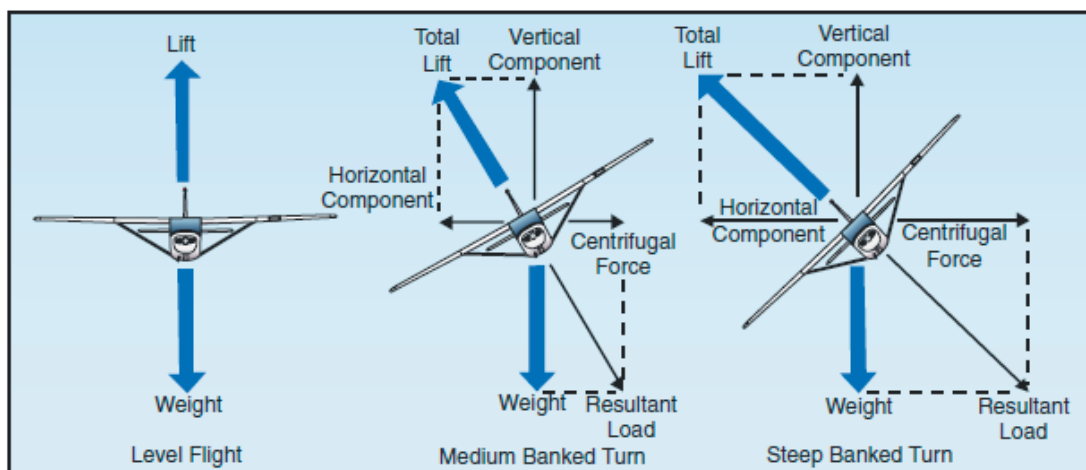


Figure 3-20. Forces during normal coordinated turn.

一個物體如果靜止或者沿直線勻速運動會一直保持靜止或勻速直線運動，直到某個其它的力作用於這個物體。飛機和任何其它運動物體類似，需要有一個側向力使它轉彎。在一個正常的轉彎中，這個是通過飛機的傾斜得到的，這時升力是向上和向內作用的。轉彎時候的升力被分解為兩個分力，這兩個分力成合適的角度。豎直作用的分力和重力成對，稱為垂直升力分量，另一個是水準的指向轉彎的中心，稱為水準升力分量，或者叫向心力。這個水準方向的力把飛機從直線航跡拉動到轉彎航跡上。離心力和飛機轉彎時的向心力方向相反，大小相

等。這就解釋了為什麼在正常轉彎時使飛機轉彎的力不是方向舵施加的。

飛機的駕駛不像小船或者汽車；爲了轉彎，它必須傾斜。如果飛機不傾斜，那麼就沒有讓它偏離原來直線航向的力。反過來說，當飛機傾斜時，它就會轉彎，讓它不滑到轉彎的一側。良好的方向控制是基於一個事實，只要飛機傾斜它就會轉彎。

這個事實一定要牢記在心，特別是保持飛機處於平直飛行時。單就飛機的傾斜使得它轉彎來說，飛機的總升力沒有得到增加。然而就像指出的，傾斜時的升力分爲兩個分量：一個垂直的和另一個水準的。這一分解降低了抵消重力的力，進而飛機的高度就會下降，需要增加額外的力來抵消重力。這是通過增加迎角來實現的，直到升力的豎直分量再一次等於重量。由於豎直分力隨傾斜角度的增加而降低，那麼就需要相應的增加迎角來產生足夠的升力以平衡飛機的重力。當進行恒定高度轉彎時，一定要記住升力的豎直分量必須要等於飛機的重量才能維持飛機的高度。

對於給定的空速，飛機轉彎的快慢依賴於升力水準分量的大小。你會發現，升力的水準分量和傾斜角成正比。邏輯上也遵守傾斜角增加時升力的水準分量也增加，也就加快了轉彎速度。因此，對於任何給定空速，轉彎速度可以通過調整傾斜角來控制。

在水準轉彎中，爲提供足夠的升力豎直分量來維持高度，迎角需要有一定的增加。由於機翼阻力直接和迎角成正比，當升力增加時誘導阻力降低。這就導致空速的降低和傾斜角成比例，小傾斜角的結果是空速的少量降低，大傾斜角時空速會降低很多。在水準轉彎中，必須要增加額外的推力來防止空速降低；需要的額外推力大小和傾斜角成比例。

爲補償額外的升力，如果要維持恒定高度，結果是如果轉彎時空速增加，迎角必須降低，或者傾斜角降低。如果傾斜角保持恒定，而迎角降低，轉彎速度將會降低。所以，當空速增加時爲了保持恆速轉彎，迎角必須保持恒定且傾斜角增加。

必須記住空速增加導致轉彎半徑增加，離心力直接和轉彎半徑成正比。在一次正確執行的轉彎中，升力的水準分力必須恰好等於向心力且方向相反。所以，當恒定角速度水準轉彎時空速增加，轉彎半徑也要增加。轉彎半徑的增加導致離心力的增加，這也必須通過增加升力的水準分力來平衡，它只能通過增加傾斜角來增加。

內側滑轉彎時，飛機轉彎的快慢和所傾斜的角度不對應，然後飛機會偏航到轉彎航跡的內側。飛機以一定的角速度轉彎而傾斜過多時，水準升力分量大於離心力。升力的水準分量和離心力的平衡要麼通過降低傾斜度，降低角速度或者二者的結合才能建立。

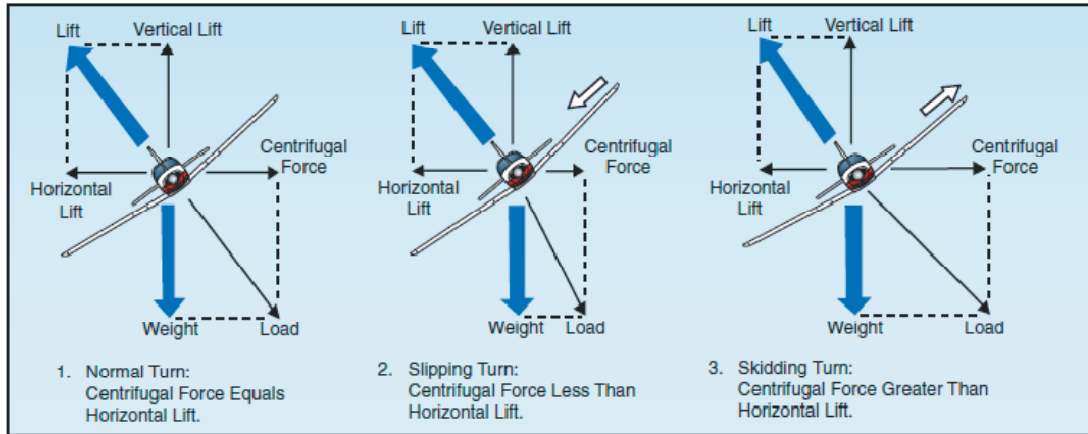


Figure 3-21. Normal, sloping, and skidding turns.

外側滑轉彎是由於離心力比升力的水準分量還大，把飛機向轉彎的外側拉。這個傾斜角度時的轉彎太快了。外側滑轉彎的糾正引起角速度的降低，傾斜角增加，或者二者的結合。

為維持一個給定的角速度，傾斜角必須隨空速變化。在高速飛機上這變得特別重要。例如，在 400mph 時，飛機必須傾斜大約 44 度來完成一個標準的轉彎角速度(3 度每秒)。在這個傾斜度上，只要大約 79%的飛機升力構成升力的豎直分量；結果是高度的損失，直到迎角增加到足夠補償升力的損失。

爬升受力

對於所有實際效果，處於穩定的正常爬升狀態的機翼升力是和相同空速時平直飛行的升力一樣的。儘管確立爬升時的飛行航跡變化了，對應於傾斜航跡的機翼迎角回復到了實際的相同值，如升力時一樣。然而，有一個最初的短暫的變化，如圖 3-22

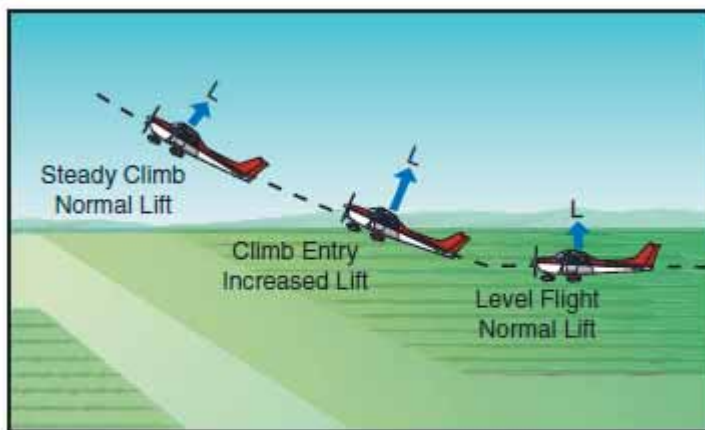


Figure 3-22. Changes in lift during climb entry.

從平直飛行到爬升的過渡期間，升力的變化發生在第一次對升降舵施加向後的壓力時。飛機機頭的抬升增加了迎角，短暫的增加了升力。此時的升力大於重力，啟動飛機的爬升。當飛行航跡建立在向上爬升後，迎角和升力再次恢復到水準飛行時的值左右。

如果爬升時功率設置不改變，一般的空速會降低，因為維持平飛時的空速需要的推力不足以維持相同的空速來爬升。當航跡向上傾斜時，飛機重量的一個分量作用於相同的方向，和飛機總阻力平行，因此也增加了誘導阻力。所以，總阻力大於推力，空速下降。一般空速下降

的結果是對應於阻力的降低，直到總阻力(包含相同方向的重力分量)等於推力。如圖 3-23。由於動力，空速的變化一般依不同的飛機大小，重量和總阻力以及其它因素而變化。

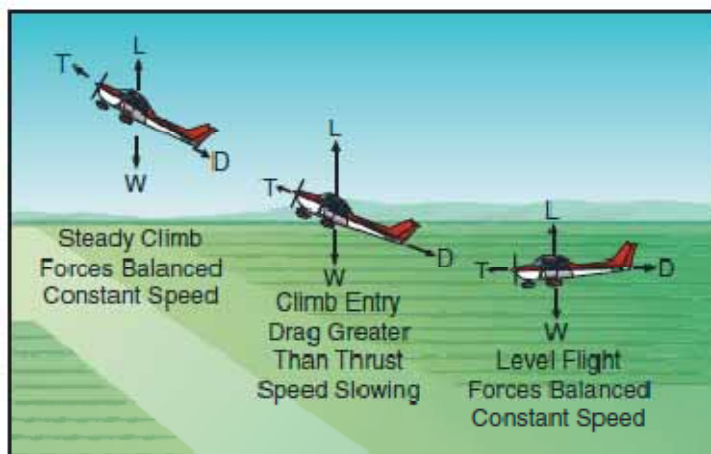


Figure 3-23. Changes in speed during climb entry.

通常的，當空速穩定後推力和阻力，升力和重力再次平衡，但是比相同功率設置下的平飛狀態的空速值要低。由於在爬升中飛機的重力不僅向下作用，還隨阻力向後作用，這就需要額外的功率以保持和平飛時相同的空速。功率大小依賴於爬升角度。如果爬升的航跡很陡峭，那麼可用功率將不足，空速較低。你會看到備用功率的大小確定了飛機的爬升性能。

下降受力

如同爬升一樣，飛機從平直飛行進入下降狀態，作用於飛機的力必定變化。這裡的討論假定下降時的功率和平直飛行時的功率一樣。

當向前壓力施加於升降舵控制上來開始下降時，或飛機頭向下傾斜時，迎角降低，結果是機翼升力降低。總升力和迎角的降低是短暫的，發生在航跡變成向下時。航跡向下的變化時由於迎角降低時升力暫時的小於飛機的重量。升力和重力的這個不平衡導致飛機沿平直航跡之後開始下降。當航跡時處於穩定下降時，機翼的迎角再次獲得原來的大小，升力和重力會再次平衡。從下降開始到穩定狀態，空速通常增加。這是因為重力的一個分量現在沿航跡向前作用，類似於爬升中的向後作用。總體效果相當於動力增加，然後導致空速比平飛時增加。

為使下降時的空速和平飛時相同，很顯然，功率必須降低。重力的分量沿航跡向前作用將隨迎角的下降率增加而增加，相反的，迎角的下降率降低時重力的向前分量增加也就變慢。因此，為保持空速和巡航時一樣，下降時要求降低的功率大小通過下降坡度來確定。

失速

只要機翼產生的升力足夠抵消飛機的總載荷，飛機就會一直飛行。當升力完全失去時，飛機就失速。

記住，每次失速的直接原因時迎角過大。有很多飛行機動會增加飛機的迎角，但是直到迎角過大之前飛機不會失速。

必須要強調的是，每個飛機的失速速度在所有飛行條件下都不是固定的值。然而，一個特定的飛機總會在同一個迎角時失速，而不管空速，重量，載荷因素或密度高度。每一個飛機都有一個特殊的迎角，那時，氣流從飛機的上表面分離，發生失速。根據飛機設計，臨界迎角可以從 16 度到 20 度變化。但是每個飛機只有一個特定的發生失速的迎角。

在三種情況下會超過臨界迎角：低速飛行，高速飛行，和轉彎飛行。

飛機在平直飛行時如果飛的太慢也會失速。空速降低時，必須增加迎角來獲得維持高速所需要的升力。空速越低，必須增加更大的迎角。最終，達到一個迎角，它會導致機翼不能產生足夠的升力維持飛機，飛機開始下降。如果空速進一步降低，飛機就會失速，由於迎角已經超出臨界迎角，機翼上的氣流被打亂了(變成了紊流)。

這裡還要再次強調的是，低速不是發生失速所必要的。機翼可以在任何速度下處於過大迎角。例如，假設一個飛機以 200 節空速俯衝，這是飛行員突然向後猛拉升降舵控制。由於重力和離心力，飛機不能立即的改變它的航跡，但是只能突然的改變它的迎角從很低到很高。由於飛機航跡和迎面而來空氣的關係確定了相對風的方向，迎角突然增加，飛機機會和快的達到失速迎角，而這是它的空速是比一般失速的空速大得多。

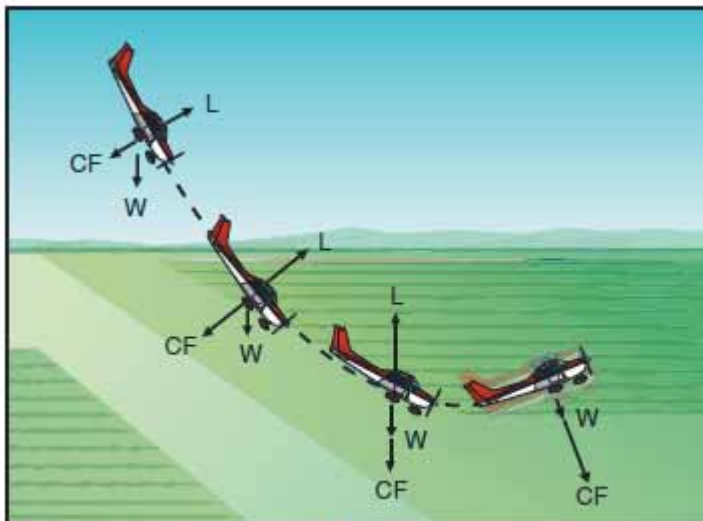


Figure 3-24. Forces exerted when pulling out of a dive.

類似的，水準轉彎時的飛機失速速度高於平直飛行時的失速速度。這是因為離心力增加到飛機的重力上，機翼必須產生足夠的額外升力來抗衡離心力和重力的合力載荷。轉彎時，必要的額外升力通過向後壓升降舵控制來獲得。這增加了機翼的迎角，結果增加了升力。傾斜增加時迎角必須增加以平衡離心力導致的載荷增加。如果在轉彎的任何時候迎角過大，飛機就會失速。

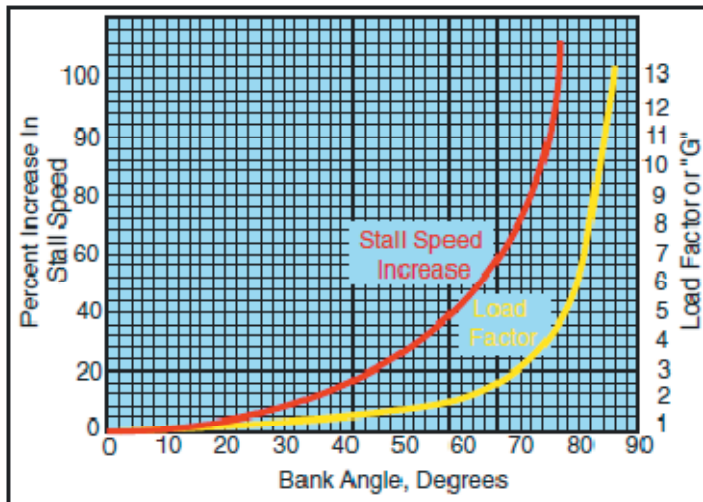


Figure 3-25. Increase in stall speed and load factor.

在這裡，應該檢查失速時飛機的動作。為氣動的平衡飛機，升力中心通常位於重心之後。儘管這讓飛機固有的產生“頭重”，水準尾翼上的下洗流抵消了這個作用。可以看到，失速時機翼升力的向上力和尾部向下的力降低，不平衡條件就出現了。這允許飛機突然向下配平，繞它的重心轉動。在機頭下傾的姿態中，迎角降低，空速再次增加；因此，機翼上的氣流再次變的平滑，升力恢復，飛機可以繼續飛行。但是，在這個週期完成之前會損失相當大的高速【低空失速極度容易釀成災難事故】。

螺旋槳基本原理

飛機螺旋槳由兩個或者多個槳葉以及一個中軸組成，槳葉安裝在中軸上。飛機螺旋槳的每一個槳葉基本上是一個旋轉翼。由於它們的結構，螺旋槳葉類似機翼產生拉動或者推動飛機的力。

旋轉螺旋槳葉的動力來自發動機。發動機使得螺旋槳葉在空氣中高速轉動，螺旋槳把發動機的旋轉動力轉換成前向推力。

空氣中飛機的移動產生和它的運動方向相反的阻力。所以，飛機要飛行的話，就必須由力作用於飛機且等於阻力，而方向向前。這個力稱為推力。

典型螺旋槳葉的橫截面如圖 3-26。槳葉的橫介面可以和機翼的橫截面對比。一種槳葉的表面是拱形的或者彎曲的，類似於飛機機翼的上表面，而其它表面類似機翼的下表面是平的。弦線是一條劃過前緣到後緣的假想線。類似機翼，前緣是槳葉的厚的一側，當螺旋槳旋轉時前緣面對氣流。

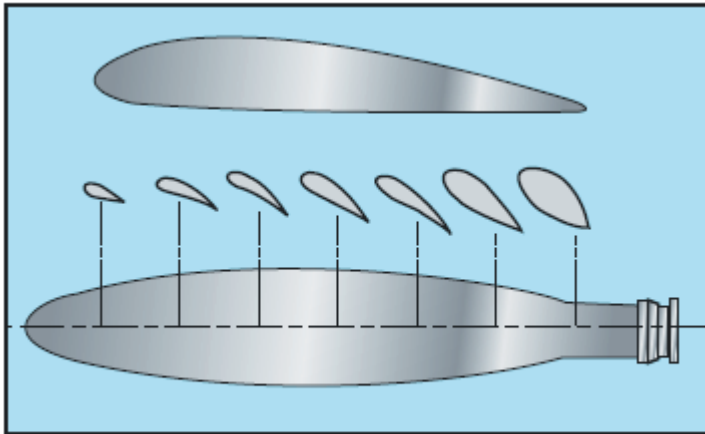


Figure 3-26. Airfoil sections of propeller blade.

槳葉角一般用度來度量單位，是槳葉弦線和旋轉平面的夾角，在沿槳葉特定長度的的特定點測量。因為大多數螺旋槳有一個平的槳葉面，弦線通常從螺旋槳槳葉面開始劃。螺旋角和槳葉角不同，但是螺旋角很大程度上由槳葉角確定，這兩個術語長交替使用。一個角的變大或者減小也讓另一個隨之增加或者減小。

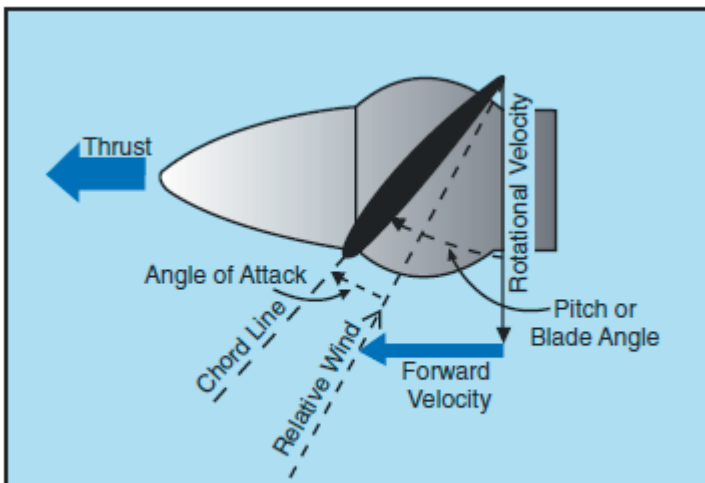


Figure 3-27. Propeller blade angle.

螺旋槳的螺旋可以用英寸指定。指定為 74-48 的螺旋槳是長度 74 英寸，有效螺旋距 48 英寸。英寸單位表示的螺旋距是如果沒有滑動的劃，螺旋槳在空氣中旋轉一周螺旋槳推進的距離。

當為新飛機選定固定節距螺旋槳時，製造商通常會選擇一個螺旋距使得能夠有效的工作在預期的巡航速度。然而，不幸的是，每一個固定節距螺旋槳必須妥協，因為它只能在給定的空速和轉速組合才高效。飛行時，飛行員是沒這個能力去改變這個組合的。

當飛機在地面靜止而發動機工作時，或者在起飛的開始階段緩慢的移動時，螺旋槳效率是很低的，因為螺旋槳受阻止不能全速前進以達到它的最大效率。這時，每一個螺旋槳葉以一定的迎角在空氣中旋轉，相對於旋轉它所需要的功率大小來說產生的推力較少。

為理解螺旋槳的行為，首先考慮它的運動，它是既旋轉又向前的。因此，如圖 3-27 中顯

示的螺旋槳力向量，螺旋槳葉的每一部分都向下和向前運動。空氣衝擊螺旋槳葉的角度就是迎角。這個角度引起的空氣偏向導致了在螺旋槳發動機側的氣動壓力比大氣壓力大，所以產生了推力。

槳葉的形狀產生推力，因為它的彎曲就像機翼的外形。所以，空氣流過螺旋槳時，一側的壓力就小於另一側。如機翼中的情形一樣，這產生一個向較低壓力方向的反作用力。對於機翼，它的上面氣壓低，升力是向上的。對於螺旋槳，它是垂直安裝的，而不是水準的飛機上，壓力降低的區域是螺旋槳的前面，這樣推力就是朝前的。按照空氣動力學的說法，推力是螺旋槳外形和槳葉迎角的結果。

考慮推力的另外一個方法是螺旋槳應對的空氣品質方面。這方面，推力等於它的空氣品質，螺旋槳引起的滑流速度越大，飛機速度就越小。產生推力所消耗的功率取決於空氣團的運動速度。一般來說，推力大約是扭距的 80%，其它 20% 消耗在摩擦阻力和滑移上。對於任何旋轉速度，螺旋槳吸收的馬力平衡發動機輸出的馬力。對螺旋槳的任意一周，螺旋槳處理的空氣總量依賴於槳葉角，它確定了螺旋槳推動了多少的空氣。所以，槳葉角是一個很好的調整螺旋槳負荷的方法來控制發動機轉速。

槳葉角也是一個很好的調整螺旋槳迎角的方法。在橫速螺旋槳上，對所有發動機和飛機速度，槳葉角必須可調以提供最大效率迎角。螺旋槳和機翼的升力—阻力曲線，表明最大效率迎角是一個小的值，從 2 到 4 度變化的正值。實際槳葉角必須維持這個隨飛機前進速度而變化的小迎角。

為一周旋轉和前進速度的效率最好而設計了固定節距和地面可調節(ground-adjustable)螺旋槳。這些螺旋槳設計用於特定的飛機和發動機配合。螺旋槳可以在起飛，爬升和巡航或高速巡航時提供最大螺旋槳效率。這些條件的任何改變將會導致螺旋槳和發動機效率的降低。由於任何機械的效率是有用的輸出功率和實際輸出功率的比值，那麼螺旋槳效率就是推力功率和制動功率的比值。螺旋槳的效率範圍一般是 50% 到 87%，和螺旋槳的滑距(Slip)有關。

螺旋槳滑距是螺旋槳的幾何節距和有效節距之間的差值。如圖 3-28，幾何節距是螺旋槳旋轉一周應該前進的理論距離；有效節距是螺旋槳旋轉一周的實際前進距離。因此，幾何的或者理論的節距是基於沒有滑動的，但是實際的或者有效的節距包含了螺旋槳在空氣中的滑動。

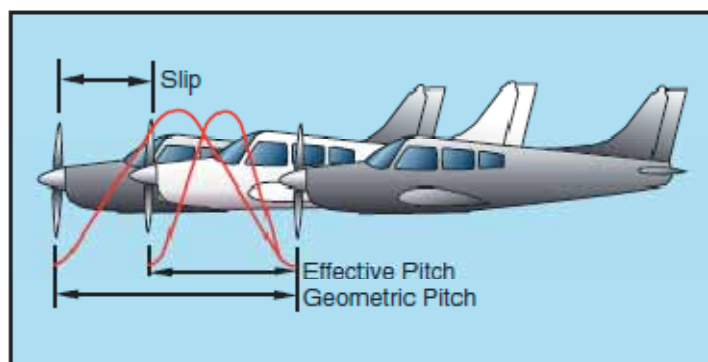


Figure 3-28. Propeller slippage.

螺旋槳扭曲的原因是螺旋槳葉的外面部分切向速度比中心部分快。如圖 3-29，如果槳葉在

全部長度上的幾何節距相同，在巡航速度上靠近螺旋槳中心的部分會有負迎角而螺旋槳尖部將會失速。在槳葉幾何節距範圍內的扭曲或者變形讓巡航飛行時螺旋槳葉在它的長度上保持相對恒定的迎角工作。換句話說，就是螺旋槳葉的扭曲對應於螺旋槳葉長度上不同速度的部分有合適的迎角，這樣就能夠讓推力在螺旋槳葉長度上的分佈相對均衡。

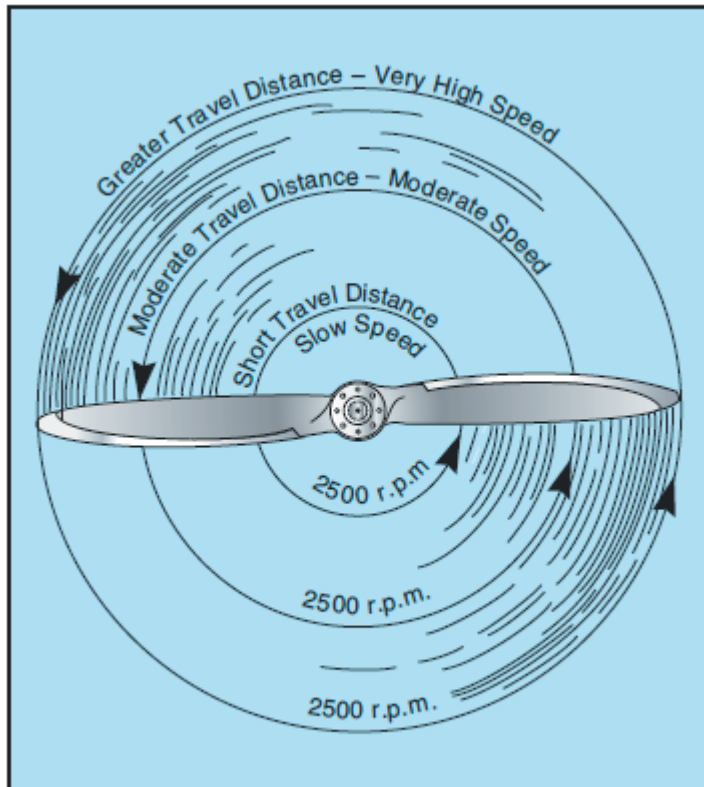


Figure 3-29. Propeller tips travel faster than hubs.

通常 1 度到 4 度能夠提供最有效的升力/阻力比，但是固定節距螺旋槳的飛行時迎角可變範圍可以從 0 度到 15 度。這個變化是由於相對氣流的變化進而導致飛機速度的變化。簡而言之，螺旋槳迎角是兩個運動的結果：螺旋槳沿其軸的轉動和它的前進運動。

然而恒速螺旋槳會在飛行中遇到的大多數情況下自動調節它的槳葉角保持在最大效率。在起飛時，此時要求最大功率和推力，恒速螺旋槳處於低螺旋槳葉角或節距。低槳葉角時迎角小，能夠保持和相對風的效率。同時，它使得螺旋槳旋轉一周推動的空氣品質更小。這樣的輕載荷讓發動機旋轉高轉速，能夠在一定時間內把大量的燃油轉換成熱能。高轉速也產生了最大的推力；因為，儘管每旋轉一周推動的空氣品質變小了，但是每分鐘的旋轉次數大大增加了，推動的氣流運動速度變高了，在飛機低速時，推力是最大的。

升空後，隨著飛機速度的增加，恒速螺旋槳自動改變到更高的迎角（或節距）。較高的槳葉角再次保持小迎角且對相對風保持較好的效率。較高的槳葉角增加了每週旋轉推動的空氣品質。這降低了發動機的轉速，減少了燃油消耗和發動機磨損，且保持推力在最大。

在起飛後，可控螺旋槳節距的飛機建立了穩定爬升，飛行員把發動機的輸出功率降低到爬升功率，方法是首先降低進氣壓力然後降低槳葉角來降低轉速。

在巡航高度，當飛機處於水準飛行時，需要的功率比起飛和爬升時更低，飛行員再次通過降

低進氣壓力的方法降低發動機功率和增加槳葉角來降低轉速。再次的，這提供了扭矩要求以匹配降低的發動機功率；因為，儘管螺旋槳每轉處理的空氣品質更大了，更多的是通過降低氣流速度和增加空速來彌補的。迎角仍然小，因為槳葉角已經隨空速的增加而增加。

扭矩和 P 因數

對於飛行員來說，“扭矩”(飛機的向左旋轉趨勢)是由四個因素構成的，它們導致或者產生至少圍繞飛機三個軸向之一的扭曲或者旋轉運動。這四個因素是：

1. 來自發動機或者螺旋槳的扭矩反作用
2. 螺旋槳氣流的螺旋運動效應
3. 螺旋槳的回轉作用(陀螺效應)
4. 螺旋槳的非對稱負載(P 因數)

扭矩反作用力

扭矩反作用力涉及到牛頓第三物理定律-對於任何作用力，有一個方向相反但是大小相同的反作用力。應用到飛機上，這就是說內部的發動機部件或者螺旋槳朝一個方向旋轉，那麼另一個方向相反的大小相等的力試圖把飛機朝相反方向旋轉。如圖 3-30

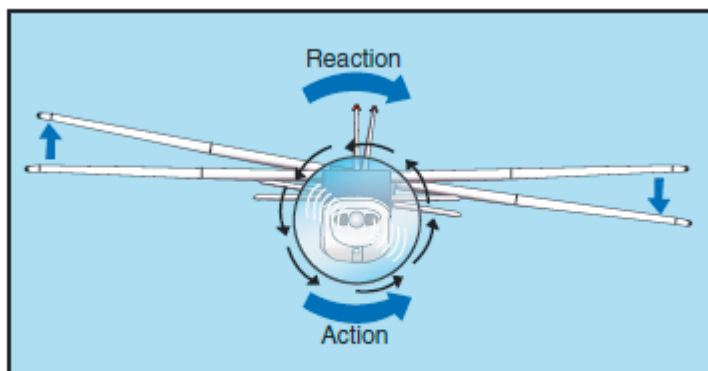


Figure 3-30. Torque reaction.

當飛機在空中飛行時，這個力繞飛機縱軸作用，有讓飛機旋轉的趨勢。為了補償這個力，一些舊的飛機用一種不好的方式在被強制下降的機翼一側產生更多的升力。更加現代的飛機的設計是發動機偏移來抵消扭矩的效應。

說明：大多數美國製造的飛機發動機推動螺旋槳旋轉從飛行員座位上看是順時針的。這裡討論的就是指這種發動機。

一般的，補償因數是永久設定好的，在巡航速度上補償這個力，因為大多數飛機的工作升力就是在這個速度上。但是，副翼配平片可以在其它速度上進一步調節。

起飛旋轉期間飛機的輪子在地面上，扭矩反作用力引起一個額外的繞飛機垂直軸的旋轉運動。當飛機的左側因為扭矩反作用力作用而被強制向下時，左側的主起落架承受更多的重量。這導致左側輪胎的地面摩擦力或者阻力比右側更多，這樣進一步導致了左轉彎運動。這個運動的強度依賴於很多變數。一部分變數是：

1. 發動機尺寸和馬力
2. 螺旋槳尺寸和轉速
3. 飛機大小（長度，高度，寬度）
4. 地面條件

這個起飛階段的偏航運動是通過飛行員正確的使用方向舵或者方向舵配平而糾正的。

螺旋狀氣流效應

飛機螺旋槳的高速旋轉使螺旋槳引起的氣流做螺旋狀旋轉。在螺旋槳高速轉動和低速前進時（如起飛和近進），這個螺旋型旋轉的氣流非常強勁，在飛機的垂直尾翼面上施加一個強的側面力。如圖 3-31

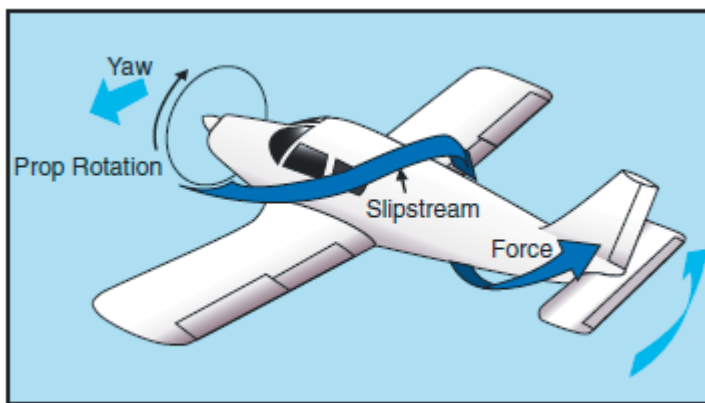


Figure 3-31. Corkscrewing slipstream.

當這個螺旋狀氣流衝擊垂直翼面的左側時，它導致飛機繞垂直軸的左轉彎運動。螺旋氣流越強，這個力就越明顯。然而，隨前進速度的增加，這個螺旋氣流變長，效應也變弱。

螺旋槳引起的螺旋狀氣流也會導致繞縱軸的滾轉運動。

注意到這個由於螺旋氣流引起的滾轉運動是向右的，而扭矩反作用力引起的旋轉是向左的，效果上說是互相抵消的。但是這些力變化非常大，它是由飛行員隨時使用飛行控制來適當的糾正的。這些力必須是抵消的，不管哪一個力是否顯著。

陀螺效應

在理解螺旋槳的陀螺效應之前，理解基本的陀螺運動原理是必要的。

陀螺儀的所有實際應用都基於陀螺效應的兩個基本屬性：在空間和進動上的剛度。這裡要討論的就是進動。

進動是一個自旋轉子受到作用於輪緣的擾動力的合成作用，或者擾動。從圖 3-32 可以看到，當作用一個力之後，合成力在旋轉方向前面 90 度位置生效。

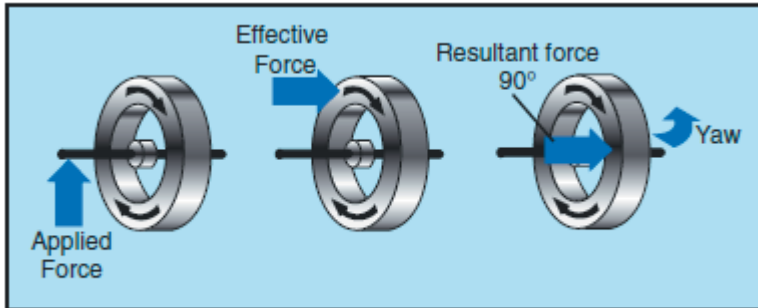


Figure 3-32. Gyroscopic precession.

飛機旋轉的螺旋槳是一個很好的陀螺裝置，這樣它也有類似屬性。任何時刻施加一個擾動螺旋槳旋轉面的力，合成力位於旋轉方向的前面 90 度未知，方向和施加的力是一樣的，將導致一個俯仰運動或者偏航運動，或者兩種運動的合成，具體依賴於力的作用點。

扭矩效應的這個因素總是和後三點式飛機有關係，也更明顯，在尾輪抬起後的飛機起飛搖擺過程中最常發生。如圖 3-33。

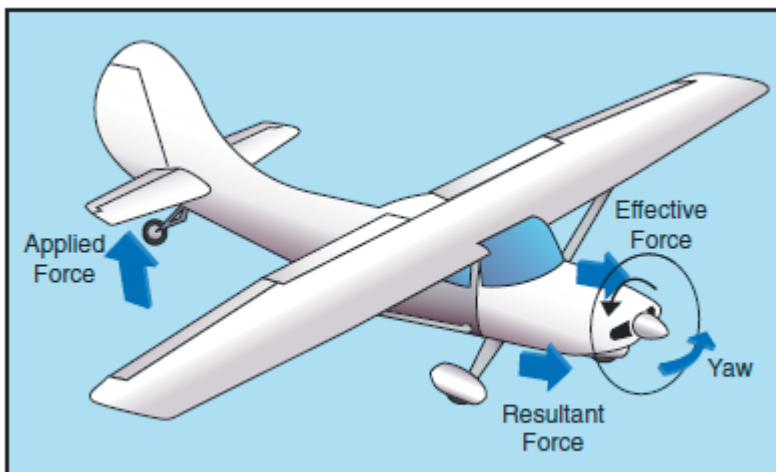


Figure 3-33. Raising tail produces gyroscopic precession.

俯仰角的變化和在螺旋槳飛機的旋轉頂部施加一個力有相同的效應。合成力在垂直軸的 90 度位置發生作用，導致飛機向左的偏航運動。這個運動的程度取決於很多變數，其中之一是尾輪抬升後的急轉。然而，當一個力作用到轉動的螺旋槳的邊緣的任何一點，進動或者陀螺效應總會發生；合成力將仍然是在旋轉方向上偏離作用點 90 度的位置。根據力的作用位置，會導致飛機左偏航或者右偏航，上仰或者俯衝，或者是俯仰和偏航的結合。

陀螺效應的結果可以這樣說，任何繞垂直軸的偏航導致俯仰運動，任何繞橫軸的俯仰導致偏航運動。

為糾正陀螺效應的影響，飛行員有必要適當的使用升降舵和方向舵來防止不必要的俯仰和偏航運動。

不對稱載荷(P 因數)

當飛機以大迎角飛行時，向下運動的槳葉受力比向上運動的槳葉大；這樣推力中心就移動到了螺旋槳旋轉面的右側-導致繞垂直軸的向左偏航運動。那個解釋是正確的，然而，要證明

這種現象，必定產生每一個槳葉上的有效風向量問題，在考慮飛機迎角和每個槳葉的迎角雙重因素時顯得更為棘手。

這個不對稱載荷是由合成速度引起的，合成速度是螺旋槳葉在它的旋轉面內的速度和空氣水準的通過螺旋槳旋轉面的通過速度合成得來的。飛機以正的迎角飛行時，從後面看右側或者下降運動的槳葉通過區域的合成速度比左側向上運動的槳葉合成速度大。由於螺旋槳葉是一種翼面，增加的速度意味著升力增加。因此，向下運動的槳葉有更多的“升力”(相當於機翼的升力，這裡對於螺旋槳就是螺旋槳產生的推力)趨向於把飛機頭向左拉。

簡而言之，當飛機以大迎角飛行時，向下運動的槳葉有更大的合成速度；因此比向上運動的槳葉產生了更多的推力。如圖 3-34.如果螺旋槳軸是垂直於地面安裝的話（就像直升機）這會更容易看到。

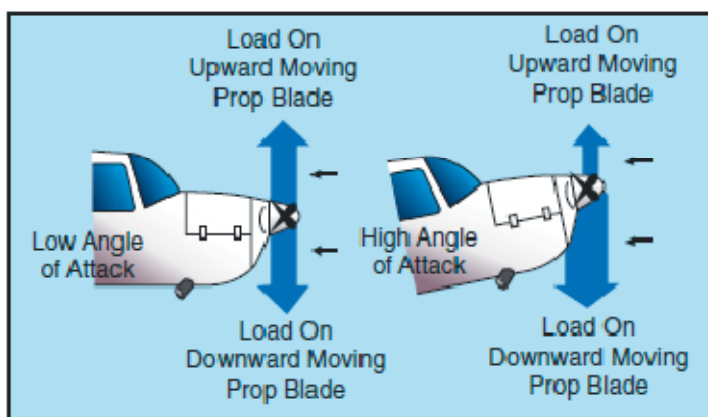


Figure 3-34. Asymmetrical loading of propeller (P-factor).

如果根本就沒有空氣運動，除由螺旋槳本身產生的風之外，每個槳葉的相同部分應該由相同的速度。但是，當空氣水準地通過這個垂直安裝的螺旋槳時，朝氣流前進的槳葉會比背離氣流運動的槳葉有更大的空速(槳葉相對空氣的速度)。這樣，朝向水準氣流旋轉的槳葉將產生更多升力，或者推力，把推力中心朝那些槳葉方向移動。設想旋轉垂直安裝軸的螺旋槳來使降低相對氣流的角度(就像在飛機上)。這個不平衡的推力然後成比例的變小，直到達到零，這時螺旋槳軸恰好相對移動的空氣是水準的。

扭矩效應四因素中的每一個數值都隨飛行狀態變化而變化。在飛行的一個階段，這些因素中的一個可能比其它的更突出；反之，在另一階段可能另外的因素更為主要，這些值之間的關係會隨不同飛機而變化，依賴於機身，發動機和螺旋槳組合以及其它設計特徵。

為在所有飛行條件下保持飛機的正確控制，飛行員必須應用必要的飛行控制來補償這些變化的值。

載荷因數

前面的部分只簡要的考慮了一些飛行原理的實際要點。要成為一個飛行員，飛行動力科學方面的詳細技術課程是不必要的。但是，就對乘客的安全負責來說，勝任的飛行員必須有基礎牢固的飛機受力概念，有利的使用這些力，以及特定飛機的操作限制。任何施加在飛機上使飛機從直線飛行偏斜的力都會在結構上產生一個應力；這個力的大小用術語叫“載荷因數”。

載荷因數是飛行時的作用於飛機的全部負荷和飛機總重量之比值。例如，載荷因數 3 意思是作用於飛機結構上的全部載荷是飛機總重量的三倍。載荷因數通常表達為術語“G”，也就是說載荷因數 3 可以說成 3G，或者載荷因數 4 可以說成 4G。

注意到一個有趣的現象是當一個飛機從俯衝拉起且載荷因數為 3G 時，飛行員將受到 3 倍於其體重的向下的壓力。因此，在任何機動中載荷因數的大小可以通過考慮飛行員座椅受壓的程度來獲得。由於現代飛機的操作速度大大的增加了，這個影響已經變得非常明確，是所有飛機結構設計中的主要考慮之一。

所有飛機的結構設計都預期只能承受一個確定大小的超載，載荷因數知識是所有飛行員必備的。載荷因數對於飛行員來說重要，是因為兩個不同的原因：

1. 由於明顯的危險超載，飛行員對飛機結構施加影響是合理的。
2. 因為增加的載荷因數增加了失速速度，使得在看起來安全的飛行速度上有失速的可能。

飛機設計中的載荷因數

要回答一個飛機需要多結實這樣的問題，答案很大程度上受飛機的受限用途確定的。這是一個困難的問題，因為最大可能的載荷在有效的設計中可以非常高。任何飛行員都可以來一次真實的硬著陸，或者從俯衝中來一次非常陡的拉起，這會產生不正常的載荷。然而，製造的飛機要能快速的起飛，緩慢的著陸，還能攜帶相當的貨物，那麼如此極端的不正常載荷必須被適當的消除。

飛機設計中的載荷因數問題就歸納為確定不同運行條件下正常操作所能期望的最大載荷因數。這些載荷因數稱為“極限載荷因數”。由於安全原因，要求飛機設計成承受這些載荷的時候不會有任何結構損壞。儘管聯邦管制條例要求飛機結構能夠支援 1 到 1.5 倍極限載荷因數而不會失效，但是還是接受了這樣的情況：飛機的部分可能在這些極限負載下彎曲或者扭曲，可能發生某些結構損壞。

1.5 這個值稱為“安全因數”，是為高於正常和合理操作條件下的載荷提供一定程度的餘量。但是，這個預留強度不是飛行員可以蓄意濫用的；而是為了遇到以外情況時的保護。

上述考慮適用於所有負荷狀態，無論是由於陣風，機動或者著落。驟風載荷因數要求和那些存在多年的其它要求實際上一樣生效。成千上萬的運行小時已經證明它們足夠安全。由於飛行員對驟風載荷因數的控制很小（除遇到顛簸氣流而降低飛機速度外），驟風載荷要求對大多數通用航空型飛機實際上是相同的，而不管它們的操作用途。一般的，驟風載荷因數控制嚴格的用於非特技飛行的飛機設計。

還有完全不同情況存在於有機動載荷因數的飛機設計中。有必要單獨討論這個問題，分為 1) 根據分類系統而設計的飛機(如普通的，通用的，特技的)，2) 舊時設計的飛機，它們在建造時沒有運行分類。

根據分類系統設計的飛機很容易從駕駛艙的標牌識別出來，標牌說明瞭飛機認證為哪種運行分類。最大安全載荷因數(極限載荷因數)對不同分類的飛機指定為如下：

分類	極限載荷
普通	3.8-1.52
通用(輕微特技，包括旋轉)	4.4-1.76
特技	6.0-3.0

普通的意思是不超過 4000 磅的飛機，極限載荷因數降低了。上述給出的極限載荷還要加上 50%的安全因數。

飛行機動越激烈，載荷因數就會增加。為飛機獲得最大的通用性而提供了分類系統 (Category system)。如果只打算進行正常操作，那麼需要的載荷因數會更小，如果飛機用於訓練或者特技機動，那麼飛機就要承受較高的機動載荷。

那些沒有分類標牌的飛機是在較早以前的工程要求條件下製造的，沒有對飛行員指定特別的操作限制。對於這種類型的飛機(重量達到 4000 磅)，要求的強度可以和今天的通用類飛機必將，允許進行相同類型的操作。對於超過 4000 磅的這類飛機，載荷因數隨重量降低，所以這些飛機應該可以和根據飛行系統設計的普通類飛機比較，對飛機的操作也要和普通類適應。

急轉彎時的載荷因數

在任何飛機的高度恒定協調轉彎中，載荷因數是兩個力的合成：離心力和重力。如圖 3-35。對於任何給定的傾斜角，轉彎速度(這裡是指轉彎角速度)隨空速變化；空速越高，那麼轉彎率也就越低。這個由於額外的離心力的補償讓載荷因數保持不變。

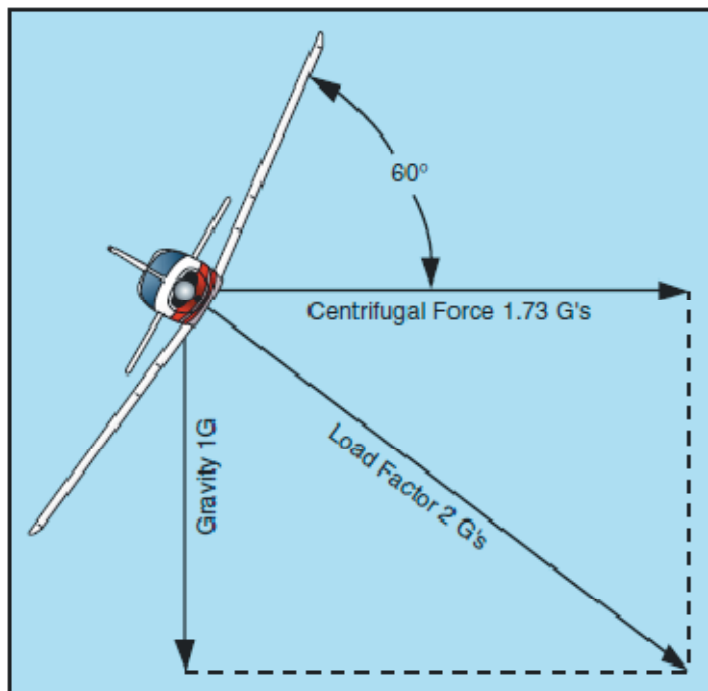


Figure 3-35. Two forces cause load factor during turns.

圖 3-36 揭示了一個重要的轉彎事實，載荷因數在傾斜角達到 45 度或者 50 度之後開始急速增加。對於任何飛機在 60 度傾斜角時載荷因數為 2G。在 80 度傾斜角時載荷因數是

5.76G。如果要維持高度，機翼必須產生等於這些載荷因數的力。

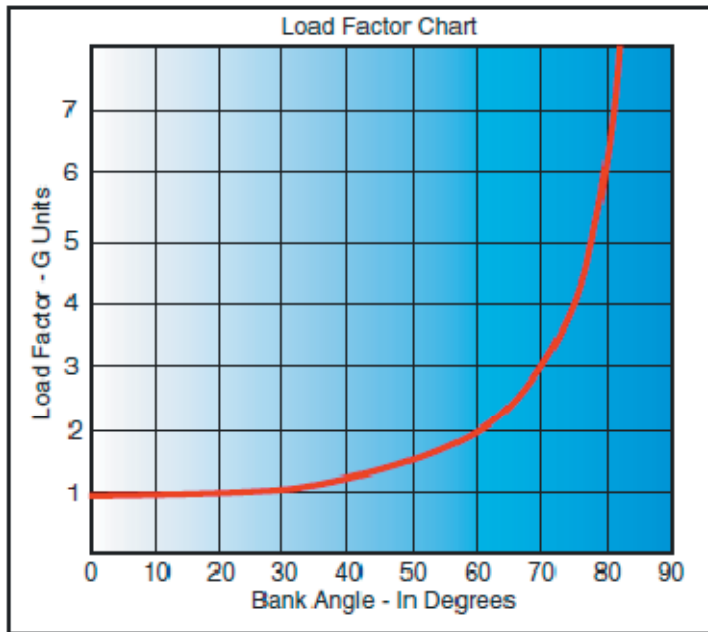


Figure 3-36. Angle of bank changes load factor.

應該注意到接近 90 度傾斜角時載荷因數的增加是多麼的快，它幾乎達到了無窮大。90 度的傾斜且恒定高度的轉彎從理論上說是不可能的。確實，飛機可以傾斜 90 度，但是不是處於協調轉彎中；可以保持 90 度側滑轉彎的飛機能夠側身豎直飛行。載荷因數會超過 6G 極限值，這是一個特技飛機的極限載荷因數。

對於一個協調的恒定高度轉彎，一般通用航空飛機的近似最大傾斜角為 60 度。這個傾斜角和它的有效必要功率設置達到了這類飛機的極限。再增加 10 度傾斜的話，載荷因數大約增加 1G，就接近這類飛機確立的屈服點。如圖 3-36

載荷因數和失速速度

任何介於結構限制內的飛機，可能以任何空速失速。當達到足夠大的迎角時，流過機翼的平滑氣流就會被打破而分散，導致飛行特性的急劇變化，突然失去升力，這就引起了失速。

對這個效應的研究顯示飛機的失速速度隨載荷因數的 2 次方根成比例增加。這意味著正常未加速失速速度為 50 節的飛機可以在載荷因數達到 4G 時以 100 節速度失速。如果這個飛機可以承受載荷因數 9 的話，那麼它可以在 150 節時失速。因此，勝任的飛行員應該知道下列事項：

- 飛機由於增加載荷因數，增加了不注意失速的危險，比如在急轉彎或者螺旋時
- 在超過飛機的設計機動速度以上進行有意失速，會引起巨大的載荷因數

參考圖 3-36 和 3-27，在急轉彎中飛機只要超過 72 度傾斜，產生的載荷因數就達到 3G，而失速速度明顯的增加了。如果正常未加速失速速度是 45 節的飛機來轉彎，空速必須保持不低於 75 節以防產生失速。一個類似的效應是在快速拉起時遇到，或者在任何產生超過 1G 載荷因數的機動中。這是突然的，意外的失控導致事故原因，特別在急轉彎時，或者在接近地面時生硬的使用升降舵。

由於載荷因數的平方和失速速度的二倍成正比，你會瞭解到巨大的載荷通過讓相對高速的飛機失速來影響飛機的結構。

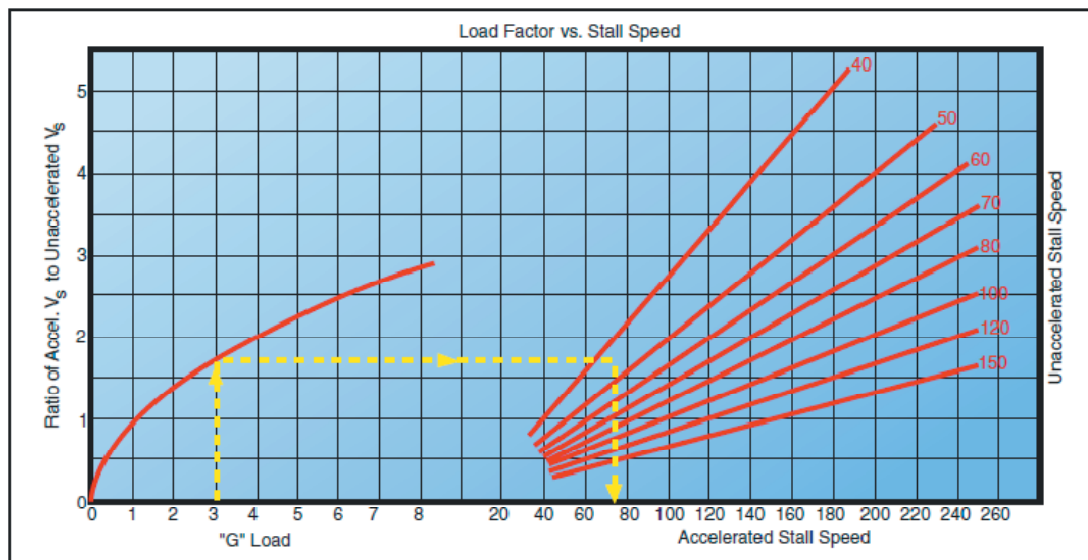


Figure 3-37. Load factor changes stall speed.

一架飛機可以安全失速的最大速度在所有新設計中都已經確定。這個速度稱為“設計機動速度 V_a ”，要求在所有最新設計的飛機的飛行員操作手冊和 FAA 批准的飛機飛行手冊中都要輸入設個值。對於較舊的通用航空飛機，這個速度大約是正常失速速度的 1.7 倍。因此，一架正常失速速度 60 節的舊飛機必須從不要在 102 節以上失速(60 節 \times 1.7=102 節)。正常失速速度 60 節的飛機在 102 節速度失速時將達到載荷因數 2.89G(1.7 \times 1.7)。(以上數字只是近似的指導，而不是任何一組問題的確切答案，設計機動速度應該根據製造商提供的具體飛機的操作限制來確定)。

因為控制系統中的杠杆作用隨不同飛機而變化，一些類型飛機使用平衡式控制面，而其它的不使用，飛行員施加於控制上的壓力不能被認為是不同飛機產生的載荷因數的指數。在大多數情況下，載荷因數可以通過經驗豐富的飛行員對座椅壓力的感覺來判斷。也可以使用一種稱為加速度計的儀錶來測量，但是由於這種儀錶一般不安裝在通用航空教練機上，根據身體感覺來判斷載荷因數的能力培養是非常重要的。以上概要的原理知識是培養評估載荷因數能力的基礎。

對不同傾斜角度的載荷因數和設計機動速度(V_a)方面的透徹理解將幫助你避免兩種最嚴重類型的事故：

1. 急轉彎導致的失速或者接近地面時過分機動導致的失速
2. 特技飛行時的結構性失效或者失控導致的猛烈機動

載荷因數和飛行機動

所有飛行機動都有臨界載荷因數，除了不加速的直線飛行，它的載荷因數總是 1G。本部分考慮的特定機動會引起較高的載荷因數。

轉彎

載荷因數的增加是所有傾斜轉彎的一個特性。如載荷因數章節的急轉彎方面所述，特別是圖 3-36 和 3-37，載荷因數對飛行性能和機翼結構上的載荷都變得意義重大，特別是傾斜角增加超過 45 度時。

一般輕型飛機的臨界因數的傾斜角為 70 度到 75 度，失速速度在傾斜約 63 度時近似增加一半。

失速

從平直飛行或者未加速的直線爬升中進入的正常失速產生的額外載荷因數將不會超過平直飛行時的 1G。然而，當失速發生時，這個載荷因數可能降低到 0，此時好像一切都沒有重量；飛行員有一種自由的漂浮在空中的感覺。向前推升降舵，負載荷因數，將會導致機翼上向下的力，而飛行員有被從座位拉起來的感覺。

在失速恢復後的拉起過程中，有時會產生明顯的載荷因數。在過分俯衝(進而空速很高)和生硬拉平到平飛期間載荷因數可能不注意的進一步增加。一件事通常又導致另一件事，這樣載荷因數一直增加。在高速俯衝速度下生硬拉起會給飛機結構施加臨界載荷，由於迎角持續增加進而產生再生的或者二次失速。

作為一般法則，通過俯衝從失速改出到巡航或者設計機動速度，只要速度安全的高於失速速度就要逐步拉起，這時引起的載荷因數不會超過 2 到 2.5G。永不應該產生較高的載荷因數，除非拉起已經影響飛機機頭接近或者超過豎直姿態，又或者在極低高度以避免俯衝到地面。

旋轉

因為穩定的螺旋除了旋轉之外，其它因素都和失速沒有本質不同，適用於失速改出的載荷因數考慮也適用於這裡。由於旋轉恢復通常受比普通失速中機頭更低的影響，空速會更高，進而載荷因數也就更大。在正確的旋轉改出中，載荷因數經常大約是 2.5G。

螺旋期間的載荷因數隨每個飛機的旋轉特性而變化，但是通常稍微高於平飛時的 1G。這樣的原因有兩個：

1. 螺旋的空速非常低，通常比未加速失速速度低 2 節
2. 飛機處於螺旋時是繞自己的樞軸旋轉，而不是轉彎

高速失速

普通輕型飛機不能承受和高速失速共有的載荷因數的重複作用。這些機動所需要的載荷因數在機翼和尾部結構上產生應力，而在大多數輕型飛機上沒有留有合理的安全餘量。

在高於正常失速的一個空速上誘導這個失速的唯一方法可以是過度的拉升降舵控制，這伴隨著施加額外的載荷因數。1.7 倍失速速度(失速速度為 60 節的輕型飛機以 102 節飛行)的空

速將產生 3G 的載荷因數。進一步，在輕型飛機上只允許很有限的差錯餘量用於特技動作。為證明載荷因數隨空速增加多快，同一飛機的 112 節的高速失速產生的載荷因數達到 4G。

急躍升和矮 8 字

在這些機動如淺俯衝，急俯衝或者拉起中考慮載荷因數，給出定理的說明是困難的。得到的載荷因數和俯衝以及拉起的快慢直接相關。

一般的，機動執行的越好，產生的載荷因數就越不容易達到極值。在急躍升和矮 8 字這種機動中，拉起會產生大於 2G 的載荷因數，不會導致高度的極大增加，且對於低功率的飛機可能導致高度的淨損失。

有適中的載荷因數，盡最大可能的平滑拉起，那麼急躍升可以獲得最大的高度增加，對於急躍升和矮 8 字都能獲得較好的總體性能。此外，可以注意到這些機動的推薦進入速度一般的都接近製造商的設計機動速度，因此就可以在不超出載荷極限的情況下最大化載荷因數的利用。

擾動氣流

所有認證的飛機都設計成能夠承受相當強度的驟風引起的載荷。驟風載荷因數隨空速增加而增加，用於設計目的的強度相當於最好級別的飛行速度。在極端的擾動氣流中，如在雷暴雨或者鋒麵條件下，降低到設計機動速度是明智的。如果不進行速度控制，驟風可能產生超出載荷極限的載荷。

現在大多數飛機飛行手冊包含了擾流空氣穿透資訊。現代飛機-(很大的速度和高度運行範圍)-的操作員在舒適性和安全性方面都受益於這個增加的特徵。關於這一點，最大的“永不超過”標牌俯衝速度僅是根據平穩空氣而確定的。永遠不要在驟風或者紊流空氣中實踐超出已知機動速度的高速俯衝或者特技速度。

總之，必須 記住，有意的特技，從俯衝中生硬的拉起，高速失速，和紊流中的高速飛行產生的載荷因數都會給飛機的整個結構施加額外的應力。

作用於飛機結構的應力會對飛機的任何部分施加力。對於那些無知的人有一種傾向，它們認為載荷因數在效果方面只作用於翼梁和支柱。由於過量載荷導致的大多數結構化失效涉及翼肋結構，包括機翼的前緣和後緣以及尾翼部分。編織物蒙皮飛機的關鍵區域是機翼上表面翼弦的大約三分之一之後。

這種載荷通過長期的積累效應可能會鬆開或者削弱重大部件，以致於實際的故障會延後發生，而當時飛機正以正常的方式被操作。

VG 圖表

飛機的飛行運行強度用一個圖來表示，它的水準刻度是基於載荷因數的。如圖 3-38。這個圖稱為 VG 圖，速度-載荷因數關係圖。每一個飛機都有它自己的 VG 圖，它在特定重量和高速下有效。

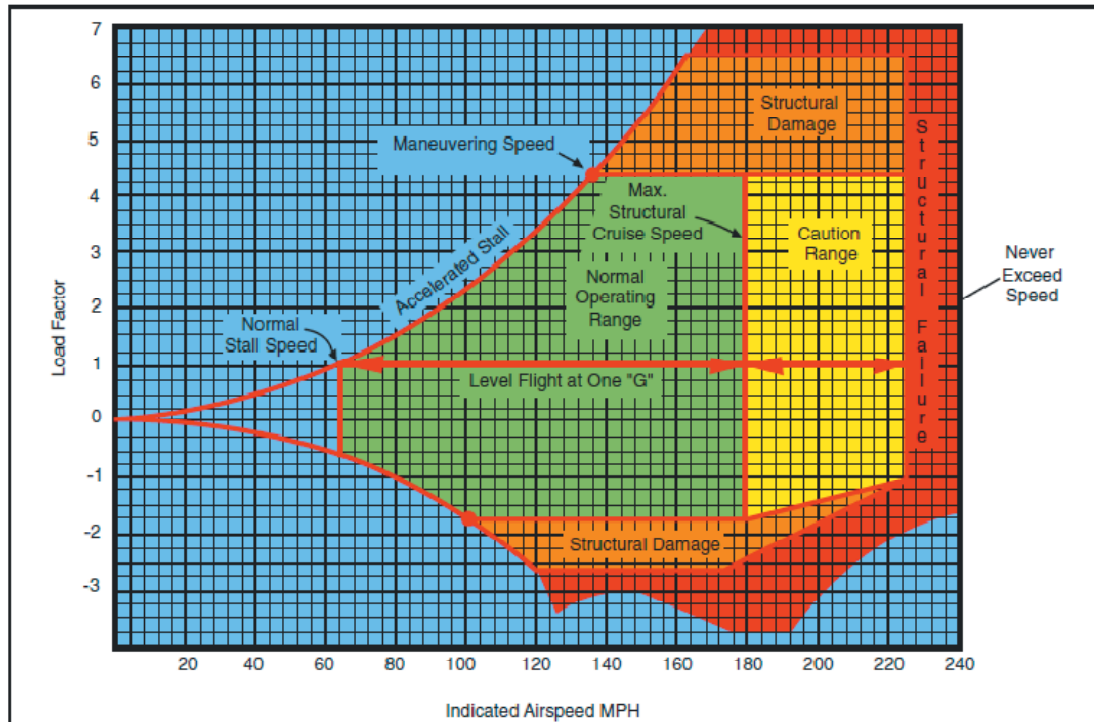


Figure 3-38. Typical Vg diagram.

VG 圖上最首要的曲線就是最大升力曲線。示例的飛機在 62mph（英里/小時）的時候可以達到不超過 1G 載荷因數，這是機翼水準失速速度。由於最大載荷因數隨空速的平方成正比，最大的正的升力在 92mph 的時候達到載荷因數達到 2G，112mph 的時候達到 3G，137mph 時達到 4.4G，等等。任何在這條曲線以上的載荷因數從空氣動力學上是得不到的；也就是這個 VG 圖的飛機不能在最大升力曲線之上飛行，因為會失速。本質上相同情況出現在負升力飛行時，但是有個例外，那就是產生給定的負載荷因數所需要的速度比產生相同的正載荷因數的速度要高。

例如，上圖可以看到在 62mph 的時候產生的載荷因數約 1G，而對應於 -1G 載荷因數，速度大約為 80mph。

如果這架飛機飛行的正載荷因數超過正極限載荷因數 4.4 的話，將可能導致結構化損壞。當飛機在這個區域操作時，將會發生要不得的主結構剩餘形變，也會產生高速疲勞損傷。在正常操作中必須避免在超過極限載荷運行。

在 VG 圖上還有重要的另外兩點。第一，是正極限載荷因數和最大正升力線的交點。這點是空氣動力學地達到極限載荷因數的最低空速。任何超過此點的空速將會產生能夠損壞飛機的足夠強的升力；任何低於此點的空速產生的正升力都不足以導致飛機的超載損壞。這個速度的一般術語叫“機動速度”，原因是亞音速空氣動力學的考慮能夠預知這種條件下的最小可用

轉彎半徑。機動速度是個有用的參考點，因為飛機低於這個速度飛行時不會產生破壞性的正的飛行載荷。在機動速度以下，機動和驟風的任何結合都不會產生機翼超載的破壞。

下一個是負極限載荷因數和最大負升力線的交點。任何大於這點的空速，將會產生足以損壞飛機的負升力；任何低於此點的空速產生的負升力都不足以導致飛機的超載損壞。

極限空速(紅線速度)是飛機的設計參考點，這張圖的飛機受限於 225mph。如果飛機要超過這個極限速度，很多現象會導致結構化損壞和結構化故障。

因此，飛機在飛行時是受限於一套速度和不超過極限速度的載荷因數組合，也不能超過極限載荷因數，也不能超出最大升力性能。飛機必須在這個包絡線內運行，這樣才能夠避免結構化損壞，以確保飛機達到預期的使用期限。飛行員必須把 VG 圖看作是安全運行條件下的空速和載荷因數的允許組合。任何處於結構包絡線之外的機動或者驟風將會導致飛機的結構損壞，它將有效的縮短飛機的使用期限。

重量和平衡

飛行員經常把飛機的重量和配平資料看作是只對工程師，調度員，或者定期/非定期航空運輸管理者重要的資訊。准著這個思路，可以推理飛機在認證程式中被稱重，無論設備的變化或者維修，這個資料是不確定的。進一步的，這個資訊被錯誤的簡化為一個行之有效的程式或者叫“經驗規則”，例如“如果我有三位乘客，我只可以裝載 100 加侖的燃油，4 位乘客的話，那麼就只能裝載 70 加侖的燃油。”

不可否認的是，這個經驗規則在大多數場合是適當的，但是就如這個標題“重量和平衡”暗示的，不只要考慮飛機的重量，還要考慮它的重心(CG)的位置。重心的重要性在穩定性，可控性和性能方面的討論中應該已經很明顯。如果所有飛行員理解和認識到重心對飛機的影響，那麼就可以從記錄中去掉一種類型的事務：“事故的主要原因-飛機的重心超出後面的極限位置和不平衡的載荷分佈導致飛機呈不穩定性。飛行員在起飛時失控導致飛機墜毀。”

當深入思考的時候，業經證明的飛機的原因是如此的明顯。例如，對飛行員來說如果沒有承載全部定額乘員，那麼就可以承載額外的燃油來延長航程。此外，禁止承運行李也是不切實際的，只有在處於旋轉時它的重量才會對飛機飛行特性產生相反的效果。飛機有重量和配平限制的兩個基本原因：

1. 由於重量對飛機的主要結構和它的飛行特性有影響
2. 由於這個重量的位置也對飛行特性有影響，特別是在失速和旋轉改出和穩定性中。

重量對飛行性能的影響

一架飛機的起飛/爬升和著陸性能是根據它的最大允許起飛和著陸重量來確定的。較重的總重量會導致較長的起飛滑跑和較慢的爬升，著地速度越快，著陸滑行就越長。即使很小的超載也會使得飛機不能越過障礙物，而這個障礙物在良好的條件下起飛時根本不用認真的考慮。

超載對性能的有害影響不限於起飛和著陸時的直接危險。超載對所有爬升和巡航性能都有相反的影響，它將導致爬升時的過熱，發動機部件的附加磨損，燃油消耗的增加，巡航速度變慢，還縮短了最大航程。

現代飛機製造商為製造的每一架飛機提供重量和平衡資料。通常這個資訊可以在 FAA 批准的飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊(AFM/POH)中找到。隨著這些年飛機設計和製造技術的進步，已經開發出為確定重量和配平資料的“易讀圖表”。這些飛機增加的性能和負荷能力要求嚴格的遵守製造商制定的操作限制。對建議的任何偏差都會導致結構損壞或者甚至是飛機結構的完全失效。即使一架飛機的載荷處於最大重量限制之內，重量的分佈也必須使重心處於限制範圍以內。前面對航空動力學和載荷因數的簡單學習說明瞭這個預防措施的原因。後面的討論重量和配平條件重要性的幾個原因提供一些背景資訊，這些條件對飛機的安全飛行很重要。

飛行員經常完全不知道所飛飛機的重量和配平限制，也不知道這些限制的原因。在一些飛機裡，不可能坐滿所有座位，或者行李箱不是滿的，油箱也不是滿的，而且也仍然處於有效的重量和平衡限制內。作為一個例子，在一些流行的四座飛機上，當四個座位坐滿還帶一些行李的時候，油箱可能不會加滿。在一架雙座飛機上，如果要打算練習旋轉的話，就不允許在座位後面的行李箱裝行李。

重量對飛機結構的影響

額外重量對飛機機翼機構的影響是不容易明顯看出來的。適航要求規定認證的普通類飛機結構必須足夠結實能夠承受 3.8G 的載荷因數，以承受機動和驟風導致的動態載荷。意思就是飛機的主結構能夠承受 3.8 倍有效總重量而不會發生結構損壞。如果這被認為是載荷因數的表現的話，100 磅超載會引起潛在的結構超載量為 380 磅。在通用類和特技類飛機上相同的考慮更加明顯，它們分別要求載荷因數最大為 4.4 和 6.0。

超載導致的結構損壞會引人注目和非常悲慘，但是一般更多的是超載逐漸的影響結構元件，這種形式的影響是難以檢測的，而且維修費用昂貴。習慣性超載的最嚴重後果之一就是超載的影響是積累的，在以後的完全正常操作中可能導致結構損壞。由於超載而作用於結構部件上的應力確信會加速金屬疲勞破損的發生。

飛行機動和陣風影響的載荷因數將會加重飛機總重增加的後果。一架能夠承受大約 3G 載荷因數的飛機結構，如在從急俯衝改出時，必須要準備為每增加 100 磅重量承受額外的 300 磅重量。在特定的飛機上這就是由額外不必要的 16 加侖燃油引起的。FAA 認證的民用飛機被結構化的分析過，在最大總重的條件下測試過飛行，在標注的速度內飛行過。以超過這個重量的總重飛行也是完全可能的，而且一般性能效率也是很好的。雖然如此，這個事實不應該誤導飛行員，因為飛行員可能沒有認識到這樣的載荷不是為這樣的飛機設計的，也不知道飛機的全部或部分結構上產生的載荷大小。

不管飛機是承載乘客還是貨物，必須考慮結構。座位，行李艙，以及客艙地板是為特定載荷或者載荷集中設計的。例如，一架輕型飛機行李艙可能由於支撐結構的極限強度而標稱載貨量為 20 磅，即使飛機不會超載或者在那個位置有更多重量也不會使得重心越限。

重量對飛機穩定性和可控性的影響

超載對飛機的穩定性影響也沒有被廣泛的認識到。一架飛機載荷正常時，可以觀察到它相當穩定和可控，而當超載時會發現有相當不同的飛行特性。儘管重量的分佈對穩定性有直接的影響，無論重心的位置在哪裡，都可以預料到飛機總重的增加可能會對穩定性有不利的影響。

如果總重過重，那麼很多認證過的飛機的穩定性完全不能令人滿意。

載荷分佈的影響

重心的位置對作用於飛機機翼載荷的影響還沒有被普遍的認識到，儘管它對爬升和巡航性能非常重要。和一些飛行員的信念相反的是，靠前位置載荷的飛機會較重，從而比重心靠後的同一飛機飛的較慢。

圖 3-39 說明瞭這個原因。對於靠前的載荷，大多數飛機就需要機頭上仰配平以維持水準巡航飛行。機頭上仰配平導致就需要在機身後面的尾部翼面上產生更大的向下的負載，這增加到機翼載荷上，如果維持高度的話要求機翼產生的總升力也增加。這樣就需要機翼有更大的迎角，進而導致阻力增大，接著失速速度變大。

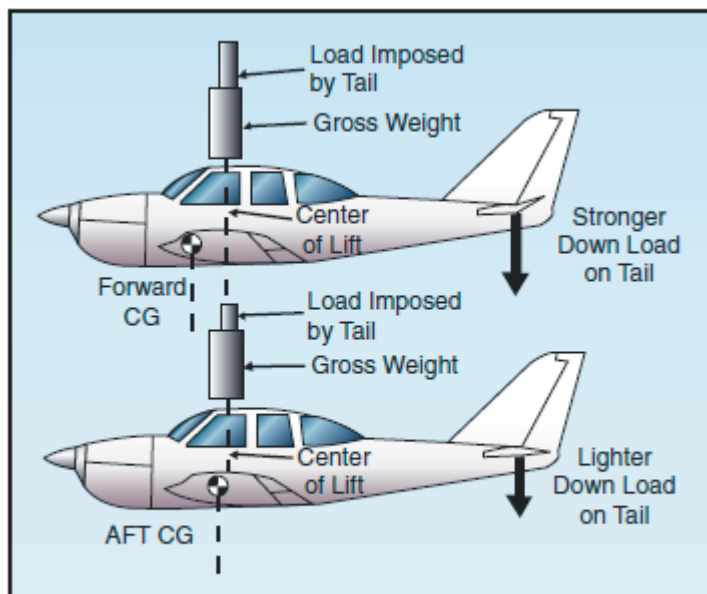


Figure 3-39. Load distribution affects balance.

對應於靠後的負載和機頭下沉配平，尾部翼面要承受的向下載荷要少，這樣就減輕了機翼上的大部分載荷，以及維持高度所要求的總升力。需要的機翼迎角也相應減小，因此阻力也減小，能夠得到更快的巡航速度。理論上來說，巡航飛行中尾部翼面承受適中的載荷能夠獲得最有效率的總體性能和最快的巡航速度，但是也會導致不穩定性。因此，現代飛機出於穩定性和可控性需要設計成在尾部有向下的負載。

記住，由於來自機翼和機身的下洗流施加於尾部翼面的力的原因，配平片位置為零不一定和“適中配平”相同。

飛機的可用載荷分佈效果對飛行特性有重要的影響，即使載荷在重心極限位置和最大允許總重範圍以內。在這些影響中，重要的是對可控性，穩定性和施加於機翼的實際載荷的變化。

一般的，當重心進一步靠後，特別是在慢速飛行時，飛機的可控性變差。一架飛機的重心向後移動 1-2 英寸時，相對於正常螺旋改出嘗試，從延長的螺旋中乾淨利索的改出可能完全失敗。

確立一個靠後的重心極限對飛機設計者來說是公共慣例，即在最大值的 1 英寸範圍內能夠允許從一圈螺旋中正常改出。當認證一架公用類飛機以允許有意的螺旋時，靠後的重心極限通常確定在普通類飛機允許的極限位置之前幾英寸的點上。

另一個影響可控性的因素在當前的大飛機設計中正在變得更加重要，即重設備和貨物位置的長力臂效應。同一架飛機可以通過集中燃油、乘客和貨物靠近設計重心而裝載成最大總重位於重心極限位置以內；或者把燃油分散到機翼的兩側，貨物分散到機艙的前後。

對於相同的總重和重心，載荷分散時，在紊流中飛行機動或者維持水準飛行將需要更大的控制力。這是真實的，因為大量的燃油和重物所處的位置有長力臂，必須通過控制面的反作用力來克服。當控制條件處於邊際時，一架油箱完全在機翼或者翼尖油箱的飛機在側滾時趨向於反應遲緩，貨物裝載在過分靠前或者靠後都會對升降舵控制回應變慢。

一架飛機靠後的重心極限很大程度上是出於穩定性考慮而確定的。最初一種類型認證的適航要求指定特定速度下飛行的飛機在確定的幾次上下擺動內要能夠阻尼機頭的垂直偏移。一架飛機的載荷太靠後可能達不到這樣的要求。相反地，當機頭突然拉起時，可能會發生交替的爬升和俯衝，且隨每次上下擺動變的越來越陡峭。這種不穩定性不僅讓乘客感到不舒服，甚至在特定條件下也可能讓飛機難以操控。

任何飛機的失速改出都隨重心靠後而變的更加困難。這對於螺旋改出特別重要，在任何飛機的靠後負載上有一點，這一點可以發生水準螺旋。水準螺旋即離心力作用於正好靠後的重心，這個離心力會把飛機尾部從螺旋軸拉出，使得飛機機頭朝下進而改出螺旋成為可能。

一架飛機的載荷裝載在後面的重心極限允許位置上時，它的轉彎和失速機動的操作以及著陸特性和裝載在靠前位置有很大的差別。

前面的重心極限要通過很多考慮來確定。作為一個安全度量，要求配平裝置不管是配平片還是可調尾翼能夠保持飛機在發動機停車的條件下正常的滑翔。為確保緊急情況時的最小著陸速度，一架常規飛機必須能夠完全失速停車著陸。後三點式飛機的載荷使得機頭過重而難於滑行，特別是有大風的時候。通過使用剎車，很容易是機頭過高，在沒有跳動的時候會非常難於著陸，因為在著陸緩慢下降和拉平的時候很容易俯衝。

地面上的操縱困難可能出現在前輪型飛機上，特別是在著陸側滑和起飛時。

1. 重心位置影響升力和機翼迎角，作用於尾部的力的大小和方向，以及尾翼（為穩定提供適當的平衡力）偏差度。後者是非常重要的，因為它關係到升降舵的控制力。
2. 重心位置靠前時，飛機將會在較高速度上失速。這是因為增加的機翼載荷在較高速度時

達到失速迎角。

3. 較大的升降舵控制力通常隨靠前的重心而出現，因為平衡飛機所需要的升降舵偏轉角度增加了。
4. 重心位置靠後的飛機可以更快的巡航，因為阻力降低了。阻力降低是因為迎角更小，克支持飛機和克服機頭向下的配平趨勢所需要的升降舵偏差度也更少。
5. 隨重心位置後移也使得飛機的穩定性變差。這是因為隨著重心位置後移，導致迎角增加。因此機翼對飛機穩定性的影響降低了，而尾部影響仍然穩定。當機翼和尾部在這點達到平衡時，就出現了中性穩定性。重心位置任何進一步後移會導致飛機進入不穩定狀態。
6. 靠前的重心位置增加了升降舵的反壓力要求。在機頭向下的情況上升降舵可能不再能夠繼續增加配平了。為能夠在失速速度以上的範圍內控制飛機，需要有足夠的升降舵控制。
【靠前的重心需要額外的升降舵配平偏轉角度，而在如下降等機頭向下的姿態中，在機頭抬升的拉平動作時，可能偏差度已經被用完了，使得飛機失去俯仰控制。所以這段話是強調要保證升降舵控制的餘量，飛機重心位置不能太靠前。】

高速飛行

超音速流和亞音速流

在亞音速空氣動力學裡，升力理論是基於一個物體上產生的力以及包圍這個物體的氣流。大約在 260 節速度以下，空氣可以被認為是不可壓縮的，在一個固定的高度上，即使空氣的壓力有所變化，但是可以認為它的密度基本恒定。在這個假設條件下，空氣就像水一樣被分類為一種流體。亞音速空氣動力學理論也假設空氣的粘度【粘度是流體的一種屬性，即流體的一部分阻止另一部分流動的特性】是忽略不計的，把空氣看成一種理想的流體。並遵從理想流體空氣動力學原理，如連續性，貝努利原理和迴圈。

實際上，空氣是可以壓縮的，也有粘度。而在低速的時候這些屬性是可以忽略的，特別是壓縮特性隨著速度的增加而變的重要。當速度接近聲速的時候壓縮性變得最重要（相對於較低的粘度而言）。在這個速度範圍，可壓縮性導致飛機周圍的空氣密度發生變化。

飛行時，機翼通過加速上表面的氣流速度來產生升力。這個加速的氣流可以而且也能夠聲速，甚至飛機本身可能處於亞音速飛行。在某些極端的迎角時，對於某些飛機，機翼上表面的氣流速度可能是飛機速度的兩倍。因此飛機上同時存在超音速和亞音速的氣流是完全可能的。當飛機某些位置(如機翼的最大拱形區域)的氣流速度達到聲速的時候，進一步的加速將導致空氣壓縮影響的產生，例如形成衝擊波(shock wave)，阻力增加，飛機振動，穩定性以及控制困難。亞音速流理論在這個點之上的所有速度是完全無效的。如圖 3-40。

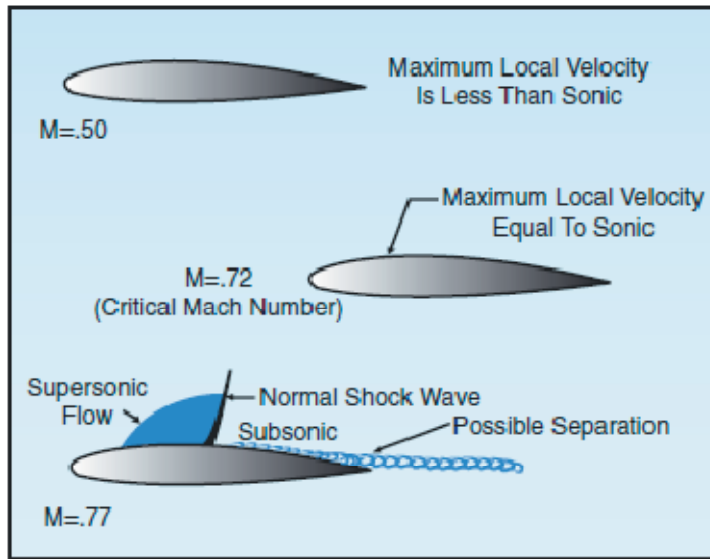


Figure 3-40. Wing airflow.

速度範圍

聲音速度隨溫度而變化。在標準的 15 攝氏度溫度條件下，海平面的聲速是 661 節。在 4 萬英尺，那裡的溫度是 -55 攝氏度，聲速降低到 574 節。在高速或者高高度飛行時，速度的度量是用“馬赫數”這個術語來表示的。馬赫數是飛機的真空速和相同大氣條件下聲音速度的比值。如果飛機以聲速飛行，那麼它的馬赫數為 1.0。飛機速度制定義如下：

亞音速(subsonic)：0.75 馬赫以下

跨音速(transonic)：0.75 到 1.20 馬赫

超音速(supersonic)：1.20 到 5.00 馬赫

高超音速(hypersonic)：5.00 馬赫以上

而跨音速和超音速範圍通常出現在軍用飛機上，民用噴氣飛機通常的運行在巡航速度範圍 0.78 到 0.9 馬赫之間。飛機機翼的任何部分的氣流速度第一次達到(但是不超過)1.0 馬赫稱為飛機的臨界馬赫數(Mach Crit)。因此，臨界馬赫數是亞音速飛行和跨音速飛行的邊界，也是跨音速飛行中遇到的所有壓縮影響的重要參考點。衝擊波，振動和氣流分離發生在臨界馬赫數以上。典型的噴氣式飛機巡航於或靠近它的臨界馬赫數時達到最高效率。超出臨界馬赫數 5%-10% 的速度時壓縮性影響開始發生。阻力開始快速增加。隨阻力的增加同時飛機發生振顫，平衡和穩定性發生變化，控制面的有效性也降低。這叫阻力發散點，是選擇高速巡航操作的典型速度。在超出高速巡航的某個點是渦輪動力飛機的最大運行極限速度： V_{mo}/M_{mo} 。如圖 3-41。

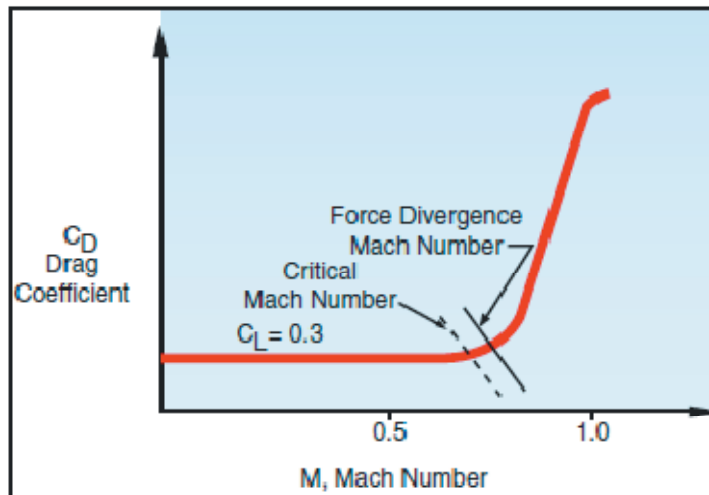


Figure 3-41. Critical Mach.

V_{mo} 是以節為單位元的最大運行速度，這個速度限制空氣壓力對結構的反作用力，預防飛機顫動。 M_{mo} 是以馬赫數表示的最大運行速度。飛機不應該超出這個速度飛行。這樣做會遇到壓縮性的完全影響的風險，包含可能失控。

馬赫數和空速

特定飛機的速度如臨界馬赫數或者最大運行馬赫數發生在一個給定的馬赫數。而真空速 (TAS) 隨外部空氣溫度的變化而變化。因此，對應於特定馬赫數的真空速可能有相當的變化 (多達 75-100 節)。當一架飛機以恒定馬赫數巡航進入一個空氣溫度較高的區域，真空速和需要的燃油都增加，航程會降低。相反的，當進入較冷溫度的區域，真空速和需要的燃油降低，航程增加。

一架運行在高海拔高度的飛機，任何給定馬赫數時的指示空速 (IAS) 隨某高度層之上的高度增加而降低。相反情況發生在下降時。通常的，爬升和降落在低高度時是用指示空速來完成的，而在較高高度時是用馬赫數完成的。

和運行在低高度時不同，噴氣飛機的失速指示空速隨高度的增加而明顯增加。這是因為一個事實，即真空速隨高度而增加。在高的真空速時，空氣壓縮導致機翼上和皮託管系統中的氣流畸變。同時，以最大運行馬赫數表示的指示空速隨高度而降低。最終，飛機將達到一個高度，在那裡真空速和最大運行馬赫數之間只有很小差別或者相等。

邊界層

空氣有粘度，在翼面流動時會遇到阻力。氣流的粘度特性會降低翼面上局部的速度，也是蒙皮摩擦阻力的原因。當空氣通過機翼表面時，最接近翼面的空氣粒子趨於靜止。後一層粒子速度減低，但是沒有停止。在距離翼面很小但是可以度量的範圍內，空氣粒子以自由流動速度運動。翼面的氣流層由於空氣的粘性而速度降低或者停止，這個氣流層稱為邊界層。一架飛機上典型的邊界層厚度範圍從靠近機翼前緣的幾分之英寸小到大飛機末尾的 12 英寸，如波音 747。

有兩種不同類型的邊界層流：層流和紊流。層流邊界層是非常平滑的氣流，而紊流邊界層包含漩渦和逆流。層流產生的表面摩擦阻力比紊流少，但是穩定性低。翼面上的邊界層流開始是平滑的層流。當氣流從前緣繼續向後，層流邊界層的厚度增加。從前緣向後的一段距離開始，平滑的層流開始分散過度成為紊流。從阻力的觀點看，讓層流到紊流的過渡區儘量朝機翼後面靠是明智的，或者讓機翼的很大部分面積處於邊界層的層流部分範圍內。然而，能量低的層流比紊流更會突然分散。

另一個和粘性氣流有關的現象是分離。分離發生在當氣流突然從機翼離開時。自然的過程是從層流邊界層到紊流邊界層，然後再變為氣流分離。氣流分離產生很大阻力，極大的破壞升力。邊界層分離點隨著機翼迎角的增加而沿機翼向前移動。如圖 3-42

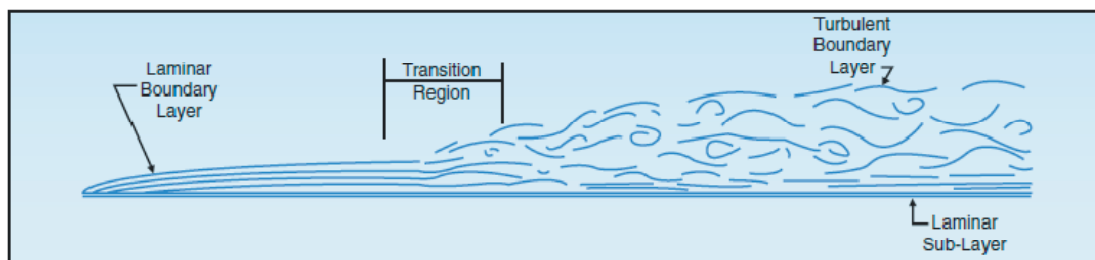


Figure 3-42. Boundary layer.

渦流發生器用於延遲或者避免在跨音速飛行時遇到的衝擊波誘導邊界層分離。渦流發生器是小的低反弦角比機翼，相對於氣流的迎角為 12 度到 15 度。它們通常在副翼或者其他控制面之前距機翼幾英寸距離。渦流發生器產生渦流，它把邊界層流和靠近翼面之上的高能量氣流混合。這就產生較高的表面速度，同時增加了邊界層流的能量。因此，要導致氣流分離就需要更強烈的衝擊波。

衝擊波

當飛機飛行在亞音速速度時，飛機前面的空氣通過聲速傳播的壓力變化而知道後面有飛機要來。因為這個預告，在飛機到達前空氣開始朝兩邊移動，這樣讓飛機很容易的通過。當飛機速度達到聲速時，飛機前面的空氣就不能預告飛機的到來了，因為飛機總是以相同的速度跟隨自己的壓力波。更合適的說法是，在飛機前面的空氣粒子的擠壓導致飛機前面氣流速度的急劇下降，相應的增加了空氣壓力和密度。

當飛機速度增加超過聲音速度是，受壓縮的空氣的壓力和密度繼續增加，飛機前面受壓縮的區域持續的擴大範圍。在氣流中的某一點，空氣粒子完全不受擾動，不能提前預知飛機的接近，在緊接著的瞬間，相同的空氣粒子被迫承受溫度，壓力，密度和速度突然劇烈的變化。未受擾動的空氣和受壓縮的空氣區域之間的邊界稱為衝擊或者壓縮波。

無論何時方向不變的超音速流降低到亞音速流都會形成相同類型的波，例如當氣流在機翼的拱形部分加速到聲速，然後在通過最大拱形區域後降低到亞音速。將會在超音速和亞音速範圍的邊界形成衝擊波。

無論何時，形成和氣流垂直的衝擊波稱為正常衝擊波，緊隨衝擊波之後的氣流是亞音速的。通過正常衝擊波的超音速氣流將發生這些變化：

- 氣流減速到亞音速
- 緊隨衝擊波之後的氣流方向不變

- 波之後氣流的靜壓和密度大大增加
- 氣流的能量(用總壓表示，等於動壓加靜壓)大大降低

衝擊波結構導致阻力增加。衝擊波的主要影響之一就是緊隨波之後形成厚的高壓力區域。高壓區域的不穩定性，和氣流通過衝擊波時它的速度能量部分的轉換成爲熱量，這是阻力增加的部分因素，但是氣流分離引起的阻力要大的多。如果衝擊波很強烈邊界層可能沒有足夠的動能來阻止氣流分離。在跨音速區域由於衝擊波結構和氣流分離導致的阻力稱爲波阻力。當速度超過臨界馬赫數大約 **10%** 的時候，波阻力急劇增加。這樣就需要增加相當大的推力以增加飛行速度來跨越這個點進入超音速區域，這個區域依賴於翼形和迎角，邊界層可能再次附著在機翼上。

正常衝擊波首先在機翼的上表面形成。然而，隨著馬赫數的進一步增加，上表面的超音速區域會擴大，在下表面形成另外一個超音速流區域和一個正常衝擊波。當飛行速度接近聲速時，超音速流的區域繼續擴大，衝擊波向後移動靠近機翼後緣。如圖 3-43。

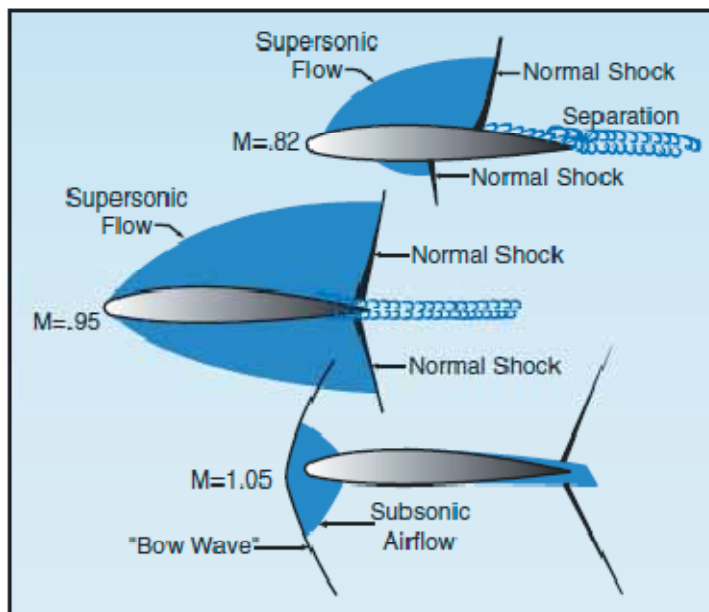


Figure 3-43. Shock waves.

伴隨阻力增加出現的是抖振(稱爲馬赫抖振)，配平和穩定性，以及控制力有效性的降低。氣流分離導致下洗流的損失和機翼上壓力中心的位置變化，進而使升力損失。氣流分離在機翼後面產生的湍流尾流使得飛機尾部控制面振動。水準尾翼提供的機頭上仰和下俯配平控制和機翼後面的下洗流有關。這樣，減弱的下洗流降低了水準尾翼的配平控制有效性。機翼壓力中心的運動影響機翼的配平力矩。如果壓力中心向後移動，就會產生稱爲馬赫俯衝(Mach tuck)或者突然下俯(tuck under)運動,如果中心向前移動，就會產生機頭上仰運動。這是很多渦輪機動力飛機發展 T 形尾翼結構的主要原因，它把水準尾翼面安裝的盡可能遠離機翼產生的湍流。

後掠角

跨音速飛行的大多數困難都和衝擊波誘導的氣流分離有關。任何延遲或者減輕衝擊波引起的氣流分離的方法都會改進氣動性能。一個方法是機翼的後掠角。後掠角理論基於一個認識，

即影響壓力分佈和衝擊波形成的只有垂直於機翼前緣的氣流分量。如圖 3-44。

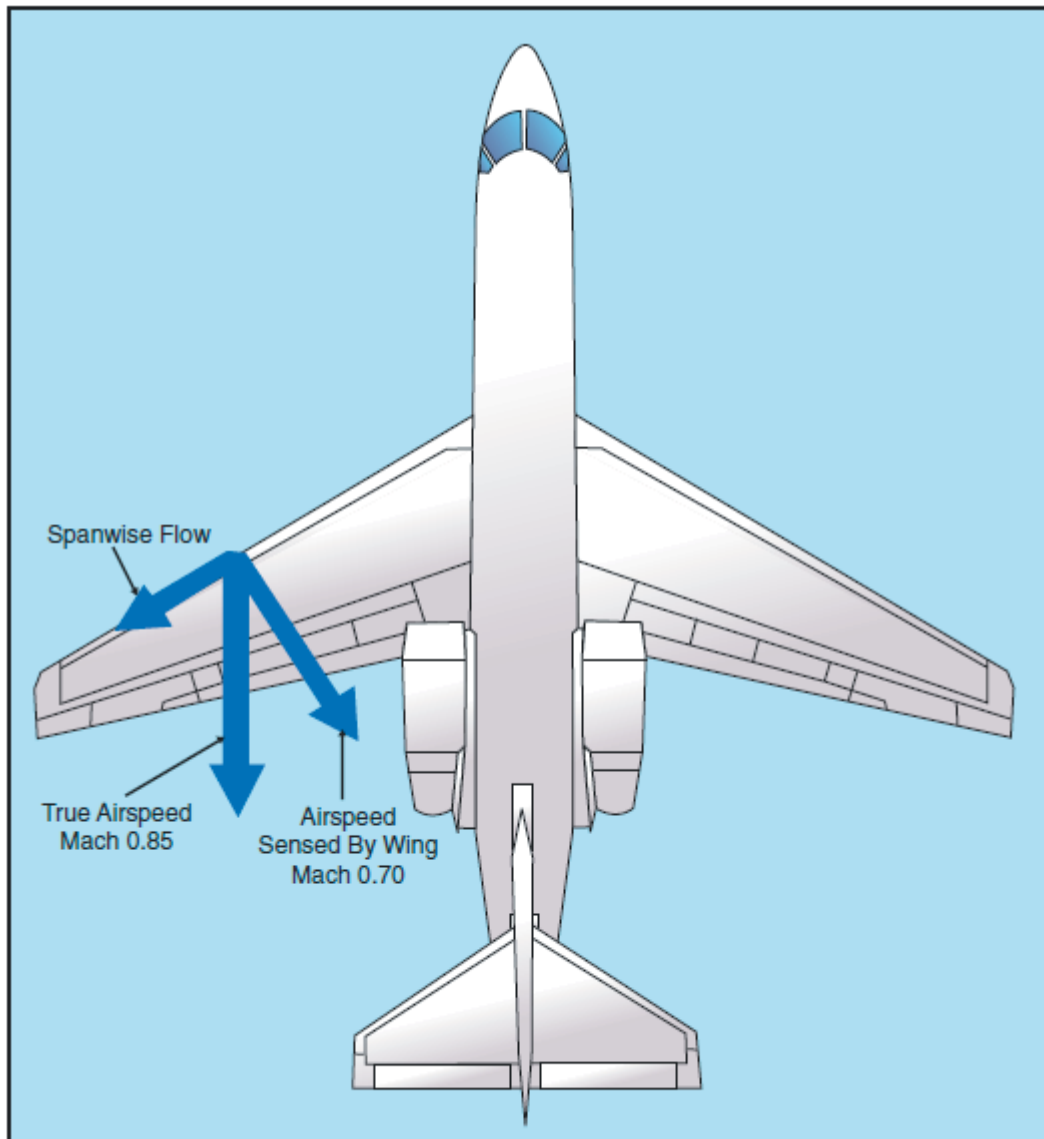


Figure 3-44. Sweepback effect.

在直線機翼的飛機上，氣流呈 90 度角衝擊機翼的前緣，它的全部衝擊產生壓力和升力。同樣的氣流衝擊後掠角機翼時的角度小於 90 度。後掠翼上的氣流會讓機翼“認為”自己飛行的比真實速度慢，因此衝擊波的形成就被延遲了。機翼後掠角的優勢包含增加了臨界馬赫數，力發散馬赫數，阻力最高點的馬赫數。換句話說，後掠角推遲了壓縮性影響的發生。

導致阻力係數急劇變化的馬赫數稱為力發散馬赫數，對於大多數機翼而言，通常超過臨界馬赫數的 5% 到 10%。在這個速度，衝擊波結構引起的氣流分離引發阻力，升力或者配平力矩係數的重大變化。除了延遲壓縮影響的發生外，後掠角降低了阻力，升力或者力矩係數變化幅度。也就是說，後掠角的應用會“軟化”力發散。

後掠翼的一個缺點是它們趨於在翼尖失速而不是在機翼根部失速。如圖 3-45。這是因為邊界層趨於沿翼展方向朝翼尖流動，然後在靠近前緣處分離。因為後掠翼的翼尖處於機翼的後面部分(位於升力中心之後)，翼尖失速會導致升力中心在機翼上向前移動，迫使機頭進一步抬升。當機翼後掠和錐形結合時，翼尖失速的趨勢最大。

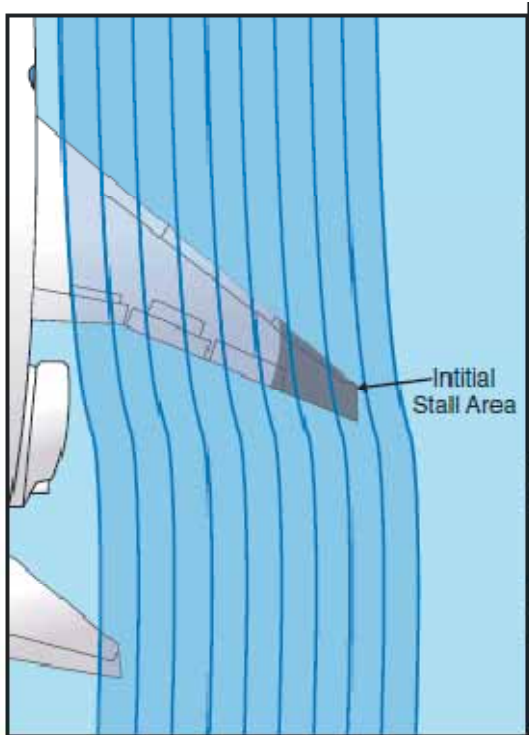


Figure 3-45 Wingtip stall.

失速狀態可能由於 T 形尾翼配置而變的更加嚴重，T 形尾翼在尾部翼面發生振動的時候提供的失速前告警很少或者沒有。如圖 3-46。

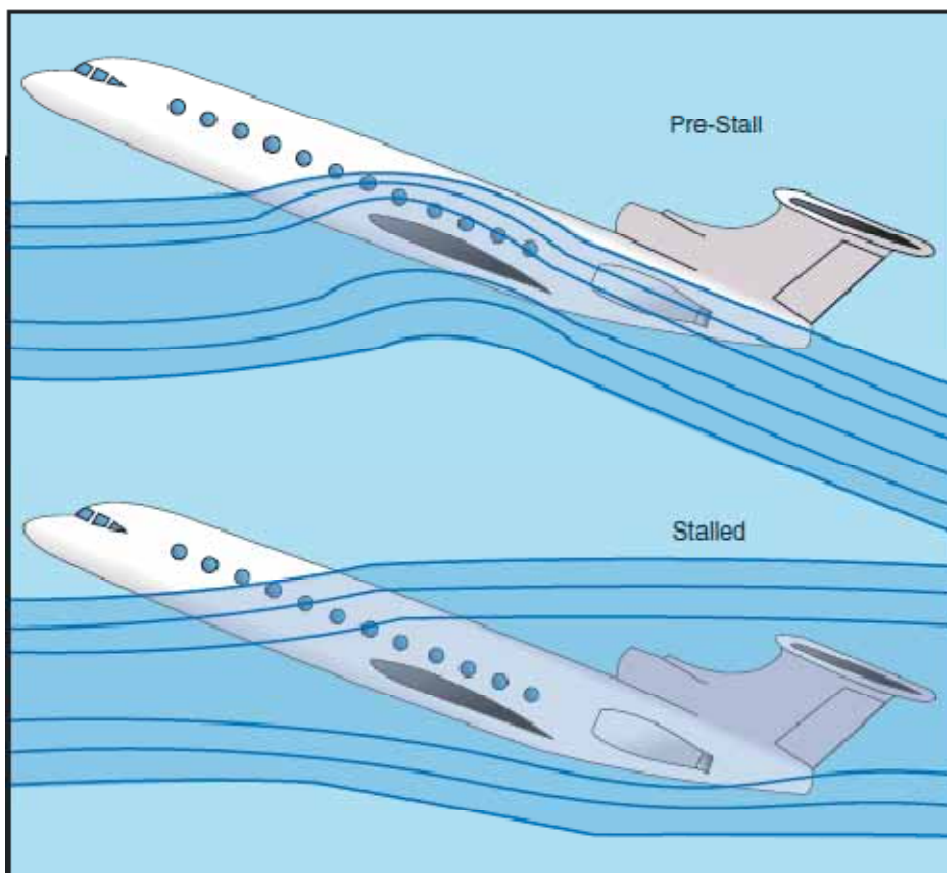


Figure 3-46. T-tail stall.

T 形尾翼處於機翼伴流之上，即使機翼開始失速時，也仍然有效，會讓飛行員無意識的驅動機翼以大得多的迎角進入更嚴重的失速。如果水準尾翼控制面沉沒在機翼伴流中，升降舵將完全失去效能，將不可能通過降低配平姿態而改出失速。在失速前和即刻失速後狀態，後掠翼飛機的升力/阻力性質會導致飛行航跡愈加下降且飛行姿態不變，迎角進一步增加。這種情況下，沒有可靠的迎角資訊，逐漸加速的俯衝配平姿態不能保證失速改出已經有效，這時的升降舵向上運動只能讓飛機失速。

在極端抬頭姿態失速時的機頭惡意上仰使失速改出困難而激烈是 T 型尾翼飛機的一個特性。操縱杆推進器禁止這種類型的失速。大約在失速速度的一節之上，預先程式設計的操縱杆力自動地向前移動操縱杆，阻止失速的發展。也可能會有一個重力加速度限制器配合這個系統來阻止操縱杆推進器引起的機頭下俯產生的飛機負載過量。【操縱杆推進器是幫助克服失速的，所以要設定向前推操縱杆以降低機頭，但是又可能使得機頭降低過量引起載荷因數增加，所以加速度限制器又是阻止機頭過分降低而引起飛機超載。】另外，當空速超出失速速度 5%-7% 時操縱杆振動器會提供失速告警。

馬赫振動邊界層

到目前為止，只講解了過大速度引起的馬赫振動。必須記住，馬赫振動是機翼上氣流速度的函數，而不一定是飛機的速度。任何時候不管機翼上過大的升力是由過快的空速還是由接近最大運行速度時的過高迎角引起的，都會發生高速振動。但是，也有些時候在低得多的速度時發生振動，稱為“低速馬赫振動”。

能導致低速馬赫振動的最可能情況是飛機由於它的重量和高度迫使其處於大迎角飛行而速度太低時。這個非常高的迎角將會把機翼上表面的氣流速度增加到同一點，這一點和高速振動中的衝擊波和振動效應是一樣的。在無論是低速還是高速邊界層，機翼的迎角對於引發馬赫振動有最大的影響。在增加迎角的條件下，機翼上的氣流速度和馬赫振動的變化如下：

- 高高度 - 飛機飛的越高，空氣越稀薄，就需要越大的迎角來產生維持水準飛行的升力
- 大的重量 - 飛機越重，機翼就需要更大的升力，如果其它條件不變，那麼就需要更大的迎角。
- G 載荷 - 飛機 G 載荷的增加和重量的增加有相同的效果。無論 G 力的增加是因為轉彎，猛烈的控制或者湍流，增加機翼迎角的效果是相同的。

飛行控制

在高速飛機上，飛行控制分為主要飛行控制(primary flight control)和輔助飛行控制(secondary flight control)。主要飛行控制是控制飛機沿俯仰，側滾，和偏航 3 軸的運動。它們包含副翼，升降舵和方向舵。輔助飛行控制包含配平片，前緣襟翼，後緣襟翼，擾流板以及前緣縫翼(slat)。

擾流板用在機翼的上表面來擾流或降低升力。對於高速飛機，由於它們明顯的低阻力設計而使用擾流板作為速度制動器(speed brake)來降低速度。飛機接地後擾流板立即伸出來釋放升力，因此飛機的重量就從機翼轉移到輪子上，能夠得到更好的制動性能。如圖 3-47。

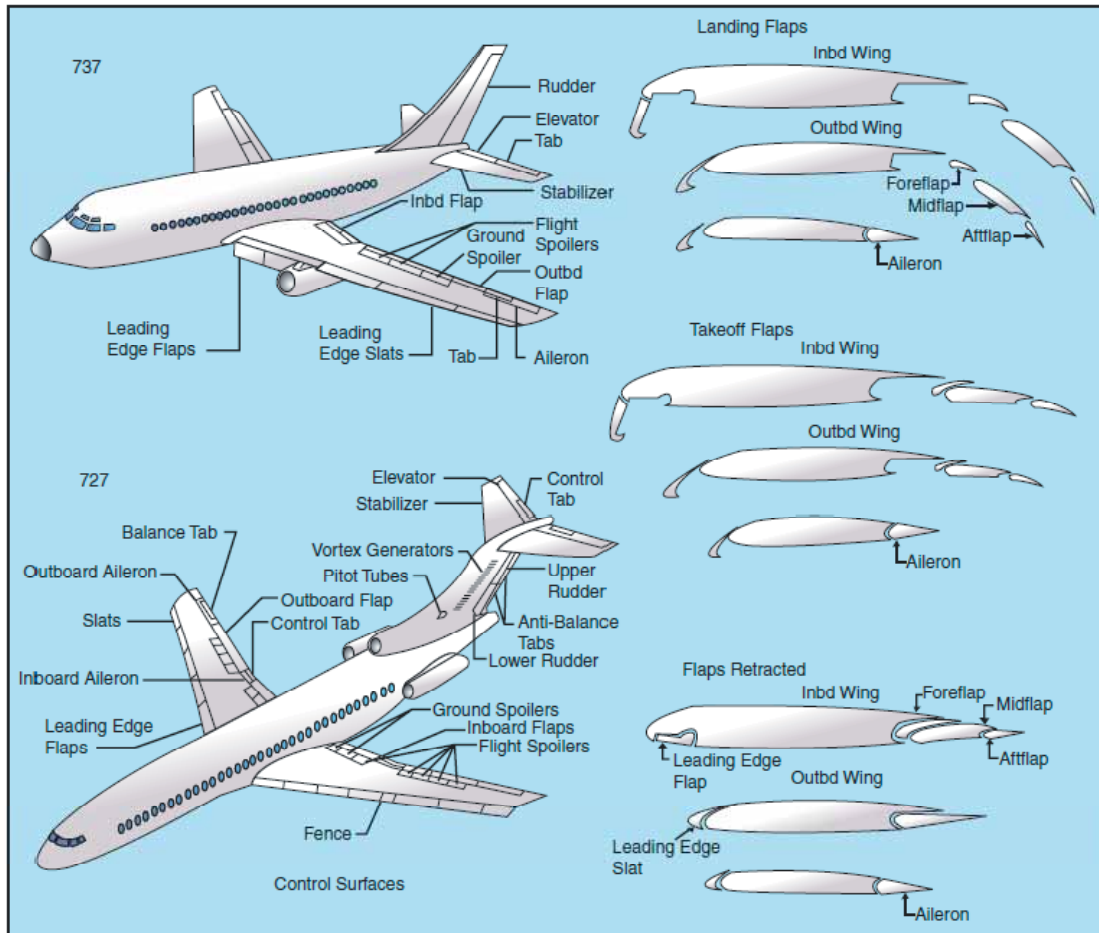


Figure 3-47. Control surfaces.

噴氣運輸飛機有小的副翼。副翼的空間是有限的，因為機翼的後緣要盡可能的滿足後緣襟翼的需要。另一個原因是常規大小的副翼在高速飛行時會導致機翼扭曲變形。由於副翼必定很小，擾流板就配合它來提供額外的側滾控制。

一些噴氣運輸飛機有兩組副翼；一對是外側的低速副翼，和一對高速的內側副翼。當襟翼在起飛後完全收起時，外側副翼自動的鎖定在成流線型位置。

當用於側滾控制時，向上伸出副翼一側的擾流器降低這一側的升力，導致機翼下降。當擾流板作為速度制動器伸出時，它們仍然可以用於側滾控制。如果它們是差動型的，將會在一邊進一步伸出而另一邊收進。如果它們是非差動型的，將會在一邊進一步伸出，而另一邊不再收進。當作為速度制動而完全伸出是，非差動型擾流器仍然伸出，不增補副翼。

為得到一個氣流不分離的平穩失速和較高迎角，飛機機翼前緣應該有一個良好的圓整形差不多是鈍形的，這樣氣流就可以在大迎角時依附前緣。使用這個形狀，氣流分離將會從機翼後緣開始，隨著迎角增加而逐漸的向前移動。

尖角的前緣對於高速飛行必定導致突然失速，限制後緣襟翼的使用，因為氣流不能沿機翼前緣的尖銳曲線流動。在中等迎角時，氣流趨於從上表面放鬆破裂，更合適的說法是突然破裂。為利用後緣襟翼，因此增加最大升力係數，機翼必須迎角更大而沒有氣流分離。因此，前緣的狹槽，前緣縫翼，和襟翼用於改進起飛，爬升和著陸時的低速特性。儘管這些裝置不像後

緣襟翼那樣強大，當時使用完全翼展和高升力後緣襟翼結合使用時它們是有效的。在這些高級的高升力裝置說明下，氣流分離被延遲，最大升力係數(C_{lmax})有相當可觀的增加。實際上，失速速度降低 50 節並不是難得的。

大型噴氣運輸飛機的運行要求使大幅度的俯仰調整變化成爲不可避免的。這些要求的部分如下：

- 大的重心範圍要求
- 覆蓋大的速度範圍的要求
- 處理由於機翼前緣和後緣高升力裝置的大配平變化而不限制升降舵餘量大小的要求
- 配平阻力降低到最小

通過使用一個可變安裝角的水準穩定起來滿足這些要求。固定尾翼飛機的大俯仰平衡變化需要升降舵有大的偏轉。在這些大的偏轉中，小的升降舵運動保持在相同方向。可變安裝角水準尾翼設計用於獲得俯仰配平變化。水準尾翼比升降舵大，從而就不需要大角度移動。這就讓升降舵通過全範圍的上下運動而流線化飛機尾部。可變安裝角的水準尾翼可以被設定來處理大量的配平控制請求，而升降舵處理其它請求。在裝配了可變安裝角的水準尾翼飛機上，升降舵更小，也比它在固定尾翼飛機上的效用更低。和其它飛行控制相比，可變安裝角水準尾翼的效果是非常強大的。飛行機組人員必須完全理解和掌握它的使用和影響。

由於噴氣式運輸飛機的尺寸和高速度，移動控制面所要求的力會超過飛行員的力氣。因此，控制面是由液壓或者電動單元驅動的。移動駕駛艙內的控制裝置就會把需要的控制角信號發出去，動力單元會決定控制面的實際位置。在動力單元完全失效時，控制面的運動可以通過手工的調節控制片而起作用。移動控制片來擾亂(upset)導致控制面運動的氣動平衡。

第四章－飛行控制

飛行器飛行控制系統費爲主要飛行控制和輔助飛行控制。主要飛行控制系統包含那些飛行中要求的安全控制飛機，這些包含副翼，升降舵(或全動式水準尾翼)，以及方向舵。輔助控制系統提升了飛機的性能特性，或者減輕了飛行員的過多控制力。輔助控制系統的例子有機翼襟翼和配平系統。

主要飛行控制

飛機控制系統被細心的設計爲提供自然的感覺，同時，對控制輸入有足夠的回應度。低速時，控制通常感覺是偏軟且反應緩慢的，飛機對施加控制的反應是慢慢的。在高速飛行時，控制感是偏硬的，反應也更快。

三個主要飛行控制面中任意一個的運動都會改變機翼上面和周圍的氣流以及壓力分佈。這些變化影響機翼和控制面結合而產生的升力和阻力，這樣飛行員才能夠操控飛機沿 3 個軸向的旋轉。

設計特徵限制了飛行控制面的偏轉程度。例如，控制停止機制可能會結合到飛行控制中，或

者控制杆的運動和/或方向腳舵可能受限。這些設計限制的目的是防止在正常機動時飛行員無意中的操縱過量或者飛機的超載。

良好設計的飛機應該是機動時穩定而容易控制的。控制面輸入導致 3 個軸向旋轉的運動。飛機表現出來的穩定性類型也和 3 個軸向的旋轉有關。如圖 4-1。

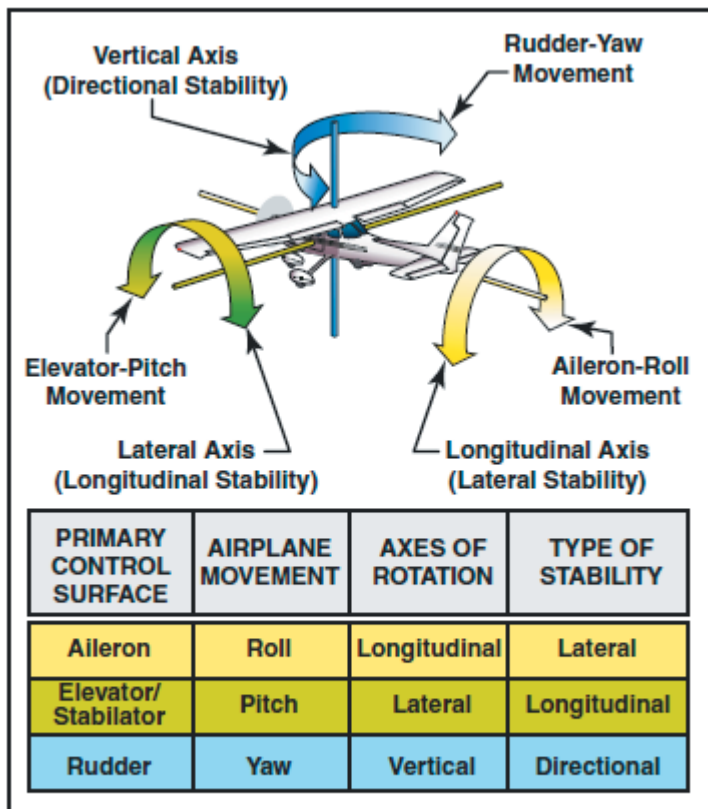


Figure 4-1. Airplane controls, movement, axes of rotation, and type of stability.

【飛機控制，運動，旋轉軸向，和穩定性類型】

副翼

副翼控制縱軸方向的側滾。副翼安裝在每一個機翼的後緣外側，且運動方向彼此相反。副翼通過線纜，雙臂曲柄，滑輪或推挽式管互相連結，然後相連到控制輪。

向右移動控制輪導致右側副翼向上偏轉，左側副翼向下偏轉。右側副翼的向上偏轉降低了機翼的拱形，使右側機翼的升力降低。相應的左側副翼的向下偏轉增加了拱形幅度，使左側機翼的升力增加。因此，左側機翼的升力增加和右側機翼的升力降低使飛機向右側滾。

逆偏轉

由於向下偏轉的副翼產生更大的升力，它也會產生更大的阻力。這個增加的阻力試圖使飛機頭朝機翼上升的一側偏轉。這稱為逆偏轉。如圖 4-2。

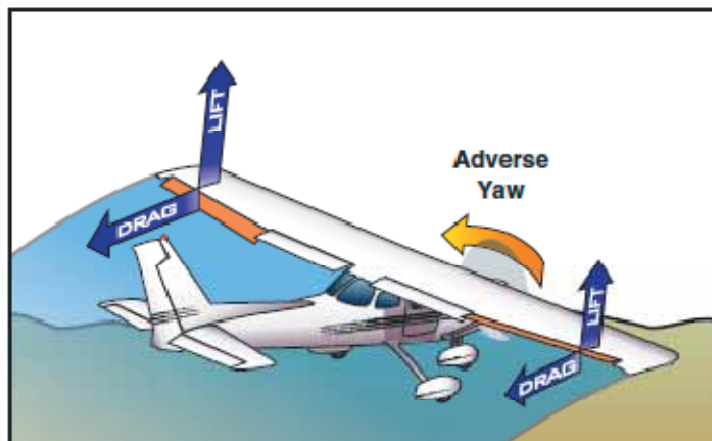


Figure 4-2. Adverse yaw is caused by higher drag on the outside wing, which is producing more lift.

方向舵用來克服逆偏轉，在低速，大迎角和大的副翼偏轉角時所需要的方向舵控制程度最大。然而，在較低速度時，垂直尾翼和方向舵組合變得低效，擴大了和逆偏轉有關的控制問題。

所有轉彎都是通過使用副翼，方向舵和升降舵來協調的。為使飛機達到所需要的傾斜角度必須要對副翼施加壓力，而同時要施加方向舵壓力來克服產生的逆偏轉。轉彎期間，必須施加升降舵壓力來增加迎角，因為轉彎時所需要的升力比平直飛行時的升力大。轉彎越急，升降舵就越需要往後壓（即操縱杆往後拉）。

當需要的傾斜角之後穩定後，應該釋放副翼和方向舵的壓力。這將停止傾斜度的增加，因為副翼和方向舵控制面將會在它們的位置上呈中性的流線型。升降舵壓力需要保持恒定以維持恒定高度。

轉彎時的向外側滑類似于向內側滑，除非飛行控制施加在相反的方向。副翼和方向舵的應用向外側滑或者高機翼的方向。當傾斜角增加時，為維持高度必須要釋放升降舵的壓力。

差動副翼

對於差動副翼，在控制輪的給定運動下，一隻副翼的上升距離比另一隻副翼的下降距離大。下降的機翼產生的阻力增加。產生較大阻力的下降機翼側副翼的上偏轉角度比上升機翼側的副翼向下偏轉的角度大。雖然逆偏轉被減輕了，但是它不會立即消除。如圖 4-3

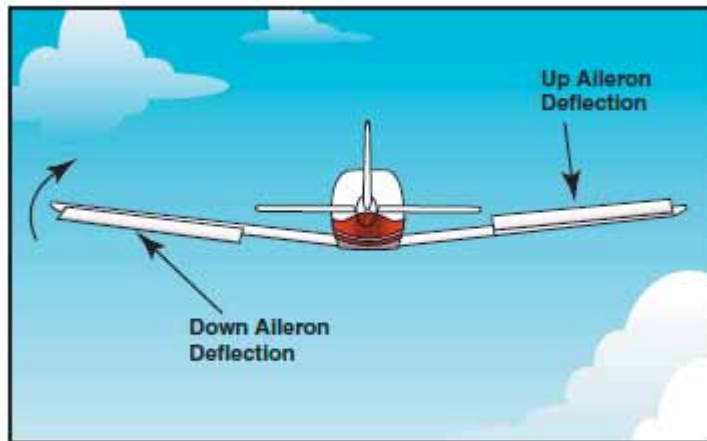


Figure 4-3. Differential ailerons.

弗裡茲型副翼(阻力副翼)

就弗裡茲型副翼而言，當控制輪上施加壓力後，被升起的副翼在一個偏置的鉸鏈上旋轉。這就把副翼的前緣突出到氣流中，因此產生了阻力。這有助於使另一側機翼上放下的副翼產生的阻力得到均衡，從而減輕逆偏轉。如圖 4-4

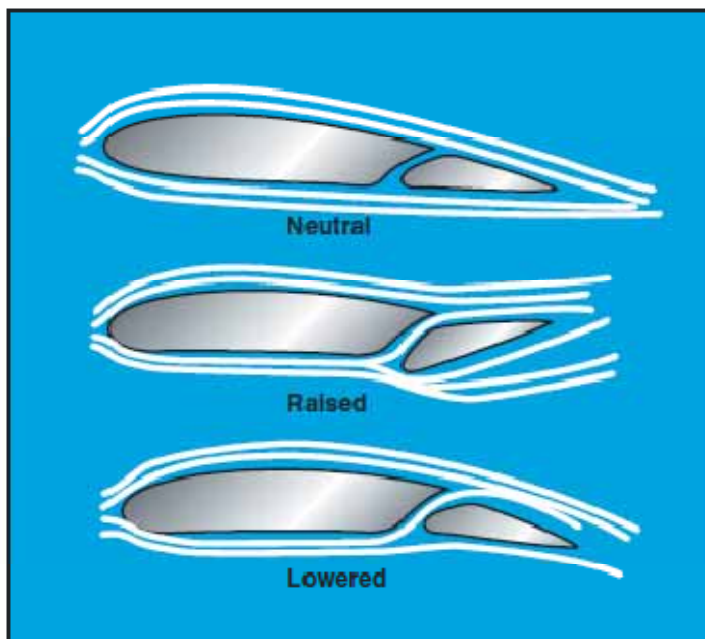


Figure 4-4. Frise-type ailerons.

弗裡茲型副翼也形成一個狹槽，因而氣流平滑的通過放下的副翼，使得在大迎角時更有效。弗裡茲型副翼也可能被設計成功能差動的。類似於差動副翼，弗裡茲型副翼不能完全消除逆偏轉。無論什麼情況下使用了副翼都仍然需要協調運用方向舵。

耦合副翼和方向舵

耦合副翼和方向舵的意思是這些控制被連接在一起。這是通過使用方向舵-副翼互連彈簧來

完成的，它通過副翼偏轉的同時自動地偏轉方向舵來幫助糾正副翼阻力。例如，當移動操縱杆進行左側滾時，互連的線纜和彈簧向前拉左側的腳舵正好足夠阻止飛機機頭向右偏轉。彈簧施加到方向舵上的力可以盈餘，如果必須滑移飛機的話。如圖 4-5

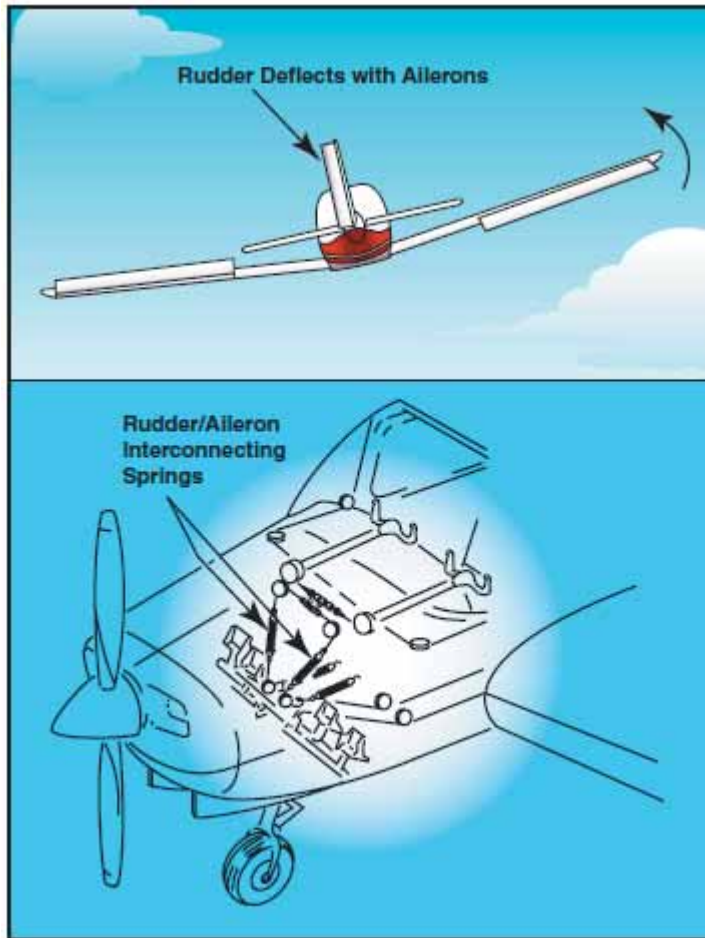


Figure 4-5. Coupled ailerons and rudder.

升降舵

升降舵控制沿橫軸的俯仰運動。類似小飛機上的副翼，升降舵通過一系列機械連杆機構連接到座艙中的控制杆。控制杆的向後移動使升降舵面的後緣向上偏轉。這一般指上升降舵。如圖 4-6

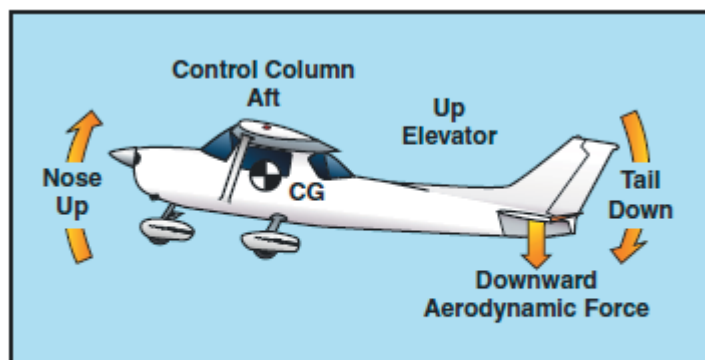


Figure 4-6. The elevator is the primary control for changing the pitch attitude of an airplane.

升降舵是改變飛機俯仰姿態的主要控制手段。

上升降舵位置減弱了升降舵的拱形，產生了一個向下的空氣動力，它比平直飛行時的正常尾部向下的力要大。總體效果是導致飛機的尾部向下移動，機頭上仰。俯仰運動繞重心發生。俯仰運動的強度由重心和水準尾翼面的距離和水準尾部翼面上氣動力有效性決定。

向前移動控制杆有相反的效果。這種情況下，升降舵的拱形度增加，水準尾翼/升降舵上產生的升力更多(更小的尾部向下力)。這就把尾部向上移動，使機頭下俯。此外，俯仰運動還是繞飛機重心發生的。

正如前面穩定性討論中提到的，功率，推力線，和尾翼上水準尾翼面的位置都是影響升降舵控制俯仰有效性的因素。例如，水準尾翼面可能安裝在靠近垂直尾翼的較低位置，在中點，或者在高點的位置，就像 T 型尾翼的設計。

T 型尾翼

在 T 型尾翼結構中，正常飛行條件下，升降舵在螺旋槳帶來的氣流和機身以及以及氣流大部分影響範圍之上。升降舵在這種未受擾動氣流中的操作使得大多數飛行狀態下的控制運動是一致的。T 型尾翼設計在很多輕型飛機和大飛機上變的流行了，特別是那些機身尾部安裝引擎的飛機，因為 T 型尾翼結構使得尾部翼面遠離發動機排出的氣流。水上飛機和水陸兩用飛機經常有 T 型尾翼結構，目的是讓水準尾翼面盡可能遠離水面。另一個額外的好處是降低了振動和飛機內部的雜訊。

低速飛行時，T 型尾翼飛機的升降舵相比常規尾翼飛機的升降舵必須移動一個較大的角度來抬升機頭到相同的角度。這是因為常規尾翼的飛機有來自螺旋槳的氣流在尾翼上施加向下的力來輔助抬升機頭。因為飛機的控制是這樣的方式裝備的，增加的控制行程要求控制力增加，抬升 T 型尾翼飛機的機頭需要的力比抬升常規尾翼飛機機頭需要的力大的多。兩種類型尾翼的飛機平衡後的縱向穩定性是一樣的，但是飛行員必須知道在起飛、著陸或者失速等低速飛行時，需要的控制力比同規格大小的常規尾翼飛機需要的力大的多。

T 型尾翼飛機也需要額外的設計考慮來克服顫動問題。因為水準翼面的重量在垂直尾翼的頂部，產生的力臂在垂直尾翼上有很高載荷，會導致顫動。工程師必須通過增加垂直尾翼的剛度來補償這個載荷，通常相比常規尾翼設計這帶來了重量代價。

當以低速飛行在很高迎角，且重心偏後，T 型尾翼飛機會容易發生深度失速。在深度失速狀態，水準尾翼上的氣流被來自機翼和機身的擾動氣流覆蓋。這種條件下，升降舵和全動水準尾翼控制會被削弱，使得難以從失速改出。應該注意到偏後的重心是這些意外事件的促進因素，因為重心偏後的常規尾翼飛機也會發現類似的改出問題。如圖 4-7。

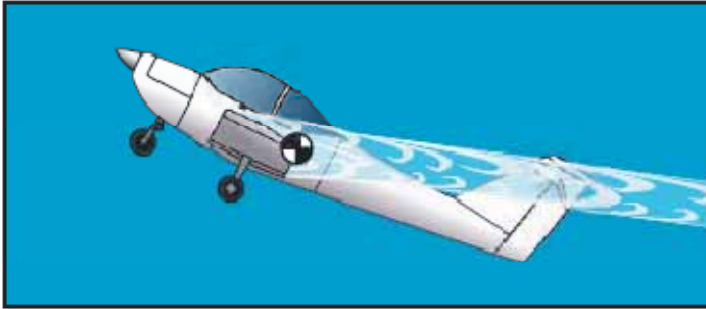


Figure 4-7. Airplane with a T-tail design at a high angle of attack and an aft CG.

因為高迎角低速和重心偏後的飛行可能危險，很多飛機有補償這種狀態的系統。這些系統從控停(control stop)到升降舵下拉彈簧。升降舵下拉彈簧幫助降低機頭來比啊免由於重心偏後引起的失速。失速發生因為適當平衡的飛機其後緣的升降舵位於向下位置，迫使尾部抬升和機頭下降。在這種不穩定狀態，如果飛機遭遇紊流和速度進一步降低，配平片不能再使升降舵置於機頭下降的位置。升降舵然後呈流線型，飛機機頭開始向上仰。這就使情況惡化，可能導致一次失速。

升降舵下拉彈簧在升降舵上產生一個機械載荷，如果沒有平衡的話會使它朝機頭下降的位置移動。升降舵配平片平衡升降舵下拉彈簧，以設定升降舵位於配平平衡位置。當配平片開始失靈時，下拉彈簧驅動升降舵到機頭下降位置。飛機機頭降低，速度增加，失速就會避免。如圖 4-8。

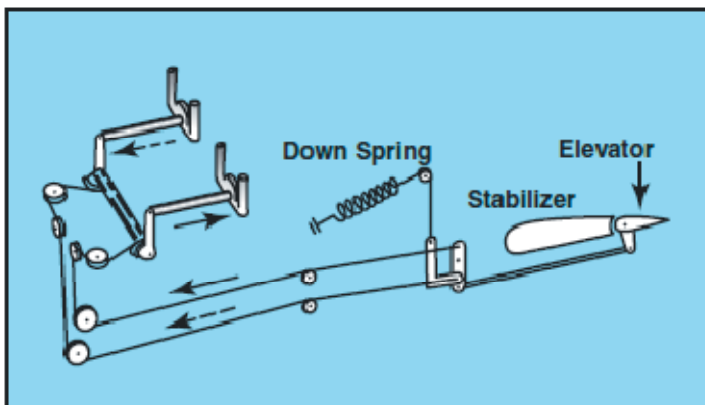


Figure 4-8. When the aerodynamic efficiency of the horizontal tail surface is inadequate due to an aft center of gravity condition, an elevator down spring may be used to supply a mechanical load to lower the nose.

在著陸拉平期間，升降舵也必須有足夠的力量來保持機頭抬起。既然這樣，靠前的重心就會導致一個問題。在著陸拉平時，功率通常是降低了，這也使尾翼上的氣流減弱。這和降低的著陸速度一起使得升降舵的有效性變差。

根據這些討論，很明顯飛行員必須理解和遵守適當的裝載程式，特別要注意重心的位置。有關飛機載荷的更多資訊以及重量和平衡在第八章討論。

全動式水準尾翼

正如第一章提到的，全動式水準尾翼本質上是一片帶有相同類型控制系統的水準尾翼。因為全動式水準尾翼繞中心鉸鏈點做回轉運動，它們對控制輸入和空氣動力負載相當敏感。反作用伺服調整片(antiservo tab)安裝在它的後緣以降低靈敏度。另外，在主翼梁的前面還有配有配重裝置。配重可以設計到尾部或安裝到全動式尾翼片的前部。如圖 4-9

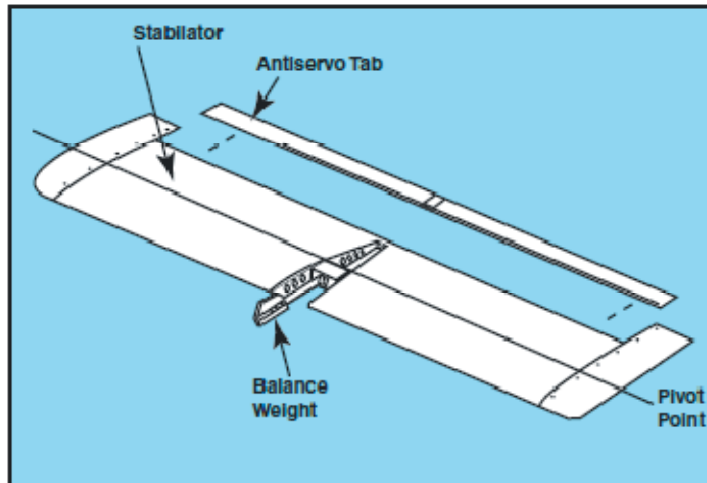


Figure 4-9. The stabilator is a one-piece horizontal tail surface that pivots up and down about a central hinge point.

當控制杆後拉時，它抬升了全動式水準尾翼面的後緣，使飛機旋轉機頭抬升。向前推控制杆，使水準尾翼的後緣放低，機頭向下俯。如果沒有抗隨動片的話，飛機會由於飛行員的控制而傾向於舵面偏轉過量。

鴨式機翼

術語鴨式機翼是指作為水準尾翼的控制面卻位於主機翼的前面。這個術語也被用來形容裝配了鴨式機翼的飛機。從效果上講，它是一種類似於常規後尾設計水準控制面的翼型。區別是實際上鴨式機翼產生升力，保持機頭抬升，和後尾設計相反，後尾設計會在尾部施加向下的力來防止機頭向下偏。如圖 4-10.

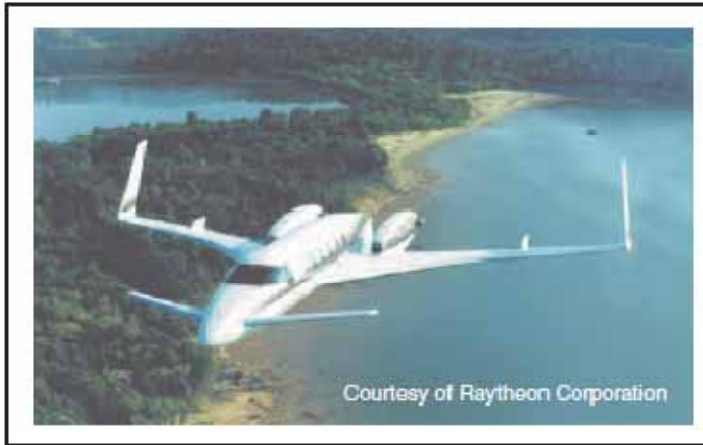


Figure 4-10. This advanced aircraft includes a variable-sweep canard design, which provides longitudinal stability about the lateral axis.

儘管萊特飛機有水準控制面在升力翼前面的鴨式機翼配置，直到最近鴨式配置才開始出現在較新的飛機上。鴨式設計包括兩種類型：一種是水準控制面和正常的後尾設計有大致相同的尺寸，另外一種是差不多相同大小的控制面，但是翼型是被稱為串聯翼配置(tandem wing configuration)的後安裝式機翼。理論上認為鴨式機翼更有效率，因為利用水準控制面來幫助抬升飛機的重量對於一定大小的升力來說應該導致阻力更少。

鴨式機翼的主要優勢是在失速特性方面。適當設計的鴨式機翼或者串聯翼將會在主機翼將要失速前的一個時刻失去進一步抬升機頭的能力。這就使飛機具備抗失速能力，結果是可以通過增加馬力來阻止飛機的速度。主機翼上的副翼在整個失速改出過程中仍然起作用。其它的鴨式結構也被設計出來，所以鴨翼比主機翼提前失速，能夠自動的降低機頭，改出飛機到一個安全的飛行速度。而且，副翼在失速中保持有效。

鴨式設計有幾個限制。首先，鴨式設計的前部升力面比主翼提前失速是很重要的。如果主翼先失速，來自前面機翼或鴨式機翼的殘餘升力明顯的在重心之前，飛機將不可控制的上仰。其次，當前部升力面先失速，或者鴨翼增加迎角的能力受限時，主翼將永遠不能產生最大的升力，會浪費一些性能。第三，對於前部機翼或者鴨翼，主翼上襟翼的使用帶來設計問題。當主翼通過伸出襟翼來增加升力時，鴨翼所需要的升力也增加。前向翼或者鴨翼必須足夠的大才能適應襟翼的應用，但是又不能產生過大而產生比主翼多的升力。

最後，主翼和前部控制面的關係也不同了。當靠近垂直平面的狀態時，來自前部機翼的下洗流會對主翼的升力有負作用。增加的垂直分量增加了設計效率。當兩個控制面的大小增加到接近相等時，效率也會增加。

方向舵

方向舵控制飛機沿垂直軸的運動。這個運動稱為偏航。和其它主要控制面類似，方向舵也是一個鉸鏈到固定面的可運動面，在這裡它是鉸鏈到垂直尾翼上。左右方向舵踏板的運動控制方向舵。當方向舵偏轉到氣流中時，會在相反的方向上施加水準方向的力。如圖 4-11

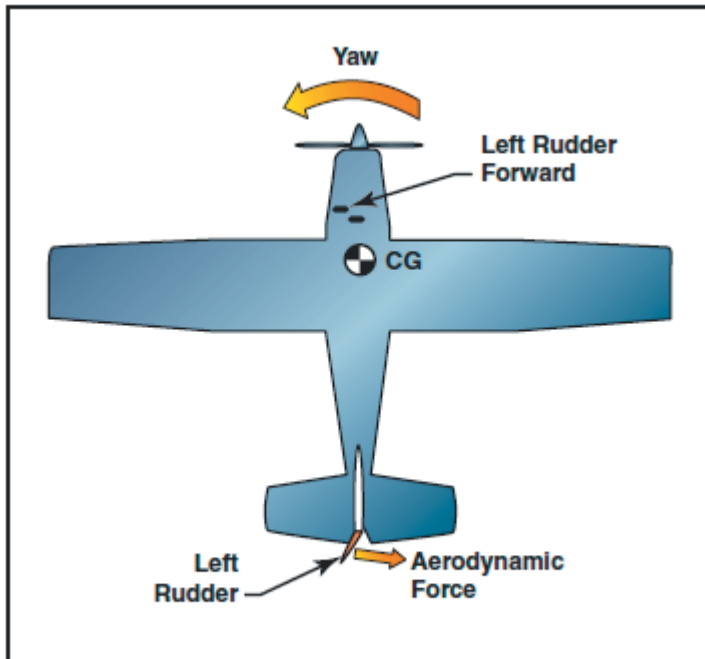


Figure 4-11. The effect of left rudder pressure.

通過腳踏左踏板，方向舵向左移動。這就改變了垂直尾翼/方向舵周圍的氣流，產生一個側向力，把尾部向右移動，使得飛機頭向左偏航。方向舵有效性隨速度而增加，因此在低速飛行時的大角度偏轉和高速飛行時的小角度偏轉能夠提供需要的反作用力。對於螺旋槳驅動的飛機，流過方向舵的任何滑流都會增加它的有效性。

V 型尾翼

V 型尾翼使用兩個傾斜的尾部翼面來完成和常規升降舵及方向舵結構控制面相同的功能。固定的翼面既作為水準尾翼也作為垂直尾翼。如圖 4-12



Figure 4-12. V-tail design.

可動的控制面通常稱為“方向升降舵”，它們使用特殊鉸鏈連接，使得控制輪能夠同時移動兩個控制面。另一方面，方向腳踏的移位能夠方向相反的移動控制面，所以就提供了方向控制。

當飛行員移動方向舵和升降舵控制時，一個控制混合機構會移動每個控制面適當的大小。V 型尾翼的控制系統比常規尾翼需要的要複雜的多。另外，V 尾設計對荷蘭軌滾趨勢比常規尾翼更加敏感，唯一最小的是阻力的總減少量。

輔助飛行控制

輔助飛行控制系統由可包括襟翼，前緣裝置，擾流板和平衡(trim)裝置。

襟翼

襟翼是幾乎所有飛機都使用的最常見高升力裝置。對任何設定的迎角，這些安裝在機翼後緣的控制面既增加了升力又增加了誘導阻力。襟翼容許在高巡航速度和低著陸速度之間折衷，因為它可以在需要的時候伸出，不需要的時候收起到機翼結構裡。有四種常見類型的襟翼：簡單襟翼，分裂襟翼，開縫襟翼和福勒(Fowler)襟翼。如圖 4-13

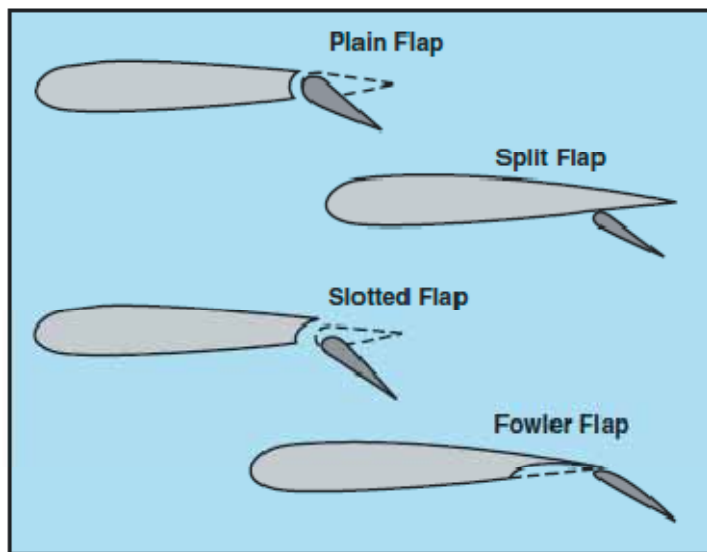


Figure 4-13. Four common types of flaps

簡單襟翼是四種類型中最簡單的。它增加翼面彎度，導致一定迎角時的升力係數明顯增加。同時它也大大的增加了阻力，而且把機翼壓力中心向後移動，導致機頭下俯運動。

分裂襟翼從機翼的下表面分離出來，它比簡單襟翼產生的升力有稍微的增加。但是，也由於在機翼後產生了紊亂的氣流模式，所以產生的阻力更多。當完全伸出時，簡單襟翼和分裂襟翼都產生高阻力，而升力增加不多。

現今飛機上最流行的襟翼是開縫襟翼。這種設計的變體既用於小型飛機也用於大型飛機。開縫襟翼比簡單襟翼和分裂襟翼明顯的增加升力係數。對於小型飛機，鉸鏈位於襟翼的下表面下面，當襟翼放下時，它在機翼的襟翼槽和襟翼前緣之間形成一個導氣槽。

當開縫襟翼放下時，來自下表面的高能量空氣被輸送到襟翼的上表面。來自導氣槽的高能量空氣加速了上表面邊界層流，延遲了氣流分離，提供了更高的升力係數。因此，開縫襟翼產生的最大升力係數(C_{lmax})比簡單襟翼和分裂襟翼要增加很多。然而有很多中類型的開縫襟翼，大飛機通常有雙開縫襟翼，甚至是三開縫襟翼。這些襟翼使阻力有最大增加而不會出現襟翼上的氣流分離損害產生的升力。

福勒襟翼是開縫襟翼的一種類型。這個襟翼設計不僅改變了機翼的曲面彎度，它也增加了機

翼的面積。福勒襟翼不是在鉸鏈上向下旋轉，而是沿導軌向後滑動。在伸長的第一部分中，它增加的阻力非常小，但是由於增加面積和彎度而增加了很多升力。隨著繼續伸長，襟翼向下偏轉，在襟翼行程的最後一部分，它增加了阻力而額外增加的升力很少。

前緣裝置

高升力裝置也可以應用到翼型的前緣。最常規的類型是固定裂縫，可動縫翼，和前緣襟翼。如圖 4-14

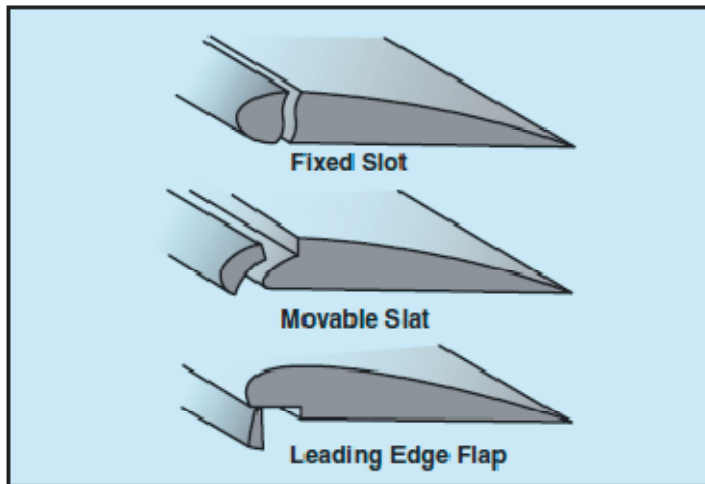


Figure 4-14. Leading edge high lift devices.

固定裂縫把氣流引導到機翼的上表面，延遲了大迎角時的氣流分離。裂縫不增加機翼的彎度，但是讓機翼獲得更高的最大升力係數，因為在機翼到達一個更大的迎角之前失速被延遲了。

可動縫翼由前緣拱形片組成，它在導軌上移動。在小迎角時，每一縫翼都被機翼前緣形成的高壓保持在平齊的靠著機翼前緣。當迎角增加時，高壓區域沿著機翼下表面向後移動，使得縫翼向前移動。然而，某些縫翼是由飛行員控制的，可以在任何迎角下伸出。打開縫翼會讓機翼下方的空氣流過機翼的上表面，延遲了氣流分離。

前緣襟翼類似後緣襟翼，用來既增加最大升力係數有增加機翼的曲面彎度。這種類型的前緣裝置經常和後緣襟翼結合使用，可以降低由於後者引起的機頭下俯運動(前面說過襟翼的應用會導致升力中心後移，導致機頭下俯)。相比後緣襟翼來說，前緣襟翼的一點增量會讓升力比阻力增加多的多。隨襟翼伸出的面積越大，阻力的增加比升力增加要快的多。

擾流板

在一些飛機上，稱為擾流板的高阻力裝置被安裝在機翼上，以擾亂平滑的氣流，降低升力和增加阻力。一些飛機上擾流板用於側滾控制，一個好處是消除了逆偏轉。例如要右轉彎，右側機翼上的擾流板抬起，損失了一些升力，在右邊產生了更多的阻力。右邊的機翼就下降，飛機就向右傾斜和偏航。兩側機翼同時使用擾流板使飛機下降而速度不增加。擾流板也用於幫助縮短著陸後的地面滑跑距離。通過損失升力，它們把重量轉移到輪子上，改善了減速效力。如圖 4-15



Figure 4-15. Spoilers reduce lift and increase drag during descent and landing.

配平系統

儘管飛機可以運行在很大範圍的姿態，空速和功率設定，但是被設計成隻在這些變數非常有限的組合內才能脫手飛行。因此，配平系統用來接替飛行員對控制面施加恒定壓力的需要。配平系統通常有座艙控制和連結到一個或多個主飛行控制面後緣的小鉸鏈裝置組成。通過空氣動力學地幫助飛行控制面運動和定位到它們所安裝的位置，設計的配平系統能夠使飛行員工作量降到最低。普通類型的配平系統包括配平調整片，平衡片，反作用伺服調整片，地面可調節調整片，和可調節穩定器。

配平調整片

小飛機上最常安裝的是一個安裝在升降舵後緣的單體配平調整片。大多數配平調整片是通過一個小的豎直安裝的控制輪來手工操控的。然而，一些飛機上也能看到一個配平曲柄。座艙控制包括一個配平位置指示儀。把配平控制放置在完全機頭下俯(nose-down)位置會移動配平片到它的完全上升位置。隨著配平片上升到氣流中，水準尾翼面上的氣流趨於迫使升降舵的後緣向下。這就導致飛機的尾部向上移動，進而引起一次機頭下俯的俯仰變化。如圖 4-16

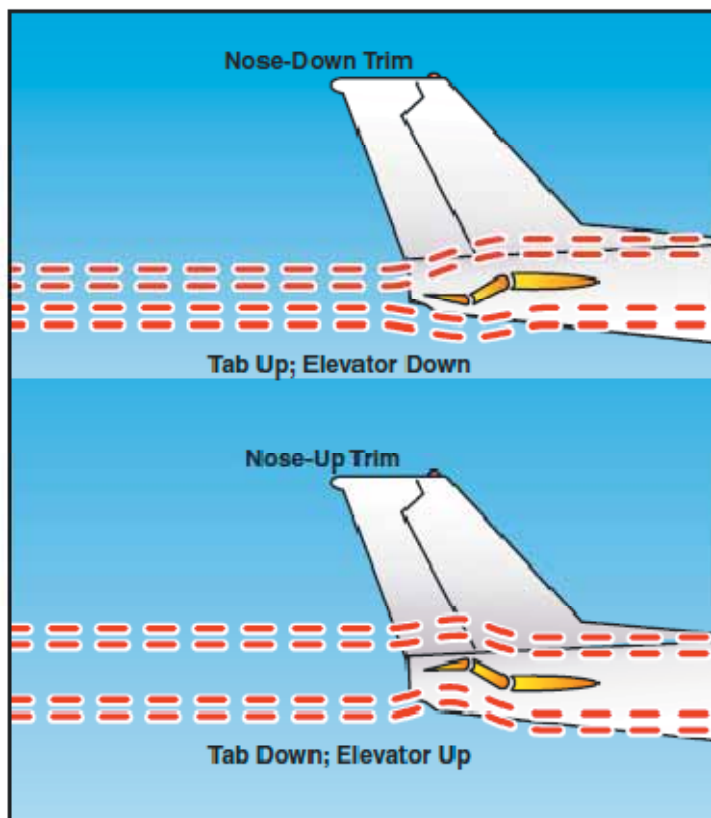


Figure 4-16. The movement of the elevator is opposite to the direction of movement of the elevator trim tab.

如果你設定配平調整片到完全的機頭抬起(nose-up)位置，配平片會移動到它的完全下降位置。這種情況下，流經水準尾翼面下的空氣衝擊配平片，趨於迫使升降舵後緣升起，降低了升降舵的迎角。這就導致飛機的尾部下降運動和機頭上仰的俯仰變化。

儘管配平片和升降舵的運動方向相反，配平片的控制對於飛行員來說還是自然的。如果你不得不在操縱杆上施加一個恒定的向後壓力，就說明需要一個機頭上仰的配平。正常的配平程式是持續配平，直到飛機平衡且飛機頭重狀態不明顯。正常地飛行員首先要確立需要的功率，俯仰姿態，和配置，然後配平飛機來減輕那個飛行條件下可能存在的控制壓力。在功率，俯仰姿態或者配置發生變化的任何時候，都必須要重新配平來消除新飛行條件下的控制壓力。

平衡調整片

在某些飛機上控制力可能過高，為了降低它們，製造商會使用平衡調整片。它們看起來象配平調整片，被鉸鏈在和配平調整片大約相同的地方。兩者之間的本質區別是平衡調整片和控制面連杆耦合，因此當主控制面朝任何方向運動，調整片自動的朝相反方向移動。按這種方式，氣流衝擊調整片，相對平衡的也有部分氣壓衝擊主控制面，這就使飛行員更容易的移動和保持控制面的位置。

如果調整片和固定控制面之間的連杆機構是從座艙可調的話，調整片就成為配平片和平衡調整片的組合了，它可以調節到任何需要的偏轉位置。控制面偏轉的任何時候，調整片向相反

方向運動，減輕了飛行員的負擔。

反作用伺服調整片

除了降低全動式水準尾翼的靈敏度，反作用伺服調整片也作為減輕控制壓力和保持全動式水準尾翼位於期望位置的配平裝置。連杆機構的固定端在調整片反面的觸角上，當全動平尾後緣向上移動時，連杆機構迫使調整片的後緣向上。當全動平尾向下移動時，調整片也朝下運動。這和升降舵上的配平調整片不同，它朝控制面的相反方向運動。如圖 4-17

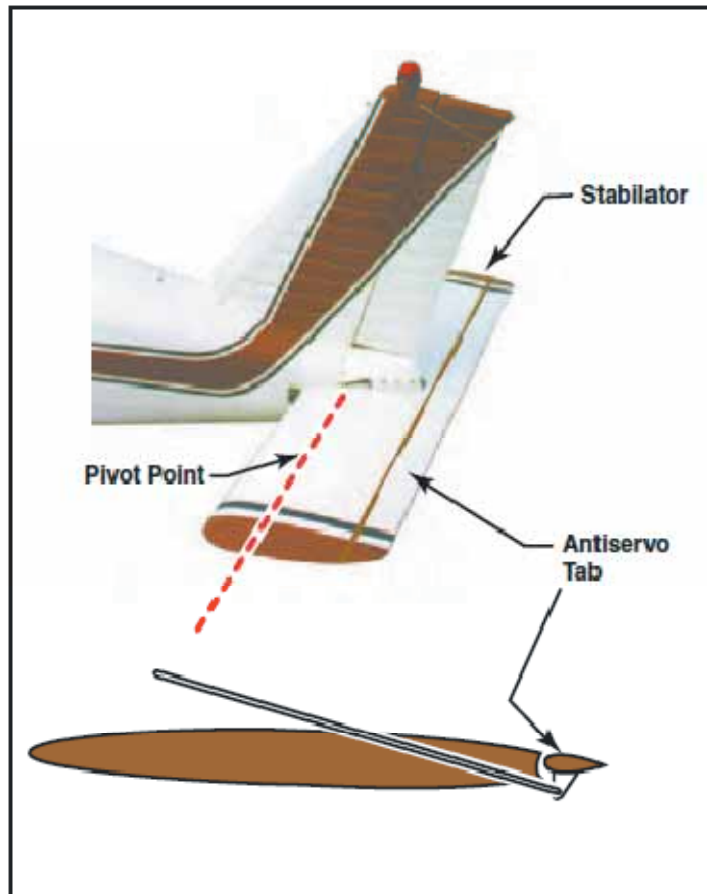


Figure 4-17. An antiservo tab attempts to streamline the control surface and is used to make the stabilator less sensitive by opposing the force exerted by the pilot.

這個調整片的工作方式和平衡調整片相同，除了它不是以相反方向運動外，它和全動平尾的後緣運動方向是相同的。例如，當全動平尾的後緣向上運動時，連杆機構迫使調整片的後緣向上。當全動平尾向下運動時，調整片也向下運動。

地面可調調整片

很多小飛機在方向舵上有一個不可動的金屬配平調整片。這個調整片在地面時朝一個方向或另一個方向彎曲，目的是對方向舵施加配平力。正確的位移量是通過試錯步驟來確定的。通常，在正常的巡航飛行期間需要小的調整，知道你對飛機不再左右滑移感到滿意位置。如圖 4-18



Figure 4-18. A ground-adjustable tab is used on the rudder of many small airplanes to correct for a tendency to fly with the fuselage slightly misaligned with the relative wind.

可調節水準尾翼

寧可不使用升降舵後緣的可動調整片，一些飛機有一個可調節水準尾翼。就這種配置結構，連杆機構使水準尾翼繞它後面的翼梁轉動。這是通過在水準尾翼的前緣安裝一個起重螺絲來實現的。如圖 4-19

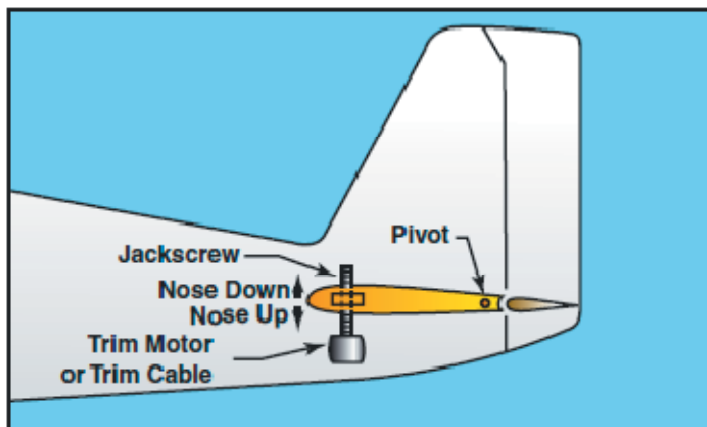


Figure 4-19. Some airplanes, including most jet transports, use an adjustable stabilizer to provide the required pitch trim forces.

在小型飛機上，起重螺絲是用配平輪或者曲柄線纜控制的，在更大的飛機上，它是馬達驅動的。可調水準尾翼的配平效果和座艙指示和配平調整片的類似。

由於主飛行控制和輔助飛行控制在不同的飛機上有很大變化，你應該熟悉你自己飛機的系統。較好的資訊來源是飛機飛行手冊(AFM)和飛行員操作手冊(POH)。

第五章－飛機系統



本章討論小飛機上見到的主要系統。這些系統包括發動機，螺旋槳，和進氣系統，以及點火，燃油，潤滑，製冷，電路，起落架，自動飛行，和環境控制系統。本章的末尾對燃氣渦輪發動機進行了詳細的介紹。

動力裝置

飛機的發動機和螺旋槳通常稱為一個發動裝置，它們配合起來產生推力。動力裝置推動飛機，還驅動各種支援飛機運行的系統。

往復式發動機

大多數小飛機設計有往復式發動機。名字是來源於活塞的前後往復運動。就是這個運動才產生了有效的機械能量。往復式發動機的兩種常用分類方法是：

1. 根據氣缸排列和曲軸的位置關係-輻射式，直排式，V型，或者對置式
2. 根據製冷方法-液冷或者氣冷

輻射式發動機在二次世界大戰期間被廣泛應用，很多在今天還發揮作用。對於這些引擎，一排或者多拍氣缸圍繞曲軸佈置。輻射式引擎的主要優勢是其良好的推重比 (power-to-weight)。

直排式發動機有相對較小的最大截面，但是它們的推重比相對較低。另外，氣冷式直排發動機的最後面的氣缸受到很少的製冷氣流，因此這些發動機受限於 4 個或者 6 個氣缸。

V 型發動機比直排式發動機提供了更多的馬力，仍然保留了小的最大截面。發動機設計的進一步改進導致開發出水準對置發動機。

對置式發動機是用於小型飛機上的最流行的往復式發動機。這些發動機總是有偶數個氣缸，因為曲軸箱一邊的氣缸和另一側的氣缸對立。這些發動機大多數是氣冷式的，當安裝於固定翼飛機時，通常安裝在水準位置。對置式發動機的推重比高，因為它們有相對小的輕型的曲軸箱。其次，緊湊的氣缸排列降低了發動機的最大截面，流線型安裝使氣動阻力降到最低。

往復式發動機的主要部分包括氣缸，曲軸箱，和附件殼。進氣/排氣閥，火花塞，和活塞位於氣缸內部。曲軸和曲軸連杆位於曲軸箱內部。如圖 5-1 磁電機通常位於發動機附件殼內部。

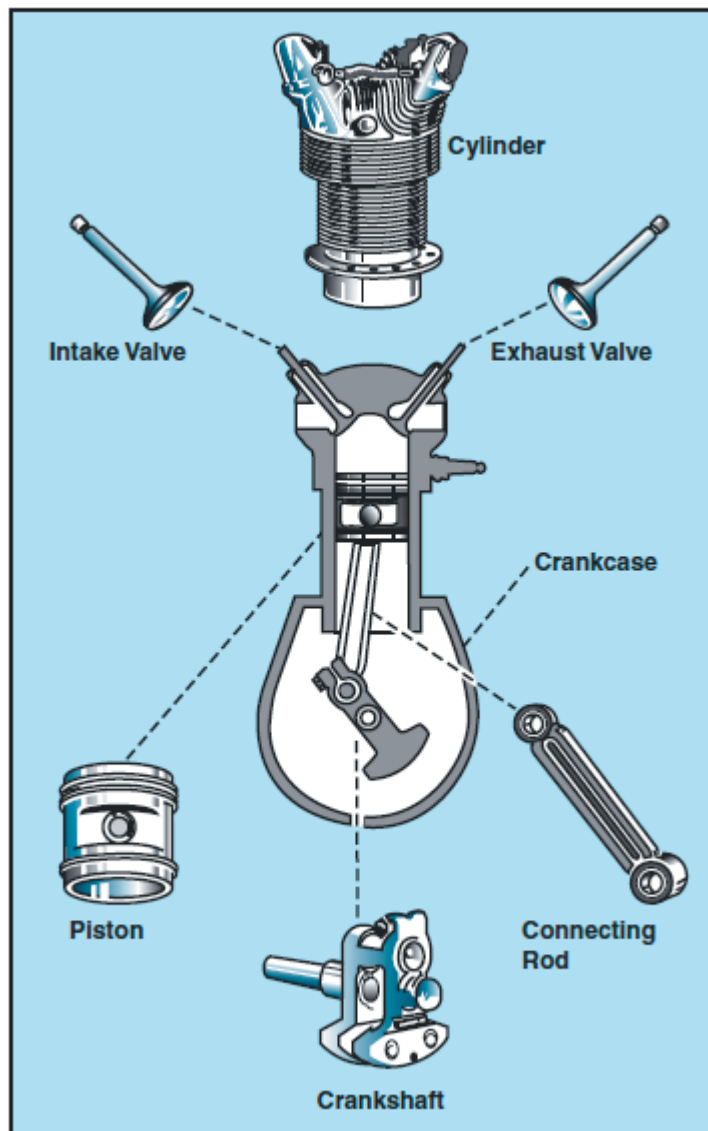


Figure 5-1. Main components of a reciprocating engine.

往復式發動機的原理是燃油的化學能轉化為機械能。這通過一個稱為四衝程的迴圈發生在氣缸中。這些衝程稱為進氣，壓縮，燃燒，排氣。如圖 5-2

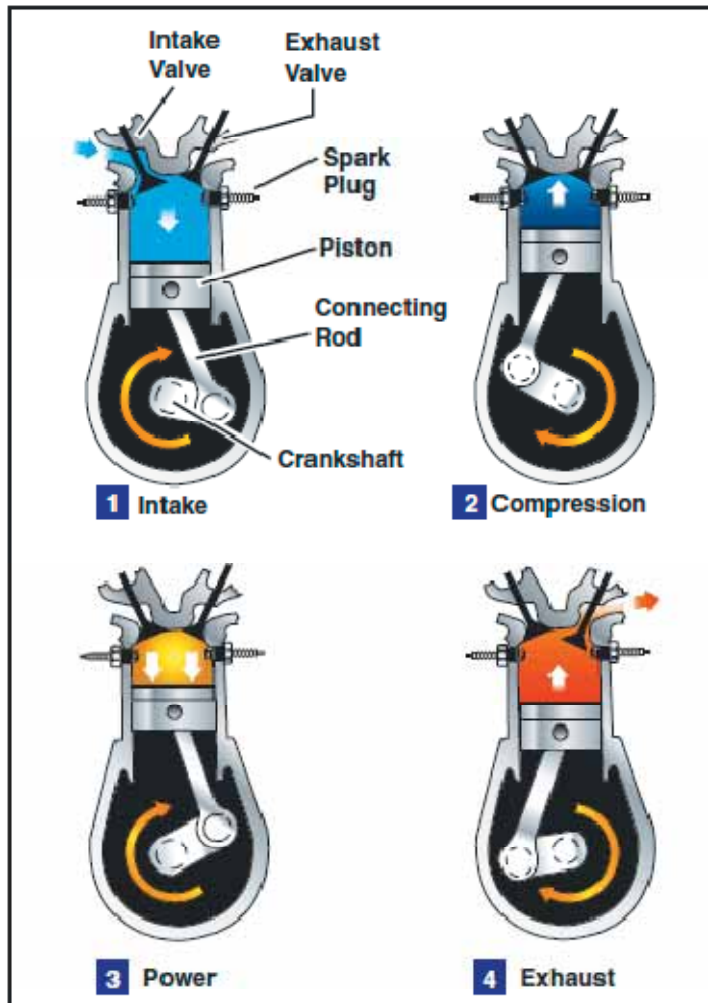


Figure 5-2. The arrows in this illustration indicate the direction of motion of the crankshaft and piston during the four-stroke cycle.

1. 進氣衝程從活塞向下行程開始。開始時，進氣閥門打開，燃油空氣混合物被吸入氣缸。
2. 壓縮衝程從進氣閥門關閉，活塞往回朝氣缸頂部移動開始。在迴圈的這個階段，用於從點燃的油氣混合氣體獲得大得多的動力輸出。
3. 燃燒衝程從油氣混合氣體被點燃開始。這導致氣缸壓力極大的增加，迫使活塞離開氣缸頭向下運動，產生了旋轉曲軸的動力。
4. 排氣衝程是用於清除氣缸中燃燒過的氣體。這個衝程發生在排氣閥門打開，活塞再次開始朝氣缸頂部移動開始。

即使當發動機運行在相對低的速度時，四衝程迴圈也要每分鐘發生幾百次。在一個四缸發動機中，每個氣缸運行在不同的衝程。曲軸的連續旋轉是由每個氣缸的燃燒衝程的精確定時來維持的。發動機的連續運行依賴於輔助系統的同時作用，包含進氣系統，點火系統，燃油，潤滑，製冷和排氣系統。

螺旋槳

螺旋槳是一個旋轉的翼面，適用於任何機翼的誘導阻力，失速和其它空氣動力學原理也都對螺旋槳適用。它提供必要的推力有時也是拉力使飛機在空氣中移動。發動機的動力是用於旋

轉螺旋槳的，它進而產生的推力非常類似於機翼產生升力的方式。產生的升力大小依賴於槳葉的形態，螺旋槳頁迎角和發動機的轉速。螺旋槳葉本身是扭轉的，因此槳葉角從槳軸到葉尖是變化的。最大安裝角或者最大節距在槳軸處，而最小節距在葉尖。如圖 5-3

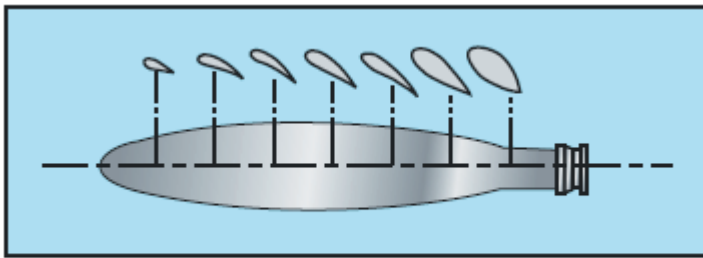


Figure 5-3. Changes in propeller blade angle from hub to tip.

扭轉的原因是為了從槳軸到葉尖產生一致的升力。當槳葉旋轉時，槳葉的不同部分有不同的實際速度。槳葉尖部旋轉的比靠近槳軸部位的要快，因為相同時間內葉尖要旋轉的距離比槳軸附近要長。從槳軸到葉尖安裝角的變化和相應變化就能夠在槳葉長度上產生一致的升力。如果螺旋槳葉設計成在整個長度上它的安裝角相同，那麼會低效，因為隨著空速的增加，靠近槳軸附近的部分將會有負迎角，而葉尖會失速。如圖 5-4

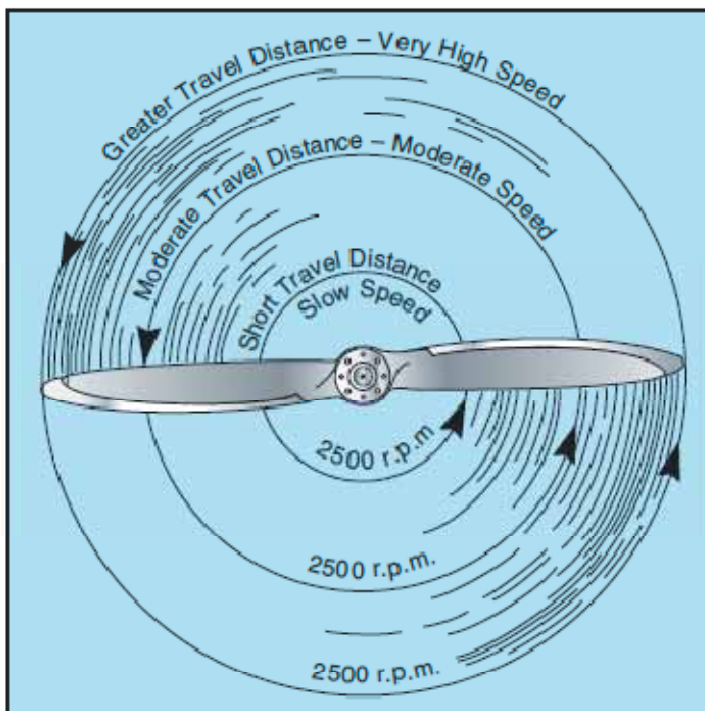


Figure 5-4. Relationship of travel distance and speed of various portions of propeller blade.

小飛機會裝配兩種螺旋槳中的一種。一種是固定節距的，另一種是可調節距的。

固定節距螺旋槳

這種螺旋槳的節距是製造商設定的，不能被改變。對於這種螺旋槳，只在一定的空速和轉速組合下才能獲得最好的效率。

固定節距螺旋槳還有兩種類型-爬升螺旋槳和巡航螺旋槳。無論飛機是安裝了爬升還是巡航

螺旋槳，都依賴於它的預期用途：

- 1：爬升螺旋槳有小的節距，因此阻力更少。阻力較低導致轉速更高，和更多的功率能力，在起飛和爬升時這增加了性能，但是在巡航飛行時降低了性能。
- 2：巡航螺旋槳有高節距，因此阻力更多。更多阻力導致較低轉速，和較低的功率能力，它降低了起飛和爬升性能，但是增加了巡航飛行效率。

螺旋槳通常安裝在軸上，這個軸可能是發動機曲軸的延伸。這種情況下，螺旋槳轉速就和曲軸的轉速相同了。某些其它發動機，螺旋槳是安裝在和發動機曲軸經齒輪傳動的軸上。這時，曲軸的轉速就和螺旋槳的轉速不同了。對於固定節距螺旋槳，轉速計是發動機功率的指示儀。如圖 5-5

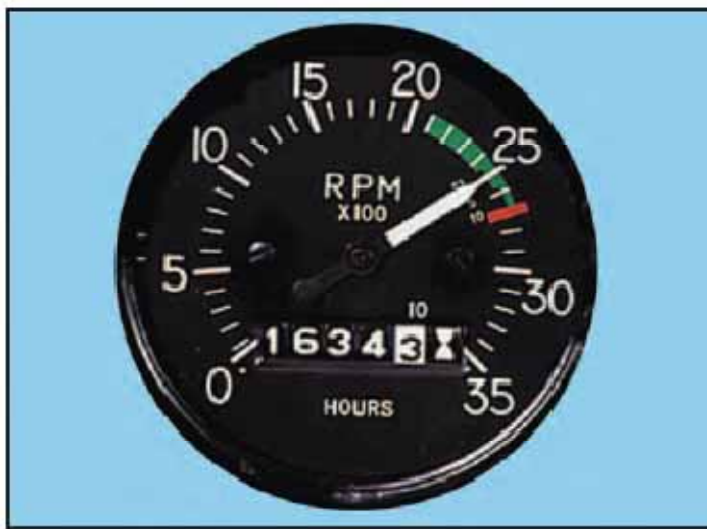


Figure 5-5. Engine r.p.m. is indicated on the tachometer.

轉速計的刻度以 100 轉每分鐘為單位，直接指示出發動機和螺旋槳的轉速。這個儀錶被標記了色標，綠色弧線表示最大連續運行轉速。一些轉速計還有額外的記號來表示發動機或者螺旋槳的限制。所以製造商的建議應該是任何對儀錶記號誤解的糾正標準。

每分鐘的轉數是通過油門(throttle)來調節的，它控制流到發動機的油氣混合氣流。在一個給定的高度，轉速計讀數越高，發動機輸出功率越大。

當運行高度增加時，發動機可能不會顯示出正常的輸出功率。例如，2300 轉速在 5000 英尺高度時產生的馬力比在海平面時 2300 轉速產生的馬力要少。這是因為功率輸出和空氣密度有關。空氣密度隨高度增加而降低。因此，空氣密度的降低(較高的密度高度)導致了發動機輸出功率的降低。當高度變化時，必須要改變油門的位置才能維持相同的轉速。當高度增加時，油門必須打開更多，以維持和低高度時相同的轉速。

可變節距螺旋槳

儘管一些較舊的可調節距螺旋槳只能在地面調節，而大多數現代可調節距螺旋槳被設計成可以在飛行中調節螺旋槳的節距。第一代可調節距螺旋槳只提供兩個節距設定-低節距設定和高節距設定。然而，今天，幾乎所有可調節距螺旋槳系統可以在一個範圍內調節節距。

恆速螺旋槳是最常見的可調節距螺旋槳類型。恆速螺旋槳的主要優點是它在大的空速和轉速組合範圍內把制動馬力的大部分轉換成推進馬力。恆速螺旋槳比其它螺旋槳更有效率是因為它能夠在特定條件下選擇最有效率的發動機轉速。

裝配恆速螺旋槳的飛機有兩項控制-油門控制和螺旋槳控制。油門控制功率輸出，螺旋槳控制調節發動機轉速，進而調節螺旋槳轉速，轉速讀數在轉速計上。

一旦選擇了一個特定的轉速，一個調節器會自動的調節必要的螺旋槳槳葉角以保持選擇的轉速。例如巡航飛行期間設定了需要的轉速之後，空速的增加或者螺旋槳載荷的降低將會導致螺旋槳為維持選擇的轉速而增加槳葉角。空速降低或者螺旋槳載荷增加會導致螺旋槳槳葉角降低。

恆速螺旋槳可能的槳葉角範圍由螺旋槳的恆速範圍和高低節距止位來確定。只要螺旋槳槳葉角位於恆速範圍內，而不超出任何一個節距止位，發動機轉速就能維持恒定。然而，一旦螺旋槳槳葉到達止位，發動機轉速將隨空速和螺旋槳載荷的變化而適當的增加或者降低。例如，選擇了一個特定的轉速，飛機速度降低到足夠使螺旋槳槳葉旋轉直到到達低節距止位，只要空速再次降低將會導致發動機轉速降低，就像安裝了固定節距螺旋槳一樣。當恆速螺旋槳的飛機加速到較快的速度時還會發生相同的情況。隨著飛機加速，螺旋槳槳葉角增加以維持選定的轉速直到到達高節距止位。一旦達到止位，槳葉角就不能再增加，發動機轉速降低。

在裝配恆速螺旋槳的飛機上，功率輸出由油門控制，用進氣壓力錶指示。這個儀錶測量進氣道歧管中油氣混合氣的絕對壓力，更正確的說法是測量歧管絕對壓力(MAP)。在恒定轉速和高度，產生功率的大小直接和流到燃燒室的油氣混合流有關。當你增加油門設定時，流到發動機的油氣就越多，因此，歧管絕對壓力增加。當發動機不運行時，歧管壓力錶指示周圍空氣壓力(例如 29.92 英寸汞柱)。當發動機氣動後，歧管壓力指示將會降低到一個低於周圍空氣壓力的值。對應的，發動機故障或者功率損失時，歧管壓力錶會指示在發生故障時的高度上周圍空氣壓力位置上。如圖 5-6



Figure 5-6. Engine power output is indicated on the manifold pressure gauge.

歧管壓力錶(同進氣壓力錶)用色標來指示發動機的運行範圍。歧管壓力錶盤上有一個綠色弧

線表示正常運行範圍，紅色徑向線表示歧管壓力的上限。

對於任何給定的轉速，都有一個不能超過的歧管壓力。如果對應轉速下的歧管壓力過大，氣缸內部的壓力就會過量，因此就會到氣缸施加過大的應力。如果頻繁的重複，這個應力將會使氣缸元件變松，最終導致發動機故障。

你可以通過時刻注意轉速而避免氣缸過應力的狀況，特別是增加歧管壓力時。遵守特定發動機的製造商建議的功率設定，這樣歧管壓力和轉速之間就可以維持合適的關係。

當歧管壓力和轉速都需要改變時，正確的功率調節順序可以避免發動機的過應力：

1. 當功率設定被降低時，在降低轉速前降低歧管壓力。如果轉速是在歧管壓力之前降低，歧管壓力會自動增加，可能超出製造商設計的容限。
2. 當功率設定增加時，順序則相反-首先增加轉速，然後是歧管壓力。
3. 為避免損壞輻射式發動機，最大轉速和歧管壓力的執行時間必須保持最短，必須避免運行在最大轉速和低歧管壓力狀態。

在正常運行條件下，高性能往復式發動機的最嚴重磨損，疲勞，和損壞發生在高轉速和低歧管壓力狀態下。

進氣系統

進氣系統把外部空氣和燃油混合，然後把油氣混合物送到發生燃燒的氣缸。外部空氣從引擎罩前部的進氣口進入進氣系統。這個進氣口通常包含一個阻止灰塵和其它外部物體進入的空氣篩檢程式。由於篩檢程式有時候會被阻塞，必須有一個備用的空氣來源。一般的，備用空氣來自引擎罩內部，那裡繞過阻塞的篩檢程式。一些備用空氣源自動起作用，另一些則需要手工操作。

小飛機的發動機通常使用了兩種類型的進氣系統：

1. 汽化器系統，在燃油和空氣進入進氣歧管之前它把燃油和空氣在汽化器中混合起來
2. 燃油噴射系統，燃油和空氣就在進入每個氣缸之前被混合

汽化器系統

汽化器系統分為浮動式和壓力式。小飛機上通常沒有壓力式汽化器。壓力式汽化器和浮動式汽化器的基本區別是壓力式汽化器通過油泵的壓力來輸送燃油。

浮動式汽化器系統工作時，外部空氣首先經過一個空氣篩檢程式，通常位於引擎罩前部的空氣進氣口。過濾過的空氣流經汽化器，通過文氏管-它是汽化器中的一個喉管。當空氣流經文氏管時，產生了一個低壓區域，它迫使燃油流經位於喉管處的一個主燃油噴射口。燃油然後流入氣流中，在這裡燃油和空氣混合。如圖 5-7

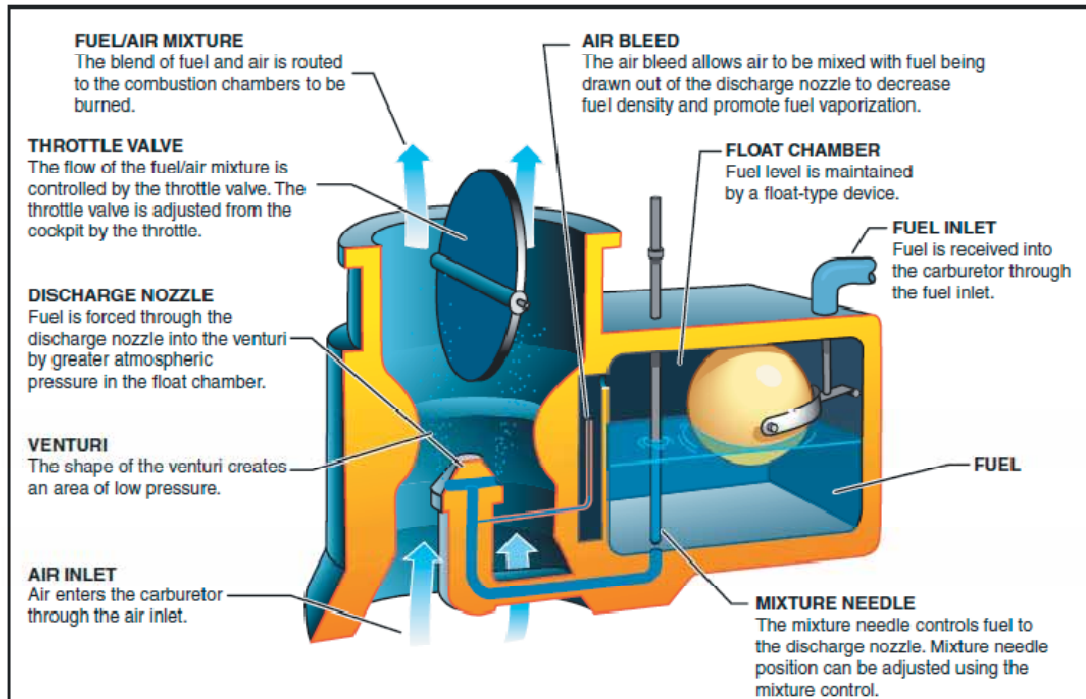


Figure 5-7. Float-type carburetor.

油氣混合物又經過進氣歧管被吸入燃燒室，在這裡它被點燃。浮動式汽化器的名字源於浮力，它使燃油處於浮子室內。一個指標連到浮子室的開口，並且關閉汽化器浮子室的底部開口。這依賴於浮子的位置來測量進入汽化器的正確燃油量，它由浮子式的油位來控制。當油位迫使浮子上升，指針閥門就關閉燃油開口，切斷流進汽化器的燃油。當發動機需要額外的燃油時，指針閥門會再次打開。流進燃燒室的油氣混合氣流是由節流閥調節的，節流閥是由駕駛艙的油門控制的。

混合比控制

汽化器通常是在海平面壓力下校準的，這時確立了正確的油氣混合比，油氣混合控制設定在完全富油(FULL RICH)位置。然而，隨著高度增加，進入汽化器的空氣密度降低，而燃油密度保持不變。這導致逐漸增加的富油混合，這會導致發動機運行不穩，功率明顯的損失。這個不穩定一般是由於火花塞上過量的炭積累導致的火花塞積炭引起的。炭積累的發生是因為過分的富油混合降低了氣缸內部的溫度，抑制了燃油的完全燃燒。這種情況會發生在高海拔機場的起飛前試車階段和高高度時的爬升和巡航飛行階段。要維持正確的油氣混合，你必須使用油氣混合控制貧油混合氣。貧油使燃油流下降，它補償了高高度時的空氣密度降低。

從高高度下降期間，相反情況也發生。混合氣必須被富油，或者可能太貧油。過分的貧油混合氣會導致爆燃，這會使發動機運行不穩，過熱，功率損失。維持適當混合的最好方法是監視發動機的溫度，按需要來富油。燃油噴射式發動機的正确混合控制和更好的燃油經濟性可以通過使用排氣溫度錶獲得。由於調節混合氣的過程因不同的飛機而不同，參考飛機飛行手冊(AFM)和飛行員操作手冊(POH)來確定特定飛機的具體程式是非常重要的。

汽化器結冰

浮動式汽化器的一個缺點是它的結冰傾向。汽化器結冰是因為燃油蒸發效應和文氏管中氣壓的降低引起的，它會導致汽化器中明顯的溫度下降。如果空氣中的水蒸汽液化且汽化器的溫度處於或低於冰點，那麼會在汽化器內表面結冰，包括節流閥門。如圖 5-8

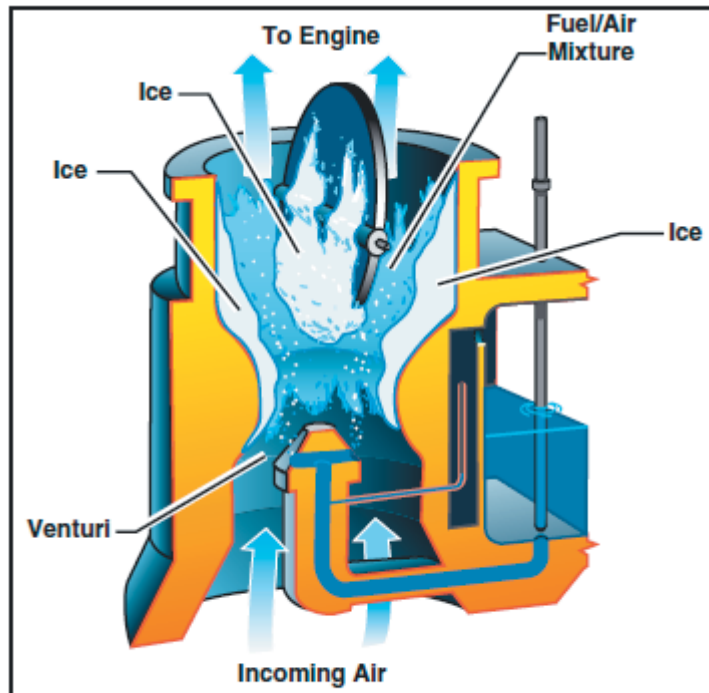


Figure 5-8. The formation of carburetor ice may reduce or block fuel/air flow to the engine.

降低的氣壓和燃油的氣化都有助於汽化器內的溫度降低。一般地，冰在節流閥門附近和文氏喉管內形成。這限制了油氣混合氣流，降低功率。如果形成足夠的冰，發動機可能會停止開動。

汽化器結冰最可能發生在溫度低於 21 攝氏度(70 華氏度)，相對濕度大於 80%時。然而，由於汽化器內發生的突然冷卻，甚至溫度高達 38 攝氏度(100 華氏度)濕度低到 50%時也可能發生結冰。這個溫度降低可能多達 60-70 華氏度。所以，外部空氣 100 華氏度時，70 華氏度的溫度降低導致汽化器內的溫度達到 30 華氏度。如圖 5-9

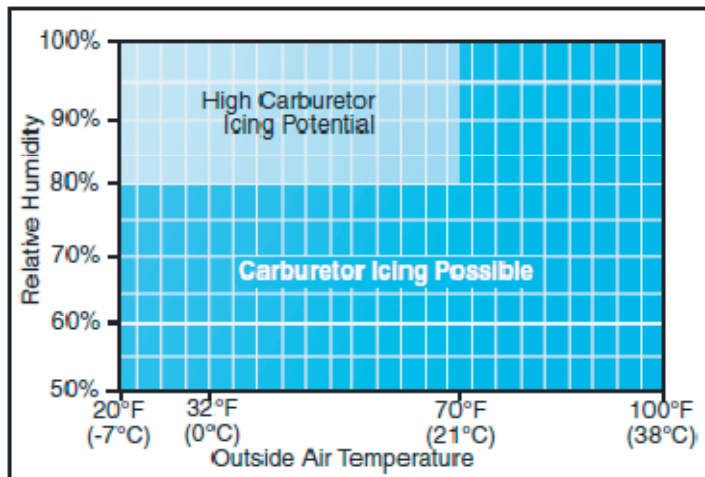


Figure 5-9. Although carburetor ice is most likely to form when the temperature and humidity are in ranges indicated by this chart, carburetor ice is possible under conditions not depicted.

固定節距螺旋槳飛機汽化器結冰的最初表現是發動機轉速的下降，接著可能是發動機運行不穩。對於恆速螺旋槳飛機而言，汽化器結冰通常是由歧管壓力的降低而轉速不變而表現的。螺旋槳節距自動地的調節以補償功率損失。因此，維持了恆定轉速。儘管汽化器結冰可以發生在飛行的任何階段，下降時使用降低的功率特別危險。在特定條件下，汽化器結冰可能會在你增加功率前一直不注意的發生。為對付汽化器結冰的影響，浮動式汽化器的發動機採用了汽化器加熱系統。

汽化器加熱

汽化器加熱是一個防結冰系統，它在空氣到達汽化器前預先加熱空氣。汽化器加熱是為保持油氣混合氣溫度高於冰點之上，避免發生汽化器結冰。汽化器加熱可以融化汽化器中已經積累形成的不太嚴重的冰。然而，重點是使用汽化器加熱作為一個預防手段。

發動機開動時就應該檢查汽化器加熱。當使用汽化器加熱時，要遵守製造商的建議說明。當飛行中汽化器易於結冰時，要定期的檢查它的表現。如果檢查到了，要立即打開燃油汽化器加熱，開關置於 ON 的位置，直到你確定全部的冰都被融化。如果出現了冰，而打開加熱時間不足或者部分加熱可能會使情況惡化。在汽化器結冰的極端，即使是在冰被除掉以後，也要維持汽化器加熱以防冰的進一步形成。如果安裝了汽化器溫度錶，那麼它非常利於確定何時使用汽化器加熱。

飛行中無論何時關閉油門，發動機都會快速冷卻，燃油氣化比發動機熱的時候更不完全。而且，在這種情況下，發動機更容易受到汽化器結冰的影響。因此，如果你懷疑汽化器結冰條件，預期要進行油門關閉操作，那麼在關閉油門之前調節汽化器加熱到全開位置，且在油門關閉運行期間一直保持。熱量會有助於燃油氣化，有助於避免汽化器結冰的形成。定期緩緩的打開油門一會兒，以保持發動機溫度，否則汽化器加熱器可能提供不了足夠的除冰熱量。

汽化器加熱的使用導致發動機功率的降低，有時達到 15%，因為加熱的空氣密度比進入發

動機的外界空氣密度低。這就使混合氣富油。當固定節距螺旋槳飛機上出現結冰現象且使用了汽化器加熱時，轉速會降低，隨著冰的融化轉速會逐漸增加。在冰被除掉以後，發動機也應該更平穩的運行。如果沒有出現結冰，轉速就會降低，然後保持恒定。當在恆速螺旋槳飛機上使用汽化器加熱且出現結冰時，你會看到歧管壓力的降低，接著逐漸增加。如果沒有出現汽化器結冰，歧管壓力的逐漸增加將不明顯，直到汽化器被關閉。

飛行中飛行員必須要能夠識別汽化器結冰的形成。另外，也會發生功率、高度和速度的降低。這些徵兆有時候伴隨著震顫或者發動機運行不穩。一旦發現功率損失，應該立即採取行動消除汽化器中已經形成的冰，防止冰的進一步形成。這是通過使用完全汽化器加熱來實現的，它會導致功率的進一步降低，隨著融化的冰進入發動機，發動機可能運行不穩。這些現象會持續 30 秒到幾分鐘，取決於結冰的嚴重程度。在此期間，飛行員必須抗拒降低汽化器加熱應用的誘惑。汽化器加熱必須保持在完全加熱位置，直到回到正常功率。

由於使用汽化器往往會發動機的輸出功率，也會增加運行溫度，當需要滿功率的時候(如起飛期間)或者在發動機正常運行期間不應該使用汽化器加熱，除非為了檢查汽化器結冰的出現或者除冰。

汽化器空氣溫度錶

一些飛機裝配了汽化器空氣溫度錶，它有助於檢測潛在的結冰條件。通常，錶盤是用攝氏度作為刻度單位，黃色弧線表示可能結冰的汽化器空氣溫度。這個黃色弧線的典型範圍是負 15 度到 5 度。如果空氣的溫度和濕度含量不可能引起汽化器結冰，發動機可以運行在指標處於黃線範圍內，而沒有負面影響。反之，如果大氣條件有利於汽化器結冰，必須通過使用汽化器加熱來使指標位於黃色弧線之外。

某些汽化器空氣溫度錶有一條紅色徑向線，它表示發動機製造商建議的最大允許的汽化器進氣口溫度；還可能包含一個綠色弧線來表示正常運行範圍。

外部空氣溫度錶

大多數飛機也會裝配以攝氏度和華氏度為單位的外部空氣溫度錶(OAT)。它提供用於計算真空速的外部或者周圍空氣溫度，也有助於檢測潛在的結冰條件。

燃油噴射系統

在燃油噴射系統中，要麼直接的噴射燃油到氣缸中，或者只噴射到進氣閥門前。通常認為燃油噴射系統比汽化器系統不易受結冰的影響。然而進氣口的衝擊結冰(impact icing)是可能的。當冰在飛機的外面形成時發生衝擊結冰，阻止了開口如噴射系統的空氣進氣口。

燃油噴射系統的空氣進氣口類似於汽化器系統中使用的，有一個備用空氣源位於引擎罩內部。如果外部空氣源被阻塞了就使用這個源。備用空氣源一般是自動運行的，如果自動功能發生故障就會使用備用的手動系統。

燃油噴射系統通常和這些基本元件配合-一個馬達驅動的燃油泵，油氣控制單元，燃油歧管(燃油分流器)，排放噴嘴，一個輔助的燃油泵，和燃油壓力/流量指示儀。如圖 5-10

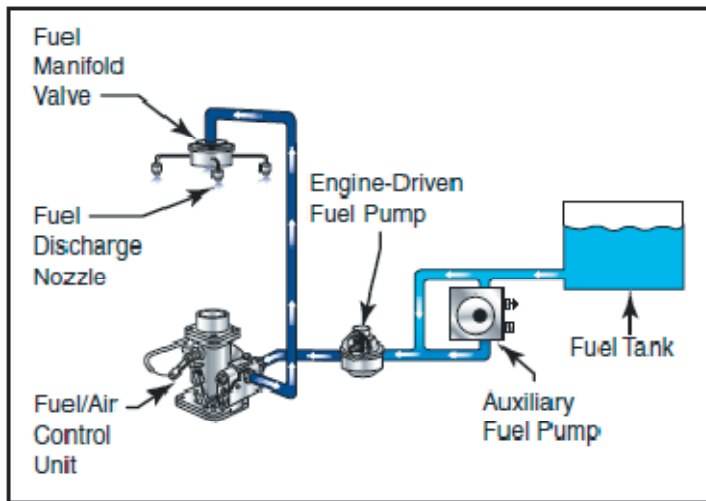


Figure 5-10. Fuel injection system.

輔助燃油泵為用於發動機啟動或緊急情況的油氣混合控制單元提供受壓的燃油。啟動後，馬達驅動的燃油泵從油箱向油氣控制單元提供受壓的燃油。這個控制單元本質上代替了汽化器，它基於混合控制設定來計量燃油，然後它以油門控制的速度把燃油發送到燃油歧管閥門。到達燃油歧管閥門之後，燃油被分流到單獨的燃油排放噴嘴。排放噴嘴位於每個氣缸的頭部，直接把油氣混合氣噴射到每一個氣缸進氣口。

燃油噴射的一些優點有：

- 降低蒸發結冰
- 更好的燃油流量
- 更快的油門回應
- 油氣混合的精確控制
- 更好的燃油分配
- 更容易在冷天氣下氣動

缺點通常包括：

- 難以啟動高溫引擎
- 熱天氣時地面運行期間的氣阻
- 由於燃油不足引起的重啟發動機停止問題

增壓器和渦輪增壓器

為增加發動機的功率，製造商已經開發了增壓器和渦輪增壓器系統壓縮進氣口空氣以增加它的密度。有這些系統的飛機有一個進氣壓力錶，它顯示發動機進氣歧管內的歧管絕對壓力(MAP)。

在海平面標準天氣條件下發動機關閉時，進氣壓力錶指示周圍空氣壓力為 29.92 英寸汞柱。因為大氣壓力隨高度沒降低 1000 英尺而降低大約 1 英寸汞柱，海拔 5000 英尺高度的機

場在標準天氣條件下進氣壓力錶將指示 **24.92** 英寸汞柱。

隨著正常進氣的飛機爬升，它最終到達歧管絕對壓力不足以正常爬升的高度。這個高度限制是飛機的適用升限，它直接受發動機產生功率的能力影響。如果進入發動機的空氣被增壓器或者渦輪增加器增加了壓力，發動機適用升限可以增加。由於這些系統，你可以飛行在更高的高度，有利於真空速更高，增加繞開不利天氣的能力。

增壓器

增壓器是一個馬達驅動的空氣泵或者壓縮機，它增加歧管壓力迫使油氣混合氣進入氣缸。歧管壓力越高，油氣混合氣密度越高，發動機就能夠產生更多的功率。對於正常進氣的發動機，進氣壓力是不可能高於周圍空氣壓力的。增壓器可以提高歧管壓力到 **30** 英寸汞柱以上。

增壓式進氣系統的結構和正常進氣系統的結構類似，在燃油計量裝置和進氣歧管之間多了一個額外的增壓器。增壓器是由馬達通過一個一倍速，二倍速或者可變速的齒輪系驅動的。另外，增壓器可以有一級或者多級。每一級增加一次壓力。因此，增壓器根據發生增壓的次數可以分為單級，兩級，或者多級。

早期形式的單級單速增壓器被稱為海平面增壓器。裝配了這種類型增壓器的發動機稱為海平面發動機。就這種類型的增壓器，使用了一個單級齒輪驅動葉輪來增壓發動機在所有高度產生的功率。然而，缺點是使用這種增壓器，發動機輸出功率仍然隨高度增加而降低，類似於發生在正常進氣的發動機上。

很多高功率輻射式發動機會使用單級-單速增壓器，使用一個朝前的進氣口，因此進氣系統可以完全利用衝壓空氣。進氣道空氣通過管道到達汽化器，在那裡和氣流成比例計量燃油。油氣通過管道輸送到增壓器或者壓氣機葉輪，它向外加速了油氣混合氣。一旦被加速，油氣混合氣通過一個擴壓器，在這裡空氣速度彌補了壓力能量。經壓縮後產生的高壓油氣混合氣被直接送到氣缸。

一些二戰期間開發的大的輻射式發動機有一個單級雙速增加器。對於這種增壓器，單個葉輪可以運行在兩個速度上。低葉輪速度稱為低壓氣機設定，而高葉輪速度稱為高壓氣機設定。在裝配雙速增壓器的發動機上，在駕駛艙中有一個控制杆或者開關驅動一個滑油離合器在兩個速度間切換。

在正常運行下，起飛時增壓器被設定在低壓氣機位置。在此模式，發動機變成地面增壓的發動機，功率輸出隨著飛機高度增加而降低。然而，一旦飛機到達一個特定高度，功率就會降低，且增壓器控制要切換到高壓氣機位置。然後油門重定到需要的進氣壓力。裝配這種增壓器的發動機叫高度發動機。如圖 5-11

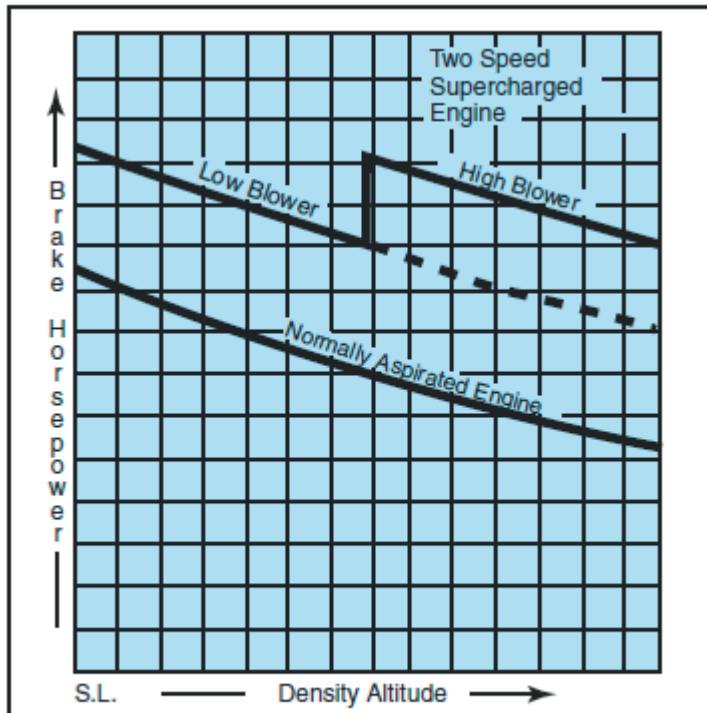


Figure 5-11. Power output of normally aspirated engine compared to a single-stage, two-speed supercharged engine.

渦輪增壓器

往復式發動機增加馬力的最有效率方法是使用渦輪增壓器。齒輪驅動增壓器的一個主要缺點是它的功率增加使用了很大部分的發動機功率輸出。這個問題用渦輪增壓器來避免，因為渦輪增壓器的動力來源於發動機的廢氣。這就是說渦輪增壓器從排出的氣體重新獲得能量。

渦輪增壓器的另一個主要優點是可以控制它們在海平面到臨界高度內維持發動機的海平面馬力。在臨界高度之上，功率輸出和正常進氣的發動機一樣會下降。

渦輪增壓器增加了發動機的進氣壓力，這樣發動機可以在海平面或者更高高度上獲得更大馬力。渦輪增壓器有兩個主要的部分組成：一個渦輪機和一個壓縮機。壓縮機部分有一個高速旋轉的葉輪。當進氣經過葉輪的葉片時，葉輪加速了空氣，使得大量空氣流過壓縮機罩。葉輪的作用進而產生高壓高密度的空氣，它被輸送到發動機。為旋轉葉輪，發動機的廢氣被用於驅動安裝在葉輪驅動軸對端的渦輪。通過把不同品質的廢氣引流過渦輪，可以產生更多的能量，導致葉輪輸送更多壓縮的空氣到發動機。廢氣門用於調節流進渦輪的排氣品質。廢氣門本質上就是一個安裝在排氣系統中的蝶形閥門。當它關閉後，發動機的大多數廢氣被迫流過渦輪機。打開時，廢氣繞過渦輪機直接從發動機的排氣管排出。如圖 5-12

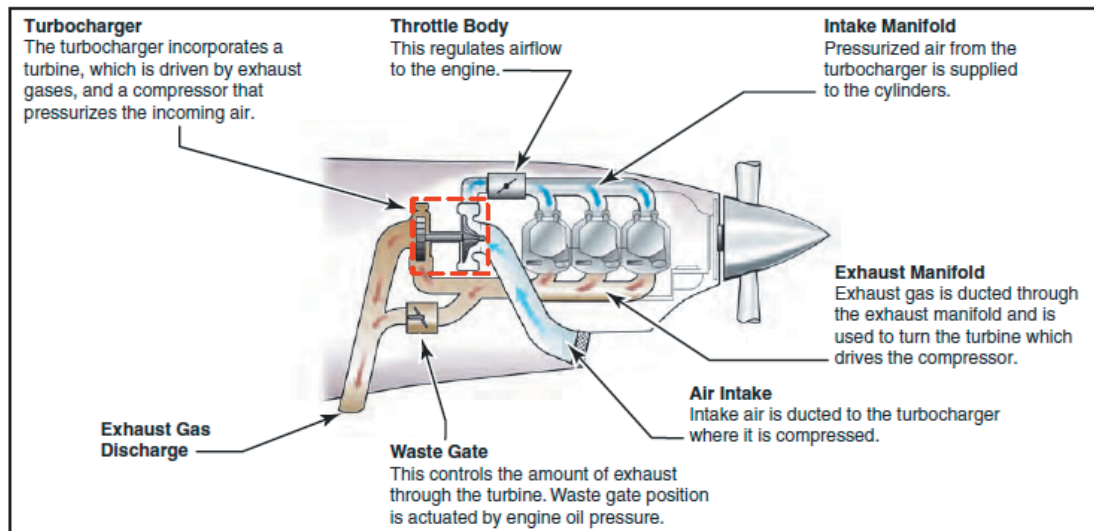


Figure 5-12. Turbocharger components.

由於廢氣被壓縮時溫度升高，渦輪增壓器導致進氣溫度增高。為降低這個溫度以及減少爆燃的風險，很多渦輪增壓發動機使用一個中間冷卻器。中間冷卻器是一個小的熱交換器，它在熱的壓縮空氣進入燃油計量裝置前使用外部空氣來冷卻這些熱空氣。

系統運行

在大多數現代渦輪增壓發動機上，廢氣門的位置由一個傳動裝置耦合的壓力敏感型控制機構控制。發動機滑油被導向或者導離這個調節器而移動廢棄門位置。在這些系統上，僅僅通過改變油門控制的位置，調節器就被自動定位而產生需要的歧管絕對壓力(MAP)。

其它渦輪增壓器系統設計使用一個獨立的手動控制來定位廢氣門。使用手動控制，你必須密切監視進氣壓力錶以確定何時達到了需要的歧管絕對壓力。手動系統通常可以在使用配件市場渦輪增壓系統修改過的飛機長看到。這些系統需要特殊的操作考慮。例如，如果廢氣門在從高高度降低後關閉，可能產生超出發動機限制的進氣壓力。這種狀態稱為過增壓，它可能導致嚴重的爆燃，因為下降時空氣密度的增加會導致貧油效應。

儘管自動化廢氣門系統更少可能遇到過增壓狀態，但仍然會發生。如果你試圖應用起飛功率而發動機滑油溫度低於它的正常運行範圍，冷的潤滑油不能儘快的流出進氣門調節器而避免過增壓。為幫助避免過增壓，你應該慎重地前推油門杆以防止超出最大進氣壓力限制。

駕駛渦輪增壓器飛機時有幾個你需要知道的系統限制。例如，渦輪增壓器的渦輪機和葉輪即使在相當高的溫度時也可以運行在 8000rpm 以上的轉速。為獲得高的旋轉速度，系統內的軸承必須持續的供給發動機潤滑油，以降低摩擦力和高溫。為得到額外的潤滑，應用高油門設定之前，潤滑油溫度應該在正常運行範圍內。另外，關閉發動機之前你應該讓渦輪增壓器冷卻，渦輪機速度降低。否則，殘餘在軸承罩中的潤滑油會脫碳沸騰，導致軸承和軸上形成嚴重的碳沉積。這些沉積快速地降低了渦輪增壓器的效率和使用壽命。對於其它限制，請參考飛機飛行手冊和飛行員操作手冊。

高海拔性能

帶渦輪增壓系統的飛機爬升時，通常關閉廢氣門而維持最大允許進氣壓力。在特定的一點，廢氣門會完全關閉，隨高度進一步增加，進氣壓力會開始下降。這就使臨界高度，它由飛機或者發動機製造商確定。當評估渦輪增壓系統的性能時，在指定的臨界高度之前進氣壓力開始下降，那麼發動機或者渦輪增壓器應該交由合格的航空維修技術員檢查維修，以確保系統的正常運行。

點火系統

點火系統為點燃氣缸中的油氣混合氣提供電火花，它由磁電機，火花塞，高壓引線和點火開關組成。如圖 5-13

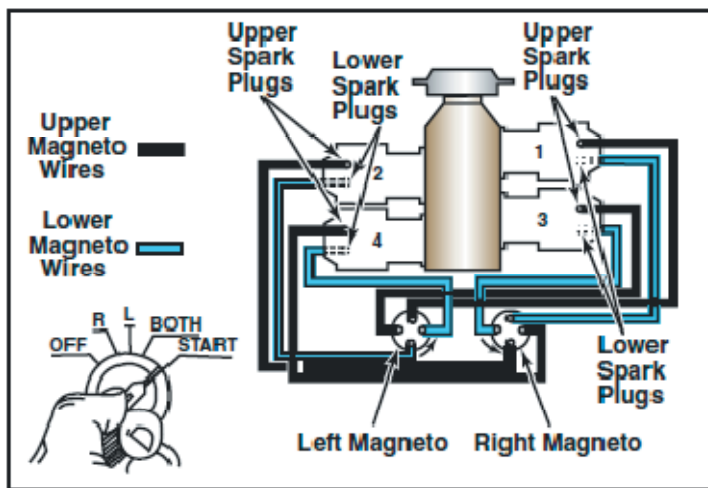


Figure 5-13. Ignition system components.

磁電機使用永久磁鐵來產生完全獨立於飛機電路系統的電流。磁電機產生足夠高的電壓在每個氣缸內的火花塞間隙之間觸發火花。當你接上起動器時系統開始點火，曲軸開始旋轉。只要曲軸旋轉就會持續運行。

大多數標準認證的飛機安裝了一對點火系統，有兩個獨立的磁電機，分開的兩組電纜，以及兩組火花塞，這樣可以增加點火系統的可靠性。每個磁電機獨立運行，點燃氣缸中的另一個火花塞。兩個火花塞的點火改進了油氣混合氣的燃燒，導致功率輸出得到輕微的增加。如果一個磁電機失效，另一個不會因此而失效。發動機將繼續正常工作，儘管你會預期發動機功率輸出有輕微降低。如果氣缸中兩個火花塞中的一個失效，也會發生類似的狀況。

磁電機的運行是受駕駛艙中點火開關控制的。開關有 5 檔：

1. OFF(關)
2. R-Right(右)
3. L-Left(左)
4. BOTH(兩者同時)
5. START(啓動)

如果選擇了 LEFT(左)或者 RIGHT(右)，只有相應的磁電機才會被啓動。選擇 BOTH 的時

候，系統的兩個磁電機都運行。

在起飛前檢查期間，你可以通過觀察第一次從 BOTH 到 RIGHT，從 BOTH 到 LEFT 轉動點火開關時發動機轉速的降低來識別發生故障的磁電機。在此檢查過程中，發動機轉速的輕微降低是正常的。容許的降低大小列在飛機飛行手冊和飛行員操作手冊上。當你切換到一個磁電機，發現發動機停止運行或者如果轉速的降低超出了容許的限制，那麼就不要飛這架飛機，直到問題被解決。原因可能是火花塞污染了，磁電機和火花塞之間的電纜斷開或者短路，或者是火花塞不能正常的定時點火。應該注意到使用單個磁電機時發動機轉速不降低是不正常的，如果這樣，也不能飛這架飛機。

發動機關閉之後，把點火開關撥到關閉(OFF)位置。如果你把點火開關放在打開(ON)位置，即使電池和主開關關閉了，發動機也會點火和旋轉，螺旋槳就被驅動，因為磁電機不需要外部電源供電。這種情況下潛在的嚴重傷害是很明顯的。(譯者注：磁電機打開也可能導致螺旋槳旋轉，打傷不經意的人員。)

磁電機系統中鬆動的或者斷開的電纜也會導致問題。例如，如果磁電機開關位於 OFF 位置，如果磁電機接地電纜被斷開那麼磁電機可能繼續點火。如果發生這種情況，停止發動機的唯一方法是把油氣混合氣控制杆撥到慢車切斷位置，然後讓有資格的航空維修技術人員進行系統檢查。

燃燒

在正常燃燒期間，油氣混合氣的燃燒是完全受控和可預測的。儘管燃燒的過程發生在很短的時間內，在一個溫度點上油氣混合氣被火花塞點燃，直到燒光。這種類型的燃燒使得溫度和壓力能夠穩定增加，確保在膨脹氣體在功率衝程內合適的時間向活塞傳遞最大的力。如圖 5-14

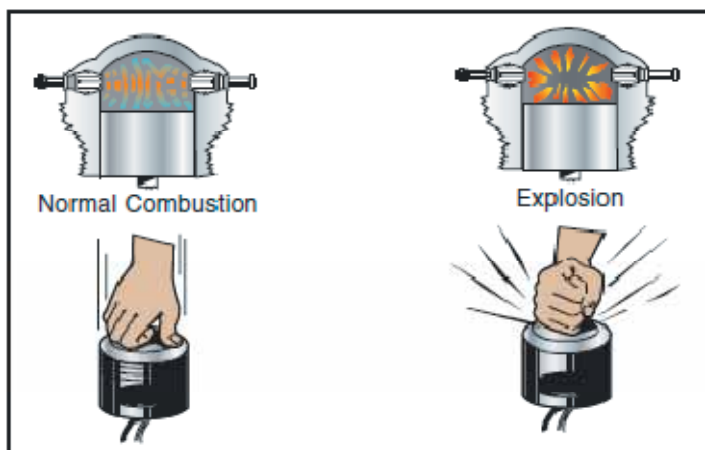


Figure 5-14. Normal combustion and explosive combustion.

爆燃是油氣混合氣在氣缸燃燒室內非受控的爆發性點火。它產生過高的溫度和壓力，如果不糾正的話，會很快導致活塞，氣缸或者閥門的故障。在不太嚴重的情況下，爆燃導致發動機過熱，運行不穩定，或者功率損失。

爆燃表現為較高的氣缸頭溫度，最可能發生在大功率運行時。爆燃的一些常規操作原因包

括：

- 使用低於飛機製造商指定等級的燃油
- 以極高進氣壓力和低轉速運行
- 以高功率設定和過分貧油混合氣運行
- 爆燃也可能由於持續的地面運行或者快速爬升導致，這種情況下氣缸的冷卻減少了

通過遵守以下的這些基本準則可以避免地面和飛行的不同階段發生的爆燃：

- 確保使用了適當等級的燃油
- 在地面時，保持整流罩襟翼(如果有的話)處於全開位置，這樣能夠使通過整流罩的氣流最大。
- 在起飛和爬升的最初階段，使用富油混合控制可以降低爆燃的發生，同時要保持小的爬升角度來增加氣缸的製冷。
- 避免持續的大功率急爬升。
- 培養一個監視發動機儀錶的習慣，以確保符合製造商制定的操作規程。

當油氣混合氣在發動機正常點燃時刻之前燃燒就發生了早燃。過早的燃燒通常是由於燃燒室內殘餘的熱區域引起的，通常原因是火花塞上少量的碳沉積或者斷裂的火花塞絕緣體，或者氣缸中的其它損壞，它們產生了部分的熱足以點燃油氣混合氣。早燃導致發動機損失功率，產生高的運行溫度。和爆燃一起，早燃也會導致發動機嚴重的損壞，因為膨脹的氣體就在壓縮衝程就對活塞施加過大的力。

爆燃和早燃經常同時發生，其中之一會導致另一個發生。因為要麼是伴隨著發動機性能降低的工作狀態導致高的發動機溫度，通常難以區分這兩者。使用建議等級的燃油，發動機運行在適當的溫度，壓力和轉速範圍這樣可以降低爆燃或者早燃的幾率。

燃油系統

燃油系統是設計用來提供持續的從油箱到發動機的潔淨燃油流量。燃油在所有發動機功率，高度，姿態和所有核准的飛行機動條件下必須能夠供給發動機。小飛機上使用了兩個常規類別的燃油系統-重力饋送系統和燃油泵系統。

重力饋送系統使用重力來把燃油從郵箱輸送到發動機，例如，在上翼飛機上，油箱是安裝在機翼裡的。油箱被置於汽化器之上，燃油由於重力經過系統送到汽化器。如果飛機的設計不能用重力輸送燃油，就要安裝油泵，例如，在下翼飛機上機翼中的郵箱處於汽化器下方。如圖 5-15

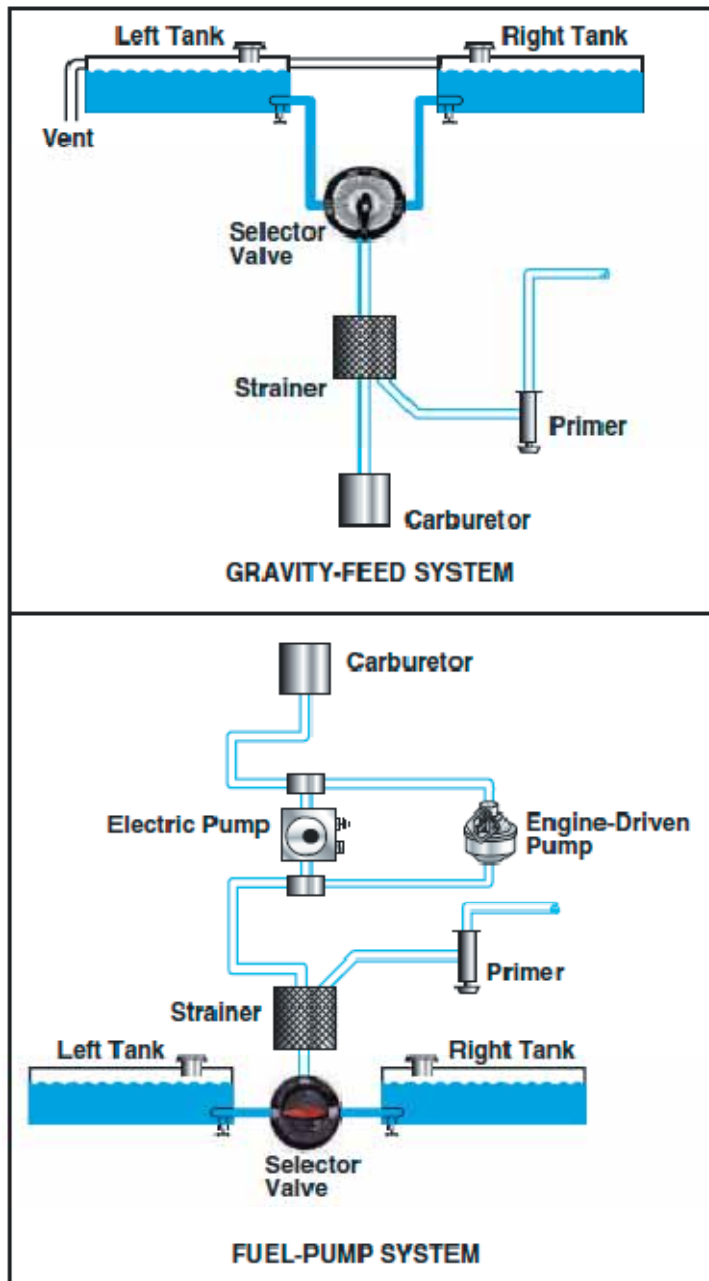


Figure 5-15. Gravity-feed and fuel-pump systems.

油泵

有油泵系統的飛機使用兩組油泵。主泵系統是馬達驅動的，電驅動的輔助泵用於發動機氣動或者在馬達驅動泵失效時。輔助泵也稱為增壓泵，為燃油系統提供增加的可靠性。電驅動輔助泵由駕駛艙中的開關控制。

起動注油器

重力饋送和油泵系統也可以結合氣動注油器。啟動注油器用於氣動發動機之前從油箱中抽油

直接氣化送入氣缸。在冷天氣特別有用，那時發動機會很難氣動，因為沒有足夠的熱量來氣化汽化器中的燃油。氣動注油器在不使用時鎖定位置很重要。如果旋鈕可以自由活動，飛行中它會被振動出來，引起過分富油。要避免注油過多，請閱讀你的飛機的注油說明。

油箱

油箱通常位於飛機的機翼內，在機翼上面有一個可以加油的加油口。加油口蓋子蓋住這個開口。油箱通過通風管和外部相連，以維持油箱內部的氣壓。它們可以通過加油口蓋或者從機翼表面伸出的管子通風。油箱也包括一個單獨的或者是和油箱通風管在一起的溢出排油管。這讓燃油在溫度升高時膨脹而不會損壞油箱本身。如果油箱在熱天被加滿，經常會看到燃油從溢出排油口流出。

燃油表

油量表指示了每一個油箱中傳感單元測量出來的燃油量，以加侖或者磅為單位表示。飛機認證規則只要求燃油表在讀數為空(**Empty**)時是精確的。任何不是空的讀數應該被校驗。不要只依賴油量表的準確性。飛行前檢查期間務必要目視檢查每一個油箱的油量水準然後跟對應的油量表讀數比較。(譯者注：小飛機上通常飛行前檢查使用有刻度的杆子在加油口測量油的深度，對比指示儀來核實油量。)

如果燃油系統中安裝了一個油泵，也會安裝一個油壓表。這個表指示油管中的壓力。正常運行壓力可以在飛行員操作手冊和飛機飛行手冊中找到，或者儀錶刻度盤上的色標。

燃油選擇器

燃油選擇閥門允許從不同的油箱選擇燃油。常規類型的選擇閥門有四個位置：**LEFT**、**RIGHT**、**BOTH** 和 **OFF**。選擇 **LEFT** 或者 **RIGHT** 位置就只使用左邊或者右邊油箱的燃油，選擇 **BOTH** 時使用兩個油箱的燃油。左右位置的選擇可以用於平衡殘留在每個油箱中的油量。如圖 5-16



Figure 5-16. Fuel selector valve.

燃油標牌將說明油箱使用的任何限制，例如“只能水準飛行”和/或著陸和起飛這“兩者”。無論使用的燃油選擇器類型是什麼，都應該密切的監視燃油消耗以保證某個油箱的油不能用光。用幹油箱的油不僅導致發動機停止，而且長期的使用一個油箱會導致油箱之間的燃油載荷失衡。油箱中的油完全用幹會讓空氣進入燃油系統，會導致氣阻。當發生這種狀態時，就難以再氣動發動機。在燃油噴射型發動機上，燃油可能變得非常熱導致燃油在油管中氣化，使得燃油不能到達氣缸。

燃油篩檢程式/沉澱器/排油管

經過燃油選擇閥門後，燃油在進入汽化器之前會通過一個篩檢程式。這個篩檢程式清除灰塵和系統中可能有的其它沉積物。由於這些污染物比航空燃油重，它們會遷移到篩檢程式部件底部的沉積器中。沉積器被定義為燃油系統或者油箱中的低位置點。燃油系統可能包含沉積器，燃油篩檢程式和油箱排油器，其中的一些可能是合為一體的。

每次飛行前燃油篩檢程式應該放油。應該從篩檢程式取出燃油樣本，並目視檢查水和污染物。沉積器中的水是危險的，因為在冷天水會結冰堵塞油管。在熱天，它會流進汽化器，停止發動機。如果水出現在沉積器中，可能在油箱中有更多的水，要繼續把它們排出來，直到沒有水的跡象。任何情況下，在你確定所有水份和污染物已經從發動機燃油系統中清除之前永不要起飛。

由於燃油系統的變化，你應該十分的熟悉你的飛機使用的系統。請參考飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊瞭解詳細的操作程式。

燃油等級

航空汽油是由辛烷或者功率值來識別的，它標誌抗爆值或者發動機氣缸中油氣混合的抗爆震性能。汽油的等級越高，燃油能承受的不產生爆燃壓力也就更大。較低等級的燃油用在低壓

發動機上，因為這些燃油可在低溫點燃。較高等級的燃油用在較高壓力的發動機上，因為它們必須在較高溫度點燃，但是不會過早點燃。如果沒有適當等級的燃油可用，那麼使用下一個較高等級的燃油作為替代品。永遠不要使用低一級的燃油。這會導致氣缸頭溫度和發動機潤滑油溫度超出它們的正常運行範圍，這可能導致爆燃。

有幾種等級的燃油可用。必須細心確保特定類型的發動機使用了正確的航空燃油等級。正確的燃油等級在飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊中有說明，在駕駛艙的標牌和加油蓋邊上也有。出於鉛含量的考慮，汽車用汽油永遠也不要用於飛機發動機，除非發動機已經按照 FAA 頒發的附加型號合格證(STC)改裝過。

現在識別用於往復式發動機的飛機航空汽油的方法是根據辛烷值和功率值，縮寫為 **AVGAS**。這些飛機使用 **AVGAS80,100** 和 **100LL**。儘管 **AVGAS 100LL** 的性能和 **100** 是一樣的，**LL** 表示它的低鉛含量。渦輪發動機飛機的燃油是使用 **JET A, JET A-1** 和 **JET B** 識別的。噴氣機燃油主要是煤油，有與眾不同的煤油氣味。

因為使用正確的燃油非常重要，增加了染色來幫助識別燃油的類型和等級。如圖 5-17





FUEL TYPE AND GRADE	COLOR OF FUEL	EQUIPMENT COLOR
AVGAS 80	RED	
AVGAS 100	GREEN	
AVGAS 100LL	BLUE	
JET A	COLORLESS OR STRAW	

Figure 5-17. Aviation fuel color-coding system.

除了燃油本身的顏色之外，色標系統還擴展到識別標記和各種機場燃油處理設備。例如，所有航空汽油用紅色背景上白色字母的名字識別。相反，渦輪機燃油用黑色背景上的白色字母來識別。

燃油污染

由於燃油污染引發的動力失效而引起的事務，大多數歸因於：

- 飛行員沒有執行充分的飛行前檢查
- 使用來自小油箱或者油桶不正確過濾的燃油維護飛機
- 飛機保管時油箱沒有完全加滿
- 缺乏正確的保養

應該從燃油篩檢程式快速排放口放出燃油，從每一個油箱沉積器到透明容器，然後檢查其中的汙物和水。當燃油篩檢程式放油時，油箱中的水直到所有的油從連到油箱的管子排出後才能看到。因此，從燃油篩檢程式排出足夠的油以確保燃油從油箱放出。油量取決於從油箱到放油口的輸油管長度。如果在第一份取樣中發現水或者其他汙物，要一直排放到沒有汙物跡象。

燃油篩檢程式的放油已經沒有顯示任何水的跡象，水也可能殘留在油箱中。殘留的水份只能通過油箱沉積器放油口排泄。

水是主要的燃油污染物。燃油中懸浮的水滴可以通過燃油的雲狀外形或者有色燃油和水清楚的分開來識別，這些現象發生在水沉降到油箱底部的時候。作為一個安全措施，每次飛行前檢查都要對燃油沉積器進行放油。

每次飛行後應該加滿油箱，或者至少在當天最後飛行完畢加滿，以防止油箱中的水汽凝結。另一個防止水汽凝結的方法是避免從油罐或者油桶加油。從油罐或者油桶加油會導致燃油污染。

在任何情況下使用漏斗和藥皮從油罐或者油桶加油都是危險的，應該被阻止。在偏遠地區或者在緊急情況下，可能沒有足夠抗污染的備用加油來源，藥皮或漏斗可能是唯一的過濾燃油的方法。然而，使用藥皮不一定總是會導致燃油污染。用壞的藥皮不能過濾水份；即使是一個已經新的乾淨的濕潤藥皮也不能。大多數仿製藥皮不能過濾水份。

加油程式

飛行中空氣通過飛機表面摩擦時或者在加油時燃油流經軟管和噴管都會產生靜電。尼龍，滌綸或者羊毛服裝特別傾向於積累靜電和從人到漏斗或者噴管泄放靜電。為預防靜電點燃燃油揮發汽的可能性，燃油蓋從油箱拿走之前應該有一根接點電線連結到飛機。在開始加油前，加油嘴應該接地到飛機，在整個加油過程中都要保持接地。當使用加油車時，它應該在加油嘴接觸到飛機前接地。

如果必須從油罐或者油桶加油，正確的遮罩和接地連結是重要的。油桶應該被放在靠近接地杆位置，要遵守下列順序的連接：

1. 油桶連接到地
2. 地連接到飛機
3. 油桶連接到飛機

4. 加油蓋拿掉之前噴嘴連接到飛機

當斷開連接時，順序相反。

燃油通過麤皮的流動增加了靜電的積累和打火花的危險。飛機必須正確的接地，噴嘴，麤皮和漏斗搭接到飛機上。如果使用了一個油罐，它應該連接到接地杆或者漏斗。任何情況下這個操作中都不能使用塑膠漏斗或者類似絕緣容器。

起動系統

大多數小飛機使用一個直接啟動的電啟動器系統。這個系統包括一個電源，導線，開關，和一個操作啟動器的圓筒形線圈和一個啟動器馬達。大多數飛機的啟動器工作時可以自動接通和脫離，但是一些舊飛機的啟動器是通過一個飛行員開動的杆子而機械式接通的。啟動器接通飛機的飛輪，使發動機以可以啟動和維持運行的速度轉動。

啟動所需的電力通常由機載電池提供，但是也可以由外部電容器提供。當電池開關打開時，電力通過電池螺線圈供應到主電力匯流條。啟動器和啟動器開關都從匯流條獲得電流，但是在啟動器開關打開到啟動(Start)位置啟動線圈被激勵之前啟動器不會運行。當啟動器開關從啟動位置解除後，啟動器馬達的螺旋管失去功率。啟動器馬達被保護以防被發動機通過啟動器傳動的離合器驅動，離合器能讓發動機轉的比氣動馬達更快。如圖 5-18

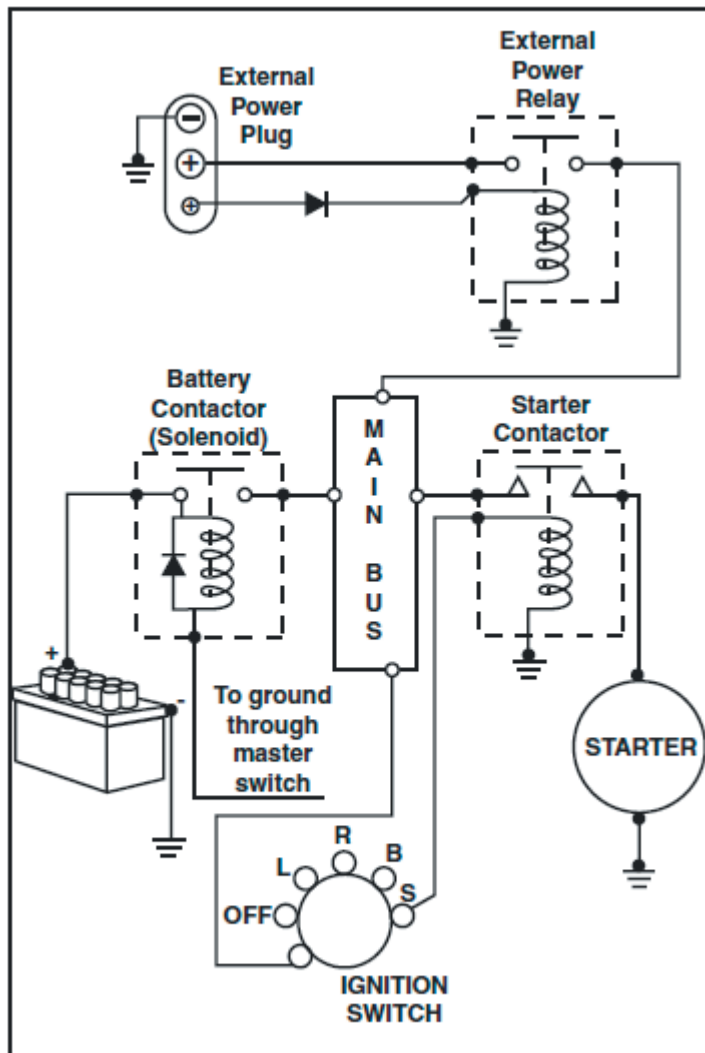


Figure 5-18. Typical starting circuit.

啓動發動機時，必須嚴格遵守安全和禮貌規則。其中一個最重要的是確定沒有人靠近螺旋槳。另外，輪子應該使用制動墊塊和手閘，以避免意外運動導致的危險。為避免螺旋槳和財產的損壞，飛機應該停在那種螺旋槳不能揚起沙粒和塵土的區域。

潤滑系統

發動機潤滑系統完成幾個重要的功能，包括：

- 發動機活動部件的潤滑
- 通過降低摩擦來冷卻發動機
- 帶走氣缸的熱量
- 提供氣缸壁和活塞之間的密封
- 帶走污染物

往復式發動機使用濕沉積或者幹沉積潤滑系統。在幹沉積系統中，潤滑油存儲在一個獨立的油箱裡，使用油泵通過發動機迴圈。在濕沉積系統中，潤滑油位於沉積器中，它是發動機整體的一部分。如圖 5-19

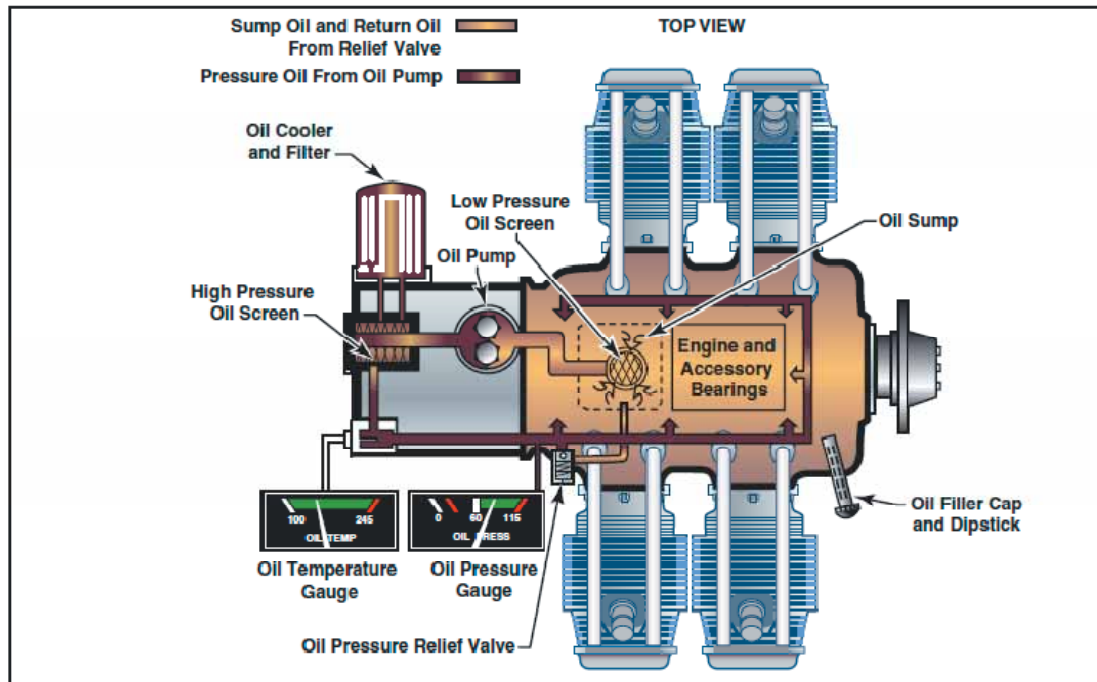


Figure 5-19. Wet-sump oil system.

濕沉積系統的主要部件是油泵，它從沉積器抽油並導流到發動機。潤滑油流過發動機之後，返回到沉積器。在一些發動機內，旋轉的曲軸還提供了額外的潤滑油，它把潤滑油飛濺到發動機的各部分。

幹沉積系統也有油泵提供油壓，但是潤滑油來源於位於發動機外部獨立的潤滑油箱。潤滑油流過發動機之後，它被回油泵從發動機的不同部分抽回到潤滑油箱。幹沉積系統能夠為發動機提供更大量的潤滑油，使得它更適合用於非常大的往復式發動機。

潤滑油壓力錶直接表示了潤滑系統的工作情況。它以磅/平方英寸為單位測量供應到發動機的潤滑油壓力。綠色表示正常工作範圍，而紅色表示最小和最大壓力。發動機啓動時潤滑油壓力錶上應該有油壓指示。請參考飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊來瞭解製造商給出的限制。

潤滑油溫度錶測量潤滑油的溫度。綠色區域表示正常工作範圍，紅色線表示最大允許溫度。和潤滑油壓力不一樣，潤滑油溫度的變化更為緩慢。在起動一台冷的發動機時特別明顯，可能需要幾分鐘時間或者更長才能看到溫度錶顯示溫度增加。

飛行時定期的檢查潤滑油溫度，特別是周圍的空氣溫度低或者高時。高的溫度讀數可能表示堵塞的油管，潤滑油量變低，阻塞的潤滑油製冷器或者溫度錶故障。低溫讀數可能表示在冷天氣運行時潤滑油的粘度不合適。

潤滑油加油蓋和量油計(測量潤滑油的油量)通常位於飛機引擎罩內的操縱板上。如果潤滑油量沒達到製造商建議的運行油量要求，那麼需要增加潤滑油。飛機飛行手冊和飛行員操作手冊或者靠近操縱板邊上的標牌會提供正確的潤滑油類型和重量資訊，以及最少和最大油量。如圖 5-20



Figure 5-20. Always check the engine oil level during the pre-flight inspection.

發動機製冷系統

氣缸內燃燒的燃油產生大量的熱量，大多數通過排氣系統排放出去。然而大量剩餘的熱量必須要散去，以防發動機過熱。否則，過高的發動機溫度會引起功率損失，過量的潤滑油消耗，爆燃和嚴重的發動機損壞。

雖然潤滑油系統對於發動機的內部製冷很重要，但是還需要對發動機外表面的製冷方法。儘管一些小飛機是液冷的，但是大多數是氣冷的。

氣冷是通過空氣從飛機引擎罩前方的開口流進發動機隔艙而實現的。導流片引導空氣從發動機氣缸外的散熱片和其它部件上流過，這時空氣吸收了發動機的熱量。熱空氣通過引擎罩的下方後方部分的一個或多個開口排出去。如圖 5-21

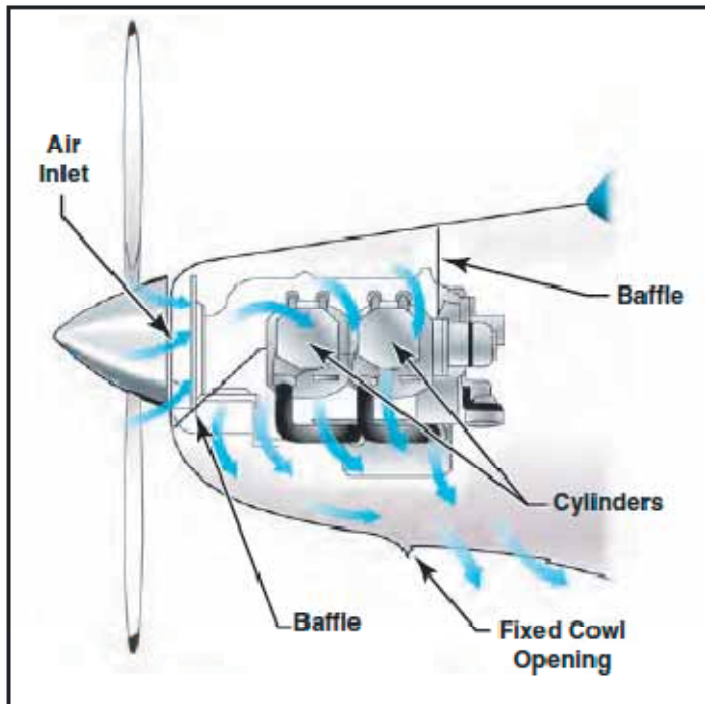


Figure 5-21. Outside air aids in cooling the engine.

外部空氣通過螺旋槳輪轂後面的進口進入發動機的隔艙。導流片把它們導流到發動機最熱的部分，主要是氣缸，它有增加暴露在氣流中的面積的散熱片。

氣冷系統在地面運行，起飛，複飛以及其它高功率低空速運行階段時效率不高。相反的，高速下降產生了過多的空氣會使發動機快速冷卻，受突然的溫度波動影響。

發動機運行在高於其設計溫度的條件下會導致功率損失，過多的潤滑油消耗以及爆燃。也會導致嚴重的部件損壞，例如擦傷氣缸壁，損壞活塞和活塞環，燒毀或扭曲閥門。監視駕駛艙中發動機溫度儀錶能夠說明避免高的運行溫度。

未裝配通風片的飛機在正常運行條件下，發動機溫度可以通過改變空速或者發動機輸出功率來控制。發動機高溫可以通過增加空速和/或減小功率來降低。

潤滑油溫度錶是對上升的發動機溫度的一個間接的延遲的指示，但是如果只有這個方法的話也可以用於確定發動機溫度。

很多飛機裝配了氣缸頭溫度錶。這個儀錶指示了直接而及時的氣缸溫度變化。這個儀錶的刻度以攝氏度或者華氏度為單位，通常是有色標的，綠色弧線表示正常運行範圍。儀錶上的紅線表示最大允許氣缸頭溫度。

為避免過高的氣缸頭溫度，可以增加空速，富油控制和/或降低功率。這些程式的任意一個都可以說明降低發動機溫度。在裝配了通風片的飛機上，使用通風片來控制溫度。通風片是鉸鏈在開口上的蓋子，通過它熱空氣得意排出。如果發動機溫度低，通風片可以關閉，所以就限制了排出的熱氣流使得發動機溫度升高。如果發動機溫度高，通風片打開以勻速更強的

氣流通過系統，可以降低發動機溫度。

排氣系統

發動機排氣系統把燃燒完的氣體排出機外，為客艙提供熱量和為風擋玻璃除霜。排氣系統有連結在氣缸上的排氣導管和消聲器和消聲器外殼。廢氣通過排氣閥門排出氣缸，然後經過排氣管路系統排放到大氣中。

為了給駕駛艙供熱，外部空氣被抽進空氣進氣口，通過管道輸送到消聲器的外殼。消聲器用廢氣加熱，進而加熱了消聲器周圍的空氣。熱空氣然後被管道輸送到駕駛艙用於供熱和除霜。供熱和除霜由駕駛艙控制，可以調節到需要的程度。

廢氣中含有大量的一氧化碳，它是無嗅無色的。一氧化碳是致命的，實際上不可能檢測到它的存在。排氣系統必須運行良好，沒有裂縫。

一些排氣系統有一個廢氣溫度探頭。這個探頭把排氣溫度(EGT)傳送到駕駛艙中的儀錶上。EGT 儀錶測量排氣管中的廢氣溫度。這個溫度隨進入氣缸的油氣混合比而變化，可以用於調節遊戲混合氣的一個基準。EGT 表能夠非常準確的指示正確的油氣混合設定。當使用 EGT 來輔助貧油是，可以減低燃油消耗。對於特別的程式，請參考製造商的貧油建議。

電力系統

飛機配備的是 14 伏特或者 28 伏特的直流電路系統。一個基本的飛機電力系統包含下列組成部分：

- 交流發電機
- 電池
- 主/電池開關
- 交流發電機開關
- 匯流條，熔斷器和斷路器
- 調壓器
- 電流錶/載荷表
- 有關的電線

發動機驅動的交流發電機或者發電機為電力系統提供電流，它們也為電池維持足夠電荷。存儲在電池中的電能為啓動發動機提供電源，在交流發電機失效的時候作為一個受限的電源使用。

大多數直流發電機在低轉速時不能產生足夠大小的電流來運行整個電力系統。因此，發動機低轉速運行期間，電力需求必須以電池來滿足，電池會被很快耗盡。

交流發電機比發電機有幾個優勢。交流發電機通過交流電流能夠產生足夠的電流來運作整個電力系統，甚至在較低的發動機轉速時，產生的交流電流可以轉換成直流。交流發電機的電力輸出在發動機轉速的很大範圍內更加恒定。

一些飛機有地面電源設備(GPU)可以連結的插座，可為啟動時提供電能。這些是非常有用的，特別是在冷天氣啟動時。請根據製造商建議使用地面電源設備(GPU)進行發動機啟動。

電力系統是使用主開關(Master switch)打開或關閉的。當主開關旋到打開(ON)位置時，除點火系統外，所有電子設備的電路都會獲得電能。通常使用電力系統作為能量來源的設備包括：

- 航行燈
- 防撞燈
- 著陸燈
- 滑行燈
- 駕駛艙內部燈光
- 儀錶燈
- 無線電設備
- 轉彎指示儀
- 燃油表
- 電力燃油泵
- 失速警告系統
- 空速管加熱
- 啟動馬達

很多飛機配備了電池開關，它控制飛機電源的方式和主開關類似。另外，安裝了交流發電機開關，這個開關可以讓飛行員在交流發電機故障時把它從電力系統獨立出去。如圖 5-22



Figure 5-22. On this master switch, the left half is for the alternator and the right half is for the battery.

當開關的交流這一半位於關閉(OFF)位置時，全部的電力負荷是在電池上。因此，所有不必要的電子設備應該關閉以保存電池動力。

匯流條作為飛機電力系統的接線端子，用於連結主電力系統和使用電力作為動力源的設備。

這簡化了佈線系統和提供分佈於系統的常用電壓接入點。如圖 5-23

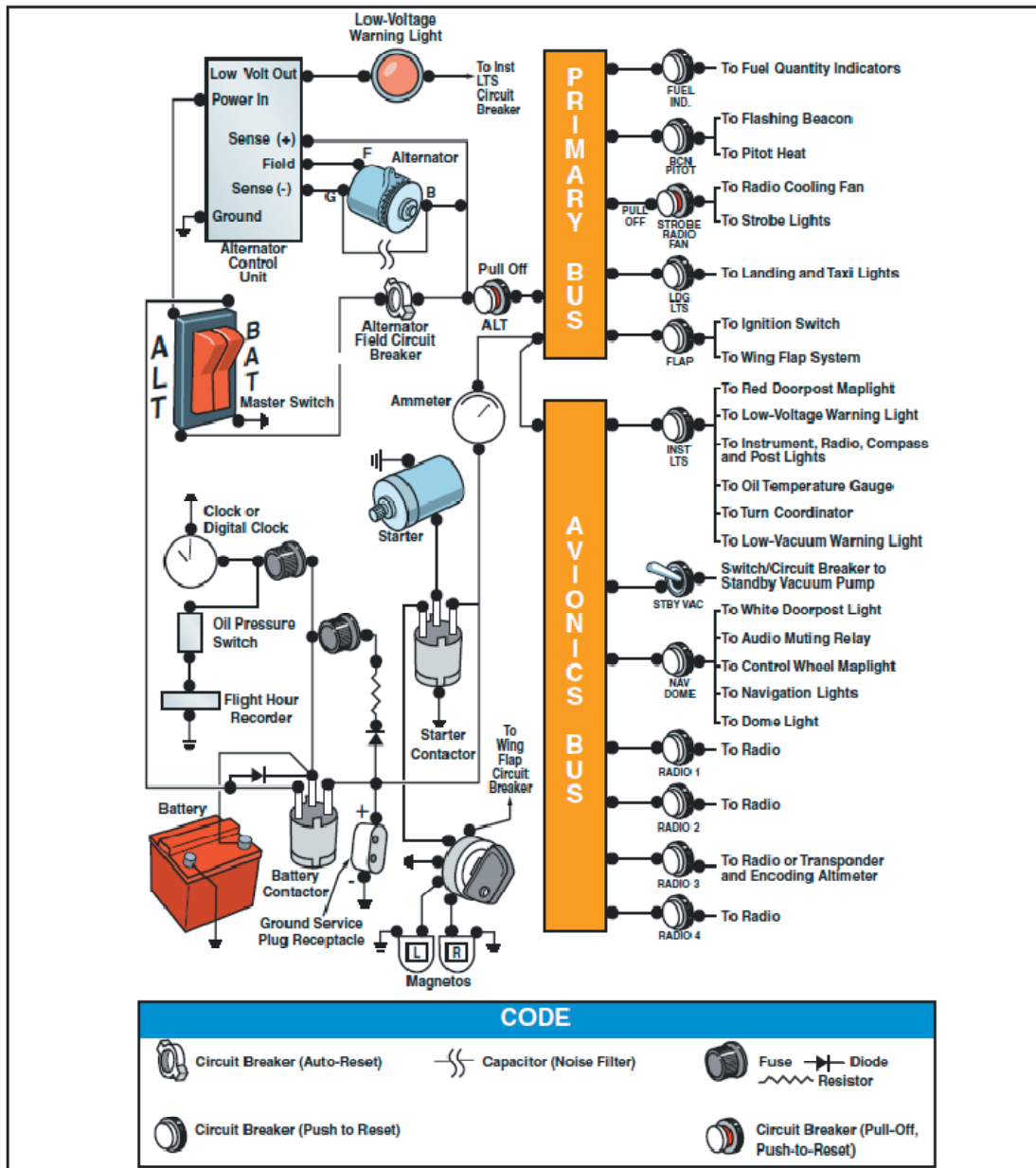


Figure 5-23. Electrical system schematic.

電力系統中使用的熔斷器或者斷路器用於保護電路和設備以防電力超載。飛機上應該保存有適當安培極限的備用保險絲來替換失效或者損壞的保險絲。斷路器有和保險絲相同的功能，如果電力系統發生超載情況，斷路器可以手動復位，而不是替換。保險絲或者斷路器面板上的標牌用名字標識電路，也顯示電流極限值。

電流錶用於監視飛機電力系統的性能。如果交流發電機/發電機正產生足夠的電力供應，那麼電流錶會有所顯示。它也會指示電池是否正在充電。

電流錶的設計是錶盤中央是零點，左右為正負指示。如圖 5-24



Figure 5-24. Ammeter and loadmeter.

當左側電流錶(上圖左側的儀錶)指針在正的一邊(指針右偏)時，它表示充電的速度。負的讀數意味著電池在放電而不是要替換它。全程負偏轉表示交流發電機有故障。全程正偏轉表示調壓器有故障。無論哪種情況下，請參考飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊採取正確的措施。

不是所有的飛機裝配了電流錶。一些飛機有一個警告燈，當亮時，它表示發電機故障時的系統放電。請參考飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊採取正確的措施。

另一個電力監視指示儀是載荷表。這種儀錶在 5-24 的插圖中有解釋，它有一個從 0 開始的量程，顯示了交流發電機上的載荷。載荷表通過電子配件和電池來反映電路系統的發電功率上載荷總百分比。當所有電力元件關閉時，它只反映電池需要的充電電流的大小。

電壓調節器通過使發電機或者交流發電機的電力輸出穩定來控制電池的充電速度。發電機/交流發電機的輸出電壓應該比電池電壓高。例如，12v 的電池應該用大約 14v 的發電機系統充電。電壓差使得電池充電。

液壓系統

飛機上使用的液壓裝置有多種應用，取決於飛機的複雜度。例如，液壓裝置經常用於小飛機上來操縱輪制動，可伸縮起落架和一些恒速螺旋槳。在大飛機上，液壓裝置用於飛行控制面，襟翼，擾流板和其它系統。

基本的液壓系統由油箱，泵(手動，電力或者發動機驅動的)，保持液體清潔的篩檢程式，控制流動方向的選擇閥門，減輕過大壓力的泄壓閥和一個傳動裝置組成。

液壓流體被油泵輸送經系統到達傳動機構或者伺服系統。基於系統的需要，伺服系統可以是單動式或者雙動式的。這就意味著流體可以應用到伺服系統的一邊或者兩邊，取決於伺服類型，因此對單動式伺服系統提供單方向的動力。伺服系統是一個氣缸和其中的一個活塞，它把流體壓力轉換成功，產生移動飛機系統或者飛行控制所需的動力。選擇閥門使得液體流向可以被控制。類似伸出或者收起起落架的操作時這是必須的，那時流體必須能在兩個方向上工作。泄壓閥門為系統在液壓過大時提供一個出口。每一個系統結合不同的組成部分來滿足不同飛機的獨特需要。

小飛機上最廣泛使用的是礦物基液體。這種類型的液壓流體，它是類似煤油的石油產品，有

良好的潤滑特性，以及抑制發泡的添加劑來阻止腐蝕的形成。它在化學特性上是非常穩定的，它的粘性隨溫度變化很小，且被染色易於識別。由於通常有好幾種類型的液壓流體可以使用，請你確定你的飛機使用了製造商指定的液壓油類型。請參考飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊或者維修手冊。如圖 5-25

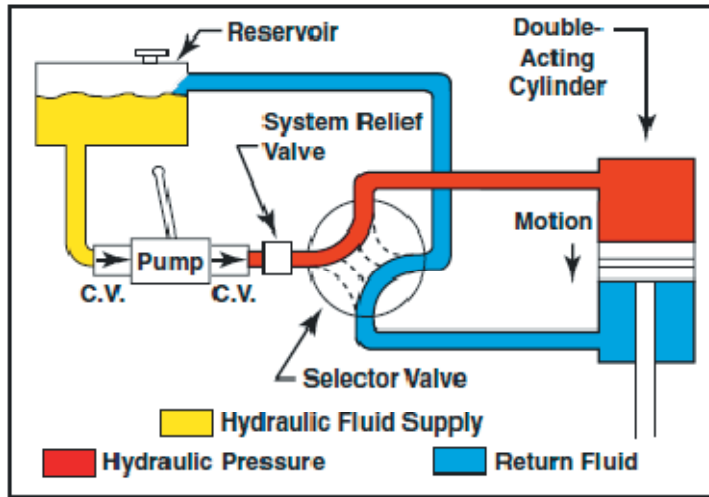


Figure 5-25. Basic hydraulic system.

起落架

起落架構成了飛機在地面上的主要支撐部分。最常見類型的起落架由輪子構成，但是飛機也可以裝配用於水上運行的浮子，或者用於雪上著陸的雪橇。如圖 5-26



Figure 5-26. The landing gear supports the airplane during the takeoff run, landing, taxiing, and when parked.

小飛機上的起落架包含 3 個輪子：兩個主輪，機身的每邊有一個，另一個輪子要麼位於飛機前方或者後方。使用後安裝輪子的起落架稱為傳統起落架。傳統起落架的飛機通常指尾輪飛機。當第三個輪子位於機頭位置時，它稱為前輪，這種設計稱為前三點式起落架。可轉向的前輪或者尾輪使得飛機在面上運行的整個過程中可控。

前三點式起落架飛機

前三點式起落架飛機有三個主要優點：

- 1) 它在飛機高速著陸時允許更有力的制動而不會導致飛機機頭抬升
- 2) 它在起飛，著陸和滑行中可以為飛行員獲得更好的前向視野
- 3) 地面運行期間，它通過提供更好的方向穩定性易於阻止地面滑移，原因是飛機的重心位於飛機主輪前方。所以，前方的重心傾向於保持飛機以直線向前移動而不是突然滑出。

前輪要不是可以手動轉向的，要麼是可以腳舵定向的。可轉向的前輪用線纜或者杆子連接到腳舵，而腳輪轉向的前輪則可以自由旋轉。在兩種情況下，你都使用方向舵踏板操縱飛機。然而，腳輪式前輪的飛機可能要求你把方向舵踏板的使用和制動器的獨立使用結合起來。

後三點式起落架飛機

在後三點式起落架飛機上，兩個主輪安裝在機身的重心前方，支撐了結構的大部分重量，而非常靠後的尾輪作為第三個支撐點。這種安裝對於大型螺旋槳飛機有足夠的地面間隙，更適合於在沒有堅實地面的場地運作。如圖 5-27



Figure 5-27. Tailwheel landing gear.

後三點式起落架的主要缺點是它的重心位於主輪之後。這使得在地面時的定向控制更加困難。如果你允許飛機在地面滑跑時以低於方向舵低於足夠控制的速度漂擺，重新將會傾向主輪前移。這會導致飛機失控旋轉。

後三點式起落架飛機的另一個缺點是在尾輪接地或者靠近地面時缺少良好的前方視野。由於這些相關的危險，後三點式飛機需要特有的訓練。

固定和可伸縮起落架

起落架也可以分為固定式或可伸縮式。固定式起落架總是伸出機身的，優點是簡潔只需要很少的維護。可伸縮起落架的設計使得飛機更加流線型，巡航飛行時起落架可以收回存儲在機

身結構內部。如圖 5-28



Figure 5-28. Fixed and retractable gear airplanes.

制動器

飛機制動器位於主輪上，通過手控制或者腳踏控制。腳踏互相獨立操作，可以差動制動。地面運行期間，差動制動可以作為前輪/尾輪轉向的補充。

自動駕駛

自動駕駛被設計用於控制飛機和幫助降低飛行員的工作量。自動駕駛的限制取決於系統的複雜度。自動駕駛的常用功能有高度和航向保持。更先進的系統可能包括垂直速度和/或指示空速保持模式。大多數自動駕駛系統和導航輔助設備結合使用。

自動駕駛系統由驅動飛行控制的伺服系統組成。這些伺服系統的數量和位置取決於系統複雜度。例如，單軸向自動駕駛控制飛機繞縱軸運行，伺服系統驅動副翼。三軸向自動駕駛控制飛機繞縱軸，橫軸和垂直軸運動；三個不同的伺服系統驅動副翼，升降舵和方向舵。

自動駕駛系統也結合了一個可以自動或者手動脫離系統的斷開安全功能(**disconnect safety**)。自動駕駛也可以被手工取代。因為自動駕駛系統在操作方面有很大的不同，請參考飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊中的自動駕駛操作說明。

密封飛機

當飛機飛行在高空時，它消耗的燃油比相同速度下低空飛行時消耗的少。也就是說，飛機在高空飛行時更有效。另外，在暴風雨之上相對平穩的氣流中飛行可以避開壞天氣和紊流。由於在高空飛行的優勢，很多現代通用航空類飛機開始設計成可在這種環境下運行的。飛行員要過渡到如此複雜的設備，至少熟悉基本的操作原理是非常重要的。

機艙增壓系統為乘客提供足夠的舒適度和安全實現了幾個功能。在飛機的最大設計巡航高度上它維持機艙高度大約為 **8000** 英尺，避免可能使飛行員和機組人員不舒服或者帶來傷害的機艙壓力高度的快速變化。此外，增壓系統讓機艙內的空氣和外部空氣進行相當快速的交換。

這對消除臭味和排出渾濁空氣是必要的。如圖 5-29

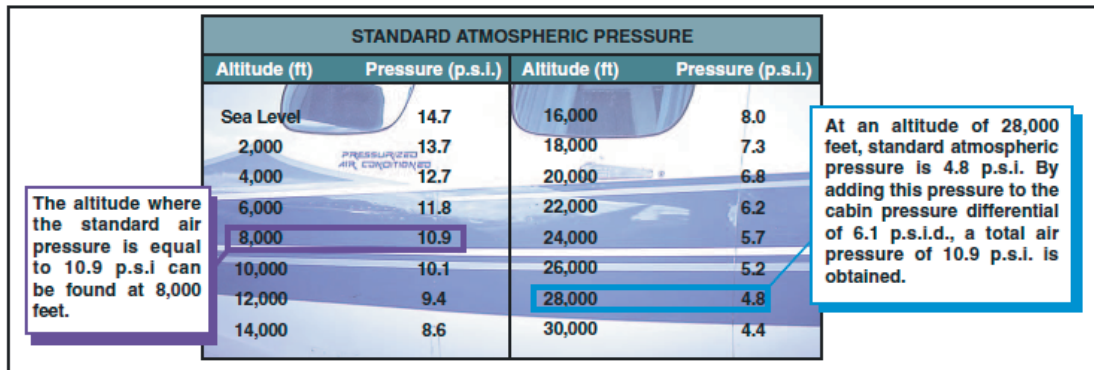


Figure 5-29. Standard atmospheric pressure chart.

飛機機艙的增壓是保護乘員免受缺氧影響的公認方法。在增壓的機艙內，乘客可以舒適而安全的經歷較長時間的飛行，特別是機艙高度維持在 8000 英尺或者以下時，這時可以不需要氧氣設備。這種類型飛機的機組人員必須知道機艙壓力意外降低的危險和準備好應對隨時發生的這種緊急情況。

在典型的增壓系統中，機艙，飛行艙和行李艙組成一個密封單元，它內部的氣壓能高於外部大體壓力。在渦輪發動機驅動的飛機上，發動機壓縮段的放氣用於為機艙加壓。舊式渦輪機驅動的飛機上可能使用增壓器來把空氣泵送到密封的機艙。活塞驅動的飛機可能使用通過聲速管從每個發動機渦輪增壓器提供的空氣。空氣從機身上稱為排氣閥的出口放出。排氣口通過調節空氣的流出來使得空氣持續的流進增壓區域。如圖 5-30

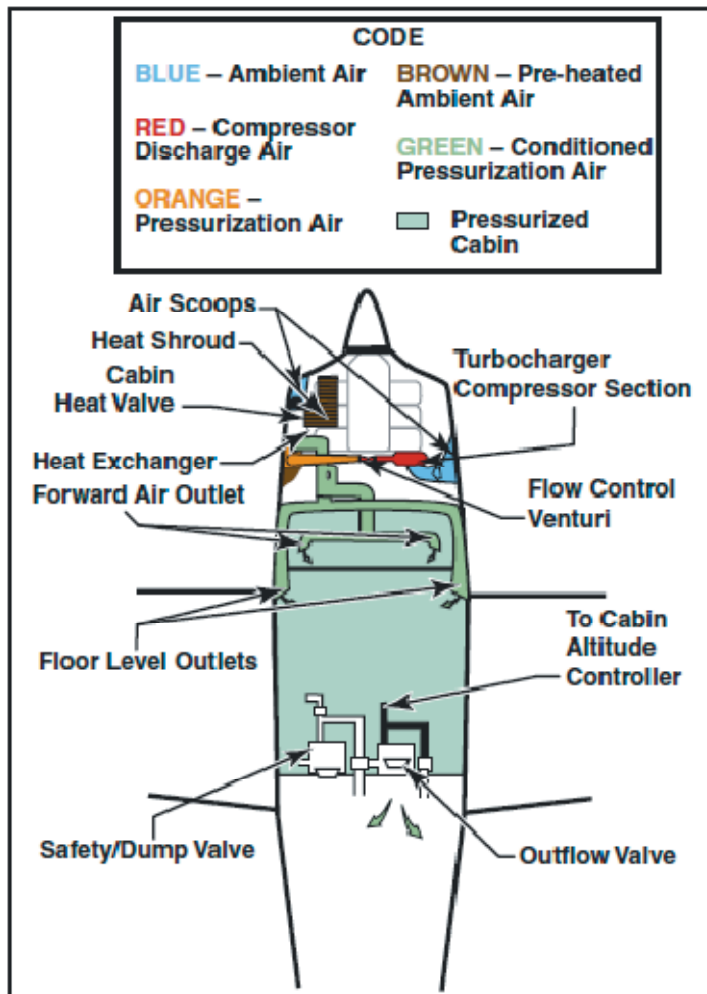


Figure 5-30. High performance airplane pressurization system.

為理解增壓和空氣調節系統的運行原理，有必要熟悉一些相關的術語和定義，例如：

- 飛機高度-飛機所飛行的位置距離海平面的高度
- 環境溫度-靠近飛機周圍區域的溫度
- 環境壓力-靠近飛機周圍區域的壓力
- 機艙高度-用於根據海平面等效高度表示的機艙壓力
- 壓差-作用於機艙壁兩側之間的壓力差。在飛機的空氣調節系統和增壓系統中，機艙壓力和大氣壓力是不同的。

機艙壓力控制系統調節機艙壓力，壓力解除，真空解除以及選擇等壓和差壓範圍內期望機艙高度的方法。此外，機艙壓力的釋放是壓力控制系統的一個功能。機艙壓力調節器，排氣閥，和安全閥用於完成這些功能。

機艙壓力調節器控制機艙壓力在等壓範圍內的一個選定值，限定機艙壓力在差壓範圍內的一個預設的差壓值。當飛機到達一個高度，這個高度上機艙內外的壓力差等於機身結構設計的最高差壓，飛機高度的進一步增加將導致機艙高度的相應增加。差壓控制用於防止超過機身設計的最大差壓。差壓由機艙的結構強度和機艙大小對缺口大概面積的關係來確定，例如視窗面積和門的大小。

機艙空氣壓力安全閥是壓力釋放閥，真空解除閥和傾泄閥的組合。壓力釋放閥防止機艙壓力超過環境壓力上預先確定的差壓。真空解除閥防止環境壓力超過機艙壓力，方法是周圍壓力超過機艙壓力時允許外部空氣進入機艙。駕駛艙控制開關調節傾泄閥。當這個開關在撞風位置，一個電磁閥打開，使閥門釋放空氣到外部大氣中。

加壓程度和飛機運行高度受限於幾個關鍵的設計要素。主要是機身要設計成能夠承受特別大的機艙差壓。

增壓控制器使用了幾個儀錶。機艙差壓表指示內部和外部的壓力差。應該監視這個儀錶以確保機艙沒超出最大允許差壓。機艙高度計也用於檢查系統的性能。一些情況下，這兩個儀錶複合成一個。第三個儀錶指示了機艙的爬升或者下降速度。機艙爬升率儀錶和機艙高度計如圖 5-31

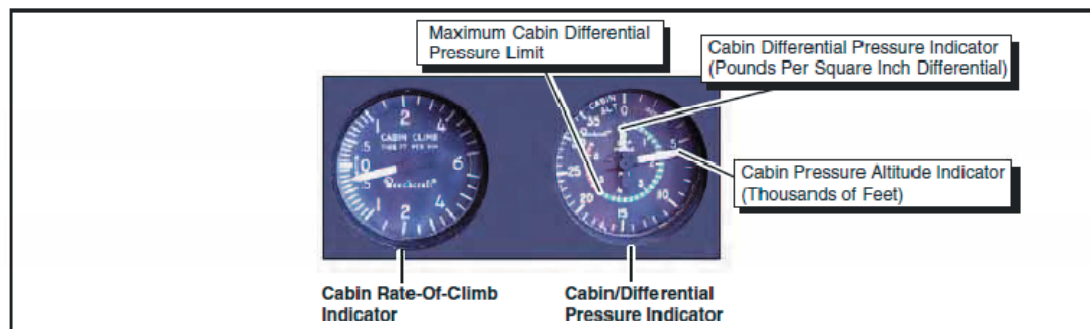


Figure 5-31. Cabin pressurization instruments.

降壓被定義為飛機增壓系統的失能以維持它的設計壓差。這可以由於增壓系統故障或者飛機的結構損壞而引起。生理學上的，降壓分成兩類：

突發性降壓-突發性降壓定義為機艙壓力的變化比肺能降壓的速度快；因此，這可能導致肺受傷。正常的，不受限制(例如未帶面罩)的條件下從肺部呼出空氣需要的時間為 0.2 秒。大多數權威把 0.5 秒內的任何壓降都看成突發性降壓，含有潛在危險。

快速降壓-快速降壓定義為肺部壓力的釋放可以比機艙壓力下降快的壓降現象；因此，就沒有肺部受傷的可能性。

突發性降壓時，可能有噪音，大約幾分之一秒，人會感覺到頭昏。機艙空氣會充滿霧氣，灰塵或者飛沙。發生霧氣是因為溫度的快速降低和相對濕度的改變。通常的，耳朵會自動恢復聽力。由於空氣從肺部排出，個別人可能感覺到口鼻呼吸急促。

降壓的主要危險是缺氧。除非及時正確的使用了氧氣設備，可能發生段時間的休克或者頭暈。當人受快速降壓影響時，人的正常知覺時間會明顯的縮短。這是因為身體上壓力的快速下降-肺部氧氣被快速呼出。這在效果上部分的降低了血液中的氧氣壓力，因此飛行員的有效反映時間比正常時間降低了三分之一到四分之一。出於這個原因，在非常高的高度上應該帶上樣子面罩(35000 英尺或者更高)。如果飛機裝配了需求供養系統或者壓力需求供養系統，建議機組人員在高高度時氧氣調節器選擇 100%氧氣供應。

另一個危險是如果靠近飛機出口(如艙門)有振動或者被吹出飛機的危險。因此，當飛機是增壓飛機時，靠近出口的人坐在座位上的話應該一直帶好安全背帶或者座椅安全帶。

高海拔降壓時的另一個潛在危險是引發航空降壓病(gas decompression sickness)的可能性。你還需要面對暴露在風吹和極低溫度下這樣的危險。

如果這些問題可以被降到最低，那麼從高處快速下降是必須的。所有增壓飛機的設備中都有自動化視聽警告系統。

供氧系統

大多數飛行高度很高的飛機都裝配了某種類型的固定式供氧裝置。如果飛機沒有固定式裝置，那麼飛行期間必須有手提式供養裝置可用。手提式裝置通常由一個容器，調節器，面罩出口和壓力錶。飛機的氧氣通常存儲在 1800-2200 磅每平方英寸的高壓系統容器中。當氧氣筒周圍的溫度下降時，氣筒內的壓力也會下降，因為氧氣量不變的話，壓力直接隨溫度變化。如果補充氧氣罐上的指示壓力降低，沒有氧氣耗盡的可疑原因，只是因為存儲罐在飛機的未加熱區域被壓縮了。高壓氧氣罐在充氣之前要標注上容許的 psi 壓力容限(例如 1800psi)。氣罐只能存儲航空氧氣，它是 100%純度的氧氣。工業氧氣不能用於呼吸，可能包含雜質，醫療氧氣包含水蒸汽，當暴露在低溫環境時可能在調節器裡結冰。為保證安全，應該定期檢查和維護供養系統。

一副供氧系統由面罩和根據機艙高度供應氧氣流的調節器組成。可以用於高度達 40000 英尺的核准的調節器，它被設計用於在機艙高度為 8000 英尺以下時提供 0%氣瓶氧氣和 100%機艙空氣，在大約 34000 英尺時比率改變為 100%氧氣和 0%機艙空氣。可用於高度達 45000 英尺的核准的調節器被設計用來在低高度時提供 40%氣瓶氧氣和 60%機艙空氣，高高度時比率變化到 100%。沒有氧氣時，飛行員應該避免白天飛行在高於 10000 英尺，避免夜晚高於 8000 英尺。如圖 5-32



Figure 5-32. Oxygen system regulator.

飛行員應該知道使用氧氣時火的危險。通常耐火性差的材料在氧氣中容易燃燒。潤滑油和者油脂如果暴露在氧氣中可能著火，它們不能用於密封閥門和氧氣設備的配件。使用任何類型的氧氣設備期間都禁止吸煙。每次飛行之前，飛行員應該完整的檢查和測試供氧設備。檢查應該包括一個完整的飛機氧氣設備測試，包括可用量，系統工作狀態檢查，和確保備用氧氣設備隨時可用。檢查應該老實完成，應該包括目視檢查面罩，滴淚管，裂縫，或者變質；調節閥門和調節杆的狀態和位置；氧氣品質；和氧氣壓力錶的位置和運行，流量指示儀和連接。應該帶上氧氣面罩測試系統。任何氧氣使用後，確認所有部件和閥門都被關閉。

面罩

隨設計細節的變化有多種類型的氧氣面罩可以使用。在這個手冊中討論所有類型的面罩是不切實際的。面罩要和所用的特定的氧氣系統相容這點很重要。機組人員的面罩要適合使用者的面部確保最小洩露。機組人員的面罩通常還有一個話筒。大多數面罩是口鼻型的，它只蓋住嘴和鼻子。

乘客面罩可能要簡單，杯形橡膠造型足夠的柔軟能夠適合個人的臉型。它們可能還有一個簡單的彈性頭部拉帶或者乘客可以用手抓住保持在臉上。

所有氧氣面罩應該保持乾淨。這降低傳染病的危險和延長了面罩的壽命。要清潔面罩，使用濕度的肥皂水來洗，然後用乾淨的水沖洗。如果安裝了話筒，使用一個乾淨的抹布擦去肥皂液，而不是自來水。面罩還應該被消毒。浸濕了硫柳汞(譯者注：水楊乙汞,一種殺菌劑)水溶液的紗布襯墊可以用於徹底清洗面罩。這個溶液應該是每誇脫水包含五分之一茶匙容量的硫柳汞(譯者注：大約相當於 0.35 毫升硫柳汞每升水,一茶匙約為大茶匙的 1/3，大茶匙約為 5 毫升)。使用乾淨的布擦乾面罩，然後在空氣中抽幹。

濃度需求供氧系統

濃度需求供氧系統只在使用者通過面罩吸氣的時候提供氧氣。自動混合撥杆允許調節器自動的混合機艙空氣和氧氣或者提供 100%氧氣，取決於飛行高度。需求面罩能夠緊密的和臉部密封，防止外部空氣的稀釋，可以安全的使用高度為 40000 英尺。飛行員如果有鬍子或者鬍鬚的話，應該確保修理後的鬍鬚不會妨礙氧氣面罩的密封。在地面上就應該檢查面罩在鬍鬚或鬍子上的佩戴是否有適當的密封。

壓力要求供氧系統

壓力需求供氧系統類似濃度需求供氧裝置，而它的氧氣是在機艙高度達到 34000 英尺以上的壓力時供應到面罩的。壓力需求調節器也產生氣密和不透氣的密封，但是它們也為氧氣面罩的臉部提供正壓力的氧氣使用戶的肺受到氧氣的壓力。這個功能使得壓力需求調節器在 40000 英尺以上高度也是安全的。一些系統可能有調節器直接連接到面罩的壓力需求面罩，而不是安裝在駕駛艙的儀錶面板或者其它區域。安裝了面罩的調節器消除了長軟管的問題，因為長軟管在 100%氧氣流進面罩之前必須用空氣淨化。

連續流供氧系統

連續流供氧系統通常提供給乘客。乘客面罩通常有一個儲氣囊，它在面罩使用者呼氣的時候從連續流供氧系統收集氧氣。收集到儲氣囊的氧氣允許吸氣迴圈時可以有較高的吸氣氣流速，它可以降低空氣稀釋的程度。當儲氣囊氧氣耗光後，吸氣時周圍的空氣就會混合到供應的氧氣。呼出的空氣釋放到機艙。如圖 5-33

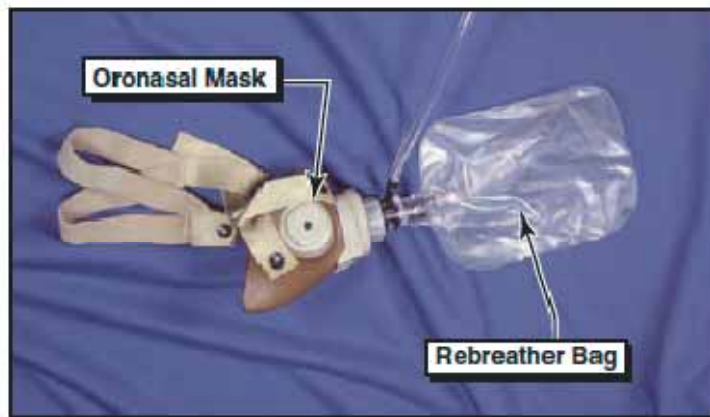


Figure 5-33. Continuous flow mask and rebreather bag.

供氧系統的維護

無論何時飛機供氧系統維護時應該能觀察到某些預先警告。維護任何飛機的供氧之前，請參考特定的飛機維護手冊以確定需要的裝備類型和使用的程式。供氧系統的維護應該只能在飛機位於修理庫之外時完成。維護供氧系統時個人的清潔和良好的整理工作是必不可少的。氧氣在壓力下和石油產品互相接觸後產生自發的結果。維護人員在開始維護供氧裝備前一定要清洗它們手上的灰塵，潤滑油和油脂(包括唇膏和髮油)。衣服和工具乾淨無潤滑油和油脂也是重要的。安裝了永久式氧氣罐的飛機通常需要兩個人完成系統的維護。一個人應該站在維護設備控制閥位置，另一個應該站在可以觀察飛機系統壓力錶的地方。不建議在飛機加油操作期間維護供氧系統，也要避免在執行其它可能導致點火源的工作時維護供氧系統。乘客登機時維護供氧系統也是不建議的。

冰流控制系統

安裝在飛機上的冰流控制系統由防冰和除冰裝置組成。防冰裝置是設計用於阻止冰的形成，而除冰裝置是設計用於除掉已經形成的結冰。冰流控制系統能夠保護機翼和尾翼面的前緣，空速管和靜壓口的開口，油箱通風管，失速告警裝置，擋風板，螺旋槳葉片。某些飛機上可能也安裝了結冰檢測燈光，用來檢測夜晚飛行時的結構性結冰的強度。因為很多飛機沒有認證結冰條件下的飛行，請參考飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊瞭解詳細情況。

機翼冰流控制

可膨脹的除冰罩由搭接到機翼前緣的橡膠薄板組成。當冰在前緣形成時，一個由發動機驅動的氣動泵使得橡膠罩膨脹。一些渦輪螺旋槳飛機把發動機的排氣轉向到機翼來使橡膠罩膨脹。一旦膨脹，冰就會破碎，應該從機翼前緣掉落。除冰罩是從駕駛艙用開關來控制的，可以單次運行也可以定期的自動運行。按照製造商的建議來使用除冰罩非常重要。如果除冰罩允許過分頻繁的迴圈工作，冰會在除冰罩的輪廓上形成，致使除冰罩失效。如圖 5-34

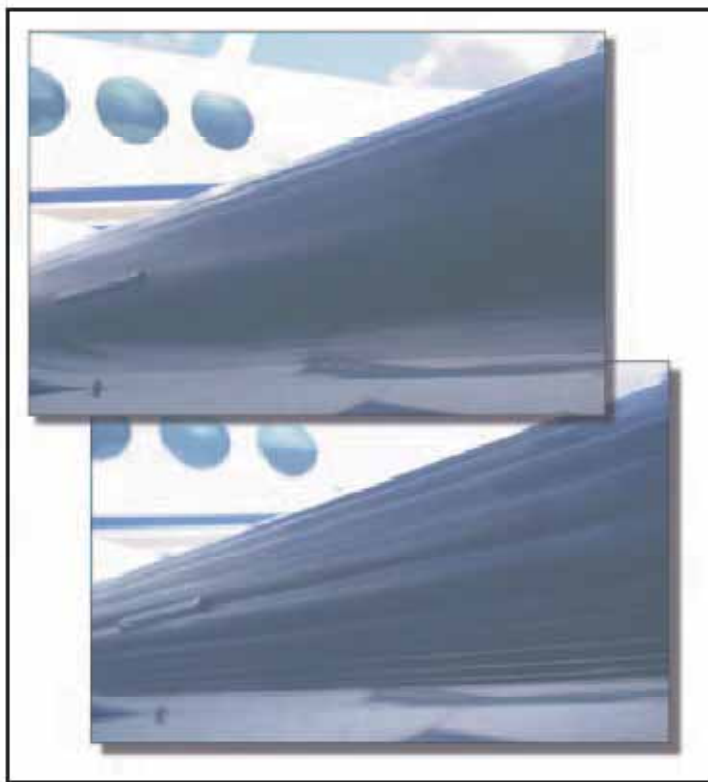


Figure 5-34. De-icing boots on the leading edge of the wing.

很多除冰罩系統使用儀錶系統真空計和氣壓計來指示正確的除冰操作。這些儀錶有指示除冰操作限制的範圍標記。一些系統也會配備一個信號器燈光來指示正確的除冰操作。

除冰罩的正確維護和保養對這個系統的連續運行很重要。在飛行前應該仔細檢查它們。

另一種機翼前緣保護是安裝在渦輪發動機飛機上的熱防冰系統。這個系統設計用於防止冰的形成，它是通過把發動機壓縮段的熱空氣導向到翼面前緣來實現的。這個系統在進入結冰狀態前開始運作。熱空氣加熱前緣，足以阻止結冰的形成。

一種可選類型的前緣保護是和熱防冰以及除冰罩都不一樣，它稱為滲漏機翼(**weeping wing**)。滲漏翼設計使用了位於機翼前緣的小洞。化學混合物被泵送到前緣，通過小洞滲出來防止冰的形成和增長。

風擋玻璃除冰控制

有兩種主要類型的擋風玻璃防冰系統。第一種系統引導酒精流到擋風玻璃上。如果足夠早的使用它，酒精就會阻止冰在擋風玻璃上的增長。酒精流的速度可以通過駕駛艙中的刻度盤根據飛機製造商建議的程式來控制。

防冰設備另一個有效的方法是電加熱方法。小的金屬絲或者其它導電材料嵌入擋風玻璃。加熱器可以通過駕駛艙中的開關打開，那時電流通過遮罩層的金屬絲而提供足夠的熱量防止擋風玻璃上結冰的形成。電流會導致羅盤偏差誤差；在某些情況下，可達到 40 度。受熱的擋風玻璃只能在飛行時使用。地面運行時不要帶開它，它會過熱導致擋風玻璃的損壞。

螺旋槳除冰控制

螺旋槳通過使用酒精或者電加熱元件來防冰保護。一些螺旋槳配備了指向槳葉根部的排放噴嘴。酒精從噴嘴放出，離心力使得酒精流向槳葉的前緣。這阻止了在螺旋槳的前緣結冰。螺旋槳也可以安裝螺旋槳除冰罩。螺旋槳除冰罩分為兩部分，艙內部分和艙外部分。除冰罩是開槽的，以助於導流酒精，它們還嵌入了用於加熱螺旋槳來傳導電流的電線。螺旋槳除冰系統可以通過監視螺旋槳防冰電流錶來監視它的正常運行。在飛行前檢查期間，要檢查螺旋槳除冰罩的正常運行。如果一個除冰罩不能加熱一個槳葉，會導致不相等的槳葉載荷，進而可能導致嚴重的螺旋槳振動。如圖 5-35

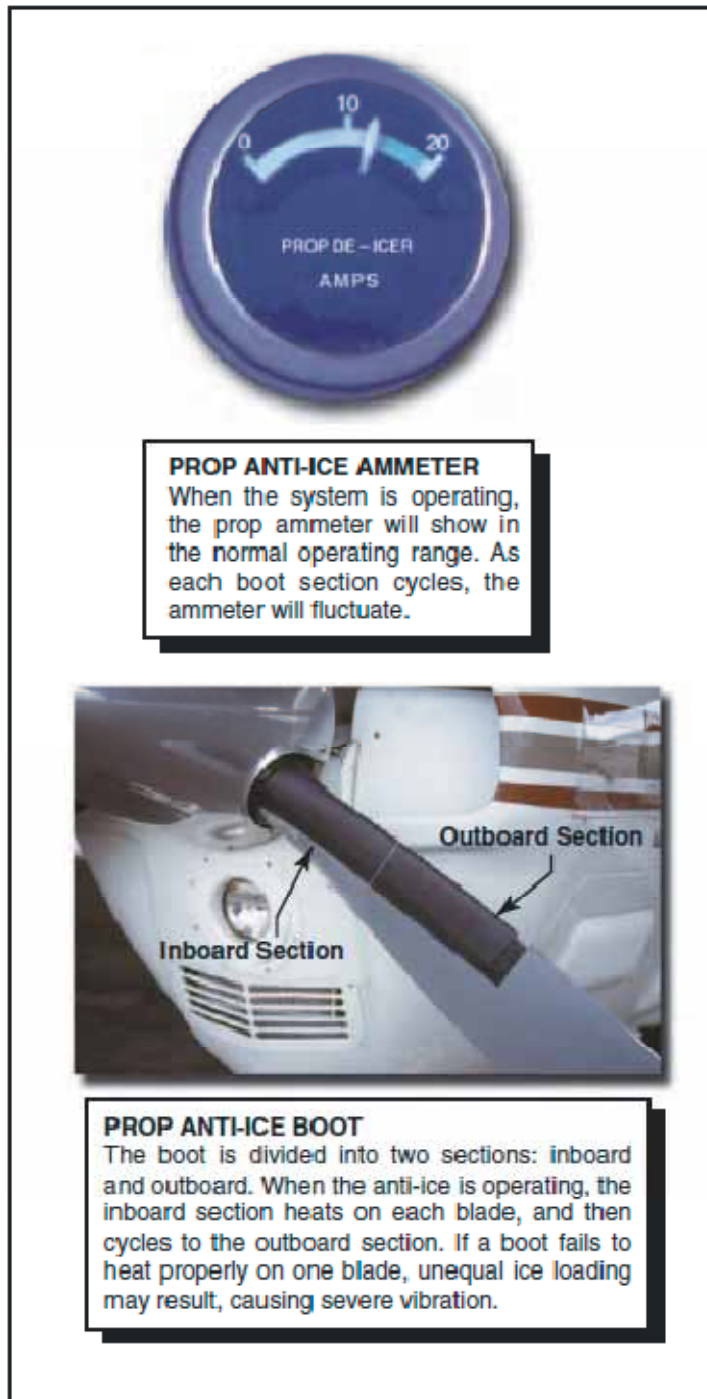


Figure 5-35. Prop ammeter and anti-ice boots.

其它除冰控制系统

空速管和靜壓口，燃油通風管，失速警告感測器，和其它可供選擇的設備可以被電力裝置加熱。電加熱系統的飛行檢查要根據飛機飛行手冊或飛行員操作手冊來檢查。

飛機的防冰和除冰系統的運行應該在遇到結冰條件之前檢查到。遇到結構性結冰時要求及時

的補救措施。防冰和除冰設備不預期在結冰條件下維持長期飛行。

渦輪發動機

渦輪發動機通過增加空氣流過發動機的速度來產生推力。它包括進氣道，壓縮器，燃燒室，渦輪節，和排氣節。如圖 5-36

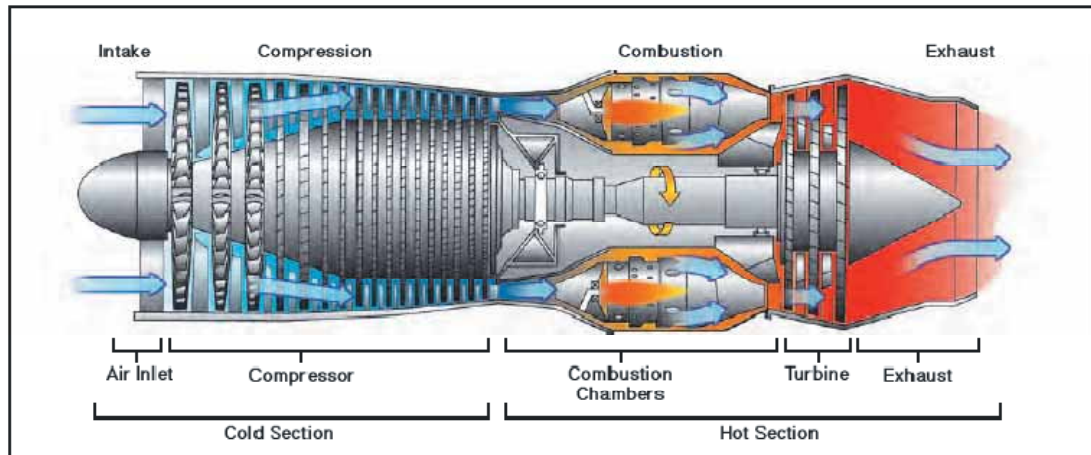


Figure 5-36. Basic components of a turbine engine.

渦輪發動機相比往復式發動機有下列優點：振動少，增加飛機性能，可靠性高，和容易操作。

渦輪發動機類型

渦輪發動機是根據它們使用的壓縮器類型來分類的。壓縮器類型分為三類：離心流式，軸流式，和離心軸流式。離心流式發動機中進氣道空氣是通過加速空氣以垂直於機器縱軸的方向排出而得到壓縮的。軸流式發動機通過一系列旋轉和平行於縱軸移動空氣的固定翼形而壓縮空氣。離心軸流式設計使用這兩類壓縮器來獲得需要的壓縮。

空氣經過發動機的路徑和如何產生功率確定了發動機的類型。有四種類型的飛機渦輪發動機-渦輪噴氣發動機，渦輪螺旋槳發動機，渦輪風扇發動機和渦輪軸發動機。

渦輪噴氣發動機

渦輪噴氣發動機包含四節：壓縮器，燃燒室，渦輪節，和排氣節。壓縮器部分空氣以高速度通過進氣道到達燃燒室。燃燒室包含燃油入口和用於燃燒的點火器。膨脹的空氣驅動渦輪，渦輪通過軸連接到壓縮器，支持發動機的運行。從發動機排出加速的排氣提供推力。這是基本應用了壓縮空氣，點燃油氣混合物，產生動力以自維持發動機運行，和用於推進的排氣。

渦輪噴氣發動機受限於航程和續航力。它們在低壓縮器速度時對油門的反應也慢。

渦輪螺旋槳發動機

渦輪螺旋槳發動機是一個通過減速齒輪驅動螺旋槳的渦輪發動機。排出氣體驅動一個動力渦輪機，它通過一個軸和減速齒輪元件連接。減速齒輪在渦輪螺旋槳發動機上是必須的，因為螺旋槳轉速比發動機運行轉速低得多的時候才能得到最佳螺旋槳性能。渦輪螺旋槳發動機是渦輪噴氣發動機和往復式發動機的一個折衷產物。渦輪螺旋槳發動機最有效率的速度範圍是 250mph 到 400mph（英里每小時），高度位於 18000 英尺到 30000 英尺。它們在起飛和著陸時低空速狀態也能很好的運行，燃油效率也好。渦輪螺旋槳發動機的最小單位燃油消耗通常位於高度範圍 25000 英尺到對流層頂。

渦輪風扇發動機

渦輪風扇發動機的發展結合了渦輪噴氣發動機和渦輪螺旋槳發動機的一些最好特徵。渦輪風扇發動機的設計是通過轉移燃燒室周圍的次級氣流來產生額外的推力。渦輪風扇發動機旁路空氣產生了增強的推力，冷卻了發動機，有助於抑制排氣噪音。這能夠獲得渦輪噴氣型發動機的巡航速度和更低的燃油消耗。

通過渦輪風扇發動機的進氣道空氣通常被分成兩個分離的氣流。一個氣流通過發動機的中心部分，而另一股氣流從發動機中心旁路通過。正是這個旁路的氣流才有術語“雙路式渦輪噴氣發動機”。渦輪風扇發動機的函道比(bypass ratio)是指通過風扇的氣流品質和通過發動機中心的氣流品質之比。

渦輪軸發動機

第四種常規類型的噴氣發動機是渦輪軸發動機。它把動力傳遞到一個不是驅動螺旋槳的軸上。渦輪噴氣發動機和渦輪軸發動機的最大區別是在渦輪軸發動機上，膨脹氣體產生的大多數能量是用於驅動一個渦輪而不是產生推力。很多直升飛機使用一個渦輪軸氣體渦輪發動機。另外，渦輪軸發動機在大飛機上廣泛用作輔助動力裝置(APU)。

性能對比

對比往復式發動機和不同類型渦輪發動機的性能是可能的。然而，要準確的比較，往復式發動機必須使用推力馬力(即有用馬力)而不是制動馬力，渦輪發動機必須使用淨推力。此外，飛機設計配置和大小必須基本相同。

BHP-制動馬力是實際傳遞到輸出軸的馬力。制動馬力是實際可用的馬力。

淨推力-渦輪噴氣發動機或者渦輪風扇發動機產生的推力。

THP-推進馬力是渦輪噴氣發動機或者渦輪風扇發動機產生的推力的等效馬力。

ESH-就渦輪螺旋槳發動機來說，-等效軸馬力是傳遞到螺旋槳的軸馬力(SHP)和排氣產生的推進馬力之和。

圖 5-37 顯示了四種類型發動機的淨推力隨空速增加的對比情況。這個圖只用於說明目的，

不是特定型號的發動機的。四種類型的發動機是：

往復式發動機

渦輪機，螺旋槳組合(渦輪螺旋槳發動機)

渦輪風扇發動機

渦輪噴氣發動機(純粹的噴氣發動機)

這個對比是通過描繪每個發動機的性能曲線，它顯示了最大飛機速度隨所用發動機類型的不同如何變化的。因為這個圖只是為了對比，淨推力，飛機速度和阻力的數值就沒有包含。

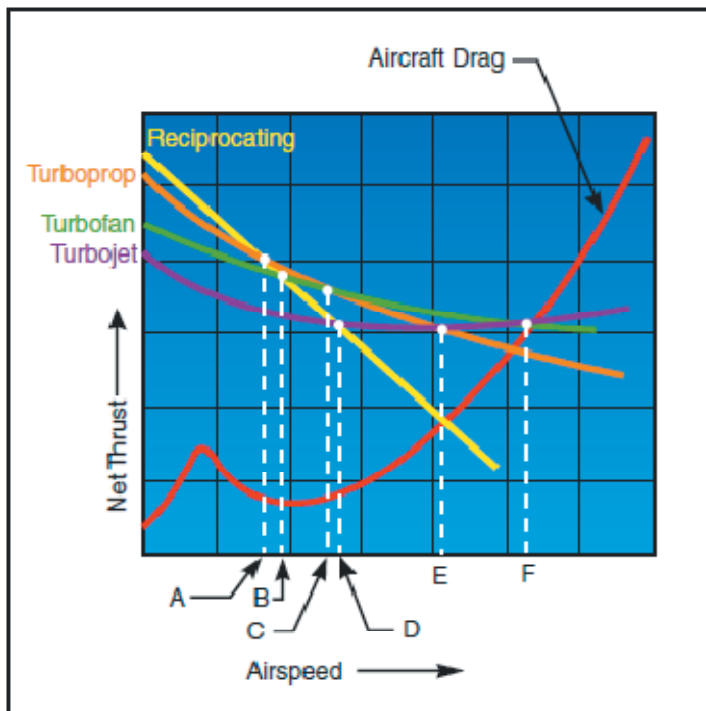


Figure 5-37. Engine net thrust versus aircraft speed and drag.

四種發動機基於淨推力的對比使其性能能力很明顯。在直線 A 左邊的速度範圍內，往復式發動機勝過其它三種類型。在直線 C 的左側範圍渦輪螺旋槳發動機勝出渦輪風扇發動機。在直線 F 的左側範圍內渦輪風扇發動機勝出渦輪噴氣發動機。在直線 B 的右側範圍渦輪風扇發動機勝出往復式發動機，在直線 C 的右側渦輪風扇發動機勝出渦輪螺旋槳發動機。直線 D 的右側渦輪噴氣發動機勝出往復式發動機，直線 E 的右側渦輪噴氣發動機勝出渦輪螺旋槳發動機，在直線 F 的右側它勝出了渦輪風扇發動機。

飛機阻力曲線和淨推力曲線的交點是最大飛機速度所在點。從每個點到圖的橫軸的垂直線說明渦輪噴氣飛機可以達到的最大速度比裝配其它類型發動機的飛機更高。裝配渦輪風扇發動機的飛機比裝配渦輪螺旋槳或者往復式發動機的飛機將達到更高的最大速度。

渦輪發動機儀錶

指示潤滑油壓力，潤滑油溫度，發動機速度，排氣溫度和燃油流量的發動機儀錶對於渦輪發動機和往復式發動機都是普通的。然而，有一些儀錶是渦輪發動機特有的。這些儀錶指示發動機的發動機壓力比，渦輪機輸送壓力，和扭矩。另外，大多數燃氣渦輪發動機有多個溫度敏感儀錶，稱為熱電偶，它向飛行員提供渦輪節內部和周圍的溫度讀數。

發動機壓力比

發動機壓力比儀錶用於指示渦輪噴氣或渦輪風扇發動機的輸出功率。EPR 是渦輪機排氣壓力和壓縮段進氣壓力的比值。壓力測量由安裝在發動機進氣口和排氣口的探頭記錄下來。一旦收集到資料，就會被送到一個差壓變換器，它被指示在駕駛艙的 EPR 儀錶上。

EPR 系統的設計會自動的補償空速和高度的影響。然而，環境溫度的變化要求對 EPR 指示進行校正來獲得準確的發動機功率設定。

排氣溫度

燃氣渦輪發動機中的一個限制因素是渦輪節的溫度。渦輪節的溫度必須密切監視，以防渦輪葉片和其它排氣節部件的過熱。一個監視渦輪節溫度的常用方法就是使用排氣溫度(EGT)表。EGT 是一個用於監視發動機總體運行狀況的發動機運行限制。

EGT 系統的變體根據溫度感測器的位置有不同的名字。常規渦輪機溫度傳感儀錶包含渦輪進口溫度(TIT)表，渦輪出口溫度(TOT)表，渦輪級間溫度(ITT)表，和渦輪燃氣溫度(TGT)表。

扭矩計

渦輪螺旋槳/渦輪軸發動機輸出功率通過扭矩計測量。扭矩是作用於軸上的扭轉力。扭矩計測量作用於軸上的功率。渦輪螺旋槳和渦輪軸發動機是設計用於產生驅動螺旋槳的扭矩。扭矩計以百分單位，尺磅，或者磅每平方英寸作為刻度。

N1 指示儀

N1 表示低壓壓縮機的旋轉速度，以設計轉速的百分比顯示在指示儀上。發動後低壓壓縮機的速度有 N1 渦輪機葉輪調節。N1 渦輪機葉輪通過同心軸連接到低壓壓縮機。

N2 指示儀

N2 表示高壓壓縮機的旋轉速度，以設計轉速的百分比顯示在指示儀上。高壓壓縮機由 N2 渦輪機葉輪調節。N2 渦輪機葉輪通過一個同心軸連接到高壓壓縮機上。如圖 5-38

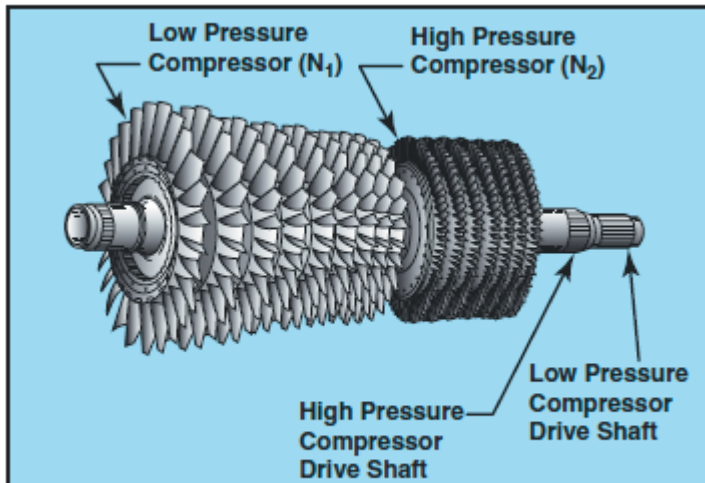


Figure 5-38. Dual-spool axial-flow compressor.

渦輪發動機操作考慮

因為渦輪發動機非常多樣，在本手冊中講解詳細的運行過程是不切實際的。然而，有一些適用於所有渦輪發動機的操作考慮。它們是發動機溫度限制，外界物體破壞，暖開機，壓縮機失速和熄火。

發動機溫度限制

任何渦輪發動機的最高溫度都發生在渦輪進氣口。渦輪進氣溫度因此通常是渦輪發動機運行的限制因素。

推力變化

渦輪發動機推力直接隨空氣密度變化。當空氣密度降低時，推力也降低。當渦輪和往復式發動機受高的相對濕度有某種影響時，渦輪發動機推力損失可以忽略不計，而往復式發動機的制動馬力會降低很多。

外來物體損傷

由於渦輪發動機進氣口的設計和功能，吸入物體碎片的可能性總是存在的。這會導致重大的損壞，特別是壓縮機和渦輪節。當發生這樣的事情時，稱為外來物體損傷(FOD)。典型的FOD是吸入來自停機坪，滑行道或者跑道上的小物體導致的小凹痕和花邊。但是，也會發生飛鳥撞擊或者冰吸入導致的FOD損壞，可能導致發動機整個損毀。

外物損傷的預防是非常重要的。地面運行期間，一些發動機進氣口有在地面和進氣口之間形成渦流的趨勢。在這些發動機上可能安裝了一個渦流消散器。

也可能使用其它設備，如螢幕和/或偏轉器。飛行前檢查程式包括一個對任何外物損傷跡象的目視檢查。

渦輪發動機暖開機/懸掛啓動

暖開機是當 EGT 超過安全限制時的啓動。暖開機是由於太多燃油進入燃燒室或者是渦輪機轉速不夠引起的。只要發動機暖開機時，參考飛機飛行手冊，飛行員操作手冊或者相關的維護手冊來瞭解檢查要求。

如果點火後發動機不能加速到適合的速度或者沒加速到慢車轉速，這時就發生了懸掛啓動。懸掛啓動也可以稱爲假啓動。懸掛啓動可能是由於啓動動力源不足或者燃油控制故障而導致。

壓縮機失速

壓縮機葉片是小的翼型，遵守適用於任何翼型的相同空氣動力學原理。壓縮機葉片有一個迎角。迎角是進氣口空氣速度和壓縮機旋轉速度的計算結果。這兩個力合成構成一個向量，它確定了翼型衝擊進氣口空氣的實際迎角。

壓縮機失速可以描述爲進氣口速度和壓縮機旋轉速度這兩個向量數值的失衡。當壓縮機葉片迎角超過臨界迎角時發生壓縮機失速。在這個點上，平穩氣流受到幹擾，隨著壓力波動產生了紊流。壓縮機失速導致空氣流進壓縮機時速度降低和停滯，有時還反向流動。如圖 5-39

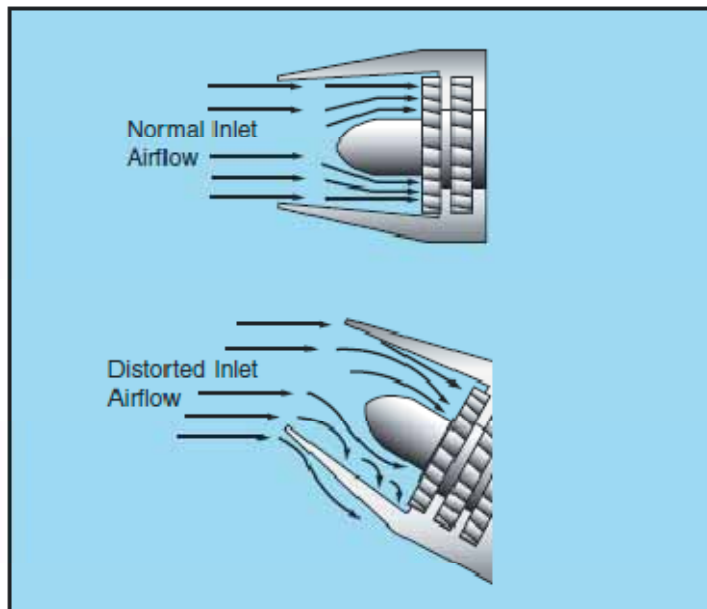


Figure 5-39. Comparison of normal and distorted airflow into the compressor section.

壓縮機失速可以是暫態現象和間歇性現象或者是持續的狀態，甚至更嚴重。暫態/間歇性失速的表現通常是在回火和反向氣流發生時間歇的爆炸聲。如果失速發展成爲穩定狀態，可能從持續的反向氣流產生強烈的振動和高聲的嘯叫。駕駛艙儀錶基本上通常不會顯示輕度的或

者暫態失速，但是會顯示形成的失速。典型的儀錶表現包括轉速的波動和排氣溫度的增加。大多數暫態失速不會對發動機有害，經常在一兩個週期後自己糾正過來。穩定狀態的失速導致發動機損壞的可能性很大。必須快速的通過降低功率，減小飛機迎角和增加空速來完成改出失速。

儘管所有的燃氣渦輪發動機會受壓縮機失速影響，大多數型號都有抑制這些失速的系統。有一個這樣的系統使用可變式進氣口導葉(VIGV)和可變式定子葉片，它可以把進來的空氣以適當的迎角導向到轉子葉片。防止空氣壓縮失速的主要方法是使飛機在製造商確立的參數範圍內運行。如果壓縮機失速確實形成了，請按照飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊中的建議程式來做。

熄火

熄火是燃氣渦輪發動機的一種運行狀態，此時發動機的火無意的熄滅。如果燃燒室中油氣混合比超過富油限制，火焰將會被吹熄。這個狀態經常稱為富油熄火。它通常發生於非常快速的發動機加速，過度富油的混合氣使燃油溫度降低到燃燒溫度以下。也可能由於氣流不足而不能維持燃燒。

另一方面，更多常規的熄火事件是由於燃油壓力低和發動機速度低，這些典型的和高高度飛行有關。這種情況也會在下降期間發動機油門收回時，這會產生貧油條件熄火。貧油混合器很容易導致火焰熄滅，甚至是正常的氣流通過發動機時也會發生。

燃油供應的任何幹擾也會導致熄火。這原因可能是長時間的非常規姿態，發生故障的燃油控制系統，紊流，結冰或者燃油耗盡。

熄火的徵兆通常和發動機失效後一樣。如果熄火是因為暫態條件，例如燃油流量和發動機速度之間的失衡，一旦狀態被糾正就可以嘗試空中啓動發動機。無論如何，飛行員必須遵守飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊中適用的緊急程式。一般的，這些套裝程式含了關於高度和空速的建議，在這些條件下空中開車很可能成功。

第六章－飛行儀錶



飛行儀錶使得飛機能夠發揮最大性能和增強安全性，特別是長距離飛行時。製造商提供了必要飛行儀錶，但是要有效的使用它們，飛行員需要理解它們是如何工作的。本章涵蓋皮托靜壓系統和相關儀錶，真空系統和相關儀錶，和磁羅盤的運作方面。

皮托－靜壓飛行儀錶

皮托靜壓系統有兩個主要的部分：衝壓腔和管子，以及靜壓腔和管子。它們為高度表，垂直速度表和空速表提供運行所需的環境空氣壓力源。如圖 6-1

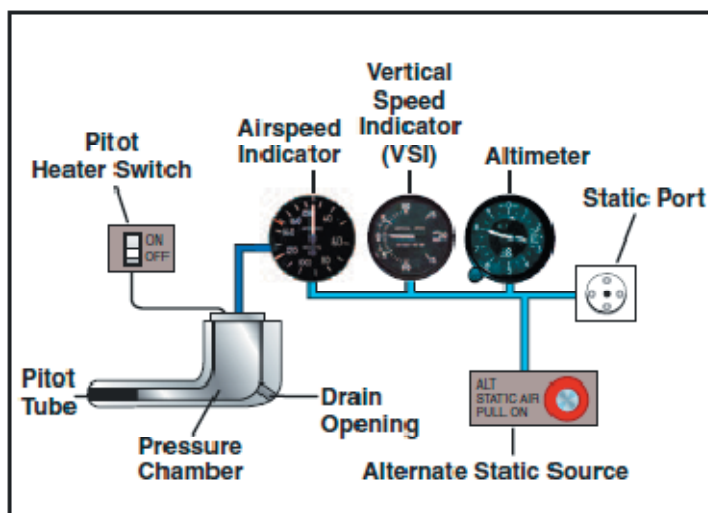


Figure 6-1. Pitot-static system and instruments.

衝壓腔和管子

在這裡系統裡，衝壓(因為飛機向前運動所以空氣衝擊飛機)是從一個皮託管獲取的，它被安裝在一個最少幹擾和紊流(由於飛機在空氣中運動會產生紊流)的位置。靜壓通常從連接到通風口的管子或者從安裝在和機身水準一側的通風管獲取。這補償了由於飛機高度不規律變化導致的任何靜壓的可能變化。

在飛行前檢查期間必須檢查皮託管和靜壓通風口確保它們沒有被任何物體堵塞。堵塞的或者部分堵塞的開口應該用認證的機械工具清除掉。吹進這些開口是不建議的，因為這些堵塞物可能損壞儀錶。

當飛機在空氣中移動時，皮託管開口的衝壓影響皮托腔的壓力。皮托腔壓力的任何變化都會通過一個連接的管子傳遞到空速指示儀，它利用衝壓運行。

靜壓腔和管子

靜壓腔通過小的孔洞連通到未受擾動的空氣，當大氣壓力增加或者降低時，靜壓腔中的壓力也隨之變化。而且，這個壓力變化通過管子傳遞到利用靜壓工作的儀錶上。

一些飛機在靜壓開口被堵塞時還提供備用靜壓源。這個源通常連通駕駛艙的壓力。由於駕駛艙上空氣流動的文氏管效應，這個備用靜壓源通常比正常靜壓空氣源的壓力低。當使用備用靜壓源時，儀錶指示上通常會發生下列區別：高度計會指示高於實際高度，空速會指示大於實際空速，垂直速度計會指示爬升而實際是平直飛行的。請參考飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊來確定誤差的程度。

如果飛機沒有裝配一個備用靜壓源，打碎垂直速度指示儀玻璃密封讓周圍空氣可以進入靜壓系統。這會使垂直速度指示計不能用。

高度計

高度計測量飛機高於一個給定壓力平面上的高度。因為它是唯一顯示高度資訊的儀錶，所以高度計是飛機上最重要的儀錶之一。為有效的使用高度計，必須透徹的理解它的運作以及大氣壓力和溫度是如何影響它的。一個堆疊式密封無液氣壓計圓盤組成了高度計的主要部分。這些圓盤隨著靜壓源中的大氣壓力變化而伸長或者收縮。機械連杆把這些變化轉變為指示計上的指標運動。如圖 6-2

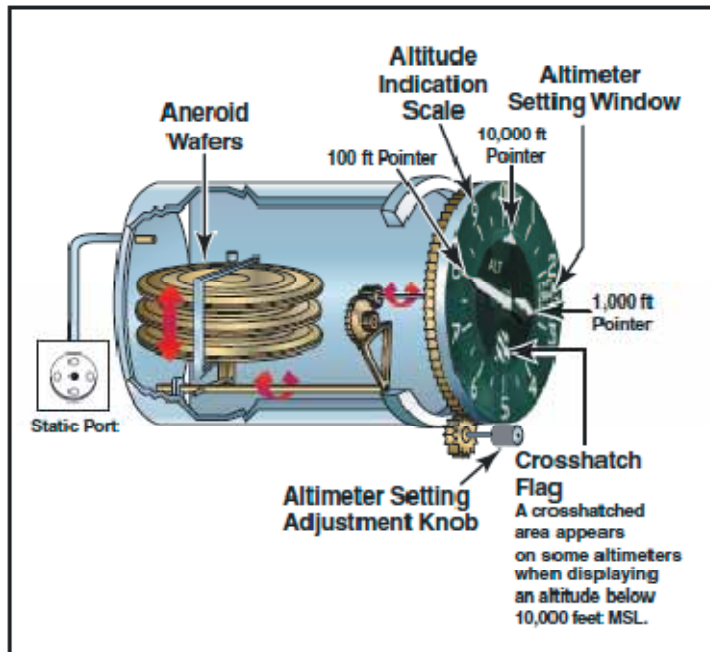


Figure 6-2. Altimeter.

工作原理

壓力高度計是一個無液氣壓錶，它測量高度計所處高度的大氣壓力，以英尺為單位顯示高度指示。高度計使用靜壓作為它的工作源。空氣在海平面比在高處密度大，因此隨著高度增加，大氣壓力降低。不同高度的這個壓力差異使高度計指示出高度的變化。

不同類型的高度計上高度的表現方式有相當的不同。一些高度計有一個指標，而其他的有兩個或者更多。本手冊只討論一種多指針型高度計。典型高度計的錶盤按照順時針方向被刻上從 0 到 9 的數字。無液氣壓計元件的運動通過齒輪被傳遞到指示高度的三個指針。最短的指針指示幾萬英尺高度；中等長度的指針指示幾千英尺高度；而最長的指針指示幾百英尺高度。

然而，只有在這些情況下指示的高度才是正確的：當海平面大氣壓力為標準的(29.92 英寸汞柱)，海平面靜止空氣溫度是標準的（15 攝氏度或者 59 華氏度），而且壓力和溫度以標準速率隨高度的升高而降低。非標準條件下的調節是通過設定糾正壓力位於高度計盤面上大氣壓力刻度範圍內來完成的。只有在高度計設定後，它才會指示正確的高度。

非標準壓力和溫度的影響

如果不提供調節高度計到非標準壓力的方法，那麼飛行就會危險。例如，如果從高壓區域飛到低壓區域而不調節高度計，飛機的實際高度將會低於指示高度。有句很久的俗話：從高處飛到低處的時候，要向外看看下面；正是記住這種狀況是危險的。當從低壓區域飛到高壓區域而不調節高度計時，飛機的實際高度會高於指示高度。

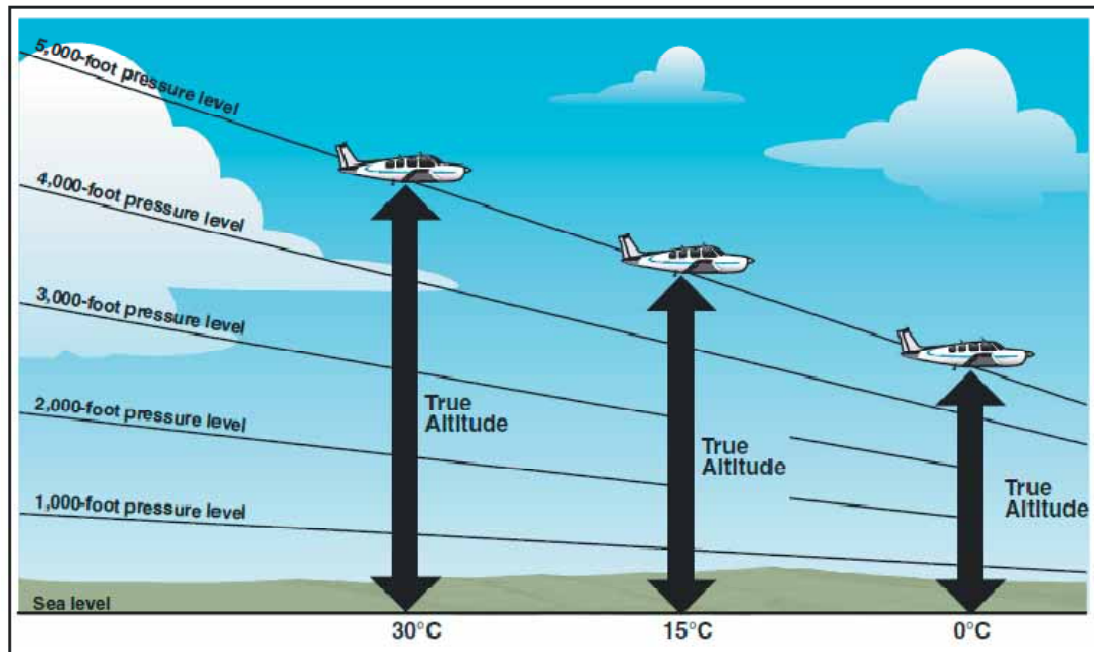


Figure 6-3. Effects of nonstandard temperature on an altimeter.

圖 6-3 也顯示了溫度的變化如何影響高度計的。在暖天，一定品質的空氣膨脹到比冷天更大的體積，增加了空氣壓力。例如，高度計指示 5000 英尺的壓力高度在暖天比標準條件下的高度高。在冷天則相反，指示 5000 英尺壓力高度的位置比標準條件下低。

為補償非標準壓力的調節不會補償非標準溫度。

如果地形或障礙物間隙是選擇巡航高度的一個因素，特別在較高高度時，記住可以預料比標準溫度更冷會讓飛機飛在低於高度計指示的高度。因此，必須使用一個較高的指示高度來提供足夠的離地高度。修改剛才的速記規則為“從高到低或者從熱到冷，向外朝下看。”

設定高度計

大多數高度計都安裝了一個大氣壓力設定窗(有時指 Kollsman 窗, *Kollsman* 是一家生產航空電子設備的公司, 網址 <http://www.Kollsman.com>), 它作為調節高度計的手段。在儀錶的底部位置有一個用於這個調節的旋鈕。

為大氣壓力變化而調節高度計, 高度計設定視窗中的壓力數值是以英寸汞柱或毫巴為單位, 壓力數值要調節到匹配給定的高度計設定。高度計設定定義為氣象站壓力減去海平面壓力。但是, 高度計設定只在報告氣象站附近才準確。因此, 高度計必須隨著飛行進程從一個氣象站調節到另一個氣象站。

很多飛行員很有自信的希望當前高度計設定能夠補償所有高度上大氣壓力的無規律變化, 但這不總是正確的。地面站附近的高度計設定廣播是修正到平均海平面的氣象站壓力。它不能解決高飛行高度時氣壓的不規則性, 特別是非標準溫度的影響。然而, 如果一個給定區域的每個飛行員使用相同的高度計設定, 那麼每個高度計應該受溫度和壓力變化誤差的影響是相同的, 在飛機之間維持預期的垂直間隔成為可能。

當飛過高的山地地形時，特定的大氣狀況可能導致高度計指示比實際高度高出 1000 英尺的高度，或者更多。由於這個原因，應該允許有較大的高度餘量，不僅是因為可能的高度計誤差，而且也因為和高原風有關的強烈向下氣流。

為說明高度計設定系統的使用，假設從德克薩斯州的達拉斯 Love Field 機場(機場代碼 DAL) 經過 Mineral Wells 飛行到德克薩斯州的 Abilene Municipal 機場(代碼 ABI)。在從 Love Field 機場起飛前，飛行員從控制塔臺或者自動終端資訊服務(ATIS)收到當前高度計設定為 29.85，然後在高度計設定視窗中設定這個值。然後高度計指示應該會和已知的機場高度 487 英尺相差不大。因為大多數高度計沒有經過很好的校正，所以會有點誤差。

當飛經 Mineral Wells 時，假設飛行員收到當前高度計設定為 29.94，然後在高度計視窗中設定這個數值。在進入 Abilene Municipal 機場的起落航線之前，從 Abilene 控制塔臺收到一個新的高度計設定 29.69，然後在視窗中設定這個數值。如果飛行員預期飛行的起落航線大約在地面以上 800 英尺高度，且 Abilene 的地面海拔是 1791 英尺，那麼應該維持飛行在 2600 英尺的指示高度上(1791 英尺+800 英尺=2591 英尺，四捨五入為 2600 英尺)。

正確設定高度計的重要性也不能被過分的強調。假設飛行員在 Abilene 沒有調節高度計到當前設定，而繼續使用 Mineral Wells 的設定 29.94。當以指示高度 2600 英尺進入 Abilene 起落航線時，飛機將在正確的起落航線高度以下大約 250 英尺的高度。在著陸時，高度計會指示比地面海拔高出 250 英尺。

高度計設定	29.94
當前高度計設定	29.69
差值	0.25

因為 1 英寸壓力大約相當於 1000 英尺高度變化， 0.25×1000 英尺 = 250 英尺。

當確定是否加上或者減去高度計誤差數值時，記住：當實際壓力低於高度計中設定的壓力時，飛機的實際高度會低於高度計的指示高度。

高度計的運行

高度計的指標可以通過兩種方法來移動。第一種是氣壓的變化，而另一種是調節大氣壓力刻度。當飛機爬升或者下降時，高度計容器中的壓力變化使無液氣壓計膨脹或者收縮。這個運動經過機械連杆被傳遞為旋轉指標。壓力的降低導致高度計指示高度的增加，壓力增加導致高度計指示高度降低。從而，如果飛機從 28.75 英寸汞柱的壓力高度飛到 29.75 英寸汞柱的壓力高度，高度計將會顯示高度大約降低了 1000 英尺。

移動指標的另一個方法不依賴於空氣壓力的變化，而是高度計的機械結構。不要被這樣一個事實混淆，即隨著大氣壓力刻度的移動，指示指標以相同方向運動，它和氣壓改變時指標具有的反作用相反。為說明這點，假設飛行員著陸在一個海拔 1000 英尺的機場，高度計正確的設定到當前海平面壓力 30.00 英寸汞柱。當飛機停在停機位(ramp)時，壓力降低到

29.50。高度計“認為”這是在爬升，現在指示在 1500 英尺。回到飛機上來，如果高度計視窗中的設定降低到當前海平面壓力 29.50，指示高度也會降回到 1000 英尺。

知道飛機的高度對飛行員是至關重要的。飛行員必須確保飛機飛行在足夠的高度，以避開最高的地形或者沿預期航線的障礙物。當能見度受限時，擁有準確的高度資訊特別重要。為避開障礙物，飛行員必須隨時瞭解飛機的高度和周圍地形的海拔高度。為降低半空碰撞的可能性，根據空中交通規則來維持高度是必須的。

高度類型

高度是參考點或參考平面之上的垂直距離。根據測量的參考平面的不同有多種類型的高度，每一種都可以用於特定的目的。和飛行員相關的主要有五種類型的高度：

指示高度：當高度計設定為當前高度計設定時直接從表(未校正的)上讀出的高度。

真實高度：飛機距離海平面的垂直距離，即實際高度。它通常表示為平均海平面之上的英尺數。機場，地表，和障礙物的高度在航圖上是真實高度。

絕對高度：飛機在地表之上的垂直距離，或者距離地面(AGL)的垂直距離。

壓力高度：當高度計設定視窗(大氣壓力數值)調節到 29.92 時的指示高度。這是標準資料平面之上的高度，它是一個氣壓(被校正到 15 攝氏度)等於 29.92 英寸汞柱的理論平面。壓力高度用於計算密度高度，真實高度，真實空速和其他性能資料。

密度高度：這個高度是為標準溫度的變化而校正的壓力高度。當處於標準條件時，壓力高度和密度高度相同。如果溫度高於標準條件，密度高度高於壓力高度。如果溫度低於標準條件，密度高度低於壓力高度。這是一個重要的高度，因為它直接和飛機性能有關。

作為一個例子，考慮一個機場其地面的距離平均海平面高度為 5048 英尺，標準溫度為 5 攝氏度。在這些條件下，壓力高度和密度高度相同-5048 英尺。如果溫度改變為 30 攝氏度，密度高度就增加到 7855 英尺。這就意味著飛機在起飛時將表現的好像場地高度是標準溫度下 7855 英尺。相反地，-25 攝氏度的溫度將使密度高度變為 1232 英尺。飛機在這種條件下將有好得多的性能。

儀錶檢查

為確定高度計的狀況，把大氣壓力數值設定為本地自動式飛行服務站(AFSS)或任何其他可信來源傳來的高度計設定。高度計指標應該指示機場的測量海拔。如果指示高度和測量海拔偏差大於 75 英尺，這個儀錶就應該交付認證的儀錶維修站來校正。

垂直速度指示儀

垂直速度指示儀(VSI)有時也稱為垂直速率指示儀(VVI)，它顯示飛機是否爬升，下降或者水準飛行。爬升或者下降速率以每分鐘英尺為單位顯示。如果經過正確的校正，垂直速度指示儀在水準飛行時將顯示讀數為 0。如圖 6-4

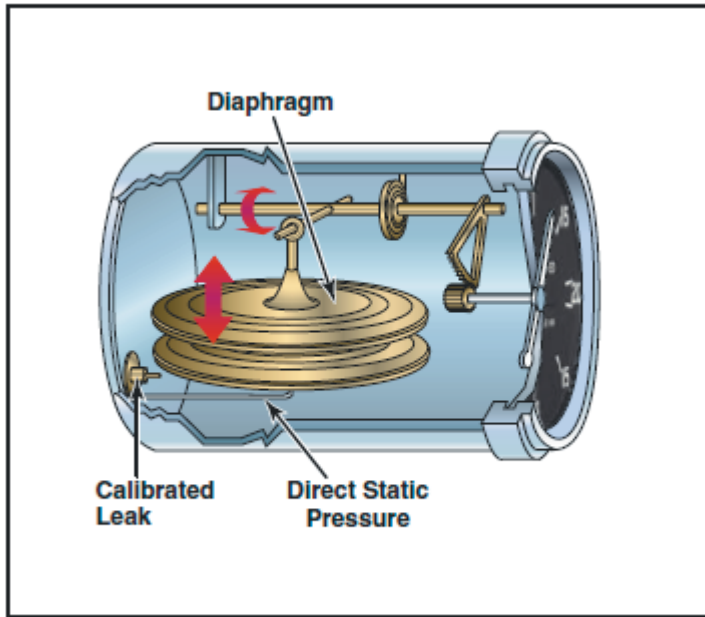


Figure 6-4. Vertical speed indicator.

工作原理

儘管垂直速度指示儀單獨的以靜壓工作，它是個不一樣的壓力儀錶。它包含一個通過連杆和齒輪連接到密封盒子裡指示儀指針的隔膜。隔膜的內部直接連接到皮托靜壓系統的靜壓管。在儀錶盒子裡面的隔膜外部區域也連接到靜壓管，但是是通過一個受限制的孔(校正的漏氣口)。

隔膜和盒子都從靜壓管以現有大氣壓力接受空氣。當飛機在地面或者水準飛行時，隔膜和儀錶盒子內部的壓力仍然相同，指標位於 0 位置。當飛機爬升或者下降時，隔膜內部的壓力立即改變，但是由於受限制通道的測量動作，短時間內盒子壓力仍然較高或者較低，導致隔膜收縮或者膨脹。這產生了壓力差，表現在儀錶指標上就是指示為爬升或者下降。當壓力差穩定在一定速率後，指標指示了高度變化的速度。

垂直速度指示計能夠顯示兩類不同的資訊：

- 及時顯示飛機爬升或者下降速度增加或者降低的趨勢資訊。
- 速率資訊顯示穩定的高度變化速度。

例如，如果維持在穩定的 500 英尺每分鐘(fpm)爬升，且機頭慢慢放低，那麼垂直速度指示儀就會立即測量到這個變化，顯示爬升速率的降低。這個最初的表现稱為趨勢。經過很短時間後，垂直速度指示儀指標穩定在新的爬升率，在這裡例子中，是低於 500fpm 的某個爬升率。從爬升率的最初變化時間知道垂直速度指示儀顯示一個準確的新的爬升率，這段時間稱為延遲(或者叫間隔)。不熟練的控制技術和紊流會延長間隔時間，導致無規律的和不穩定的速率指示。一些飛機裝配了一個暫態垂直速度指示儀(IVSI)，它結合加速計來補償典型垂直速度指示儀中的延遲。如圖 6-5

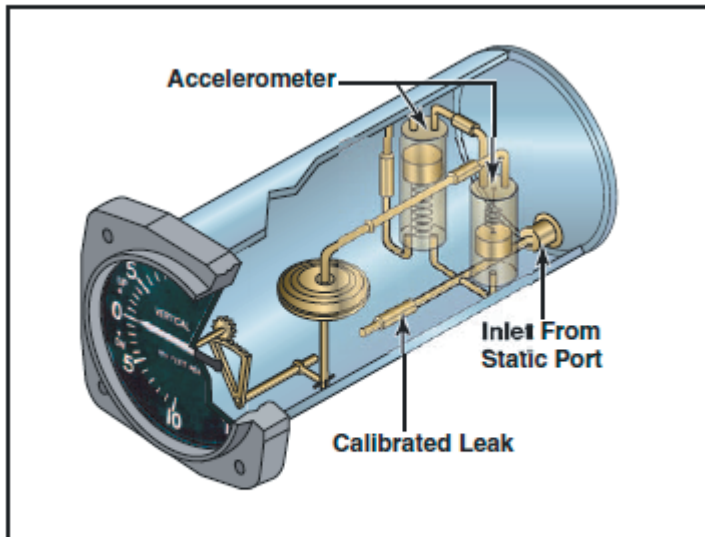


Figure 6-5. An instantaneous vertical speed indicator incorporates accelerometers to help the instrument immediately indicate changes in vertical speed.

儀錶檢查

為確保正確的運行，起飛前要確認垂直速度指示儀指示在 0 位置。起飛後，它應該指示一個正的爬升率。

空速指示儀

空速指示儀是一個靈敏的差壓表，它迅速的測量和顯示皮托或衝壓和靜壓之間的差值，這個靜壓是水準飛行時未受擾動的大氣壓力。當飛機停放在地面上靜止空氣中時這兩個壓力會相等。當飛機在空氣中移動時，皮託管上的壓力變得大於靜壓管中的壓力。這個壓力差別被空速指標表示在儀錶盤面上，它以英里每小時(mph)，節(knots，每小時 1 海裡，大約 1.85 公里每小時)或者這兩者為刻度單位。如圖 6-6

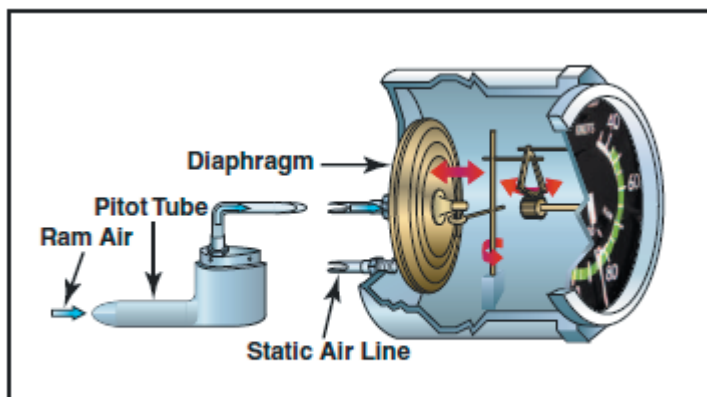


Figure 6-6. Airspeed indicator.

飛行員應該理解下列速度：

指示空速(IAS)-從空速指示儀上獲得的直接儀錶讀數，沒有根據大氣密度變化，安裝誤差

或者儀錶誤差而校正。製造商使用這個空速作為確定飛機性能的基準。在飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊中列出的起飛，著陸和失速速度都是指示空速，一般不隨高度或者溫度而變化。

標定空速(CAS)-校正安裝誤差和儀錶誤差之後的指示空速。儘管製造商努力保持空速誤差最小，消除空速運行範圍內的所有誤差是不可能的。在某一空速和某一襟翼設定下，安裝和儀錶誤差可能有好幾節。這個誤差通常在低空速時最大。在巡航和較高空速範圍內，指示空速和標定空速近似相同。請參考空速校正圖來糾正可能的空速誤差。

真實空速(TAS)-按照高度和非標準溫度修正後的標定空速。因為空氣密度隨高度增加而降低，飛機在較高的高度上必須飛得更快才能在皮托衝壓和靜壓之間產生相同的壓力差。因此，對於一個給定的標定空速，真實空速隨高度增加而增加；或者對於一個給定的真實空速，標定空速隨高度增加而降低。

飛行員可以用兩種方法獲得真實空速。最準確的方法是使用飛行計算器。對於這個方法，標定速度是通過使用計算器上的空速修正數值根據溫度和壓力變化來修正的。也可以使用非常準確的電子飛行計算器。只需要輸入標定空速(CAS)，壓力高度，和溫度，電腦就會計算真實空速。

第二個方法是“經驗規則”，可以提供近似的真實空速。每 1000 英尺高度只要增加 2%到標定空速即可。

地面速度(GS)-飛機相對於地面的實際速度。它是因為風而調整過的真實空速(譯者注：風修正的真實空速，這個速度考慮地面作為速度參照物)。地面速度隨迎風而減小，順風時增加。

空速指示儀標記

重量不超過 12500 磅【譯者注：約 5669.90 公斤】，1945 年以後製造，且被 FAA 認證的飛機，要求其空速指示儀按照標準彩色編碼標記系統來印標。這個彩色編碼標記系統使得飛行員看一眼就知道對飛機安全飛行很重要的空速限制。例如，如果執行機動期間，可以注意到空速指標處於黃色弧線內，快速的接近紅色線，要立即反應來降低空速。

如圖 6-7 所示，單發動機小飛機上的空速指示儀包含下列標準彩色編碼標記：

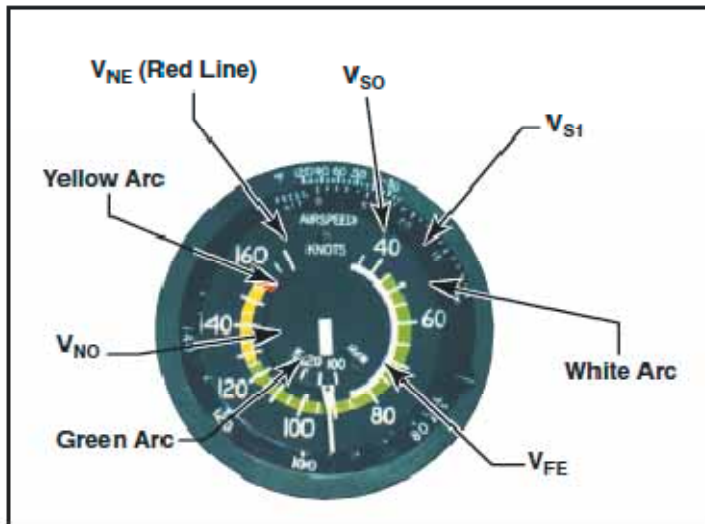


Figure 6-7. In addition to delineating various speed ranges, the boundaries of the color-coded arcs also identify airspeed limitations.

- 白色弧線-這個弧線通常指的是襟翼運行範圍，它的下限表示完全襟翼失速速度，上限表示最大襟翼速度。進近和著陸通常飛行在白色弧線速度範圍內。
- 白色弧線的下限(V_{S0})-著陸配置中的失速速度或者最小穩定飛行速度。在小飛機上，這是著陸配置(起落架和襟翼都放下)中最大著陸重量下的停車失速速度。
- 白色弧線的上限(V_{fe})-襟翼伸出時的最大速度
- 綠色弧線-這是飛機的正常運行速度範圍。大多數飛行處於這個速度範圍內。
- 綠色弧線的下限(V_{S1})-特定配置下獲得的失速速度或者最小穩定飛行速度。對於大多數飛機，這是最大起飛重量下低阻配置(clean configuration,起落架收起，如果襟翼可伸縮，襟翼也收起)的停車失速速度。
- 綠色弧線上限(V_{no})-最大結構巡航速度(譯者注：超過這個速度可能引起飛機部分結構應力超載)。除非在穩定空氣中，不要超過這個速度。
- 黃色弧線-警告範圍。在這個速度範圍內只能在穩定空氣中飛行，只提供告警。
- 紅線(V_{ne})-永不超過的速度。禁止在這個速度以上運行，因為它可能導致損壞或者結構失效。

其他空速限制

一些重要的空速限制沒有標記在空速指示儀的錶盤上，但是可以在標牌和飛機飛行手冊或飛行員操作手冊上找到。這些空速包括：

- 設計機動速度(V_a)-這是亂流速度和突然操縱的最大速度。如果在飛行期間，遭遇亂流或者嚴重的紊流，要降低空速到機動速度或者以下來最小化飛機結構上的應力。考慮重量的時候參考這個速度很重要。例如，當飛機有較重的載荷時 V_a 可能是 100 節，但是載荷輕的時候就只有 90 節。
- 起落架操作速度(V_{lo})-如果飛機裝配了可收放起落架的話，這個速度就是伸出或者收縮起落架的最大空速。
- 起落架伸出速度(V_{le})-飛機在起落架伸出後可安全飛行的最大空速。
- 最好爬升角速度(V_x)-飛機能夠在給定的距離內獲得最大高度的空速。這個速度在短場

(short-field)起飛飛越障礙物時使用。

- 最好爬升率速度(V_y)-飛機以這個空速能夠在給定時間內獲得最大高度。
- 最小控制速度(V_{mc})-這是輕型雙發飛機在一個發動機突然不起作用的時候可以良好地控制的空速，而另一個發動機是起飛功率。
- 單發失效時的最好爬升率速度(V_{yse})-在輕型雙發飛機有一個發動機失效時，在給定時間內能夠獲得最大高度的空速。

儀錶檢查

起飛前，空速指示儀讀數應該為 0。但是，如果有直接吹向皮託管的風，空速指示儀的讀數可能比 0 大。當開始起飛時，確認空速以適當的速度在增加。

皮托-靜壓系統的堵塞

誤差幾乎總是表明皮託管，靜壓口或者兩者的堵塞。堵塞可能是由於潮濕(包括冰凍)，灰塵，或者甚至是昆蟲。飛行前，確認皮託管蓋子已經拿掉。然後，檢查皮託管和靜壓管的開口。堵塞的皮託管只影響空速指示儀的精確度。然而，靜壓系統的堵塞不僅空速指示儀，還會導致高度計和垂直速度指示儀的錯誤。

堵塞的皮托系統

如果皮託管的排出孔仍然打開的話，皮托系統可以變得完全堵塞或者只部分堵塞。如果皮託管變得堵塞，而它的相關排出孔仍然乾淨，衝壓空氣就不再能進入皮託管系統了。已經在系統內的空氣會通過排出孔排出，剩餘壓力會下降到外部空氣壓力。在這種情況下，空速指示儀讀數降低為零，因為空速指示儀檢測不到衝壓空氣和靜壓空氣之間的壓力差別。空速指示儀的行為就好像飛機穩定的停在停機坪(ramp)上。空速的明顯損失通常不是暫態的。相反，空速會向零下降。如圖 6-8

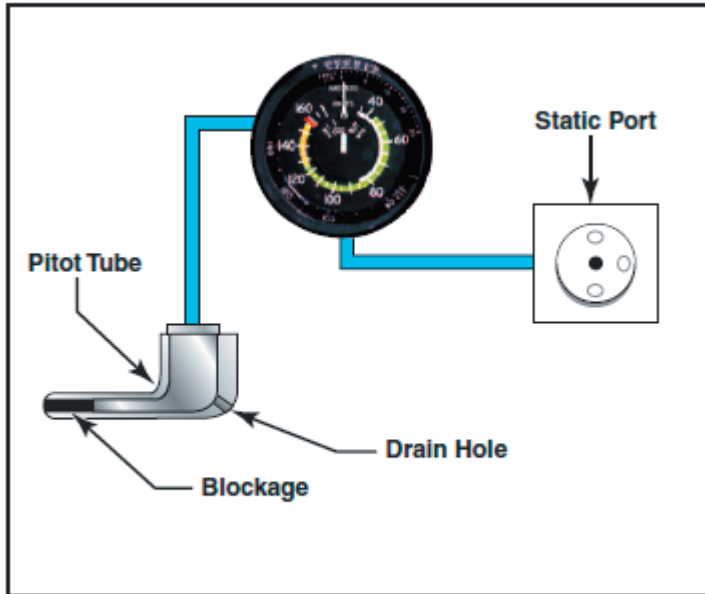


Figure 6-8. A blocked pitot tube, but clear drain hole.

飛行中，如果皮託管，排出孔和靜壓系統都被堵塞，由於截留的壓力使空速的變化不會被顯示出來。然而，如果靜壓系統還乾淨，空速指示儀就像高度計。在皮託管和排出孔都堵塞的高度之上，隨著高度增加，衝壓空氣壓力相對靜壓力就會發生明顯增加。這個壓力差導致空速指示儀顯示空速的增加。當飛機降低到低於皮託管堵塞時的高度，就會發生指示空速下降。如圖 6-9

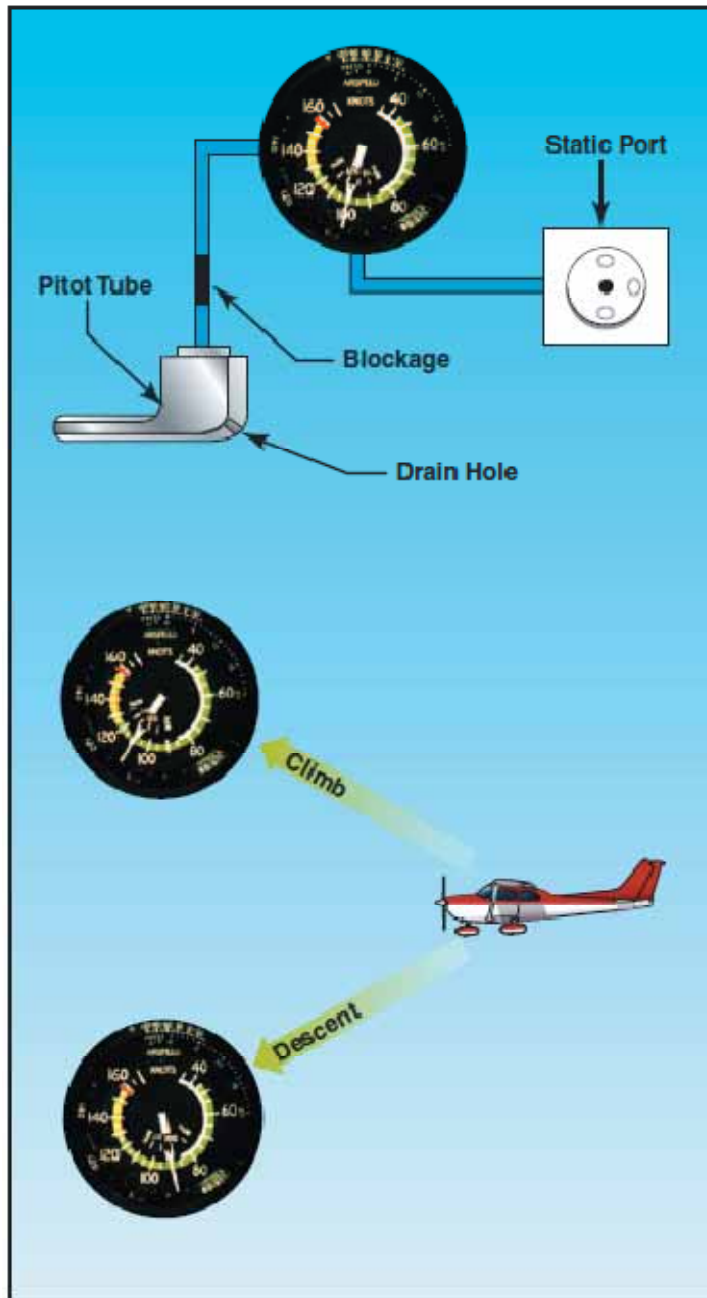


Figure 6-9. Blocked pitot system with clear static system.

在飛過可見濕氣期間，皮託管可能堵塞。一些飛機可能會裝配皮託管加熱器用於在可見濕氣內的飛行。請參考飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊來瞭解詳細的皮託管加熱程式。

堵塞的靜壓系統

如果靜壓系統堵塞，但是皮託管仍然乾淨，空速指示儀會繼續運行；然而，它是不準確的。當飛機運行在靜壓口堵塞時的高度之上，空速指示比實際速度慢，因為截留的靜壓比那個高度的正常壓力高。當運行在較低高度時，指示空速比實際速度快，因為系統中截留了相對低的靜壓力。

靜壓系統的堵塞也會影響高度計和垂直速度指示儀。截留靜壓裡導致高度計固定在堵塞發生時的高度。對於垂直速度指示儀，堵塞的靜壓系統產生一個持續的零指示讀數。如圖 6-10

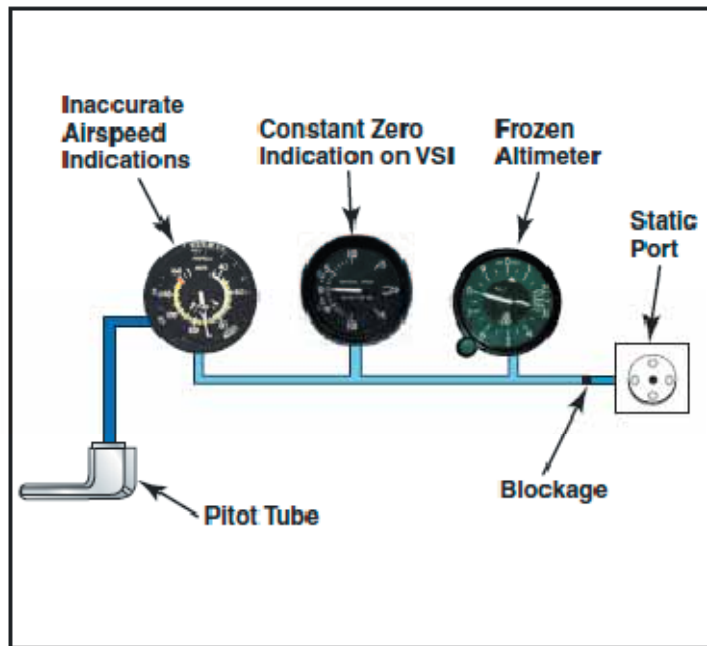


Figure 6-10. Blocked static system.

陀螺飛行儀錶

有幾個飛行儀錶利用了陀螺儀的特性來運行。包含陀螺儀的最常見儀錶是轉彎協調儀，航向指示儀，和姿態指示儀。為理解這些系統如何運行，需要儀錶動力系統，陀螺的原理和每個儀錶的工作原理知識。

陀螺原理

任何旋轉的物體都表現出陀螺的特性。利用這個特性設計和安裝的輪子或者轉子稱為陀螺儀。儀錶陀螺的兩個重要設計特性是其尺寸上的大重量，或者說密度大，和高速旋轉時的低摩擦力。

有兩種通用類型的裝配結構；使用哪種類型取決於利用了陀螺儀的哪個特性。自由安裝的陀螺儀能夠自由的繞它的重心以任意方向旋轉。這樣一個輪子被稱為有 3 個自由度平面。輪子或者轉子在任何一個支架相關的平面內自由旋轉，陀螺輪子在靜止時也是平衡的，它會保持在被放置的位置。受限的或者半剛性安裝的陀螺儀是那些一個自由面被固定在相關支架上的結構。

陀螺效應有兩個基本的特性：空間內的剛度和進動。

空間內的剛度

空間內的剛度是指陀螺儀保持在它所旋轉平面內的固定位置這個原理。通過把這個輪子或者陀螺儀安裝在一組萬象環上，陀螺儀能夠在任何方向自由旋轉。因此，如果萬象環是傾斜的，螺旋的，或者是移動的，陀螺儀還是會保持在它最初所旋轉的平面內。如圖 6-11

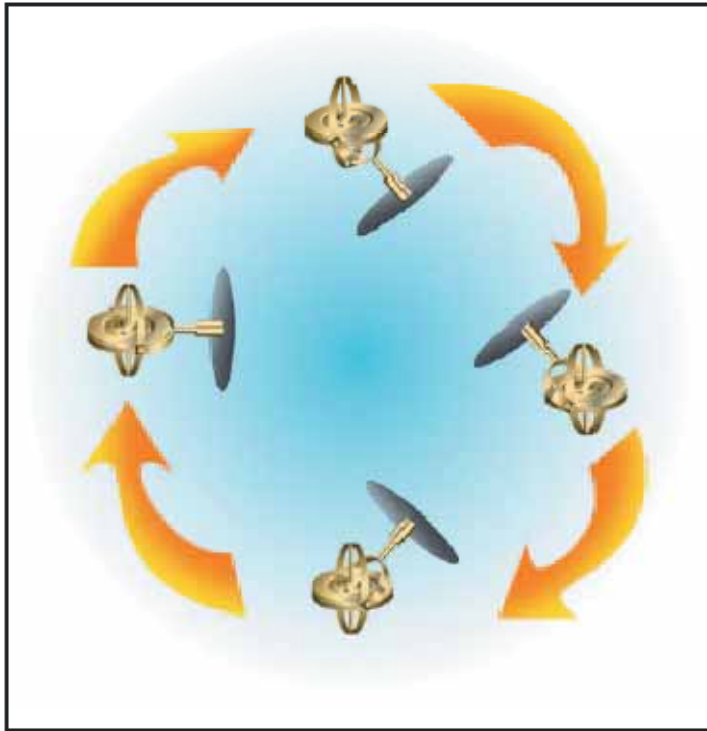


Figure 6-11. Regardless of the position of its base, a gyro tends to remain rigid in space, with its axis of rotation pointed in a constant direction.

進動

進動是陀螺對偏轉力的反應形成的的傾斜或者旋轉。對這個力的反作用不是發生在它所施加的那個點上；而是發生在旋轉方向 90 度以後的點上。這個原理使陀螺能夠通過檢測方向變化產生的壓力大小來確定旋轉的速度。陀螺進動的速度和旋轉速度成反比，和偏轉力大小成正比。

進動在一些儀錶上也會產生較小的誤差。如圖 6-12

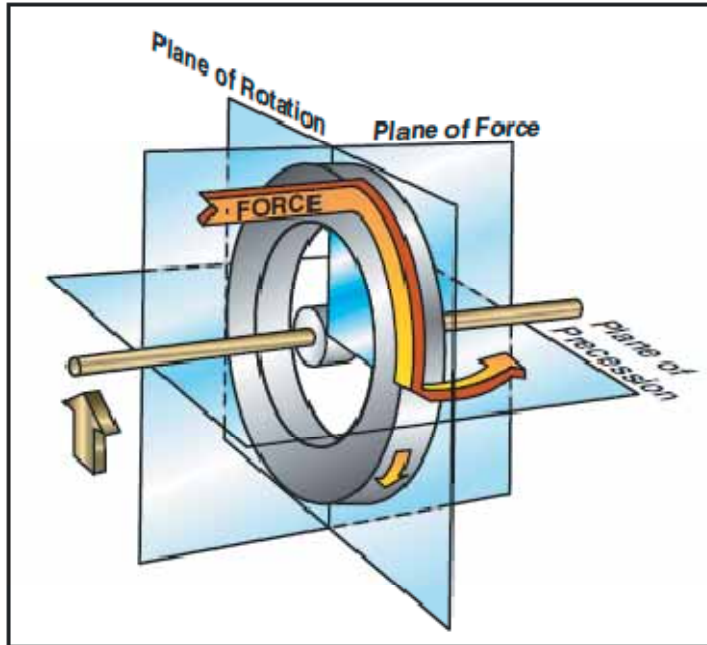


Figure 6-12. Precession of a gyroscope resulting from an applied deflective force.

動力源

在某些飛機上，所有陀螺儀是真空的，壓力的或者是電力運作的；而其他飛機，真空系統和壓力系統為航向指示儀和姿態指示儀提供動力，而電力系統為轉彎協調儀提供動力。大多數飛機至少有兩個動力源來確保一個動力源失效時至少有一個傾斜資訊源。

真空或者壓力系統通過吸入一個高速氣流來衝擊轉子環來高速旋轉轉子這個方法來旋轉陀螺，很像水車或者渦輪機的運行。儀錶運行所需的真空或者壓力大小是變化的，但是通常位於 4.5-5.5 英寸汞柱範圍內。

陀螺儀的真空源之一就是安裝在發動機附件箱上的環形發動機驅動泵。不同飛機的泵容量不同，取決於陀螺儀的多少。

典型的真空系統由發動機驅動的真空泵，減壓閥，空氣篩檢程式，量表和完成連接必要的管子組成。量表安裝在飛機的儀錶面板內，指示系統內壓力的大小(真空是用低於周圍環境的英寸汞柱度量的)。

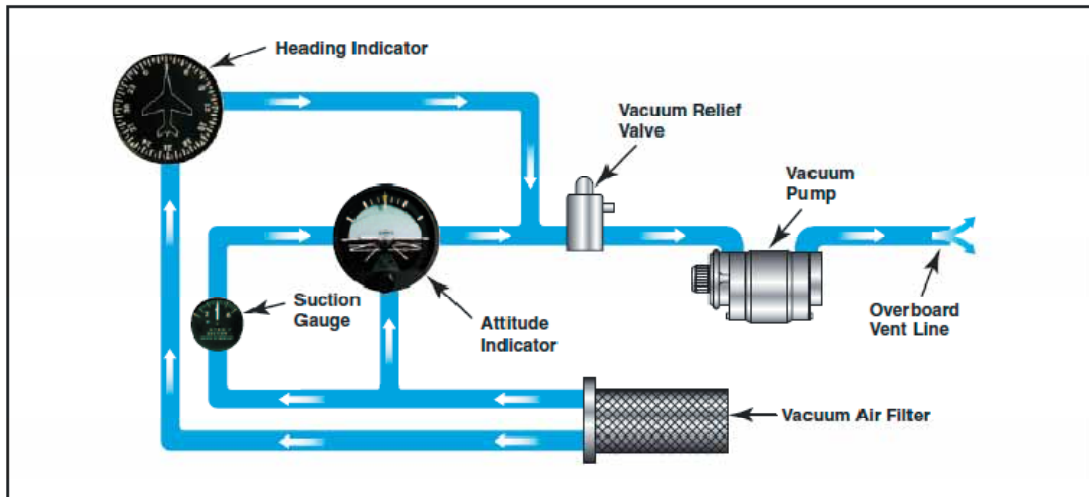


Figure 6-13. Typical Vacuum System.

如圖 6-13 所示，空氣被發動機驅動的真空泵抽進真空系統。首先經過一個篩檢程式，它能防止外邊的東西進入真空或壓力系統。空氣然後經過姿態指示儀和航向指示儀，這裡它使陀螺儀旋轉。減壓閥是防止真空壓力或者抽氣機超過指定的限制。之後，空氣被排出系統或者用在其他系統內，例如用於使充滿空氣的防冰罩膨脹。

飛行期間監視真空壓力很重要，因為吸氣壓力低的時候姿態指示儀和航向指示儀可能不能提供可靠的資訊。真空，吸氣或量表通常被標記來指示正常範圍。一些飛機裝配了告警燈，當真空壓力下降到預期水準的時候就發亮。

轉彎指示儀

飛機使用兩種轉彎指示儀-轉彎側滑指示儀以及轉彎協調儀。因為陀螺儀安裝的方式，轉彎側滑指示儀只以度每秒指示轉彎的速度。由於轉彎協調儀上的陀螺儀以一個角度安裝，或者說是傾斜的，開始它可以顯示側滾速度。一旦側滾穩定後，它就指示轉彎的速度。兩個儀錶都顯示轉彎方向和品質(轉彎協調性)，也可以用作姿態指示儀失效時傾斜資訊的備用來源。協調性是通過使用傾角計獲得的，它由充滿液體的彎管組成，其中有一個小球。如圖 6-14

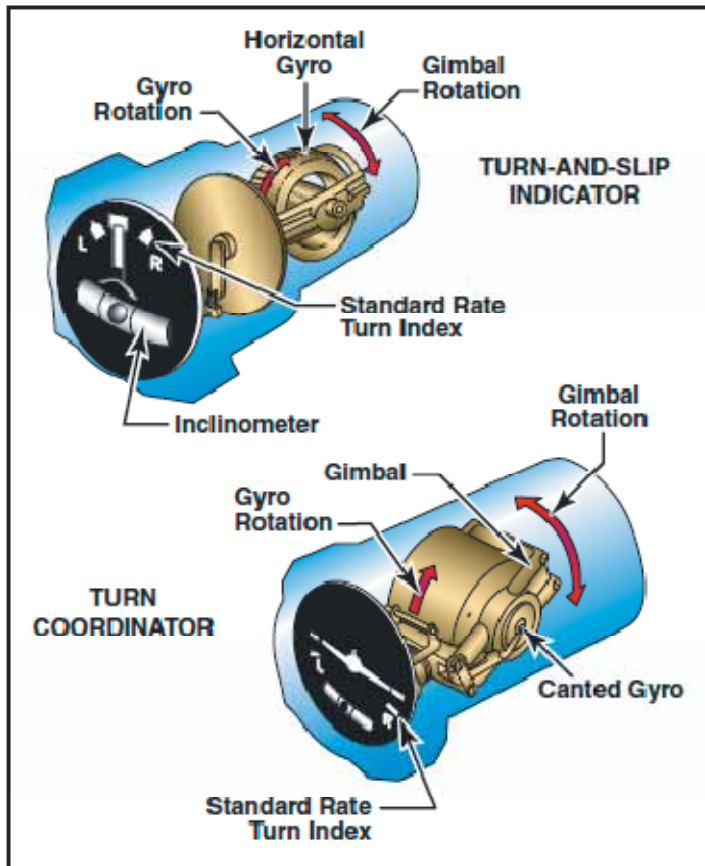


Figure 6-14. Turn indicators rely on controlled precession for their operation.

轉彎側滑指示儀

轉彎側滑指示儀中的陀螺儀在豎直平面內旋轉，對應於飛機的縱軸。一個單極萬向節限制了陀螺儀可以在其中傾斜的平面，一個彈簧試圖把它恢復到中心。由於進動，水準方向的偏轉力使得陀螺儀從飛行員座位看去是向左或者向右傾斜。轉彎側滑指示儀使用一個指標，稱為轉彎指標來指示轉彎的方向和速度。

轉彎協調儀

轉彎協調儀中的萬向節是傾斜的；因此，它的陀螺儀可以檢測側滾速度和轉彎速度。由於轉彎協調儀在訓練飛機上更流行，這裡的討論就集中於這個儀錶。當在轉彎側滾或者退出側滾時，儀錶上的小飛機就會向飛機側滾方向傾斜。快的側滾速度導致小飛機比慢側滾速度傾斜的更陡。

轉彎協調儀通過使小飛機的機翼和轉彎指標對齊可以用於確定和維持標準速率轉彎 (standard-rate-turn)。轉彎協調儀只顯示轉彎的速度和方向；它不顯示傾斜的具體角度。

【標準速率轉彎：每秒 3 度的轉彎。完整的 360 度轉彎需要 2 分鐘。確定標準速率轉彎所需近似傾角大小的經驗方法是轉彎空速除以 10，再加上結果的一半。例如 120 節空速時，

標準速率轉彎大約需要 18 度傾角($120/10=12; 12+6=18$),200 節時大約需要 30 度傾斜角來做標準速率轉彎。】

傾角計

傾角計用於表示飛機的偏航，它是飛機機頭的邊對邊運動。在協調轉彎和平直飛行時，重力使得小球位於彎管的輔助線中間。協調轉彎飛行是通過保持小球居中而維持的。如果小球沒有居中，它可以用方向舵來居中。爲了這樣，要在小球偏轉的一邊施加方向舵壓力。使用簡單的規則，“腳踏球上”來記住應該踩哪邊的腳舵。【譯者注：小球在右邊，就踩右邊腳舵來居中，否則踩左側腳舵。】

如果副翼和方向舵在轉彎時是協調的，球就會保持在彎管的中間。如果空氣動力不平衡，球就會離開彎管的中間。如圖 6-15 所示，內滑(slip)時，對應於這個傾斜角來說轉彎速度太慢，球就會向轉彎的內側移動。外滑時，對應於這個傾斜角來說轉彎速度太快，球向轉彎的外側移動。爲糾正這種狀態，改進轉彎的品質，記住“腳踏球上”。改變傾斜角也可以幫助從外滑或者內滑中恢復協調飛行。要糾正內滑，可以降低傾斜角或者增加轉彎速度。要糾正外滑，增加傾斜角或者降低轉彎速度。

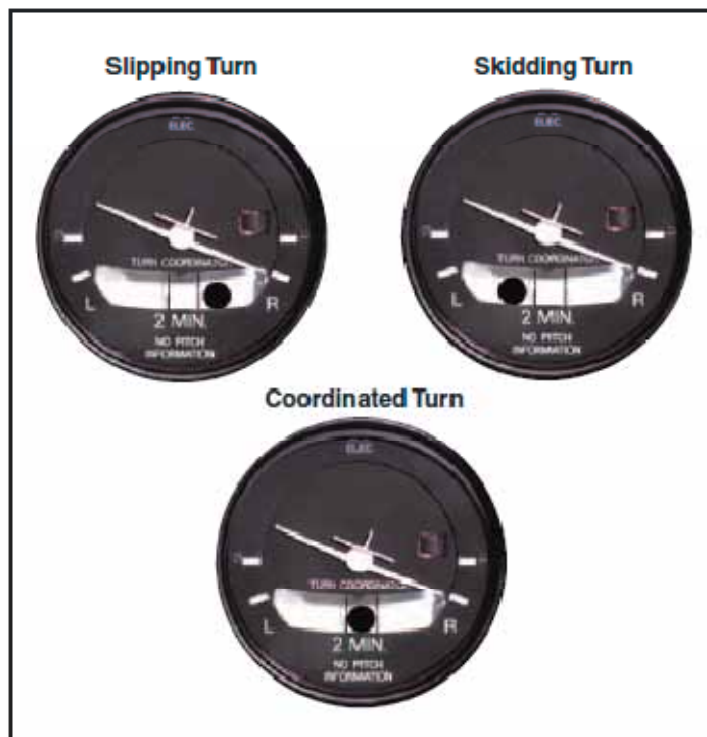


Figure 6-15. If inadequate right rudder is applied in a right turn, a slip results. Too much right rudder causes the airplane to skid through the turn. Centering the ball results in a coordinated turn.

【傾角計：這個儀錶的組成是彎曲玻璃管，內有玻璃球，球受類似煤油流體的阻尼。】

儀錶檢查

飛行前，檢查傾角計充滿液體且沒有氣泡。球應該在它的最低點。當滑行轉彎時，轉彎協調儀應該指示正確方向的轉彎。

姿態指示儀

姿態指示儀使用它的縮微小飛機和地平線顯示飛機的姿態情況。縮微小飛機和地平線的關係和真實飛機相對實際地平線的關係是一樣的。儀錶指示出飛機暫態姿態即使是最微小的變化。

姿態指示儀中的陀螺儀安裝在水準平面內，它的運行取決於空間內的剛性。地平線線條表示真實地平線。這個地平線被固定到陀螺儀，保持在水準平面內，當飛機繞它的橫軸或者縱軸撫養或者傾斜時，它能夠指示飛機相對於真實地平線的姿態。如圖 6-16

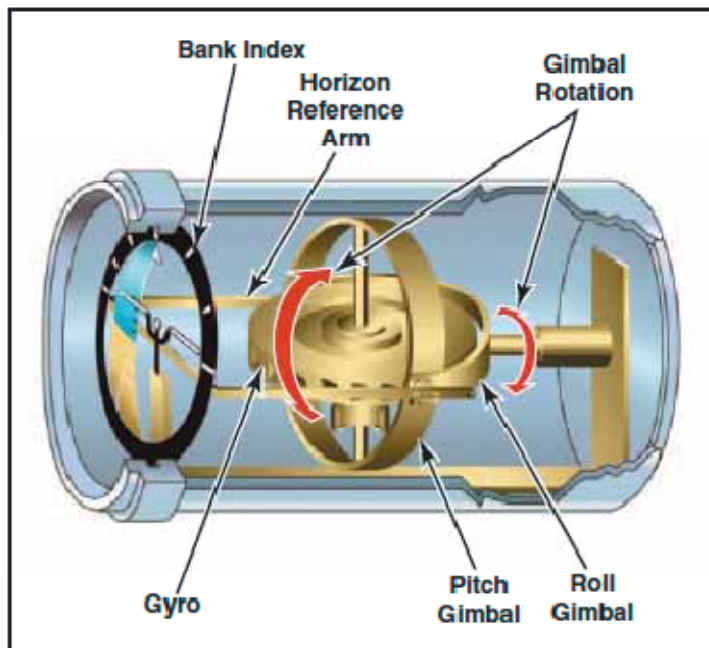


Figure 6-16. Attitude indicator.

提供的一個調節旋鈕，可以用它來調節縮微的飛機對應於地平線的上下位置，以配合飛行員的視線。通常的，縮微的小飛機被調節為平直飛行時機翼交疊在地平線上。

俯仰和傾斜限制依賴於儀錶的製造和型號。傾斜平面的限制通常從 100 度到 110 度，俯仰限制通常從 60 度到 70 度。如果任何一個限制被超過了，儀錶將會混亂或者溢出，知道重新穩定才會正確的顯示。很多現代姿態指示儀不會混亂。

每個飛行員都應該能夠解釋圖 6-17 中所示的傾斜刻度。儀錶頂部的大多數傾斜刻度指示儀和飛機實際傾斜的方向同向運動。某些其他型號移動方向和飛機實際傾斜方向相反運動。如果指示儀用於確定傾斜方向，那麼這會使飛行員混淆。這個刻度應該只能用於控制期望傾斜的角度。縮微飛機對地平線的關係應該用於傾斜方向的指示。

姿態指示儀是可靠的，也是儀錶面板上最逼真的飛行儀錶。它的指示非常接近飛機的實際姿態。

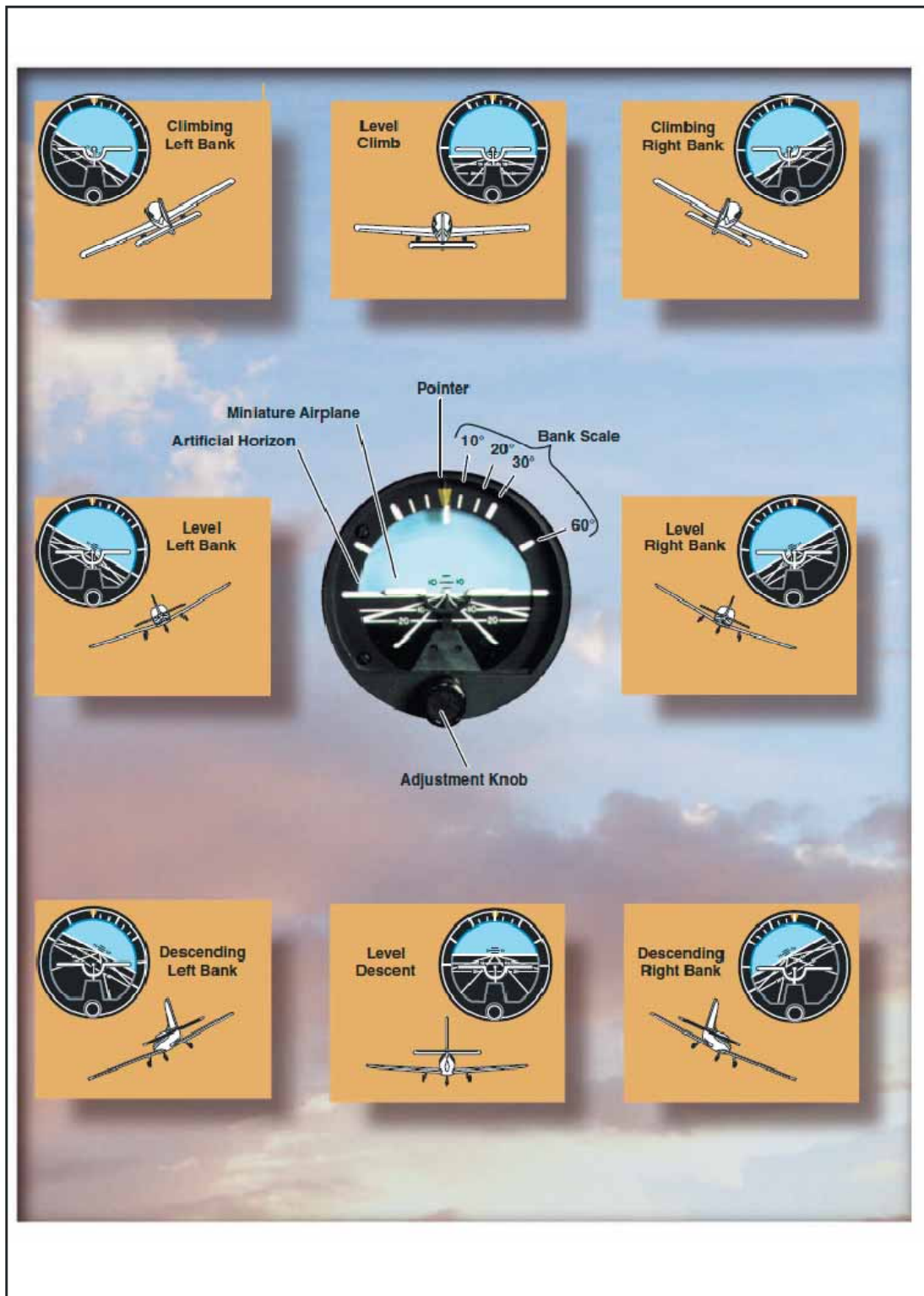


Figure 6-17. Attitude representation by the attitude indicator corresponds to that of the airplane to the real horizon.

航向指示儀

航向指示儀或者定向陀螺是一個基本的機械儀錶，設計用於使磁羅盤容易使用。磁羅盤中的誤差是很多的，使得直線飛行和精確轉彎到特定航向難以完成，特別是在紊流的空氣中時。然而航向指示儀不會受使磁羅盤難以準確指示的力的影響。如圖 6-18

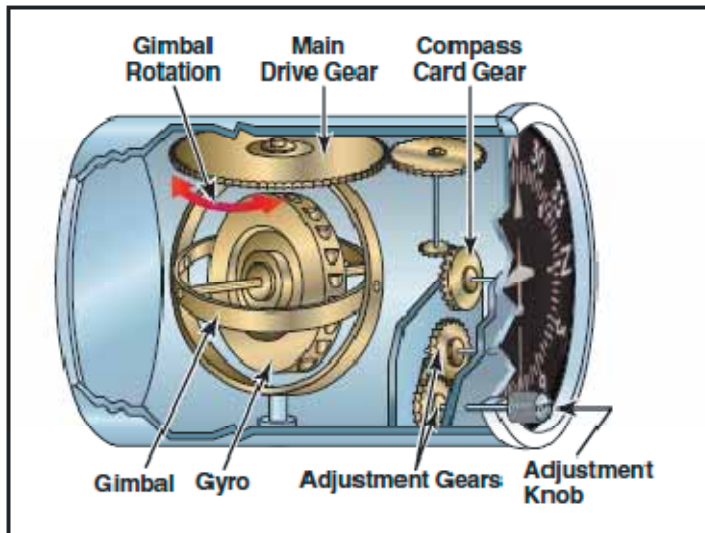


Figure 6-18. A heading indicator displays headings based on a 360° azimuth, with the final zero omitted. For example, a 6 represents 060°, while a 21 indicates 210°. The adjustment knob is used to align the heading indicator with the magnetic compass.

航向指示儀的運行依據於空間剛性的原理。轉子在一個豎直平面內旋轉，被固定到一個羅經刻度盤的回轉軸。因為轉子保持空間內的剛性，卡上的點在空間內保持相對於垂直平面的相同位置。當儀錶盒子和飛機繞垂直軸旋轉時，羅經刻度盤提供清除準確的航向資訊。

由於摩擦力產生的進動，航向指示儀會從一個航向緩行或漂移到設定的航向。在其他因素中，漂移量極大的依賴於儀錶的狀況。如果齒輪用舊了，有灰塵，沒有正確潤滑，漂移會過量。航向指示儀中的另一個誤差是由於陀螺儀是空間導向的這個事實導致的，地球在空間上的旋轉是每小時 15 度。因此，摩擦力產生的進動要被削弱，航向指示儀每小時的運行可能多達 15 度的誤差。

一些航向指示儀從磁性輔助傳送器接受磁北極參考，通常不需要調整。沒有這樣一個自動尋找北極能力的航向指示儀稱為“自由”陀螺，需要定期調整。經常檢查指示是非常重要的，大約每 15 分鐘一次，必要時需要重定航向指示儀和磁羅盤對齊。當飛機平直恆速飛行時，調整航向指示儀到磁羅盤航向來避免羅盤誤差。

航向指示儀的俯仰和傾斜限制隨儀錶的具體設計和製造而變化。輕型飛機的某些航向指示儀的限制大約為 55 度俯仰和 55 度傾斜。這些姿態限制的任何一個被超出時，會發生儀錶混亂和溢出，不再給出正確指示，知道重新復位。溢出後，它可以用鎖鈕復位。很多使用的現代儀錶被設計成不會混亂的行為。

儀錶檢查

當陀螺旋轉起來的時候，確認沒有不正常的聲音。滑行時，儀錶應該指示正確方向的轉彎，進動不應該不正常。在慢車功率時，使用真空系統的陀螺儀表可能不會達到操作速度，進動可能比飛行時發生的更快。

磁羅盤

由於磁羅盤依據磁力原理工作，飛行員對於磁力至少有個基本的理解是有益的。一個簡單的條狀磁體有兩個磁力中心，它們稱為磁極。磁力線從每一極全向流出，最後彎曲返回到另一極。這些磁力線穿過的區域稱為磁場。處於討論的目的，磁極命名為“北極”和“南極”。如果兩個磁體放在一起，那麼一個磁體的北極就會吸引另一個磁體的南極。有證據表明圍繞地球周圍有磁場，磁羅盤的設計應用了這個理論。很像在地球兩極地面以下幾百英里有一個巨大的磁體。如圖 6-19

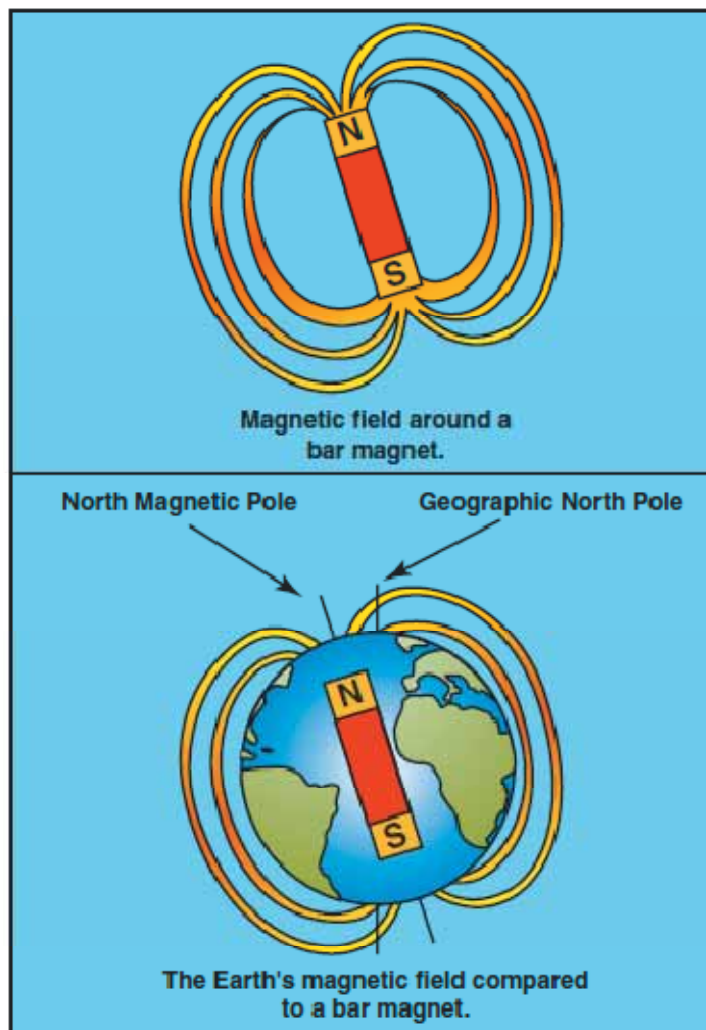


Figure 6-19. Earth's magnetic field.

地球繞這地理南極和北極形成的軸旋轉。這些地點也稱為真南極和真北極。另一個是磁南極和磁北極形成的軸。磁力線從每一個磁極的所有方向流出，最終返回到相反的一極。羅盤和

地球的南北極磁場形成的磁軸對齊。

磁力線的垂直分量在赤道上為 0，在磁極位置為 100%全部的力。如飛機上的磁羅盤，如果磁片指標保持順著這些磁力線，垂直分量就會導致指標的一端傾斜或者偏轉。偏轉程度隨著指標越來越靠近磁極而增加。就是這個偏轉或者傾斜才導致磁羅盤很大的誤差。

磁羅盤結構簡單，它經常是飛機上唯一的一個尋找方向的儀錶。它包含兩個固定於浮子上的磁鐵指標，圍繞這個磁性指標安裝了個刻度盤。指標是平行的，它的北極端指向相同的方向。羅盤刻度的字母標出了主要的航向，每 30 度間隔用一個數字標出，最後的 0 度被忽略。例如，30 度在刻度盤上表示為 3，而 300 度表示為 30。在這些數字之間，刻度盤按 5 度分度。磁羅盤是所有飛機必需設備。它用戶設定回轉儀的航向指示儀，糾正進動，航向指示儀故障時它作為備用設備。如圖 6-20

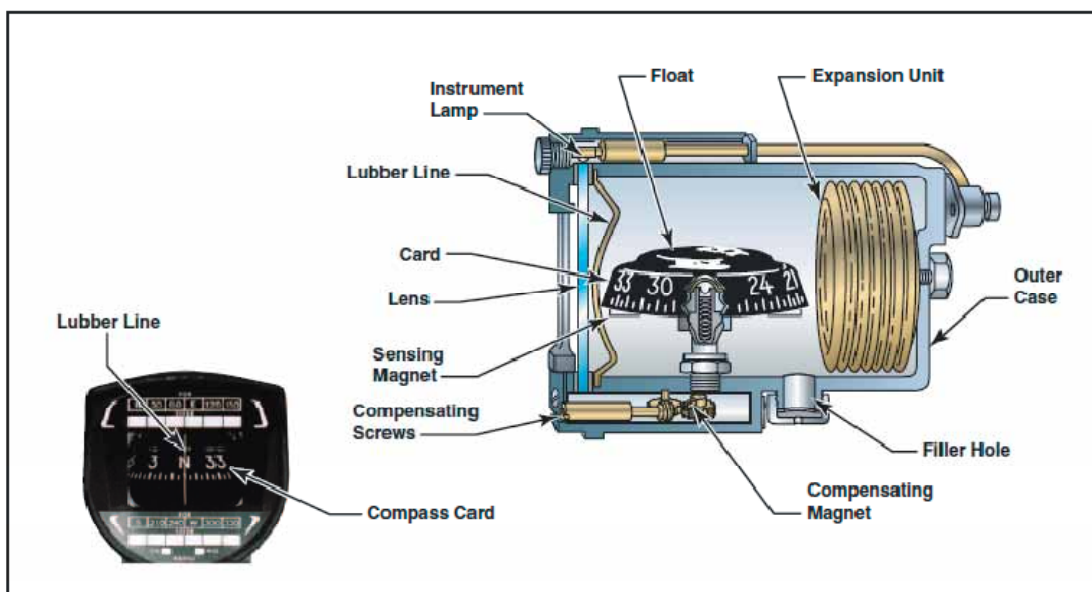


Figure 6-20. Magnetic compass.

羅盤誤差

磁偏角

儘管說地球磁場有南極和北極，但是地球的磁場極和它的地理極是不一致的，在航圖製作中使用地理極。進而，在地球表面的大多數地方，搜尋地球磁場的方向敏感的鋼指標就不會指向真北極，而是指向磁北極。而且，礦藏或者其他情況導致的局部磁場會扭曲地球的磁場，給以磁北極為參照的磁化指針在尋找磁北極方向時帶來額外的誤差。

磁羅盤參照的磁北極和真北極之間的角誤差是變化的。連接相同偏差值的點的線稱為等偏角線。要把真航線或者航向轉換為磁航向，向東減去偏差，向西增加偏差。從磁航向轉換到真實航向時步驟相反。如圖 6-21

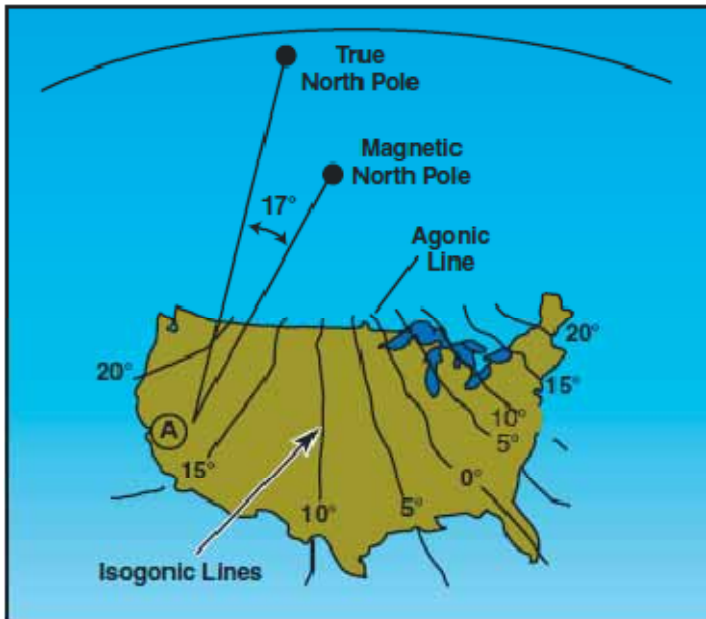


Figure 6-21. Variation at point A in the western United States is 17°. Since the magnetic north pole is located to the east of the true north pole in relation to this point, the variation is easterly. When the magnetic pole falls to the west of the true north pole, variation is westerly.

【美國西部的 A 點偏差為 17 度，因為相對這點而言磁北極在真實北極的東邊，所以在羅盤指示的方向是向東偏差了 17 度。當磁北極在真實北極西邊時，那麼我們稱偏差是向西的。製作航圖時使用的地理南極和北極。】

羅盤偏差

除了地球產生的磁場之外，飛機內的金屬或電子附件也會產生其他磁場。這些磁場會扭曲地球的磁場力，導致磁羅盤指標擺動離開正確的航向。這個誤差稱為羅盤偏差。製造商在羅盤盒子內安裝了補償磁體來降低偏差的影響。當發動機運行和所有電子設備工作時，磁體通常是被調整過的。但是，完全消除偏差誤差是不可能的；因此在路盤邊上安裝了羅盤糾正卡。這個卡用於糾正從一個航向向另一個航向磁力線在不同角度時發生的相互影響。如圖 6-22

FOR (MH)	0°	30°	60°	90°	120°	150°	180°	210°	240°	270°	300°	330°
STEER (CH)	359°	30°	60°	88°	120°	152°	183°	212°	240°	268°	300°	329°
RADIO ON <input checked="" type="checkbox"/>		RADIO OFF <input type="checkbox"/>										

Figure 6-22. Compass correction card.

磁傾角

磁傾角是地球磁場的垂直分量的結果。實質上這個傾角在磁赤道上是不存在的，因為磁力線

平行於地球表面，垂直分量是最小的。當磁羅盤向兩極移動時，垂直分量增加，在高緯度地區磁傾角變的很明顯。磁傾角是加速，減速和轉向是羅盤誤差的原因。

使用磁羅盤

加速/減速誤差

速度變化時羅盤中的加速/減速誤差是波動的。在北半球，加速時指標向北擺，減速時向南擺。當速度穩定後，指標返回到準確的指示。當向西或者向東飛行這個誤差最明顯，當向南極或者北極飛近時，這個誤差逐漸降低。當直南或者直北飛行時，不發生這個誤差。爲了幫助記憶：“加速向北，減速向南”這個口訣應該能說明你記得這個規則。在南半球，這個誤差發生的情況正好相反。

轉向誤差

轉向或者轉離南北極航向時轉向誤差最明顯。這個誤差隨著接近磁極而增加，而且磁傾角明顯增加。當接近磁赤道區飛行時沒有轉向誤差。

在北半球，當從向北航向轉彎時，羅盤最初會向相反方向指示。它然後開始指示正確方向上的轉彎，但是比實際航向有遲滯。隨著繼續轉彎，遲滯的程度降低，當飛機達到向東或者向西航向時遲滯消失。當從向東或者向西的航向朝北轉彎時，隨轉彎開始並沒有發生轉向誤差。然而，當航向接近向北時，在飛機實際航向之後的羅盤遲滯增加。當從向南的航向轉彎時，羅盤能夠給出正確方向的轉彎指示，但是領先於實際航向。當飛機接近東西航向時這個誤差消失。從向東或者向西航向朝南轉彎使羅盤在轉彎的開始能夠正確運動，當飛機接近向南的航向時羅盤的指針更加領先於實際航向。

領先或者遲滯的大小近似等於飛機所在的緯度。例如，飛行在北緯 40 度時從向南航向朝西轉彎，羅盤快速的轉向到 220 度航向(180 度+40 度=220 度)。在轉彎的中點，領先會降低到大約一半，到達向西航向時，領先量爲 0。

磁羅盤是飛機上唯一的指向儀錶，應該只在飛機恒速平直飛行時讀羅盤。這有助於把誤差降低到最小。

如果飛行員透徹地理解了誤差和羅盤的特性，這個儀錶可以成爲確定航向的最可靠方法。

儀錶檢查

在飛行前，羅盤充滿液體。然後在轉彎時，羅盤應該自由擺動，能夠指示確知的航向。

垂直刻度盤型羅盤

較新設計的羅盤是垂直刻度盤型羅盤，極大的降低了舊式羅盤設計的固有誤差。它包含一個可旋轉刻度盤上的方位角，和類似航向指示儀的固定式縮微小飛機來準確的表示飛機的航向。這種表示很容易讀，飛行員可以看到和航向有關的 360 度刻度盤。這種設計使用渦電流阻尼【通過磁場相互作用的降幅式振盪器】來使得轉彎時的領先或者延遲最小。如圖 6-23

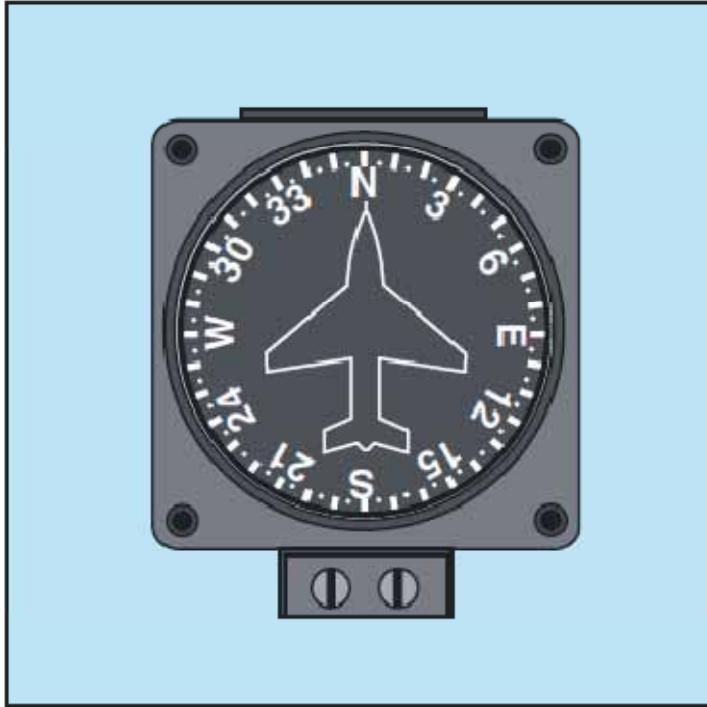


Figure 6-23. Vertical card compass.

外部空氣溫度錶

外部空氣溫度錶是一個簡單有效的裝置，它的傳感元件暴露在外部空氣中。傳感元件包含一個雙金屬溫度計，它由兩種不同的金屬焊接在一起稱為一條，扭成螺旋狀。一端錨進保護管，另一端附於指標，它讀取圓形盤面上的刻度。外部空氣溫度錶的刻度可以是攝氏度，華氏度或者這兩者。準確的空氣溫度為飛行員提供隨高度變化的溫度下降率資訊。如圖 6-24



Figure 6-24. Outside air temperature gauge.

第七章－飛行手冊和其它文檔

飛機飛行手冊

飛機飛行手冊是飛機製造商開發而由 FAA 批准的文檔。它特定於飛機的型號和註冊序號，包含操作程式和限制。聯邦法規全書(CFR)的 14 號法律 91 部要求飛行源遵守在批准的飛機飛行手冊，標記，和標牌中指定的操作限制。最初，飛行手冊是按照製造商感覺合適的格式和內容來撰寫的。這種情況隨著通用航空製造商協會(GAMA)的飛行員操作手冊規範得到公認而改變，它為所有通用航空飛機和旋翼飛機手冊確立了標準格式。飛行員操作手冊(POH)由飛機製造商開發，包含 FAA 批准的飛機飛行手冊(AFM)資訊。但是，如果飛行員操作手冊作為主要的參考手冊而不是飛機飛行手冊，必須在扉頁包含一個聲明表示文檔的段落由 FAA 批准為飛機飛行手冊。如圖 7-1



Figure 7-1. Airplane Flight Manuals.

【上面的這段話簡要說明瞭飛機飛行手冊和飛行員操作手冊都是要官方批准的，而且格式是有標準規範的。如果使用飛行員操作手冊作為主要參考，那麼相關段落要聲明由 FAA 批准可用作飛機飛行手冊。我國的民航飛機手冊批准方面的規範請參考民航總局標準司相關規範。】

飛機所有者/資訊手冊是飛機製造商開發的文檔，包含關於飛機製造和型號方面的一般資訊。飛機所有者手冊不是 FAA 批准的，也不特定於具體註冊號的飛機。這個手冊提供飛機運行有關的一般資訊，不保持最新，所以不能代替飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊。

處了序言的幾頁之外，飛行員操作手冊還包含多達 10 個部分。具體為：概述；限制；緊急程式；正常程式；性能；重量和平衡/裝備表；系統描述；使用，保養和維護；和附錄；製造商可選包含第十部分安全提示和手冊結尾的字母順序索引表。

序言

雖然相同製造和型號飛機的 AFM/POH 看起來相似，但是每個手冊都是特定的，因為手冊包含具體飛機的詳細資訊，例如安裝的裝置和重量/平衡資訊。因此要求製造商把序號和註冊資訊包含在手冊扉頁以識別手冊所屬的飛機。如果一本手冊沒有具體飛機的註冊和序號，那麼這個手冊就被限制只能用於一般的學習用途。

大多數製造商會給手冊包含一個目錄，它按整個手冊的章節號和標題順序排列。通常每一章節也包含自己的目錄。頁碼反應章節和它所在的頁。如果手冊以活頁形式出版，通常用包含章節號或者標題或者同時包含章節和標題的分隔標籤來標記。緊急程式部分可能使用紅色標籤，以便快速辨認和參考。

概述(第一部分)

概述部分提供基本的飛機和動力裝置描述資訊。一些手冊包含提供飛機不同部分尺寸的三視

圖。包含的資訊如翼展，最大高度，總長度，軸距長度(前後車輪軸距距離)，主起落架軌跡寬度，最大螺旋槳直徑，螺旋槳地面間距，最小轉彎半徑，和機翼面積。本章用於熟悉飛機的快速參考。

概述一章的最後段落包含定義，縮寫，符號的解釋，和手冊中用到的一些術語。製造商也可以包含一些公制和其他換算表格。

限制(第二部分)

限制部分只包含那些規章要求的和飛機，動力裝置，系統和設備安全運行所必需的限制。它包括操作限制，儀錶標記，色標，和基本的張貼牌。一些限制範圍包括：空速，發動機，重量和載荷分佈，以及飛行。

空速

空速限制通過色標顯示在空速指示器上，或者顯示在飛機標牌和圖表上。如圖 7-2



Figure 7-2. Airspeed limitations are depicted by colored arcs and radial lines.

空速指示器上的紅線表示超出這個空速限制會發生結構性損壞。這個速度稱為永不超過速度(Vne)。黃色弧線表示最大結構性巡航速度(Vno)和永不超過速度(Vne)之間的範圍。在黃色弧線範圍的速度運行的飛機只能在平穩空氣中飛行，且有警告。綠色弧線表示正常速度範圍，上限是最大結構巡航速度，下限是起落架和襟翼都收起(Vsi)的最大重量失速速度。襟翼操作範圍用白色弧線表示，它的上限為最大襟翼伸出速度(Vfe)，下限為起落架和襟翼都處於著陸設定時的失速速度(Vso)。

除上述列出的標記外，小型多發飛機會有一個紅色徑向線來表示單發動機最小可控速度(Vmc)。藍色徑向線用於表示單發動機在最大重量海平面條件下的最大爬升率速度(Vyse)。

動力裝置

動力裝置限制方面描述了飛機的往復式或者渦輪發動機的運行限制。這些限制包括起飛功率，

最大連續功率，和最大正常運行功率，它是發動機沒有任何限制時可以產生的最大功率，用綠色弧線表示。可以包含在這個方面的項目還有最小和最大潤滑油和燃油壓力，潤滑油和燃油等級以及螺旋槳運行限制。如圖 7-3



Figure 7-3. Minimum, maximum, and normal operating range markings on oil gauge.

所有往復式發動機推動的飛機上每個發動機必須有一個轉速指示器。裝配恆速螺旋槳的飛機使用進氣壓力錶來監視輸出功率，轉速表監視螺旋槳速度。這兩個儀錶都用紅色徑向線表示最大運行極限，綠色弧線表示正常運行範圍。一些儀錶還會有一個黃色弧線來表示告警範圍。如圖 7-4



Figure 7-4. Manifold pressure and r.p.m. indicators.

重量和載荷分佈

重量和載荷分佈方面包括最大認證重量和重心(CG)範圍。平衡計算中用到的參考資料來源也包含在這部分。重量和平衡計算不包括在這部分，而是在飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊的重量和配平部分。

飛行限制

這部分列出了適當的入口速度，飛行載荷因數限制，和多種操作限制條件下的審定的機動。它還會說明下列機動是禁止的，如螺旋，特技飛行和飛行到確知的結冰條件區域的操作限制。

標牌

大多數飛機顯示一個或多個包含直接關係到飛機安全運行資訊的標牌。這些標牌位於飛機內的顯著位置，它們複製了手冊的限制部分或者根據適航指示指導。如圖 7-5



Figure 7-5. Placards are a common method of depicting airplane limitations.

緊急程式(第三部分)

檢查表描述了建議的程式和空速以應付緊急程式部分中的不同類型緊急和危急情況。適用的一些緊急情況包括：發動機故障，起火和系統故障。也可能會包括飛行中發動機重新啟動和水上迫降的程式。

製造商可能首先按照反應動作的順序以縮寫形式來給出緊急檢查單。詳細的說明檢查單提供了關於縮寫檢查單之後的程式的額外資訊。為緊急情況有所準備，要記住立即的動作項目，完成後要參考對應的檢查單。

製造商可能會包括一個可選方面稱為“不正常程式”。這部分描述本質上不被看作是緊急情況的故障的建議處理常式。

正常程式(第四部分)

這部分以正常運行的空速列表開始。後續部分可能包含幾個檢查單，它們可能包括起飛前檢

查，起飛前，啓動發動機，滑行之前，滑行，起飛前，起飛，爬升，巡航，下降，著陸前，複飛(中斷著陸，balked landing)，著陸後，和飛行後程式。詳細程式部分根據檢查單提供不同程式的更多詳細資訊。

爲避免遺漏重要步驟，永遠使用正確的檢查單，只要它們可以使用。一貫堅持使用批准的檢查單是有紀律的勝任的飛行員的標誌。

性能(第五部分)

性能部分包含飛機認證規章要求的所有資訊，以及製造商認爲可以增強飛行員安全地操作飛機能力的任何額外性能資訊。性能圖表，表格和曲線圖的格式是不同的，但是都包含相同的基本資訊。在大多數飛行手冊中可以發現的一些性能資訊例子包括：用於換算標定速度爲真實空速的曲線圖或表格，不同配置條件下的失速速度表格，以及用於確定起飛和爬升性能，巡航性能，著陸性能的資料。圖 7-6 是一個典型的性能圖表樣例。關於如何使用圖表，曲線圖和表格，請參考第九章-飛機性能。

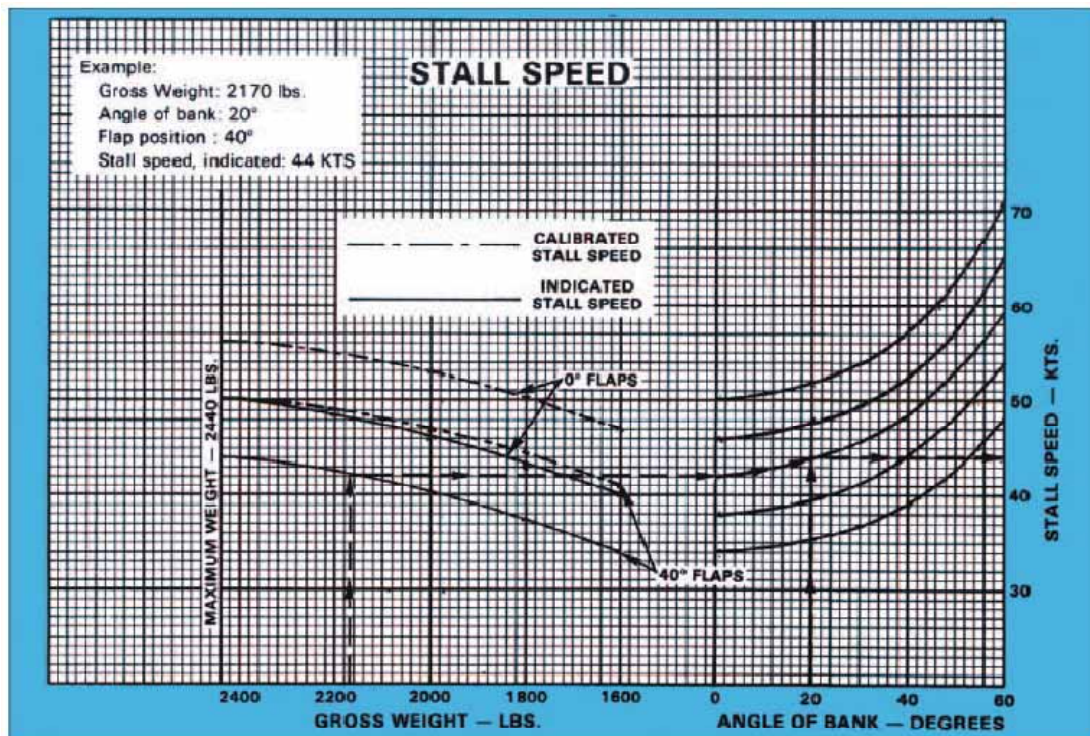


Figure 7-6. Stall speed chart.

重量和平衡/裝備清單(第六部分)

重量和平衡/裝備表部分包含 FAA 要求的用於計算飛機的重量和平衡的所有資訊。

製造商還會在這部分包含一些示例性的重量和配平問題。重量和平衡在第八章-重量和平衡中討論的更加詳細。

系統描述(第七部分)

系統描述部分是製造商爲了飛行員理解系統如何運行而詳細的描述系統的部分。飛機系統方面的更多資訊，請參考第五章-飛機系統。

運行，保養，和維護(第八部分)

運行，保養和維護部分描述由製造商和規章建議的維護和檢查。適用於飛機，發動機，螺旋槳和部件的適航指示(AD)的發佈可能要求額外的維護和檢查。

這部分也描述可以由認證的飛行員完成的預防性維護，以及製造商建議的地面處理常式。這也包括飛機在飛機棚，束縛和一般儲藏程式的考慮事項。

附錄(第九部分)

附錄部分描述當裝配了不在標準飛機上配備的多種可選系統和裝備時安全高效地操作飛機所必須的相關資訊。這些資訊中的某些可能由製造商提供，或者可選裝備製造商提供。當安裝了裝備時，適當的資訊就要插入到飛行手冊中。自動飛行，導航系統，和空氣調節系統是這部分描述的設備例子。

安全提示(第十部分)

安全提示部分是一個可選部分，包含增強飛機安全運行的評論資訊。可能包含的一些資訊例如：生理因素，一般天氣資訊，燃油節約程式，高海拔運行，和冷天氣運行。

飛機檔案

飛機註冊證書

一架飛機在可以合法的飛行之前，必需經過 FAA 民用航空註冊處註冊。飛機的註冊證書頒發給飛機所有者以作爲註冊證明，必須隨時隨機攜帶。如圖 7-7

REGISTRATION NOT TRANSFERABLE	
UNITED STATES OF AMERICA DEPARTMENT OF TRANSPORTATION - FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION CERTIFICATE OF AIRCRAFT REGISTRATION	
NATIONALITY AND REGISTRATION MARKS N 48SB	AIRCRAFT SERIAL NO. 9411
MANUFACTURER AND MANUFACTURER'S DESIGNATION OF AIRCRAFT PITTS SIS ICAO Aircraft Address Code: 5163722	
ISSUED TO JACOBS MARK W. 520 BIPLANE LANE TECUMSEH, MI 49286	This certificate is issued for registration purposes only and is not a certificate of title. The Federal Aviation Administration does not determine rights of ownership as between private persons.
It is certified that the above described aircraft has been entered on the register of the Federal Aviation Administration of the United States in accordance with the Convention on International Civil Aviation, signed December 7, 1944, and with the Federal Aviation Act of 1958, and regulations thereunder.	
DATE OF ISSUE JUNE 3, 1995	U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration
AC Form 8050-3(11/93) Supersedes previous editions	
EFFECT OF REGISTRATION Section 501(b) of the Federal Aviation Act of 1958 (49 U.S.C. 1401) provides: "Registration shall not be evidence of ownership of aircraft in any proceeding in which such ownership by a particular person is, or may be, in issue." THIS CERTIFICATE MUST BE SIGNED AND RETURNED BY THE REGISTERED OWNER WITHIN 90 DAYS WHEN IT IS NO LONGER IN EFFECT FOR ANY REASON UNDER 14 C.F.R. 47.411(a) THROUGH (d).	
<input type="checkbox"/> a. Registration is cancelled at the request of the owner. (Also check minor complete block, b, c, d, e, or f.)	<input type="checkbox"/> g. The aircraft is to be registered under the laws of a foreign country: (NAME OF FOREIGN COUNTRY) _____
<input type="checkbox"/> b. The aircraft is totally destroyed or scrapped.	<input type="checkbox"/> h. The ownership of the aircraft is transferred to: (NAME) _____
<input type="checkbox"/> c. United States citizenship has been lost, or the owner's status as a resident alien has changed (unless changed to that of a U.S. citizen).	ADDRESS: _____
<input type="checkbox"/> d. Thirty days have elapsed since the death of the registered owner (estate representative should sign).	CITY, STATE, ZIP: _____
SIGNATURE: _____	TITLES: _____ DATED: _____
This certificate must be returned to: AIRCRAFT REGISTRATION BRANCH, P.O. BOX 25504, OKLAHOMA CITY, OKLAHOMA 73125-0504	

U.S. Department of Transportation
Federal Aviation Administration
 Office of Aviation System Standards
 P.O. Box 25504
 Oklahoma City, OK 73125-0504
 Official Business
 Penalty for Private Use \$300
 AC Form 8050-3(11/93) Supersedes previous editions

TO:
 MARK W. JACOBS
 520 BIPLANE LANE
 TECUMSEH, MI 49286

RETAIN THIS INFORMATION FOR FUTURE REFERENCE

CHANGE OF ADDRESS
 Federal Aviation Regulations require that the registered owner of the aircraft shall report in writing within 30 days any change in permanent mailing address. A revised Certificate of Registration will be issued without charge. The Application for Registration AC Form 8050-1 must be used to report a change of address.

REPLACEMENT CERTIFICATE
 If this certificate is lost, destroyed, or mutilated, a replacement may be obtained at a written request of the holder. Send your request and \$2.00 check or money order made payable to United States Treasury to:
 Aircraft Registration Branch
 P.O. Box 25504
 Oklahoma City, Oklahoma 73125-0504

NOTE: All correspondence should include the registration "N" number, manufacturer, model, and serial number of the aircraft.

Figure 7-7. AC Form 8050-3, Certificate of Aircraft Registration.

飛機的註冊證書在下列情況下不能用於運行：

- 飛機是按照國外法律註冊的
- 飛機的註冊按照證書持有人的書面請求被取消
- 飛機完全損毀或者廢棄
- 飛機的所有權已經轉移
- 證書持有人失去美國國籍

對於附加情況，參考聯邦法律全書 14 部(14 CFR)47.41 節。

當聯邦法律全書 14 部 47.14 節所列情況之一發生時，先前的所有者必須填好飛機註冊證書的背面郵寄至下列地址告知 FAA：

聯邦航空管理局
 民用航空註冊處，AFS-750
 郵政信箱 25504
 奧克拉荷馬市，奧克拉荷馬州，73125

經銷商飛機註冊證書是註冊證書的另一種形式，但是僅對製造商要求的飛行測試或者經銷商/製造商銷售飛機所必須的飛行才有效。當飛機售出後經銷商必需撤下證書。

遵守聯邦法律全書 14 部 47.31 節之後，飛機註冊證書申請書的粉紅色副本是一種授權，可以運行一架未註冊飛機時長不超過 90 天。由於飛機沒有註冊，它不能在美國之外運行，

直到收到永久的飛機註冊證書放在飛機上。

FAA 不頒發任何所有權證書或者簽署任何和飛機註冊證書有關的資訊。

注意：涉及飛機註冊申請或者飛機銷售帳單的附加資訊，請聯繫最近的 FAA 飛行標準地區辦公室(FSDO)。

適航證書

在飛機被檢查後，認為滿足 14 CFR21 部的要求，且處於安全運行狀態，FAA 的代表就可以頒發一份適航證書。適航證書必須顯示在飛機裡，運行的任何時候對乘客和機組都清晰易懂。適航證書要隨飛機一起轉讓，除非飛機是賣給國外購買人的。

標準適航證書頒發給按照普通(normal)，公用(utility)，特技(acrobatic)，通勤(commuter)和運輸(transport)類分類認證的飛機，或者頒發給有人駕駛的自由氣球。圖 7-8 舉例了一個標準適航證書，在證書下麵有每一個項目的解釋。

UNITED STATES OF AMERICA DEPARTMENT OF TRANSPORTATION—FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION STANDARD AIRWORTHINESS CERTIFICATE			
1 NATIONALITY AND REGISTRATION MARKS N2631A	2 MANUFACTURER AND MODEL PIPER PA-22-135	3 AIRCRAFT SERIAL NUMBER 22-903	4 CATEGORY NORMAL
5. AUTHORITY AND BASIS FOR ISSUANCE This airworthiness certificate is issued pursuant to the Federal Aviation Act of 1958 and certifies that, as of the date of issuance, the aircraft to which issued has been inspected and found to conform to the type certificate therefor, to be in condition for safe operation, and has been shown to meet the requirements of the applicable comprehensive and detailed airworthiness code as provided by Annex 8 to the Convention on International Civil Aviation, except as noted herein. Exceptions: NONE			
6 TERMS AND CONDITIONS Unless sooner surrendered, suspended, revoked, or a termination date is otherwise established by the Administrator, this airworthiness certificate is effective as long as the maintenance, preventative maintenance, and alterations are performed in accordance with Parts 21, 43, and 91 of the Federal Aviation Regulations, as appropriate, and the aircraft is registered in the United States.			
DATE OF ISSUANCE 08-10-95	FAA REPRESENTATIVE <i>Marion W. Williams</i> MARION W. WILLIAMS	DESIGNATION NUMBER SW-FSDO-OKC	
Any alteration, reproduction, or misuse of this certificate may be punishable by a fine not exceeding \$1,000, or imprisonment not exceeding 3 years, or both. THIS CERTIFICATE MUST BE DISPLAYED IN THE AIRCRAFT IN ACCORDANCE WITH APPLICABLE FEDERAL AVIATION REGULATIONS.			
FAA Form 8100-2 (8-82)		GPO 892-804	

Figure 7-8. FAA Form 8100-2, Standard Airworthiness Certificate.

第一項 國籍 -“N” 表示飛機是在美國註冊的。註冊標記包含一組 5 個數位元或者數位元和字母。在這個例子中，指定給飛機的註冊號是 N2631A。

第二項 表示製造商，飛機的製造和型號

第三項 表示指定給飛機的製造商序號，和飛機銘牌上注明的一樣。

第四項 表示飛機必須運行的所屬分類。在這個例子裡，飛機必須按照 NORMAL 類飛機的特定限制來運行。

第五項 表示飛機符合它的類型認證，在檢查時和證書頒發時被認為處於安全運行狀態。任何適用的適航標準的免除要在此簡要說明，給出免除號。如果沒有免除項，那麼輸入“NONE”。

第六項 表示適航證書處於不確定的結果，如果飛機是按照 14CFR 第 21，43，和 91 部來

維修的話，且飛機在美國註冊。
還包括證書頒發的日期和 FAA 代表的簽字以及官員身份。

標準適航證書一直到飛機受到必要的維護之前都有效，且完全在美國註冊。飛行安全部分的依賴於飛機的狀態，它由機械師，認證的維修站或者滿足 14CFR 第 43 部特定要求的製造商執行的檢查來確定。

特殊適航證書頒發給所有在標準分類之外認證的飛機，例如實驗性，受限制的，有限的，臨時的，和體育飛行員。當購買一架非標準分類的飛機時，建議聯繫當地飛行標準地區辦公室獲得這樣一個證書的有關適航要求和相關限制的解釋。

飛機維護

維護被定義為飛機的保管，檢查，大修，和維修，包括部件的替換。一架正確維護的飛機是一架安全的飛機。另外，正規的和正確的維護確保飛機在它的運行壽命期滿足可接受的適航標準。

雖然不同類型的飛機維護要求不同，經驗表明飛機每飛行 25 小時或者更少就需要某種類型的預防性維護，至少每 100 小時進行較小的維護。這也受運行類型，氣候條件，保管設施，機齡，和飛機的結構影響。製造商提供維護飛機時應該使用的維護手冊，部件目錄，和其他服務資訊。

飛機檢查

14CFR 第 91 部把處於適航條件的飛機的維護的主要責任寄予所有者和運營者。必須對飛機執行可靠的檢查，所有者在任何故障校正需要的檢查期間必須維持飛機的適航性。

14CFR 第 91 部的 E 子部要求所有民用飛機按照特定時間間隔來確定總體運行狀態。間隔時間依賴於飛機所屬的運行類型。一些飛機每 12 個月需要至少一次檢查，而其他飛機要求的檢查間隔是每運行 100 小時。在某些情況下，可能按照一個檢查制度來檢查飛機，這個檢查制度是爲了對飛機進行完全的檢查而建立的，可以基於日曆時間，服務時間，系統運行次數或者這些條件的組合。

所有檢查應該遵守製造商的最新維護手冊，包括考慮檢查間隔，部件替換和適用於飛機的壽命有限條款這些連續適航性的說明。

年度檢查

任何往復式發動機驅動的或者單引擎渦輪噴氣/渦輪螺旋槳驅動的小飛機(不超過 12500 磅)，在商業飛行或者休閒飛行，且不爲補償或出租的情況下，要求至少一年檢查一次。檢查應該由認證的持有檢查授權的機身和發動機機械師來執行，或者由製造商檢查，或者由認證和正確評估的維修站執行。除非年度檢查已經在之前的 12 個月完成，否則飛機將不能運行。12 個日曆月的期限爲從一個月的任何一天到下一年相同月份的最後一天。一架年檢過

期的飛機可以在 FAA 頒發的特殊飛行許可下運行，目的是飛機飛到年度檢查可以執行的地點。然而，所有適用的適航指示必須遵守。

100 小時檢查

所有 12500 磅(除了渦輪噴氣/渦輪螺旋槳驅動的多發動機飛機和渦輪機驅動的旋翼飛機)以下的飛機，受雇承載乘客，在之前的 100 小時執行時間內必須已經收到一個 100 小時檢查，且被批准返回服役。另外的，用於租用飛行訓練的飛機，當由執行飛行教練的人提供時，也必須有一個收到的 100 小時檢查。這個檢查必須由 FAA 認證的機身和發動機機械師執行，或者由正確評定的 FAA 認證的維修站或者由飛機製造商執行。一次年檢或者一次為適航證書頒發的檢查可以被一次要求的 100 小時檢查代替。如果沿途不超過 10 小時而能到達一個可以執行檢查的地方，100 小時限制可以是被超過的。用於到達一個可以執行檢查地點的超額時間必須包含在計算下一個 100 小時服役時間裡。

其他檢查程式

年度和 100 小時檢查要求不適用於大飛機(12500 磅以上)，渦輪噴氣或者渦輪螺旋槳驅動的多發飛機，也不適用於所有者遵守先進的檢查程式的飛機。這些要求的詳細資訊可以參考 14CFR43 部 43.11 節和第 91 部，子部 E 來確定，或查詢當地飛行標準地區辦公室確定。

高度計系統檢查

14 CFR 第 91 部，91.411 節要求運行在受管制空域內儀錶飛行規則(IFR)下飛機的高度計，編碼式高度計和相關系統在過去的 24 小時內被測試和檢查過。

收發機檢查

14CFR 第 91 部，91.413 節要求收發機在按照 14CFR 第 91 部，91.215(a)節運行前，在過去的 24 月內應該被測試和檢查過。

飛行前檢查

飛行前檢查是一個徹底的和系統的方法，通過它飛行員可以確定飛機是否適航和處於安全運行狀態。在飛行員操作手冊和所有者/資訊手冊中包含以部分專門介紹執行一次飛行前檢查的系統的方法。

最少裝備表和有無效設備時的運行

聯邦法規全書要求所有飛機儀錶和安裝的設備在每次起飛前都是有效運行的。當 FAA 為

14CFR 第 91 部的執行採用了最少裝備表(MEL)概念，這首次允許有飛機有不能工作的設備時也可以運行，這些設備被認定為對飛行安全不重要才可以。同時，它允許沒有最低裝備表的 91 部運營者可以按照 91 部的指導方針來延遲維修不重要的設備。

按照 91 部運行的小的旋翼飛機，非渦輪驅動的飛機，滑翔機或者比空氣輕的飛行器，有兩種延期維修的主要方法。它們是 14CFR 第 91 部 91.213(d)的延期條款和 FAA 批准的最少裝備表(MEL)。

91.213(d)節的延期條款被大多數飛行員/運營者廣泛的使用。它的流行是因為簡單和文書工作最少。當飛行前或者離場前發現不工作設備時，決定應該是取消飛行，在飛行前獲得維修，或者延期相應裝備或設備。

維修延期不用於飛行中的偏差。製造商的飛機飛行手冊/飛行員操作手冊程式是用於這些情況的。這裡的討論根據一個假設：飛行員希望延期飛行前正常要求的維護。

飛行員使用 91.213(d)節的延期條款確定不工作設備知否是類型設計，CFR 或者適航指示必需的。如果不工作設備不是必需的，飛機可以在沒有它的條件下安全運行，那麼就可以延期。不工作的設備應該被解除運行狀態，或者拆卸，且要在適當的開關，控制或者指示器邊上貼上“不工作”(INOPERATIVE)的指示牌。如果解除或拆卸和維護(總要求拆卸)有關，必須由認證的維修人員來完成。

例如，如果航行燈(安裝的設備)在白天飛行前被發現不工作了，飛行員要遵守 91.213(d)節的要求。

解除可能是象飛行員把斷路器設到 OFF 位置一樣簡單的過程，或者象使儀錶和設備完全不工作一樣的複雜。複雜的維修任務需要一個認證的和正確定級的維修人來執行解除。在所有情況下，物件或者裝備必需被貼上“不工作的”指示牌。

所有按照 91 部運行的小的旋翼飛機，非渦輪驅動的飛機，滑翔機或者比空氣輕的飛行器符合使用 91.213(d)節的維修延期條款。然而，一旦運營者請求一個最少裝備表，且 FAA 頒發了授權書，那麼最少裝備表的使用就變成這架飛機強制性的了。所有維修延期必須按照最少裝備表的期限和條件以及運營者產生的程式文檔來完成，

按照 91 部運行的飛機的最少裝備表的使用也允許不工作物件或設備的延期。基本指導檔變成 FAA 批准的頒發給特定運營者和註冊編號飛機的最少裝備表。

FAA 已經為當前使用的飛機開發了主要的最少裝備表(MMELs)。一旦運營者提出書面申請，當地的飛行標準地區辦公室(FSDO)會頒發適當的製造和型號的 MMEL 檔，隨附一份授權書以及一份導言。運營者然後從 MMEL 來開發運行和維護程式。這個 MMEL 協同運行和維護程式現在變成了運營者的最少裝備表。最少裝備表，授權書，導言和運營者開發的程式文檔在飛機運行時必須放在飛機上。

FAA 認為最少裝備表可以成爲一份根據序號和註冊號頒發給飛機的附屬型證書(STC)。它因此變成這架飛機在非最初認證類型條件下的運行授權書。

有了批准的最少裝備表之後，如果航行燈在白天的飛行前被發現不能工作，飛行員會爲此目的而記錄一個維護記錄條目或者不符記錄。這個物件就會按照最少裝備表維修或者延期。一旦確定航行燈不工作時的白天飛行根據最少裝備表的條款被接受，飛行員將把航行燈開關置於 OFF 位置，打開斷路器(或者任何程式文檔中所說的動作)，在航行燈開關位置貼上“不工作”標牌。

爲延期而使用最少裝備表也有例外。例如，一個未列在最少裝備表中的部件故障應該被看作是延期的(例如轉速計，襟翼，或者失速警告設備)，但是要求在離場前進行維修。如果在現場維修和備件沒有準備好，那麼可以從最近的飛行標準地區辦公室獲得一份特殊飛行許可。這個許可允許飛機爲了維修而飛到另外一個地方。這允許現在可能不滿足適航要求但是能夠安全飛行的飛機，可以根據特殊飛行許可附帶的受限特殊條款來運行。

維修的延期不能輕易執行，應該正確的考慮不工作部件可能對飛機的運行帶來的影響，特別是當其他部件也不工作時。有關最少裝備表和不工作裝備時運行的深入資訊可以在諮詢通告 (Advisory Circular) AC 91-67 中找到，即根據聯邦航空法規 (FAR) 第 91 部運行的通用航空最少設備要求。

預防性維護

預防性維護是簡單的或者次要的維護操作和小的標準零件的替換，不涉及複雜的裝配操作。除飛行學員，體育飛行員，和娛樂飛行員之外的認證飛行員，可以對他們擁有的或者運作的任何飛機執行預防性維護，且飛機不是用於航空運輸服務。(操作輕型體育飛機的體育飛行員請參考 14CFR 第 65 部瞭解維護資格)。14CFR 第 43 部，附錄 A 包括一個可以看作是預防性維護的操作列表。

修理和更換

修理和更換被分爲重要的和次要的。14CFR 第 43 部，附錄 A 描述了被認爲是重要的修理和更換。主要修理和更換應該根據 FAA 表格 337(主要修理和主要更換)由適當評級的認證修理站，持有檢查授權的 FAA 認證的機身和發動機機械師，或者管理局的代表批准後投入服役。

特殊飛行許可

特殊飛行許可是一個特殊適航證書，頒發以授權當前不滿足適用的適航要求但可以安全進行特定飛行的飛機的運行。在許可頒發前，FAA 檢察官可能親自檢查飛機，或者要求由 FAA 認證的機身和發動機機械師檢查，或者適當認證的修理站來檢查，以確定位於預期的飛行是安全的。檢查應該記錄在飛機的記錄上。

頒發特殊飛行許可可是爲了讓飛機可以飛到基地，那裡可以執行修理，更換或者維護；或者爲交付和出口飛機；或者爲了從迫近危險的地區疏散一架飛機。

頒發特殊飛行許可也可能是爲了允許一架超重的飛機飛行在超出了它的正常航程的水上或陸地地區，在那些地區不具備足夠的著陸設施或燃油。

如果需要特殊飛行許可，可以從當地的飛行標準地區辦公室(FSDO)或者指定的適航代表處(DAR)獲得說明和必要的表格。如圖 7-9

UNITED STATES OF AMERICA DEPARTMENT OF TRANSPORTATION - FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION SPECIAL AIRWORTHINESS CERTIFICATE			
A	CATEGORY/DESIGNATION EXPERIMENTAL		
	PURPOSE OPERATING AMATEUR-BUILT AIRCRAFT		
B	MANU-FACTURER	NAME	N/A
		ADDRESS	N/A
C	FLIGHT	FROM	N/A
		TO	N/A
D	N- 48SB		SERIAL NO. 9411
	BUILDER MARK W. JACOBS		MODEL PITTS SIS
E	DATE OF ISSUANCE 04-01-95		EXPIRY UNLIMITED
	OPERATING LIMITATIONS DATED 04-01-95		ARE A PART OF THIS CERTIFICATE
	SIGNATURE OF FAA REPRESENTATIVE <i>Darrel A. Freeman</i>		DESIGNATION OR OFFICE NO. OKC-MIDO-41
	Any alteration, reproduction or misuse of this certificate may be punishable by a fine not exceeding \$1,000 or imprisonment not exceeding 3 years, or both. THIS CERTIFICATE MUST BE DISPLAYED IN THE AIRCRAFT IN ACCORDANCE WITH APPLICABLE FEDERAL AVIATION REGULATIONS.		

FAA FORM 8130-7 (10/82) SEE REVERSE SIDE

Figure 7-9. FAA Form 8130-7, Special Airworthiness Certificate.

適航指令

FAA 的一個主要安全職責是對飛機，飛機發動機，螺旋槳或者裝置上發現的不安全狀況存在且在相同設計的其他產品上好像存在和發展時要求糾正。由於設計缺陷，維護或者其他原因可能存在不安全狀況。14CFR 第 39 部的適航指令(ADs)定義了管理局要求必要的糾正動作而享有的權力和職責。適航指令是用於通知飛機所有者和不安全條件的其他幹係人的方法，以及指定產品可以繼續運作的條件。

適航指令可以分爲兩類：

1. 那些要求在繼續飛行前立即遵從的緊急特性
2. 在一指定時期內要求遵從的較不緊急特性

適航指令是規章性質的，應該遵照執行，除非授予了具體的豁免條件。確保遵守所有相關的適航指令是飛機所有者和運營者的責任。這包括那些要求迴圈和連續執行的適航指令。例如，一條適航指令可能要求每運行 50 小時就重複檢查，意思是每 50 小時服役時間就應該進行詳細的檢查並記錄。提醒所有者和運營人沒有超越一條適航指令的最大小時要求的條款，除非它被明確的寫入適航指令。爲說明確定一條適航指令是否適用於成熟建造的飛機，請聯繫當地的飛行標準地區辦公室(FSDO)。

14CFR 第 91 部，91.417 節 要求維護一個記錄以顯示適用的適航指令的當前狀態，包括遵從的方法；適航指令編號和修訂日期，如果是重複性的；當再次期滿時的日期和時間；簽字；認證種類；和維修站或執行工作的機械師的證書編號。爲了隨時參考，很多飛機所有者有一個按照年代順序排列的相關適航指令清單放在他們的飛機，發動機，和螺旋槳維護記錄的後面。

所有適航指令和半月的適航指令都可以在互聯網 <http://www.airweb.faa.gov/rgl> 上免費獲得。

適航指令小結和半月適航指令的紙質拷貝可以從文檔的主管部門購買。小結分兩卷包含了所有以前發佈的有效適航指令。小飛機和旋翼飛機卷包含所有適用於小飛機(低於 12500 磅或者低於最大認證起飛重量)和所有直升飛機的適航指令。大飛機卷包含所有適用於大飛機的適航指令。

如何定購適航指令和最新價格的更多資訊，請聯繫：

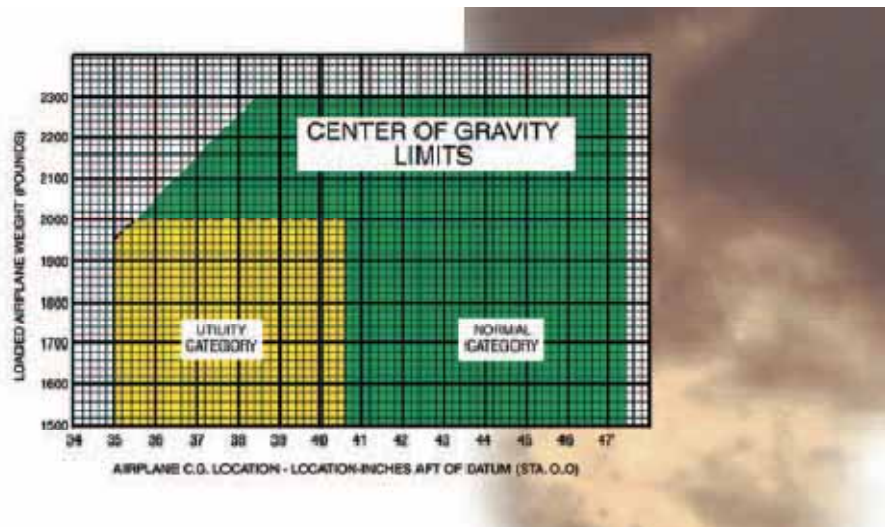
美國運輸部
聯邦航空管理局
授權和適航計畫部
AIR-140
郵政信箱 26460
奧克拉荷馬市，奧克拉荷馬州 73125
電話號碼(405)954-4103
傳真(405)954-4104

飛機所有者/運營者職責

一架飛機的註冊的所有者或者運營人對諸如下列事項負責：

- 保持飛機有最新的適航證書和飛機註冊證書
- 維持飛機處於適航狀態，包括遵守所有適用的適航指令
- 確保維修被正確的記錄
- 與最新的涉及飛機運行維護的規章保持同步
- 永久郵寄位址的任何變更，或飛機的銷售和出口，註冊飛機的資格的丟失，以上事項都要立即通知 FAA 民用航空註冊處(參考 14CFR 第 47 部，47.41 節)
- 如果裝備了無線電臺的話，需要持有最新的聯邦通信委員會(FCC)無線電臺許可證，如果美國之外運作的話，也包括應急定位器發射機(ELT)。

第八章－重量和平衡



任何飛機遵守重量和平衡限制都對飛行安全至關重要。一架超出它的最大重量限制的運行會危及飛機結構整體的安全，對飛機的性能產生有害的影響。重心在允許的限制範圍之外時運行的飛機會引起控制困難。

重量控制

重量是一種力，重力就是通過利用它把一個問題向地球的中心吸引。它是物體的品質和作用在物體上的加速作用共同的結果。重量是飛機建造和運行中的一個主要因素，也和所有飛行員的需要有關。

重力一直有把飛機向地球拉的傾向。升力是唯一的抵消重力和維持飛機飛行的力。然而，機翼產生的升力大小是受機翼設計，迎角，空速和空氣密度限制的。因此，為確保產生的升力足以抵消重力，必須避免飛機的載荷超出製造商的建議重量。如果重量比產生的升力大，飛機可能不能飛行。

重量的影響

只要考慮性能，在飛機上增加飛機總重的任何東西都是不希望的。製造商努力的做到讓飛機盡可能的輕而不犧牲強度和安全性能。

一架飛機的飛行員應該永遠知道超載的嚴重性。一架超載的飛機可能不能離開地面，或者如果它確實升空了，它可能表現出意料不到和不尋常的拙劣飛行特性。如果一架飛機沒有被正確的配載，拙劣性能的最初表現通常發生在起飛階段。

過大的重量幾乎在每個方面都降低了飛機的飛行性能。超載飛機的最重要性能缺陷是：

- 較高的起飛速度

- 更長的起飛滑跑
- 減小了爬升率和爬升角
- 降低了最大飛行高度
- 航程縮短
- 減小了巡航速度
- 降低了機動性能
- 較高的失速速度
- 較高的進近和著陸速度
- 較長的著陸滑跑
- 前輪或者尾輪過重

飛行員必須深入理解重量對自己所飛的特定飛機的性能的影響。飛行前規劃應該包含性能表的檢查，以確定飛機的重量是否會促成危險的飛行運行。過大的重量本身就降低了飛行員可用的安全餘度，當其它降低性能的因素和超載結合時甚至變的更加危險。飛行員也必須考慮發生緊急情況時飛機超載的嚴重性。如果起飛時一個發動機失效，或者在低高度的時候機身結冰，通常這時降低飛機重量來保持飛機在空中就遲了。

重量的變化

飛機的重量可以通過變更燃油裝載量來改變。汽油有相當的重量，每加侖 6 磅重量，30 加侖可能比一位乘客還重。但是必須記住如果重量是通過減少燃油來降低的，那麼飛機的航程也被減少了。飛行期間，通常燃油燃燒是飛機重量變化的唯一原因。隨著燃油被消耗，飛機變得越來越輕，性能也得到改善。

固定裝置的變化對飛機的重量有重要的影響。一架飛機可能由於安裝額外的無線電和儀錶而超載。修理和修正也可能影響飛機的重量。

平衡，穩定性和重心

平衡是指飛機的重心(CG)位置，對飛行中的飛機穩定性和安全非常重要。重心是一個點，如果飛機被掛在這個點上，那麼飛機會在這點獲得平衡。

飛機配平的主要考慮是重心沿縱軸的前後位置。重心不一定是一個固定點；它的位置取決於重量在飛機上的分佈。隨著很多裝載物件被移動或者被消耗，重心的位置就有一個合成的偏移。飛行員應該認識到如果飛機的重心沿縱軸太靠前，就會產生頭重現象；相反的，如果重心沿縱軸太靠後，就會產生後重現象。不適當的重心位置可能導致一種飛行員不能控制飛機的不穩定狀態。如圖 8-1

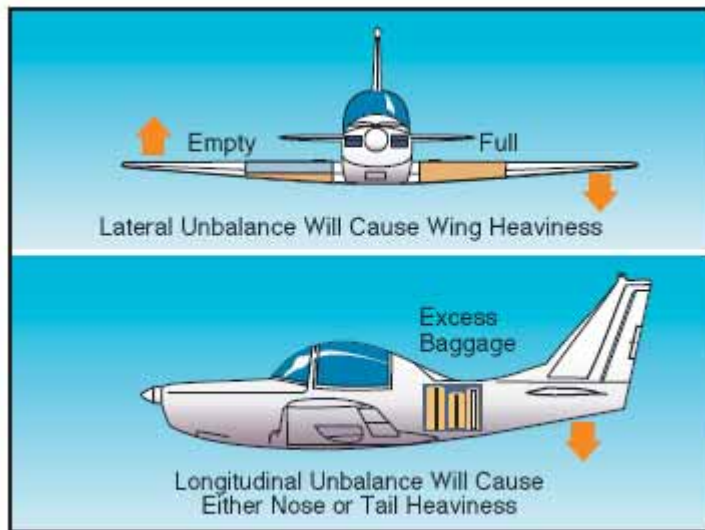


Figure 8-1. Lateral or longitudinal unbalance.

重心相對橫軸的參考位置也很重要。對存在於機身中心線左側的每一物件的重量，有相等的重量存在於右側的對應位置。然而，這可能由於橫向的不平衡載荷而弄翻。重心的橫向位置是不計算的，但是飛行員必須知道橫向不平衡條件肯定會導致不利影響的發生。如果從飛機一側的油箱不均衡的向發動機供應燃油，由此燃油載荷管理不善，就會發生橫向不平衡。飛行員可以通過調整副翼配平片或者在副翼上保持持續的控制壓力來抵消發生的機翼變重狀態。然而，這把飛機控制置於非流線型的狀態，增加了阻力，進而降低了運行效率。由於橫向平衡相對容易控制，而縱向平衡更為關鍵，平衡在本手冊的後續內容主要指重心的縱向位置。

在任何時候，駕駛一架不平衡狀態的飛機會導致飛行員疲勞增加，明顯的影響飛行安全和效率。飛行員對縱向不平衡的正常糾正就是改變配平來消除過大的控制壓力。然而，過量的配平從效果上不僅降低了氣動效率，還減少了配平所在方向上的基本控制的行程距離。

不利平衡的影響

不利的平衡狀態對飛機飛行特性的影響非常類似於過重狀態下提到的方式。此外，有兩個主要的飛機特性可能被不當平衡嚴重的影響；這些是穩定性和控制。頭重狀態下的載荷會導致控制和抬升機頭時的問題，特別在起飛和著陸時。尾重狀態下的載荷對縱向穩定性有最嚴重的影響，會降低飛機從失速和螺旋中恢復的能力。從尾重載荷產生的另一個不期望的特性是它導致非常輕的控制力。這會使飛行員很容易的無意間使飛機承受過大應力。

飛機重心位置的限制是由製造商確立的。這些是重心不能超出的前後位置，否則就不能飛行。這些限制公佈在每架飛機的類型證書資料表，或者飛機規格和飛機飛行手冊，或者飛行員操作手冊。如果裝載後，重心沒有位於允許限制內，在要起飛前重新佈置飛機內某些物件的位置是必要的。

重心的前面限制通常確定在一個位置，這個位置是根據飛機的著陸特性得到的。著陸期間，這是飛行的最關鍵階段之一，超出前面的重心限制可能導致前輪的超載；在後三點式起落架飛機上發生機頭越過；性能降低；較高的失速速度；以及增加控制力。在極端情況下，重心

位於前向限制的前面會導致機頭沉重到在著陸時非常困難或者不可能拉平的這種程度。製造商故意的把前向重心限制盡可能的朝後放，以幫助飛行員避免著陸時損壞飛機。除了靜態和動態縱向穩定性降低，重心位於允許限制範圍之後可能導致的其他不期望影響包括控制極其困難，激烈的失速特性，非常輕的操縱杆力，這會使飛行員很容易無意間對飛機施加過大應力控制。

也指定了一個受限制的前向重心極限以確保在最低空速時升降舵有足夠的偏轉量。當結構性限制或者大的操縱杆力不能限制前向重心位置時，這時就要求完全升起升降舵來獲得一個著陸需要的大迎角。

後面的重心限制是一個最靠後的位置，在這個位置是最嚴重的機動或者操作可以執行的極限。隨著重心向後移動，就會發生穩定性降低，它降低了飛機在機動或者紊流之後自我糾正的能力。【因為飛機的穩定性是被設計成收斂的，通常在機動動作之後，飛機的固有穩定性會使得不穩定狀態逐漸消除。請參考穩定性一節。】

一些飛機的重心限制，不管是前面限制還是後面限制，可能會隨著飛機總重的不同而變化。它們也可能由於特定的操作而變化，例如特技飛行，起落架收起，或者改變飛行特性的特殊裝載和設備的安裝。

重心的實際位置會因為很多變化因素而改變，通常是由飛行員來控制的。行李和貨物的放置會決定重心位置。乘客的座位分配也可以作為一個獲得良好平衡的方法。如果飛機是尾部偏重的，唯一合理的就是把體重大的乘客向前面的座位調。而且，燃油燃燒也會影響基於油箱位置的重心。

重量管理和平衡控制

重量和平衡控制應該是所有飛行員都要考慮的事情。飛行員要對特定飛機的載重和燃油(這兩個變化因素都會改變總重和重心位置)管理有所掌控。

飛機所有者或者運營者應該確保飛行員可以獲得需要使用的飛機內的最新資訊，也應該保證在完成維修或者替換之後在飛機記錄中有爭取的記錄。重量變化必須被記錄，在重量和平衡記錄中要有正確的符號。如果適合的話，裝備列表必須及時更新。如果沒有這些資訊，飛行員就沒有必要的計算和決定所以來的基礎。

在任何飛行之前，飛行員應該確定飛機的重量和平衡狀態。飛機製造商已經設計出基於聲音原理的簡單而有序的程式，用於判斷載荷狀態。飛行員必須使用這些程式和練習良好的判斷。在很多現代飛機上，基本不可能裝滿行李艙，座位和燃油箱，仍然位於核准的重量和平衡限制範圍內。如果承載了最大乘客載荷，通常飛行必須降低燃油載荷或者降低行李的重量。

術語和定義

飛行員應該熟悉解決重量和平衡的問題時用到的術語。下列術語的列表和它們的定義是良好的標準化了，這些術語的知識將會幫助飛行員更好的理解任何飛機的重量和平衡計算。作為

產業標準的通用航空製造商協會(General Aviation Manufacturers Association)定義的術語在名稱後以 GAMA 標記。

- **臂(運動臂)** - 是以英寸為單位的從基準輔助線到一個物體重心的距離。如果在輔助線之後測量，那麼代數符號為正(+)，如果在輔助線之前測量，那麼代數符號為負(-)。
- **基本空重(GAMA)** - 包括標準空重加上已經安裝的可選和特殊裝備。
- **重心** - 是這樣一個點，如果飛機可能掛在這個點上，那麼飛機會獲得平衡。它是飛機的品質中心，或者是假設飛機的所有品質都集中的一個理論上的點。可以用距離基準輔助線距離來表示，或者平均空氣動力弦(MAC)的百分比表示。
- **重心限制** - 指定的前後兩點，在飛行時飛機的重心必須位於這個範圍內。這些限制在飛機的有關規格檔中指出。
- **重心範圍** - 重心前後限制點之間的距離，在飛機的相關規格檔中指出。
- **基準線(輔助線)** - 是一個假像的豎直平面或者直線，所有力臂的測量都是從這裡開始。基準線是由製造商確立的。一旦選定了基準線，所有力臂和重心位置的範圍都從這點開始測量。
- **Delta** - 是一個用 Δ 表示的希臘字母，用來表示一個數值的變化。例如， ΔCG 表示 CG 的一個變化(或運動)。
- **地板載重限制** - 由製造商提供的地板每平方英寸或者英尺可以承受的最大重量。
- **燃油載荷** - 是飛機載荷的可消耗部分。它只包含可用的燃油，不包含那些用於填充管子或者殘餘在油箱排油器中的燃油。
- **許可的空重** - 由機身，發動機，不可用燃油，和不可排放的潤滑油加上裝備列表中指定的可選和標準裝備組成的空重。一些製造商使用這個術語優先於 GAMA 標準化。
- **最大著陸重量** - 正常的飛機允許降落時的最大重量。
- **最大停機坪重量(maximum ramp weight)** - 滿載荷飛機的總重量，包括所有燃油。它比起飛重量大，因為在飛機滑行和滑跑時要燃燒燃油。停機坪重量也可以指滑行重量。
【飛機停放在停機坪的時候允許的最大重量，在滑行到起飛之間，會燃燒部分燃油，知道低於最大起飛重量，所以最大停機坪重量大於最大起飛重量，由於滑行中使用的燃油一般不多，所以也會用最大滑行重量來稱呼，即地面機動時允許的最大重量。】
- **最大起飛重量** - 起飛時允許的最大重量
- **最大重量** - 飛機和它的所有裝備的最大審定重量，這些裝備在這架飛機的類型認證資料表(Type Certificate Data Sheets - TCDS)中指定。
- **最大零燃油重量(GAMA)** - 不包括可用燃油時的最大重量。
- **平均空氣動力弦(MAC)** - 從機翼前緣到後緣的平均距離。
- **力矩** - 一個物體重量和它的力臂之乘積。力矩用磅-英寸表示。總力矩是飛機重量乘以從基準線到重心之間的距離。
- **力矩指數(或指數)** - 力矩除以一個常量後的值，例如除以 100，1000，10000。使用力矩指數的目的是為了簡化飛機的重量和平衡計算，因為重的物體和長力臂的結果是很大的難以管理的數字。【除以指數之後可以使數字變小，但是計算還是等效的】
- **有效載荷(GAMA)** - 乘客，貨物和行李的重量。
- **標準空重(GAMA)** - 包含機身，發動機，和所有固定位置的運行裝備且永遠安裝在飛機上的物件；包括固定的壓艙物，液壓流體，不可用燃油，和全部的發動機潤滑油。
- **標準重量** - 為很多涉及重量和平衡計算的物件而確定。如果真實重量可用的話，就不應該使用這些重量。一些標準重量有：
 - 汽油.....6 磅/美制加侖
 - Jet A,Jet A-1.....6.8 磅/美制加侖

Jet B.....6.5 磅/美制加侖
 潤滑油.....7.5 磅/美制加侖
 水.....8.35 磅/美制加侖

- **測站** - 是飛機上的一個位置，以英寸為單位用一個數位指定它到基準線的距離。因此，基準線被指定為測站 0。位於測站+50 的一個物體 將有 50 英寸的力臂。
- **有用載荷** - 飛行員，副駕駛，乘客，行李，可用燃油，可排泄潤滑油的重量。它是基本空重減去最大允許總重。這個術語只適用於通用航空飛機。

重量和平衡計算的基本原理

現在回顧和討論重量和平衡如何計算的一些基本原理會有所幫助。下列的計算方法可以適用於任何重量和平衡資訊起關鍵作用的物體和車輛；但是對於本手冊的目的，這些原理直接而主要的面向飛機。

通過計算飛機空重和增加每一個裝載在飛機上的重量，就可以計算總重量。這是很簡單的，但是為以這樣一種方式來分佈這些重量，即裝載的飛機的總體品質在重心處平衡，它必須位於指定的限制範圍內，特別是在沒有理解重量和平衡的基本原理時，就會發生很嚴重的問題。

飛機獲得平衡的那個點可以通過定位重心來計算，正如術語的定義中規定的一樣，重心是一個假像所有的重量都集中在一起的點。為在縱向穩定性和升降舵控制之間提供必要的平衡，重心通常稍微位於升力中心的前面。這種載荷狀態導致飛行時機頭有向下的趨勢，這正是在以大迎角和低速飛行時所期望的。

平衡點(重心)必定下降的安全區域稱為重心範圍。範圍的端點稱為前向重心限制和後向重心限制。這些限制通常以英寸為單位指定，沿飛機縱軸從基準線開始測量。基準線是飛機設計者確立的任意一點，不同的飛機它的位置會變化。如圖 8-2

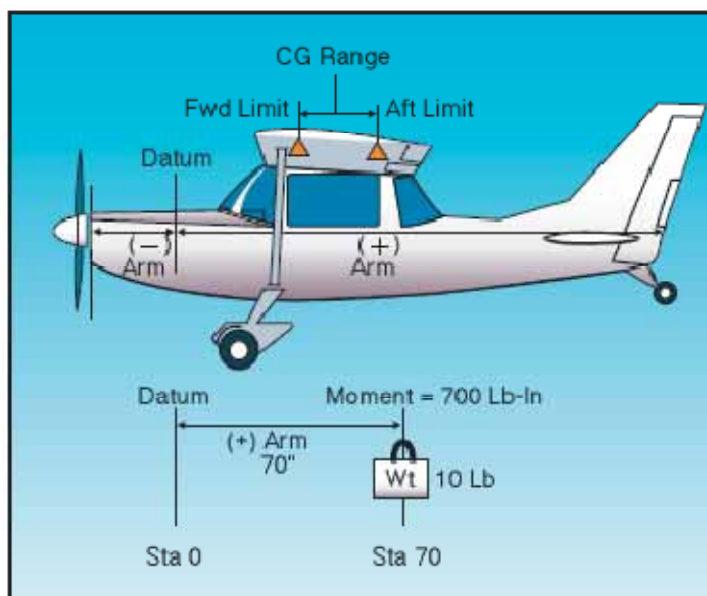


Figure 8-2. Weight and balance illustrated.

從基準線到飛機的任何組成部件或者裝載在飛機上的任何物體的距離稱為力臂。當物體或者

部件位於基準線之後時，力臂為正，單位為英寸；如果位於基準線前面，則為負值，單位為英寸。物體或部件的位置通常被稱為測站(station)。如果任何物體或者部件的重量乘以到基準線的距離，那麼乘積就是力矩。力矩是對導致重量繞一個點或者軸旋轉的重力力量的一種度量，以磅-英寸表示。

為解釋目的，假設 50 磅的重量位於板上距離基準線 100 英寸的點或者測站上。重量的向下力量可以用 50 磅乘以 100 英寸來計算，其乘積為一個 5000 磅英寸的力矩。如圖 8-3

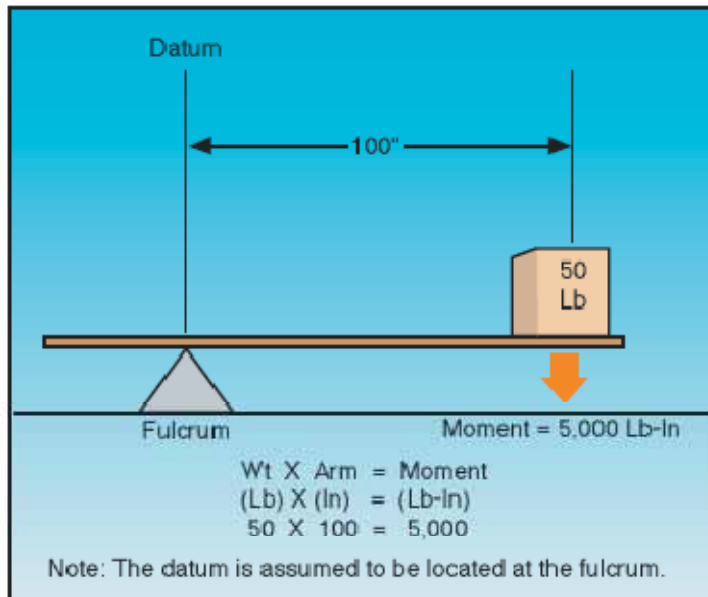


Figure 8-3. Determining moments.

為了建立一個平衡，必須在板的另一端施加總共為 5000 磅英寸的力矩。重量和距離的任何組合其乘積為 5000 磅英寸的力矩就可以平衡這個板。例如，如圖 8-4 所示，如果一個 100 磅的重量放置於距離基準線 25 英寸的一點(測站)，另一個 50 磅的重量放置於距離基準線 50 英寸的一點(測站)，兩個重量和它們距離乘積的總和即總力矩為 5000 磅英寸，它將可以平衡這個範本。

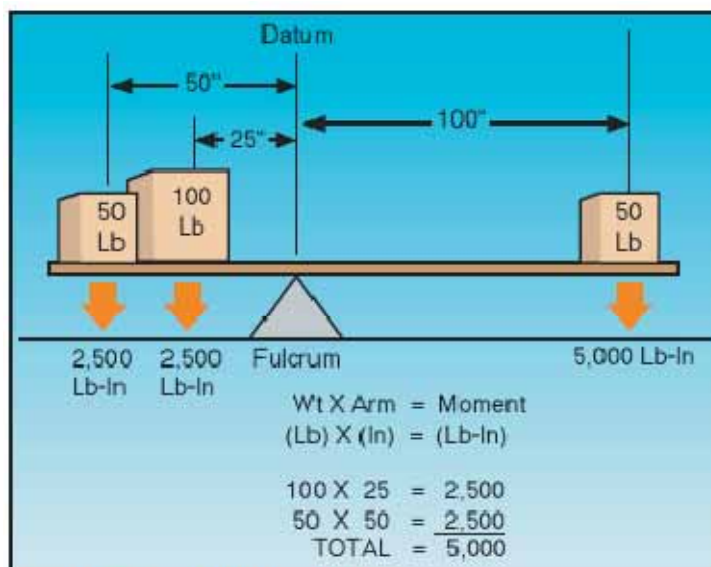


Figure 8-4. Establishing a balance.

重量和平衡約束

應該嚴格的遵守飛機的重量和平衡約束。特定飛機的載荷狀態和空重可能和飛機飛行手冊/飛行員操作手冊中的不同，因為可能已經發生過設備修理或者替換。飛機飛行手冊中的示例載荷問題只用於指南目的；因此，每一架飛機需要具體對待。儘管一架飛機認證了具體的最大總起飛重量，但是以這樣的載荷起飛不是在所有情況下都是安全的。影響起飛和爬升性能的條件諸如高海拔高度，高的氣溫，以及高的濕度(高密度高度)會要求在飛行前降低重量。起飛前需要考慮的其他因素是跑道長度，跑道表面，跑道坡度，地面風向，以及障礙物的存在。這些因素可能需要在飛行前降低重量。

一些飛機的設計使得難以把它裝載成重心超出範圍限制。這些通常是小飛機，它們的坐位，燃油，行李區域位於靠近重心限制的地方。但是，這些飛機可能被裝載的超重。

其他飛機甚至可以被裝載成重心超出限制，甚至在還沒有超出有效載荷的條件下。

由於失衡和超重狀態的影響，飛行員應該總是能夠確保一架飛機被正確的裝載了。

計算裝載重量和重心

有很多的方法來計算一架飛機的裝載重量和重心。主要有計演算法，和利用飛機製造商提供的圖表和表格方法。

計演算法

計演算法要涉及到使用基本的數學函數。下面就是一個計演算法的例子。

假設：

最大總重	3400 磅
重心範圍	78-86 英寸
前座乘客	340 磅
後座乘客	350 磅
燃油	75 加侖
行李區 1	80 磅

為計算裝載重量和重心，要按照以下步驟。

- 第一步** 列出飛機，乘客，燃油和行李的重量。記住，燃油重量是 6 磅每加侖。
- 第二步** 輸入列出的每一物體的力矩。記住，重量乘以力臂之乘積為力矩。
- 第三步** 合計重量和力矩
- 第四步** 為計算重心，用總力矩除以總重量。

備註：一架特定飛機的重量和平衡記錄會提供空重和力矩，和力臂距離資訊。

Item	Weight	Arm	Moment
Airplane Empty Weight	2,100	78.3	164,430
Front Seat Occupants	340	85.0	28,900
Rear Seat Occupants	350	121.0	42,350
Fuel	450	75.0	33,750
Baggage Area 1	80	150.0	12,000
Total	3,320		281,430
			281,430 divided by 3,320 = 84.8

總裝載重量為 3320 磅，沒有超出 3400 磅的最大總重。重心為 84.8，位於 78-86 英寸的範圍內；所以，這架飛機的裝載沒有超限。

圖表法

計算裝載重量和重心的另一個方法是使用製造商提供的圖表。為簡化計算，有時力矩會除以 100，1000 或者 10000。下面是一個圖表法的例子。如圖 8-5 和 8-6

假設：

前座乘客	340 磅
後座乘客	300 磅
燃油	40 加侖
行李區 1	20 磅

除了提供的圖表可以計算力矩，讓飛行員計算飛機的裝載是否超限外，應該遵守和計演算法一樣的步驟。為使用載荷圖（loading graph）來計算力矩，找到計算的重量，畫一條水準直線和需要計算力矩的專案的線相交，然後從交點向下畫線來計算力矩。（示例裝載圖中的紅線表示飛行員和前面乘客的力矩，所有其他力矩的計算方法是相同的）一旦每一個項目都已完成，就可以總計重量和力矩，就可以在重心-力矩包跡圖上畫相應的直線。如果直線交點位於包跡內，那麼飛機的裝載處於限制之內。在這個示例裝載問題中，這架飛機處於裝載限制範圍內。

SAMPLE LOADING PROBLEM	Weight (Lb)	Moment (Lb-in/1000)
1. Basic Empty Weight (Use the data pertaining to your airplane as it is presently equipped.) Includes unusable fuel and full oil	1,467	57.3
2. Usable Fuel (At 6 Lb/Gal)		
Standard Tanks (40 Gal Maximum)	240	11.5
Long Range Tanks (50 Gal Maximum)		
Integral Tanks (62 Gal Maximum)		
Integral Reduced Fuel (42 Gal)		
3. Pilot and Front Passenger (Station 34 to 46)	340	12.7
4. Rear Passengers	300	21.8
5. Baggage Area 1 or Passenger on Child's Seat (Station 82 to 108, 120 Lb Max)	20	1.9
6. Baggage Area 2 (Station 108 to 142, 50 Lb Max.)		
7. Weight and Moment	2,367	105.2

Figure 8-5. Weight and balance data.

【計算每個項目的重量，查載荷圖得出力矩，然後合計重量和力矩】

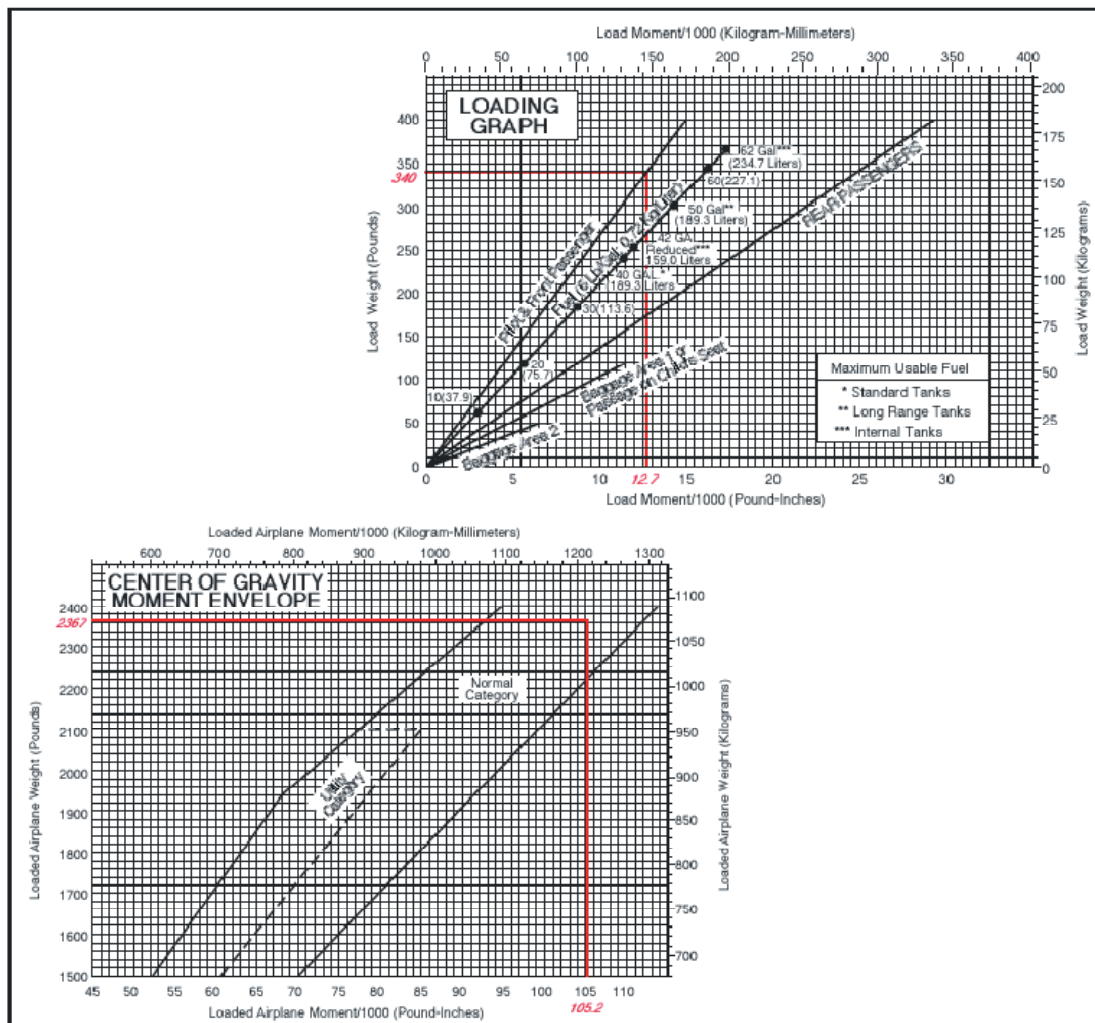


Figure 8-6. CG moment envelope and loading graph.

【對照每項的重量在載荷圖上找出力矩，總計之後得出重量和力矩，最後在重心-力矩包跡圖上看是否超出範圍。】

查表法

查表法使用和計演算法以及圖表法相同的原理，資訊和限制包含在製造商提供的表格裡。圖 8-7 是一個表格的例子，重量和平衡計算就根據這個表格。在這個例子中，總重量為 2799 磅，力矩為 2278/100，位於表格的限制之內。

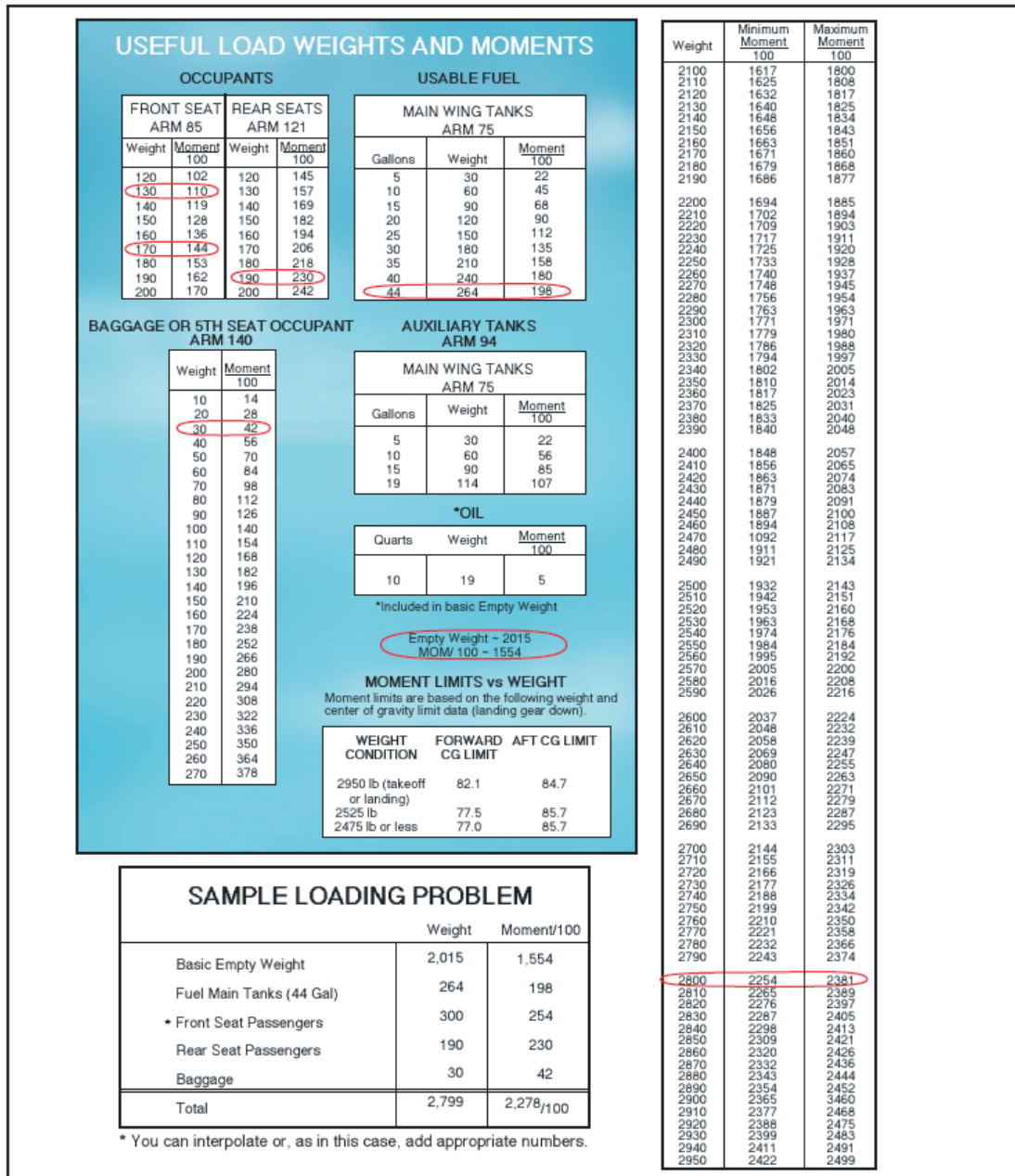


Figure 8-7. Loading schedule placard.

負力臂時的計算

圖 8-8 是負力臂飛機的重量和平衡計算示例。記住，重要的是正值乘以負值結果還是負值，負值將會從總力矩中減去。

Item	Weight	Arm	Moment
Licensed Empty Weight	1,011.9	68.6	69,393.0
Oil (6 qt)	11.0	-31.0	-341.0
Fuel (18 gal)	108.0	84.0	9,072.0
Fuel, Auxiliary (18 gal)	108.0	84.0	9,072.0
Pilot	170.0	81.0	13,770.0
Passenger	170.0	81.0	13,770.0
Baggage	70.0	105.0	7,350.0
Total	1,648.9		122,086.0
CG		74.0	

Figure 8-8. Sample weight and balance using a negative.

零燃油重量時的計算

圖 8-9 是使用一架零燃油重量的飛機進行重量和平衡計算的示例。在這個例子中，減去燃油的飛機總重量 4240 磅，它小於零燃油重量 4400 磅。如果沒有燃油時的飛機總重量超過 4400 磅，那麼乘客或者貨物必須被卸載以保持重量不超過最大零燃油重量。

Item	Weight	Arm	Moment
Basic Empty Weight	3,230	CG 90.5	292,315.0
Front Seat Occupants	335	89.0	2,9815.0
3 rd and 4 th Seat Occupants Fwd Facing	350	126.0	44,100.0
5 th and 6 th Seat Occupants	200	157.0	31,400.0
Nose Baggage	100	10.0	1,000.0
Aft Baggage	25	183.0	4,575.0
Zero Fuel Weight Max 4400 lb. Sub Total	4,240	CG 95.1	403,205.0
Fuel	822	113.0	92,886.0
Ramp Weight Max 5224 lb. Sub Total Ramp Weight	5,062	CG 98.0	496,091.0
* Less Fuel for Start, Taxi, and Takeoff	-24	113.0	-2,712.0
Sub Total Takeoff Weight	5,038	CG 97.9	493,379.0
Less Fuel to Destination	-450	113.0	-50,850.0
Max Landing Weight 4940 lb. Actual Landing Weight	4,588	CG 96.5	442,529.0
*Fuel for Start, Taxi, and Takeoff is normally 24 lb.			

Figure 8-9. Sample weight and balance using an airplane with a published zero fuel weight.

移動，增加和卸載重量

飛行員必須能夠準確而快速的解決和重量移動，增加和卸載有關的任何問題。例如，飛行員可能是飛機裝載處於允許的起飛重量限制範圍內，然後卻發現重心已經超出限制。這個問題的最滿意解決辦法就是移動乘客，行李或者這兩者。飛行員應該能夠確定使飛機安全飛行的最小載荷偏移量。飛行員應該能夠確定移動一個部分載荷到新的位置是否能夠糾正超限狀態。有一些標準化的計算可以幫助進行這些計算。

重量偏移

當重量從一個位置移動到另一個位置，飛機的總重沒有改變。然而，相對於重量移動的距離和方向來說整體力矩的關係和比例確實改變了。當重量向前移動時，總力矩降低；當重量向後移動時，總力矩增加。力矩的改變和所移動的重量大小成比例。因為很多飛機有前面的和後面的行李艙，重量就可以從一個移動到另一個來改變重心。如果以飛機重量，重心，總力矩都已知來開始，用新的總力矩除以總飛機重量來計算新的重心(重量移動後)。

為計算新的總力矩，要找出在重量移動時多少力矩增加和減少。假設有 100 磅的重量中測站 30 移動到測站 150。這個移動給飛機的總力矩增加了 12000 磅英寸。

在測站 150 時的力矩為：

$$100 \text{ 磅} \times 150 \text{ 英寸} = 15000 \text{ 磅英寸}$$

在測站 30 時的力矩為：

$$100 \text{ 磅} \times 30 \text{ 英寸} = 3000 \text{ 磅英寸}$$

$$\text{力矩變化量} = 12000 \text{ 磅英寸}$$

在原來力矩上增加力矩變化量就可以獲得新的總力矩。然後通過新的總力矩除以總重量來計算新的重心：

$$\text{總力矩} = 616000 + 12000 = 628000$$

$$\text{重心} = 62800 / 8000 (\text{總重量}) = 78.5 \text{ 英寸}$$

重量的偏移使重心移動到測站 78.5

通過使用電腦或者計算器和一個比例公式可以獲得一個更加簡單的方法。可以這樣做的原因是因為重心的偏移距離和重量的移動距離成比例。

例子

$$\text{偏移的重量} / \text{總重量} = \Delta\text{CG} / \text{重量偏移的距離}$$

$$100 / 8000 = \Delta\text{CG} / 120$$

$$\Delta\text{CG} = 1.5 \text{ 英寸}$$

重心的變化增加到原來的重心就可以計算到新的重心： $77 + 1.5 = 78.5$ 英寸，在基準線之後。

偏移重量的比例公式也可以用於計算必須移動多少重量來獲得特定的重心偏移量。下面說明瞭這種問題的解決方法。

例子

假設：

飛機總重.....7800 磅
 重心.....測站 81.5
 後向重心極限.....80.5

要計算必須從測站 150 的後面貨物艙移動多少貨物到測站 30 的前面貨物艙才能使用重心正好移動到後向重心極限位置。

方法：

$$\text{要移動的重量} / \text{總重量} = \Delta\text{CG} / \text{重量移動的距離}$$

要移動的重量/7800=1.0/120

要移動的重量=65 磅

重量增加和卸載

在很多情況下，飛機的重量和平衡會由於重量的增加和卸載而改變。當發生這樣的情況時，必須計算和檢查新的重心相對限制其新的位置是否可以接受。這種重量和平衡問題通常在飛行中飛機消耗燃油時遇到，因此，飛機油箱位置的重量就會降低。大多數小飛機設計成油箱的位置靠近重心；因此燃油的消耗不會對重心有任何嚴重程度的影響。

在飛行前，必須計算貨物的增加或者卸載引起的重心改變。問題總可以通過計算相關的總力矩來解決。一個典型的問題可能涉及到計算一架飛機的新的重心位置，在裝載且準備飛行，就在離開前又收到一些額外的貨物或者乘客。

例子

假設：

飛機總重量.....6860 磅

CG 位置.....80.0

如果有 140 磅行李增加到測站 150 位置，計算重心方法如下：

增加的重量/新的總重量=ΔCG/重量和舊的重心之間距離

$$140/(6860+140)=\Delta CG/(150-80)$$

$$140/7000 = \Delta CG/70$$

$$\Delta CG=1.4 \text{ 英寸向後}$$

增加 ΔCG 到原來的重心

$$\text{新的重心位置 } 80 \text{ 英寸} + 1.4 \text{ 英寸} = 81.4 \text{ 英寸}$$

例子

假設：

飛機總重.....6100 磅

CG 測站.....80.0

如果從測站 150 卸載 100 磅重量，請計算重心的位置。

方法：

卸載的重量/新的總重量 = ΔCG/重量和原來重心之間的距離

$$100/(6100-100)=\Delta CG/(150-80)$$

$$100/6000 = \Delta CG / 70$$

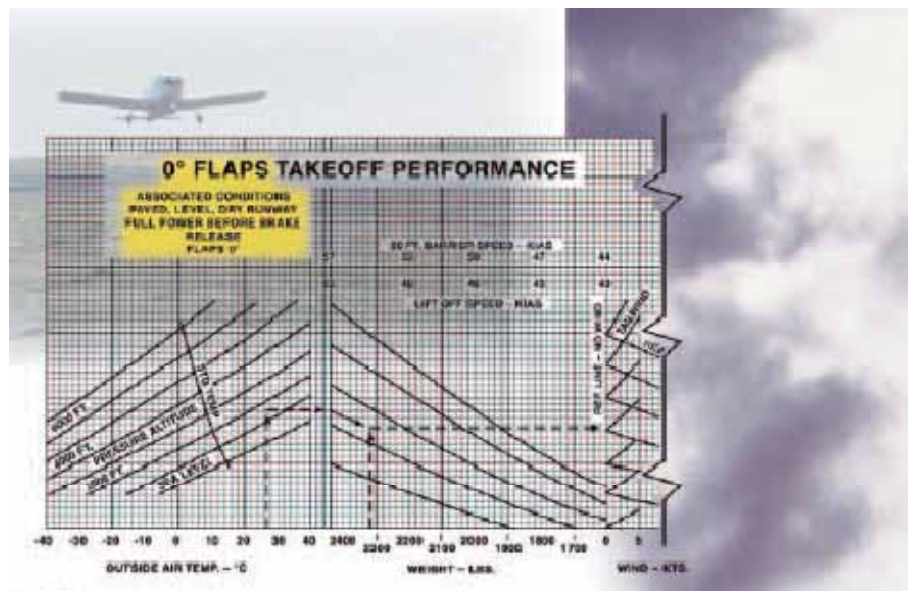
$$\Delta CG = 1.2 \text{ 英寸向前}$$

從原來的重心位置減去重心的變化量

$$\text{新的重心位置 } 80 - 1.2 = 78.8 \text{ 英寸}$$

在以前的例子中， ΔCG 不是從原來的重心增加的就是減去的。決定哪一個的最好方法是計算具體重量變化時重心將要移動的方向。如果重心向後移動， ΔCG 就增加到原來的重心；如果重心向後移動，就從原來的重心減去 ΔCG 。

第九章－飛機性能



本章討論那些影響飛機性能的因素，它包括飛機重量，大氣狀況，跑道環境，以及支配作用於飛機上力的基本物理定律。

性能資料的重要性

飛機飛行手冊/飛行員操作手冊的性能和運行資訊一章包含了飛機的運行資料；即那些和起飛，爬升，航程，續航時間，下降和著陸有關的資料。為安全而有效的運行，在飛行運行中對這些資料的使用是必需的。通過學習這些材料可以獲得飛機的深入瞭解和把握。

必須要強調的是在飛機飛行手冊和飛行員操作手冊中製造商提供的資訊和資料是未標準化的。一些資料以表格形式提供，而另一些以圖表的形式提供。另外，性能資料可以基於標準大氣條件，壓力高度或者密度高度來表示。如果用戶不能理解在飛機飛行手冊/飛行員操作手冊中的性能資訊並且做出必要的調整，那麼這些資料就沒多大價值或者就無用。

為了能夠實際的使用飛機的性能和限制，理解運行資料的重要性是一個基礎。飛行員必須能

夠對性能資料，以及在表示性能和限制時使用的很多術語的含義有基本的認知。
由於大氣特性對性能有突出的影響，所以有必要回顧其中的一些主要因素-壓力和溫度。

大氣組成

大氣是包圍著地球的空氣層，並且依附在地球的表面。它和海洋或者陸地同樣是地球的一個重大組成部分。然而，大氣不同於陸地和水，因為它是氣體的混合物。它有品質，重量和不確定的形狀。

空氣和其他任何流體一樣，它可以流動，當受到瞬間的壓力而由於缺少強的分子凝聚力，它會改變它的形狀。例如，氣體可以完全充滿它所處的任何容器，膨脹或者收縮來改變它的形狀為容器的界限。

大氣由 78%的氮氣，21%的氧氣和 1%的其他氣體如氫氣或者氬氣組成。大部分氧氣包含在 35000 英尺高度以下。

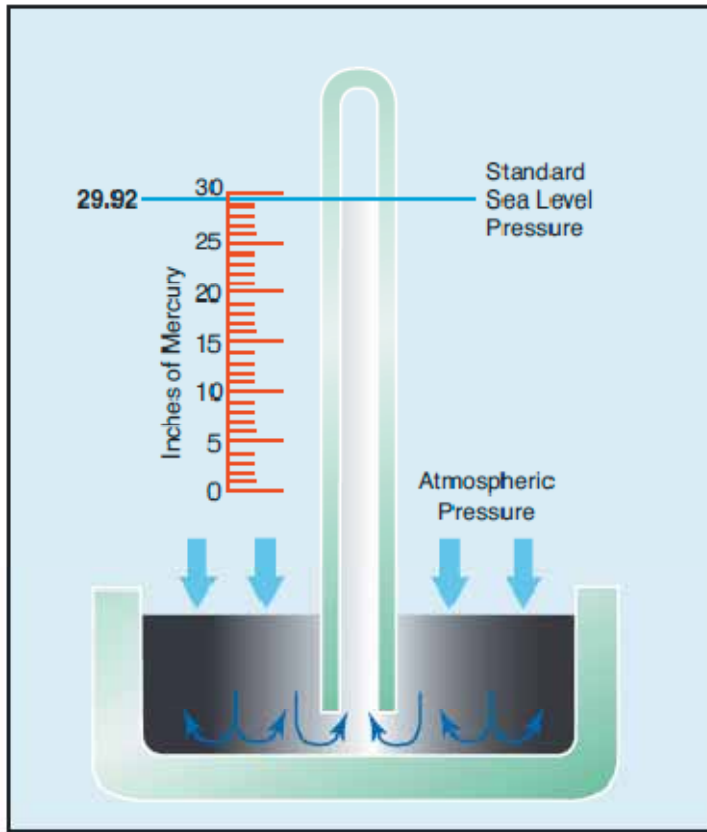
大氣壓力

儘管有很多種壓力，但是飛行員主要考慮大氣壓力。它是天氣變化的基本因素之一，它幫助抬升飛機，還驅動飛機上一些重要的飛行儀錶。這些儀錶是高度計，空速指示器，爬升率指示器和進氣壓力錶(或歧管壓力錶)。

雖然空氣很輕，但是它有品質而且受重力吸引的影響。因此，和其他任何物質一樣，它有重量，而且由於它的重量，它就具有了力。因為它是流體物質，這個力在所有方向上是相等的，它對空氣中物體的作用稱為壓力。【這個不是定義，不夠嚴格，這裡討論的壓力主要是重量引起的。】在海平面標準條件下，大氣重量所施加的平均壓力大約為 14.7 磅/英寸。空氣密度對飛機的性能有重要的影響。當空氣密度變小，它降低了：

- 功率，因為發動機吸入的空氣變少
- 推力，因為螺旋槳在稀薄空氣中效率更小
- 升力，因為稀薄空氣對機翼施加的力更少

大氣壓力隨時間和地點而變化。由於大氣壓力總是變化的，就發展了一個標準的參考壓力。在海平面的標準大氣被定義為表面溫度為 59 華氏度或者 15 攝氏度，且表面壓力為 29.92 英寸汞柱或者 1013.2 毫巴。如圖 9-1



標準溫度下降率是溫度大約以每 1000 英尺 3.5 華氏度或者 2 攝氏度的速率下降，上限高度達到 36000 英尺。在這點之上，溫度被認為是恒定的，直到 80000 英尺。標準壓力下降率是壓力大約每 1000 英尺高度下降 1 英寸汞柱的速率，直到 10000 英尺高度。如圖 9-2

Standard Atmosphere			
Altitude (ft)	Pressure (in. Hg)	Temp. (°C)	Temp. (°F)
0	29.92	15.0	59.0
1,000	28.86	13.0	55.4
2,000	27.82	11.0	51.9
3,000	26.82	9.1	48.3
4,000	25.84	7.1	44.7
5,000	24.89	5.1	41.2
6,000	23.98	3.1	37.6
7,000	23.09	1.1	34.0
8,000	22.22	-0.9	30.5
9,000	21.38	-2.8	26.9
10,000	20.57	-4.8	23.3
11,000	19.79	-6.8	19.8
12,000	19.02	-8.8	16.2
13,000	18.29	-10.8	12.6
14,000	17.57	-12.7	9.1
15,000	16.88	-14.7	5.5
16,000	16.21	-16.7	1.9
17,000	15.56	-18.7	-1.6
18,000	14.94	-20.7	-5.2
19,000	14.33	-22.6	-8.8
20,000	13.74	-24.6	-12.3

國際民用航空組織(ICA0)已經把這個確立為世界標準，通常稱為國際標準大氣(ISA)或者 ICA0 標準大氣。任何不同於標準下降率的溫度或者壓力被認為是非標準溫度或非標準壓力。非標準溫度和壓力的調整在製造商的性能圖表上提供。

因為所有飛機性能是相對於標準大氣來比較和計算的，所以所有飛機儀錶都校準為標準大氣條件的。因此，如果實際運行條件不符合標準大氣，必須對儀錶的使用和飛機的性能做出某種修正。為了正確的說明標準大氣，就必須定義一些相關的術語。

【國際標準大氣(ISA)也稱為標準白天。是不同高度上大氣空氣壓力，溫度和密度的代表性參考模型。在海平面，國際標準大氣的溫度為 59 華氏度或 15 攝氏度，壓力為 29.92 英寸汞柱或者 1013.2 毫巴。】

壓力高度

壓力高度是位於標準參考平面之上的高度。飛機高度計是一個主要的靈敏的氣壓計，被校準以指示標準大氣條件下的高度。如果高度計被設定為 29.92 英寸汞柱的標準參考平面 (SDP)，高度計指示的即是壓力高度-對應於所檢測壓力在標準大氣條件下的高度。

標準參考平面(SDP)是一個理論的水平面，在這個平面上大氣的重量為氣壓計所測得的 29.92 英寸汞柱。當大氣壓力改變時，標準參考平面會變化，可能低於、等於或者高於海平面。作為計算飛機性能的一個基準和用於指定 18000 英尺高度以上飛機運行的高度層，壓力高度很重要。

壓力高度可以用下列兩個方法的任意一個來計算：

1. 通過設定高度計的氣壓計讀數到 29.92，然後讀出指示高度
2. 對應於報告的“高度設定”，對指示高度應用修正因數。

密度高度

和非標準大氣條件下的空氣動力學性能有關的更合適的術語是密度高度- 對應於特定空氣密度時的標準大氣條件下的高度。

密度高度是經非標準溫度修正後的壓力高度。當空氣的密度增加(較低的密度高度)時，飛機性能增加，相反地，隨著空氣密度降低(較高的密度高度)時，空氣性能降低。空氣密度的下降意味著高密度高度；空氣密度增加意味著較低的密度高度。密度高度用於計算性能。在標準大氣條件下，大氣中每個高度上的空氣都有特定的密度，且在標準條件下，壓力高度和密度高度表示的高度相同。因而，密度高度是標準大氣條件下給定密度位置在海平面上的垂直距離。

密度高度的計算必須要考慮壓力(壓力高度)和溫度。因為任何高度上飛機性能是基於標準白天條件下的空氣密度，應用到空氣密度高度的這個性能資料可能和高度計指示不一致。在高於或者低於標準的條件下，這些高度不能直接從高度計來計算。

密度高度先通過首次測得的壓力高度來計算，然後為非標準溫度的變化而修正這個高度。由

於密度直接隨壓力而變化，隨溫度相反地變化，允許密度變化的時候一個給定的壓力高度可能存在於很大範圍的溫度內。然而，一個已知的密度會在任何一個溫度和壓力高度下發生。當然，空氣的密度對飛機和發動機性能有明顯的影響。不管飛機運行的實際高度是多少，它會表現出好像它運行在一個等於當前密度高度的高度上。

例如，當設定為 29.92 是，高度計可能指示壓力高度為 5000 英尺。根據飛機飛行手冊/飛行員操作手冊，在標準溫度條件下起飛時的地面滑跑可能要求距離為 790 英尺。然而，如果溫度是標準之上的 20 攝氏度，空氣的膨脹提高了密度高度。使用表格或者圖表中的溫度修正資料或者用電腦得出密度高度，可能發現密度高度是 7000 英尺，需要的地面滑跑距離可能會接近 1000 英尺。

空氣密度受高度，溫度和濕度變化的影響。高密度高度指的是稀薄空氣而低密度高度指的是稠密的空氣。導致高密度高度的條件是高海拔高度，低大氣壓力，高溫，高濕度或者這些因素的某些組合。低海拔高度，高大氣壓力，低溫和低濕度是低密度高度的更明顯預兆。

使用飛行計算器，密度高度可以通過輸入壓力高度和飛行高度上的外部空氣溫度來計算。密度高度也可以通過參考如圖 9-3 和 9-4 的表格和圖表來計算。

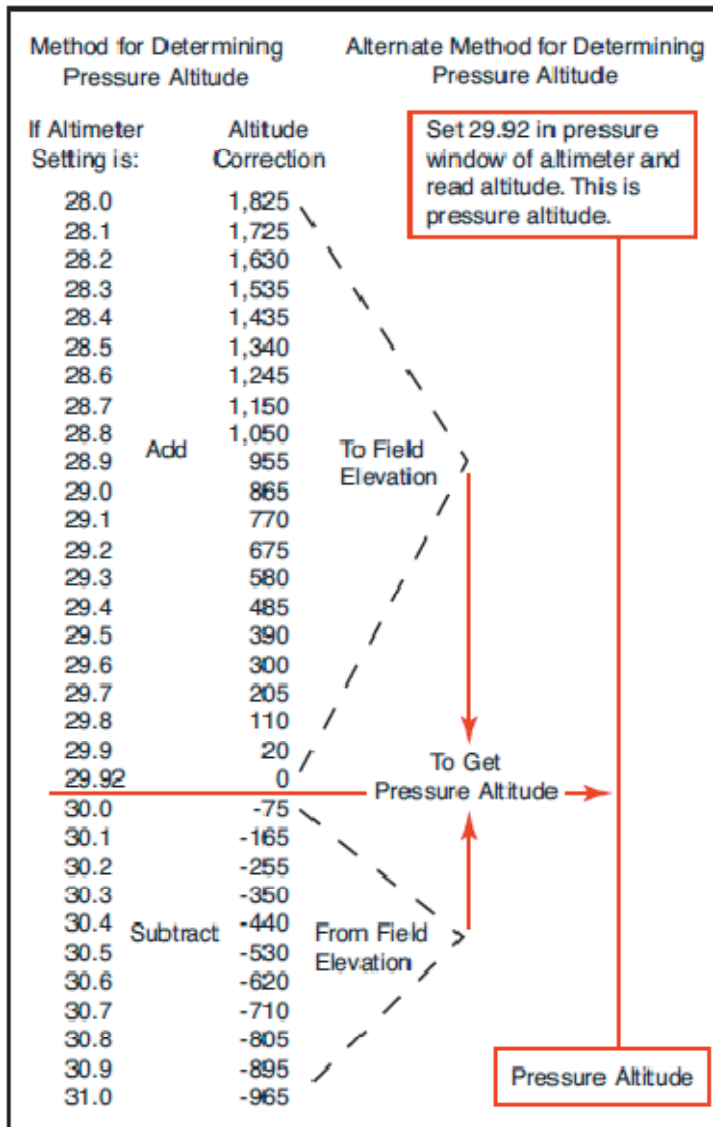


Figure 9-3. Field elevation versus pressure altitude.

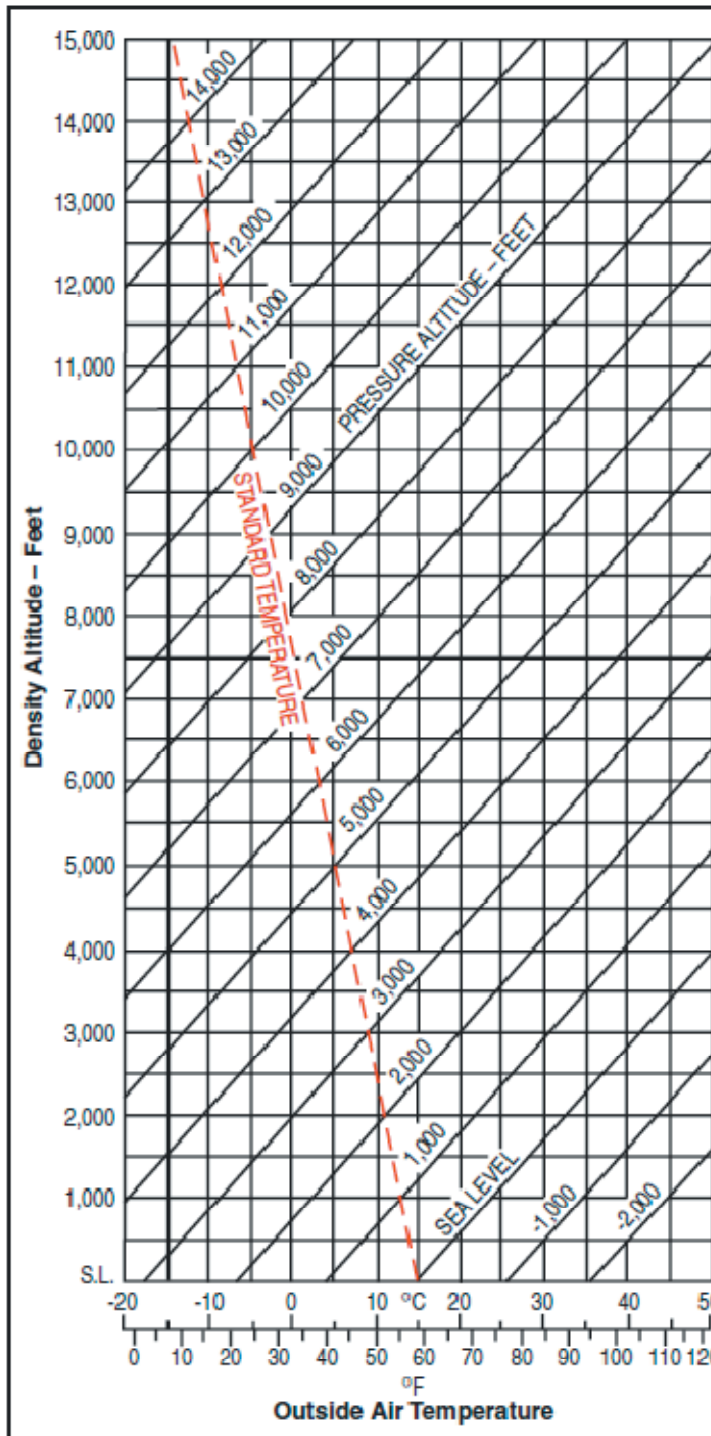


Figure 9-4. Density altitude chart.

壓力對密度的影響

因為空氣是氣體，它可以被壓縮或膨脹。當空氣被壓縮時，一定的體積就可以包含更多品質的空氣。相反地，當作用於一定體積的空氣的壓力降低時，空氣就會膨脹，佔據更大的空間。即，原來的空氣柱在低壓力時包含的空氣品質更少。換句話說，密度降低了。實際上，密度

直接和壓力成比例。如果壓力加倍，密度也加倍，且如果壓力下降了，密度也就降低。這個結論只在恒溫時才成立。

溫度對密度的影響

物質的溫度增加會降低它的密度。相反地，降低溫度會增加密度。因此，空氣密度和溫度相反變化。這個結論只在恒溫時成立。

在大氣中，溫度和壓力都隨高度而降低，對密度有相反的影響。然而，高度增加時壓力的明顯快速下降通常是主要的影響。因此，飛行員可以預期密度隨高度而降低。

濕度(潮濕)對密度的影響

前面的幾段文字假設空氣是完全乾燥的。實際上，它從來不是完全乾燥的。在大氣中懸浮的少量水蒸氣在某些情況下幾乎可以忽略不計，但是在其他情況下，濕度可能變成飛機性能中的一個重要因素。水蒸氣比空氣輕；進而，潮濕的空氣比乾燥的空氣輕。因此，空氣中的水份增加時，空氣密度會降低，密度高度增加，降低了性能。當在一組設定條件下，空氣可以變得最輕，它含有最多的水蒸氣。

濕度，也稱爲“相對濕度”，是指大氣中的水蒸汽含量，用空氣可以包含的最多水蒸氣的百分比來表示。這個含量隨著溫度而變化，暖空氣可以含有更多的水蒸氣，而冷空氣包含的更少。完全乾燥的空氣不包含水蒸氣，其相對濕度爲 0%，而飽和的空氣則不能再吸收更多的水蒸汽，其相對濕度爲 100%。在計算密度高度和飛機性能時，單獨的濕度不被看作一個重要因素；然而，它確實有影響。

溫度越高，空氣就可以含有更多的水蒸氣。當比較兩個獨立的空氣團時，第一個是溫暖且潮濕的(這兩個屬性都使空氣趨向變輕)，第二個氣團冷且乾燥(兩個屬性讓它變得更重)，第一個氣團必定沒有第二個稠密。壓力，溫度和濕度對飛機性能有很大的影響，因爲它們對密度有影響。沒有簡單規則或者圖表來計算濕度對密度高度的影響，因此可以這樣考慮，在高濕度條件下總體性能會預期下降。

性能

“性能”是一個用於描述飛機完成對特定目的有用的某些事情的能力。例如，飛機在很短距離內著陸或者起飛的能力對於在短且沒有堅實表面的飛機場活動的飛行員是一個重要的因素。承載重載荷，快速的在高海拔高度飛行或者長途飛行的能力，對定期航線和行政類飛機的運營人來說是關鍵的性能。

性能的主要要素是起飛和著陸距離，爬升率，升限，載荷，航程，速度，機動能力，穩定性和燃油經濟性。這些因素中的某些經常是直接相對的：例如，高速和著陸距離的不足；長航程對大的載荷；以及高爬升率對燃油經濟性。這些因素的一個或者多個在飛機之間的不同表現很明顯，它也說明瞭現代飛機的高度專門化。

飛機性能的很多方面是飛機和動力裝置特性組合的結果。飛機的空氣動力學特性總體上定義了各種飛行條件下的功率和推力要求，而動力裝置總體上定義了各種飛行條件下可用的功率和推力。空氣動力學配置和動力裝置的匹配是由製造商完成的，這樣可以在特定設計條件下提供最大性能，例如航程，續航能力和爬升。

平直飛行

飛行性能的所有主要方面都和飛機的穩定態飛行條件及平衡有關。飛機爲了保持穩定，水準飛行，就必須通過升力等於飛機重力和發動機推力等於飛機阻力而獲得平衡。因此，飛機的阻力確定了維持穩定的水準飛行需要的推力。

暴露於空氣中的飛機的所有部分都會引起阻力，儘管只有機翼才提供重要作用的升力。由於這個原因和某些其他相關原因，總阻力可以分爲兩部分：機翼阻力(誘導的)和除機翼之外的各部分的阻力(寄生阻力)。

飛行需要的總功率就可以認爲是克服誘導阻力和寄生阻力的總和；即飛機的總阻力。寄生阻力是壓力和摩擦阻力的總和，它是源於飛機的基本設定，根據定義它獨立於升力。誘導阻力是不合需要的，但又是獲得升力不可避免的結果。

然而，寄生阻力在高速飛行時占主導地位，誘導阻力在低速飛行時爲主導。如圖 9-5

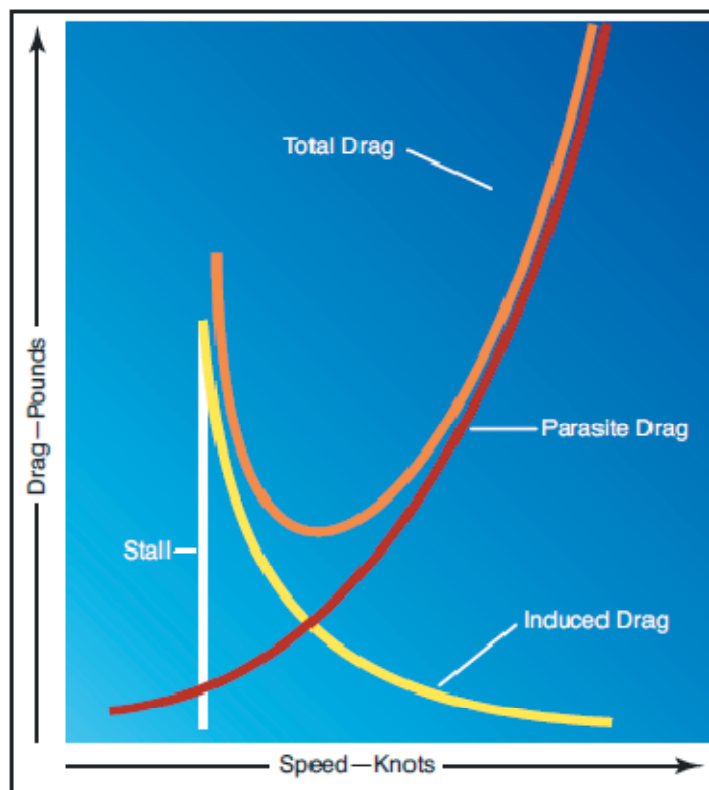


Figure 9-5. Drag versus speed.

例如，如果一架穩定狀態飛行的飛機從 100 節加速到 200 節，寄生阻力增大到四倍，但是要求克服阻力的功率要求是原來的八倍。相反地，當飛機以兩倍大的速度穩定水準飛行時，

誘導阻力就變成原來的四分之一，克服這個阻力所需要的功率就是原來的一半。

由於迎角的變化，機翼或者誘導阻力隨速度變化的方式是非常不同的。在靠近失速速度時，機翼以幾乎失速角度向相對風傾斜，且它的阻力非常大。但是在巡航飛行速度時，迎角接近為零，誘導阻力最小。達到巡航速度之後，速度的任何進一步增加的同時迎角變化很小，機翼的阻力增加直接和速度的增加成正比例。這裡沒有考慮速度超過 260 節時有關的壓縮阻力因素。

總結一下這些變化，當速度從失速速度增加到永不超過速度(VNE)時，誘導阻力降低，寄生阻力增加。

當飛機穩定而水準的飛行時，必須建立平衡條件。通過配平飛機升力等於重量，發動機設定的推力等於飛機阻力而獲得不加速狀態的飛行。

當需要的功率或者推力等於發動機的最大可用功率或者推力時，就可以獲得飛機的最大水準飛行速度。如圖 9-6

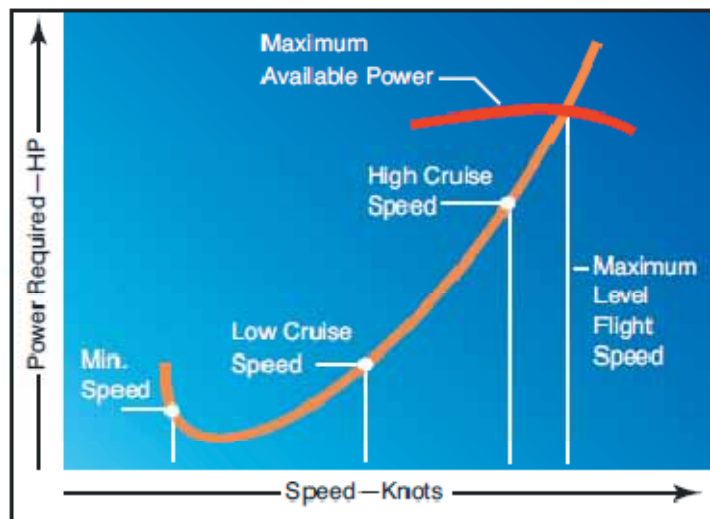


Figure 9-6. Power versus speed.

最小水準飛行速度通常不是由推力或者功率要求定義的，因為失速條件或穩定性和控制問題一般占主導地位。

爬升性能

爬升依賴於儲備功率或者推力。儲備功率是在超過一定速度下維持水準飛行所需要的功率後的可用功率。因此，如果一架飛機裝配的發動機能夠產生 200 總可用馬力，在某一水準飛行速度上只要 130 馬力，那麼爬升可用的功率就是 70(200-130=70)馬力。

儘管術語“功率”和“推力”有時可以互換使用，錯誤的暗含了它們是同義語，在討論爬升性能的時候區別這兩個非常重要。功(Work)是力和移動通過的一段距離之乘積，通常獨立於時間。功可以用幾個標準來度量：最常用的單位稱為“英尺磅”【國際標準單位是焦耳】。如果 1 磅品質升高 1 英尺，那麼就完成了 1 英尺磅單位的功。機械功率的常用單位是馬力；1

馬力是等效於在 1 分鐘內把 33000 磅品質抬升 1 英尺的功率。術語“功率”暗含著產生功的速度或者每單位元時間內的功單位，如此就是力的速度函數。“推力”也是功的一個函數，意思是促使一個物體速度的變化。這個力用磅來度量，沒有時間和效率的因素。那麼就可以這樣說，在穩定爬升期間，爬升率是額外推力的函數。

當飛機處於穩定而水準的飛行或者以小爬升角飛行時，升力的垂直分量非常近似等於實際的總升力。升力非常接近等於重力的時候才能出現這樣的爬升飛行。發動機的淨推力可能向飛行航跡傾斜，但是為簡明起見這裡忽略這個影響。雖然飛機的重力是垂直的，重量的一個分量還是會沿航跡向後作用。如圖 9-7

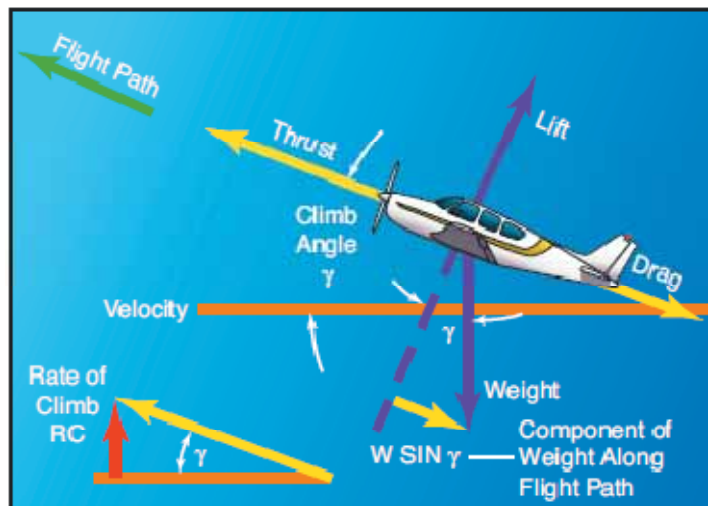


Figure 9-7. Weight has rearward component.

如果假設飛機以小角度傾斜於航跡，處於穩定爬升，航跡方向上力的總和滿足下列方程：

$$\text{前向力} = \text{後向力}$$

這個基本關係忽略了一些對於很高爬升性能的飛機重要的因素。(例如，更詳細的考慮要計算推力相對於航跡的偏離，升力將不等於重量，進而誘導阻力發生變化)但是，這個基本關係將確定影響爬升性能的主要因素。

對於給定重量的飛機，這個關係意味著爬升角取決於推力和阻力之間的差異，或者額外推力。如圖 9-8.

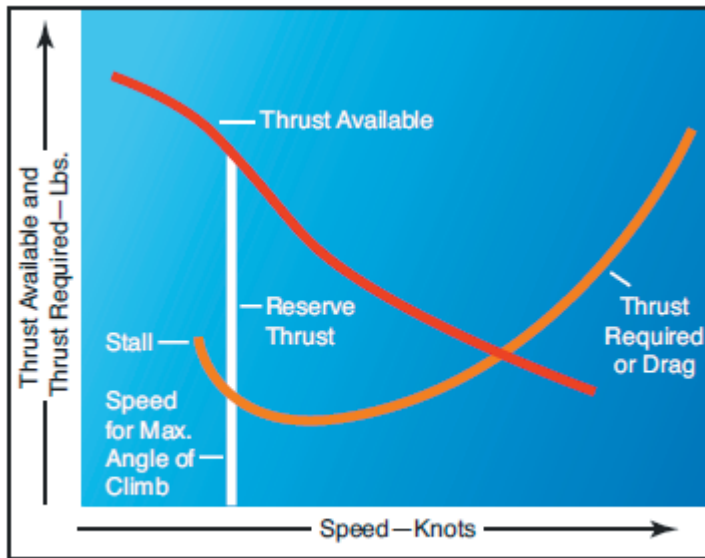


Figure 9-8. Thrust versus climb angle.

當然，額外推力為零時，航跡的傾斜度也是零，飛機將處於穩定而水準的飛行。當推力大於阻力時，額外的推力將使得飛機爬升，爬升角取決於額外推力的大小。也就是說，當推力小於阻力時，推力的不足將得到下降角。

爬升角性能的最直接影響是障礙物間隙。它的最明顯目的是可以用於從短的或者受限機場爬升越過障礙物。

當可用推力和要求推力之間存在最大差值的時候就會出現最大爬升角；例如，對於螺旋槳驅動的飛機，最大額外推力和爬升角將會發生在某一正好超過失速的速度上。因此，如果必須在起飛後越過一個障礙物，那麼螺旋槳驅動的飛機在空速接近於(如果不是等於的話)起飛速度時將獲得一個最大爬升角。

爬升性能中更為重要的是那些影響爬升率的因素。一架飛機的垂直速度取決於飛行速度和以及航跡的傾斜角。事實上，爬升率是航跡速度的垂直分量。

對於爬升率而言，當可用功率和要求功率之間有最大差值的時候就會出現最大爬升率。如圖 9-9

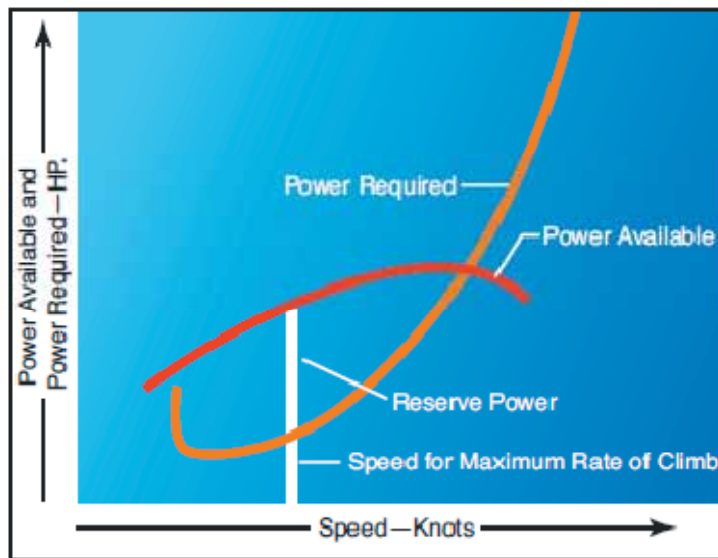


Figure 9-9. Power versus climb rate.

上述關係意味著，對於一個給定重量的飛機，爬升率取決於可用功率和要求功率的差值，或額外功率。當然，當額外功率為零時，爬升率也是零，飛機處於穩定而水準的飛行中。當可用功率大於要求功率時，額外功率將會讓飛機爬升，爬升率的大小取決於額外功率的大小。

在穩定爬升期間，爬升率將取決於額外功率，而爬升角是額外推力的函數。

一架飛機的爬升性能受某些變數的影響。飛機的最大爬升角或最大爬升率條件出現在具體的速度上，且不同的速度會產生不同的爬升性能。大多數飛機都有足夠的範圍，和最優速度的少量偏差不會導致爬升性能產生很大的變化，而且某些運行考慮可能要求速度稍微不同於最優值。當然，爬升性能在下列情況下成爲最關鍵因素，如大的總重量，在高海拔機場，在有障礙物的起飛區域，或者在發動機發生故障時。那麼，最優爬升速度就是必須的。

重量對飛機的性能有非常顯著的影響。如果向飛機增加重量，就必須以更大的迎角飛行來維持一個給定的高度和速度。這增加了機翼的誘導阻力和飛機的寄生阻力。增加的阻力意味著需要額外推力來克服它，進而就意味著爬升可用的保留功率就更少。因爲重量對性能相關的因素有如此重大的影響，飛機的設計者盡極大的努力使重量最小。

飛機的重量變化對爬升性能有雙重的影響。首先，重量的變化將會改變阻力和要求的功率。這就改變了可用的保留功率，進而影響了爬升率和爬升角。其次，重量的增加會降低最大爬升率，但是飛機必須以一個較大的爬升速度以獲得較小的峰值爬升速度。

海拔高度的增加也會增加要求功率和降低可用功率。因此，一架飛機的爬升性能隨著海拔的增加而降低。在最大爬升率，最大爬升角，最大和最小水準飛行時的空速隨高度而變化。當高度增加時，這些不同的速度最終彙聚到飛機的絕對升限。在絕對升限高度，沒有額外功率，且只有一個維持穩定水準飛行的速度。從而，飛機的絕對升限導致零爬升率。適用升限是飛機不能再以大於 100 英尺每分鐘的速度爬升的高度。通常，飛機在一個特定的設計配置條件下提供了這些具體的性能參考點。如圖 9-10

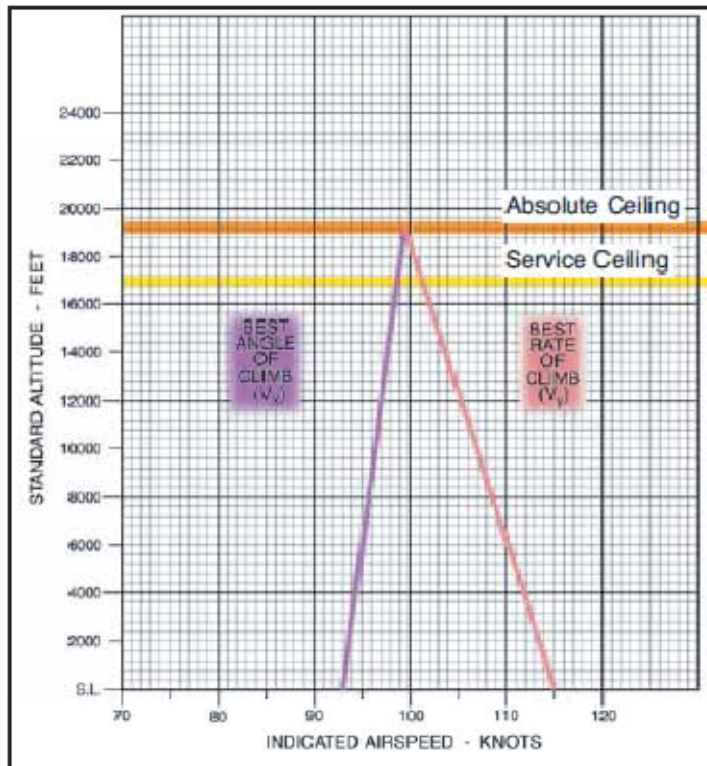


Figure 9-10. Absolute and service ceiling.

在討論性能時，經常方便的使用術語“功率載荷”和“機翼載荷”。功率載荷用磅每馬力表示，通過用飛機的總重量除以發動機的額定馬力得到。它是飛機的起飛和爬升能力的一個重要因素。機翼載荷用磅每平方英尺表示，通過飛機總重量的磅數除以機翼面積的平方英尺(包括副翼)而得到。是飛機的機翼載荷確定了著陸速度。這些因素在本章的後續部分進行討論。

航程性能

一架飛機把燃油能量轉換成飛行距離的能力是飛機性能的最重要方面之一。在飛行運行中，一架飛機的有效航程運行問題以兩種通常的形式出現：

- 1 從一個給定的燃油載荷計算最大飛行距離，或者
- 2 以最少的燃油消耗來飛行一個指定的距離。

這些運行問題的每一個的公分母是“具體航程”，即每磅燃油的具體飛行海裡數。為獲得最大航程的巡航飛行操作應該被管理，這樣飛機在整個飛行中可以獲得最大的具體航程。

具體航程可以用下列關係來定義：

具體航程 = 海裡數 / 燃油的磅數

或者

具體航程 = (海裡每小時) / (磅每小時)

或者

具體航程 = 節/燃油流量

如果想得到最大具體航程，飛行條件必須提供一個每燃油流量的最大速度。航程必須和續航時間清晰的區分開來。如圖 9-11

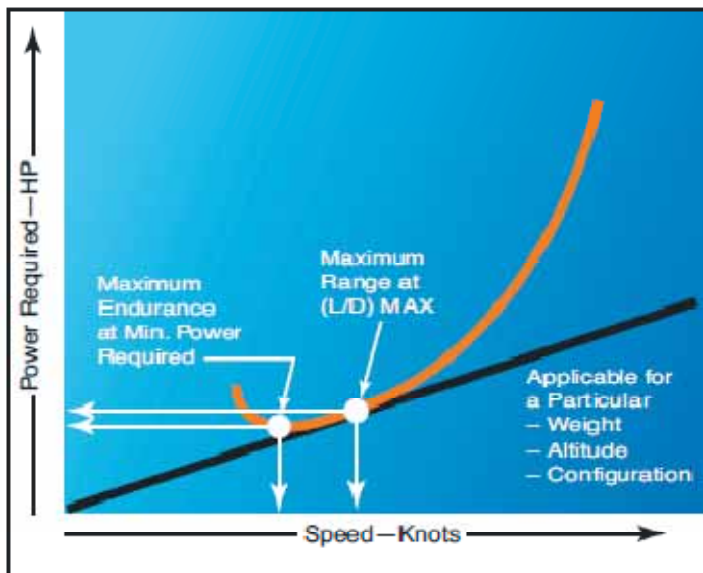


Figure 9-11. Airspeeds for maximum endurance vs. maximum range.

航程的含義涉及對飛行距離的考慮，而續航時間涉及對飛行時間的考慮。因此，定義一個獨立的術語“具體續航時間”是合適的。

具體續航時間 = 飛行小時/燃油磅數

或者

具體續航時間 = 每小時飛行時間/每小時燃油磅數

或者

具體續航時間 = 1/燃油流量

如果要計算最大續航時間，飛行條件必須提供一個最小燃油流量。雖然具體航程的峰值將提供最大航程運行，長途巡航運行通常建議以稍微高的速度飛行。大多數長途巡航運行被控制在能夠提供 99% 的絕對最大具體航程。這樣運行的優點是 1% 的航程是以高出 3-5% 的巡航速度為代價的。【建議是稍高的速度巡航將會降低最大航程，但是到達目的地的時間會有所提前，即巡航速度高出 3-5%，畢竟對於長途飛行，誰都想爭分奪秒儘量快點到達目的地。】由於較高的巡航速度有很多優點，在航程的少量損失還是划算的。具體航程的數值對速度受三個主要的變數影響：

1. 飛機總重量
2. 海拔高度

3. 飛機的外部空氣動力配置。這些是航程的來源和包含在 AFM/POH 的性能部分續航運行資料。

一架飛機的“巡航控制”意指在整個飛行中飛機運行在維持推薦的長途巡航條件。由於在巡航時燃油被消耗，飛機的總重將會變化，最優的空速，高度和功率設定也會變化。“巡航控制”意味著對最優空速，高度和功率設定的控制，目的是為了維持 99% 的最大具體航程條件。在巡航飛行的開始階段，相對較高的飛機初始重量將需要空速，高度和功率設定的具體數值來產生推薦的巡航條件。隨著燃油被消耗，飛機總重量下降，最優的空速和功率設定也會下降，或者最優的高度可能增加。另外，最優的具體航程將增加。因此，飛行員必須提供正確的巡航控制程式來確保維持在最優條件。

總航程取決於可用燃油和具體航程。當航程和運行的經濟性是主要目標時，飛行員必須確保飛機將運行在推薦的長途巡航條件。根據這個程式，飛機將能夠達到它的最大設計運作半徑，或者可以獲得小於最大的飛行距離，到達目的地時還有最大的燃油儲備。

螺旋槳驅動的飛機把螺旋槳和發動機結合起來提供推進功率。在往復式發動機的情況下，燃油流量主要是根據進入螺旋槳的軸功率而不是推力來計算的。因此，燃油流量可以直接的和維持飛機穩定水準飛行需要的功率發生關係。這個事實允許通過分析要求功率對於速度的關係來計算航程。

最大續航時間條件將在最小要求功率點獲得，因為這需要最低的燃油流量而保持飛機穩定水準飛行。最大航程條件將出現在速度和要求功率比值最大時。如圖 9-11

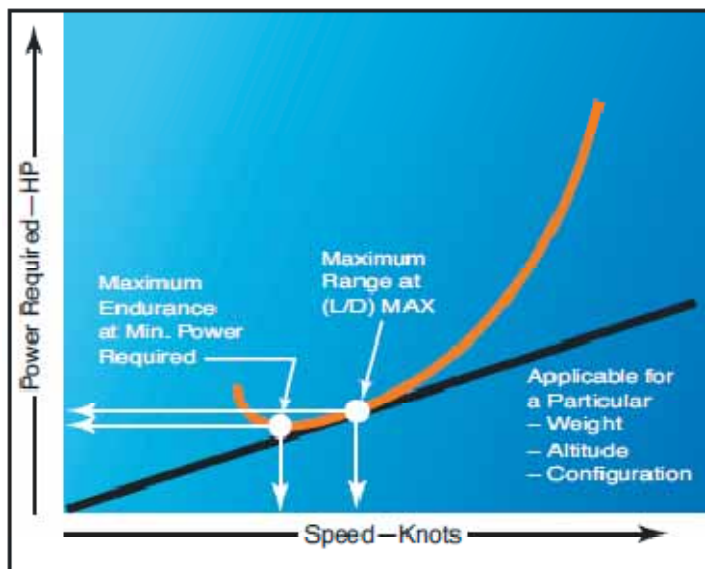


Figure 9-11. Airspeeds for maximum endurance vs. maximum range.

最大航程條件在最大升阻比處獲得，要重點說明的是對於一個給定的飛機配置，最大升阻比發生在特定的迎角和升力係數條件下，且通常不受重量和高度的影響。重量的變化將改變空速的數值和獲得最大升阻比需要的功率。如圖 9-12

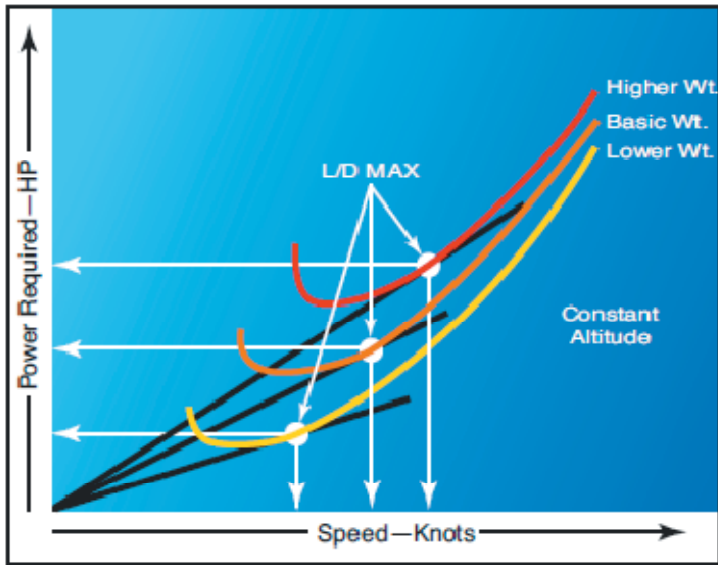
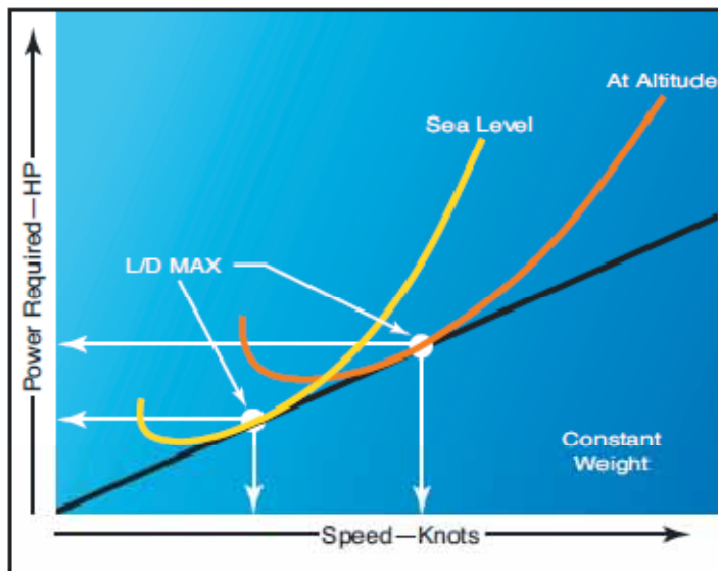


Figure 9-12. Effect of weight on speed for maximum range.

作為巡航控制程式的一部分，飛行員必須監控速度和要求功率的變化，來維持最大升阻比。當飛機的燃油重量是總重的一小部分且飛機的航程也小，巡航控制程式可以簡化為本質上在巡航飛行時間內維持恒定的速度和功率設定。長航程的飛機燃油重量是總重的相當一部分，巡航控制程式必須使用預定的空速和功率變化來維持最優的航程條件。

在螺旋槳驅動的飛機上，高度對航程的影響可以通過檢查圖 9-13 來理解。在高海拔高度操控的飛行將有較大的真空速，所需要的功率也相應的比在海平面時大。飛機的阻力在高海拔高度和在海平面時的阻力一樣，但是較高的真空速導致相應的要求功率也更大。請注意直線既和海平面功率曲線相切，也和海拔高度功率曲線相切。



高度對具體航程的影響也可以從前面的關係中認識到。如果高度的一個變化導致速度和要求功率的同樣變化，速度對要求功率的比例就不會改變。這個事實意味著螺旋槳驅動的飛機的具體航程不會受高度影響。實際上，這對於程度來說是對的，具體燃油消耗和螺旋槳效率是能夠導致具體航程隨高度變化的主要因素。如果可壓縮性影響可以忽略，具體航程隨高度的

任何變化是發動機/螺旋槳性能的一個嚴格的函數。

裝配了往復式發動機的飛機的具體航程向上到它的絕對高度會經歷非常小的變化。對於制動馬力低於發動機的最大巡航功率額定(發動機運行的貧油範圍)，**制動具體燃油消耗**可以忽略。因此，只當增加的功率要求超出發動機的最大巡航功率額定時，高度的增加會引起具體航程的降低。增壓的一個優點是在高海拔高度可以維持巡航功率，伴隨著真空速的相應增加，飛機可以在高海拔高度達到航程。**【增壓的發動機燃燒效率通常更高，也就能夠在高海拔維持較好的輸出功率，而同時真空速隨著高度增加而增加了，所以航程方面有優勢。】**高海拔高度巡航和低海拔高度巡航的主要差別是真空速和爬升燃油要求。

【制動具體燃油消耗-往復式發動機輸出 1 馬力的功率，每小時燃燒的燃油磅數。制動馬力- 飛機發動機在螺旋槳軸(主輸出或者主驅動)上輸送的功率。】

地面效應

地面效應是由於飛行時飛機的氣流模式對翼面的幹擾。地面效應可以在翼面之上的一個翼展高度內檢測和測量到。然而，地面效應在飛機以低速維持在一個恒定高度或者低高度飛行時極其重要(例如，在接地前的著陸拉平期間，和飛機離地加速到爬升速度的起飛期間)。

當機翼收到地面效應的影響時，上洗流和下洗流以及翼尖渦流都會減弱。由於翼尖渦流的減弱，誘導阻力也降低。當機翼位於四分之一翼展高度時，誘導阻力大約降低 25%，當機翼高度等於十分之一翼展時，誘導阻力大約降低 50%。在寄生阻力為主導的高速飛行時，誘導阻力只是總阻力的一小部分。因而，在起飛和降落期間，地面效應的影響是更大的考慮。如圖 9-14

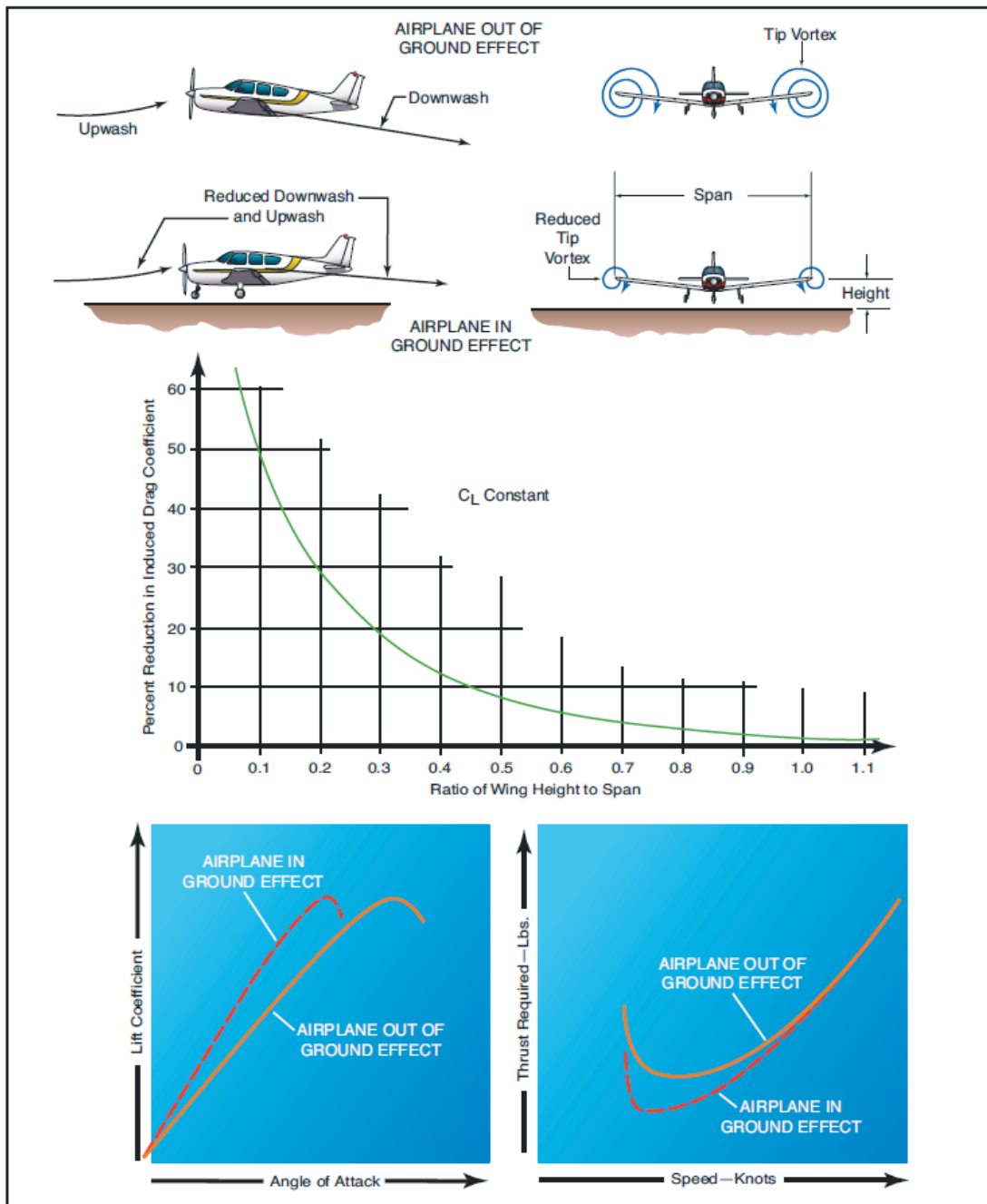


Figure 9-14. Ground effect.

假設飛機維持恒定迎角和空速下降到地面效應裡，將會發生如下影響：由於阻力的降低，將需要更小的機翼迎角來產生相同的升力係數，或者，如果維持恒定的機翼迎角，機翼的升力係數將會增加。

作為阻力降低的結果，在低速時需要的推力也會降低。

水準尾翼下洗流的減弱會降低升降舵的有效性。它可能引起機頭下沉的趨勢，這樣就要求方向舵更加的向上來平衡飛機。

在大多數情況下，地面效應會導致靜壓源壓力的增加，引起空速和高度的較低指示。

在飛機以恒定迎角進入地面效應的拉平期間，飛機將會經歷升力係數的增加。因此，會經歷到“漂浮”的感覺。由於地面效應中的阻力降低，拉平期間的任何過速都可能導致一個相當長的“漂浮”距離。如果正在執行有功率進近，當飛機下降進入到地面效應時，應該降低功率設定以避免飛過了預期的接地點。

起飛期間，飛機離開地面效應會遇到和進入地面效應相反的情況。例如，飛機離開地面效應時會：

要求增加迎角，以維持相同的升力係數

發生誘導阻力的增加，進而要求推力增加，

發生飛機有機頭上仰的趨勢，這要求升降舵行程降低來配平飛機，因為在水準尾翼的下洗流增強【壓力差增加，尾翼向下的力增加，進而導致機頭有上仰的趨勢，但是要控制不能過分上仰。】

一般還會遇到靜壓源壓力降低和指示空速增加。

由於地面效應中阻力降低，飛機好像能夠以低於推薦的空速起飛。然而，當飛機以不足的空速飛出地面效應高度時，最初的爬升性能由於阻力增加而被證明是臨界的。在例如高密度高度，高溫和最大總重的極端情況下，飛機可能以不足的空速升空，但是卻不能飛出地面效應。進而，飛機可能飛越不了障礙物，或者可能又跌落(settle back)到跑道。在邊際條件下，飛機以推薦的空速起飛能夠提供足夠的初始爬升性能，這點很重要。如果跑道足夠長，或者沒有障礙物存在，地面效應可以通過利用降低的阻力來改進最初的加速而作為它的優點。地面效應對於正常飛行運行在柔軟而粗糙的場地起飛和著陸的性能非常重要。從這些表面起飛的程式要轉換成地面運行期間機翼上盡可能多的重量，和獲得真實飛行速度前借助於地面效應的起飛。那麼就必須逐漸的降低迎角，直到在努力爬升離開地面效應前獲得正常的空速。

反向命令區域

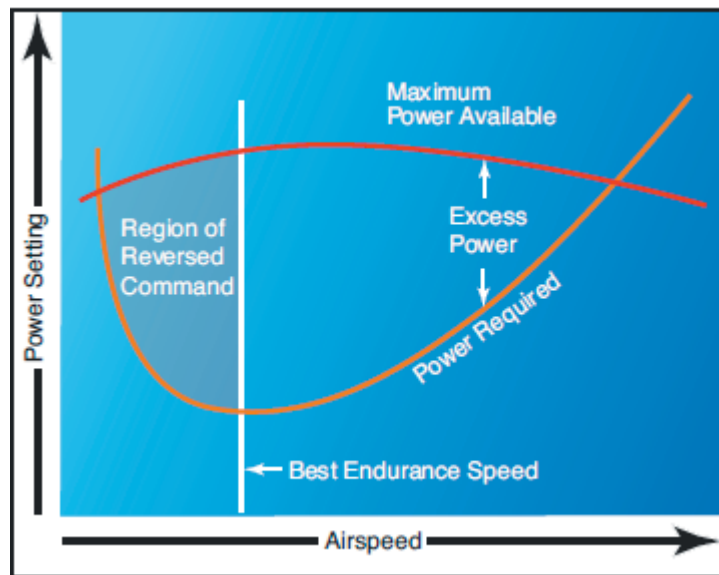
飛機的空氣動力學特性從總體上確定了不同飛行條件下的功率需求，而發動機的實際能力總體上確定了不同飛行條件下的可用功率。當飛機處於穩定的水準飛行時，必定獲得了平衡條件。當升力等於重力，動力所設定的推力等於飛機阻力的時候就能獲得不加速狀態的飛行。以不同的速度飛行在恒定的高度上為獲得平衡所需要的功率用功率需求曲線表示。功率需求曲線說明瞭這樣的一個事實，即在接近失速的低速或者最小可控空速時，穩定水準飛行所需要的功率設定是非常高的。

正常控制區(region of normal command)的飛行含義是當保持在恒定高度時，空速越高要求的功率設定也就越高，空速越低要求的功率設定也就越低。大多數飛機的飛行(爬升，巡航和機動)是控制在正常控制區。

反向控制區(region of reversed command)的飛行含義是較高的空速需要較低的功率設定，而較低的空速需要較高的功率設定來保持恒定的高度。它的意思不是說功率的降低將會導致空速降低。在飛行的低速階段會遇到反向控制區。低於最大續航時間速度(功率曲線的

最低點)的飛行速度隨空速降低需要較高的功率設定。由於隨著空速降低而要增加需求功率設定和正常控制的飛行相反，位於最小需求功率設定的速度和失速速度(或最小可控速度)之間的飛行速度機制用術語反向控制區表示。在反向控制區，為了保持穩定的飛行，隨著空速的降低，必須要同時增加功率設定。

圖 9-15 中最大可用功率顯示為一條曲線。較低的功率設定，例如巡航功率，也會顯示出類似的曲線。需求功率曲線的最底點表示在這個速度上最低制動馬力可以維持水準飛行。這用術語最好續航時間空速(best endurance airspeed)表示。



一架以低空速，高俯仰姿態有功率進近的飛機著陸於短場跑道，這是運行在反向控制區的例子。如果將要發生無法接受的高速下降，飛行員有可能通過增加功率來降低或停止下降。但是如果不使用額外的功率，那麼飛機將可能失速或者著陸時不能拉平。在這種情況下只通過降低飛機機頭來重新獲得飛行速度而不使用功率，那麼將會導致快速的下降速度，相應的高度也就不能維持。

如果在軟場地起飛或者爬升中，例如，飛行員在沒有獲得正常的爬升俯仰姿態和空速的條件下就視圖飛出地面效應，那麼飛機可能以危險的低高度不經意的進入了反向控制區。即使是使用了滿功率，飛機或許也不能爬升或者甚至不能維持高度。這種情況下飛行員唯一可以依靠的就是為了增加速度而放低飛機的俯仰姿態，這將不可避免的導致高度的損失。

當以低飛行速度運行在反向控制區時，飛機駕駛員必須對空速的準確控制予以特別注意。

跑道表面和坡度

跑道條件影響起飛和著陸性能。典型的，性能圖表資訊是假設跑道表明是鋪設的，水準，光滑且乾燥。因為沒有兩條跑道是一樣的，一條跑道的表明不同於另一條，例如跑道的梯度或者斜度。如圖 9-16

TAKEOFF DISTANCE MAXIMUM WEIGHT 3800 LBS													
SHORT FIELD													
CONDITIONS: Flaps 10° 2850 RPM, Full Throttle and Mixture Set at Placard Fuel Flow Prior to Brake Release Cowl Flaps Open Paved, Level, Dry Runway Zero Wind													
NOTES: 1. Short field technique as specified in Section 4. 2. Landing gear extended until takeoff obstacle is cleared. 3. Where distance value has been deleted, climb performance after lift-off is less than 150 fpm. Rate of climb is based on landing gear extended and flaps 10° at takeoff speed. 4. Decrease distances 10% for each 10 knots headwind. For operation with tailwinds up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2.5 knots. 5. For operation on a dry, grass runway, increase distances by 15% of the "ground roll" figure.													
WEIGHT LBS	TAKEOFF SPEED KIAS		PRESS ALT FT	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	LIFT	AT		GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR

MIXTURE SETTING	
PRESS ALT	PPH
S.L.	144
2000	138
4000	132
6000	126
8000	120

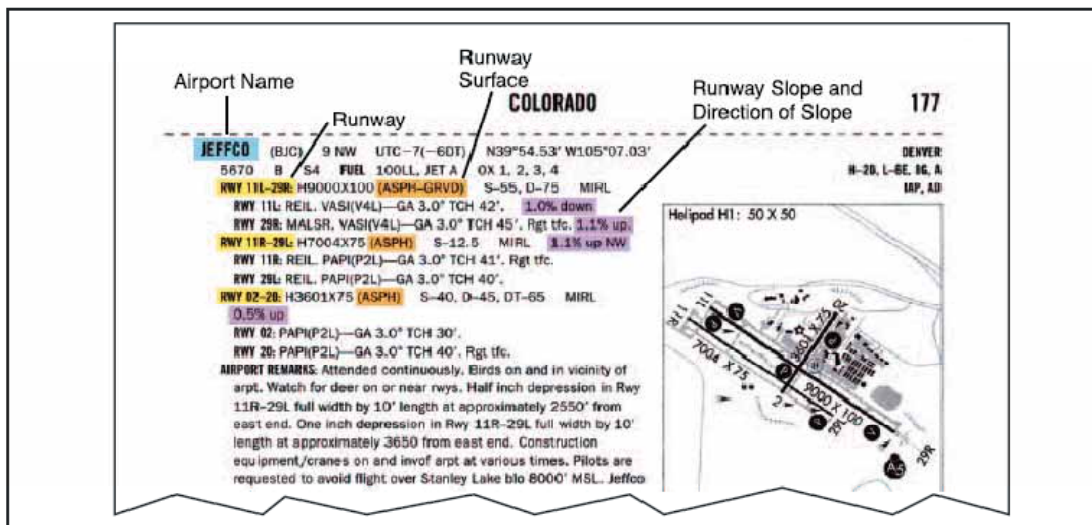
跑道表面隨機場不同而差別很大。碰到的跑道表明可能是混凝土的，瀝青的，沙礫的，泥土的或者草地的。具體機場的跑道表明在機場/設施目錄中說明。任何不堅硬和光滑的跑道表面都會增加起飛時的地面滑跑距離。這是因為輪胎不能在這樣的跑道上順利的滾動。輪胎會陷入鬆軟的，草地的或者泥濘的跑道上。道面上的坑窪不平或者車轍會稱為跑道上輪胎運動不暢的原因。

諸如泥漿，積雪，或者積水這些障礙都會降低飛機沿跑道的加速性能。儘管多泥的和潮濕地面條件可以降低輪胎和跑道之間的摩擦力，它們也會稱為障礙，降低了著陸距離。如圖 9-17



當面對不同的跑道類型時，制動效果是另一個考慮因素。跑道表面條件影響飛機的制動能力。應用於剎車且輪胎不打滑時的功率大小被稱作制動有效性。確保跑道的長度足夠起加速，且當得知跑道低於理想跑道表面條件時確保跑道長度足夠著陸減速。

跑道的傾斜度或坡度是跑道高度隨跑道長度的變化量。坡度用百分比表示，例如 3% 坡度。這個意思是每 100 英尺跑道，跑道高度變化 3 英尺。一個正的坡度表示跑道高度增加，而負的坡度表示跑道高度的降低。上坡的跑道會阻礙加速，導致起飛時地面滑跑距離較長。然而，著陸在上坡跑道通常會減少著陸滑跑距離。下坡跑道有助於起飛時的加速，導致起飛距離縮短。著陸時則反之，當著陸在下坡跑道時會增加著陸距離。跑道坡度資訊包含在機場/設施目錄中。如圖 9-18



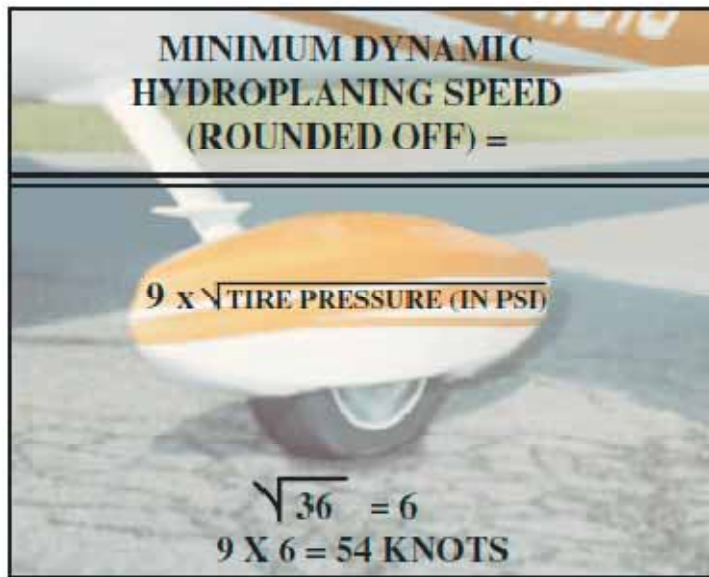
跑道上的水和動態打滑

跑道上的水會降低輪胎和地面之間的摩擦力，也會降低制動效率。當輪胎打滑時，制動能力就完全失去，因為一層水隔開了輪胎和跑道表面。當跑道被冰覆蓋時，也會失去制動效率。

當跑道是濕的，飛行員會面臨動態打滑。動態打滑是一種狀態，這時飛機的輪胎在一層水上滾動而不是在跑道面上。因為打滑的輪子沒有接觸跑道，基本不能實現制動和方向控制。

為了說明使動態打滑降到最低，一些跑道開了凹槽以助於排出積水；但是大多數跑道沒有。

輪胎壓力(譯者注：這裡是指輪胎對跑道表面的壓強，而不是內部的氣壓。)是動態打滑中的一個因素。



根據圖 9-19 的簡單公式，飛行員可以計算節為單位元的最小速度，在這個速度將發生打滑。簡單來說，最小打滑速度是通過主輪輪胎壓力的平方根乘以 9 得到的，胎壓單位是磅每平方英寸。例如，如果主輪輪胎壓力是 36 磅每平方英寸，那麼飛機將在 54 節(36 的平方根為 6，6 乘以 9 等於 54)速度的時候開始打滑。

以高於推薦的接地速度著陸將使得飛機的打滑可能性更大。而且一旦開始打滑，在低於最低的初始打滑速度以下還會打滑。(譯者注：通常會發現，最大靜摩擦力會大於滑動摩擦力，這也是一旦打滑後，即使速度低於最小初始打滑速度時還能繼續打滑的主要原因。)

在潮濕的跑道上，方向控制可以通過迎風降落來優化。應該避免生硬的控制。當跑道是潮濕的，著陸前做好制動問題的準備，準備好應付打滑。選擇一個最和風向對齊的跑道來降落。此時機械的制動可能是低效的，因此空氣動力學制動應該能發揮它的全部優勢。(譯者注：潮濕的地面不利於使用主輪剎車制動，因為容易打滑，所以要充分利用迎風的阻力來制動。)

起飛和著陸性能

飛行員導致的飛機事故大多數發生在飛行的起飛和著陸階段。由於這個事實，飛行員就必須熟悉所有影響飛機起飛和著陸性能的變化因素，在這些飛行階段必須努力做到準確而專業的操作程式。

起飛和著陸性能是加速和減速運動的一種狀態。例如，在起飛期間，飛機從零速度起飛加速至起飛速度而升空。在降落期間，飛機以著陸速度接地，減速至零速度。

起飛或者著陸性能的重要因素如下列：

- 起飛或著陸速度一般的是失速速度或者最小飛行速度的函數。
- 起飛或著陸滑跑期間的加速或減速的快慢。任何物體的加速和減速直接的和力的不平衡而正比例變化，而隨物體的品質反比變化。
- 起飛或這著陸滑跑的距離是加速/減速和速度這兩者的函數。

起飛性能

最小起飛距離是任何飛機運行的主要影響，因為它確定了跑道要求。最小起飛距離是通過以某一最小安全速度起飛來得到的，這個最小安全速度允許失速速度之上的足夠富餘，提供符合要求的控制和初始爬升率。一般的，升空速度是飛機起飛設定條件下的失速速度或者最小可控速度的某一固定百分比。同樣地，升空將發生在某一特定的升力係數和迎角數值。根據飛機的特性，升空速度約是失速速度或者最小可控速度的 **1.05 到 1.25 倍**。

為計算特定升空速度時的最小起飛距離，在起飛滑跑期間作用於飛機的力必須提供最大加速度。作用於飛機的各種力可能受到或者不受到飛行員的控制，特定的飛機可能需要不同的程式來維持起飛加速在最大值。

發動機推力是提供加速的主要力量，對於最小起飛距離，輸出推力應該是最大值。只要飛機有速度就會產生升力和阻力，升力和阻力的值依賴於迎角和動態壓力。

除了正確的程式的重要因素之外，還有很多其他變數影響飛機的起飛性能。在起飛滑跑期間改變起飛速度或加速度的任何細節都會影響起飛距離。

例如，總重量對起飛距離的影響是重大的，在預測飛機的起飛距離時必須徹底的考慮這個因素。可以認為增加的總重量對起飛性能有三方面的影響：

1. 較高的升空速度
2. 要加速更大的品質
3. 增加的減速力量(阻力和地面摩擦力)如果總重量增加，就需要更大的速度來產生更大的使飛機以起飛升力係數升空的升力。作為總重量變化的影響的例子，起飛重量增加 **21%** 將需要升空速度增加 **10%** 來支援更大的重量。

總重量的變化將改變有效加速力，也改變了被加速的總品質。如果飛機有相對較高的推重比，有效加速力的變化就會很小，而且對加速的主要影響是由於品質的變化。

起飛距離隨總重量的平方而緩慢變化。例如，起飛總重量的 **10%** 增加將導致：

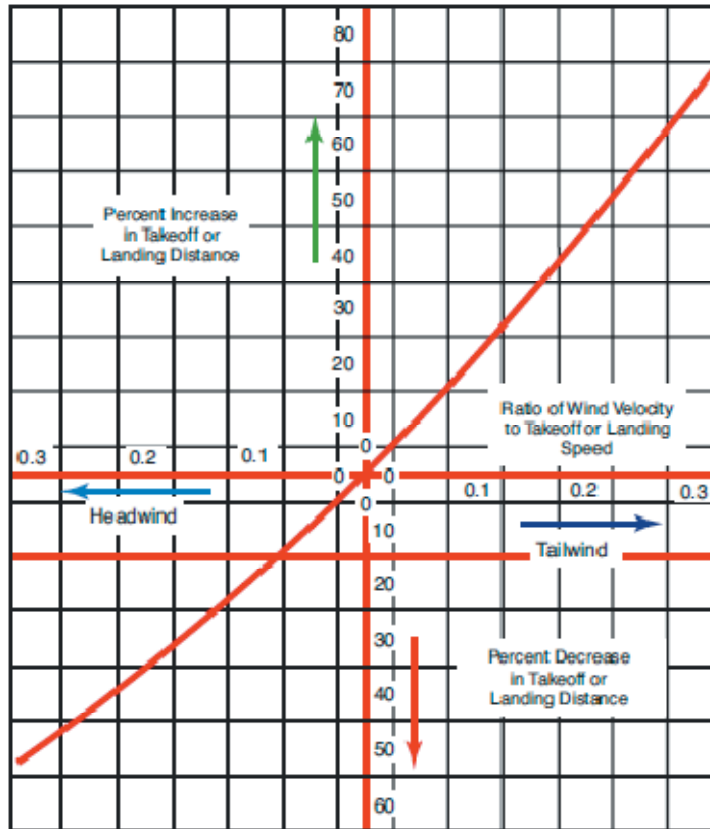
- 需要起飛速度增加 **5%**
- 加速度至少降低 **9%**
- 起飛距離至少增加 **21%**

對於高推重比的飛機，起飛距離的增加可能大約為 **21% 到 22%**，但是對於推重比相對較低的飛機，起飛距離的增加將大約為 **25%-30%**。如此強烈的影響要求預測起飛距離時充分考慮總重量這個因素。

風對起飛距離的影響是很大的，在預測起飛距離時也必須充分的考慮。迎風的影響是使飛機能夠以較低的地面速度達到升空速度，而順風的影響是要求飛機獲得更大的地面速度才能達到升空速度。

為起飛空速 10% 的迎風風速會減少起飛距離大約為 19%。然而，起飛空速 10% 的順風風速將會增加起飛距離大約 21%。當迎風風速是起飛速度的 50% 時，起飛距離將大約是無風時起飛距離的 25% (降低了 75%)。

風對著陸距離的影響和對起飛距離的影響是一樣的。圖 9-20 用起飛或著陸距離的百分比變化和風速對起飛或著陸速度比率的函數，說明瞭風的綜合影響。



【橫軸為風速對起飛或著陸速度的比率，縱軸是起飛或著陸距離的百分比變化量】

當跑道長度和起飛距離處於臨界時，合適的起飛速度的影響是特別重要的。在飛機飛行手冊/飛行員操作手冊中指定的起飛速度是一般的最小安全速度，飛機可以以這個速度升空。任何以低於推薦速度起飛的努力將意味著飛機可能失速，變得難以控制，或者初始爬升率非常低。在某些情況下，過大的迎角可能使飛機不能飛出地面效應。另一方面，起飛時過大的空速可能提高初始爬升率和飛機的操縱感，但是會引起起飛距離的不必要增加。假設加速度實質上不受影響，那麼起飛距離將隨著起飛速度的平方變化。

因此，空速超出 10% 將會增加起飛距離 21%。在大多數臨界起飛條件下，起飛距離如此的增加是禁止的，飛行員必須堅持使用推薦的起飛速度。

壓力高度和環境溫度的影響主要的確定了密度高度和它對起飛性能的影響。而溫度對發動機性能的某些指標的影響同時被適當修正的話，那麼就確定了密度高度對起飛性能的具體影響。密度高度的增加將對起飛性能產生兩方面的影響：

1. 更大的起飛速度
2. 降低推力，而且減少了有效加速力。

如果一架給定重量和配置的飛機運行在海平面之上更高的高度，飛機將仍然要求動態壓力以起飛升力係數升空。因此，飛機在這個高度上將以和在海平面高度上相同的指示空速起飛，但是由於空氣密度降低了，真實空速將會更大。【空氣密度降低之後，只有運動的更快才能產生更大的衝壓力，指示空速讀數才會更大。】

密度高度對發動機推力的影響很大程度上依賴於發動機類型。標準海平面之上的高度增加將使非增壓的往復式發動機的功率輸出立即降低。但是，標準海平面之上的高度增加將不會使增壓的往復式發動機輸出功率降低，直到高度超過了臨界運行高度。對於這些隨高度增加而推力降低的發動機，有效加速力和加速度的影響可以近似的假設直接隨空氣密度變化。實際上，這個假定的變化也接近近似對高推重比飛機的影響。

爲了準確的計算起飛滑跑距離，必需正確的計算壓力高度(外業高程[field elevation]是一個不合格的代替數值)和溫度。

大多數起飛性能的臨界條件是高總重量，高海拔高度，高溫度，和不利風向這些因素的某種組合的結果。在所有情況下，飛行員必須利用飛機飛行手冊/飛行員操作手冊中的性能資料準確的計算起飛距離，不管可用的跑道是什麼情況，都要努力做到完美而專業的起飛程式。

在使用飛機飛行手冊/飛行員操作手冊中的資料計算起飛距離時，必須給出下列主要的考慮因素：

- 壓力高度和溫度 - 爲了計算密度高度對起飛距離的影響
- 總重量 - 對起飛距離有很大的影響
- 風 - 由於風或沿跑道的風分量，有很大的影響
- 跑道坡度和狀況 - 斜坡的影響以及諸如冰或雪之類的減速效果的因素。

著陸性能

在很多數情況下，一架飛機的著陸距離將確定飛行運行的跑道要求。最小著陸距離是通過以某一最小安全速度著陸而得到的，這個速度在失速之上留有足夠的餘度，能夠提供滿意的控制和複飛能力。總的來說，著陸速度是飛機以著陸設定條件下的失速速度或者最小可控速度的某一固定百分比。如此，著陸是在某一特定的升力系數值和迎角時實現的。具體的數值將依賴於飛機的特性，但是，一旦確定之後，數值就獨立於重量，高度和風。

爲得到特定著陸速度下的最小著陸距離，作用於飛機的力在著陸滑跑期間必須提供最大減速能力。著陸滑跑時作用於飛機的力可能需要不同的程式來維持著陸減速在最大值。

必須區分最小著陸距離的程式和在相當長的跑道上常規著陸的差別。最小著陸距離是通過飛機產生持續的峰值著陸減速而得到的；即，廣泛使用剎車來獲得最大減速性能。另一方面，在相當長的跑道上進行常規著陸的滑跑允許廣泛的使用氣動阻力來使得輪胎和制動器的磨損降到最低。如果氣動阻力足夠讓飛機減速，那麼它可以用於著陸的早期階段而不同於使用剎車；例如，持續的猛烈使用剎車和輪胎會導致受損，但是氣動阻力卻是免費的，使用的時候也不會有磨損。氣動阻力只可以應用於減速到接地速度的 60%到 70%。當速度小於接地速度的 60%到 70%時，氣動阻力就非常的小，基本沒什麼用，就必須使用剎車來讓飛機產生持續的減速。因爲在著陸滑跑期間的目標是減速，那麼發動機推力就應該是最小可能

的正值(在反推力的情況就應該是最大可能的負值)。

除了正確的程式這個重要因素之外，很多其他變數也影響著陸性能。在著陸滑跑期間任何改變著陸速度或者減速率的因素都會影響著陸距離。總重量對著陸距離的影響是確定著陸距離的主要因素之一。變重的總重量的一個影響是需要更大的速度來維持飛機處於著陸迎角和升力係數。

作為總重量變化的影響的一個例子，著陸重量增加 21%就需要著陸速度增加 10%來支援更大重量。

當考慮最小著陸距離時，制動器摩擦力在著陸滑跑時占主導地位，對於大多數飛機的設定，制動器的摩擦力是減速的主要來源。

最小著陸距離將隨總重量直接成正比變化。例如，著陸總重量增加 10%將會導致

- 著陸速度增加 5%
- 著陸距離增加 10%

與此相關的意外情況是重量和制動器摩擦力之間的關係。

風對著陸距離的影響很大，在預測著陸距離時要充分考慮。由於飛機將以獨立於風的特定空速著陸，風對著陸距離的主要影響就歸於飛機接地時的地速變化。風對著陸時減速的影響和對起飛時加速的影響是一樣的。

為著陸速度 10%的迎風將會降低著陸距離大約 19%，但是著陸速度 10%的順風將會增加著陸距離大約 21%。圖 9-20 說明瞭這個大體的影響。

壓力高度和周圍溫度的影響是計算密度高度和他們對著陸性能的影響。密度高度的增加將會增加著陸速度但是不會改變淨阻力。因此，這個高度的飛機將以和在海平面相同的指示空速著陸，但是由於密度高度降低，真空速將會更大。由於飛機在這個高度以相同的重量和氣動壓力著陸，著陸滑跑的整個過程中阻力和制動器摩擦力和在海平面時有相同的值。只要條件處於制動器的能力之內，淨阻力就是不改變的，減速就和在海平面著陸時相同。既然高度的增加不會改變減速，密度高度對著陸距離的影響實際上歸於更大的真空速(TAS)。

在 5000 英尺海拔高度時的最小著陸距離將會比在海平面時的最小著陸距離大 16%。著陸距離隨高度每增加 1000 英尺大約增加 3.5%。為準確的計算著陸距離就必須正確的計算密度高度。

當跑道長度和著陸距離處於臨界時，合適的著陸速度的影響是重大的。飛機飛行手冊/飛行員操作手冊中指定的著陸速度一般是飛機可以著陸的最小安全速度。任何低於指定速度的著陸嘗試可能意味著飛機將會失速，難以控制，或者導致較高的下降率。另一方面，以過大的速度著陸可能稍微增加了可控性(特別是在側風時)，但是會導致不期望的著陸距離增加。

著陸速度超出 10%將會導致著陸距離至少增加 21%。過大的速度也讓制動器承受過大的工作負載，因為必須消耗額外的動能。而且，額外的速度導致正常的地面姿態下的阻力和升

力增加，增加的升力將會降低制動器表面的正常力。【升力增加，導致制動器和跑道之間的壓力減小，導致摩擦力降低，進而制動效果降低。】這個速度範圍內接地後的立即減速會收到損失，很可能輪胎在這點制動時發生爆裂。

著陸性能的大多數臨界條件是一些因素組合的結果，如高的總重量，高密度高度，和不順利的風。這些條件導致了最大的著陸距離，為制動所需要的能量消耗提供了臨界水準。在所有情況下，準確的預測最小著陸距離來和可用的跑道長度比較是非常必要的。一個完美而職業化的著陸程式是必須的，因為飛行的著陸階段飛行員導致的飛行事故比飛行的其他任何單一階段都要多。

根據飛機飛行手冊/飛行員操作手冊中的資料計算最小著陸距離時，必須給出下列的考慮事項：

壓力高度和溫度 - 為了計算密度高度的影響

總重量 - 它確定了著陸的標定空速(CAS)

風 - 由於風或者沿跑道的風分量而成為一個大的影響

跑道坡度和狀況 - 為跑道坡度的常規值而做的小的修正，但是雪，冰和柔軟地面有重要影響。

性能速度

真空速(TAS) - 飛機相對於它所在的空氣團的飛行速度。

指示空速(IAS) - 空速指示器上觀察到的飛機速度。這是一個指示器誤差，安裝誤差和壓縮性誤差未經修正的空速。

標定空速(CAS) - 安裝誤差和儀錶誤差經過修正後的空速指示器讀數。在海平面標準大氣條件下標定空速等於真空速。空速指示器上不同設計的速度標記可能是 IAS 或者 CAS。

等效空速(EAS) - 安裝誤差和儀錶誤差以及特定高度上絕熱的可壓縮流修正後的空速指示器讀數。在海平面標準大氣條件下 EAS 等於 CAS。

Vs0 - 經校定的停車失速速度或者飛機在著陸設定時維持可控性的最小穩定飛行速度。

Vs1 - 經校定的停車失速速度或者飛機在指定的設定時維持可控性的最小穩定飛行速度。

Vy - 在這個標定空速飛機在每單位時間內可以獲得最大的高度增加。這個最佳爬升率速度通常地會隨著高度的增加而緩慢降低。

Vx - 在這個標定空速飛機在一個給定的水準距離內可以獲得最高的高度。這個最佳爬升角速度通常地會隨著高度的增加而緩慢增加。

Vle - 起落架放下時飛機可以安全飛行的最大標定空速。這是一個涉及到穩定性和可控性的問題。

Vlo – 起落架可以安全的放下和收起的最大標定空速。這是一個涉及到在放下和收起起落架時作用於工作機械結構上的氣動載荷的問題。

Vfe – 機翼襟翼位於一個規定的伸出位置時允許的最高標定空速。這是因為要考慮作用於襟翼結構上的氣動載荷。

Va – 標定的設計機動速度。這是作用限定的載荷(陣風或者是控制面的完全偏轉)而不會導致結構損壞的最大速度。

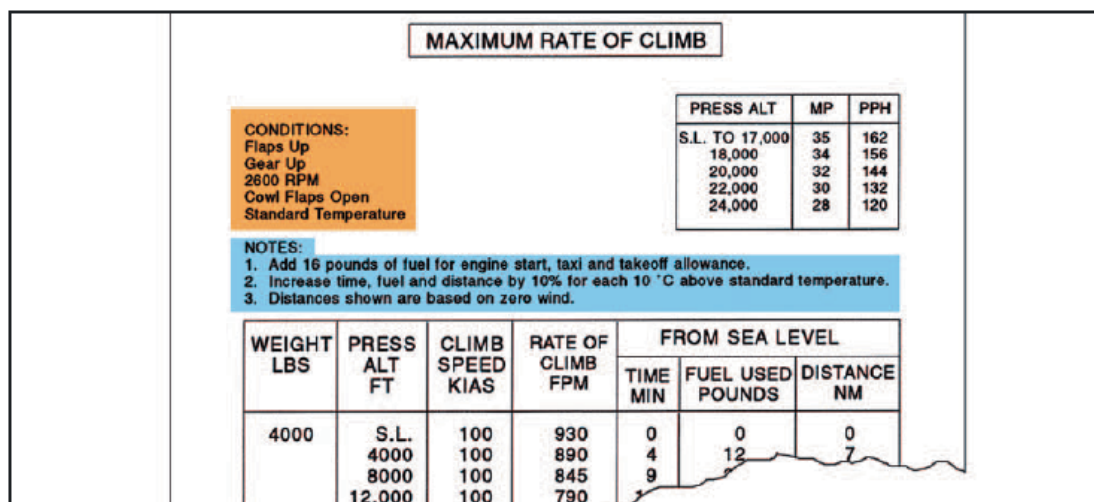
Vno – 正常運行或者最大結構巡航速度時的最大標定空速。以這個速度飛行時，超出限制的載荷因數可能導致飛機結構的永久變形。

Vne – 永遠也不應該超過的標定空速。如果試圖以超過這個速度的空速飛行，可能導致結構性損壞或者結構性故障。

性能圖表

性能圖表給飛行員計算飛機的起飛，爬升，巡航，和著陸性能。製造商提供的這些圖表包含在飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊中。製造商在這些圖表上提供的資訊從一架飛機的測試飛行中收集的，測試飛行是在常規飛行條件下且駕駛技能為平均水準，飛機和發動機處於良好工作狀態。工程師記錄下飛行資料，然後根據飛機在測試飛行中的表現製作性能圖表。通過使用這些性能圖表，飛行員可以計算起飛和著陸需要的跑道長度，飛行中將要使用的總燃油量，以及到達目的地需要的時長。記住這點很重要，如果飛機不具備良好工作狀態或者運行在不利條件下，圖表上的資料將是不準確的。因此，如果飛機未處於良好運行狀態或者駕駛技能低於平均水準，那麼必須要考慮補償性能資料。每一架飛機的行為都是不同的，因此有不同的性能資料。在每次飛行前要計算飛機的性能，這是因為每次的飛行也是不同的。

每一個圖表都是基於某種條件的，且包含如何把這些資訊應用於飛行條件的說明。閱讀每一種圖表並且理解如何用它這個技能是很重要的。還要閱讀製造商提供的隨附指南。要獲得如何使用這些圖表的解釋，請參考製造商為特定圖表提供的例子。如圖 9-21



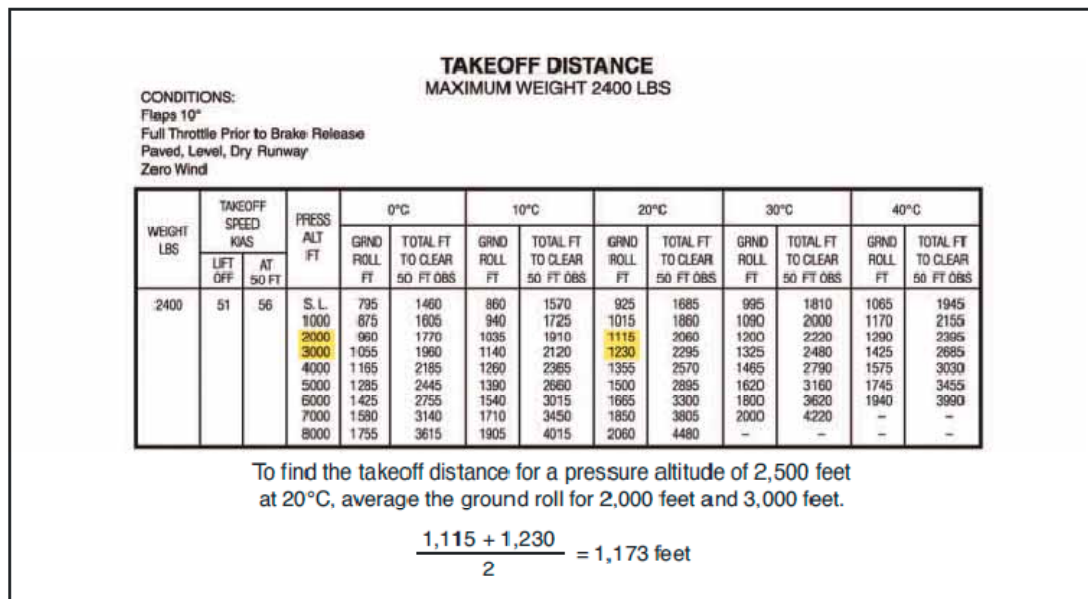
製造商提供的資訊是非標準化的。資訊可能包含在表格格式中，而其他資訊可能包含在曲線圖中。有時候，組合的曲線圖把兩個或者多個曲線圖組合到一張曲線圖裡來校正飛行的多種條件。複合的曲線圖讓飛行員用一張圖就可以計算密度高度，重量和風變化時的飛機性能。由於可以從這種圖表中分析出大量的資訊，非常準確的閱讀這種圖表就很重要。一開始的一個小誤差會導致最後的一個大差錯。

本章的後續部分包含總體上的飛機性能資訊，還要討論圖表包含了什麼資訊，以及用直接閱讀和插值法如何分析圖表中的資訊。每一個圖表都包含了制定飛行計畫時應該使用的非常有價值的資訊。用於飛行所有方面的表格，曲線圖和複合曲線圖格式的例子也會被討論。

插值法

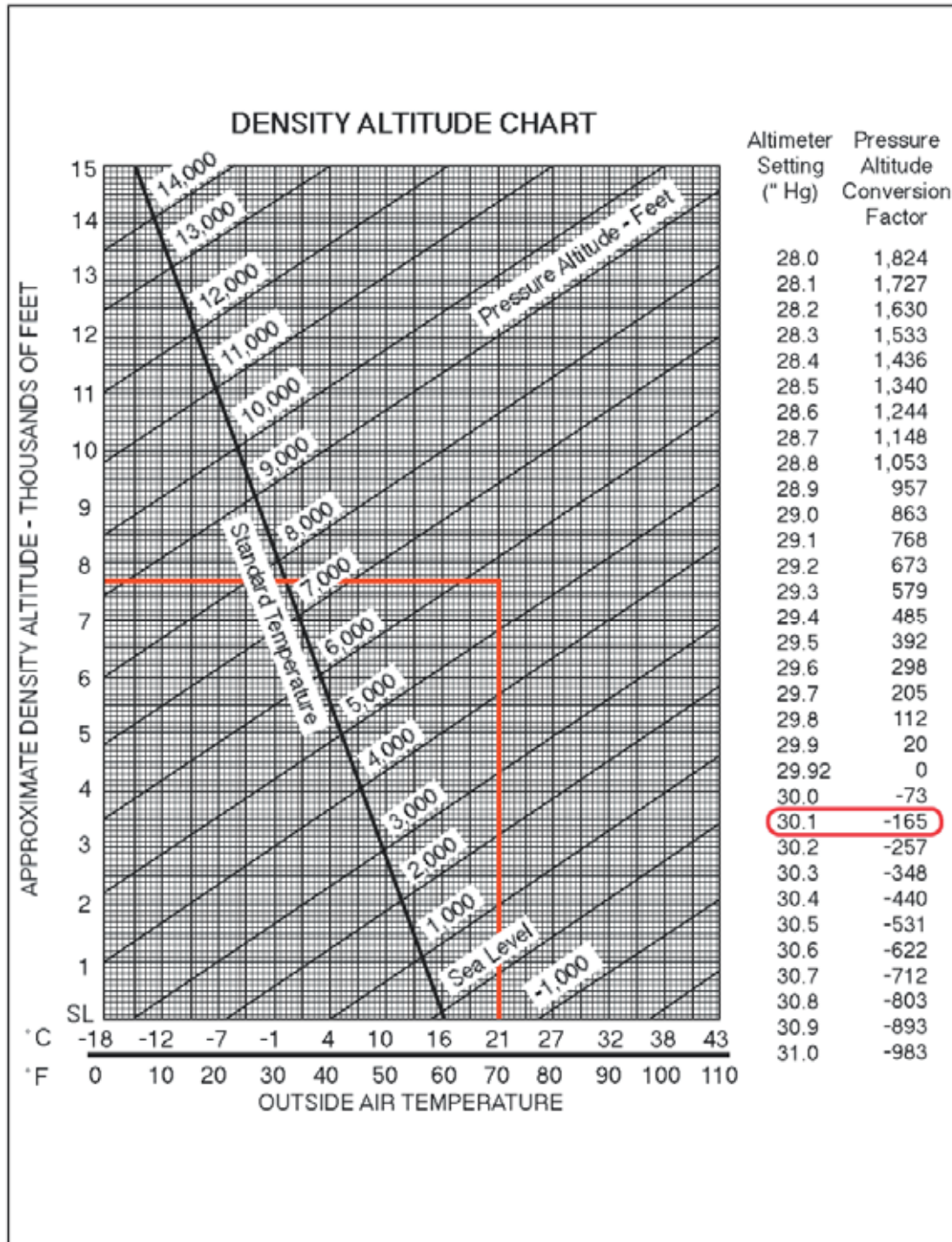
並非圖表上的所有資訊都是容易分析的。一些圖表要求用插值法來發現特定飛行條件下的資訊。插值法資訊意思是通過使用已知的資訊，飛行員可以計算中間資訊。然而，飛行員有時把從圖表得到的數位四捨五入成一個更加保守側數字。

使用稍微更加不利的條件的數位能夠提供性能資訊的合理估計，還提供了少許安全餘量。下麵的說明是一個從起飛距離圖獲得插值法資訊的例子。如圖 9-22



密度高度圖

使用密度高度圖計算起飛機場的密度高度。使用圖 9-23 來計算基於給定資訊的密度高度。



示例問題 1

機場海拔高度.....5883 英尺
 外部大氣溫度(OAT).....70 華氏度
 高度計讀數.....30.10 英寸汞柱

首先，計算壓力高度轉換。在高度計標題下查找 30.10。查看對應的第二列的讀數。其值為“-165”。因此，必須從機場海拔高度減去 165 英尺，則壓力高度為 5718(5883-165=5718)英尺。下一步，沿圖示的底線刻度查找外部空氣溫度。從 70 華氏度位置劃一條直到 5718 英尺壓力高度線，其位置大約是 5000 英尺到 6000 英尺這兩

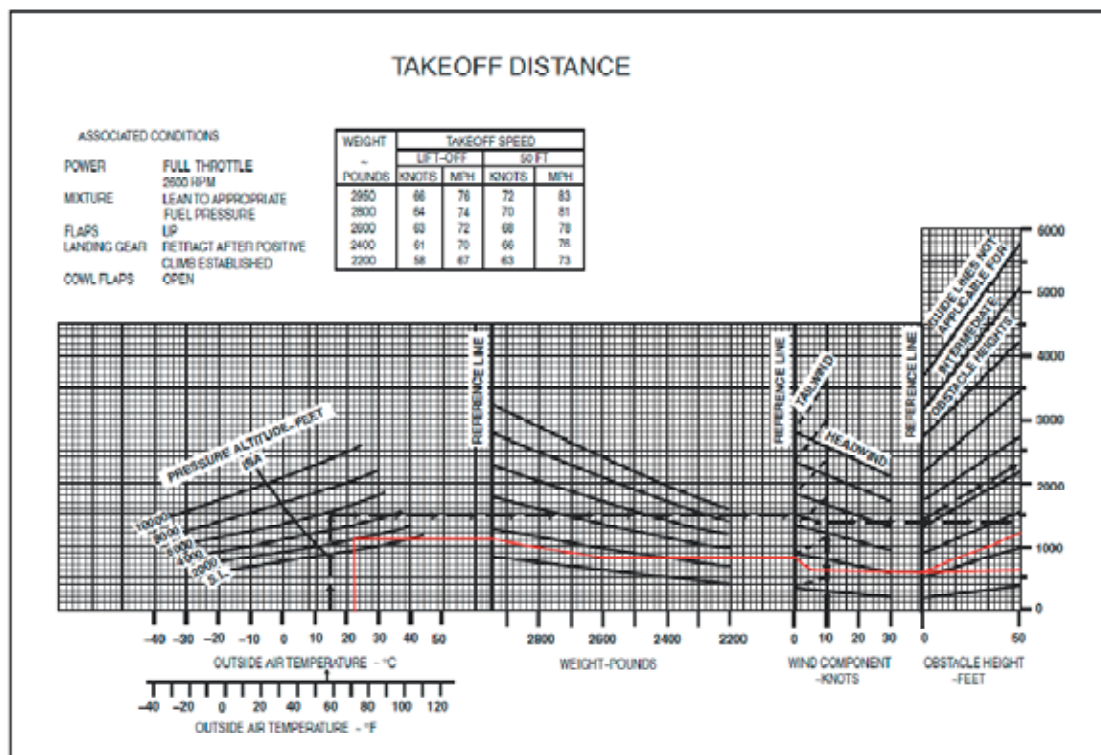
根線之間上部的三分之二位置。再從這個點向圖表的左側劃一條線，就可以讀出近似的密度高度。近似的密度高度為 7700 英尺。

起飛圖表

起飛圖示典型的有好幾種格式。飛行員通過使用它們來計算飛機在不使用襟翼或者特定襟翼設定下的起飛距離。飛行員也可以計算無襟翼起飛飛越 50 英尺高障礙物地點的距離，以及有襟翼時飛越 50 英尺障礙物的距離。起飛距離圖表的資訊是按照不同的飛機重量，海拔高度，溫度，風，以及障礙物高度而提供的。

示例問題 2

- 壓力高度.....2000 英尺
- 外部大氣溫度(OAT).....22 攝氏度
- 起飛重量.....2600 磅
- 迎風速度.....6 節
- 障礙物高度.....50 英尺障礙物



參考圖 9-24。這個圖示是一個複合的起飛距離圖表。它在一張圖中考慮了壓力高度，溫度，重量，風和障礙物。首先，沿著 22 攝氏度向上的直線直到和 2000 英尺高度線相交。從這個交點，劃一條直跨到第一條黑色輔助線的直線。繼續從參考點以斜線方向順著周圍的線條劃，一直到和對應的重量線相交。從 2600 磅的交點，劃一條直線直到它到達第二條輔助線。再次，順著斜線的方向直到到達 6 節迎風的標記處。沿直線到達第三個輔助線，從這個位置向兩個方向劃一條線。第一，劃一條直線來計算地面滑跑距離。下一步，再次沿著斜線直到它到達對應的障礙物高度。在這個例子中，它是 50 英尺障礙物。因此，劃一條斜線到圖示的遠邊。其結果是 600 英尺滑跑距離和飛越 50 英尺障礙物的總距離為 1200 英尺。要

查找升空和飛越 50 英尺障礙物對應的起飛速度，要參考圖示頂部的表格。在這個例子中，2600 磅時的升空速度將是 63 節，飛過 50 英尺障礙物的速度將是 68 節。

示例問題 3

壓力高度.....3000 英尺
 外部大氣溫度.....30 攝氏度
 起飛重量.....2400 磅
 迎風.....18 節

CONDITIONS: Ramp 10° Full Throttle Prior to Brake Release Paved Level Runway Zero Wind TAKEOFF DISTANCE MAXIMUM WEIGHT 2400 LB SHORT FIELD													
NOTES: 1. Prior to takeoff from fields above 3000 feet elevation, the mixture should be leaned to give maximum RPM in a full throttle, static runup. 2. Decrease distances 10% for each 9 knots headwind. For operation with tailwind up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots. 3. For operation on a dry, grass runway, increase distances by 15% of the "ground roll" figure.													
WEIGHT LB	TAKEOFF SPEED KIAS		PRESS ALT FT	0 °C		10 °C		20 °C		30 °C		40 °C	
	LIFT OFF	AT 50 FT		GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS
2400	51	59	S.L.	795	1460	890	1570	925	1665	995	1810	1065	1945
			1000	875	1605	940	1725	1015	1860	1090	2000	1170	2155
			2000	960	1770	1035	1910	1115	2060	1200	2220	1290	2395
			3000	1055	1960	1140	2120	1230	2295	1325	2480	1425	2685
			4000	1165	2185	1260	2365	1355	2570	1465	2790	1575	3030
			5000	1285	2445	1390	2660	1500	2898	1620	3160	1748	3458
			6000	1425	2735	1540	3015	1665	3300	1800	3620	1940	3980
7000	1580	3140	1710	3450	1850	3825	2000	4220	---	---	---	---	
8000	1755	3615	1905	4015	2090	4480	---	---	---	---	---	---	
2200	49	54	S.L.	650	1195	700	1280	750	1375	805	1470	865	1575
			1000	710	1310	765	1405	825	1510	885	1615	930	1730
			2000	780	1440	840	1545	905	1660	975	1785	1045	1915
			3000	855	1585	925	1705	995	1835	1070	1975	1150	2130
			4000	945	1740	1020	1890	1100	2040	1180	2200	1270	2375
			5000	1040	1945	1125	2105	1210	2275	1305	2465	1405	2665
			6000	1150	2170	1240	2355	1340	2555	1445	2775	1555	3020
7000	1270	2440	1375	2655	1485	2890	1605	3155	1730	3450			
8000	1410	2780	1525	3015	1660	3305	1785	3630	1925	4005			
2000	46	51	S.L.	525	970	565	1035	605	1110	650	1185	695	1265
			1000	570	1060	615	1135	655	1215	710	1295	765	1365
			2000	625	1160	675	1240	725	1330	780	1425	840	1485
			3000	690	1270	740	1365	800	1465	860	1570	920	1665
			4000	760	1400	815	1500	880	1615	945	1735	1015	1865
			5000	830	1545	900	1660	970	1790	1045	1925	1120	2070
			6000	920	1710	990	1845	1070	1990	1145	2145	1235	2315
7000	1015	1900	1095	2055	1190	2225	1275	2405	1370	2605			
8000	1125	2125	1215	2305	1310	2500	1410	2715	1520	2950			

參考圖 9-25。這是一個用於短場地起飛的起飛距離圖例子。對於這個圖，首先查找起飛重量。找到 2400 磅後，從圖表的左側開始讀到右側。起飛速度在第二列，在第三列的壓力高度下，查找 3000 英尺的壓力高度。仔細的順著這行向右側找，直到找到溫度一欄下的 30 攝氏度。地面滑跑總距離讀數為 1325 英尺，飛過 50 英尺障礙物要求的總距離是 2480 英尺。在這一點，有 18 節迎風風速。閱讀說明部分的第二點，它說對每 9 節迎風要降低距離 10%。對於 18 節的迎風，必須降低距離 20%。1325 英尺乘以 20% 等於 265 英尺，然後從總距離中減去，得到 1060 英尺。重複這個步驟來計算飛越 50 英尺障礙物需要的總距離。地面滑跑距離是 1060 英尺，飛越 50 英尺障礙物所需要的總距離是 1984 英尺。

爬升和巡航圖表

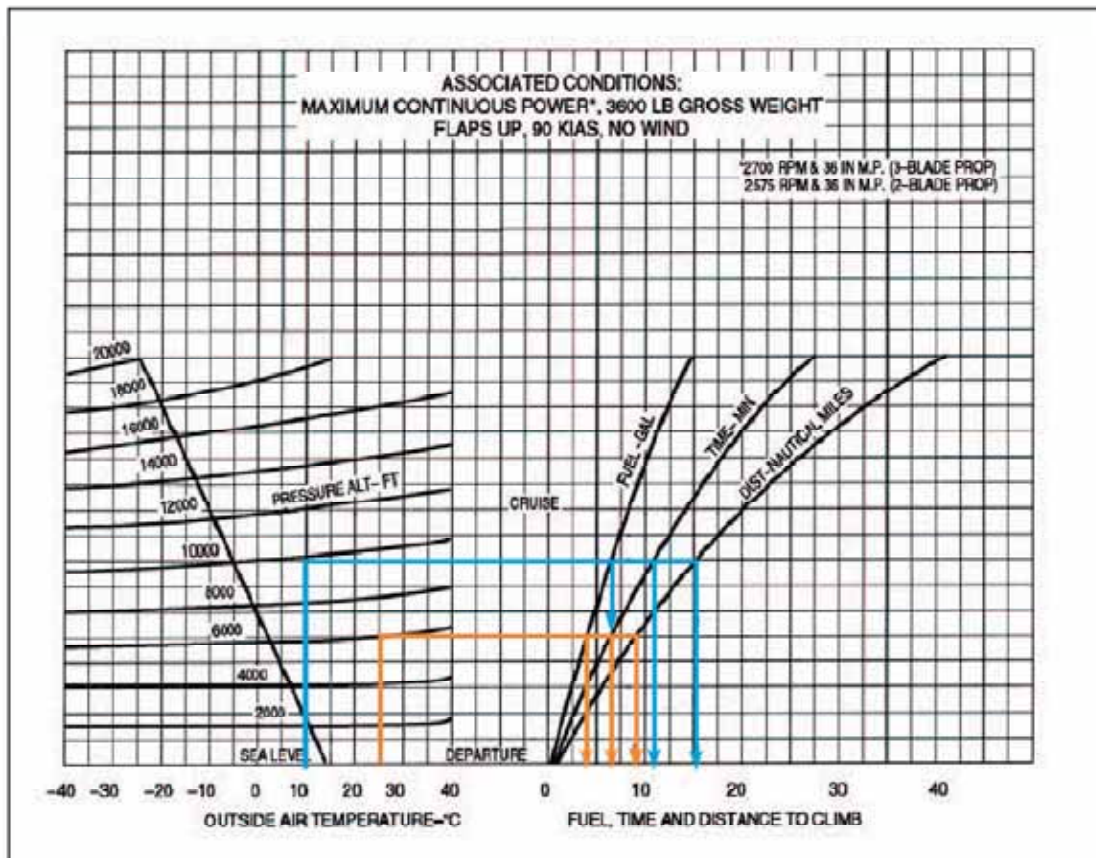
爬升和巡航圖資訊是基於同樣類型的一架飛機進行的實際飛行測試。當計畫一次越野飛行而計算性能和飛機的燃油消耗時，這個資訊是相當有用的。製造商為爬升和巡航性能製作了幾個不同的圖表。這些圖表會包含從燃油，時間和距離到爬升，巡航時的最好功率設定到巡航

航程性能的一切。

檢查爬升性能的第一個圖表就是一張燃油，時間，和距離-爬升圖。這個圖會給出爬升期間使用的燃油量，完成爬升所需要的時間，爬升過程所要經過的地面距離。要使用這個圖表，獲得出發機場和巡航高度的資訊。使用圖 9-26，基於它來計算燃油，時間和爬升的距離。

示例問題 4

- 出發機場壓力高度.....6000 英尺
- 出發機場外部大氣溫度(OAT).....25 攝氏度
- 巡航壓力高度.....10000 英尺
- 巡航外部大氣溫度(OAT).....10 攝氏度



首先，查找出發機場的資訊。沿圖表的底部左手邊查找出發機場的 OAT。順著 25 攝氏度的線一直向上，直到和對應的壓力高度 6000 英尺線相交。繼續這條線向右側和全部的三條燃油，時間，距離線相交。從高度和燃油，高度和時間線的交點劃一條向下的直線，第三條線在高度和距離的交點。讀數應該是 3.5 加侖壇友，6.5 分鐘的時間和 9 海裡距離。下一步，重複這個步驟來查找巡航高度資訊。讀數應該是 6.5 加侖燃油，11.5 分鐘時間和 15 海裡距離。使用每組燃油，時間和距離的數位和另一個相減(6.5-3.5=3 加侖燃油)。即要消耗 3 加侖燃油，5 分鐘時間來爬升到 10000 英尺。在這個爬升中，前進的距離是 6 海裡。記住，根據圖表頂部的說明，這些數字沒有考慮風的影響，而且假設使用最大的持續功率。

下一個例子是燃油，時間和距離-爬升表。對於這個表格，使用和前一個圖表一樣的基本標準。然而，必須用不同的方式來查找資訊。參考圖 9-27 來解決下麵的示例問題。

示例問題 5

出發機場壓力高度.....海平面
 出發機場 OAT.....22 攝氏度
 巡航壓力高度.....8000 英尺
 起飛重量.....3400 磅

NORMAL CLIMB - 110 KIAS					
CONDITIONS: Flaps Up Gear Up 2500 RPM 30 Inches Hg 120 PPH Fuel Flow Cowl Flaps Open Standard Temperature					
NOTES: 1. Add 16 pounds of fuel for engine start, taxi and takeoff allowance. 2. Increase time, fuel and distance by 10% for each 7 °C above standard temperature. 3. Distances shown are based on zero wind.					
WEIGHT LBS	PRESS ALT FT	RATE OF CLIMB FPM	FROM SEA LEVEL		
			TIME MIN	FUEL USED POUNDS	DISTANCE NM
4000	S.L.	605	0	0	0
	4000	570	7	14	13
	8000	530	14	28	27
	12,000	485	22	44	43
	16,000	430	31	62	63
	20,000	365	41	82	87
3700	S.L.	700	0	0	0
	4000	665	6	12	11
	8000	625	12	24	23
	12,000	580	19	37	37
	16,000	525	26	52	53
	20,000	460	34	68	72
3400	S.L.	810	0	0	0
	4000	775	5	10	9
	8000	735	10	21	20
	12,000	690	16	32	31
	16,000	635	22	44	45
	20,000	565	29	57	61

首先，查找圖表第一欄中給定的重量 3400。移到壓力高度欄來查找海平面高度數位。在海平面，其數字為 0。下一步，看一下和巡航高度 8000 英尺對應的行。通常的，飛行員會從另一組資料減去這兩組數字，但是假設的事實海平面讀數為 0，可以知道從海平面上升到 8000 英尺需要的時間為 10 分鐘。也可以知道會使用 21 磅燃油且爬升期間前進 20 海里。然而，溫度是 22 攝氏度，它比標準溫度 15 度高出 7 攝氏度。這個圖表的說明部分提示我們的結果必須對標準溫度之上每 7 度增加 10%。結果乘以 10%(10X10%=1)等於 1。1+10=11。在考慮額外的 10%之後，結果應該是 11 分鐘，23.1 磅燃油，距離為 22 海里。請注意報告的燃油是以磅為單位的，而不是加侖。航空燃油為每加侖 6 磅，因此 23.1 磅的燃油等於 3.85 加侖的燃油。(23.1/6=3.85)

下一個例子是巡航和航程性能圖表。這種圖表是設計用於計算特定巡航設定下的真空速，燃油消耗，續航小時數，和航程英里數。使用圖 9-28 來計算給定條件下的巡航和航程性能。

示例問題 6

壓力高度.....5000 英尺

RPM.....2400rpm
 燃油裝載量.....38 加侖，沒有儲備燃油

Gross Weight- 2300 Lbs. Standard Conditions Zero Wind Lean Mixture								
NOTE: Maximum cruise is normally limited to 75% power.								
ALT.	RPM	% BHP	TAS MPH	GAL/ HOUR	38 GAL (NO RESERVE)		48 GAL (NO RESERVE)	
					ENDR. HOURS	RANGE MILES	ENDR. HOURS	RANGE MILES
2500	2700	86	134	9.7	3.9	525	4.9	660
	2600	79	129	8.6	4.4	570	5.6	720
	2500	72	123	7.8	4.9	600	6.2	760
	2400	65	117	7.2	5.3	620	6.7	780
	2300	58	111	6.7	5.7	630	7.2	795
	2200	52	103	6.3	6.1	625	7.7	790
5000	2700	82	134	9.0	4.2	565	5.3	710
	2600	75	128	8.1	4.7	600	5.9	760
	2500	68	122	7.4	5.1	625	6.4	790
	2400	61	116	6.9	5.5	635	6.9	805
	2300	55	108	6.5	5.9	635	7.4	805
	2200	49	100	6.0	6.3	630	7.9	795
7500	2700	78	133	8.4	4.5	600	5.7	755
	2600	71	127	7.7	4.9	625	6.2	790
	2500	64	121	7.1	5.3	645	6.7	810
	2400	58	113	6.7	5.7	645	7.2	820
	2300	52	105	6.2	6.1	640	7.7	810
10,000	2650	70	129	7.6	5.0	640	6.3	810
	2600	67	125	7.3	5.2	650	6.5	820
	2500	61	118	6.9	5.5	655	7.0	830
	2400	55	110	6.4	5.9	650	7.5	825
	2300	49	100	6.0	6.3	635	8.0	800

查找圖表左邊第一欄的壓力高度 5000 英尺。接著在第二欄找轉速 2400 的設定。順著這行可以讀出真空速 TAS 為 116mph，燃油消耗量是 6.9 加侖每小時。按照這個例子，飛機裝載了 38 加侖的燃油，在這欄下可以看到續航小時為 5.5 小時，航程英里數為 635 英里。

計畫越野飛行時巡航功率設定表是很有用的。這個表格會給出正確的巡航功率設定和燃油流量以及在那個高度和空速下的空速性能數值。

示例問題 7

巡航時的壓力高度.....6000 英尺
 OAT.....36 華氏度

CRUISE POWER SETTINGS																								
65% MAXIMUM CONTINUOUS POWER (OR FULL THROTTLE) 2800 POUNDS																								
		ISA -20 °C (-36 °F)							STANDARD DAY (ISA)							ISA +20 °C (+36 °F)								
PRESS ALT.	IOAT	ENGINE SPEED	MAN PRESS	FUEL FLOW PER ENGINE		TAS		IOAT	ENGINE SPEED	MAN PRESS	FUEL FLOW PER ENGINE		TAS		IOAT	ENGINE SPEED	MAN PRESS	FUEL FLOW PER ENGINE		TAS				
FEET	°F	°C	RPM	IN HG	PSI	GPH	KTS	MPH	°F	°C	RPM	IN HG	PSI	GPH	KTS	MPH	°F	°C	RPM	IN HG	PSI	GPH	KTS	MPH
SL	27	-3	2450	20.7	6.6	11.5	147	169	63	17	2450	21.2	6.6	11.5	150	173	99	37	2450	21.8	6.6	11.5	153	176
2000	19	-7	2450	20.4	6.6	11.5	149	171	55	13	2450	21.0	6.6	11.5	153	176	91	33	2450	21.5	6.6	11.5	156	180
4000	12	-11	2450	20.1	6.6	11.5	152	175	48	9	2450	20.7	6.6	11.5	156	180	84	29	2450	21.3	6.6	11.5	159	183
6000	5	-15	2450	19.8	6.6	11.5	155	178	41	5	2450	20.4	6.6	11.5	158	182	79	26	2450	21.0	6.6	11.5	161	185
8000	-2	-19	2450	19.5	6.6	11.5	157	181	36	2	2450	20.2	6.6	11.5	161	185	72	22	2450	20.8	6.6	11.5	164	189
10000	-8	-22	2450	19.2	6.6	11.5	160	184	28	-2	2450	19.9	6.6	11.5	163	188	64	18	2450	20.3	6.5	11.4	166	191
12000	-15	-26	2450	18.8	6.4	11.3	162	186	21	-6	2450	18.8	6.1	10.9	163	188	57	14	2450	18.8	5.9	10.6	163	188
14000	-22	-30	2450	17.4	5.8	10.5	159	183	14	-10	2450	17.4	5.6	10.1	160	184	50	10	2450	17.4	5.4	9.8	160	184
16000	-29	-34	2450	16.1	5.3	9.7	156	180	7	-14	2450	16.1	5.1	9.4	156	180	43	6	2450	16.1	4.9	9.1	155	178

NOTES: 1. Full throttle manifold pressure settings are approximate.
2. Shaded area represents operation with full throttle.

Figure 9-29. Cruise power setting table.

這個問題要參考圖 9-29。首先，在表格的左側找出壓力高度 6000 英尺。順著這行到表格的右側的 20 攝氏度(或 36 華氏度)欄。在 6000 英尺，轉速設定為 2450 將維持 65% 的連續功率，進氣壓力比讀數為 21.0 英寸汞柱，燃油流量為 11.5 加侖每小時，空速為 161 節。

另一種巡航圖是最佳功率混合航程圖。這個圖表基於功率設定和高度給出最佳航程。使用圖 9-30，根據提供的條件查找 65% 功率且沒有儲備燃油時的航程。

示例問題 8

OAT.....標準溫度
壓力高度.....5000 英尺

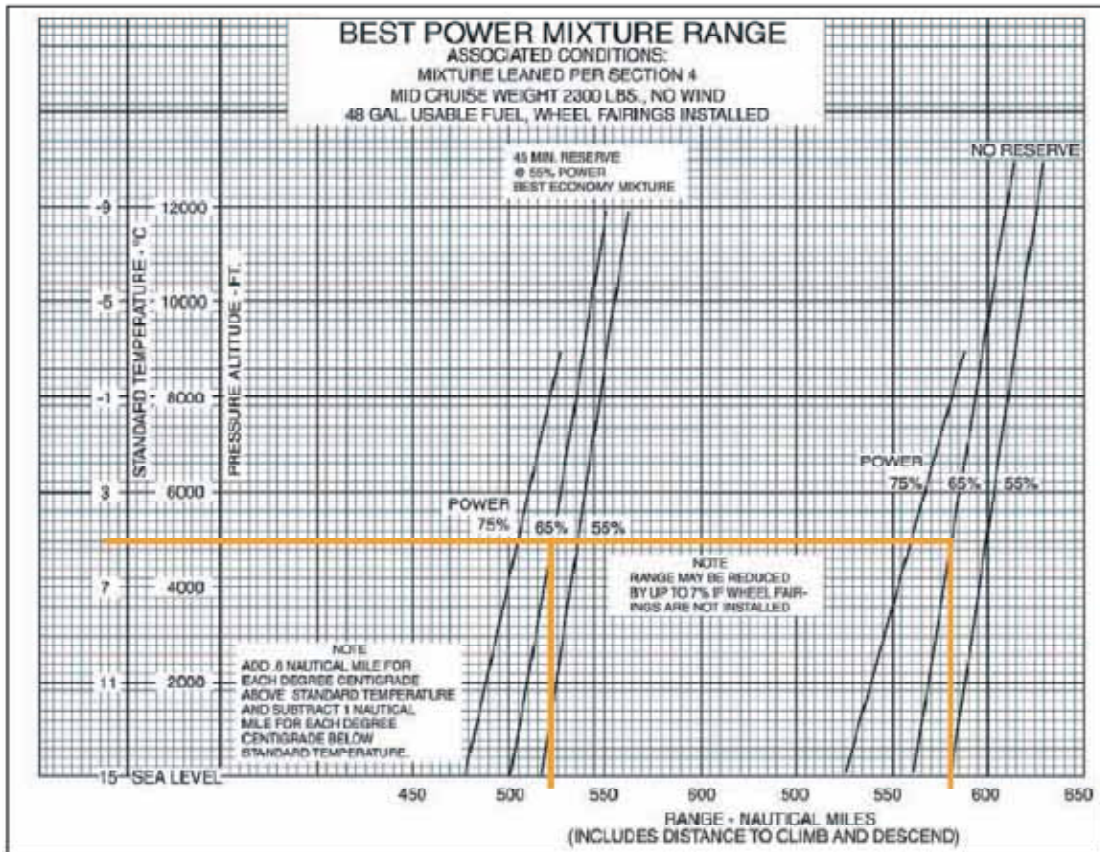


Figure 9-30. Best power mixture range graph.

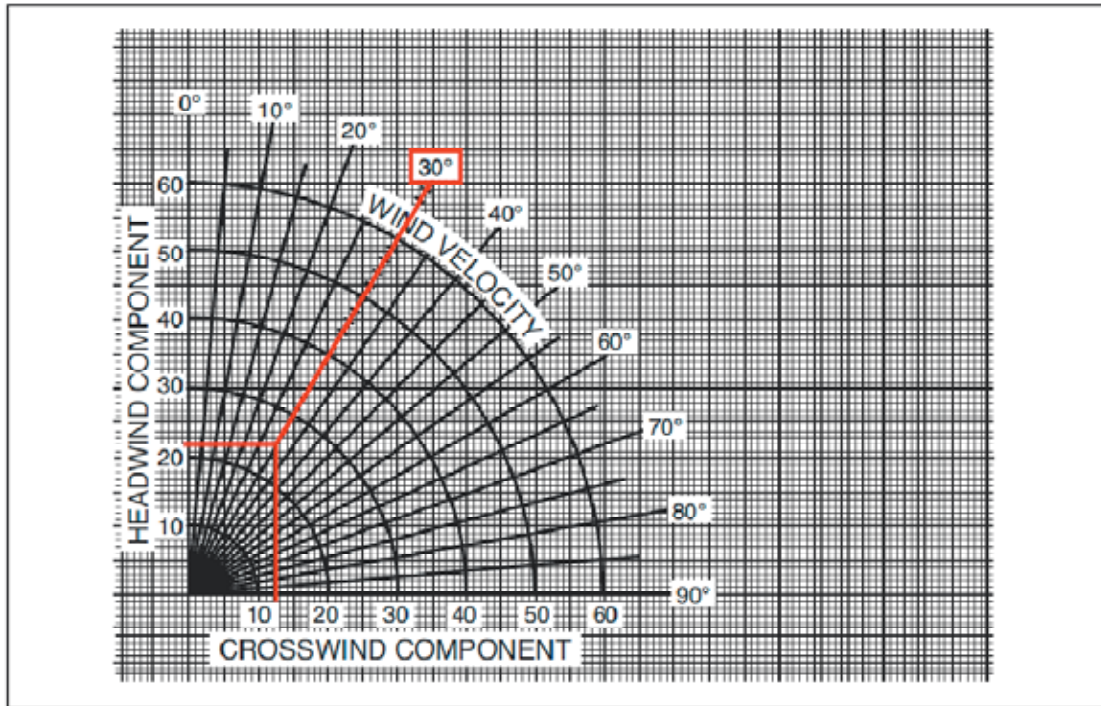
首先，到圖表的左側 5000 英尺和標準溫度線位置。順著這個位置劃線到右側和有儲備及無儲備條件下的 65% 功率設定線相交。從兩個交點劃垂直線到圖表的底部。在有儲備燃油是的 65% 功率的航程大約是 522 英里。無儲備燃油是 65% 功率的航程應該是 581 英里。

側風和迎風分量圖

每一架飛機在認證前都是根據 FAA 法規測試過的。飛機是由一般駕駛技能的飛行員在 90 度側風風速達到 0.2V_{so} 或者停車，襟翼和起落架都放下時的十分之二飛機失速速度條件下測試的。這就意味著如果飛機的失速速度是 45 節，那麼它必須能夠在 9 節 90 度側風速時著陸。最大的示範的側風分量出版在飛機飛行手冊/飛行員操作手冊中。側風和迎風分量圖用來計算任何給定風向和風速時的迎風和側風分量。

示例問題 10

- 跑道.....17
- 風..... 140 度 25 節



參考圖 9-23 來解決這個問題。首先，確定跑道和風向之間有多少角度偏差。已知跑道 17 是表示 170 度方向，減去風向 140 度，結果是 30 度偏差。這就是風的角度。下一步，找到 30 度標記從那裡劃一條線直到和正確的風速 25 節相交。從交點劃一條垂直線和橫線。迎風分量是 22 節，側風分量為 13 節。這個資訊在起飛和著陸是非常有用，首要的是，如果特定的機場有多個跑道可以選擇的話，要選擇合適的跑道而不至於使飛機超出它的測試限制。

著陸圖表

著陸性能受到和影響起飛性能類似的變數影響。補償密度高度，飛機重量和迎風是有必要的。就像起飛性能圖，著陸距離資訊包含正常著陸資訊和飛越 50 英尺障礙物的著陸距離。照例，閱讀相關的條件和說明來確定圖表資訊的基礎。記住，當計算著陸距離時著陸重量會不同於起飛重量。重量必須重新計算來補償飛行期間使用的燃油量。

示例問題 11

壓力高度.....1250 英尺
 溫度.....標準溫度(15 攝氏度)

LANDING DISTANCE		FLAPS LOWERED TO 40° - POWER OFF HARD SURFACE RUNWAY - ZERO WIND							
GROSS WEIGHT LB	APPROACH SPEED IAS, MPH	AT SEA LEVEL & 59 °F		AT 2500 FT & 50 °F		AT 5000 FT & 41 °F		AT 7500 FT & 32 °F	
		GROUND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GROUND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GROUND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GROUND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS
1600	60	445	1075	470	1135	495	1195	520	1255

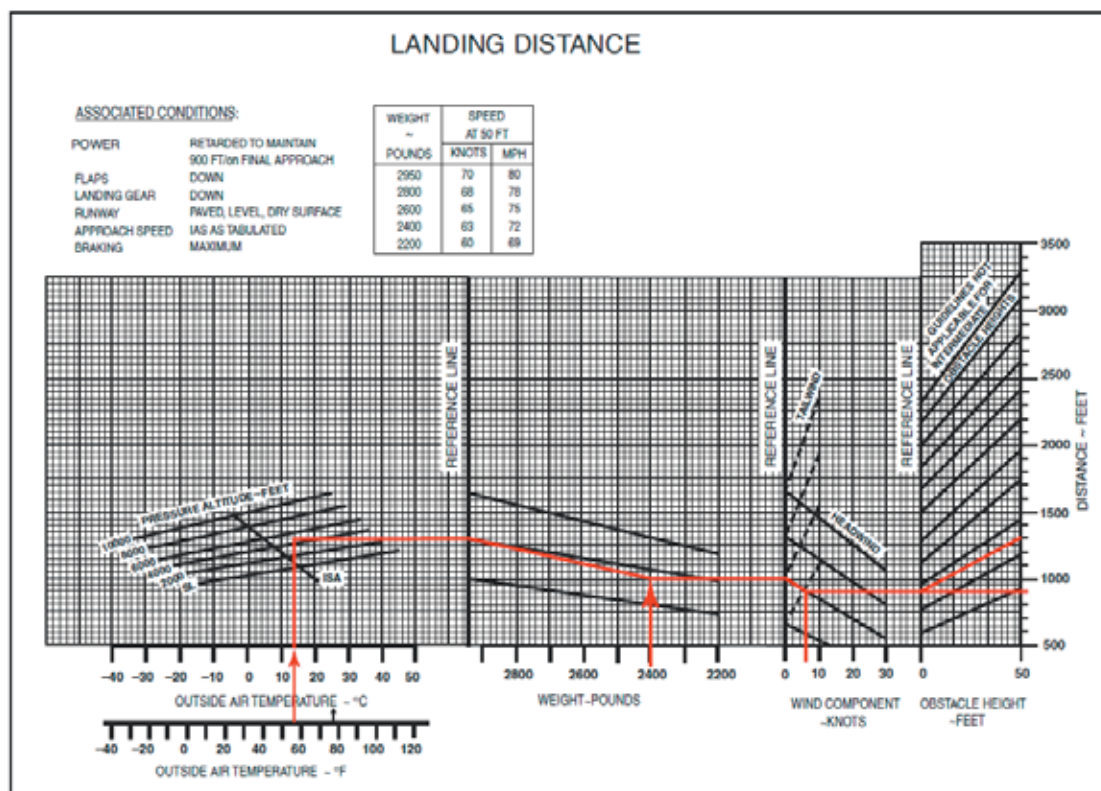
NOTES: 1. Decrease the distances shown by 10% for each 4 knots of headwind.
 2. Increase the distance by 10% for each 60 °F temperature increase above standard.
 3. For operation on a dry, grass runway, increase distances (both "ground roll" and "total to clear 50 ft obstacle") by 20% of the "total to clear 50 ft obstacle" figure.

參考圖 9-33。這個例子使用了著陸距離表格。注意到 1250 英尺的高度不在這個表格上。

因此必須使用插值法來找到正確的著陸距離。壓力高度 1250 英尺是海平面和 2500 英尺高度之間的一半。首先，找到海平面列和 2500 英尺列。把海平面的總距離 1075 英尺和 2500 英尺時的總距離 1135 英尺相加。結果除以 2 得到 1250 英尺時的距離。飛越 50 英尺障礙物的總距離是 $1105((1135+1075)/2=1105)$ 英尺。重複這個步驟來得到壓力高度下的地面滑跑距離。地面滑跑距離應該是 457.5 英尺。

示例問題 12

OAT.....57 華氏度
 壓力高度.....4000 英尺
 著陸重量.....2400 磅
 迎風.....6 節
 障礙物高度.....50 英尺



使用給定的條件和圖 9-34 來計算飛機的著陸距離。這個圖表是一個複合著陸距離圖的例子，允許補償溫度，重量和迎風，順風以及變化的障礙物高度。從查找圖表左側的華氏度刻度上正確的 OAT 開始。直線向上到 4000 英尺壓力高度線。從這個交點橫向移動到第一個黑色輔助線。順著線條的相同斜向知道正確的著陸重量。在 2400 磅，繼續橫向直線到第二個黑色輔助線。再次的，以斜向劃一條線到正確的風分量，然後劃橫線到第三根黑色輔助線。從這點，向兩個方向劃直線：一根橫向確定地面滑跑距離，另一根斜線到正確的障礙物高度。這應該是 900 英尺總滑跑距離，飛越 50 英尺障礙物的總距離是 1300 英尺。

失速速度性能圖表

失速性能圖是設計用於把握飛機在給定配置下要發生失速的速度。這種圖表典型的會考慮傾斜角，起落架和襟翼的位置，和油門位置。使用圖 9-35 和隨附的條件來查找飛機將要失速

的速度。

示例問題 13

- 功率.....停車
- 襟翼.....放下
- 起落架.....放下
- 傾斜角.....45 度

GROSS WEIGHT 2750 LBS		ANGLE OF BANK			
		LEVEL	30°	45°	60°
POWER		GEAR AND FLAPS UP			
ON	MPH	62	67	74	88
	KTS	54	58	64	76
OFF	MPH	75	81	89	106
	KTS	65	70	77	92
		GEAR AND FLAPS DOWN			
ON	MPH	54	58	64	76
	KTS	47	50	56	66
OFF	MPH	66	71	78	93
	KTS	57	62	68	81

首先找出正確的襟翼和起落架設定。由於起落架和襟翼是放下的，所以要使用圖表的下半部分。下一步，選擇對應於停車狀態的行。現在可以發現正確的傾斜角欄，即 45 度傾斜角。失速速度是 78 英里每小時，或者 68 節。

性能圖為飛行員提供了有價值的資訊。要好好利用這些圖表。飛行員可以計算飛機在大多數飛行條件下的性能，這使得可以更好的計畫每次的飛行。聯邦法規全書(CFR)要求飛行員在任何飛行前要熟悉所有可用的資訊。飛行員應該使用對飛行安全有說明的資訊。

運輸類飛機性能

運輸類飛機根據聯邦法規全書 14 章(14 CFR)的第 25 部得到認證。第 25 部的適航證書標

準要求這些飛機有已被證實的性能水準和擔保的安全餘量，而不管它們所遵守的特定運行規章。

運輸類對非運輸類性能要求的主要差別

- 完全的溫度可說明性
運輸類飛機的所有性能圖表要求起飛和爬升性能在考慮的全部溫度影響下計算的。
- 爬升性能以爬升的百分比斜率表示
運輸類飛機的爬升性能表示為爬升的百分比斜率而不是以英尺每分鐘爬升的數字計算。這個爬升的百分比斜率是性能的更加實用的表達方式，因為飛機的爬升角在障礙物間隔條件下是關鍵的。
- 升空技術的改變
運輸類飛機的升空技術允許在飛機升空後到達 V_2 （起飛安全速度）。這之所以可能是因為這些飛機上的發動機有優良的加速能力和可靠性特性，也因為有更大的剩餘功率。
- 性能要求適用於所有飛行階段
FAA 認證的所有運輸類飛機，不管其他大小，必須按照一致的性能標準運行。這適用於商業運行和非商業運行。

性能要求

運輸類飛機必須滿足的性能要求如下：

起飛

- 起飛速度
- 要求的起飛跑道
- 要求的起飛爬升
- 障礙物間隔要求

著陸

- 著陸速度
- 要求的著陸跑道
- 要求的著陸爬升

起飛計畫

下麵是影響運輸類飛機起飛性能的速度。飛行機組人員必須徹底的熟悉這些速度的每一個，以及它們在起飛計畫中是如何使用的。

速度	定義
V_S	失速速度，或者飛機可控條件下的最小穩定飛行速度。
V_{MCG}	地面上的最小控制速度，一個發動機不工作，(雙方飛機上的關鍵發動機)，起飛功率在另一個發動機上，只使用空氣動力學控制來作為方向控制。(必須小於 V_1)
V_{MCA}	在空中的最小可控速度，一台發動機不工作，工作的發動機處於起飛功率，向好引擎最大傾斜 5 度
V_1	臨界發動機故障速度或者決斷速度。小於這個速度時引擎故障應該導致中斷起飛；超過這個速度應該繼續起飛滑跑。
V_R	這是飛機的抬前輪速度，開始進入起飛姿態。這個速度不能小於 V_1 或者小於 1.05 倍 V_{MC} 。當一個引擎故障時，它也必須讓飛機在跑道盡頭 35 英尺高度上加速到 V_2 。
V_{LO}	升空速度。在這個速度時飛機開始升空。
V_2	起飛安全速度，在要求的跑道距離盡頭 35 英尺高度必須達到這個速度。這本質上是飛機的最佳單發動機不工作時爬升角速度，應該保持到起飛後飛越障礙物，或者保持到至少離地 400 英尺高度。
V_{FS}	結束段的爬升速度，它是給予單發動機不工作的爬升，沒有設定(含義是起落架和襟翼都沒有放下)，和最佳連續功率設定。

每次起飛時都應該考慮到上面的所有 V 速度。 V_1, V_R, V_2 和 V_{FS} 速度應該貼在駕駛艙可以看到，以便起飛時參考。

起飛速度隨飛機重量變化。起飛前的速度可以計算，飛行員必須首先確定最大允許起飛重量。可以限制起飛重量的三個因素是跑道要求，起飛爬升要求和障礙物間隔要求。

跑道要求

起飛的跑道要求會受下列因素影響：

- 壓力高度
- 溫度
- 迎風分量
- 跑道傾斜度或斜坡
- 飛機重量

起飛要求的跑道必須基於在大多數臨界點一台發動機失效的可能，即在 V_1 (決斷速度)。按照規章，飛機的起飛重量必須適應三個距離中最長的一個：

1. 加速跑(Accelerate-Go)距離

所有發動機設定在起飛功率時加速到 V_1 需要的距離，但是在 V_1 時遇到一台發動機故障且繼續用剩餘的發動機起飛。要求的跑道包括爬升到 35 英尺高度要求的距離，在到達 35 英尺時刻必須達到 V_2 速度。

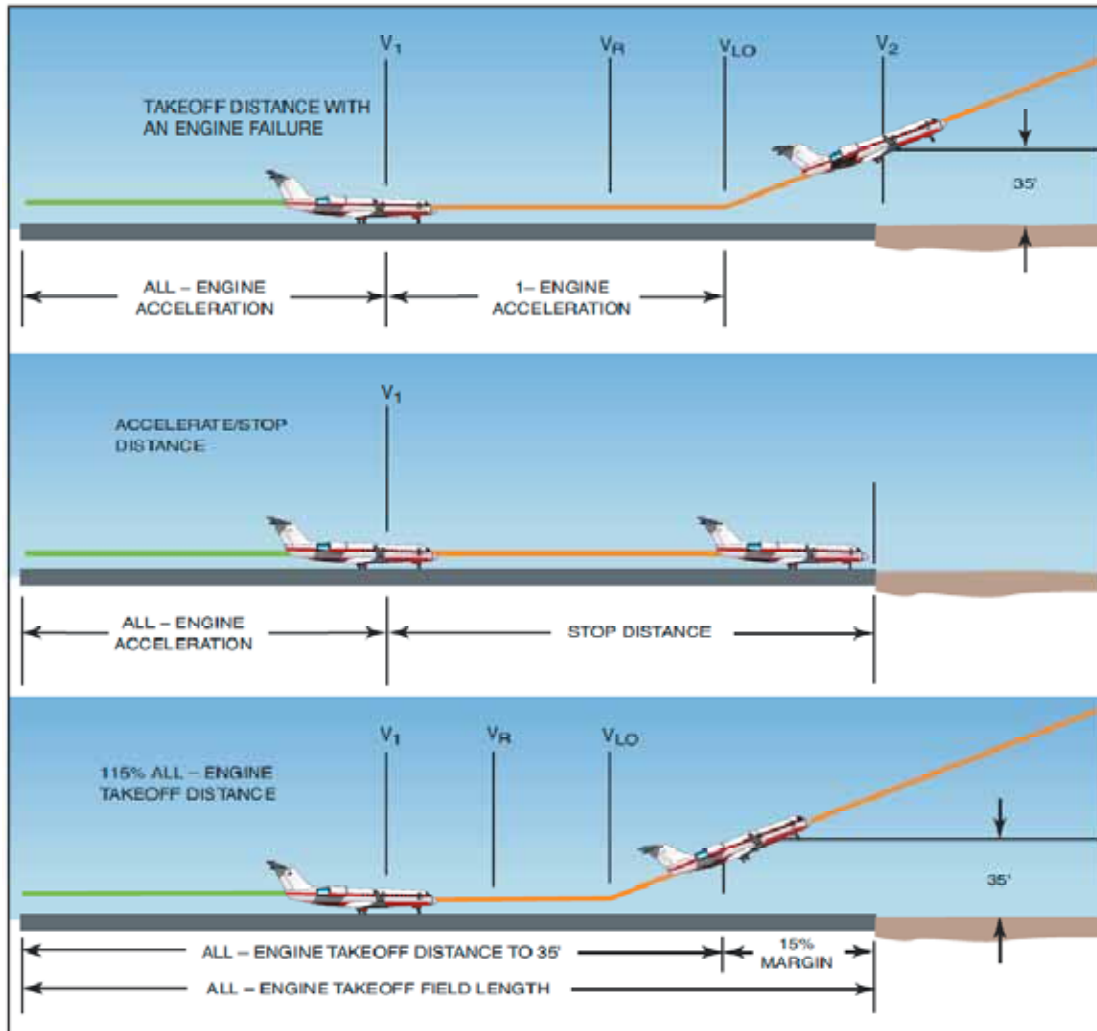
2. 加速停距離

所有發動機設定在起飛功率時加速到 V_1 需要的距離，在 V_1 是遇到一台發動機故障，且中斷起飛，且只用剎車動作來停下飛機(不考慮使用反推力)。

3. 起飛距離

所有發動機工作時完成起飛到 35 英尺高度要求的距離。必須比一台發動機不工作時起飛要求的距離至少少 15%。這個距離通常不是一個限制因素，因為它通常少於單個發動機不工作時的起飛距離。

這三個要求的起飛跑道考慮在圖 9-36 中表示。



平衡場地長度

大多數情況下，飛行員將使用要求的起飛跑道的性能圖，它會給出“平衡場地長度”資訊。這個意思是圖上顯示的起飛距離包含加速跑和加速停距離。表示常規起飛資料的一個有效方法表示在圖 9-37 的表格圖裡。

TAKE-OFF RUNWAY REQUIREMENTS
 Standard ISA Conditions
 Cabin Pressurization ON
 Zero slope runway
 No Flaps – Anti-ice RAM air inlets OFF
 Anti-skid ON
 Distances – 100 feet (V₁ – KIAS)

TAKE-OFF GROSS WT. AT BRAKE RELEASE	TEMP		PRESSURE ALTITUDE – FEET							Head-wind (Knots)
	°F	°C	SEA LEVEL (V ₁)	1000 (V ₁)	2000 (V ₁)	3000 (V ₁)	4000 (V ₁)	5000 (V ₁)	6000 (V ₁)	
19,612 V _R = 126	30	-1.1	47 (121)	48 (121)	50 (120)	53 (121)	57 (122)	62 (123)	70 (123)	0
	50	10	48 (121)	51 (121)	55 (121)	60 (122)	63 (123)	69 (124)	77 (125)	
	70	21	53 (122)	56 (122)	60 (123)	65 (124)	70 (125)	77 (126)	85 (126)	
	90	32	58 (123)	62 (124)	68 (124)	73 (125)	78 (126)	85 (127)	95 (129)	
V _R = 134	30	-1.1	43 (121)	43 (121)	45 (120)	48 (121)	52 (122)	56 (123)	64 (123)	20
	50	10	43 (121)	46 (121)	50 (121)	55 (122)	57 (123)	63 (124)	70 (125)	
	70	21	48 (122)	51 (122)	55 (123)	59 (124)	63 (125)	70 (125)	77 (126)	
	90	32	53 (123)	57 (124)	62 (124)	66 (125)	71 (126)	77 (127)	85 (129)	
19,000 V _R = 124	30	-1.1	45 (118)	45 (118)	47 (117)	50 (118)	54 (119)	59 (120)	66 (120)	0
	50	10	46 (118)	48 (118)	51 (118)	56 (119)	59 (120)	65 (121)	73 (121)	
	70	21	50 (118)	53 (119)	57 (120)	66 (121)	66 (121)	72 (122)	80 (123)	
	90	32	55 (120)	59 (121)	64 (121)	73 (122)	73 (123)	80 (124)	90 (124)	
V _R = 131	30	-1.1	40 (118)	41 (118)	43 (117)	45 (118)	49 (119)	54 (120)	60 (120)	20
	50	10	42 (118)	44 (118)	46 (118)	51 (119)	54 (120)	59 (121)	66 (121)	
	70	21	45 (118)	48 (119)	52 (120)	56 (121)	60 (121)	65 (122)	72 (123)	
	90	32	50 (120)	54 (121)	58 (121)	63 (122)	66 (123)	73 (124)	81 (124)	
18,000 V _R = 119	30	-1.1	40 (114)	41 (114)	42 (113)	45 (113)	49 (114)	53 (115)	60 (115)	0
	50	10	41 (115)	43 (114)	46 (114)	49 (115)	53 (115)	59 (116)	66 (117)	
	70	21	45 (114)	48 (115)	51 (115)	56 (116)	59 (116)	65 (116)	72 (117)	
	90	32	50 (115)	53 (116)	58 (116)	62 (117)	66 (118)	73 (118)	80 (119)	
V _R = 127	30	-1.1	36 (114)	37 (114)	38 (113)	41 (113)	45 (114)	48 (115)	54 (115)	20
	50	10	37 (115)	39 (114)	42 (114)	46 (115)	48 (115)	54 (116)	60 (117)	
	70	21	41 (114)	44 (115)	46 (115)	51 (116)	56 (116)	59 (116)	65 (117)	
	90	32	46 (115)	48 (116)	53 (116)	56 (117)	60 (118)	66 (118)	73 (119)	
17,000 V _R = 115	30	-1.1	36 (108)	37 (108)	38 (107)	40 (108)	44 (109)	48 (110)	53 (111)	0
	50	10	37 (110)	39 (108)	41 (109)	45 (110)	48 (110)	53 (111)	59 (112)	
	70	21	40 (108)	43 (110)	46 (111)	50 (111)	53 (112)	58 (111)	65 (113)	
	90	32	45 (111)	46 (112)	52 (112)	56 (113)	59 (114)	65 (114)	72 (114)	
V _R = 124	30	-1.1	32 (108)	33 (108)	34 (107)	36 (108)	40 (109)	44 (110)	48 (111)	20
	50	10	34 (110)	35 (108)	37 (109)	41 (110)	44 (110)	48 (111)	54 (112)	
	70	21	36 (108)	39 (110)	42 (111)	45 (111)	48 (112)	53 (111)	59 (113)	
	90	32	41 (111)	44 (112)	47 (112)	51 (113)	54 (114)	59 (114)	65 (114)	
16,000 V _R = 111	30	-1.1	32 (104)	33 (103)	34 (103)	36 (103)	39 (105)	43 (106)	48 (106)	0
	50	10	34 (105)	35 (103)	37 (104)	41 (105)	43 (106)	47 (107)	53 (107)	
	70	21	36 (104)	38 (105)	41 (105)	45 (106)	48 (107)	52 (107)	58 (108)	
	90	32	41 (106)	43 (107)	46 (107)	50 (108)	53 (108)	58 (109)	64 (110)	
V _R = 120	30	-1.1	29 (104)	30 (103)	31 (103)	32 (103)	35 (105)	39 (106)	44 (106)	20
	50	10	31 (105)	32 (103)	33 (104)	37 (105)	39 (106)	43 (107)	48 (107)	
	70	21	32 (104)	34 (105)	37 (105)	41 (106)	44 (107)	47 (107)	53 (108)	
	90	32	37 (106)	39 (107)	42 (107)	45 (108)	48 (108)	53 (109)	58 (110)	
15,000 V _R = 106	30	-1.1	28 (98)	30 (98)	30 (98)	32 (98)	35 (99)	38 (101)	42 (101)	0
	50	10	30 (100)	31 (98)	33 (99)	36 (100)	38 (101)	42 (102)	46 (102)	
	70	21	32 (99)	34 (100)	37 (101)	40 (102)	42 (102)	46 (102)	51 (103)	
	90	32	36 (101)	38 (102)	41 (102)	44 (103)	47 (104)	51 (104)	56 (105)	
V _R = 116	30	-1.1	25 (98)	27 (98)	27 (98)	29 (98)	32 (99)	34 (101)	38 (101)	20
	50	10	27 (100)	29 (98)	30 (99)	32 (100)	34 (101)	38 (102)	42 (102)	
	70	21	29 (99)	31 (100)	33 (101)	36 (102)	38 (102)	42 (102)	46 (103)	
	90	32	32 (101)	34 (102)	37 (102)	40 (103)	43 (104)	46 (104)	51 (105)	

Note: Shaded area indicates conditions that do not meet second segment climb requirements. Refer to F.M. for takeoff limitations.

圖 9-37 中的圖表顯示了正常條件下要求的藥品距離，且作為標準起飛的快速參考也很有用。不同重量和條件下的 V 速度也顯示了。

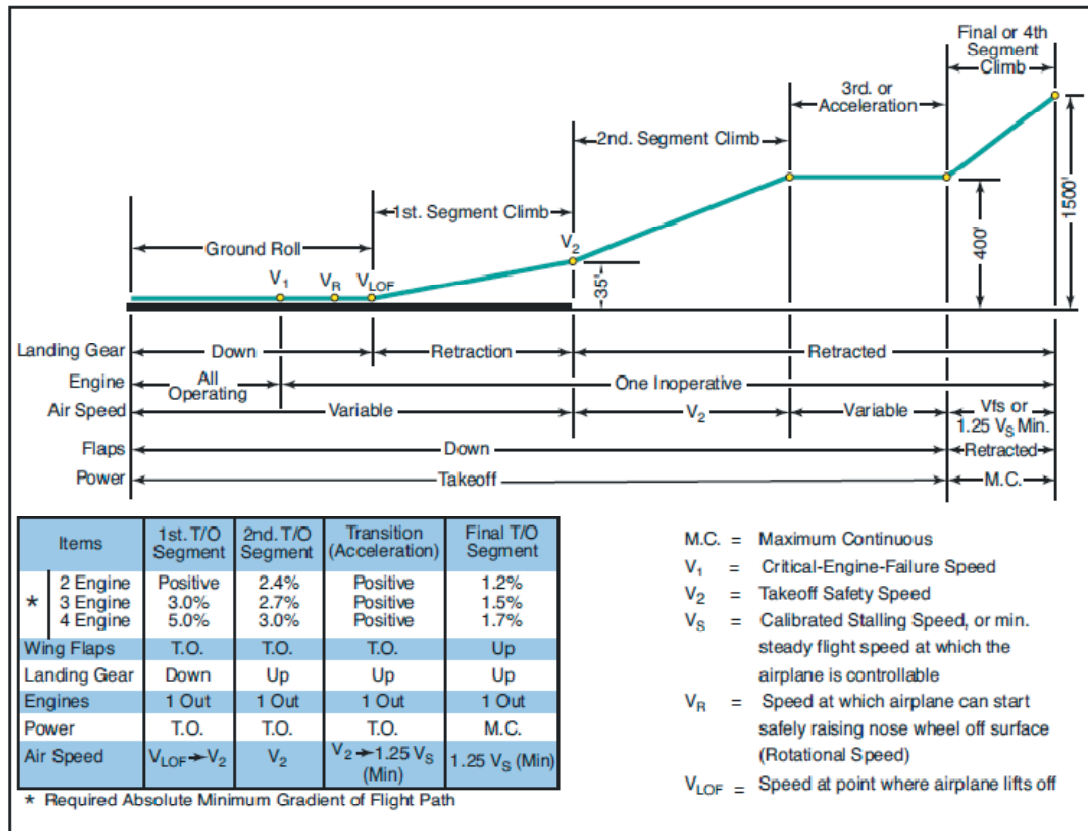
對於非常規起飛條件，例如發動機防冰，剎車防滑不工作了，或者極端溫度或者跑道有斜坡，飛行員應該參考飛機飛行手冊中性能部分合適的起飛性能圖。

有其他的時候如非常高的重量和溫度，那裡的跑道要求可能由影響飛機停止能力的最大剎車動能限制而規定。在這些條件下，加速停止距離可能大於加速跑距離。使性能恢復到平衡場地起飛條件的程式是限制 V₁ 速度使它不超過最大剎車動能速度(有時稱為 VBE)。這個程式也會導致允許起飛重量的降低。

爬升要求

在一個發動機不工作的條件下飛機到達 35 英尺高度後，有一個要求即飛機能夠以指定的爬升斜率爬升。這稱為起飛航跡要求。必須基於一個發動機不工作爬升到離地 1500 英尺高度來考慮飛機的性能。

以要求的爬升斜率起飛的航跡側面圖的不同階段和設定在圖 9-38 中圖示。



說明：爬升斜率最好表示為給定水準距離的垂直高度增加量。例如，2.4%的斜率意思是地面水平距離每前進 1000 英尺則高度增加 24 英尺。

下面的對單發動機不工作時的爬升側面圖的簡要解釋對於理解圖 9-38 的圖表會有所說明。

第一節

這一階段包含在要求的起飛跑道圖中，從飛機升空點測量到跑道端點 35 英尺高度時的距離。最初的速度是 V_{LO} ，在 35 英尺高度的時候必須達到 V_2 。

第二節

這是側面圖中最關鍵的一段。第二段是從 35 英尺高度爬升到離地 400 英尺高度。工作的

發動機以全部起飛功率爬升，爬升速度為 V_2 ，且襟翼設定在起飛設定位置。這段要求的爬升斜率對雙發飛機是 2.4%，三發飛機是 2.7%，四發飛機是 3.0%。

第三或者加速節

在這一段，飛機要維持離地 400 英尺以上，在繼續爬升概貌之前從 V_2 加速到 V_{FS} 速度。襟翼在加速節的開始收起，功率盡可能長的維持在起飛設定(最大 5 分鐘)。

第四或者最後節

這階段從 400 英尺到地面以上 1500 英尺高度，功率設定在最大連續功率。這階段要求的爬升對雙發飛機是 1.2% 的爬升斜率，對三發飛機是 1.55%，對四發飛機是 1.7%。

第二節爬升限制

從 35 英尺到 400 英尺的第二節爬升要求是爬升階段中最嚴格的(或者最難以滿足的)。飛行員必須確保每次起飛都能滿足第二節爬升。爲了在較高的密度高度條件下獲得這個性能，可能必須限制飛機的起飛重量。

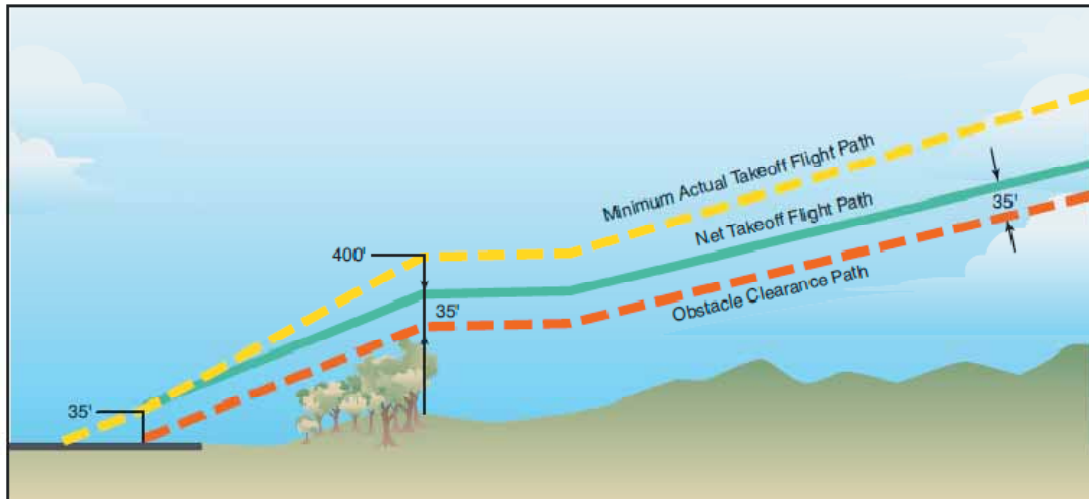
必須要理解的是，無論起飛跑道的實際可用長度是多少，必須調整起飛重量得以滿足第二節爬升要求。一個發動機不工作時飛機可能能夠升空，但是它還必須能夠爬升和飛越障礙物。儘管在較低的海拔高度時第二節爬升可能不會表現出很大的問題，在更高海拔的機場和較高的溫度時，計算要求的起飛跑道距離之前，應該參考第二節爬升圖來計算對最大起飛重量的影響。

航空運輸障礙物間隔要求

法規要求 1958 年 9 月 30 日以後認證的大型運輸類渦輪機動力類飛機以一個重量起飛，能夠使淨起飛航跡(一個發動機不工作)飛越垂直高度至少 35 英尺的障礙物，或者機場邊界內至少 200 英尺水準距離，通過邊界後至少 300 英尺水準距離。起飛航跡被認爲是從起飛距離端點的起飛地面之上 35 英尺處開始，延伸到起飛中飛機距離起飛地面 1500 英尺高的一點，或者在從起飛想航路配置的過渡已經完成的那一點。淨起飛航跡是實際起飛航跡的每一點高度減去一定百分比，對於雙發飛機爲 0.8%，三發飛機爲 0.9%，四發飛機爲 1.0%。

因此航空運輸飛行員不僅要負責確保跑道足夠在一個發動機不工作起飛(平衡場地長度)使用，以及滿足要求的爬升斜率的能力；他們還必須也確保飛機能夠安全的飛越任何可能在起飛航跡上的障礙物。

淨起飛航跡和要求的障礙物間隔如圖 9-39 所示。



計算淨起飛航跡性能的常規方法是合計每一個爬升階段要求的總地面距離 和/或使用飛機飛行手冊中的障礙物間隔性能圖。儘管在正常使用的機場障礙物間隔要求很少是一個限制，但在臨界條件時也經常是一個相當重要的考慮，例如較高的起飛重量和/或高密度高度。考慮以 2.4% 的爬升斜率，增加 1500 英尺高度那麼水準距離要前進 10.4 海裡。

起飛要求小結

爲了確定一架運輸類飛機的允許起飛重量，在任何飛機場，必須考慮下列因素：

- 機場壓力高度
- 溫度
- 迎風分量
- 跑道長度
- 跑道坡度和傾斜度
- 航跡的障礙物

一旦知道上述的詳細資訊且應用於適當的性能圖表，就有可能計算出最大允許起飛重量。這個重量就是下列條件允許的最大重量中的較低的一個：

- 要求的平衡場地長度
- 發動機不工作爬升能力(受限制的第二節)
- 障礙物間隔要求

在實踐中，在低海拔機場起飛重量的限制通常是歸於跑道長度限制；發動機不工作爬升限制高海拔機場的最常見限制。必須觀察所有對重量的限制。由於飛機的燃油和載荷複合重量可能接近最大起飛重量的一半，降低燃油重量來滿足起飛限制通常是可能的。然而，完成了這步，必須重新計算燃油和航程減少後的飛行計畫。

著陸性能

和在起飛計畫中一樣，必須考慮著陸時的特定速度。這些速度如下所示：

水準狀態

速度	定義
V_{SO}	著陸設定下的失速速度或者最小穩定飛行速度。
V_{REF}	著陸設定時失速速度的 1.3 倍。在跑道盡頭 50 英尺高度要求這個速度。
進近爬升	進近爬升速度是在進近設定下能夠得到最好爬升性能的速度，條件是一個發動機不工作，而運行的發動機設定在最大起飛功率。這個配置下要求的爬升斜率是對於雙發飛機為 2.1%，三發飛機為 2.4%，四發飛機為 2.7%。
著陸爬升	這個速度在完全著陸設定下將得到最好的性能，且所有發動機設定為最大起飛功率。在這個配置要求的爬升斜率為 3.2%。

計畫著陸

正如起飛一樣，上面列出的起飛速度在著陸前應該先計算好，且兩個飛行員都可以看到。

V_{REF} 速度或者門限速度是用作整個起落航線的參考速度或者在下面例子中的儀錶進近：

V_{REF} 加 30 節.....三邊或者程式轉彎

V_{REF} 加 20 節.....一邊或者最終歸航

V_{REF} 加 10 節.....五邊或者從最終定向歸航(ILS 五邊)

V_{REF}跑道盡頭 50 英尺高度的速度

著陸要求

飛機的最大著陸重量會被進近爬升要求或者可用的著陸跑道限制。

進近爬升要求

進近爬升通常比著陸爬升更是限制的(或者說更難以滿足)，主要因為它基於一個發動機不工作時的執行複飛(missed approach)的能力。要求的爬升斜率會受到壓力高度和溫度的影響，以及正如起飛的第二節爬升中，飛機重量必須按需要進行限制以符合這個爬升要求。

要求的著陸跑道

著陸需要的跑道距離會受到下列因素的影響：

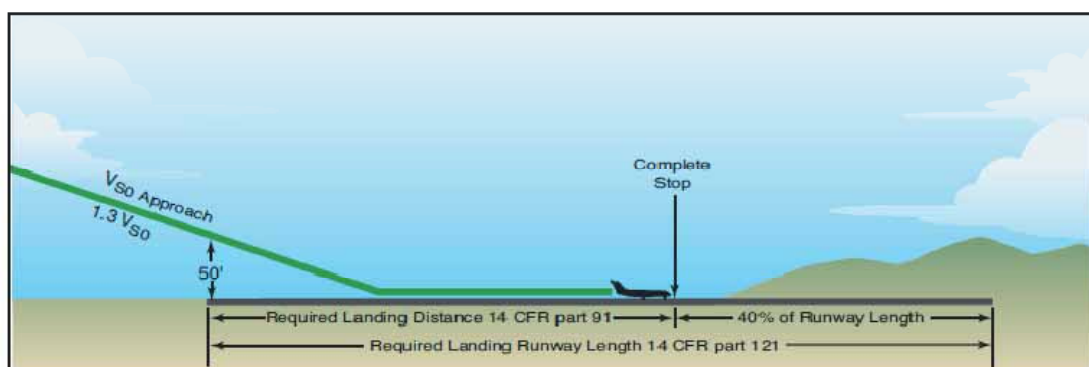
- 壓力高度
- 溫度
- 迎風分量
- 跑道斜率或坡度
- 飛機重量

在計算要求的著陸距離時，一些製造商沒有把上面的所有資料包含在他們的圖表中，因為規

章聲明說只有壓力高度，風和飛機重量必須考慮。圖表按照防滑和不防滑條件提供，但是計算要求的著陸距離時不使用反推力。

規章要求的著陸距離是從跑道盡頭 50 英尺高度著陸和完全停止所需要的距離。它包括從 50 英尺高度到接地點(可以假設跑道距離 1000 英尺)的空中行進距離，加上停下來距離，且沒有剩餘的預留距離。這是 14CFR 第 91 部運營者(非航空運輸公司)要求的全部，且全部顯示在某個要求的著陸距離圖上。

對於航空運輸和其他商業運營者，他們受限於 14CFR 第 121 部，適用的一組不同的規則說明：從 50 英尺高度要求的著陸距離不能超過實際跑道可用長度的 60%。在所有情況下，50 英尺高度允許的最小空速必須不小於飛機在著陸設定下的失速速度的 1.3 倍。這個速度通常稱為飛機的 VREF 速度，它隨著陸重量而變化。圖 9-40 是這些著陸跑道要求的圖示。



著陸要求小結

為了確定一架運輸類飛機的允許著陸重量，必須考慮下列詳細資料：

- 機場壓力高度
- 溫度
- 迎風分量
- 跑道長度
- 跑道斜率或者坡度
- 跑道表明狀況

有了這些詳細資料，就可能確定最大允許著陸重量，它即下列限制的重量中較輕的一個：

- 著陸跑道要求
- 進近爬升要求

在實踐中，進近爬升限制(進近設定時且一台發動機不工作的爬升能力)是很少遇到的，因為到達目的地機場時的著陸重量通常是變輕了。然而，正如起飛的第二階段爬升的要求，這個進近爬升斜率必須滿足，如果有必要的話必須限制著陸重量。最可能使進近爬升處於臨界的條件是以大的重量和高壓力高度和溫度時的著陸，如果剛起飛不久就要求著陸那麼會遇到這樣的條件。

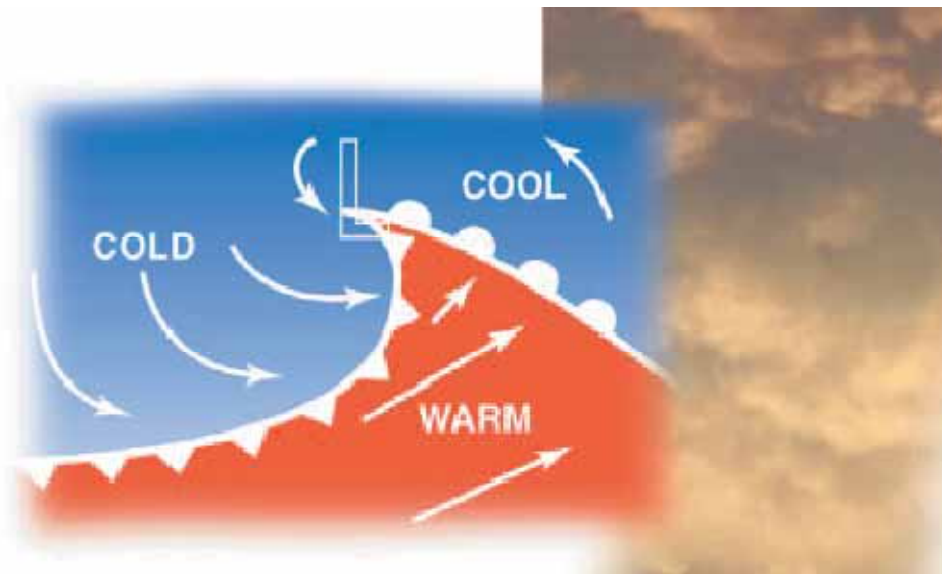
著陸場地要求比進近爬升限制更加頻繁的限制一架飛機的允許著陸重量。然而除非跑道特別的短，這基本不成問題，因為在目的地的平均著陸重量由於燃油的消耗而很少達到最大設計

著陸重量。

性能圖表樣本

圖 9-41 到圖 9-62 是運輸類飛機使用的性能圖表。

第十章－天氣理論



不管是準備本地飛行還是長途越野飛行，基於天氣的飛行計畫決定會明顯的影響飛行安全。對天氣理論紮實的理解為理解從飛行服務站氣象專家和其他航空氣象服務機構獲得的報告和預報提供了必要的工具。

本章的目的是說明飛行員學習天氣理論背景知識，它是培養和天氣有關的有效決斷技能必須的。然而，需要著重說明的是經驗是不可替代的。

大氣特性

大氣是包圍地球的一層氣體混合物。這層大氣的覆蓋為我們提供免受紫外線的保護，還用於維持這個地球上人類、動物和植物的生命。氮氣占大氣組成的 78%，而氧氣則佔據了 21%，氬氣和二氧化碳，和微量的其他氣體組成了餘下的 1%。如圖 10-1。

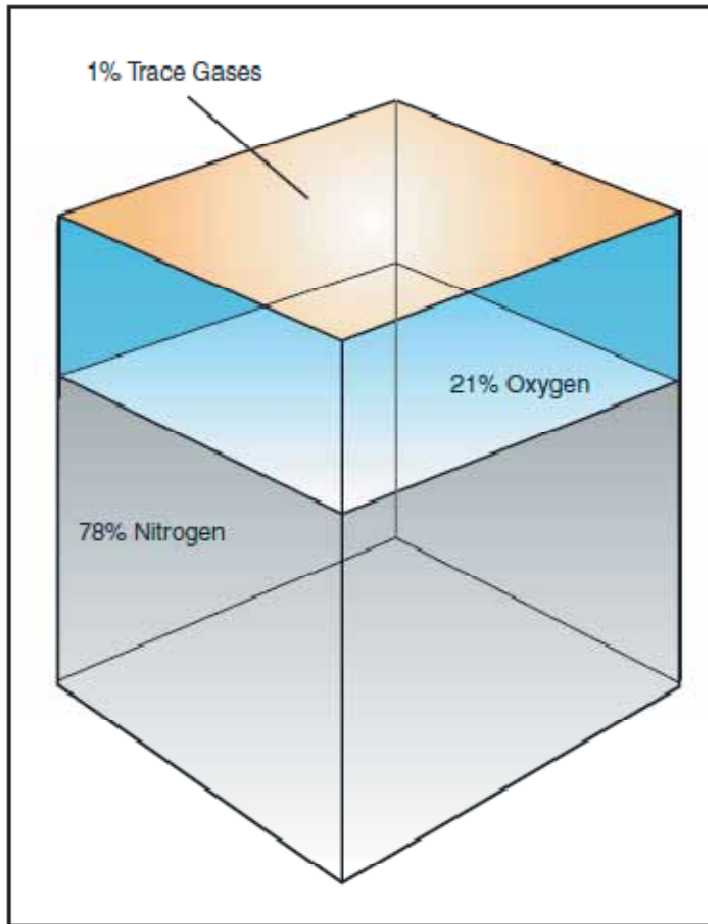


Figure 10-1. Composition of the atmosphere.

在這些大氣的包圍中，有幾個可以識別的大氣層，不僅是因為高度而定義的，也是由於各層的具體特性。如圖 10-2

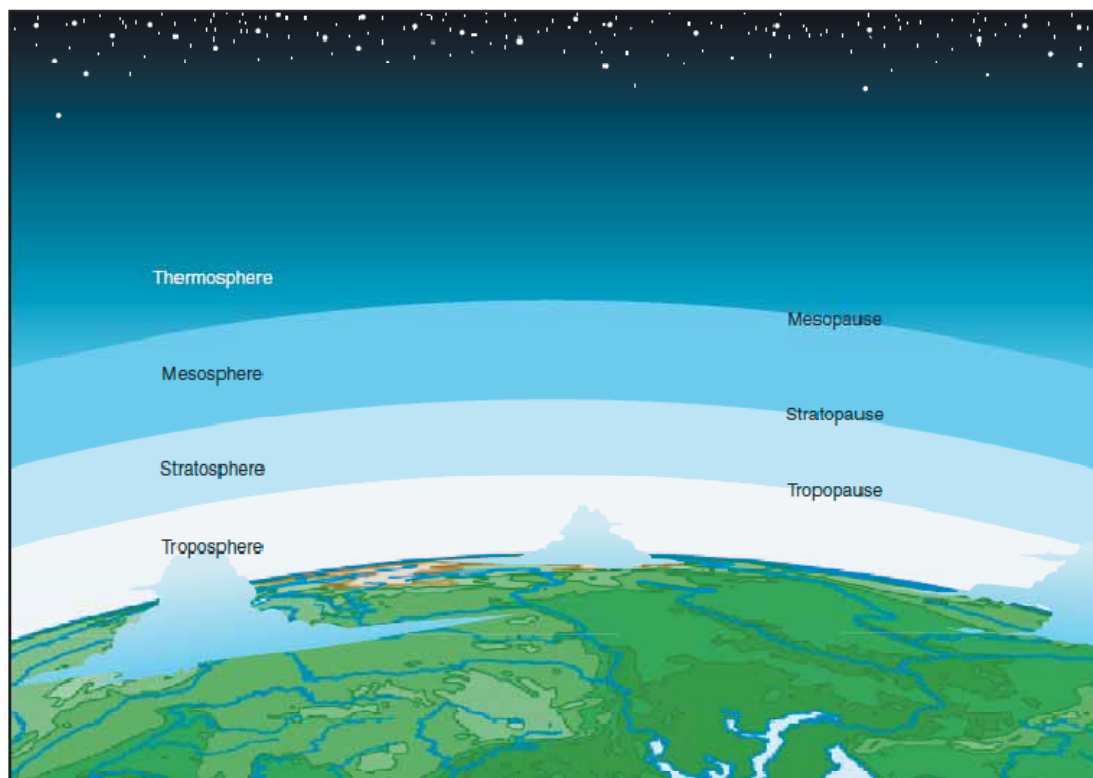


Figure 10-2. Layers of the atmosphere.

第一層稱為對流層【根據緯度不同從地表延伸到 20000 英尺至 60000 英尺的大氣層】，在北極和南極地區從海平面延伸到 20000 英尺(8 公里)，在赤道附近地區延伸到 48000 英尺(14.5 公里)。絕大多數的天氣，雲，暴風雨，和溫度變化都發生在大氣的這第一層。在對流層內，溫度以高度每升高 1000 英尺 2 攝氏度的比率下降，而壓力以每升高 1000 英尺 1 英寸的比率下降。在對流層的頂部是被稱為對流層頂的邊界，它阻止了對流層中的濕氣和相關的天氣。對流層頂的海拔高度隨著緯度和一年中的季節而變化；因此它是呈橢圓形的，而不是圓形的。對流層頂的位置是重要的，因為它通常和射流(jetstream)以及可能的晴空亂流(clear air turbulence)的位置有關。

對流層頂之上的大氣層是同溫層【或叫平流層】，它從對流層頂延伸到大約 160000 英尺(50 公里)的高度。在這一層很少有天氣現象，而且空氣保持穩定。在平流層的頂部是另一個稱為平流層頂的邊界，它處於大約 160000 英尺的高度。就在這之上是中間層，它延伸到中間層頂邊界大約 280000 英尺(85 公里)的高度。中間層的溫度隨著高度的增加而快速降低，可能冷到零下 90 攝氏度。大氣的最後一層叫熱層。它從中間層之上開始向外太空逐漸變得稀薄。

氧氣和人體

如前面討論過的，氮氣和其他少量氣體占大氣的 78%，而剩餘的 21%是支援生命的，即大氣的氧氣。在海平面高度，大氣壓力大的足夠支持正常的生長，行動和生活。然而，在 18000 英尺，氧氣的分壓嚴重的降低到了對正常活動和人體功能不利影響的地步。事實上，在 10000 英尺以上一般人的反應開始變差，而對一些人則是低到 5000 英尺。對缺氧的生理反應是危險的，且以不同的方式影響人們。這些現象從輕度的定位障礙到完全不能定位，這依賴於身體的忍受能力和所在的高度。

通過使用輔助的氧氣和機艙增壓系統，飛行員可以飛行在更高的高度，克服缺氧的不利影響。

大氣壓力的重要性

在海平面，大氣對地球施加的壓力為每平方英寸 **14.7 磅** 的力。這意思是從地球表面延伸到外部極限高度的一平方英寸空氣柱，其重量大約為 **14.7 磅**。如圖 10-3

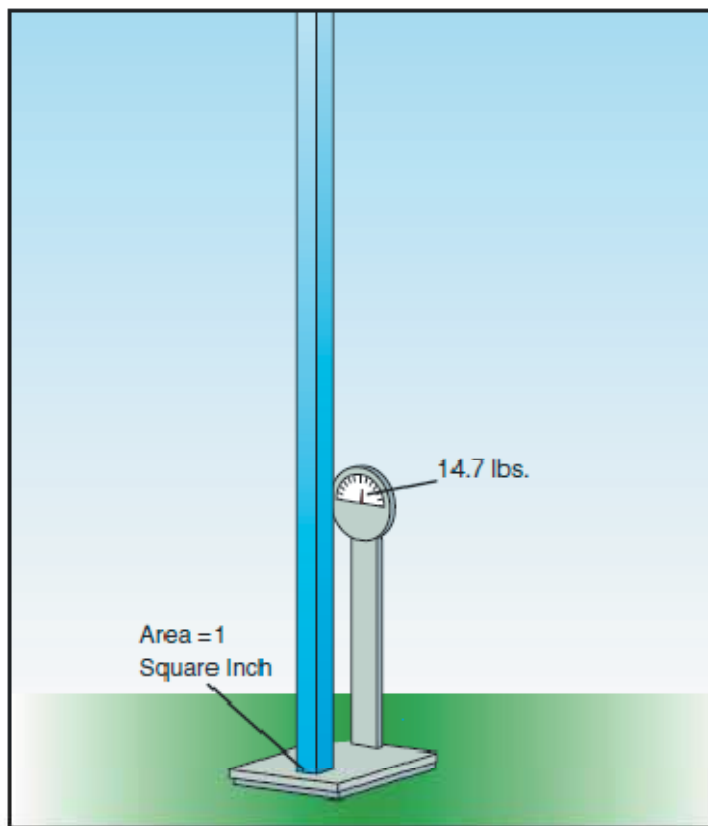


Figure 10-3. One square inch of atmosphere weighs approximately 14.7 pounds.

一個站在海平面上的人也會受到大氣的壓力；然而，這個壓力不是一個向下的力，而是作用於整個皮膚表面的壓力。

在一個給定地點和時間的實際壓力會隨著高度，溫度，和空氣密度而變化。這些條件也影響飛機的性能，特別和起飛，爬升率以及著陸有關。

大氣壓力的度量

大氣的壓力通常以水銀氣壓計的英寸汞柱(in.Hg)來度量。如圖 10-4。

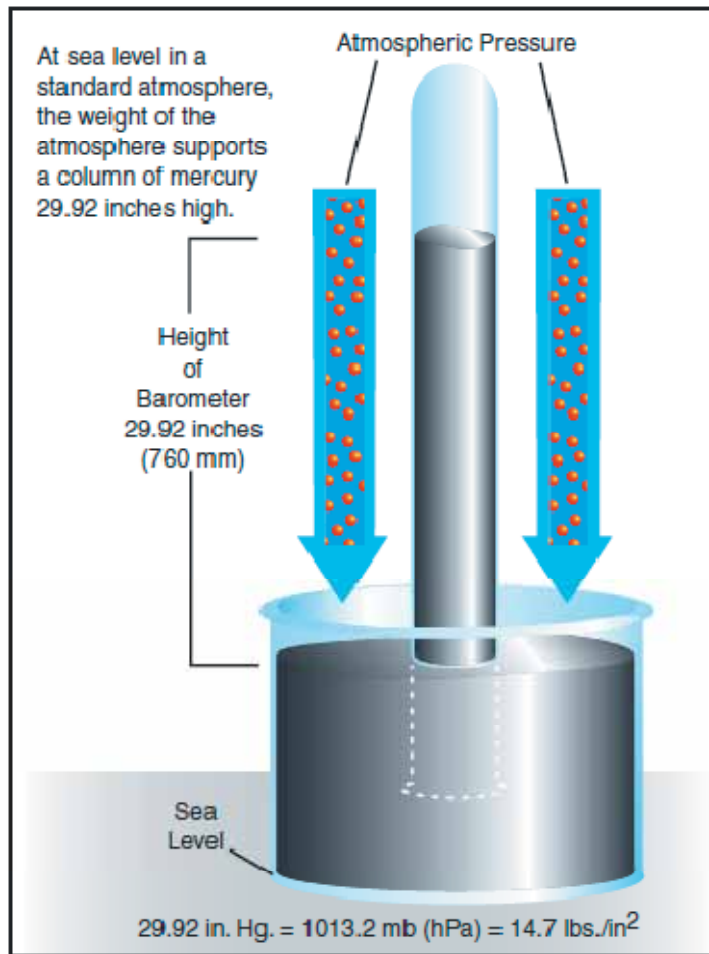


Figure 10-4. Mercurial barometer.

氣壓計測量一個玻璃管內水銀柱的高度。一部分水銀暴露在大氣的壓力之下，大氣對水銀施加一個力。壓力增加迫使管子裡的水銀上升；而壓力下降時，水銀從管子裡流出來，水銀柱的高度降低。這種類型的氣壓計通常在實驗室或者天氣觀測站使用，它不易運輸，也有點難以讀數。

一種無液氣壓計是水銀氣壓計的替代品；它易於讀數也方便運輸。如圖 10-5。

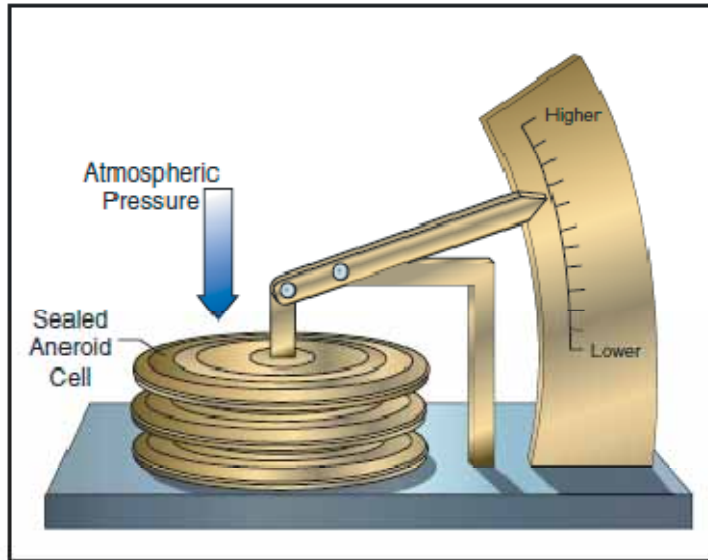


Figure 10-5. Aneroid barometer.

無液氣壓計有一個密封的容器，它稱為真空膜盒，它隨著氣壓變化而縮短或者伸長。真空膜盒用機械式鉸鏈連接到壓力指示器來提供壓力讀數。一架飛機其高度計的壓力傳感部分本質上就是一個無液氣壓計。需要注意的重點是由於無液氣壓計使用了機械式鉸鏈，所以它不像水銀氣壓計那麼準確。

為了提供一個公共的溫度和壓力參考而確立了國際標準大氣(ISA)。這些標準的條件是某些飛行儀錶和大多數飛機的性能資料的基礎。標準海平面壓力定義為 29.92 英寸汞柱，溫度為 59 華氏度(15 攝氏度)。大氣壓力也會以毫巴報告，即 1 英寸水銀柱高度近似等於 34 毫巴，標準海平面等於 1013.2 毫巴。典型的毫巴壓力讀數範圍從 950-1040 毫巴。恒定壓力圖表和颶風壓力報告是使用毫巴來表示的。

由於氣象站分佈於全球，為了提供一個記錄和報告的標準，所有當地的大氣壓力讀數都被轉換成一個海平面壓力。為了達到這個目的，每一個氣象站按照海拔高度每增加 1000 英尺就近似增加 1 英寸水銀柱的規則來轉換他們的大氣壓力。例如，一個位於海拔 5000 英尺的氣象站，其水銀柱讀數為 24.92 英寸，那麼報告的海平面壓力讀數就是 29.92 英寸。如圖 10-6

使用公共的海平面壓力讀數說明確保基於當前壓力讀數的飛機高度計的設定是正確。

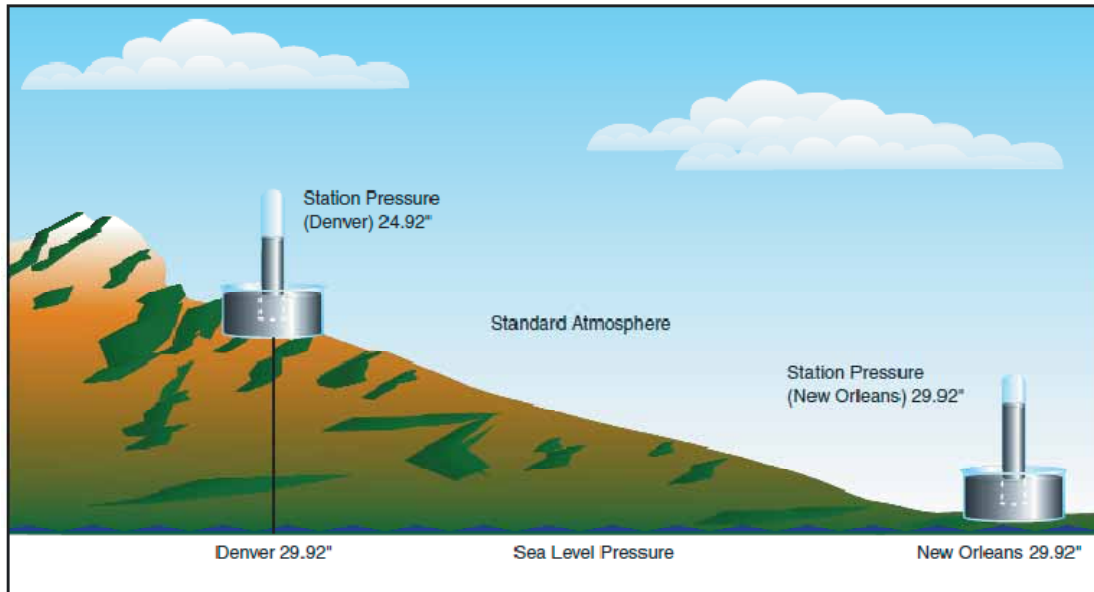


Figure 10-6. Station pressure is converted to, and reported in, sea level pressure.

通過跟蹤一個很大區域的大氣壓力的趨勢，天氣預報員可以更準確的預測壓力系統和相關天氣的運動。例如，在一個氣象站跟蹤一個上升壓力的模式，通常意味著晴朗天氣的到來。相反地，下降的或者快速降低的壓力通常意味著壞天氣正在來臨，或者可能是嚴重的暴風雨。

海拔高度對大氣壓力的影響

當高度增加，壓力減小，原因是空氣柱的重量降低了。平均來說，高度每增加 1000 英尺，大氣壓力就會降低 1 英寸水銀柱高度。這個壓力的降低(密度高度的增加)對飛機性能有顯著的影響。

高度對飛行的影響

高度影響飛行的每一個方面，從飛機性能到人的表現。在較高的高度，伴隨著降低的大氣壓力，起飛和著陸距離增加了，爬升率也增加。

當一架飛機起飛時，升力必須通過機翼周圍的空氣流動才能產生。如果空氣稀薄，就需要更大的速度來獲得足夠的起飛升力；因此，地面滑跑距離就會更長。一架飛機在海平面需要 1000 英尺的滑跑距離，在海平面 5000 英尺以上高度的機場將需要差不多兩倍的滑跑距離。如圖 10-7.而且同時，在更高的海拔高度時，由於空氣密度的降低，飛機發動機和螺旋槳的效率也會更低。這就導致爬升率的降低，需要更大的地面滑跑來應付障礙物的間隙。

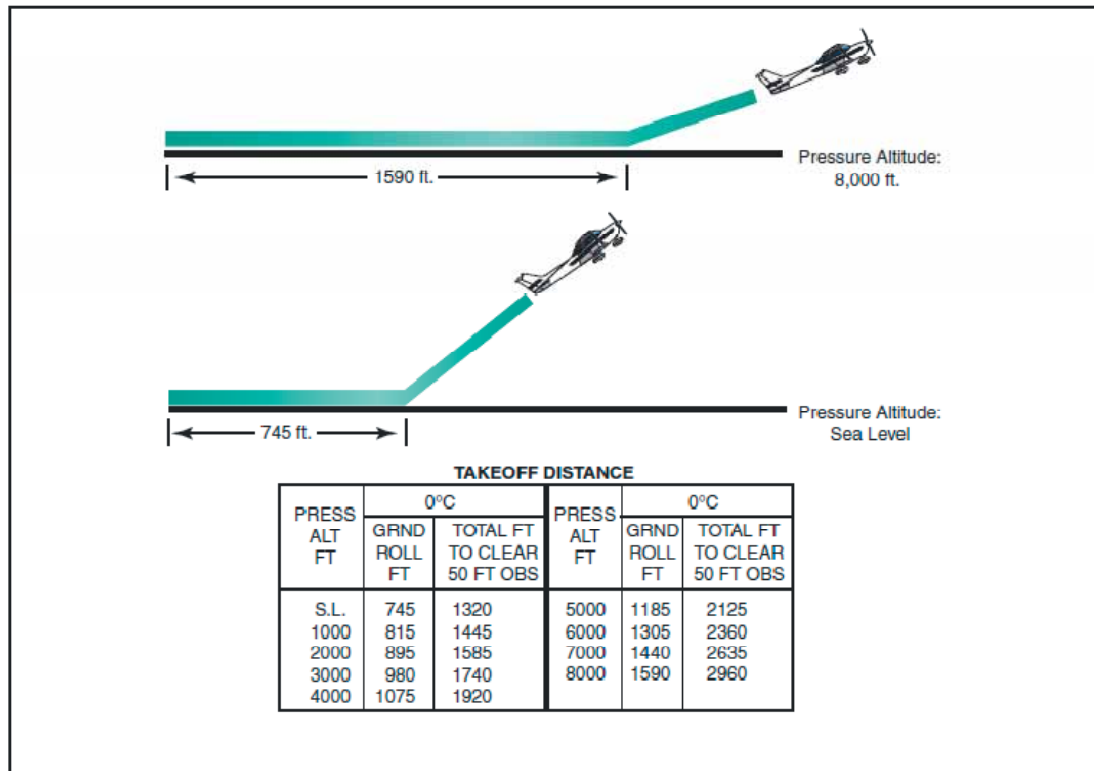


Figure 10-7. Takeoff distance increases with increased altitude.

空氣密度差異的影響

溫度變化引起的空氣密度差異導致壓力的變化。這就進而使大氣產生以氣流和風的形式進行的垂直和水準運動。大氣中的運動結合濕度就產生了雲和降水，否則就稱為天氣。

風

壓力和溫度變化在大氣中產生了兩種運動-上升或下降氣流的垂直運動，以及風形式的水準運動。大氣中這兩種類型的運動都重要，因為它們影響起飛，著陸和巡航飛行操作。然而，更為重要的是大氣中的這些運動，否則稱為大氣迴圈，導致了天氣的變化。

大氣迴圈的原因

大氣迴圈是空氣圍繞地球表面的運動。它是由於地球表面的不均勻受熱，擾亂了大氣的平衡，導致了空氣運動和大氣壓力的改變而引起的。由於地球有彎曲的表面，它繞傾斜的軸旋轉，同時也繞太陽進行軌道運動，地球的靠近赤道區域比極地區域從太陽接收到更大量的熱量。太陽向地球傳熱的總量依賴於一天的時刻，一年的季節和特定地區所在的緯度。所有這些因素都會影響太陽照射地球某一地面的時間長度和角度。

在一般的迴圈理論中，低壓區域存在於近赤道地區，高壓區域存在於近極地地區，原因是溫度的差異。陽光的加熱導致空氣的密度降低，從而在近赤道地區上升。作為結果的低壓使得

極地的高壓空氣沿地球表面向赤道區域流動。當溫暖的空氣流向極地時，它會變冷，變得更加稠密，進而下沉回到地面。如圖 10-8

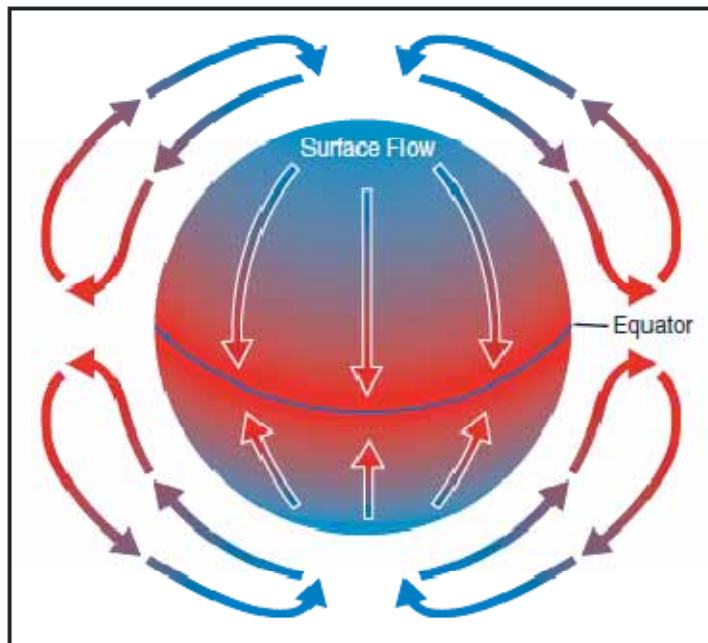


Figure 10-8. Circulation pattern in a static environment.

這個空氣迴圈模式在理論上是正確的；然而，空氣迴圈被幾個力改變了，最為重要的是地球的自轉。

地球自轉產生的力稱為寇裡奧利力(Coriolis Force)【簡稱為地球自轉偏向力】。這個力在我們走動時是無法感覺得到的，因為相對於地球自轉的尺度和速度我們行進的速度很慢，行進的距離也相當的短。然而，它會明顯的影響移動很大距離的物體，例如一個氣團或者水體。地球自轉偏向力在北半球使得空氣向右偏轉，導致它沿著彎曲的路線前進而不是直線。偏轉的程度根據緯度的不同而變化。在極地是最大的，而在赤道降低為零。地球自轉偏向力的大小也隨運動物體的速度而不同，速度越快，偏轉的越大。在北半球，地球的自轉使運動的空氣向右偏轉，而且改變了空氣的總體循環模式。

地球的自轉速度導致每個半球上整體的氣流分開成三個明顯的氣流單元。如圖 10-9

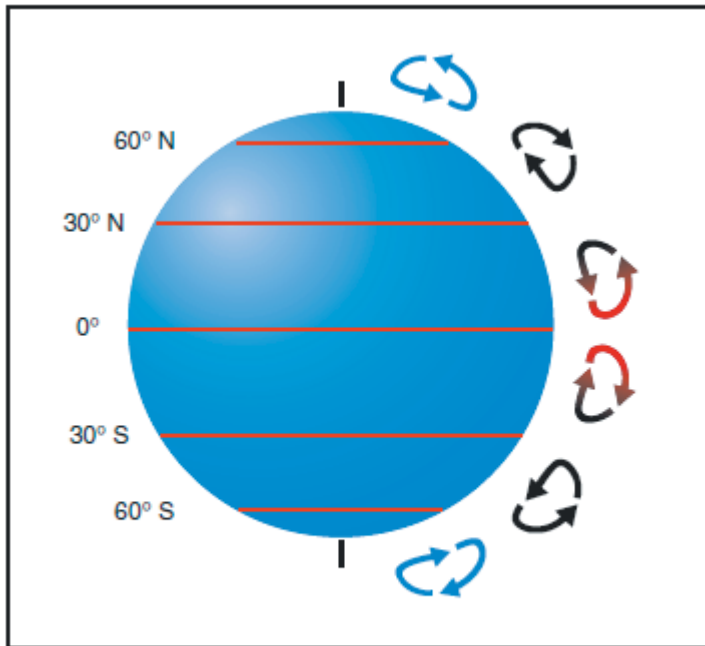


Figure 10-9. Three-cell circulation pattern due to the rotation of the Earth.

在北半球，赤道地區的暖空氣從地表向上升起，向北流動，同時因地球的自轉而向東轉向。當它前進到從赤道到北極距離的三分之一時，它不再向北流動，而是向東流動。這時空氣會在大約北緯 30 度的帶狀區域變冷下降，導致它向地表下降的區域成爲一個高壓區域。然後它沿著地表向南回流向赤道。地球自轉偏向力使得氣流向右偏轉，因此在北緯 30 度到赤道之間產生了東北方向的信風。類似的力產生了 30 度到 60 度範圍內以及 60 度到極地地區的圍繞地球的迴圈單元。這個迴圈模式導致了在美國本土邊界內的西風盛行。【美國本土和墨西哥以及加拿大的邊界都是東西方向的，所在緯度區域流行西風。】

迴圈模式由於季節變化，大陸和海洋的表面差異以及其他因素而變得更加複雜。

地球表面的地形產生的摩擦力改變了大氣中空氣的運動。從距離地表的 2000 英尺內，地表和大氣之間的摩擦力使流動的空氣變慢。因爲摩擦力減小了地球自轉偏向力使得風從它的路徑轉向。這就是爲什麼在地表的風向稍微不同於地表之上幾千英尺高度的風向的原因。

風的模式

因爲空氣總是尋找低壓區域，所以氣流會從高壓區域向低壓的區域流動。在北半球，從高壓向低壓區域流動的空氣向右偏轉；產生一個繞高壓區域的順時針迴圈。這也稱爲反氣旋迴圈。低壓區域反之也對；向低壓區域流動的空氣被偏轉而產生一個逆時針或氣旋迴圈。如圖 10-10

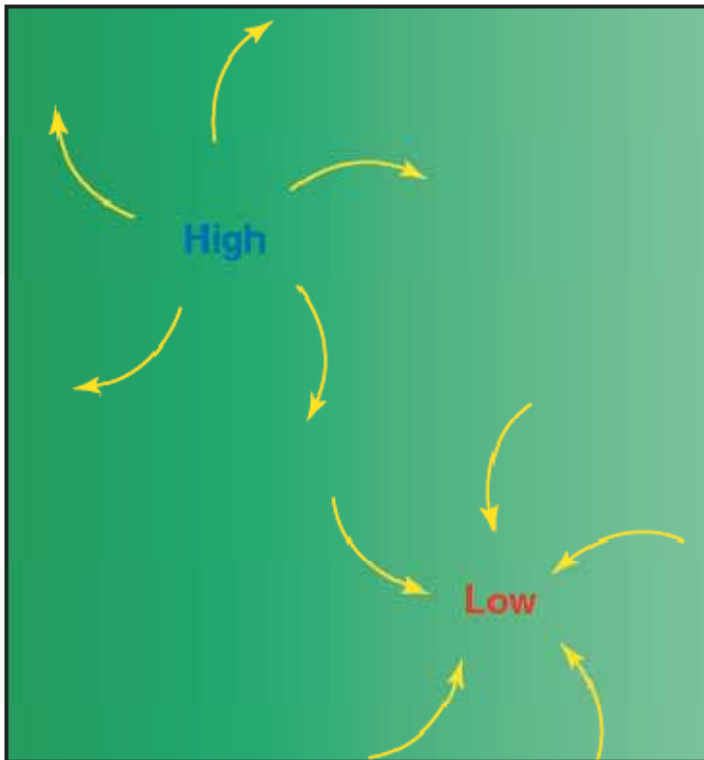


Figure 10-10. Circulation pattern about areas of high and low pressure.

高壓系統一般是乾燥穩定的下降空氣的區域。由於這個原因，好天氣通常和高壓系統有關。相反地，空氣流進低壓區域會取代上升的空氣。這時空氣會趨於不穩定，通常會帶來雲量和降水量的增加。因此，壞天氣通常和低壓區域有關。

對高低壓風模式的良好理解在制定飛行計畫時有很大的幫助，因為飛行員可以利用有利的順風。如圖 10-11

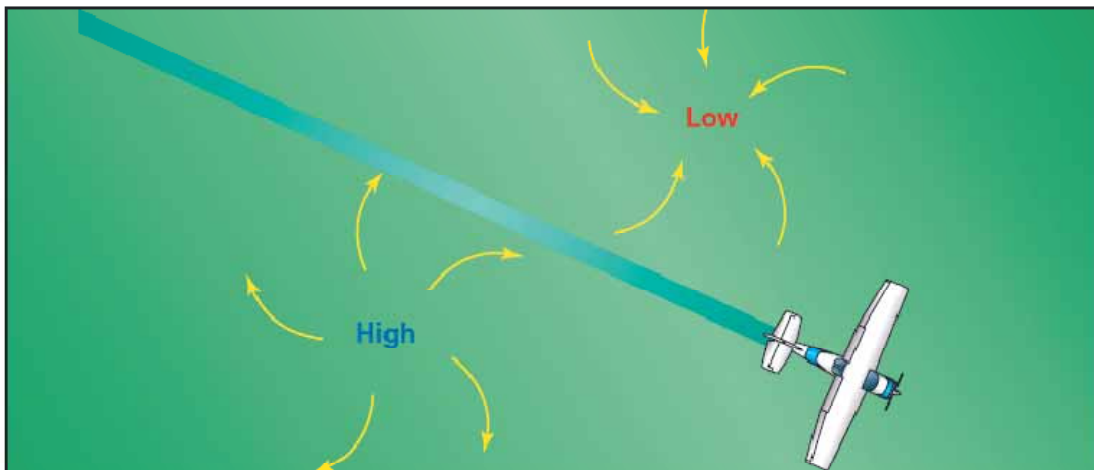


Figure 10-11. Favorable winds near a high-pressure system.

當計畫一次從西向東的飛行時，沿高壓系統的北邊和低壓系統的南邊將會遇到有利的風向。在返程飛行中，最有利的風向將是同一高壓系統的南邊或者低壓系統的北邊。一個額外的好處是能夠更好的把握在一個給定區域沿著基於高低壓占主導的飛行路線上可以預期什麼樣的天氣。

迴圈理論和風模式對於大範圍大氣迴圈是正確的；然而，它沒有考慮到迴圈在局部範圍內的變化。局部環境，地質特徵和其他異常可以改變接近地表的風向和速度。

對流型氣流

不同的地表輻射熱量的程度是不同的。耕地，岩石，沙地，荒地會發出大量的熱量；水體，樹木和其他植被區域趨於吸收和保留熱量。結果是空氣的不均勻受熱產生稱為對流氣流的小範圍內局部迴圈。

對流氣流導致顛簸，在溫暖的天氣飛行在較低高度有時會遇上湍流空氣。低高度飛越不同的地表時，上升氣流很可能發生在路面和荒地上空，下降氣流經常發生在水體或者類似成片樹林的廣闊植被區域之上。一般的，這些湍流環境可以通過飛在更高的高度來避免，甚至是飛在積雲層之上。如圖 10-12

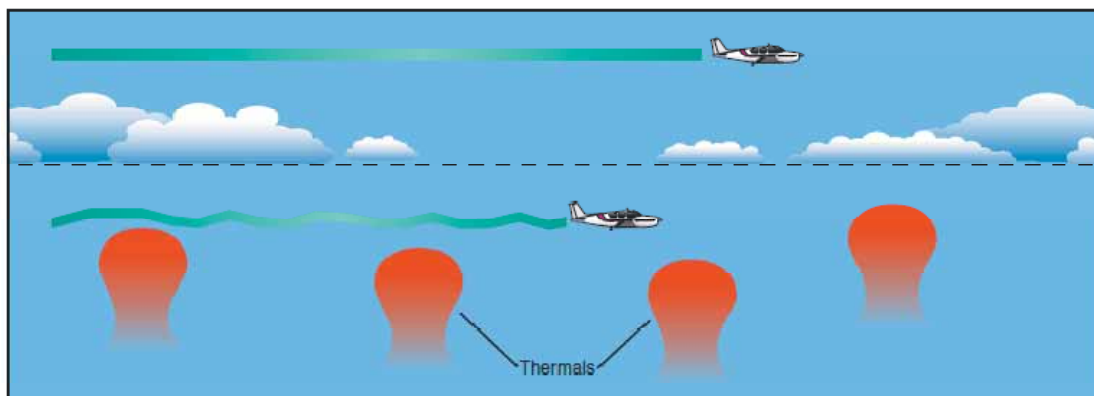


Figure 10-12. Convective turbulence avoidance.

對流氣流在大路直接和一大片水體相鄰的區域特別明顯，例如海洋，大的湖泊，或者其他相當的水區。在白天，陸地比水受熱更快，所以陸地之上的空氣變得更熱，密度更低。它上升且被更冷的來自水面上的稠密空氣取代。這導致了一種朝向海岸的風，稱為海風(sea breeze)。相反地，在夜晚陸地比水冷的更快，相應的空氣也是這樣。這時，水面上溫暖的空氣上升被更冷的來自陸地的空氣取代，產生一種稱為陸風(land breeze)的離岸風。這就顛倒了局部反而風迴圈模式。對流氣流可以發生在地表不均勻受熱的任何地區。如圖 10-13

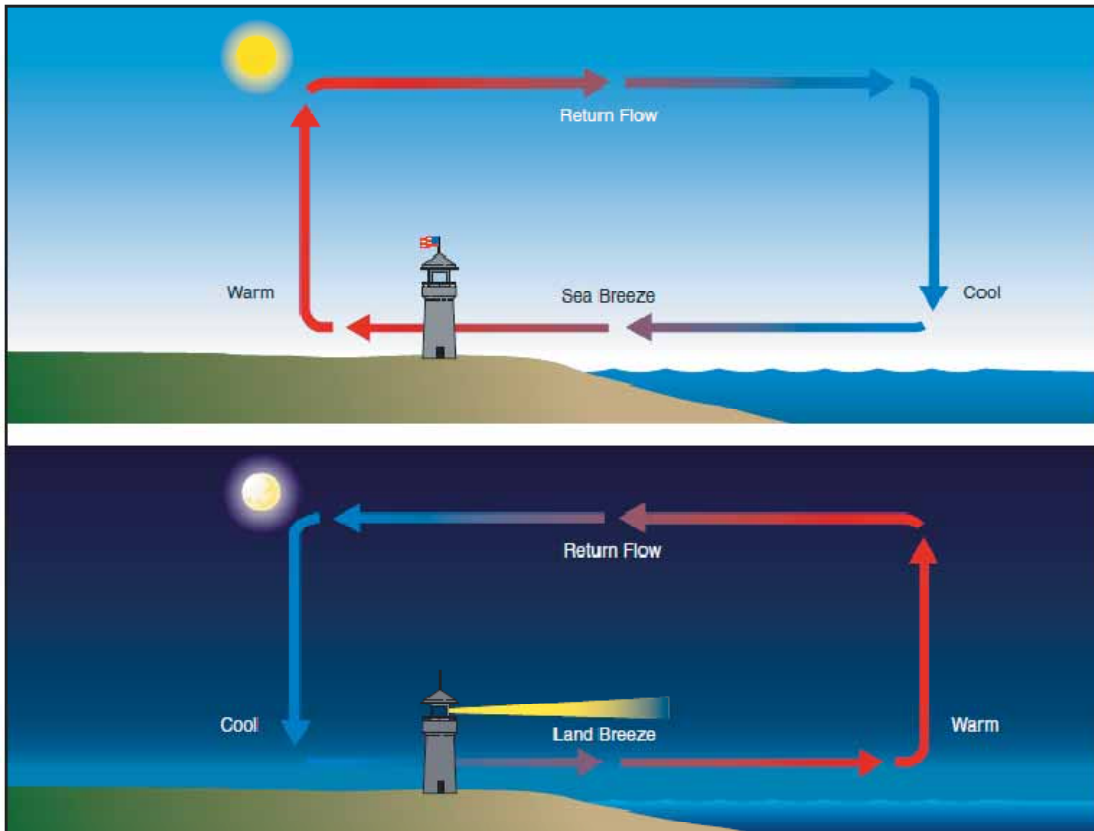


Figure 10-13. Sea breeze and land breeze wind circulation patterns.

接近地面的對流氣流會影響飛行員控制飛機的能力。例如，在最後進近時，來自全無植被的地形的上升氣流有時會產生漂浮效應，導致飛行員飛過預期的著陸點。另一方面，在一大片水體或者稠密植被的區域之上進近會趨於產生一個下沉效應，導致不警惕的飛行員著陸在不到預期的著陸點。如圖 10-14

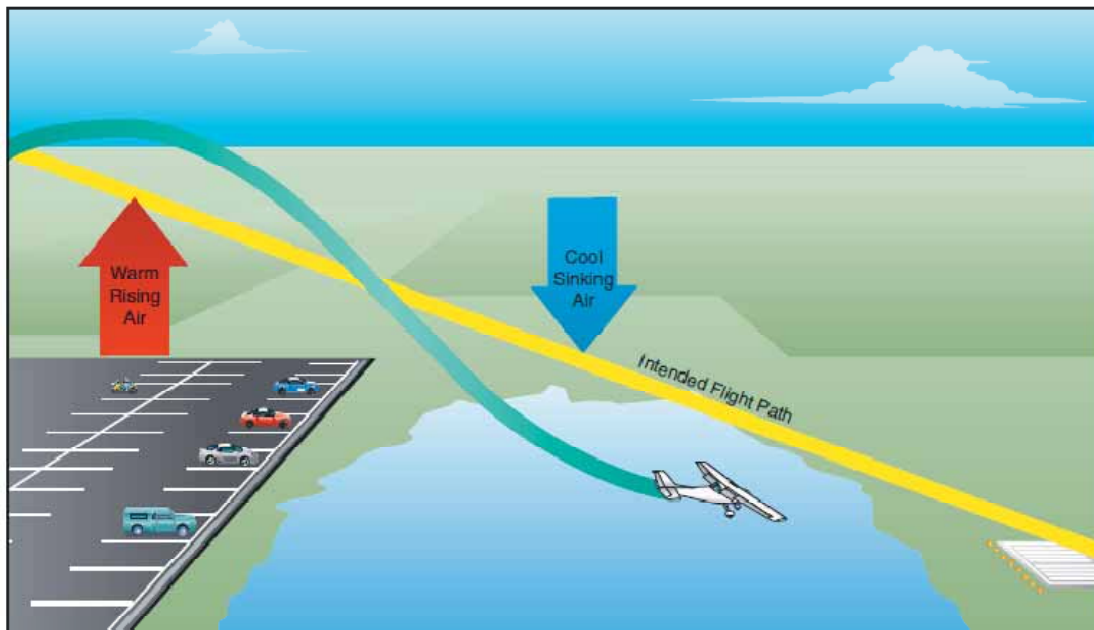


Figure 10-14. Currents generated by varying surface conditions.

障礙物對風的影響

有另一個會給飛行員帶來麻煩的大氣的危險。地面上障礙物影響風的流向，可能是一個看不見的危險。地面的地形和大的建築物會分散風的流向，產生會快速改變方向和速度的陣風。這些障礙物包括從人造建築物如飛機棚到大的自然障礙物如山脈，峭壁或者峽穀。當飛進或者飛離有大型建築物或者自然障礙物靠近跑道的飛機場時，保持警惕特別的重要。如圖 10-15

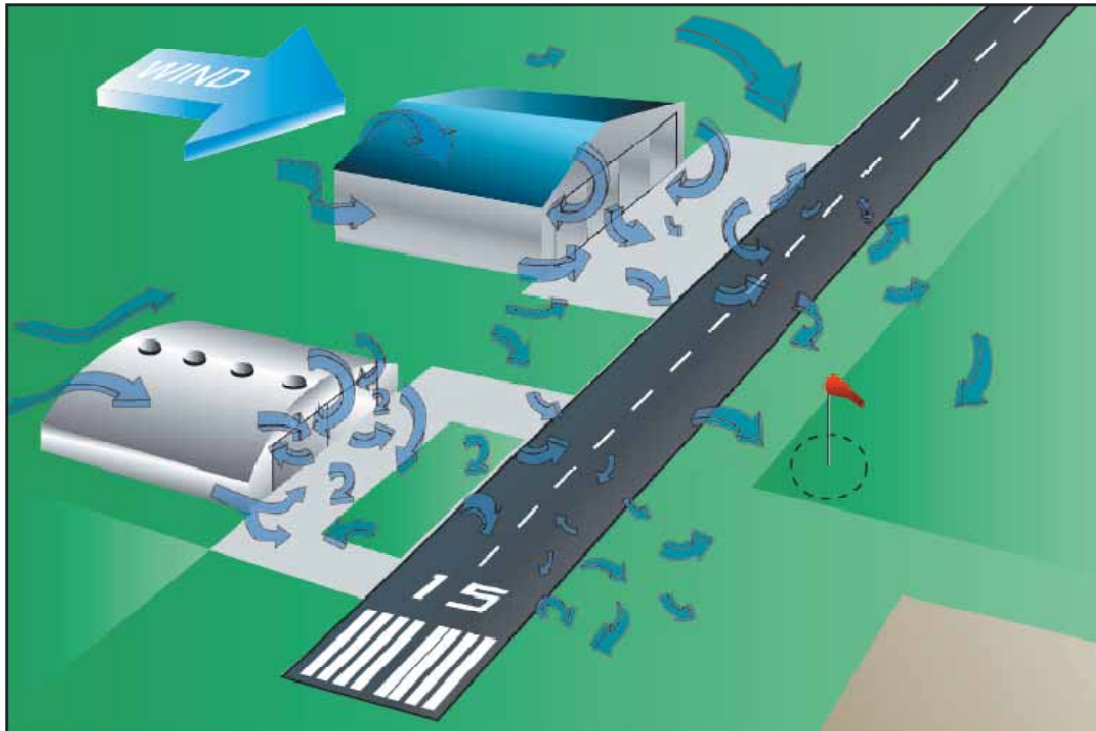


Figure 10-15. Turbulence caused by manmade obstructions.

和地面建築物有關的湍流強度依賴於障礙物的大小和風的基本速度。這會影響任何飛機的起飛和著陸性能，也會引發非常嚴重的危險。在飛行的著陸階段，飛機可能由於湍流空氣而下降(drop in)，因此飛的太低而不能飛越進近時的障礙物。

當飛行在山地區域是這種相同的情況甚至更加明顯。如圖 10-16



Figure 10-16. Turbulence encountered over and around mountainous regions.

當風沿著迎風側平穩的向上流動，上升的氣流會幫助飛機飛越山脈的頂峰，而背風側的效果則不一樣。當空氣流在山的背風側向下時，空氣順著地形的輪廓流動，湍流逐漸增加。這就

趨向於把飛機推向山的一側。風越強烈，向下的壓力和湍流就變得越強烈。

由於在山谷或者峽穀中地形對風的影響，強烈的向下氣流可能相當嚴重。因此，鄭重的建議謹慎的駕駛員尋找一位合格的山地飛行指導員，準備在多山的地形或者靠近多山地區飛行前要獲得山地的調查。

低空風切變

風切變是指在一個非常小的區域內風速和/或方向的突然的，激烈的變化。風切變會使飛機受突然的上升氣流和下降氣流影響，以及飛機水準運動的突然改變。雖然風切變可以發生在任何高度，由於飛機接近地面，低空的風切變是特別的危險。風的方向 **180 度** 變化和速度的 **50 節** 變化或者更多都和低空風切變有關。低空風切變通常會伴隨偶然的鋒面系統，雷暴，強烈的高空風(大於 **25 節**)溫度翻轉而 出現。

風切變對飛機的危險有多個原因。風向和速度的快速變化改變了飛機的相對風，破壞了飛機的正常飛行高度和性能。在風切變狀態下，影響可能很小，也可能很明顯，這都看風速和風向的變化。例如，順風很快的變為逆風將很快的導致空速和性能的增加。相反地，當迎風變為順風時，空速會快速降低，性能也會相應的降低。任一情況下，飛行員必須準備好對維持飛機控制的變化做出立即反應。

一般而言，最嚴重類型的低空風切變和對流性降水或來自雷暴的降雨有關。和對流性降水有關的一種嚴重的風切變叫微爆(**microburst**)。典型的微爆發生在小於水準 **1 英里**和垂直 **1000 英尺**空間內。微爆的維持時間大約 **15 分鐘**，在這期間它會產生速度高達 **6000 英尺**每分鐘的向下氣流。它也會在幾秒鐘內產生嚴重 **45 節**風向變化或者更多。當接近地面時，這些過快的氣流和風向的快速變化會產生飛機難以控制的條件。如圖 **10-17**。

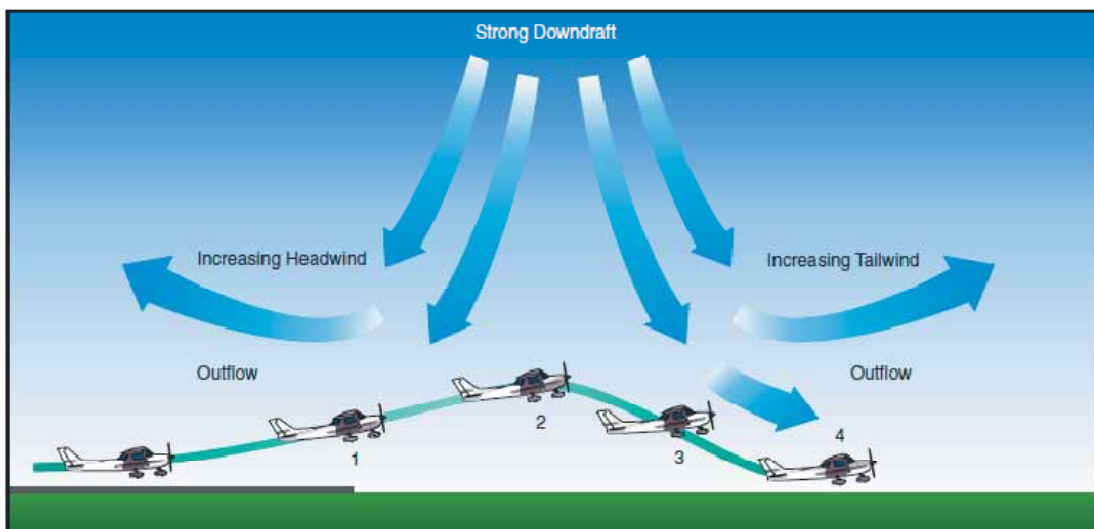


Figure 10-17. Effect of a microburst wind.

在不經意起飛進入一個微爆時，飛機首先遇增加性能的迎風，接著是降低性能的順風。當風快速的切變到順風時，會導致地形的影響或者危險的近地飛行。

微爆通常是難於檢測的，因為它們發生在相對狹窄的範圍內。在警告飛行員注意低空風切變的努力中，在全國的幾個機場已經安裝了警報系統。一組風速計被放在機場周圍，組成了一

個檢測風向變化的網路。當風速變化超過 15 節時，就會向飛行員報告一個風切變警告。這個系統名叫低空風切變警報系統，簡稱 LLWAS。

重要的是要記住風切變可以影響任何飛行，以及任何高度的飛行員。雖然可能報告了風切變，它通常仍然是沒檢測到的，對飛行來說是無聲的危險。永遠要警惕風切變的可能性，特別是在雷暴和鋒面系統內或附近飛行時。

地面天氣圖上的風和壓力錶示

地面天氣圖提供了鋒面，高低壓區域，和每一地面氣象站的風和壓力的相關資訊。這種天氣圖能讓飛行員看到鋒面和壓力系統的位置，但是更重要的是，它描述了在每個地點的地面風和壓力。地面分析和天氣表示圖的更多資訊請參考第十一章。

風狀況用連結在氣象站位置圓圈的箭頭表示。如圖 10-18，







Examples of wind speed and direction plots		
Calm 	NW / 5 kts 	SW / 20 kts 
E / 35 kts 	N / 50 kts 	W / 105 kts 

Figure 10-18. Depiction of winds on a surface weather chart.

氣象站圓圈表示箭的頭部，而箭頭指向風刮的方向。風用吹來的方向描述，因此西北風的意思就是風是從西北方向吹向東南方向的。風速用位於風向線上的垂直短線或三角形表示。每一個短線表示風速為 10 節，而短線的一半表示 5 節風速，三角形表示風速為 50 節。

每一個氣象站的壓力都記錄在天氣圖上，以毫巴為單位。等壓線是畫在圖上用於表示相同壓力區域的線條。這些線條產生一個模式，這個模式顯示了壓力梯度或者壓力隨距離的變化情況。如圖 10-19。

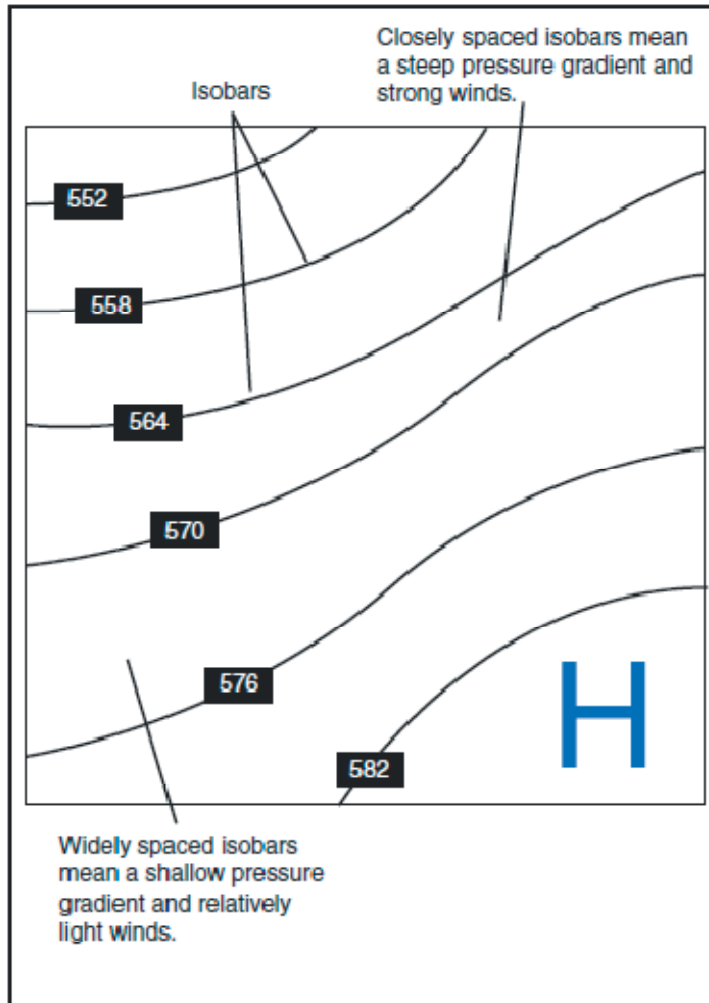


Figure 10-19. Isobars reveal the pressure gradient of an area of high- or low-pressure areas.

等壓線類似於地形圖上表示地形海拔高度和坡度陡峭程度的等高線。例如，間隔很近的等壓線表示急劇升降的風梯度和強風的盛行。另一方面，梯度緩和的等壓線表示成間隔較遠，意味著微風。等壓線有助於識別低壓和高壓系統，以及高壓脊，低壓槽和氣壓穀的位置。高壓系統是低壓包圍的高壓區域；低壓是高壓包圍的低壓區域。高壓脊是拉長的高壓區域，低壓槽是拉長的低壓區域。氣壓穀是高壓脊和低壓槽的交匯點，或者是兩高或兩低之間的中性區域。

等壓線提供了地面之上幾千英尺內風的有用資訊。接近地面時，風向被地表改變，風速由於和地面間的摩擦力而降低。然而，在地面之上 2000 到 3000 英尺高度內，風速較大，風向開始變得更加和等壓線平行。因此，地面風表示在天氣圖上，稍微高一點高度上的風也表示在天氣圖上。

一般地，地面 2000 英尺以上的風相對地面風為 20-40 度偏右，風速也會更大。在崎嶇不平的地形上風向的變化是最大的，而在平坦地表上是最小的，例如開闊的水域。在缺少高空風資訊的條件下，這個建議規則用於粗略的估計地表幾千英尺之上風的狀況。

大氣穩定性

大氣的穩定性依賴於它抵抗垂直運動的能力。穩定的大氣使垂直運動困難，輕微的垂直運動受到抑制後消失。在不穩定的大氣中，輕微的垂直空氣運動趨向於變的更強，這樣就導致了紊亂的氣流和對流活動。不穩定性會導致嚴重的紊流，廣闊的垂直雲量，以及劇烈的天氣。

上升的氣流膨脹且變冷，是由於高度增加時氣壓的降低。下沉氣流則反之；隨著大氣壓力的增加，下沉空氣的溫度隨著它被壓縮而增加。絕熱加熱和絕熱冷卻就是用來描述這種變化的術語。【絕熱的意思在這裡是指大氣溫度變化是在沒有熱量傳導的過程中因壓力的變化而產生的溫度變化。】

絕熱過程發生在所有的向上或向下運動的空氣中。當空氣上升到一個低壓區域時，它會膨脹到一個更大的體積。當空氣分子膨脹時【即空氣分子的平均間隔增大，而不是分子本身變大】，空氣的溫度會更低。結果是，當氣塊【一定體積的空氣】上升時，壓力降低，體積增加，溫度降低。當空氣下沉時，則反之也對。溫度隨著高度增加而下降的速度稱為溫度垂直梯度(lapse rate)。當空氣在大氣中上升時，平均溫度變化速率是 2 攝氏度(3.5 華氏度)每 1000 英尺。

由於水蒸氣比空氣還輕，潮濕降低了空氣的密度，導致它上升。相反地，當濕度降低時，空氣變得更加密集而趨於下沉。由於潮濕的空氣變冷的速度更慢【潮濕空氣的熱容量更大】，一般它比干空氣更加不穩定，原因是潮濕的空氣在冷卻到周圍的空氣溫度前必須上升的更高。幹空氣絕熱溫度梯度(不飽和空氣)是 3 攝氏度每 1000 英尺。濕空氣絕熱溫度梯度範圍從 1.1 攝氏度到 2.8 攝氏度(2 華氏度到 5 華氏度)每 1000 英尺。

濕度和溫度的結合確定了空氣的穩定性和作為結果的天氣。冷的幹空氣非常穩定，能夠抵抗垂直運動，它會導致好的通常是晴朗的天氣。最大的不穩定發生在空氣是潮濕而溫暖的時候，就像熱帶區域的夏天一樣。典型的，雷暴基本上天天出現在這些區域，就是因為周圍空氣的不穩定性。

逆增

隨著空氣在大氣中上升膨脹，溫度會降低。然而也會發生一種大氣異常情況，改變了這個典型的大氣行為模式。當上升空氣的溫度隨高度增加而增加時，就發生了溫度逆增。逆增層通常是接近地面的很薄的一層平穩空氣。空氣的溫度隨高度增加到某一點，即逆增層的頂部。逆增層頂部的空氣擔當蓋子的作用，保持天氣和污染物截留在下面。如果空氣的相對濕度高，它會促進雲，霧，薄霧，煙的形成，導致逆增層內的能見度降低。

基於地表的溫度逆增發生在晴朗涼爽的夜晚，這時接近地面的空氣被地表的降溫而冷卻。地表幾百英尺內的空氣變得比它上面的空氣更冷。當暖空氣在一層較冷的空氣上擴展開來或者當冷空氣被迫位於一層暖空氣的下方時，就會發生鋒面逆增。

濕氣和溫度

大氣天然的就含有水蒸氣形式的水分。大氣中水分的多少依賴於空氣溫度。溫度每增加 20 華氏度，空氣中能容納的水分就增加為 1 倍。相反的，溫度降低 20 華氏度，水分容量會變為原來的一半。

大氣中的水有三種狀態：液態，固態和氣態的。所有這三種形式都可以容易的變化為另一種，都出現在大氣的溫度變化範圍內。當水從一種狀態變為另一種狀態時，就發生一次熱交換。這些變化是通過蒸發，昇華，冷凝，沉積，熔解或者凝固過程實現的。然而，水蒸氣僅僅是通過蒸發和昇華過程進入大氣的。

蒸發是液態水變為水蒸氣的變化。當水蒸氣形成時，它從最近的可用熱源吸收熱量。這個熱交換就是蒸發的隱形加熱。這種現象的一個很好的例子是身體的排汗蒸發。主要的印象是熱量從身體帶走後的變冷感覺。類似地，昇華是冰直接變為水蒸氣的變化，完全跳過了液態狀態。雖然乾冰不是水而是二氧化碳製成的，它能說明固態直接變為氣態的昇華原理。

相對濕度

濕度是指在一個給定的時刻大氣中所含水蒸氣的多少。相對濕度是空氣中的實際水分量相對於那個溫度時空氣可以容納的總水分量。例如，如果當前相對濕度為 65%，即空氣在這個溫度和壓力時含有能夠容納的總水分量的 65%。雖然美國西部的大部分地區很少看到高濕度的天氣，但是在美國南方溫暖的月份，相對濕度從 75%到 90%並不罕見。如圖 10-20

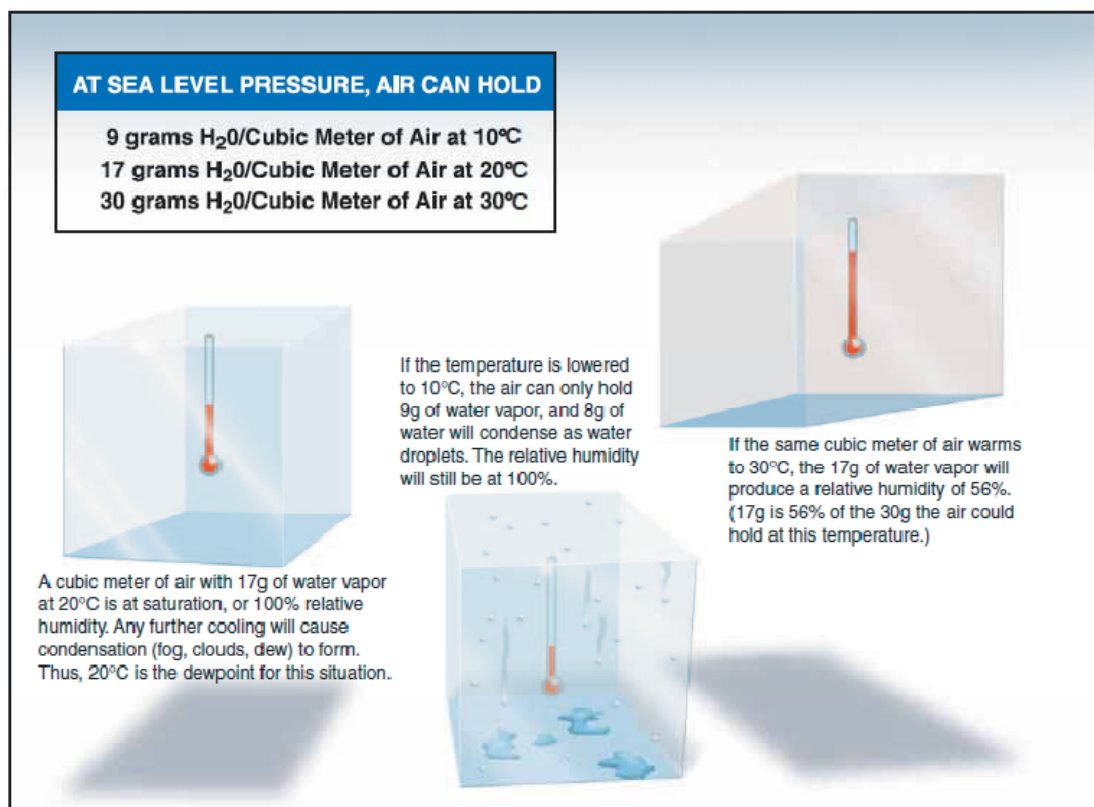


Figure 10-20. The relationship between relative humidity, temperature, and dewpoint.

溫度/露點關係

露點和溫度之間的關係定義了相對濕度的概念。以度表示的露點是空氣不能再容納更多水分時的溫度。當空氣溫度降低到露點時，空氣就完全飽和，水汽開始在空氣中凝結，以霧，露水，霜，雲，雨，冰雹或者雪的形式出現。

當潮濕的不穩定空氣上升時，雲經常在溫度和露點一致的高度形成。當升高時，不飽和空氣冷卻速度為 5.4 華氏度每 1000 英尺，而露點溫度降低速度為 1 華氏度每 1000 英尺。這就導致了溫度的收斂，即露點變化速度為 4.4 華氏度每 1000 英尺。在報告的溫度和露點資料上應用收斂速度來確定雲底的高度。

假設：

溫度(T)= 85 華氏度

露點(DP)=71 華氏度

收斂速度(CR)=4.4 度

T-DP=溫度露點差(TDS)

$TDS/CR=X$

$X \times 1000 = \text{離地高度 AGL}$

示例

$85 - 71 = 14$

$14 / 4.4 = 3.18$

$3.18 \times 1000 = 3180$ 英尺

雲底高度為地面之上 3180 英尺。

解釋

地面環境溫度為 85 華氏度，而地表露點溫度為 71 華氏度，差值為 14 度。溫度露點差除以收斂速度 4.4 度，然後再乘以 1000 得出近似的雲底高度。

確定空氣到達飽和點的方法

如果空氣到達飽和點而溫度和露點非常接近，霧，低雲或降雨就很可能形成。空氣可以有四種方式到達完全的飽和點。第一，當暖空氣在寒冷地面上移動時，空氣的溫度會下降而達到飽和點。其二，當冷空氣和暖空氣交匯時可能到達飽和點。第三，當空氣在夜晚通過和較冷的地面接觸而冷卻時，空氣會達到它的飽和點。第四個方法是空氣升高或者被迫在大氣中上升時到達飽和點。

當空氣上升時，它使用熱能來膨脹。結果是，上升的空氣快速的失去熱量。不飽和空氣散熱的速度是高度每增加 1000 英尺下降 3 攝氏度。不管是什麼原因導致空氣到達它的飽和點，飽和空氣都會帶來雲，雨，和其他危險的天氣狀況。

露和霜

在涼爽平靜的夜晚，地面溫度和地表上的物體會導致周圍空氣的溫度降低到露點以下。當發生這種情況時，空氣中的水分會凝結且凝聚在地面，建築物和其他物體如汽車和飛機上。這個水分就是眾所周知的露水，有時可以在早晨的草上看到。如果溫度低於冰點，水分將會以霜的形式沉積下來。而露水對飛機沒有危險，霜對飛行安全有確定無疑的危險。霜會破壞機翼上的氣流，能夠徹底的減少升力的產生。它也會增加阻力，當同時產生的升力降低時，就會破壞起飛能力。開始飛行前，飛機必須徹底清除霜凍免受其影響。

霧

根據定義，霧是從地表開始 50 英尺內的雲。它通常發生在接近地面的空氣溫度冷卻到空氣的露點時。

這是，空氣中的水蒸氣凝結，變成霧這種可見的形式。霧是按照它形成的方式來分類的，且依賴於當前溫度和空氣中水蒸氣的多少。

在晴朗的夜晚，風相當小或者無風時，可能產生輻射霧。如圖 10-21。通常的，它形成在低窪的地區如山谷。這種類型的霧發生在地面由於陸地的輻射而快速冷卻的時候，而且周圍空氣溫度到達它的露點。隨著太陽升起溫度上升，輻射霧升高，最終消散。風的任何增強都會加快輻射霧的消散。如果輻射霧小於 20 英尺厚，它就稱為地面霧。



Figure 10-21. Radiation fog.

當一層溫暖潮濕的空氣在寒冷地面上移動時，很可能產生平流霧。不像輻射霧，形成平流霧需要有風。15 節以下的風速讓霧形成和加強；超過 15 節風速時，霧通常會升高，形成低層雲。平流霧在沿海地區很常見，在那裡海風會把空氣吹向較寒冷的大陸。

在這些同樣的沿海地區，也可能發生滑升霧。當潮濕穩定的空氣被迫沿傾斜的陸地特徵如山區上升時，就會發生滑升霧。這種類型的霧也需要風才能產生和持續存在。滑升霧和平流霧不象輻射霧，可能不會隨著早晨的太陽而消散，相反可能持續多天。他們也可能延伸到比輻射霧更高的高度。

蒸汽霧或者海霧形成在幹冷空氣沿溫暖的水面移動時。隨著水的蒸發，它上升且類似煙霧。這種類型的霧於一年中最冷的時間在水體上很常見。低空紊流和結冰通常和蒸汽霧有關係。

冰霧發生在寒冷的天氣，那時溫度比冰點低的多，水蒸氣直接變成了冰晶。有利於它的形成條件類似於輻射霧，除了寒冷的溫度，通常是零下 25 華氏度或者更冷。它主要發生在北極地區，但是不知道在中緯度地區寒冷季節是否會發生。

雲

雲是可見的指示物，而且通常也是將來天氣的預示。對於雲的形成，必須有足夠的水蒸氣和凝結核，以及空氣可以冷卻的一個方法。當空氣冷卻，到達它的飽和點，不可見的水蒸氣變為可見的狀態。經過沉積(也可以指昇華)和凝結過程，水蒸氣凝結或昇華成類似塵埃，鹽晶或者煙的稱為凝結核的微粒物。凝結核是非常重要的，因為它為水汽提供了一個從一種狀態變為另一種狀態的方法。

雲的類型是根據它的高度，形狀，和行為來確定的。它們根據其雲底高度分類為低雲，中雲，高雲，和垂直擴展的雲。如圖 10-22

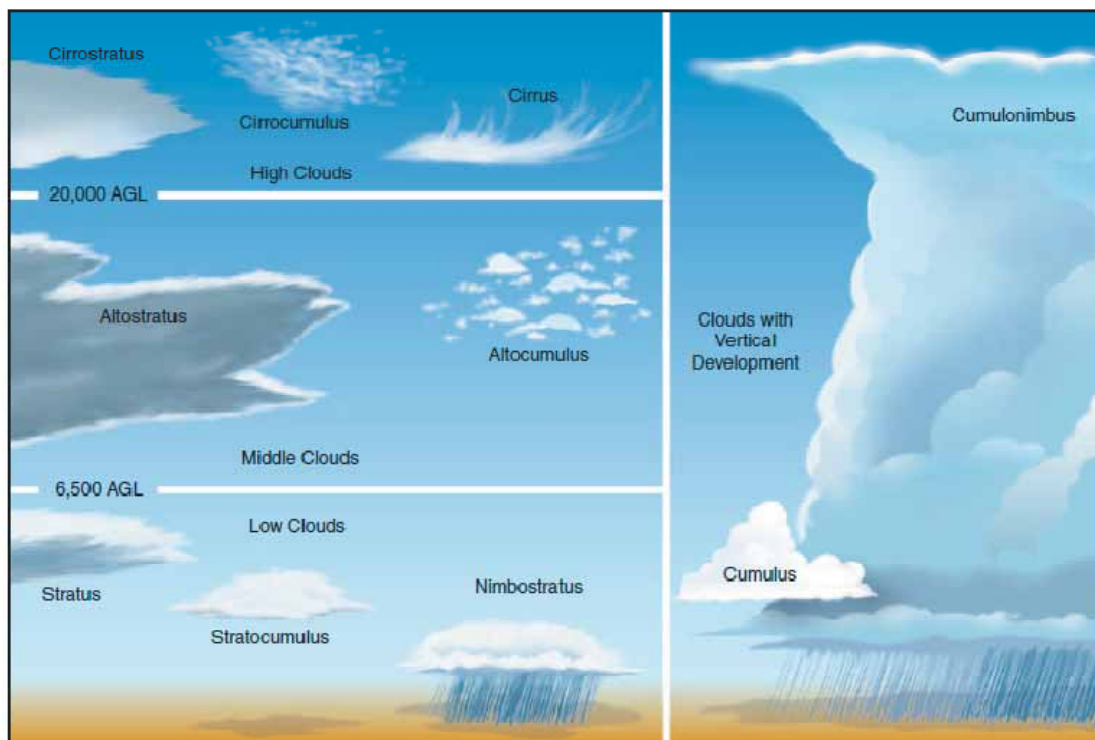


Figure 10-22. Basic cloud types.

低雲是那些在靠近地球表面形成，且延伸到 6500 地面高度的雲。它們主要是有小水滴組成的，但是也可以包含會引發危險的飛機結冰的過度冷卻水滴。典型的低雲是層雲，層積雲和亂層雲。霧也被分類為一種類型的低雲形式。這一組雲產生的最高限度低，妨礙能見度，而且會快速的變化。因為這個原因，它們影響飛行計畫，會導致不能進行 VFR 飛行。

中雲形成在大約距離地面高度 6500 英尺延伸到距離地面 20000 英尺高度。它們是由水，冰晶和過度冷卻的水滴組成。典型的中海高度雲包括高層雲和高積雲。在較高海拔高度越野飛行的時候可能會遇到這些類型的雲。高層雲會產生紊流，可能發生中度結冰情況。高積雲通

常形成在高層雲散開時，也可能發生輕度紊流和結冰情況。

高雲形成在距地面 20000 英尺以上高度，通常只在穩定空氣中形成。它們由冰晶組成，產生沒有實質危險的紊流或者結冰情況。典型的高空雲是卷雲，捲層雲，和卷積雲。

大範圍垂直擴展的雲是積雲，它們垂直的形成了高聳的積雲或者積雨雲。這些雲的底部形成在低高度到中高度雲底區域，但是可以擴展到高高度雲層。高聳的積雲表示大氣中不穩定的區域，它們周圍和內部的空氣是紊亂的。這些類型的雲經常發展成積雨雲或者雷暴。積雨雲包含大量水汽和不穩定空氣，經常會產生危險的天氣現象如閃電，冰雹，龍捲風，強陣風，和風切變。這些大範圍的垂直雲可能由於其他雲的形成而變的模糊，不總是可以在地面上或者飛行中看到。發生這種情況時，這些雲按照術語被稱為內涵式雷暴。

雲的分類可以根據外觀和雲的組成進一步細分為特定的雲類型。知道這些術語可以說明你認識看到的雲。

下麵是一個雲分類的列表：

- 積雲 - 堆積的起絨狀的雲
- 層雲 - 以層的形式形成
- 卷雲 - 捲曲的纖維狀雲，也是 20000 英尺以上的高雲
- 堡狀雲 - 常規雲底單獨垂直發展，很像城堡
- 鏡雲 - 鏡片形狀，強風時在山上形成
- 雨雲 - 雨量豐富的雲
- 碎積雲 - 粗糙或破碎的雲
- 高雲(alto)- 即高空雲，也包含存在於 5000-20000 英尺的中高度雲

對於飛行員來說，積雨雲可能是最危險的雲類型。它單獨或者成片出現，其名字要麼是一個氣團或者地形雷暴。靠近地表的空氣變熱產生一個氣團雷暴；在山脈地區的空氣上坡運動導致地形雷暴。以連續線形式形成的積雨雲是雷暴或者飆線的非鋒面帶。

由於上升的空氣流導致了積雨雲，它們的氣流是非常紊亂的，對飛行安全是一個重要的危險。例如，如果一架飛機進入雷暴，飛機將會遇到每分鐘超過 3000 英尺的上升或者下降氣流。另外，雷暴還會產生大冰雹，破壞性閃電，龍捲風和大量的水，所有這些對飛機都是潛在的危險。

在消散前，一個雷暴的發展會經歷三個明顯的階段。它從積雲狀態開始，其中空氣開始產生升力作用。如果有了足夠的水汽和不穩定性，雲量會繼續在垂直高度上增加。持續的上升氣流阻止了水汽的降落。上升氣流區域變得比推送雷暴的單獨的上升熱氣流還要大。在大約 15 分鐘內，雷暴達到了它的成熟階段，這是雷暴生命週期中最猛烈的階段。這時，水分的下降，不管是水還是冰對於雲層來說都太重而不能支撐，開始以雨或者冰雹的形式下落。這產生了空氣的向下運動。溫暖的上升空氣；冰冷的含有降雨的下降空氣；以及猛烈的紊亂氣流都存在於雲內或附近。在雲的下方，向下急流的空氣增加了地面風，且降低了溫度。一旦接近雲頂部的垂直運動慢下來，雲的頂部就會散開來呈現砧骨的形狀。這時，暴風雨進入了消散階段。這時下降的氣流分散開來取代了維持暴風雨所需的上升氣流。如圖 10-23

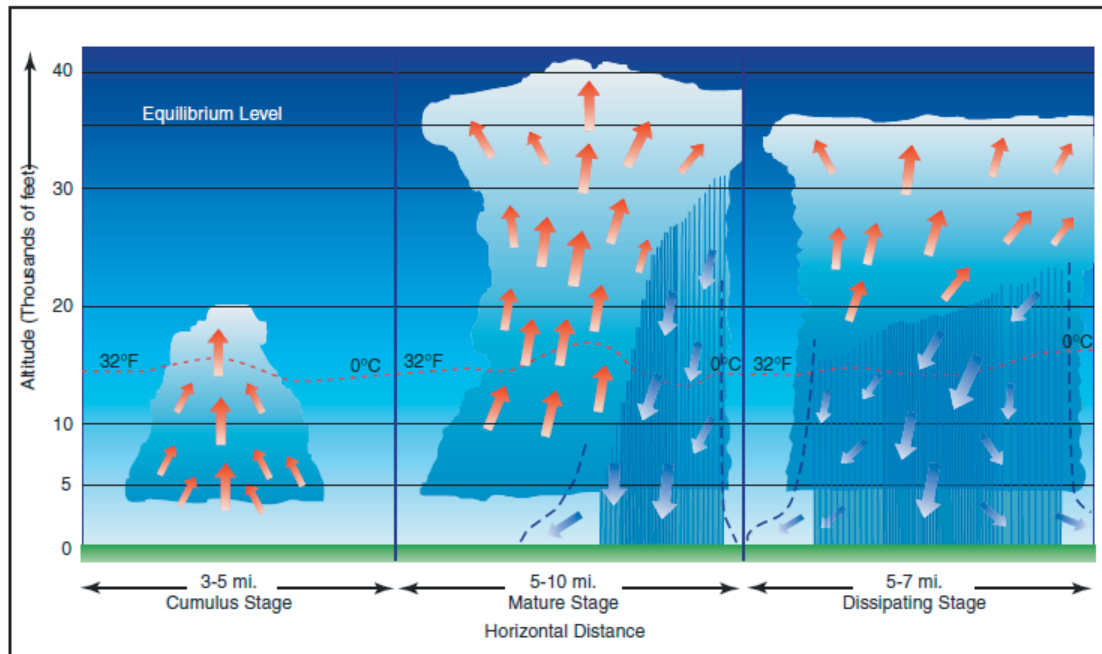


Figure 10-23. Life cycle of a thunderstorm.

輕型飛機是不可能飛越雷暴的。嚴重的雷暴可能沖到對流層頂，根據緯度不同可能達到令人驚異的 50000 到 60000 英尺高度。在雷暴雨下飛行使飛機受到雨，冰雹，破壞性閃電和猛烈的紊亂氣流的影響。一個好的經驗規則是以至少 5 海里繞飛雷暴，因為冰雹可能落在雲層外已英里內。如果不能選擇繞飛雷暴的話，那麼就留在地上等待雷暴過去。

雲幕高度

在航空的用途上，雲幕高度是被通報為多雲的或者陰天的，或者垂直能見度開始昏暗而類似霧或者陰霾的雲的最低高度。當八分之五至八分之七的天空被雲覆蓋時，則報告為雲是破碎的。陰天的含義是整個天空被雲覆蓋了。當前雲幕高度資訊是由航空日常天氣報告(METAR)或者各種自動天氣站通報的。

能見度

和雲量以及通報的雲幕高度密切相關的是能見度資訊。能見度是指裸眼能夠看到明顯物體的最大水準距離。當前能見度也在 METAR 和其他航空天氣報告中通報，還有自動天氣站。由氣象專家預測的能見度資訊在飛行前天氣簡報中也可以獲得。

降水

降水是指在大氣中形成且降落到地面的任何形式的水的微粒物。它對飛行安全有深刻的影響。根據降水的不同形式，它會降低能見度，產生結冰條件，以及影響飛機的著陸和起飛性能。

降水發生是因為雲中的水或者冰粒逐漸增大，直到大氣不能再支持它們。它落向地面時會以好幾種形式出現，包含細雨，下雨，冰粒，冰雹，和冰凍。

細雨被分類為非常小的小水滴，直徑小於 0.02 英寸。細雨通常伴隨著霧或者低層雲出現。較大的小水滴就是指雨。在大氣中降落但是在滴到地面之前蒸發掉的雨稱作雨幡。當地面溫度低於冰點時，就會發生結冰雨或者冰毛毛雨；雨在接觸到更冷的地面時結冰。

如果雨降落通過溫度逆增層，它可能會在經過下面的冷空氣時結冰，且以小冰粒的形式降落到地面。冰粒是溫度逆增的跡象，結冰的雨存在于更高的高度上。在冰雹的情況下，結冰的小水滴被雲裡的氣流攜帶的忽上忽下，它們和更多的水分接觸後逐漸變大。一旦上升的氣流不能維持結冰的水滴，它就會以冰雹的形式降落到地面。冰雹可能是豌豆大小的，也可能逐漸變到直徑 5 英寸大，比一個壘球還大。

雪是一種冰晶形式的降水，它以穩定的速度降落，或者已開始下鵝毛大雪，強度逐漸變化，最後很快結束。降落的雪花的大小也會變化，呈非常小的雪粒【米雪】或者大雪花形式。米雪在大小上和毛毛雨相當。

任何形式的降雨對飛行安全都是一個威脅。通常，降雨伴隨著低雲幕高度和降低的能見度。有冰，雪或者霜在其表面的飛機在開始一次飛行前必須被仔細的清除，因為氣流可能被破壞而失去升力。雨也會促使油箱進水。降雨還會使跑道表面產生危險，由於雪，冰，積水和打滑的表面使得起飛和降落困難。

氣團

氣團是呈現出環繞區域或者氣源地特性的很大體積的空氣。通常的源地是一個空氣在其中保持相對停滯幾天或者更長時間的區域。在這個停滯時間內，氣團獲得了源地的溫度和濕度特性。可以發現停滯區域在極地地區，熱帶海洋，以及乾燥的沙漠。氣團按照它們的發源地區分類：

- 極地的或者熱帶的
- 海洋的或者大陸的

大陸型極地氣團在極地區域的上空形成，它攜帶有寒冷乾燥的空氣。海洋型熱帶氣團在溫暖的海洋水面上形成，如加勒比海，它攜帶有溫暖潮濕的空氣。當氣團從它的發源地區移動經過陸地或者水體時，氣團會受到不同的陸地或者水體條件的影響，這些條件會改變氣團的特性。如圖 10-24

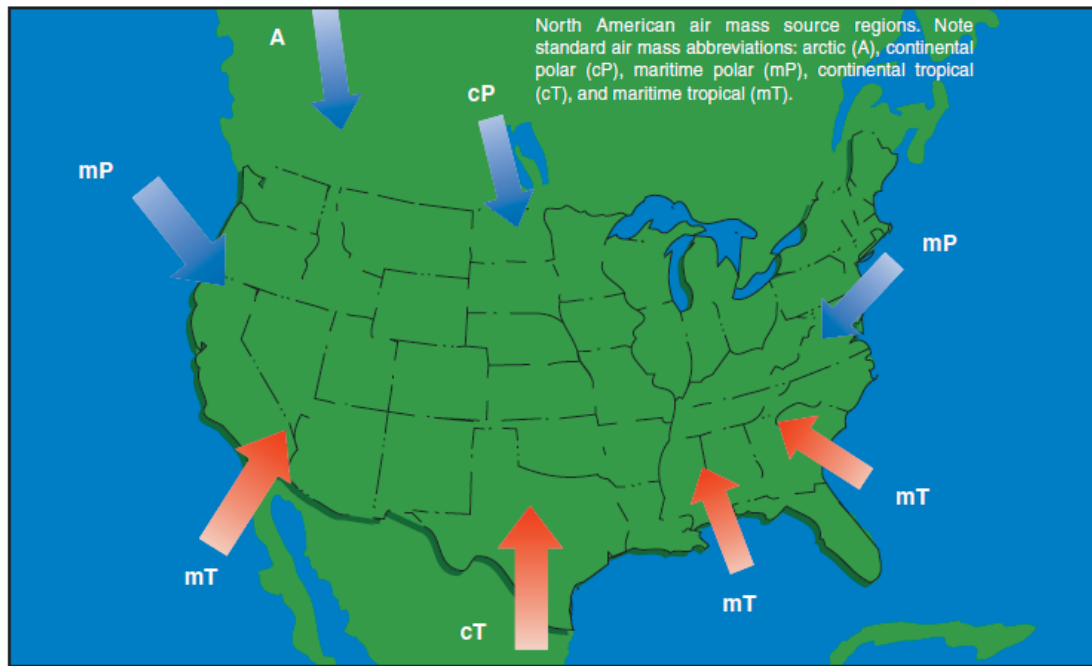


Figure 10-24. Air mass source regions.

空氣團經過溫暖的地表時，它的下方會變暖，形成對流性氣流，導致空氣上升。這就產生了一個不穩定的空氣團，有良好的地面能見度。潮濕，不穩定空氣導致積雲，陣雨，和紊流的形成。相反地，氣團經過更冷地表就不會形成對流性氣流，而是產生了一個穩定的空氣團，其地面能見度很差。很差的地面能見度是因為這樣一個事實，煙霧，灰塵和其他微粒不能上升到空氣團內，反而被截留在接近地表。穩定空氣團會產生低層雲和霧。

鋒面

當空氣團沿水體或大陸運動時，它們最終會和另一個不同特性的空氣團相遇。兩種類型空氣團之間的邊界層稱為鋒面。靠近中的任何類型鋒面總是意味著天氣即將變化。

有四種類型的鋒面，它們是根據前進的空氣溫度相對於被取代的空氣溫度來命名的。如圖 10-25





Table A	
Symbols for Surface Fronts and Other Significant Lines Shown on the Surface Analysis Chart	
	Warm Front (red)*
	Cold Front (blue)*
	Stationary Front (red/blue)*
	Occluded Front (purple)*
* Note : Fronts may be black and white or color, depending on their source. Also, fronts shown in color code will not necessarily show frontal symbols.	

Figure 10-25. Common chart symbology to depict weather front location.

- 暖鋒
- 冷鋒
- 靜止鋒
- 錮囚鋒

任何對鋒面系統的討論必須承認沒有兩個鋒面是相同的。然而，普遍的天氣條件都和幫助識別鋒面的具體鋒面類型有關。

暖鋒

當一個暖氣團前進要取代一個較冷的氣團時會出現暖鋒。暖鋒移動緩慢，通常是每小時 10 到 25 英里。前進鋒面的斜坡略過較冷空氣的頂部，逐漸的把它推出區域。暖鋒包含了通常有很大濕度的暖空氣。隨著暖空氣升高，溫度就會降低，發生凝結。

一般地，暖鋒通過之前，沿著鋒面邊界預期會形成卷狀雲或層狀雲，還伴隨著霧。在夏季的月份，可能會發生積雨雲或者雷暴。輕度至中等降水是可能的，通常以雨，雨夾雪，雪或者毛毛雨的形式形成，重點是能見度變差。風從南方或者東南吹來，周圍溫度變的寒冷，且露點增加。最終，隨著暖鋒的接近，大氣壓力持續下降直到暖鋒完全通過。

在暖鋒通過期間，可以看見層狀雲，可能還會下細雨。能見度通常是很差的，但是會隨風的變化而改善。隨著相對溫暖的空氣持續流入，溫度會穩定上升。大部分地區的露點保持穩定而壓力降低。

暖鋒過後，層積雲變成主導地位，可能發生陣雨。能見度最終會變好，但是煙霧朦朧的狀況可能會在通過後維持一段較短的時間。風會從南方或者西南吹來。隨著變暖的溫度，露點上升，壓力下降。在大氣壓力降低之後通常會有輕微的升高。

飛向逼近的暖鋒

通過研究一個典型的暖鋒，可以學到很多和通用模式以及大氣狀況有關的方面，這些會在飛行中遇到暖鋒時出現。如圖 10-26 圖示了一個從密蘇裡州的聖路易向東朝賓夕法尼亞州匹茲堡前進的暖鋒。

在從匹茲堡離開時，天氣對目視飛行規則(VFR)很有利，在 15000 英尺有一層分散的卷雲。當飛行向西前進到哥倫布【俄亥俄州首府】接近來臨的暖鋒時，雲層變厚，層狀雲的外觀逐漸增加到雲幕高度 6000 英尺。薄霧中的能見度降低到 6 英里，且大氣壓力持續降低。接近印第安納波里斯【印第安那州首府】的時候，天氣惡化到在 2000 英尺有散開的雲層，天空下雨，能見度為 3 英里。隨著溫度和露點變的一致，很可能產生霧。在聖路易士，天空被低雲覆蓋，下著細雨，能見度降低到 1 英里。超過印第安納波里斯之後，雲幕高度和能見度太低而不能繼續進行 VFR 飛行。因此，停留在印第安納波里斯等待暖鋒已經通過是明智的選擇，時間可能需要一到兩天。

冷鋒

當寒冷稠密的穩定空氣團前進取代較溫暖的空氣團時產生冷鋒。冷鋒比暖鋒移動的更快，以 25 到 30 英里每小時的速度前進。然而，極端的冷鋒有記錄的移動速度達到 60 英里每小時。典型的冷鋒以和暖鋒相反的方式移動；因為它非常稠密，它接近地面，就好像掃雪機，在較暖的空氣下方滑動，迫使不稠密的空氣上升。快速上升的空氣致使溫度突然降低，迫使雲的產生。產生的雲類型依賴於較暖氣團的穩定性。北半球的冷鋒通常是東北到西南的方向，可以綿延幾百英里長，包含一大片陸地區域。

典型冷鋒通過之前，會出現卷雲或高聳的積雲，也可能出現積雨雲。由於雲的快速發展，陣雨和陰霾也是可能的。來自南方或者西南方向的風促進了相對較冷的空氣取代了溫暖的空氣。高露點和大氣壓力的降低表明了冷鋒即將要通過這裡。

隨著冷鋒經過，高聳的積雲或積雨雲依然佔據天空的主導地位。根據冷鋒的強度，形成大陣雨可能還伴隨閃電，雷鳴，和/或冰雹。更嚴重的冷鋒也會產生龍捲風。在冷鋒通過時，能見度將很差，風向多變且多陣風，同時溫度和露點快速下降。冷鋒通過時快速下降的大氣壓力會降至最低點，然後開始逐漸增加。

冷鋒過後，高聳的積雲和積雨雲開始消散成積雲，相應的降水量也降低。最終能見度變的很好，西風或西北風盛行。溫度仍然更冷，但是大氣壓力持續升高。

快速移動的冷鋒

快速移動的冷鋒受實際鋒面後遠處的強烈壓力系統推動。地面和冷鋒之間的摩擦力阻礙冷鋒的運動，因此產生了一個陡峭的鋒面。這結果就產生了一個非常狹窄的天氣帶，集中在鋒面的前沿。如果被冷鋒壓倒的暖空氣是相對穩定的，那麼在鋒面前方的一段距離內可能出現烏雲密佈的天空和下雨。如果暖空氣不穩定，可能形成分散的雷暴和陣雨。沿鋒面或鋒面之前

可能形成連續的雷暴雨帶或者一條飆線。由於狂暴的雷暴是強烈且快速移動的，飆線對飛行員來說是嚴重的危險。在快速移動的冷鋒之後，天空通常很快放晴，冷鋒留下了狂暴的陣風和更冷的溫度。

飛向逼近的冷鋒

和暖鋒一樣，不是所有的冷鋒都相同。檢查一次向逼近的冷鋒的飛行，飛行員可以對飛行中會遇到的不同狀況類型有更好的理解。圖 10-27 顯示了一次從賓夕法尼亞州，匹茲堡向密蘇裡州聖路易斯的飛行。

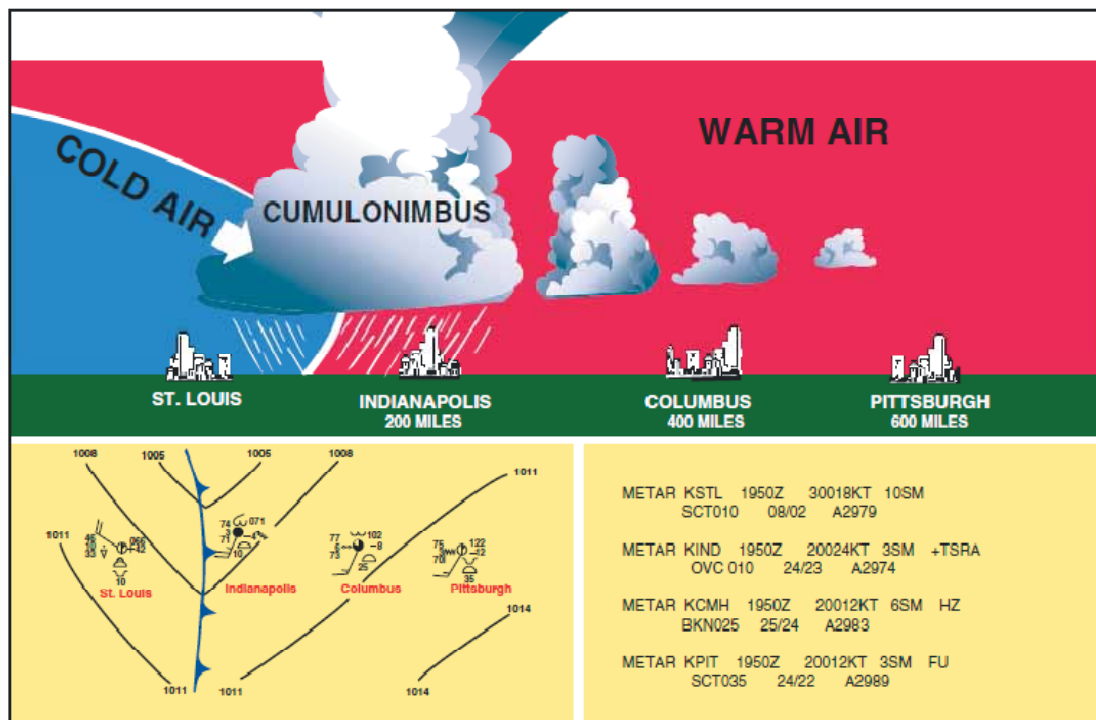


Figure 10-27. Cold front cross-section with surface weather chart depiction and associated METAR.

在飛離匹茲堡的時候，VFR 天氣是能見度為煙霧中 3 英里，在 3500 英尺高度是分散的雲層。當飛行向西前進到哥倫布接近畢竟的冷鋒時，雲層就顯示出以 2500 英尺斷層垂直發展的跡象。陰霾中的能見度為 6 英里，且大氣壓力不斷下降。不斷接近印第安納波里斯的時候，天氣惡化到 1000 英尺高度被雲層覆蓋，能見度為 3 英里，有雷暴和大陣雨。在聖路易士，天氣變好，1000 英尺高度上雲層散開，能見度為 10 英里。

飛行員使用基於鋒面狀況知識的合理判斷，他很可能要停留在印第安納波里斯，直到鋒面通過。試圖在雷暴帶或者飆線下飛行是危險而愚蠢的，也不要想飛越它的頂部或者繞飛暴風雨。雷暴可能向上延伸到徹底超過小飛機的能力範圍，還會以帶狀綿延 300 至 500 英里。

冷鋒和暖鋒對比

暖鋒和冷鋒在特性上是非常不同的，相同的是每一鋒面都有危險。他們在速度，結構，天氣現象和預報方面都是變化多端的。冷鋒，它以 20 至 35 英里每小時速度移動，相對暖鋒移動的很快，暖鋒只以 10-25 英里每小時移動。冷鋒也促使形成陡峭的鋒面坡度。激烈的天

氣活動和冷鋒有關，天氣通常沿鋒面邊界出現，而不是在前方。然而，颶線可以在夏季月份形成，在嚴重冷鋒的前面遠到 200 英里。反之，暖鋒產生低雲幕高度，差的能見度和下雨，冷鋒產生突發的暴風雨，陣風，紊流，有時還有冰雹或者龍捲風。

冷鋒是快速來臨而很少或甚至沒有警告的，它們可以就在幾個小時內引起天氣完全變化。在通過後，天氣很快放晴，無限能見度的乾燥空氣取代了原先的暖空氣。另一方面，暖鋒對它們的來臨提供了提前的警告，可能要好幾天才能經過一個地區。

風的轉向

高壓系統周圍的風繞順時針方向旋轉，而低壓系統的風逆時針方式旋轉。當兩個高壓系統相鄰時，在鄰接點的風向是幾乎直接相反的。鋒面就是兩個壓力區域之間的邊界，因此，會持續的在一個鋒面內發生風偏轉。偏轉風的方向非常明顯的和冷鋒結合。

靜止鋒

當兩個氣團的力量相對均等時，分開它們的邊界或者鋒面保持靜止，影響幾天內的局部天氣。這個鋒面就稱為靜止鋒。和靜止鋒有關的天氣通常是混合的，在冷鋒和暖鋒時都可以發現。

錮囚鋒

當快速移動的冷鋒追上一個慢速移動的暖鋒時會出現錮囚鋒。當錮囚鋒接近時，暖鋒天氣占主導，但是很快接著就是冷鋒天氣。可以出現兩種類型的錮囚鋒，互相碰撞的鋒面系統的溫度很大程度上定義了鋒面的類型和因而發生的天氣。當快速移動的冷鋒比慢速移動的暖鋒之前的空氣更冷時，就會出現冷鋒錮囚現象。當發生這個現象時，寒冷的空氣取代了涼的空氣，迫使暖鋒上升到大氣中。典型的，冷鋒錮囚產生了可以在暖鋒和冷鋒都可以看到的混合天氣，使得空氣保持相對穩定。當暖鋒前的空氣比冷鋒的空氣還冷就會出現暖鋒錮囚。發生這種情況時，冷鋒向上升到暖鋒之上。如果被暖鋒迫使上升的空氣不穩定，天氣將會比冷鋒錮囚中看到的更加嚴重。很可能出現內涵式雷暴，雨，霧。

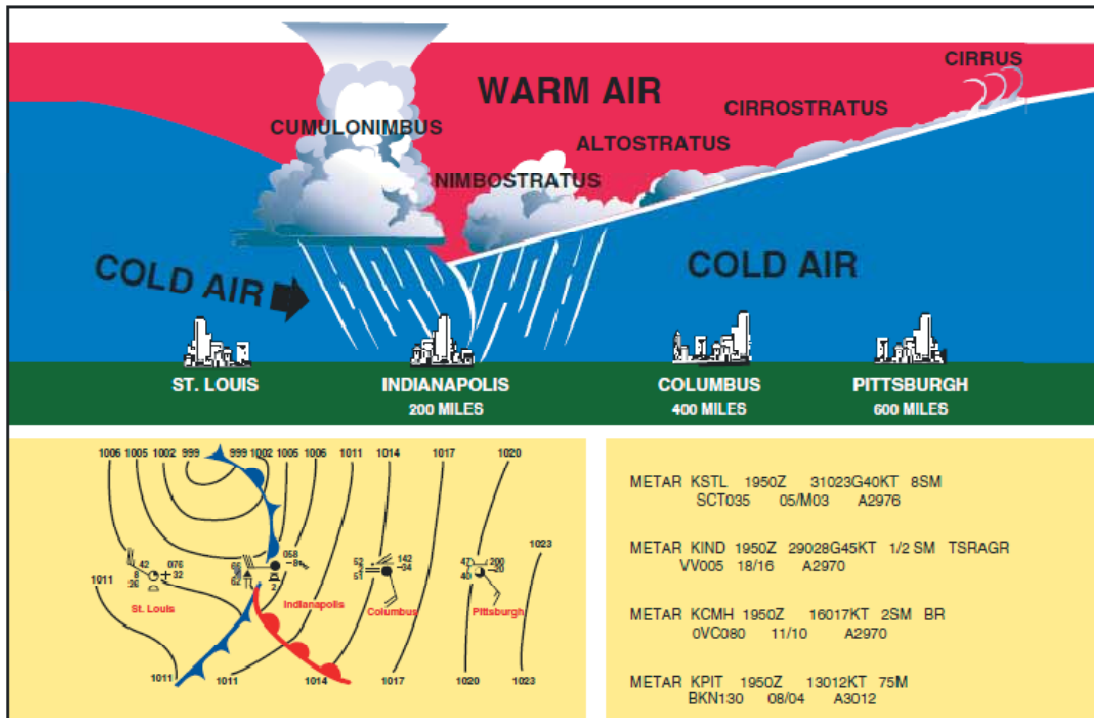


Figure 10-28. Occluded front cross-section with a weather chart depiction and associated METAR.

圖 10-28 描繪了一個典型冷鋒錮囚的截面圖。暖鋒在占主導地位的較冷空氣上形成斜坡，產生暖鋒類型的天氣。典型錮囚鋒通過之前，卷雲和層雲盛行，降水量從小到大，能見度差，露點穩定，大氣壓力持續下降。在鋒面通過期間，亂層雲和積雨雲占主導，也可能是高聳的積雲。降水量從小到大，能見度差，風是多變的，大氣壓力下降。鋒面通過之後，可以看見亂層雲和高層雲，降雨量持續降低，逐漸放晴，能見度持續變好。

第十一章 — 天氣報告，預報和圖表



在航空業，天氣服務是全國天氣服務(National Weather Service,NWS)，聯邦航空管理局(FAA)，國防部(Department of Defense,DOD)和其他航空團體以及眾多個人的綜合努力成果。由於全球天氣服務需求的增加，國外天氣組織也提供了重要的資訊。

儘管天氣預報不是 100%準確的，氣象學者通過仔細的科學研究和計算建模，有能力不斷準確的預報天氣模式，趨勢和特性。通過一個複雜的天氣服務系統，政府代理人，和獨立的天氣觀測者，飛行員和其他航空專業人士都能從這個巨大的以持續更新的天氣報告和預報形式出現的知識庫受益。

觀測資料

從地面和較高高度觀測所收集的資料形成了所有天氣預報，諮詢和簡報的基礎。有三種類型的天氣觀測資料：地面的，高空的，以及雷達。

地面航空天氣觀測

地面航空天氣觀測資料是全美國的地面站當前天氣的天氣要素之彙編。這個網路是由政府運行的設施和秘密契定的設施組成的，它們提供及時更新的天氣資訊。自動化的天氣來源如自動天氣觀測系統和自動地面觀測系統，以及其他自動化設施，在收集地面觀測資料時也擔當重要的任務。

地面觀測資料提供了當地天氣狀況以及其他相關資訊。這些資訊包括報告的類型，氣象站 ID，日期和時間，修改者(如有要求時)，風，能見度，跑道可視範圍，天氣現象，天空條件，溫度/露點，高度計讀數，以及適用的備註。地面觀測資料收集的資訊可能來自於一個人，一個自動化氣象站，或者一個被天氣觀測器更新或增強的自動化觀測站。不管任何形式，地面觀測資料提供了全美關於機場的有價值資訊。

高空觀測

高空天氣的觀測被證明比地面觀測更具挑戰性。只有兩種可以觀測高空天氣現象的方法：無線電探空儀觀測和飛行員天氣報告(PIREPs)。無線電探空儀使用無線電遙測技術，它是由探空氣球做成的，每天從它那裡接受兩次天氣資料。這些高空觀測資料提供了高度達到或超過 100000 英尺範圍內的溫度，濕度，壓力和風資料。除此之外，飛行員提供了高空天氣觀測至關重要的資料。飛行員只保留關於紊流，結冰，雲高度有關的即時資訊來源，這些資料是從飛行員飛行中收集的，從頭至尾地歸檔飛行員天氣報告或 PIREPs。綜合起來，飛行員報告和無線電探空儀觀測提供了對飛行計畫重要的高空條件的資訊。很多美國的和國際航空公司已經在它們的飛機上裝備了探測器，它們可以通過資料鏈接(DataLink)系統自動的把飛行中天氣觀測資料傳輸到航空公司的派簽處(dispatcher,調度處)，他們再把資料傳播到天氣預報權威機構。

雷達觀測

天氣觀測器使用三種雷達來提供降水量，風和天氣系統的資訊。WSR-88D NEXRAD 雷達，常稱為多普勒(Doppler)雷達，它能提供全面的觀測資料，向附近的社區通知來臨的天氣。FAA 終端多普勒天氣雷達(TDWR)安裝在全國的一些主要機場，也幫助向機場交通管制員提供嚴重天氣警告和預告。終端雷達能夠保證飛行員知道風切變，陣風帶，和強降雨，所有

這些對進場和離場的飛機都非常危險。通常用在降雨量探測中的第三種雷達是 FAA 機場監控雷達。這個雷達主要用於偵察飛機；然而，它也偵察降雨的位置和強度，它用來疏導(route)嚴重天氣附近的飛機交通量。

服務設施

服務設施(outlet)是提供航空天氣服務的政府或者私人設施。有幾個不同的政府機構，包括聯邦航空管理局(FAA)，國家海洋和大氣管理局(NOAA)，以及國家氣象服務(NWS)一起聯合私人的航空企業來提供獲取天氣資訊的不同途徑。

FAA 飛行服務站(FSS)

FAA 飛行服務站(FSS)是起飛前天氣資訊的主要來源。幾乎在美國的任何地方撥打 1-800-WXBRIEF，可以全天 24 小時獲得來自一個自動化飛行服務站的飛行前天氣簡報。在不是自動化飛行服務站服務的地區，全國天氣服務設施可能為飛行員提供天氣簡報。NWS 設施的電話號碼和 FSS/AFSS 的額外電話號碼可以在機場/設施目錄(Airport/Facility Directory,A/FD)中找到，或者在電話號碼簿的美國政府部分找到。

飛行服務站也提供飛行中天氣簡報服務，以及預定和非預定的天氣廣播。飛行服務站也可能在它的授權區域內為飛行提供天氣諮詢。

轉錄資訊簡報服務(TIBS)

轉錄資訊簡報服務(TIBS)是由選擇的自動式飛行服務站處理和發佈的服務。它提供持續的氣象和航空信息的電話記錄。特別的，TIBS 提供區域和航線簡報，空域程式，和特別通告。設計它是為了作為一個初步的簡報工具，不是為了代替來自 FSS 專家的標準簡報。

TIBS 服務全天 24 小時可用，情況變化時會更新，但是它只能用 TOUCH-PHONE 電話訪問。TIBS 服務的電話號碼列在機場/設施目錄(A/FD)。

直接使用者接入終端服務(DUATS)

直接使用者接入終端服務，是由 FAA 投資的，允許任何當前持有體檢證書的飛行員訪問天氣資訊和通過電腦備案一個飛行計畫。有兩種方法可以接入 DUATS。第一個是在互聯網上通過 DynCorp 訪問網址 <http://www.duats.com> 或者通過資料轉錄公司訪問 <http://www.duat.com>。第二個方法是需要一個由 DUATS 供應商提供的數據機和通信程式。要用這個方法訪問天氣資訊和備案一個飛行計畫，飛行員使用一個來電免費電話號碼直接把使用者的電腦連結到 DUATS 電腦。當前 DUATS 服務和相關電話號碼的當前銷售商列出在航空信息手冊(AIM)的第七章。

航路飛行報告服務(EFAS)

專門用於飛行員請求時提供及時的航路天氣資訊服務是航路飛行報告服務，或者飛行觀察 (Fly Watch)。EFAS 為飛行員提供適應於飛行，航路和巡航高度類型的天氣報告。EFAS 是沿飛行航線的當前天氣資訊的最好來源之一。

通常飛行員可以在美國本土和波多黎各的任何地方於上午 6 點到晚上 10 點之間聯繫一位 EFAS 專家。常規 EFAS 頻率 122.0MHz 是為飛行在地面之上 5000 英尺和平均海平面 17500 英尺之間飛機的飛行員建立的。

飛行中危險天氣報告(HIWAS)

HIWAS 是爲了在選擇的導航設施上持續的廣播危險天氣資訊的全國計畫。廣播包含了諸如 AIRMETS，SIGMETS，傳送性的 SIGMETS 和緊急 PIREPs 這些報告。這些廣播進近是資訊的摘要，飛行員應該聯繫 FSS 或者 EFAS 來獲取詳細資訊。有 HIWAS 功能的導航設施被標記在磁區航圖上，在識別框裡的右上角用字母 H 表示。如圖 11-1。

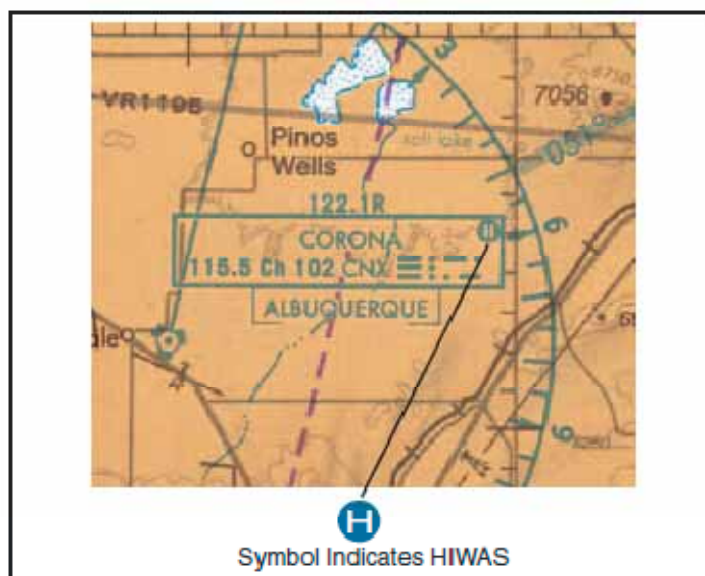


Figure 11-1. HIWAS availability is shown on sectional chart.

轉錄天氣廣播(TWEB)

轉錄天氣廣播是在選擇的導航設施上連續轉錄的天氣報告。在一張磁區航圖上，導航設施方框內右上角的字母 T 表示 TWEB 服務可以使用。TWEB 天氣通常由針對航路的資料組成，包括航線預報，預報展望，高空風，以及 FSS 50 海裡範圍內一個區域或沿特定航線的 50 英里寬走廊裡的其他所選天氣報告。TWEB 預報有效時間爲 12 小時，每天更新 4 次。

天氣簡報

在每次飛行前，飛行員應該收集對飛行至關重要的所有資訊。這包括從 FSS，AFSS 或者 NWS 專家獲得的合適的天氣簡報。

爲了讓天氣專家提供一份合適的天氣簡報，他們需要知道三種簡報中的哪一種是所需要的，有標準簡報，縮寫的簡報或者展望簡報。其他有用的資訊是飛行是目視飛行規則(VFR)還是儀錶飛行規則(IFR)，飛機的身份號碼(ID)和類型，出發地點，估計出發時間(ETD)，飛行高度，飛行路線，目的地，以及估計的航路時間(ETE)。

這個資訊記錄在飛行計畫系統中，針對提供的天氣簡報類型還提供了一份注釋。如果有必要的話，可以參考它在稍後備案或者修訂一個飛行計畫。在飛機遲到或者通報失蹤的時候也會用到它。

標準簡報

標準簡報是最全面的報告，提供了詳細的天氣描述。這種類型的簡報應該在每次飛行出發前獲得，應該在制定飛行計畫時使用它。一份標準天氣簡報如適用於飛行路線的話，則按順序提供了下列資訊。

1. **不利條件** – 這包括那些可能影響取消或者更改飛行路線決定的不利條件的資訊。不利條件包括重要天氣，例如雷暴或者飛機結冰，或者諸如機場關閉的其他重要事項。
2. **不推薦目視飛行(VFR)** – 如果飛行航線的天氣低於 VFR 最低要求，或者根據預報的天氣執行 VFR 飛行很不確定，那麼簡報將會聲明 VFR 是不推薦的。由飛行員來決定是否繼續進行 VFR 飛行，但是這份報告的忠告應該認真對待。
3. **大綱** – 大綱是對更大的天氣圖像的概述。大綱提供了影響總體區域的鋒面和主要天氣系統。
4. **當前條件** – 簡報的這部分包含當前雲幕高度，能見度，風和溫度。如果出發時間在大於 2 小時後，當前條件就不會包含在簡報中。
5. **航路預報** – 航路預報是對被提交飛行路線的天氣預報的摘要。
6. **目的地預報** – 目的地預報是估計到達時間時目的地機場預期天氣的摘要。
7. **高空風和溫度** – 高空風和溫度溫度是飛行航線的特定高度上 風的報告。
8. **航行通告 (Notice to Airmen)**- 這部分提供了和飛行航線有關的航行通告資訊，它沒有在航行通告出版物中發佈。出版的航行通告資訊只在請求時提供在簡報中。
9. **ATC 延誤** – 這是任何可能影響飛行的 ATC 延誤的簡訊。
10. **其他資訊** – 在標準簡報的結尾，FSS 專家將提供打開一個飛行計畫所需的無線電頻率，來聯繫航路飛行報告服務(EFAS)。任何請求的額外資訊也會在這個時候提供。

縮寫的簡報

縮寫的簡報是標準簡報的簡化版本。當出發被延誤，或者需要特定的天氣資訊來更新以前的簡報時，應該要求縮寫的簡報。當出現這種情況時，天氣專家需要知道以前簡報的時間和來

源，這樣必要的天氣資訊才不會被無意的忽略掉。

展望簡報

當計畫在 6 小時或者更長時間之後出發時，應該要求展望簡報。它提供計畫飛行時間期限內範圍受限的初步預報資訊。這種簡報是飛行計畫資訊的很好來源，它可以影響有關飛行航線和高度的決定，以及最終走還是不走的決定。出發前的發佈的後續展望簡報也是很有用的，因為展望簡報總體上只包含基於天氣趨勢的資訊，和出發機場附近地理區域的當前天氣資訊。

航空天氣報告

航空天氣報告是爲了對當前天氣狀況給出準確的描述而設計的。每一個報告提供以不同分期更新的當前資訊。一些典型的報告是航空例行天氣報告(METAR)，飛行員天氣報告(PIREPs)，以及雷達天氣報告(SDs)。

航空例行天氣報告(METAR)

航空例行天氣報告或者 METAR 是以標準的國際格式報告的當前地表天氣觀測資料。雖然 METAR 代碼被全球廣泛採納，但是也允許每個國家對代碼做出修改。通常地，這些差別是很小的，但是必須適應本地的規程或特殊度量單位。這裡對 METAR 的討論將包含美國使用的原理。

例子：

```
METAR KGGG 161753Z AUTO 14021G26 3/4SM  
+TSRA BR BKN008 OVC012CB 18/17 A2970 RMK  
PRESFR
```

一份典型的 METAR 報告按順序包含了下列資訊：

1. **報告類型** - 有兩種 METAR 報告類型。第一種是例行 METAR 報告，每小時傳送一次。第二種是航空選擇的特殊天氣報告(SPECI)。它是一份特殊報告，由於快速變化的天氣狀況，飛機災難，或者其他關鍵資訊而隨時用它來更新 METAR。
2. **月臺代碼** - 每一個月臺使用四字母代碼來識別的，代碼由國際民航組織(ICAO)確定。在本土的 48 個州中，唯一的三字母代碼之前有字母 K。例如德克薩斯州朗維爾的 Gregg Country 機場代碼是 KGGG。K 是目的地所屬國家標誌，GGG 是機場代碼。在世界其他地區，包括阿拉斯加和夏威夷，ICAO 四字母代碼的前兩位元表示地區，國家或者州。阿拉斯加的代碼總以字母“PA”開頭，夏威夷的代碼總以字母“PH”開頭。月臺代碼表可以在 FSS 或者 NWS 辦公室找到。
3. **報告日期和時間** - 日期和時間(161753Z)以一組 6 位元數字表示。6 位元數位的前兩位元數位表示日期。後 4 位元數字是 METAR 的時間，它總是以世界協調時(UTC)給出。

附加在時間末尾的字母“Z”表示時間是以“祖魯”時間(UTC)給出的，而不是本地時間。

【祖魯是航空英文 Z 的讀音(Zulu)，在航空和軍事上 Z 時區和民用的 UTC 對應。】

4. **修改者** - 修改者表示 METAR 來自一個自動化的來源或者報告被改正了。如果在報告中列出了“**AUTO**”符號，報告就來自於一個自動化的來源。它也會在備註部分列出“**AO1**”或者“**AO2**”表示自動化月臺使用的降水量感測器類型。

當使用了修改者“**COR**”時，它表示發送出去的糾正的報告代替先前包含一處錯誤的報告。

例子：

METAR KGGG 161753Z COR

5. **風** - 在風速不超過 99 節時，風用 5 位元數字報告，超過 99 節時，以 6 位元數字報告。前 3 位元數字表示風吹的方向，如果風向是變化的，則以 **VRB** 報告。後兩位元數字表示風速的節數，如果風速超過 99 節，則以 3 位元數字表示。如果是陣風，那麼在風速之後跟字母 **G**。在字母 **G** 之後提供了記錄的最大陣風速度。如果風向變化超過 60 度，且風速大於 6 節，那麼用 **V** 隔開的單獨一組數字將表示風向的極值。
6. **能見度** - 主要能見度以法定英里【statute mile，法定英里等於 5280 英尺，約 1.6 公里】報告，以字母 **SM** 表示。它用英里數和英里的分數表示。有時，**RVR** 或者跑道視程(visual range)也在主要能見之後給出。**RVR** 是飛行員在運動的飛機裡順跑道看的能見距離。當報告 **RVR** 的時候，用 **R** 標記，接著是跑道號碼，後面跟著斜線，最後是英尺為單位的視程。例如，**RVR** 報告為 **R17L/1400FT**，翻譯為跑道 17L 的視程為 1400 英尺。
7. **天氣** - 天氣可以細分為兩個不同的範疇：限定詞和天氣現象(+**TSRA BR**)。首先，會給出天氣的強度，接近和描述符的限定詞。強度可能是輕(-)，中(無限定詞)，重(+)。接近只表示天氣現象在機場附近。符號“**VC**”表示特定的天氣現象在機場的 5 到 10 英里附近。描述符用於描述某些類型的降雨和昏暗。天氣現象可能報告為降水，昏暗和其他如猛烈的暴風雪和漏斗雲。天氣現象開始和結束的描述以及冰雹大小也在報告的注釋部分列出。如圖 11-2.

Qualifier		Weather Phenomena		
Intensity or Proximity 1	Descriptor 2	Precipitation 3	Obscuration 4	Other 5
- Light Moderate (no qualifier) + Heavy VC in the vicinity	MI Shallow BC Patches DR Low Drifting BL Blowing SH Showers TS Thunderstorms FZ Freezing PR Partial	DZ Drizzle RA Rain SN Snow SG Snow grains IC Ice Crystals (diamond dust) PL Ice Pellets GR Hail GS Small hail or snow pellets UP *Unknown Precipitation	BR Mist FG Fog FU Smoke DU Dust SA Sand HZ Haze PY Spray VA Volcanic ash	PO Dust/sand whirls SQ Squalls FC Funnel cloud +FC Tornado or Waterspout SS Sandstorm DS Dust storm
<p>The weather groups are constructed by considering columns 1-5 in this table, in sequence; i.e., intensity, followed by descriptor, followed by weather phenomena; i.e., heavy rain showers(s) is coded as +SHRA. * Automated stations only</p>				

Figure 11-2. Descriptors and weather phenomena used in a typical METAR.

8. **天空狀況** - 天氣狀況總是按照數量，高度，和類型或者不確定的雲幕高度(垂直能見度)的順序來報告。雲底高度以地面之上百英尺高度為單位用 3 位元數位表示。自動化展臺不探測和報告 12000 英尺以上的雲。雲的類型，特別是高聳的積雲(TCU)或者積雨雲(CB)在報告時會給出它們的高度。縮寫式用於描述雲層覆蓋和朦朧現象的程度。天空覆蓋的程度用從等高線到等高線的 8 的分數表示。如圖 11-3

Sky Cover	Less than 1/8 (Clear)	1/8 - 2/8 (Few)	3/8 - 4/8 (Scattered)	5/8 - 7/8 (Broken)	8/8 or Overcast (Overcast)
Contraction	SKC CLR FEW	FEW	SCT	BKN	OVC

Figure 11-3. Reportable contractions for sky condition.

9. **溫度和露點** - 空氣溫度和露點總是以攝氏度(18/17)報告。溫度低於 0 度時，在數位元之前會加上字母 M 來表示負數。
10. **高度計設定** - 高度計設定以一組 4 位數來表示水銀柱英寸數(A2970)。它總是以字母 A 開始。升高或下降的壓力可能也會在備註部分分別以 PRESRR 或者 PRESFR 表示。
11. **備註** - 在 METAR 的這部分可以出現也可以不出現注釋文字。這部分的資訊可能包括風的資料，變化的能見度，特殊天氣現象的開始和結束，壓力資訊，和認為必要的很多其他資訊。不適用其他任何分類的天氣現象的相關注釋的一個例子是：OCNL LTGICCG。這翻譯為雲中和從雲到地面之間偶爾有閃電。自動化月臺也使用備註部分來表示設備需要維護。備註部分總是以字母 RMK 開頭。

例子：

METAR BTR 161753Z 14021G26 3/4SM -RA BR
BKN008 OVC012 18/17 A2970 RMK PRESFR

解釋：

報告類型.....例行 METAR
地點.....路易斯安那州 Baton Rouge
日期.....當月的 16 日
時間.....17 點 53 分(UTC)時間
修改者.....未報告
風信息.....風向 140 度，21 節，陣風可達 26 節
能見度.....3/4 法定英里
天氣.....小雨和薄霧
天空狀況.....800 英尺雲量為 BKN，1200 英尺雲量為 OVC。
溫度.....溫度 18 攝氏度，露點 17 攝氏度
高度計.....29.70 英寸水銀柱
備註.....大氣壓力在下降

飛行員天氣報告(PIREPs)

飛行員天氣報告提供了飛行時有關狀況的重要資訊，這些資訊無法從其他來源收集到。飛行員可以確認雲底和雲頂高度，風切變和亂流的地點，以及飛行中結冰的地點。如果雲幕高度低於 5000 英尺，或者能見度不大於 5 英里，那麼就會要求 ATC 設施向所在區域的飛行員索要飛行員天氣報告。當遇到意外的天氣狀況時，建議飛行員向 FSS 或者 ATC 發送一個報告。當飛行員天氣報告被備案後，ATC 設施或者 FSS 將會把它增加到發佈系統，給其他飛行員發佈簡訊，提供飛行中的報告。

飛行員天氣報告易於備案，有一個標準報告格式描述了它們被備案的方式。圖 11-4 顯示了飛行員天氣報告表格的要素。從第一項到第五項是製作報告時要求的資訊，以及遇到的至少一個天氣現象。飛行員天氣報告通常以單份報告傳送，但是也可能附加在一份地面天氣報告之後。飛行員天氣報告易於解碼，報告中使用的大所屬縮寫是自解釋的。

ENCODING PILOT WEATHER REPORTS (PIREPS)		
1. UA	Routine PIREP, UUA-Urgent PIREP.	
2. /OV	Location:	Use 3-letter NAVAID idents only. a. Fix: /OV ABC, /OV ABC 090025. b. Fix: /OV ABC 045020-DEF, /OV ABC-DEF-GHI.
3. /TM	Time:	4 digits in UTC: /TM 0915.
4. /FL	Altitude/Flight Level:	3 digits for hundreds of feet. If not known use UNKN: /FL095, /FL310, /FLUNKN.
5. /TP	Type Aircraft:	4 digits maximum, if not known use UNKN: /TP L329, /TP B727, /TP UNKN.
6. /SK	Cloud Layers:	Describe as follows: a. Height of cloud base in hundreds of feet. If unknown, use UNKN. b. Cloud cover symbol. c. Height of cloud tops in hundreds of feet.
7. /WX	Weather:	Flight visibility reported first: Use standard weather symbols, Intensity is not reported: /WX FV02 R H, /WX FV01 TRW.
8. /TA	Air Temperature in Celsius:	If below zero, prefix with a hyphen: /TA 15, /TA -05.
9. /WV	Wind:	Direction and speed in six digits: /WV 270045, /WV 280110.
10. /TB	Turbulence:	Use standard contractions for intensity and type (use CAT or CHOP when appropriate). Include altitude only if different from /FL, /TB EXTREME, /TB LGT-MDT BLO 090.
11. /IC	Icing:	Describe using standard intensity and type contractions. Include altitude only if different than /FL: /IC LGT-MDT RIME, /IC SVR CLR 028-045.
12. /RM	Remarks:	Use free form to clarify the report and type hazardous elements first: /RM LLWS -15 KT SFC-030 DURC RNWY 22 JFK.

Figure 11-4. PIREP encoding and decoding.

例子:

UA/OV GGG 090025/ M 1450/ FL 060/ TP C182/ SK
080 OVC/ WX FV 04R/ TA 05/ WV 270030/ TB LGT/
RM HVY RAIN

解釋:

類型例行飛行員天氣報告
地點.....Gregg County VOR 的 90 度方向 25 海裡處
時間.....1450 祖魯時間
高度或者飛行高度.....6000 英尺
飛機類型.....Cessna 182
天空雲量.....8000 英尺高度，烏雲覆蓋
能見度/天氣.....雨中 4 英里
溫度.....5 攝氏度
風.....270 度 30 節
亂流強度.....輕
結冰情況.....未報告
備註.....雨很大

雷達天氣報告(SD)

降雨和雷暴區域是由雷達例行觀測的。雷達天氣報告由雷達站在每小時過 35 分鐘後發佈，有必要話會發佈特殊報告。

雷達天氣報告提供降雨量回波頂的類型，強度和位置資訊。如圖 11-5

SYMBOL	MEANING
R	Rain
RW	Rain Shower
S	Snow
SW	Snow Shower
T	Thunderstorm
SYMBOL	INTENSITY
-	Light
(none)	Moderate
+	Heavy
++	Very Heavy
X	Intense
XX	Extreme
CONTRACTION	OPERATIONAL STATUS
PPINE	Radar is operating normally but there are no echoes being detected.
PPINA	Radar observation is not available.
PPIOM	Radar is inoperative or out of service.
AUTO	Automated radar report from WSR-88D.

Figure 11-5. Radar weather report codes.

這些報告也可能包括降雨區域的方向和速度，以及百英尺為單位(MSL)的降雨區高度和底部。RAREPs 對於飛行前計畫是特別有價值的，可以說明避免嚴重的天氣區域。然而，雷達只觀測大氣中大到足夠被認為是降雨的目標。雷達不觀測雲底，雲頂，雲幕，以及能見度。

一份典型的 RAREP 會包含：

- 位置標誌符和雷達觀測時間
- 回波模式
 1. 線(LN) – 線狀降雨回波至少 30 英里長，至少是它的寬度的 4 倍，線上狀區域內至少 25%的覆蓋度。
 2. 區域(AREA) – 一組類似類型的回波，但是不是線狀的。
 3. 單元型(CELL) – 一個單獨的對流性回波，例如陣雨。
- 以十分之幾確定的區域覆蓋
- 天氣的類型和強度
- 很多點的真北向方位角和距雷達站的距離海裡數定義了回波模式。對於線和區域模式，將有兩個定義模式的方位角和距離組合。對於單元，只有一組方位角和距離。
- 回波模式的尺寸- 當方位角和距離只定義了模式的中心線時就會給出回波模式的尺寸。
- 單元運動 – 只有單元才會對運動編碼，不會對線和區域的運動編碼。
- 降雨的最大頂部和位置。最大頂部可能用符號 MT 或者 MTS 編碼。如果是用 MTS 編碼的，它的含義是衛星資料和雷達資訊被用於測量降雨的頂部。
- 如果在報告中出現 AUTO，它的含義是報告自動的來自於 WSR-88D 天氣雷達資料。
- 最後一部分主要是用於準備雷達天氣摘要圖，但是可以在飛行前使用，來計算一個特定格狀方框內的最大降雨強度。數字越高，強度越大。出現在方格框基準後面的兩個或多個數字，例如 PM34 表示連續方格框內的降雨。

例子：

```
TLX 1935 LN 8 TRW++ 86/40 199/115
20W C2425 MTS 570 AT 159/65 AUTO
^MO1 NO2 ON3 PM34 QM3 RL2=
```

解釋：

雷達天氣報告給出了下列資訊：這份報告是自動的來自於奧克拉河馬市，生成時間是 19:35UTC。這份雷達報告的回波模式表明一條回波線覆蓋了十分之八的區域。也標明瞭有雷暴和非常強的陣雨。下一組數字表示定義回波的方位角(86 度方向 40 海裡，199 度距離 115 海裡)。下一個是給出的回波尺寸是 20 海裡寬(方位角和距離定義的線的每一邊距離都是 10 海裡)。線中的單元以 25 節速度從 240 度移動。根據衛星和雷達確定的降雨的最大頂部是 57000 英尺，位於 159 度方位，65 海裡遠。最後一行表示降雨的強度，例如在方格中 QM 其強度是 3 或者大雨。(1 表示輕，6 表示最強)

航空預報

觀測的天氣狀況報告經常用在同一區域的預報製作中。在飛行前計畫階段使用了很多種不同的預報產品。飛行員需要熟悉的印刷的預報是終端機場預報(TAF)，航空區域預報(FA)，飛行中天氣報告(SIGMET,AIRMET)，以及風和溫度高空預報(FD)。

終端機場預報(TAF)

終端機場預報是為一個機場周圍 5 法定英里半徑確立的報告。TAF 報告通常是較大的機場才有。每一份 TAF 報告有效期只有 24 小時，每天更新 4 次，時間分別為 00:00Z，06:00Z,12:00Z,18:00Z。TAF 報告使用和 METAR 報告中相同的描述符號和縮寫。

終端預報順序的包含了下列資訊：

1. 報告類型 - TAF 可以是例行預報(TAF)或者是修正的預報(TAF AMD)。
2. IACO 月臺代碼 - 月臺代碼和 METAR 中使用的代碼一樣。
3. 最初發出日期和時間 - TAF 發出的日期和時間用 6 位元數位代碼給出，前兩個是日期，後四位元數位是時間。時間總是以 UTC 方式提供，在時間後加 Z 表示。
4. 有效期日期和時間 - 有效的預報時間週期用一組 6 位元數位給出。前兩個數字表示日期，隨後的兩位元數字表示有效期的開始時間，最後的兩位元數字表示有效期的結束時間。
5. 預報的風 - 風向和速度預報以一組 5 位元數字表示。前三位表示相對於真北方向的風方向。後兩位元數位表示以節(用字母 KT 表示)為單位的風速。和 METAR 報告一樣，大於 99 節的風速用三位元數字表示。
6. 預報的能見度 - 預報的能見度用法定英里給出，可能是整數或者分數。如果預報值大於 6 英里，將編碼為 P6SM。
7. 預報的重要天氣 - 在 TAF 報告中編碼的天氣現象和 METAR 中的格式一樣。如果在預報時間週期內預期沒有重要天氣，符號 NSW 將會包含在“生成的”或“短暫的”天氣組。
8. 預報的天氣狀況 - 預報的天氣狀況以和 METAR 相同的方式給出。只有積雨雲在 TAF 報告的這部分預報，而不是 METAR 報告中預報積雨雲和高聳的積雲。
9. 預報的變化組 - 對於 TAF 時間週期內的任何重要天氣變化，預期的狀況和時間週期會包含在這組內。這個資訊可能顯示為來源(FM),生成的(BECMG),和短暫的(TEMPO)。通常，當預期在一個小時內有快速和重要變化時使用 From。當預期在不超過兩個小時內的時間週期天氣逐漸變化，就使用 Becoming。Temporary 用於天氣的短暫波動，預期持續不超過一小時。
10. 預報的可能性 - 可能性預報是給出一個百分比，它說明將來的幾小時內發生雷暴和降雨的可能性。這個預報不用於 24 小時預報的前 6 小時。

例子：

```
TAF
KPIR 111130Z 111212 15012KT P6SM BKN090
TEMPO 1214 5SM BR
FM1500 16015G25KT P6SM SCT040 BKN250
FM0000 14012KT P6SM BKN080 OVC150 PROB40
0004 3SM TSRA BKN030CB
FM0400 1408KT P6SM SCT040 OVC080 TEMPO
0408 3SM TSRA OVC030CB
```

BECMG 0810 32007KT=

解釋:

這是南達科塔州，皮埃爾的例行 TAF 報告，於本月 11 日，UTC 時間 11 點 30 分，有效期為 24 小時，從 11 日的 12:00UTC 到 12 日的 12:00UTC。風向 150 度，風速 12 節，能見度大於 6 法定英里，9000 英尺高度有短暫的碎雲，在 12 點至 14 點之間，薄霧中能見度為 5 法定英里，從 15:00UTC，風向 160 度，風速 15 節，陣風達 25 節，能見度大於 6 法定英里，雲在 4000 英尺高度散開，25000 英尺有碎雲。從 00:00UTC 開始，風向 140 度，風速 12 節，能見度大於 6 法定英里，在 8000 英尺形成碎雲，雲在 15000 英尺覆蓋，在 00:00UTC 到 04:00UTC，能見度 3 法定英里有 40% 的可能性，有中度下雨的雷暴，積雨雲在 3000 英尺破碎，從 04:00UTC，風向 140 度，風速 8 節，能見度大於 6 英里，雲在 4000 英尺處分散，在 8000 英尺覆蓋，在 04:00 到 08:00 之間短暫的，能見度 3 英里，中度下雨的雷暴，積雨雲覆蓋在 3000 英尺，在 08:00 到 10:00 之間生成，風向 320 度，風速 7 節。= 為報告結束。

區域預報

航空區域預報給出了一個包含幾個州的較大區域預期的雲量，總體天氣狀況和目視天氣條件 (VMC) 的概貌。在本土的 48 個州有 6 個區域發佈區域預報。區域預報每天發佈 3 次，有效時長 18 小時。這種預報為航線運行提供了至關重要的資訊，也為那些沒有終端預報的較小的機場提供預報資訊。

區域預報通常以 4 部分傳播，包含下列資訊：

1. **報頭** – 這部分給出了區域預報來源的地點代碼，發佈的日期和時間，有效的預報時間，和覆蓋的區域。

例子:

DFWC FA 120945
 SYNOPSIS AND VFR CLDS/WX
 SYNOPSIS VALID UNTIL 130400
 CLDS/WX VALID UNTIL 122200...OTLK VALID
 122200-130400
 OK TX AR LA MS AL AND CSTL WTRS

解釋:

航空預報給出了由達拉斯 佛特 沃思 提供的資訊，覆蓋區域為奧克拉荷馬，德克薩斯，阿肯色，路易斯安那，密西西比，和阿拉巴馬，以及一部分海灣沿海水域。發佈時間是本月 12 日的 9:45。這份摘要有效期為從發佈之時開始到 13 日的 04:00。這份區域預報上的 VFR 雲量和天氣資訊在 12 日 22:00 之前有效，展望部分有效期為 13 日臨晨 04:00 之前。

2. **預防資訊綜述** – IFR 狀況，山區的昏暗天氣，以及雷暴危險在這部分描述。綜述中和高度有關的用 MSL 表示，如果是別的，將會用 AGL 或者 CRG(ceiling)注明。

例子：

SEE AIRMET SIERRA FOR IFR CONDS AND
MTN OBSCN.
TS IMPLY SEV OR GTR TURB SEV ICE LLWS
AND IFR CONDS.
NON MSL HGTS DENOTED BYAGL OR CIG.

解釋：

區域預報包括 VFR 雲量和天氣，因此預防資訊綜述發出警告 IFR 狀況和山區的朦朧天氣以飛行員天氣資訊(AIRMET)的 S 作為參考。代碼 TS 表示雷暴的可能性，意味著可能出現嚴重的或者更強的紊流，嚴重的結冰，低空風切變，以及 IFR 狀況。預防綜述資訊的最後一行提醒使用者大部分高度是平均海平面高度(MSL)。不是平均海平面高度的那些數字將是離地高度(AGL)或者雲幕高度(CIG)。

3. **綱要** – 綱要部分給出了一個用於識別壓力系統，鋒面和迴圈模式位置和運動的簡略概要。

例子：

SYNOPSIS...LOW PRES TROF 10Z OK/TX PNHDL
AREA FCST MOV EWD INTO CNTRL-SWRN OK
BY 04Z. WRMFNT 10Z CNTRL OK-SRN AR-NRN
MS FCST LIFT NWD INTO NERN OK-NRN AR
EXTRM NRN MS BY 04Z.

解釋：

從 10:00UTC 時間開始，有一個低壓經過奧克拉荷馬和德克薩斯的狹長地區，預計它將向東移動，04:00UTC 之前進入奧克拉荷馬中西南地區。10:00UTC 時，一個暖鋒位於奧克拉荷馬中部地區，阿肯色南部和密西西比州北部，預計向西北地方升高而進入奧克拉荷馬西北和阿肯色北部，最後 04:00UTC 之前到密西西比州北部。

4. **VFR 雲量和天氣** – 這部分列出了在隨後 12 小時預期的天空條件，能見度和天氣，以及後續 6 小時的天氣展望。

例子：

S CNTRL AND SERN TX

AGL SCT-BKN010. TOPS 030. VIS 3-5SM BR.
 14-16Z BECMG AGL SCT030. 19Z AGL SCT050.
 OTLK...VFR
 OK
 PNDLAND NW...AGL SCT030 SCT-BKN100.
 TOPS FL200.
 15Z AGL SCT040 SCT100. AFT 20Z SCT TSRA
 DVLPG..FEW POSS SEV. CB TOPS FL450.
 OTLK...VFR

解釋:

在德克薩斯中南和東南部，有散雲到碎雲層，從離地高度 1000 英尺到雲頂 3000 英尺，霧中的能見度為 3 到 5 法定英里。在 14:00UTC 到 16:00UTC 之間，雲底高度預計會增加到 3000 英尺離地高度(AGL)。19:00UTC 之後，雲底預計繼續增加到 5000 英尺離地高度，預計符合 VFR 條件。

在奧克拉荷馬西北和狹長地帶，3000 英尺雲量稀疏，在 10000 英尺離地高度有稀疏到破碎的雲層，其雲頂在 20000 英尺。在 15:00UTC，最低雲底高度預計增加到 4000 英尺離地高度，且在 10000 英尺有稀疏雲層。20:00UTC 之後，預報認為(call for)隨著雨量增加會有分散的雷暴，少量會變得嚴重；積雨雲頂將高達飛行高度層 450 或者 45000 英尺平均海平面高度。

應該說明的是，在區域預報中提供資訊時，地點可能是用州，地區，或者特定的如山區這樣的地理特徵來給出的。如圖 11-6 給出了一張有 6 個預報區的區域預報圖，有州，地區性區域和共同的地理特徵。

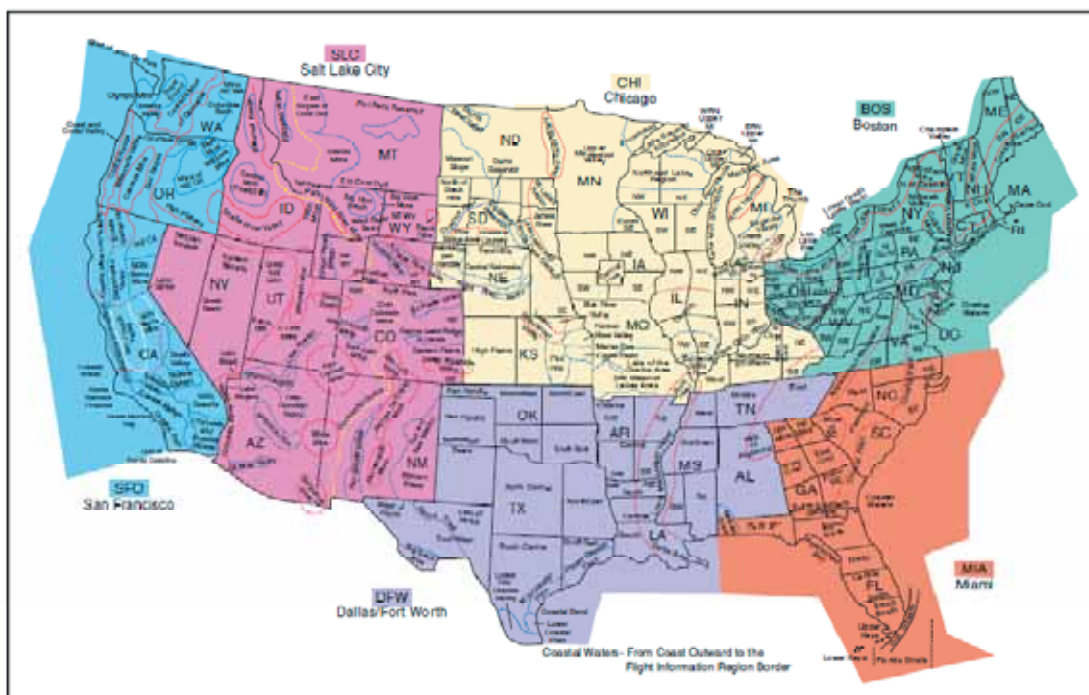


Figure 11-6. Area forecast region map.

【區域預報分區把美國本土的 48 個州分成 6 個不同的地區，分別為 SFO,DFW,SLC,MIA,BOS,以及 CHI，即三藩市，達拉斯 福特 沃思，鹽湖城，邁阿密，波斯頓，芝加哥】

飛行中天氣報告

飛行中天氣報告是提供給在飛行途中的飛機的預報，詳細的說明瞭潛在的危險天氣。飛行員在出發前爲了制定飛行計畫也可以獲得這些報告。飛行中天氣報告是以 AIRMET，SIGMET 或者對流性 SIGMET 的形式發佈的。

飛行員氣象資訊(AIRMET)

AIRMETS(WAs)是飛行中天氣報告的實例，它每 6 小時發佈一次，如有必要，會爲特定的區域預報區發佈中間的更新。AIRMET 中包含的資訊是關係所有飛機的運行利害的，但是天氣部分涉及到被認爲對輕型飛機和那些運行能力有限的飛機有潛在危險的天氣現象。AIRMET 包含下列預報：中度結冰，中度紊流，30 節或者更大的持續地面風，雲幕高度小於 1000 英尺和/或能見度小於 3 英里的廣袤地區，以及大範圍的山區朦朧天氣。

每一個 AIRMET 報告都有一個固定的數位元字母標誌符，以第一次發行日開頭，順序編號易於查找。SIERRA 是用來表示儀錶飛行規則和山區朦朧的 AIRMET 代碼；TANGO 用於表示紊流，強地面風，以及低空風切變；ZULU 用於表示結冰和冰點高度。

【SIERRA,TANGO,ZULU 分別表示通信中的英文字母 S,T,Z】

例子：

```
DFWTWA 241650
AIRMET TANGO UPDT 3 FOR TURBC... STG
SFC WINDS AND LLWS VALID UNTIL 242000
AIRMET TURBC... OK TX...UPDT
FROM OKC TO DFW TO SAT TO MAF TO CDS
TO OKC OCNL MDT TURBC BLO 60 DUE TO
STG AND GUSTY LOW LVL WINDS. CONDS
CONTG BYD 2000Z
```

解釋：

這份 AIRMET 由達拉斯福特沃思於本月 24 日 16:50UTC 發佈的。在這第三次的更新時，由於紊流，強地面風，和低空風切變而發佈了 AIRMET Tango，截至時間爲同一天的 20:00UTC。AIRMET 的紊流部分是爲奧克拉荷馬和德克薩斯更新的。它定義了一個區域，範圍是從奧克拉荷馬市到德克薩斯的達拉斯，到聖安東尼，到德克薩斯的米德蘭德，到德克薩斯的喬德瑞斯，到奧克拉荷馬市，這一範圍由於強烈的低空陣風將遇到 6000 英尺以下的偶然性中度紊流。也要注意這些條件按遇到會持續到 20:00UTC 之後。

重要氣象資訊(SIGMET)

SIGMETs(WSS)是和非對流性天氣有關的飛行中天氣報告，這種天氣對所有飛機都有潛在危險。它們報告的天氣預報包含和雷暴無關的嚴重結冰，和雷暴無關的嚴重或極強紊流或晴空亂流(CAT)，較低地面的塵暴和沙暴，或者飛行中能見度低於 3 英里，以及火山灰。

SIGMET 是不定期預報，有效時間為 4 小時，但是如果 SIGMET 和颶風【一種猛烈的熱帶風暴，形成於大西洋或加勒比海赤道地區，從形成地向北、西北或東北移動，通常攜有大量雨水，風速高達 120 公里/小時以上】有關，那麼有效時間為 6 小時。

SIGMET 是按照從 N 到 Y 的字母代碼順序發佈的，不包括 S 和 T。SIGMET 的第一次發佈被指定為一個 UWS，或緊急天氣的 SIGMET(Urgent Weather SIGMET)。相同天氣現象再一次發佈 SIGMET 就按順序編號，直到天氣現象結束。

例子：

```
SFOR WS 100130
SIGMET ROME02 VALID UNTIL 100530
OR WA
FROM SEA TO PDT TO EUG TO SEA
OCNL MOGR CAT BTN 280 AND 350 EXPCD
DUE TO JTSTR.
CONDS BGNG AFT 0200Z CONTG BYD 0530Z .
```

解釋：

這是 SIGMET R 第二次，即這一天氣現象的第二次發佈。有效截止時間為本月 10 日的 05:30UTC。這個 SIGMET 是為俄勒岡和華盛頓地區的，一個定義去區域從從西雅圖到波特蘭，到尤金到西雅圖。它認為由於急流【一種高速的、彎曲的風流，通常以超過每小時 400 公里(250 英里)的速度從西刮來，高度達 15 至 25 公里(10 至 15 英里)】的地點而在 28000 英尺到 35000 英尺偶爾出現中度或較強晴空亂流。這些狀況將從 02:00UTC 之後開始，在這個 SIGMET 的預報範圍 05:30UTC 之後會繼續。

重要的對流性氣象資訊(WST)

對流性 SIGMET(WST)是針對影響每次飛行安全的危險對流性天氣而發佈的飛行中天氣報告。對流性 SIGMET 是為地面風超過 50 節的嚴重雷暴，在地面直徑大於或者等於 3/4 英寸的冰雹，或者龍捲風而發佈的。【美國是一個龍捲風盛行的國家。】發佈它們也可以是為了向飛行員提醒內涵式雷暴，雷暴帶，或者強降雨雷暴，這種雷暴影響 3000 平方英尺或更大範圍的 40%以上。

對流性SIGMET針對本土48個州的每個地區都發佈，但是不包括阿拉斯加和夏威夷。對流性SIGMET的發佈有美國東部(E)，西部(W)和中部(C)。每一個報告在每小時的55分鐘發

佈，但是特殊報告可能因任何原因而臨時發佈。每一份預報的有效時間為2小時。它們每天按1-99順序編號，從00:00UTC開始。如果沒有危險天氣，對流性SIGMET也會被發佈；但是，它會聲明“對流性SIGMET無”(“CONVECTIVE SIGMET.... NONE.”)

例子：

```
MKCC WST 221855
CONVECTIVE SIGMET 21C
VALID UNTIL 2055
KS OK TX
VCNTY GLD-CDS LINE
NO SGFNT TSTMS RPRTD
LINE TSTMS DVLPG BY 1955Z WILL MOV EWD
30-35 KT THRU 2055Z
HAIL TO 2 IN PSBL
```

解釋：

這份對流性 SIGMET 預報提供了下列資訊:WST 表示這是一份對流性的 SIGMET 報告。當前日期是本月的 22 日，發佈時間為 18:55UTC。它的編號是 21C，表示是順序報告中的第 21 個，C 表示為美國中部地區發佈的。這份報告的有效時間為 20:55UTC 時間之前的兩個小時。這個對流性 SIGMET 的預報區域是從堪薩斯，奧克拉荷馬到德克薩斯，在從堪薩斯的古德蘭德到德克薩斯的喬德瑞斯一線附近。報告中無重要的雷暴氣象，但是一個雷暴帶將在 19:55UTC 之前產生到 20:55UC，以 30-35 節速度向東移動。隨著生成的雷暴，冰雹大小可能達 2 英寸。

風和溫度高空預報(FD)

風和溫度高空預報提供了美國本土特定地點的風和溫度高空預報，包括阿拉斯加和夏威夷的聯網地點。這個預報根據無線電探空儀在 00:00UTC 到 12:00UTC 之間的高空觀測，每天生成 2 份報告。

從 12000 英尺開始使用真實高度，18000 英尺以上使用壓力高度。風向總是真北向為基準方向，風速的單位為節。溫度用攝氏度表示。當一個給定高度在月臺海拔高度的 1500 英尺之內時，不會對風進行預報。【因為不屬於高空資料，高度太低】類似的，任何在月臺海拔高度 2500 英尺之內的測量站，都會不對溫度進行預報。

如果預報風速會大於 100 節而小於 199 節，電腦會為風向增加 50 而風速減 100。要解碼這組資料，就要使用反向推演。例如，資料如 731960，那麼 73 減去 50，19 加上 100，那麼風將是 230 度方向，119 節速度，溫度為零下 60 度。如果預報風速為 200 節或者更大，風的這組資料會編碼成 99 節。例如，當資料為 7799 時，77 減去 50，99 加上 100，那麼風就是 270 度方向，風速為 199 節或者更大。當預報風速為平靜的或風速低於 5 節時，資料組會編碼為 9900，它的意思是微弱的變化的風。如圖 11-7

FD KWBC 151640							
BASED ON 151200Z DATA							
VALID 151800Z FOR USE 1700-2100Z							
TEMPS NEGATIVE ABV 24000							
FD	3000	6000	9000	12000	18000	24000	30000
AMA		2714	2725+00	2625-04	2531-15	2542-27	265842
DEN			2321-04	2532-08	2434-19	2441-31	235347

Figure 11-7. Winds and temperatures aloft forecast.

圖 11-7 的解釋

報頭表示這份風和溫度高空預報(FD)是根據 12:00UTC 無線電探空儀於本月 15 日 16:40UTC 時傳送的。生效時間為當日的 18:00UTC，應該用於時間段 17:00UTC 到 21:00UTC。報頭也表明平均海平面 24000 英尺之上的溫度為零下。由於 24000 英尺之上的溫度為零下，就省略了負號。

4 個數位一組的資料表示以真北向為基準的風向，以及以節為單位的風速。在德克薩斯的阿瑪裡諾(AMA)高度為 3605 英尺，因此預報風的最低可報告高度為 6000 英尺。對這種情況，2714 的意思是預報風向為 270 度，風速為 14 節。

6 個數位一組的資料包含了預報的高空溫度。丹佛(DEN)的海拔高度為 5431 英尺，因此對於風和溫度預告的最低可報告高度為 9000 英尺。這時，2321-04 表示預報風向為 230 度，風速 21 節，溫度零下 4 度。

天氣圖

天氣圖是一種描述當前的或預報的天氣的圖形化圖表。它們提供了美國的總體氣象圖形，應該在飛行計畫的開始階段使用它們。通常的，天氣圖顯示了主要天氣系統和鋒面的運動。地面分析圖，天氣描述圖，和雷達概要圖是當前天氣資訊的來源。重要的天氣預兆圖為天氣前景提供了總體預報。

地面分析圖

地面分析圖描述了對當前地表天氣的分析。如圖 11-8。這個圖是電腦處理過的報告，每 3 小時傳送一次，覆蓋範圍是本土 48 個州和鄰近地區。地面分析圖顯示了高低壓區域，鋒面，溫度，露點，風向和風速，局部天氣，以及可見的障礙物。

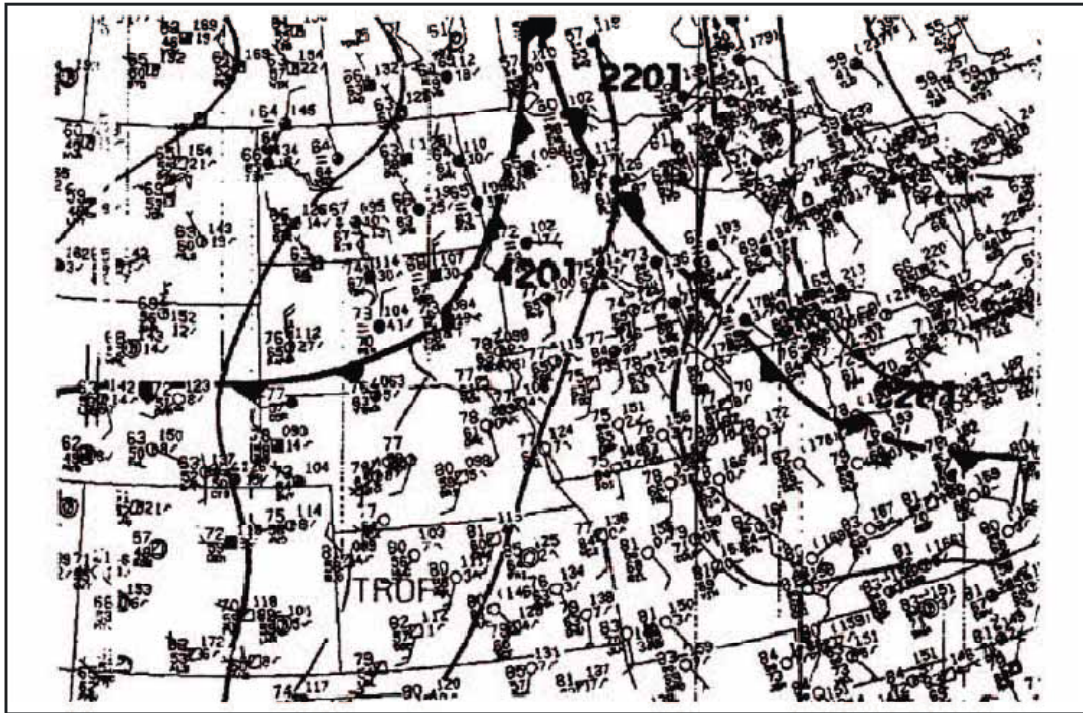


Figure 11-8. Surface analysis chart.

美國境內報告點的地面天氣觀測也在這張圖上標注。每一個報告點都用填圖格式表示。如圖 11-9.

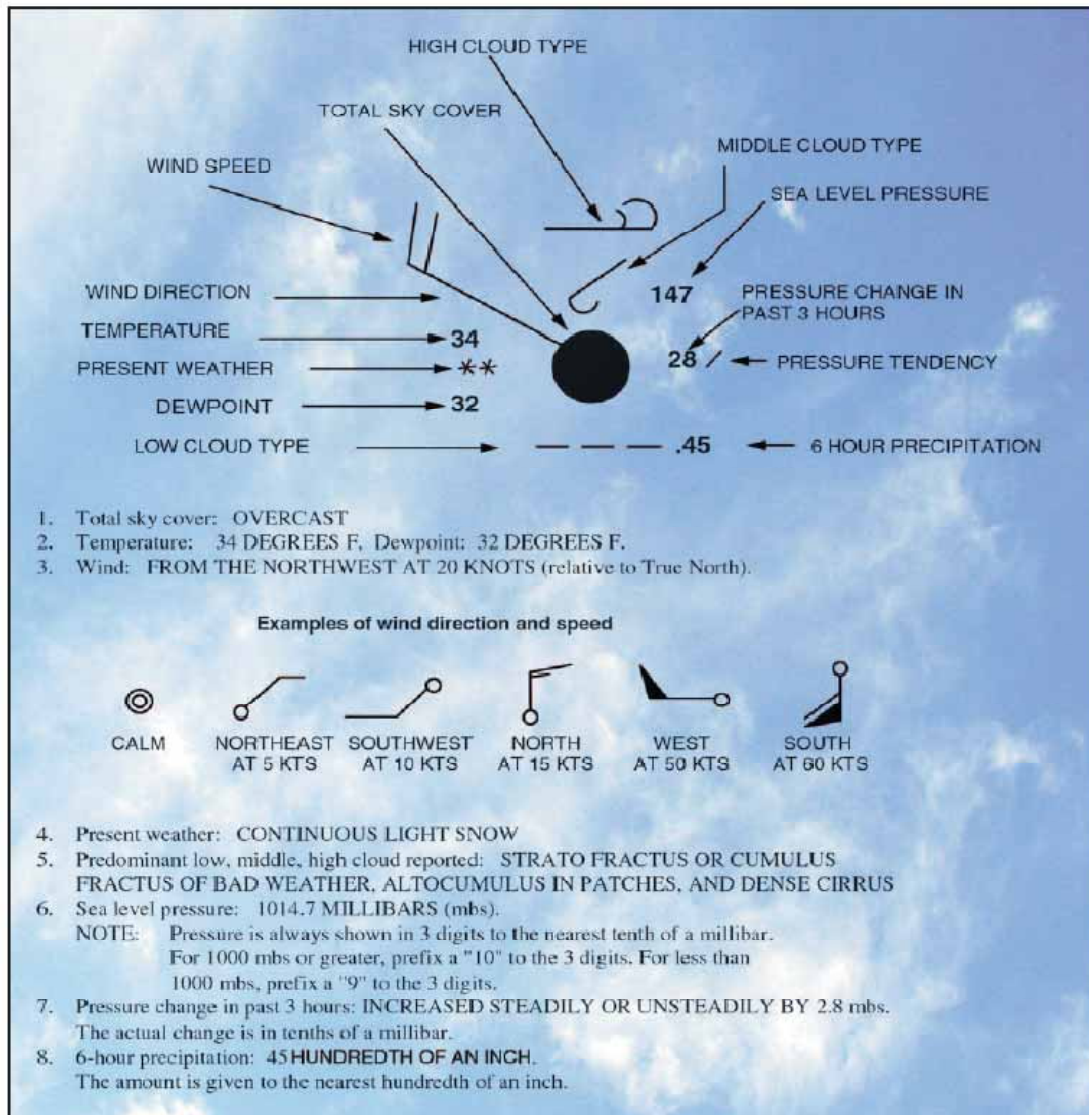


Figure 11-9. Sample station model and weather chart symbols.

一份填圖格式包含：

1. **觀測類型** - 圓形表示是一個正式的天氣觀測器生成的觀測。而方形表示觀測是來自自動化觀測站。觀測站可以是遠離海岸的船隻，水中的浮標，或者遠離海岸的平臺。
2. **天空覆蓋(sky cover)** - 填圖格式表示出總體的天空覆蓋，分別表示為晴空的(clear), 稀疏的(scattered), 碎雲的(broken), 多雲的(overcast), 昏暗的(obscured)或部分昏暗的。
3. **雲** - 雲的類型是用特定的符號表示的。低雲符號位於填圖格式的下方，而中高雲符號位於填圖格式的直上方。通常，填圖格式只用一種雲類型表示。
4. **海平面壓力** - 海平面壓力用最近的 10 份毫巴的 3 位元數字表示。對於 1000 毫巴或者更大，在 3 位元數字前加 10。對於 1000 毫巴以下，在 3 位元數字之前加 9。
5. **壓力變化/趨勢** - 壓力變化用過去 3 小時內十分之一毫巴值表示。符號位於海平面壓力的正下方。【氣壓變化量精確到 0.1 毫巴】
6. **降水量** - 過去 6 小時已經降落的降水記錄到最近的百分之一英寸。【即精確到 0.01 英寸】
7. **露點** - 露點用華氏度表示。

8. 當前天氣 - 有超過 100 個天氣符號來描述當前的天氣。
9. 溫度 - 溫度用華氏度表示。
10. 風 - 風的真實方向用風指向線表示,表示風來自於這個方向。短線等於 5 節風速, 長線等於 10 節風速, 細長三角旗等於 50 節風速。

天氣描述圖

天氣描述圖詳細的描述了來自 METAR 和其他地面觀測資料的地面條件。

天氣描述圖是每 3 小時由電腦處理和傳送一次, 開始時間為 01:00UTC, 在繪圖資料時有效。它是通過給出美國的天氣全景來用於飛機計畫制定的。如圖 11-10

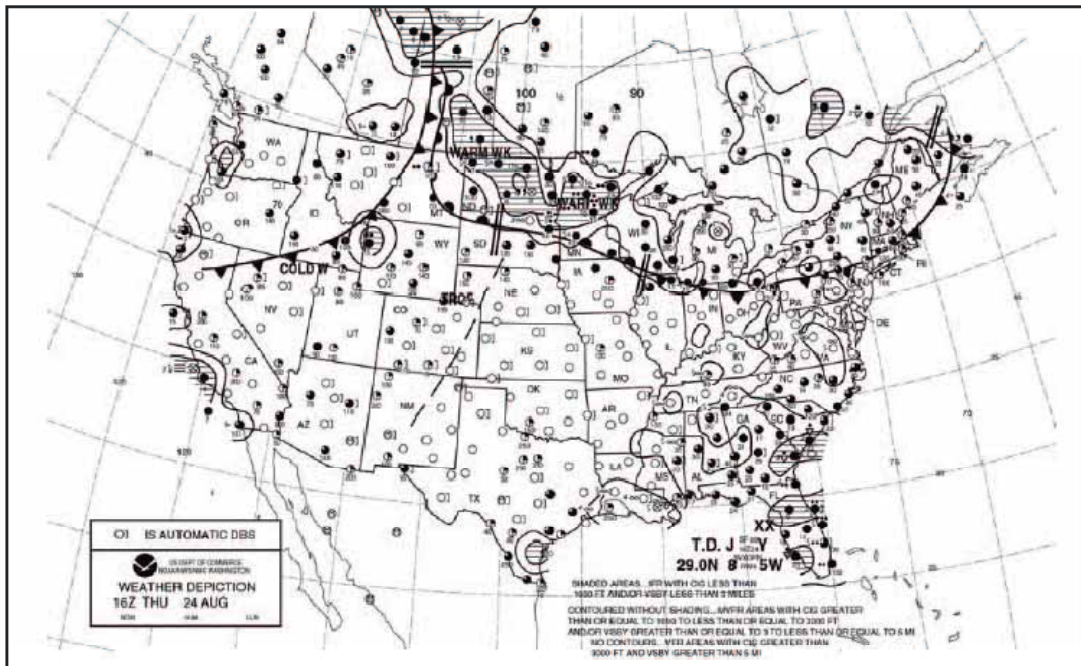


Figure 11-10. Weather depiction chart.

這種類型的圖表通常顯示了主要的鋒面和高低壓區域。天氣描述圖也提供 IFR, VFR 和 MVFR(邊際 VFR)天氣的圖形化顯示。IFR 條件(雲幕高度小於 1000 英尺, 能見度小於 3 英里)的地區用實線輪廓的陰影區域表示。MVFR(雲幕高度 1000 英尺到 3000 英尺, 能見度 3 英里到 5 英里)地區用實線輪廓的非陰影區域表示。VFR(無雲幕或者雲幕高度大於 3000 英尺, 能見度大於 5 英里)區域是沒有輪廓的。

天氣描述圖顯示了一個修改的填圖格式, 它用總體天空覆蓋, 雲高度和雲幕高度, 天氣和能見度障礙的格式來提供天空條件, 但是不包括如地面分析圖上的風和壓力讀數。填圖格式右側的右方括號(J)表示觀測是由自動化觀測站完成的。填圖格式的詳細解釋在前面的地面分析圖中已經討論過。

雷達摘要圖

雷達摘要圖是圖形化表示的雷達天氣報告(SDs)彙編。如圖 11-11. 這個圖在每小時的 35 分鐘發佈一次。它顯示了降水區域以及和降水特性有關的資訊。如圖 11-12.

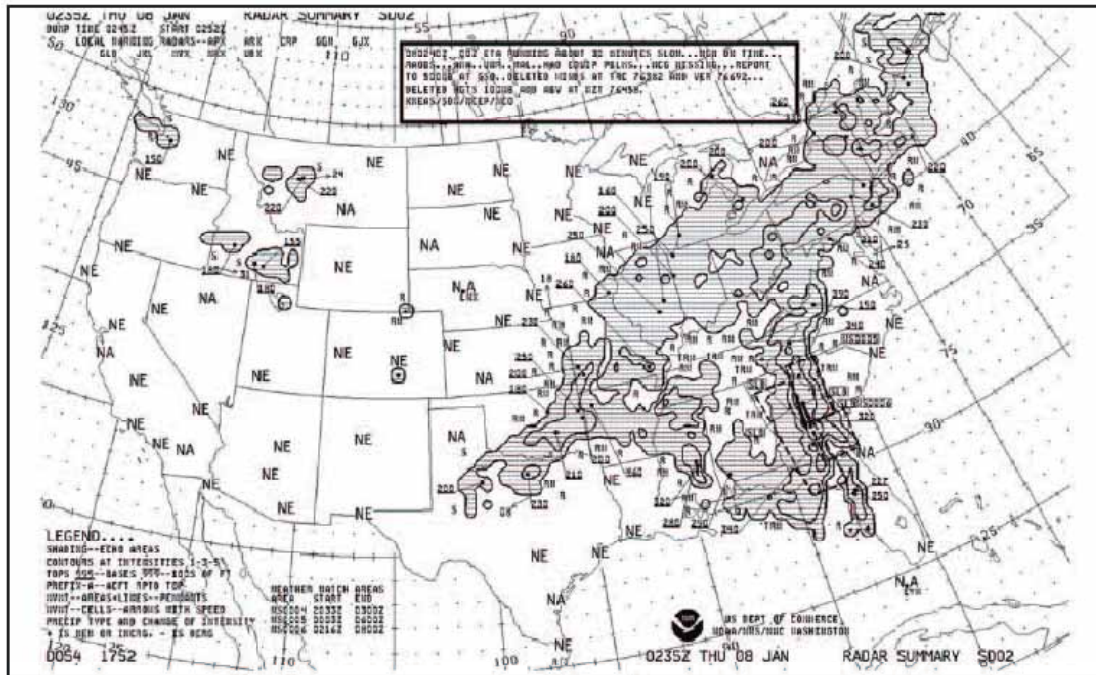


Figure 11-11. Radar summary chart.

【上圖中美國本土的右下角有重要天氣警戒，用粗的虛線框表示。】

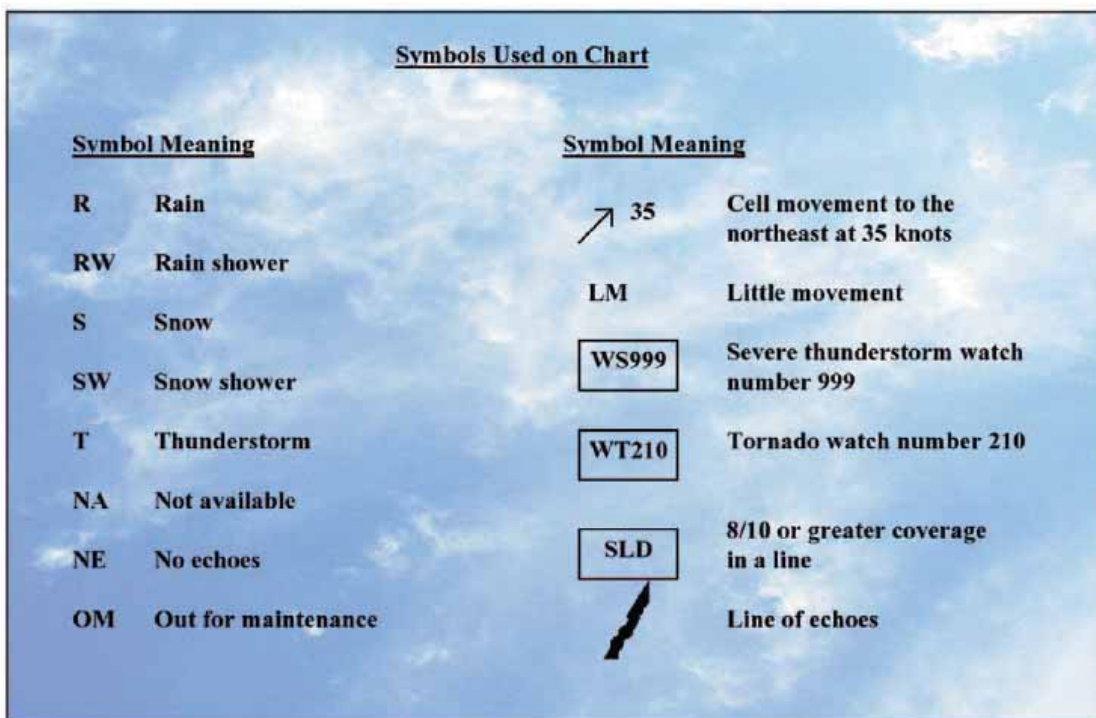


Figure 11-12. Intensity levels and contours, and precipitation type symbols.

一份雷達摘要圖包括：

1. 無資訊 - 如果沒報告資訊，圖表會標注“NA”。如果沒有檢測到回波，那麼會用“NE”表示。
2. 降水強度等值線 - 降水強度可以用 6 個級別中的一級表示，在圖表上用 3 個等值間隔線表示。

3. 回波頂高度 - 回波頂的高度用平均海平面的百英尺表示。
4. 單元的運動 - 獨立單元的運動用指向運動方向的箭頭表示。運動的速度是箭頭頂部的數位，單位是節。LM 表示很小的運動。
5. 降水類型 - 降水類型在圖上用特殊符號標注。這些符號和在 METAR 圖中的符號不一樣。
6. 回波外形 - 回波顯示成區域，單元和線形。
7. 天氣警戒 - 龍捲風或嚴重雷暴的嚴重天氣警戒區用粗虛線框標注。

雷達摘要圖是飛行前計畫的非常有用的工具。然而，它確實有幾個使用方面的限制。這個圖只描述了降雨的地區。它不會顯示那些沒有可測量的降水量或雲底雲頂高度的雲霧地區。雷達摘要圖是對當前降水情況的描述，應該和當前的 METAR 及天氣預報結合使用。

重要天氣預測圖

重要天氣預測圖是針對從地面到 FL240(24000 英尺)的低空重要天氣，也指 400 毫巴高度，和從 FL250 到 FL600(25000-60000 英尺)的高空重要天氣。這裡的討論主要涉及低空重要天氣預測圖。

低空圖有兩種形式：12-和 24-小時預報圖，和 36-、48-小時地面預報圖。第一種圖是 4 版合一圖，包含重要天氣和地面天氣的 12-、24-小時預報。圖表每天發佈 4 次，時間分別是 00:00UTC,06:00UTC,12:00UTC,18:00UTC。圖的有效時間印在每版的左下角。

上面的兩幅圖顯示了預報的重要天氣，它可能包含非對流性紊流，冰點高度，和 IFR 或 MVFR 天氣。中等後者更強的紊流區域用虛線框包圍起來。在這些地區的數位表示了紊流的高度，單位是平均海平面以上百英尺。橫線下的數字表示紊流區的底部高度，而上面的數字表示紊流區的頂部高度。這幅圖上還顯示的有 IFR，VFR，MVFR 等區域。IFR 區域用實線包圍，MVFR 區域用圓齒線包圍，剩餘的未包圍區域就是指定的 VFR 區域。鋸齒線和字母“SFC”表示那個區域的冰點高度是在地表。最高冰點高度層的冰點高度的等高線用虛線畫出，間隔為 4000 英尺。

下面的兩幅圖顯示了預報的地面天氣，描述了預報地點，和壓力系統，鋒面及降水的特性。鋒面和壓力中心是用標準符號表示的。壓力中心的運動方向用箭頭表示。速度單位是節，顯示在箭頭的後面。另外，預報有降水和雷暴的區域也用輪廓線包圍起來。陰影的降水區表示這個區域至少一半受降水的影響。有獨特的符號來表示降水的類型和它出現的方式。

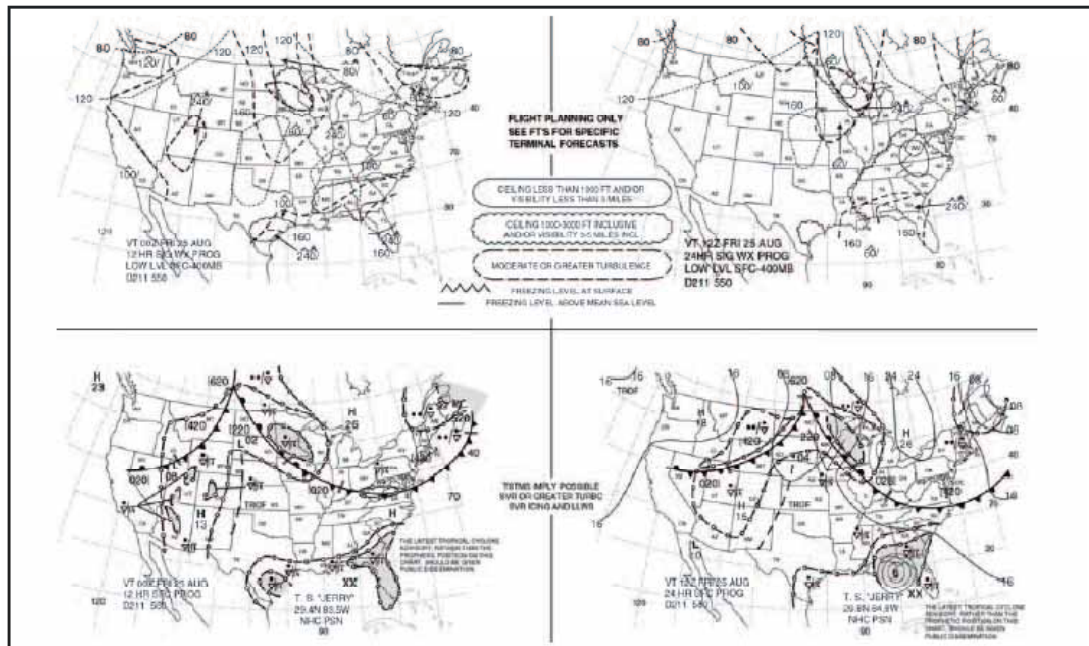


Figure 11-13. Significant weather prognostic chart.

圖 11-13 顯示了一個典型的重要天氣預測圖和用來描述降水的典型符號。預測圖是用於飛行計畫的一個很好的資訊來源；然而，這個圖應該根據當前條件和具體的當地區域預報來理解。

36-、48-小時重要天氣預測圖是對 12-、24-小時預報的延伸。它提供了只和地面天氣預報有關的資訊，還包含對預報的討論。這種圖每天只發佈兩次。它通常包括預報位置，和壓力系統，鋒面及降水的特性。36-、48-小時地面預測圖的例子請參考圖 11-14。

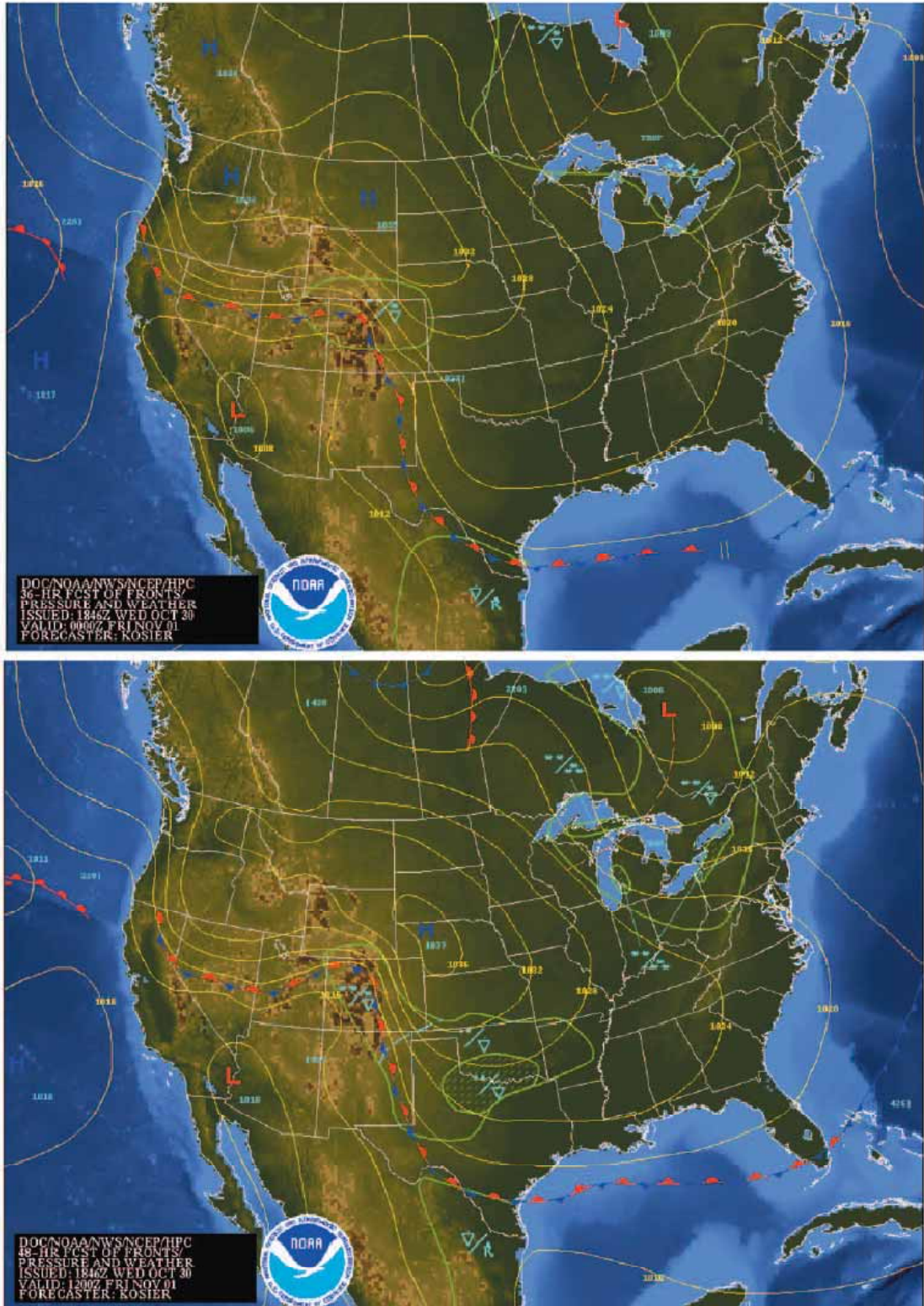


Figure 11-14. 36- and 48-hour surface prognostic chart.

第十二章－機場的運行



飛行員每次駕駛飛機的時候，飛行通常是在機場開始，也是在機場結束的。機場可能是一個小的草地機場，也可能是航空公司使用的大的複雜機場。本章討論機場的運行和識別複雜機場的一切特徵，還提供在機場和附近地區活動時的資訊。

機場類型

有兩種類型的機場：

- 受管制機場
- 非管制機場

受管制機場

受管制機場有一個工作的控制塔。空中交通管制(ATC)負責為機場提供安全，有序，快捷的空中交通服務，在這樣的機場其運行類型和交通量就需要這樣的服務。從受管制機場運行的話，要求飛行員和空中交通管制員保持雙向無線電通信，確認和遵守他們的指令。

如果飛行員不能遵守 ATC 發出的指令而請求修改的指令時，他們必須告知 ATC。飛行員在發生緊急情況時可能違背一個空中交通指令，但是必須把你的違背情況儘快地告知 ATC。

非管制機場

非管制機場沒有工作的控制塔。飛行員把他們的意圖在特定的頻率上傳送出去，有利於區域內的其他空中交通，雖然這是一個良好的運行實踐，但是也不需要雙向無線電通信。圖 12-1 列出了推薦的通信程式。有關無線電通信的更多資訊將在本章的後面部分討論。

FACILITY AT AIRPORT	FREQUENCY USE	COMMUNICATION/BROADCAST PROCEDURES		
		OUTBOUND	INBOUND	PRACTICE INSTRUMENT APPROACH
UNICOM (No Tower or FSS)	Communicate with UNICOM station on published CTAF frequency (122.7, 122.8, 122.725, 122.975, or 123.0). If unable to contact UNICOM station, use self-announce procedures on CTAF.	Before taxiing and before taxiing on the runway for departure.	10 miles out. Entering downwind, base, and final. Leaving the runway.	
No Tower, FSS, or UNICOM	Self-announce on MULTICOM frequency 122.9	Before taxiing and before taxiing on the runway for departure.	10 miles out. Entering downwind, base, and final. Leaving the runway.	Departing final approach fix (name) or on final approach segment inbound.
No Tower in operation, FSS open	Communicate with FSS on CTAF frequency.	Before taxiing and before taxiing on the runway for departure.	10 miles out. Entering downwind, base, and final. Leaving the runway.	Approach completed/terminated.
FSS closed (No Tower)	Self-announce on CTAF.	Before taxiing and before taxiing on the runway for departure.	10 miles out. Entering downwind, base, and final. Leaving the runway.	
Tower or FSS not in operation	Self-announce on CTAF.	Before taxiing and before taxiing on the runway for departure.	10 miles out. Entering downwind, base, and final. Leaving the runway.	

Figure 12-1. Recommended communication procedures.

機場資料的來源

當飛行員飛入一個不同的機場，檢查這個機場的當前資料是非常重要的。這些資料為飛行員提供了資訊，例如通信頻率，可用的服務，關閉的跑道，或機場建築物。三個常見的資訊來源是：

- 航空圖表
- 機場/設施目錄(A/FD)
- 航行通告(NOTAMS)

航圖

航圖提供了機場的詳細資訊。第 14 章有一個航圖和航圖圖例的引用，它為解釋航圖上的資訊提供指導。

機場設施目錄

機場/設施目錄提供了最全面的機場資訊。它包含那些對公眾開放的機場,直升機場，水上飛機基地的資訊。A/FDs 有 7 本書，它們是按照區域來整編的。這些 A/FDs 每 8 周修訂一次。圖 12-2 是一個目錄的引用。要獲得 A/FDs 中提供的完整資訊清單以及資訊如何解碼的，請參考每個 A/FD 前面的“目錄圖例示例”。

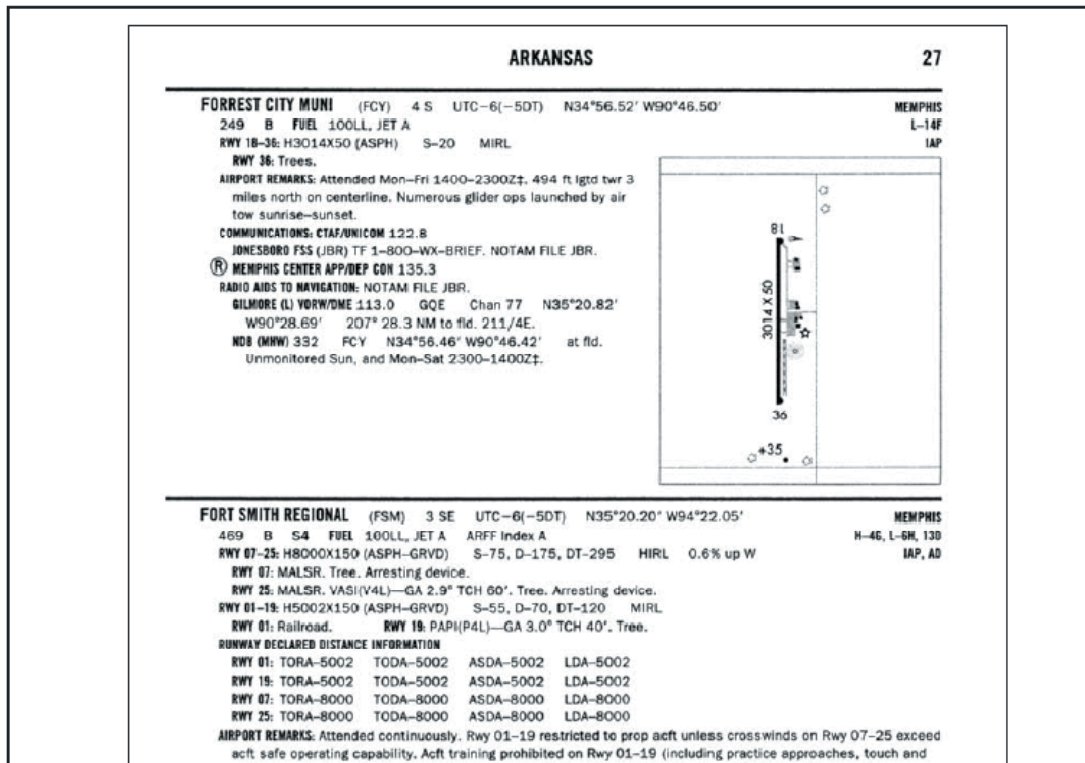


Figure 12-2. Airport/Facility Directory excerpt.

在每個 A/FD 的後面，有諸如特殊通告，跳傘區域，和設施電話號碼等資訊。查閱一下 A/FD 熟悉它所包含的資訊將很有說明。

航行通告

航行通告(NOTAM, Notices to Airmen)當前的最新資訊。它提供了機場的時間緊急資訊，影響國家空域系統(national airspace system)的變化，以及關係到儀錶飛行規則(IFR)運行的事項。【NOTAM 類似於緊急通知，通告了最新的變化資訊，而且非常重要。】NOTAM 資訊分成三類。它們是 NOTAM-D 或遙遠的，NOTAM-L 或本地的，和飛行資料中心(FDC)NOTAM。NOTAM-D 附加在每小時的天氣報告上，可以在飛行服務站(AFSS/FSS)得到。NOTAM-L 包含本地性質的事項，例如跑道關閉或者跑道附近的建築物。這些 NOTAM 保存在影響機場最近的飛行服務站。NOTAM-L 必須是從飛行服務站(FSS)請求，而不是 NOTAM 為之發佈的最近的當地機場。飛行資料中心 NOTAM 由全國飛行資料中心發佈，包含規章資訊，例如臨時飛行限制或對一個儀錶進近程式的修正。NOTAM-D 和飛行資料中心 NOTAM 包含在航行通告出版物中，它們每 28 天發行一次。在任何飛行之前，飛行員都應該檢查所有影響他們計畫飛行的航行通告。

機場標誌和符號

機場使用的有標誌和符號，它們提供導向功能，說明飛行員在機場的運行。這裡將會討論一些最常見的標誌和符號。額外的資訊可以在航空信息手冊(AIM)中找到。

跑道標誌

跑道標誌根據所在機場實施的運行類型而變化。圖 12-3 顯示了一個被核准為精密儀錶進近的跑道，也顯示了一些其他常見的跑道標誌。基本的 VFR 跑道可能只有中心線標誌和跑道編號。

由於飛機在起飛和著陸期間受風的影響，跑道是根據當地的盛行風來設計的。跑道編號以磁北向為基準。某些機場有兩條甚至三條同向設計的跑道。這些被稱為平行跑道，通過在跑道編號後加上字母來區別。例子有跑道 36L(左邊)，36C(中間)，和 36R(右邊)。

一些跑道的另一個特徵是移位元的跑道盡頭(displaced threshold)。跑道盡頭可能由於靠近跑道盡頭的障礙物而移位。儘管這部分跑道不用於著陸，但是它可以用於滑行，起飛，或著陸滑跑。

一些機場可能有一個噴氣防護區或停止道(blast pad/stopway)區域。噴氣防護區是螺旋槳或者噴氣機的噴射氣流可以消散而不會產生危險的區域。鋪設停止道是在發生中斷起飛(aborted takeoff)時為飛機減速或者停止提供一個空間。這些區域不能用於起飛和著陸。

滑行道標誌

飛機利用滑行道從停機區域轉移到跑道上。連續的黃色中心線來識別滑行道。滑行道可能有用於確定滑行道邊界的邊界標記。這通常在滑行道邊界和鋪面邊界不一致時才這樣做。如果邊界標記是連續線，那麼飛機不能使用鋪設的跑道路肩。如果邊界是虛線標記，那麼飛機就可以使用那部分鋪設的路肩。在滑行道接近跑道的地方，可能有一個等待位置(holding position)標記。它由四條黃色線組成，兩條實線，兩條虛線。實線就是飛機等待的位置。在一些受管制機場，等待位置標記可能出現在跑道上。它們是由於跑道相交時使用的，空中交通管制會發出例如“允許著陸- 30 跑道短暫等待”(cleared to land – hold short of runway 30)。

其他標誌

機場還有一些其他標記，包括行車道標記，VOR 接收機檢查點標記，及非運動(non-movement)區邊界標記。

當必須為穿越飛機可以活動的區域的車輛確定一條通道時，會使用車輛行車道標記。這些標記通常使用實心的白線來表示行車道的每個邊界，而虛線用來分隔行車道邊界內的通道。

VOR 接收機檢查點標記由一個畫出的圓圈組成，在中間有一個箭頭。箭頭對準了檢查點方位角的方向。這可以讓飛行員用導航設施(navigational aid)信號來檢查飛機的儀錶。

非運動區邊界標記畫出了一個 ATC 管制的運動區。這些標記是黃色的，位於運動區和非運

動區的邊界。它們通常由兩個黃色線組成。(一條實線，一條虛線。)【實線表示非運動區，虛線表示運動區，在非運動區內運行的飛機或車輛不必聯繫 ATC。非運動區一般也是停機區。】

機場符號

可能在機場發現有 6 種類型的符號。機場結構越複雜，這些符號對飛行員就越重要。圖 12-4 顯示了這些符號的例子，它們的含義，以及對應的飛行員動作。這六種符號分別是：












AIRPORT SIGN SYSTEMS	
TYPE OF SIGN AND ACTION OR PURPOSE	TYPE OF SIGN AND ACTION OR PURPOSE
4-22 Taxiway/Runway Hold Position: Hold short of runway on taxiway	 Runway Safety Area/Obstacle Free Zone Boundary: Exit boundary of runway protected areas
26-8 Runway/Runway Hold Position: Hold short of intersecting runway	 ILS Critical Area Boundary: Exit boundary of ILS critical area
8-APCH Runway Approach Hold Position: Hold short of aircraft on approach	 Taxiway Direction: Defines direction & designation of intersecting taxiway(s)
ILS ILS Critical Area Hold Position: Hold short of ILS approach critical area	 Runway Exit: Defines direction & designation of exit taxiway from runway
 No Entry: Identifies paved areas where aircraft entry is prohibited	 Outbound Destination: Defines directions to takeoff runways
 Taxiway Location: Identifies taxiway on which aircraft is located	 Inbound Destination: Defines directions for arriving aircraft
 Runway Location: Identifies runway on which aircraft is located	 Taxiway Ending Marker Indicates taxiway does not continue
4 Runway Distance Remaining Provides remaining runway length in 1,000 feet increments	 Direction Sign Array: Identifies location in conjunction with multiple intersecting taxiways

Figure 12-4. Airport signs.

- **強制性指令符號** - 有紅色背景的白色題字。這些符號表示要進入一個跑道，臨界區域 (critical area)，或者是禁止的區域。
- **位置符號** - 黑色背景，黃色題字，有黃色邊框，但是沒有箭頭。它們用於識別滑行道或者跑道的位置，用來識別跑道的邊界，或者識別儀錶著陸系統的臨界區域。
- **方向符號** - 黃色背景的黑色題字。題字用於識別直通交叉點的交叉滑行道名字。
- **目的地符號** - 黃色背景的黑色題字，也包括箭頭。這些符號提供了定位一些東西的資訊，例如跑道，終端，裝卸貨物區域，以及民航區域。
- **資訊符號** - 黃色背景的黑色題字。這些符號用於為飛行員提供諸如控制塔臺不可見區域，適用的無線電頻率，以及噪音控制程式等的資訊。機場的運營人確定這些符號的需要，大小和位置。
- **剩餘的跑道長度符號** - 黑色背景的白色數字。白色的數位表示剩餘跑道的距離，單位是 1000 英尺。

機場燈光

大多數機場都有用於機場夜晚運行的某種燈光類型。燈光系統的類型和多樣性取決於所在機場的容量和運行的複雜度。機場燈光是標準化的，因此機場為跑道和滑行道使用了相同的燈

光顏色。

機場燈塔

機場燈塔幫助飛行員在夜晚識別機場。燈塔從黃昏一直運行到黎明，如果雲幕高度小於 1000 英尺和/或地面能見度小於 3 法定英里(目視飛行規則最低條件)，有時它們也會被打開。然而，對此並沒有要求，因此飛行員要負責確定天氣是否滿足 VFR 條件。

燈塔的光纖分佈是垂直的，使得它在水平面之上 0-10 度範圍內最有效，儘管也可以在這個角度之上或之下很好的看到。燈塔可能是一個全向的電容放電設備，或者它可能以恆速旋轉，這樣就能產生恒定間隔時間的閃爍視覺效果。機場燈塔的燈光顏色組合表明了機場類型。如圖 12-5

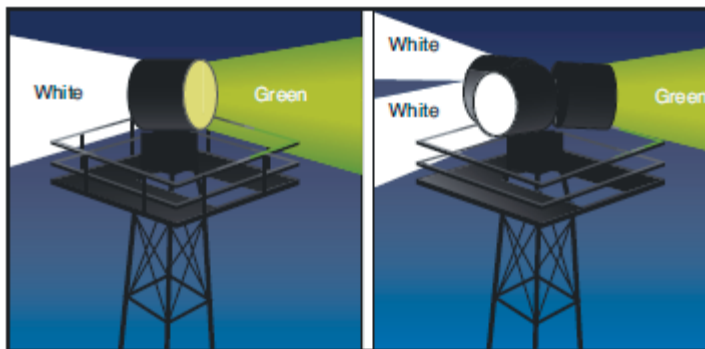


Figure 12-5. Airport rotating beacons.

其中一些最常見的燈塔如：

- 閃爍的白色和綠色燈光表示陸地民用機場
- 閃爍的白色和黃色燈光表示水上機場
- 閃爍的白色，黃色和綠色燈光表示直升飛機場
- 兩個快速的白色閃爍，接著一個綠色閃爍說明這是一個軍用機場

進近燈光系統

進近燈光系統主要是為從儀錶飛行到著陸的目視飛行過渡提供一個手段。系統的結構取決於跑道是精密儀錶跑道還是非精密儀錶跑道。一些系統包含順序的閃爍燈光，呈現給飛行員的就像是一個燈光球沿著跑道高速移動。進近燈光也可以協助飛行員在夜晚時的 VFR 飛行。

目視下滑道指示燈

目視下滑道指示燈為飛行員提供了下滑道的資訊，它用於白天或者夜晚的進近。通過保持系統提供的恰當下滑通道，飛行員應該有足夠的障礙物間隔，還應該在跑道的指定部分著地。

目視進近坡度指示燈

目視進近坡度指示燈(VASI)裝置是最常用的目視下滑道指示燈系統。VASI 提供的障礙間隔為延伸的跑道中心線 10 度以內，從跑道盡頭到 4 海裡距離。

VASI 有按排佈置的燈光單元組成。它們是兩排和三排 VASI。兩排 VASI 有近、遠燈排，而三排 VASI 有近、中、遠燈排。兩排 VASI 裝置提供的目視下滑道斜度通常設定為 3 度。三排系統提供了兩個下滑通道，下面的下滑通道通常設定為 3 度，上面的下滑通道較下面的下滑道高 1/4 度。

VASI 的基本原理就是紅，白之間的顏色差別。每一個燈光單元發射一束光纖，其中光束的上部分為白色光束，光束的下部分為紅色光束。燈光經過設定，飛行員將會看到如圖 12-6 顯示的燈光組合，分別表示低於，位於，高於下滑通道。

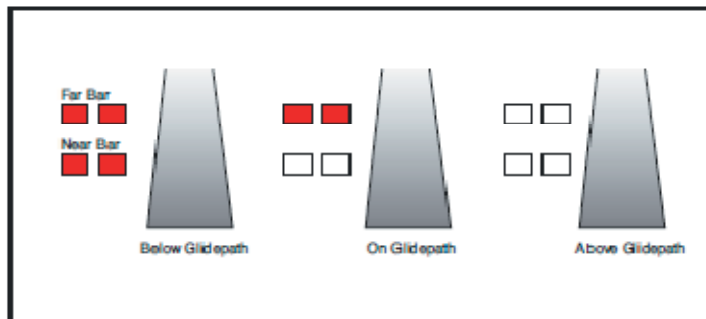


Figure 12-6. 2-Bar VASI system.

其他下滑道系統

緊密進近下滑道指示燈(PAPI)使用類似於 VASI 的燈光，但是它們以單排安裝，通常在跑道的左側。圖 12-7

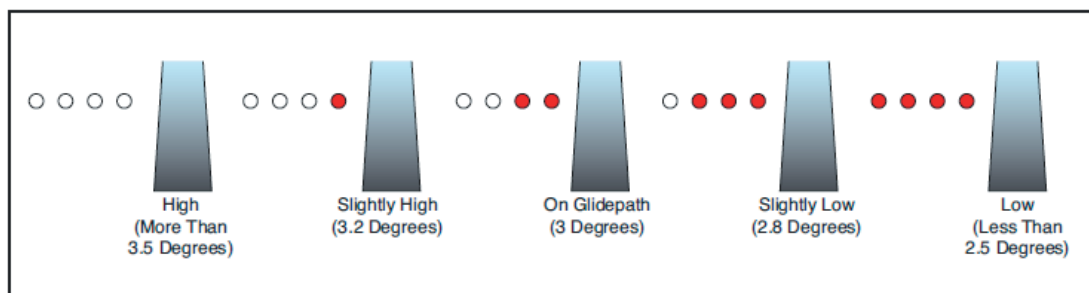


Figure 12-7. Precision approach path indicator.

三色系統由一個單獨的反射三色目視進近通道的燈光單元組成。下滑道下方的指示是紅色的，下滑道上的顏色是綠色，下滑道上方是琥珀色。當在下滑道下方下降時，可以看到一小束琥珀色區域。飛行員不應該把這個區域誤認為是下滑道上方的琥珀色。圖 12-8

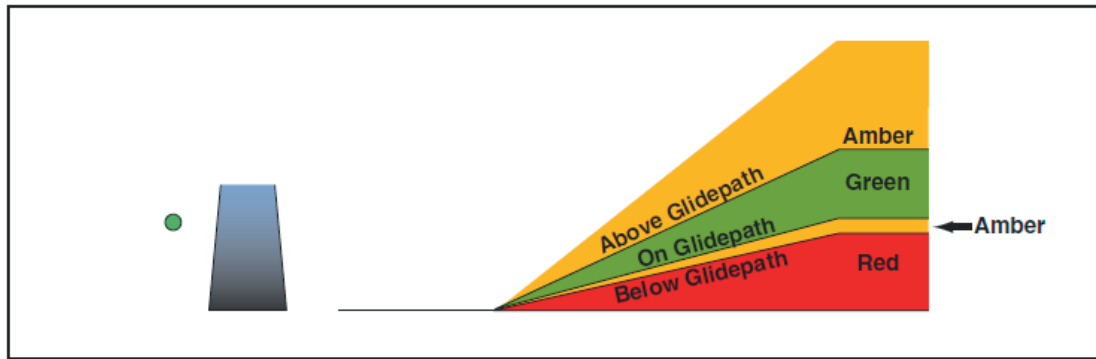


Figure 12-8. Tri-color visual approach slope indicator.

還有脈衝系統，它由一個單獨的發射兩色目視進近下滑道的燈光單元組成。下方的下滑道指示是穩定的紅色光，稍微下方的是脈衝紅光，在下滑道上穩定的白光，下滑道上方是脈衝白光。如圖 12-9

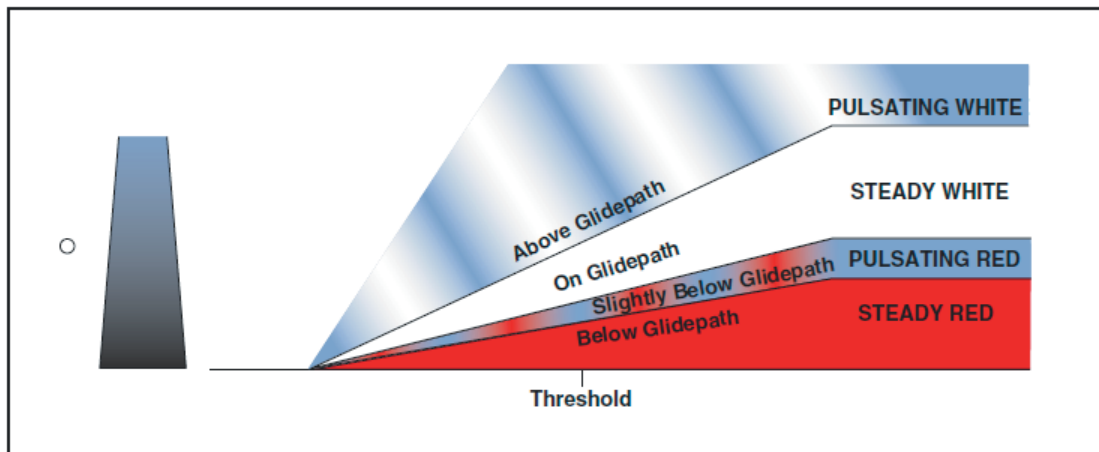


Figure 12-9. Pulsating visual approach slope indicator.

跑道燈光

有多種燈光用來識別跑道結構的不同部分。這些燈光能夠幫助飛行員在夜晚飛行完整安全的起飛和降落。

跑道端點識別燈光

很多機場都安裝了跑道端點識別燈光(REIL)，為特定跑道的進近端點提供快速而明確的識別。這個系統有一對同步閃爍的燈光組成，它們和跑道成橫向，位於跑道盡頭的每端。REIL可以是全向的或者單向地面向進近區。

跑道邊界燈光

跑道邊界燈光用於在夜晚或者低能見度條件下標誌出跑道的邊界。這些燈光按照它們所能產生的光線強度分類。它們被分類為高強度跑道燈(HIRL)，中強度跑道燈(MIRL)，或者低強

度跑道燈(LIRL)。高強度跑道燈和中強度跑道燈有不同的強度設定。這些燈光都是白色的，除了在儀錶跑道上，那裡琥珀色燈光用在跑道的最後 2000 英尺或跑道的一半長度上，而不管哪一個是小的。標記跑道端點的燈光是紅色的。

跑道內燈光

觸地區燈光(TDZL)，跑道中心線燈光(RCLS),和跑道岔道(turnoff)燈光安裝在一些精密跑道上，使得在不利能見度條件下易於著陸。觸地區燈光是在跑道觸地區內以跑道中心線對稱佈置的兩行橫向燈排。跑道中心線燈光由大量的(flush)中心線燈光組成，它們從距離著陸起點(landing treshold)的 75 英尺開始，以 50 英尺間隔分開。跑道岔道燈光是很多發射穩定綠光的燈組成的。

機場燈光的控制

在受管制機場，機場燈光是由空中交通管制員控制的。在非管制機場，燈光可能依賴於計時器，或者在機場有一個飛行服務站(FSS)，飛行服務站的人員可以控制機場的燈光。如果允許的話，飛行員可以向 ATC 或者飛行服務站人員請求不同的燈光打開或者關閉，也可以請求指定的強度。在特定的非管制機場，飛行員可能通過使用無線電來控制燈光。方法是選擇一個指定的頻率，讓無線電麥克風發出滴答聲。不同的機場有關飛行員控制燈光的資訊，請參考機場/設施目錄,如圖 12-10

KEY MIKE	FUNCTION
7 times within 5 seconds	Highest intensity available
5 times within 5 seconds	Medium or lower intensity (Lower REIL or REIL off)
3 times within 5 seconds	Lowest intensity available (Lower REIL or REIL off)

Figure 12-10. Radio control runway lighting.

滑行道燈光

全向的滑行道燈光標記出了跑道的邊界，顏色是藍色的。在很多機場，這些邊界燈光會有不同的強度設定，當認為有必要或者飛行員請求時，空中交通管制員就會調整它們。一些機場也有滑行道中心線燈光，顏色是綠色的。

障礙物燈光

障礙物被標記或者用燈光向飛行員提醒在白天或者夜晚條件下它們的存在。可以在機場或者遠離機場發現障礙物照明燈光，它們用來識別障礙物。它們可能在下列任何條件下被標記或

者發光：

- **紅色障礙物燈光** - 晚上運行時閃爍發光或者發出穩定的紅光，白天運行時障礙物被塗成橙色和白色。
- **高強度白色障礙物燈光** - 在白天閃爍發射高強度白光，夜晚時強度降低。
- **雙重發光** - 夜晚運行時它是閃爍的紅色信號燈和穩定的紅色(信號燈)組合，而白天運行時為高強度白光。

風向指示器

飛行員瞭解風的方向是非常重要的。在有工作的控制塔的設施上，這個資訊是由 ATC 提供的。這個資訊也可能是由特定機場的 FSS 人員提供的，或者通過在有能力接收和在通用交通諮詢頻率(CTAF)上廣播這個資訊的頻率上請求資訊。

當這些服務中一個都不可用時，通過可見的風向指示器來確定風向和使用的跑道是可能的。即使在所在機場的 CTAF 頻率上提供了風向資訊，飛行員也應該檢查這些風向指示器，因為沒有什麼東西能保證提供的資訊就是準確的。【主要是因為地面風是變化無常的，受複雜因素的影響，所以飛行員在降落或者起飛時還要儘量多看風向指示器，以獲得最新的地面風向情況。】

風向指示器包括一個風向袋，丁字風向標，或者一個四面體。這些通常位於跑道的中央位置，可能被放置在一個分段的圓圈(segmented circle)的中間，如果不是標準的左手起落航線的話，它可以識別起落航線的方向。如圖 12-11 和 12-12

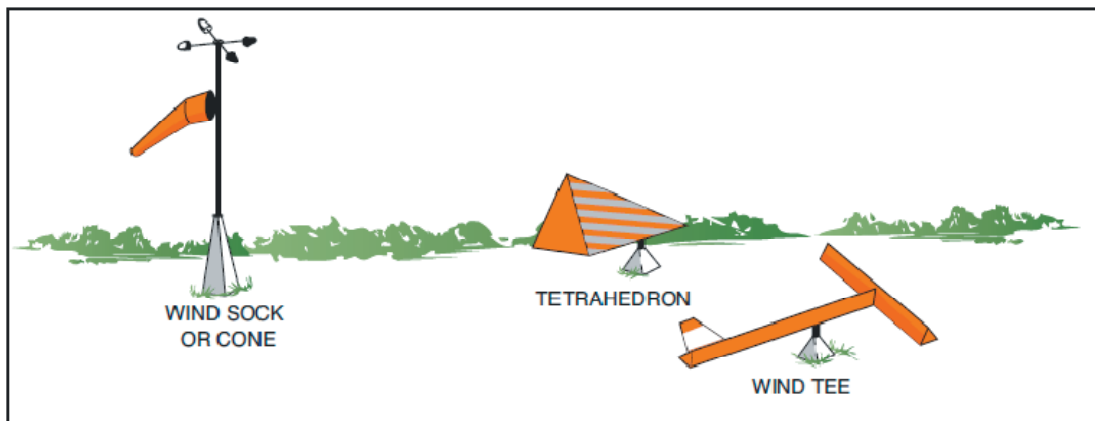


Figure 12-11. Wind direction indicators.

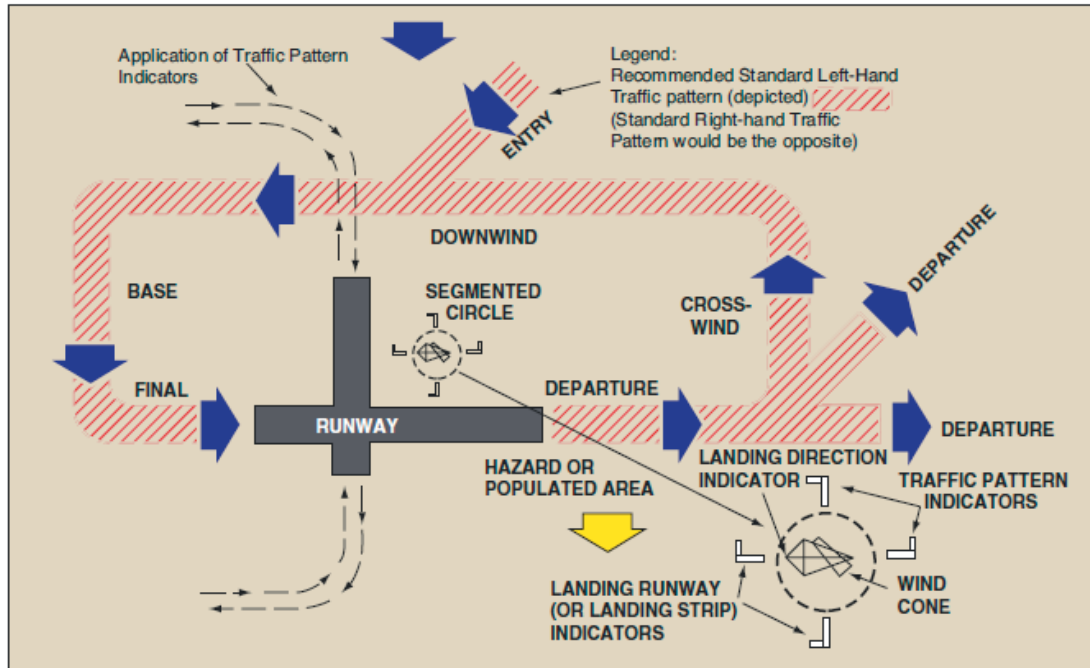


Figure 12-12. Segmented circle and airport traffic pattern.

風向袋是一個很好的資訊來源，因為它不僅指明了風向，還可以讓飛行員估計風速，和陣風或強度(factor)。風向袋在強風中會被拉直，而在陣風中時會趨於來回運動。丁字風向標和四面體可以自由旋轉，它們本身會和風向對齊。丁字風向標和四面體也可以被手工地設定成和使用的跑道對齊；因此，如果有風向袋的話，飛行員也應該看一下風向袋。

無線電通信

在受管制機場內或之外運行，以及在空域系統的一個良好部分運行時，要求飛機有雙向無線電通信能力。因為這個原因，飛行員應該熟悉無線電臺許可證要求以及無線電通信設備和程式。

無線電許可證

對於美國境內工作的飛行員無許可證要求；然而，要求國際間工作的飛行員持有一張聯邦通信委員會(FCC)頒發的受限的無線通話許可證。對美國境內運行的大多數通用航空飛機也未作無線電臺許可證要求。如果一架飛機是跨國運行的，那麼就要求有無限電臺許可證，它使用的並不是甚高頻(VHF, Very High Frequency)無線電波，還要滿足其他標準。

無線電設備

在通用航空上，最常見的無線電類型是 VHF。VHF 無線電設備工作在 118.000MHz 到 136.975MHz 的頻率範圍，根據可容納的通道數量被分類為 720 或 760。720 和 760 使用 0.025MHz 為頻率間隔(如 118.025, 118.050)，720 的頻率範圍可達 135.975MHz，而 760 的可達 136.975MHz。VHF 無線電受限於視線傳輸(line of sight transmission)

【接收和發送的天線，互相之間都可以看到的傳輸方式】；因此在更高高度的飛機能夠接收和傳輸的距離更遠。

正確地使用無線電用語和程式能夠說明飛行員提高在空域系統內安全而高效運行的能力。在*航空信息手冊(AIM)*中的**飛行員/管制員術語表**的評論文章將有助於飛行員對標準術語的使用和理解。AIM 還包含了很多無線電通信的實例，也是很有說明的。

國際民用航空組織(ICAO)已經採用了一個用在無線電通信中的音標字母表。在和 ATC 通信時，飛行員應該使用這個子目標來確認他們的飛機。如圖 12-13

CHARACTER	MORSE CODE	TELEPHONY	PHONIC (PRONUNCIATION)
A	•-	Alfa	(AL-FAH)
B	-.••	Bravo	(BRAH-VOH)
C	-.•-	Charlie	(CHAR-L EE) OR (SHAR-L EE)
D	-.••	Delta	(DELL-TAH)
E	•	Echo	(ECK-OH)
F	••-	Foxtrot	(FOKS-TROT)
G	•••	Golf	(GOLF)
H	••••	Hotel	(HOH-TEL)
I	••	India	(IN-DEE-AH)
J	•-•-	Juliet	(JEW-LEE-ETT)
K	•-•	Kilo	(KEY-LOH)
L	••••	Lima	(LEE-MAH)
M	--	Mike	(MIKE)
N	-•	November	(NO-VEM-BER)
O	---	Oscar	(OSS-CAH)
P	••••	Papa	(PAH-PAH)
Q	--•-	Quebec	(KEH-BECK)
R	•••	Romeo	(ROW-ME-OH)
S	•••	Sierra	(SEE-AIR-RAH)
T	-	Tango	(TANG-GO)
U	••-	Uniform	(YOU-NEE-FORM) OR (OO-NEE-FORM)
V	•••-	Victor	(VIK-TAH)
W	•••	Whiskey	(WISS-KEY)
X	-••-	Xray	(ECKS-RAY)
Y	-••	Yankee	(YANG-KEY)
Z	--••	Zulu	(ZOO-LOO)
1	•----	One	(WUN)
2	••----	Two	(TOO)
3	•••----	Three	(TREE)
4	••••-	Four	(FOW-ER)
5	•••••	Five	(FIFE)
6	-••••	Six	(SIX)
7	--•••	Seven	(SEV-EN)
8	---••	Eight	(AIT)
9	----•	Nine	(NIN-ER)
0	-----	Zero	(ZEE-RO)

Figure 12-13. Phonetic alphabet.

失去通信時的程式

飛行員遇到無線電故障是很可能的。這可能導致發送機，接收機或者兩者都不起作用。如果是接收機無效且飛行員要在受管制機場著陸，明智的選擇是保持在 D 類空域之外或者之上，直到空中交通方向和流量得到確定。然後飛行員應該告知塔臺飛機類型，位置，高度以及著陸計畫。進而，飛行員應該進入降落航線，隨時報告位置，觀察塔臺的燈光信號。燈光信號顏色和它們的含義在圖 12-14 中。





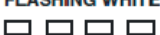
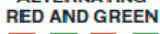
LIGHT GUN SIGNALS			
COLOR AND TYPE OF SIGNAL	MOVEMENT OF VEHICLES, EQUIPMENT AND PERSONNEL	AIRCRAFT ON THE GROUND	AIRCRAFT IN FLIGHT
STEADY GREEN 	Cleared to cross, proceed or go	Cleared for takeoff	Cleared to land
FLASHING GREEN 	Not applicable	Cleared for taxi	Return for landing (to be followed by steady green at the proper time)
STEADY RED 	STOP	STOP	Give way to other aircraft and continue circling
FLASHING RED 	Clear the taxiway/runway	Taxi clear of the runway in use	Airport unsafe, do not land
FLASHING WHITE 	Return to starting point on airport	Return to starting point on airport	Not applicable
ALTERNATING RED AND GREEN 	Exercise Extreme Caution!!!!	Exercise Extreme Caution!!!!	Exercise Extreme Caution!!!!

Figure 12-14. Light gun signals.

如果是發送機無效，飛行員應該遵守前面說明的程式，也要監聽合適的 ATC 頻率。在白天時間，ATC 傳輸可以通過搖擺機翼來確認，在夜晚使用著陸燈閃光來確認。

當接收機和發送機都無效時，飛行員應該保持在 D 類空域之外，知道確定了交通流量，然後在進入降落航線，注意燈光信號。

如果在出發前發生無線電故障，如果可能的話，修好它才是明智的。如果不行的話，應該呼叫 ATC，飛行員應該請求授權可以在不具備雙向無線電通信的條件下出發。如果授權可以出發，飛行員將被告知留意適當的頻率和/或留意適當的燈光信號。

空中交通管制服務

在除了 11 章討論的飛行服務站提供的服務之外，還有很多其他由 ATC 提供的服務。在很多情況下，要求飛行員和 ATC 之間保持聯絡，但是即使在不要求時，飛行員也會發現請求它們提供的服務會很有說明。

一次雷達

雷達是一種測量方法，無線電波被發射到空氣中，當被傳播路線上物體反射後就能夠被接收到。距離是通過測量無線電波傳到物體然後返回到接收天線所花的時間來計算的。被檢測物體相對雷達站的方位是通過接收到反射無線電波時旋轉天線的位置來計算的。

現代雷達非常可靠，很少會停止運行。這要歸於可靠的維護和改進的設備。然而，也有一些會影響空中交通管制服務的限制，妨礙管制員發佈有關那些不在他們管制下的或者雷達不可見的飛機的通告。

無線電波的特性導致它們以連續的直線傳播，除非被大氣現象折彎，被例如溫度反轉，象濃雲和降水的稠密物體反射或衰耗，或者被高地形地貌所遮擋。

空中交通管制雷達信標系統(ATCRBS)

空中交通管制雷達信標系統(ATCRBS)通常是指二次監視雷達(Secondary surveillance radar)。這個系統由三部分組成，說明降低和一次雷達有關的一些限制。三個組成部分是：詢問器，應答器，和雷達示波器。空管雷達信標系統的優點是雷達目標的增強，快速的目標識別，以及選定代碼有一個單獨顯示。

無線電應答器

應答器是二次雷達系統的空中部分，飛行員應該對它很熟悉。ATCRBS 不能顯示二次資訊，除非飛機配備了應答器。應答器也按要求在特定的管制空域運行。空域在第十三章討論。

應答器代碼由從 0 到 7 的四個數字組成(有 4096 個可能的代碼)。有一些標準的代碼，或者 ATC 可能向飛機發送一個 4 字代碼。當管制員在應答器上請求一個代碼或者功能時，可能會使用單詞“squawk”。圖 12-15 列出了一些標準的應答器用語。

RADAR BEACON PHRASEOLOGY	
SQUAWK (number)	Operate radar beacon transponder on designated code in MODE A/3
IDENT	Engage the "IDENT" feature (military I/P) of the transponder.
SQUAWK (number) and IDENT	Operate transponder on specified code in MODE A/3 and engage the "IDENT" (military I/P) feature.
SQUAWK STANDBY	Switch transponder to standby position.
SQUAWK LOW/NORMAL	Operate transponder on low or normal sensitivity as specified. Transponder is operated in "NORMAL" position unless ATC specifies "LOW" ("ON" is used instead of "NORMAL" as a master control label on some types of transponders).
SQUAWK ALTITUDE	Activate MODE C with automatic altitude reporting.
STOP ALTITUDE SQUAWK	Turn off altitude reporting switch and continue transmitting MODE C framing pulses. If your equipment does not have this capability, turn off MODE C.
STOP SQUAWK (mode in use)	Switch off specified mode. (Used for military aircraft when the controller is unaware of military service requirements for the aircraft to continue operation on another MODE.)
STOP SQUAWK	Switch off transponder.
SQUAWK MAYDAY	Operate transponder in the emergency position (MODE A Code 7700 for civil transponder. MODE 3 Code 7700 and emergency feature for military transponder.)
SQUAWK VFR	Operate radar beacon transponder on Code 1200 in the MODE A/3, or other appropriate VFR code.

Figure 12-15. Transponder phraseology.

雷達交通資訊服務

裝備了雷達的空中交通管制設施向 VFR 飛機提供雷達幫助，讓飛機可以和 ATC 設施通信，且位於雷達的覆蓋範圍。這個基本服務包含安全提醒，交通通告，請求的受限定航向(limited

vectoring)，這個程式建立地點的排序(sequencing)功能。基本雷達服務之外，在某些終端區域已經實現了終端雷達服務區(TRSA)。這個服務的目的是為終端雷達服務區內的運行的所有 VFR 飛機和所有 IFR 飛機提供間隔服務。C 類服務為 IFR 和 VFR 飛機之間提供安全的間隔，以及對去主要機場【(primary airport)FAA 的一個定義，每年乘客超過 1 萬人次的商用機場。】的 VFR 飛機進行排序。B 類服務對基於 IFR，VFR 和/或重量的飛機提供安全的間隔，以及對到達主要機場的 VFR 飛機進行排序。

ATC 根據觀測的雷達目標發佈交通量資訊。交通量來自飛機的 12 小時時鐘方位角為參考。如果知道的話，以海裡為單位的目標距離，目標運動方向，飛機的類型和高度都會提供。舉個例子：“交通量在 10 點鐘方向，距離 5 海裡，向東飛行，Cessna 152，高度 3000 英尺。”飛行員應該注意到交通量的位置是基於飛機的航跡的，風修正會影響飛行員定位交通量的時鐘方位。【ATC 通告的交通量方向以飛機的航跡為基準，而駕駛員看到的交通量方位是和機身的中心向方位有關，機身的中心線和航跡夾角大小受風的影響。所以飛行員眼睛看到的方位和 ATC 通告的交通量方位在有風修正時是不一致的。】如圖 12-16

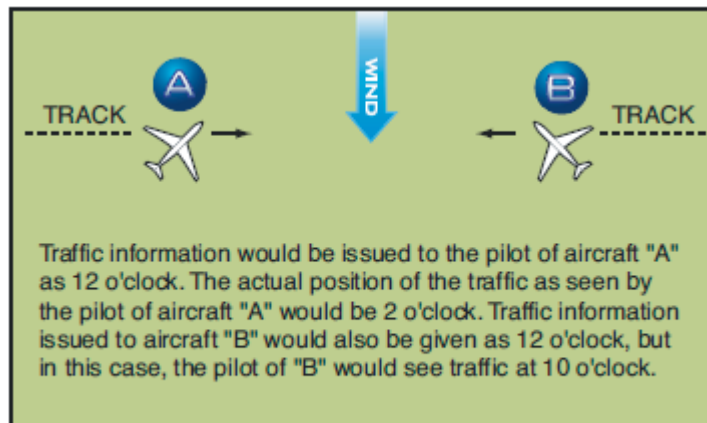


Figure 12-16. Traffic advisories.

伴流

所有飛機在飛行時都會生成伴流。這種擾動是由一對來自翼尖拖尾的反向旋轉渦流導致的。來自更大飛機的渦流會給相遇的飛機造成問題。這些飛機的伴流能影響側滾運動超出相遇的飛機的側滾控制能力。同樣，如果相遇在很近的距離時，旋渦中生成的湍流會損壞飛機元件和設備。因為這個原因，飛行員必須在腦海中對渦流位置有個想像，相應地調整航跡。

在地面運行和起飛期間，噴氣式發動機噴射的一股氣流能引起近距離內的破壞和翻滾。因此，小飛機的飛行員應該考慮噴氣發動機噴射氣流的影響，保持足夠的間隔。同樣，較大飛機的飛行員應該考慮他們飛機的噴氣式發動機噴射氣流對其他飛機和地面設備的影響。

渦流生成

升力是由機翼表面形成的壓力差生成的。壓力最低點位於機翼上表面，壓力最高處位於機翼下表面。這個壓力差引起機翼後面的氣流向上卷起，導致尾隨翼尖蔓延的旋渦空氣團。在完成向上卷起之後，伴流就由兩個反向旋轉的圓筒形渦流所組成。大多數能量位於距離渦旋中

心幾英尺內，但是飛行員應該避免進入距離斡旋中心大約 100 英尺的區域。如圖 12-17

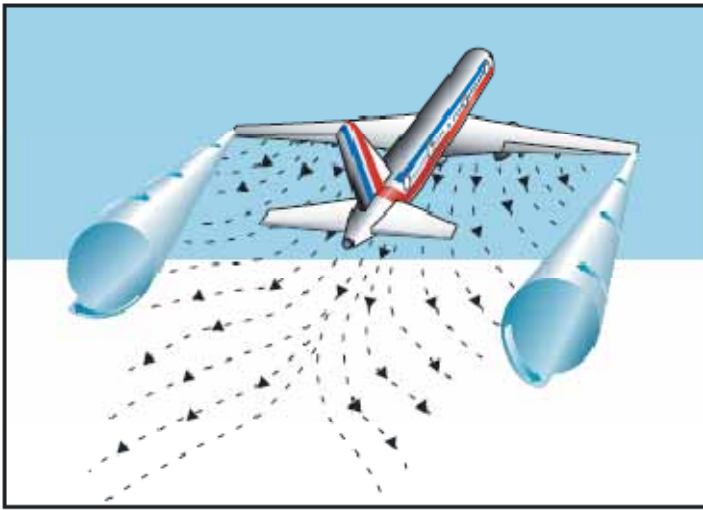


Figure 12-17. Vortex generation.

渦流強度

渦流的強度取決於生成渦流的飛機的重量，速度和機翼的外形。任何給定飛機的渦流特性同樣可以通過伸出襟翼或者其他機翼構造裝置而改變，也可以是通過改變速度來改變渦流特性。最大的渦流強度出現在生成的飛機是重的，流線型的，慢速的。

渦流行爲

拖尾的渦流有特定的行爲特性，它可以幫助飛行員想像伴流位置，採取規避防範措施。

由於拖尾的渦流是機翼升力的副產品，所以渦流從飛機離開地面的運動才開始生成。從飛機前面或者後面看的話，渦流的環流是向外向上的繞翼尖旋轉。測試表明渦流間隔稍微小於一個翼展的間距，會隨風漂移，距地面大於一個翼展的高度上。測試還表明渦流在飛機後面以每分鐘幾百英尺的速度下沉，隨著時間推移下沉速度也放慢，且強度逐漸減弱。如圖 12-18

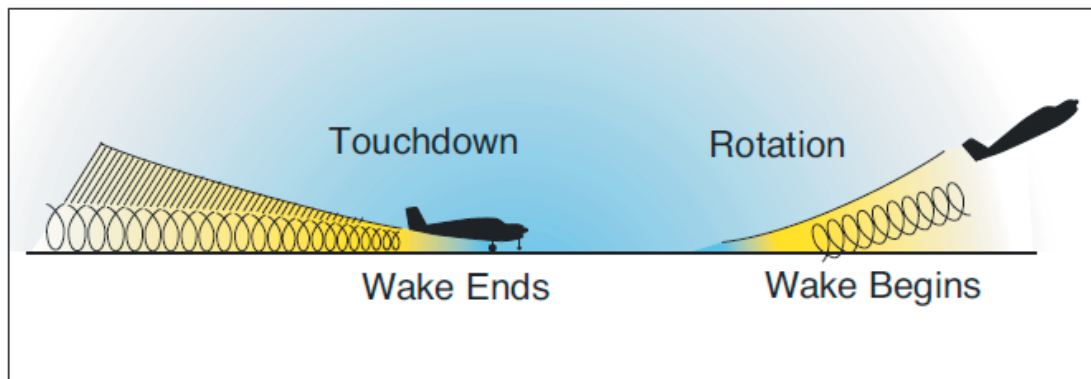


Figure 12-18. Vortex behavior.

當較大飛機的渦流下沉接近地面時(在 100 到 200 英尺內)，它們趨向於以 2-3 節的速度在地面上橫向運動。側風將會降低向上渦流的橫向運動，增加向下運動的渦流。順風條件下會

把前進的飛機的渦流向前推進到著陸區。

渦流規避程式

- 在同一跑道上較大飛機之後著陸時 - 保持在更大飛機的進近通道之內或者之上，降落在它的著陸點之前。
- 在並排跑道接近 2500 英尺內的較大飛機之後著陸時 - 要考慮渦流漂移的可能性，保持在較大飛機的最後進近通道之內或者之上，還要注意它的著陸區。
- 在交叉跑道上的較大飛機之後著陸時- 要從較大飛機的飛行通道之上飛越。
- 在同一跑道上出發的飛機後著陸時- 降落在出發飛機的離地點之前
- 在交叉跑道上的較大飛機之後著陸時 - 注意飛機的離地位置，如果經過了交叉點，繼續著陸在交叉點之前。如果較大的飛機在交叉點之前離地，避免在它的航跡下方飛行。除非在到達交叉點之前能夠確保很好的著陸，否則要放棄進近。
- 在較大的飛機之後離場時，要在較大飛機的離地點之前離地，在它的爬升通道上方爬升，除非伴流消除了。
- 對於同一跑道上的交匯起飛，要警惕附近的較大飛機的運行，特別要注意所用跑道的逆風情況。如果收到交叉起飛的許可，避免在較大飛機的航跡下方發生交叉。
- 如果是在大飛機進行了低空進近，複飛(missed approach)，或者觸地複飛(touch and go landing)之後出發或者著陸，那麼明智的是在出發和著陸前等 2 分鐘。
- 在航路中的時候，要避免在航路在大飛機的下面和後面，如果觀察到有較大飛機在相同航跡的上方，改變飛機的橫向位置，寧可逆風。

避免空中相撞

14CFR 第 91 部已經確立了通行權(right-of-way)規則，最小安全高度，以及 VFR 巡航高度來提高飛行安全。飛行員可以通過被其他飛機提醒和掃描其他飛機來說明避免相撞。這在機場附近特別重要。

有效的掃描是通過一系列短暫而間隔規則的視線移動完成的，它能夠讓天空的足夠區域進入中央視場。每次移動不要超過 10 度，而確保發現，每次觀察至少 1 秒。儘管似乎大多數飛行員傾向於視線來回移動，每個飛行員應該養成自己的最適合的掃描模式，然後堅持它來確保最有效的掃描。

即使名字叫通行權，如果覺得另外一架飛機太近，飛行員應該讓路。

避讓程式

下列程式和考慮應該能夠說明飛行員在不同條件下避免相撞。

- 起飛前 - 在準備起飛階段，滑行道跑道或著陸區之前，飛行員應該掃描進近區是否有可能的著陸交通量，執行相應的機動，為進近區提供清晰的視野。
- 爬升和下降 - 在爬升或下降階段允許目視檢查其他交通量的飛行狀態下，飛行員應該以一定的頻率進行輕微的左右傾斜來對空域進行連續的目視掃描。

- 平直飛行 - 在平直飛行的穩定階段，飛行員應該以定期執行避讓程式。
- 起落航線 - 進入起落航線的時候避免下降。
- VOR 位置的交通量 - 由於交通量的彙聚，在 VOR 和交叉點附近要保持持續的警惕。
- 訓練運行 - 在實踐一個機動之前，應該保持警惕，還要進行避讓轉彎(clearing turn)。在授課期間，應該提問飛行員描述避讓程式(大聲說出 避讓左邊，右邊，上面，下面)

上翼和下翼飛機有它們各自的盲區。上翼飛機應該很快的升高它們想要轉彎的方向的機翼，在開始轉彎前注意交通量。下翼飛機應該很快的降低的它們的機翼。

跑道入侵的避免

對地面操作給於和飛行其他階段同樣的注意力是很重要的。恰當的計畫可以預防跑道入侵和地面碰撞的可能性。飛行員應該隨時知道飛機在地面上的位置，也要瞭解機場運行的其他飛機和車輛。有時，管制機場可能非常繁忙，滑行指令複雜。在這種情況下，寫下滑行指令可能是明智的。下面是一些幫助避免跑道入侵的實踐：

- 重複所有跑道交叉口和/或等待指令。
- 作為飛前計畫的一部分，和下降要著陸前，以及需要滑行時，請檢查一下機場佈局圖。
- 知道機場標誌。
- 檢查航行通告(NOTAM)中跑道/滑行道關閉以及建築物區域的資訊。
- 當不確定滑行路線時，要從 ATC 請求前進的滑行指令。
- 橫穿任何跑道等待線和進入任何滑行道之前，要檢查交通量。
- 在滑行時打開飛機燈光，旋轉信標，或者閃光燈。
- 著陸時，要儘快的讓出使用的跑道，然後在進一步移動之前等待滑行指令。
- 為了理解和回應地面管制指令，要學習和使用正確的用語。
- 在不熟悉的機場要寫下複雜的滑行指令。

要得到更為詳細的資訊，請參考諮詢通告(AC)91-73,第 91 部滑行運行期間飛行員和機組程式，以及 135 部的單獨飛行員運行。

第十三章－空域



本章介紹空域的不同分類，提供了關於這些空域中運行要求方面的資訊。更為深入的資訊，請參考航空信息手冊(AIM)和 14 CFR 71，73，和 91 部。

空域的兩個大類是：管制類和非管制類。在這兩個分類中有 4 種類型的空域：受控空域和非受控空域，專用空域和其他空域。

圖 13-1 表示了不同種類空域大小的概貌。圖 13-2 給出了在不同類型空域下運行的基本最低天氣條件。圖 13-3 列出了運行的和裝備的要求。參考這些圖表對研究本章會很有幫助。還有引用了“第 14 章-導航”中的磁區航圖，它顯示了空域是如何在圖上表示的。

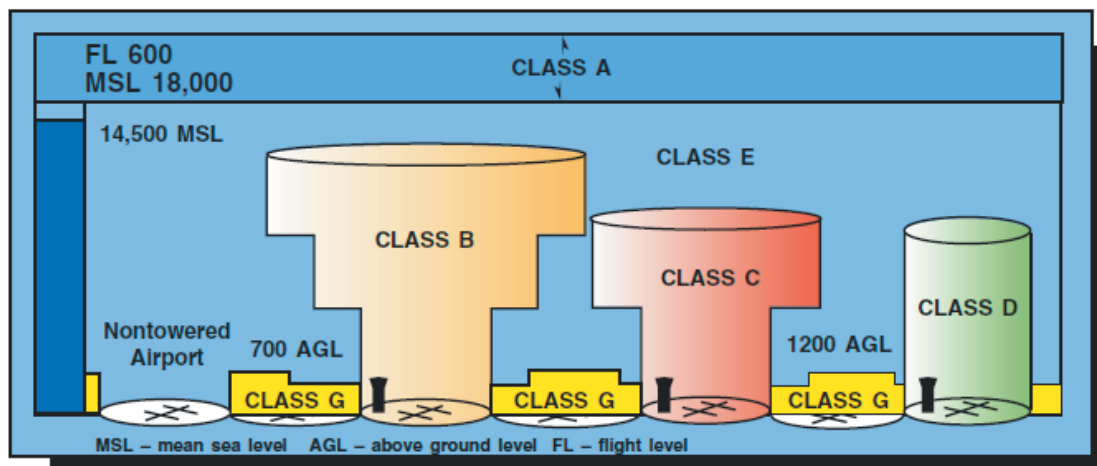


Figure 13-1. Airspace profile.

BASIC VFR WEATHER MINIMUMS		
Airspace	Flight Visibility	Distance from Clouds
Class A	Not Applicable	Not Applicable
Class B	3 statute miles	Clear of Clouds
Class C	3 statute miles	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
Class D	3 statute miles	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
Class E Less than 10,000 feet MSL	3 statute miles	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
At or above 10,000 feet MSL	5 statute miles	1,000 feet below 1,000 feet above 1 statute mile horizontal
Class G 1,200 feet or less above the surface (regardless of MSL altitude). Day, except as provided in section 91.155(b).	1 statute mile	Clear of Clouds
Night, except as provided in section 91.155(b).	3 statute miles	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
More than 1,200 feet above the surface but less than 10,000 feet MSL. Day	1 statute mile	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
Night	3 statute miles	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
More than 1,200 feet above the surface and at or above 10,000 feet MSL.	5 statute miles	1,000 feet below 1,000 feet above 1 statute mile horizontal

Figure 13-2. Visual flight rule weather minimums.

Class Airspace	Entry Requirements	Equipment	Minimum Pilot Certificate
A	ATC Clearance	IFR Equipped	Instrument Rating
B	ATC Clearance	Two-Way Radio, Transponder with Altitude Reporting Capability	Private—Except a student or recreational pilot may operate at other than the primary airport if seeking private pilot certification and if regulatory requirements are met.
C	Two-Way Radio Communications Prior to Entry	Two-Way Radio, Transponder with Altitude Reporting Capability	No Specific Requirement
D	Two-Way Radio Communications Prior to Entry	Two-Way Radio	No Specific Requirement
E	None for VFR	No Specific Requirement	No Specific Requirement
G	None	No Specific Requirement	No Specific Requirement

Figure 13-3. Requirements for airspace operations.

受控空域

受控空域是一個通用術語，包含空域的不同分類，以及根據空域分類在其中提供 ATC 服務的定義空間大小。受控空域包括：

- A 類空域
- B 類空域
- C 類空域
- D 類空域
- E 類空域

A 類空域

A 類空域一般是從 18000 英尺平均海平面高度到包括 6 萬英尺高度層在內的高度範圍，包括 48 個本土州和阿拉斯加的海岸線 12 海裡內水面上的空域。除非另有授權，A 類空域內的一切運行都按照 IFR 規則實施。

B 類空域

B 類空域通常是全國最繁忙的機場周圍從地面到 10000 英尺平均海平面高度的空域。B 類空域的結構根據特定地區的需要而被單獨定制，由地面區域和兩層或多層組成。B 類空域象一個上下顛倒的婚宴蛋糕。在 B 類空域運行要求至少是私人飛行員證書；然而，這個要求也有一個例外。準備考取私人飛行員執照的飛行學員或者休閒類飛行員可以在這個空域中運行，如果他們接受了培訓且飛行記錄由認證的飛行教官根據 14 CFR 第 61 部背簽的話，就可以降落在空域內除指定的主要機場之外的機場。

C 類空域

C 類空域一般是從地面延伸到那些機場周圍之上 4000 英尺高度，這些機場有運行的控制塔臺，它由一個雷達進近控制提供服務，有一定數量的 IFR 運行和乘客量。這個空域在製圖上以平均海平面之 英尺為單位，一般是從地面到延伸到機場高度之上 4000 英尺的 5 海裡半徑地面區域，從機場高度之上 1200 英尺到 4000 英尺為 10 海裡半徑區域。還有一個 20 海裡半徑的外部區域，它從地面延伸到主要機場高度之上的 4000 英尺，這個區域可能包含一個或多個衛星機場。【大機場周圍可能有一個或多個小機場】

D 類空域

D 類空域一般是從地面延伸到機場高度之上的 2500 英尺的周圍地區，機場有一個運行的控制塔臺。D 類空域的結構將被定制以滿足地區的運行需要。

E 類空域

E 類空域一般是未指定為 A, B, C, D 類空域的受控空域。除了 18000 英尺平均海平面以外, E 類空域沒有確定的垂直限制, 但是它反而會從地表或者一個指定的高度向上延伸到上面的或者鄰近的受控空域。

非管制空域

G 類空域

受控空域或者 G 類空域是那些未指定為 A, B, C, D, E 類空域的空域部分。因此它被指定為未受控空域。G 類空域從地面延伸到上面的 E 類空域底部。儘管 ATC 沒有權力和責任來管理空中交通, 但是飛行員應該記住有適用於 G 類空域的 VFR 最低條件。

專用空域

專用空域存在於那些由於專用空域的特性而活動必須被限制的地區。在專用空域內, 可能對那些不屬於活動的一部分的飛機進行限制。專用空域一般有下列組成:

- 禁止區域
- 限制區域
- 警告區域
- 軍事活動區域
- 警戒區域
- 受控的開火區域

禁止區域

禁止區域是因為安全或其他和國家安全有關的原因而建設的。禁止區域出版在聯邦公報 (Federal Register) 且在航圖上標出。

限制區域

限制區域表示有不平常的東西存在, 對飛機通常是不可見的危險, 例如炮火, 高射炮或者制導導彈。飛機不可以進入限制區域, 除非已經從管制機構得到了許可。限制區域在航圖上標識且在聯邦公報中出版。

警告區域

警告區域由可能對國際空域中未飛入的飛機有危險的空域組成。其活動很像限制區域中的那些。警告區的劃設會超出 3 英里限制。警告區在航圖上表示出來。

軍事活動區域

軍事活動區域(MOA)有確定的垂直和水準限制，它是爲了把特定的軍事訓練活動和 IFR 交通量分開而建立的。沒有阻止飛行員以 VFR 方式在此區域運行的限制；但是，飛行員應該保持警惕，因爲訓練活動可能有特技和突然機動。軍事活動區也在航圖表示出來。

警戒區域

警戒區域在航圖上表示，提醒飛行員有大量的飛行訓練或者發生非常規航空活動。

受控的開火區域

受控的開火區域包含的活動如果不在管制環境下管理的話，可能會對未飛入其中的飛機產生危險。受控的開火區域和其他專用空域的區別是當偵察機，雷達或者地面瞭望站表示一架飛機可能要接近區域時，空域中的活動必須暫停。

其它空域區域

其他空域區域是對其他大多數剩餘空域的一般術語。它們包括：

- 機場諮詢區
- 軍事訓練路線(MTR)
- 臨時飛行限制
- 跳傘區
- 出版的 VFR 路線
- 終端雷達服務區
- 國家安全區

機場諮詢區

機場諮詢區是位於機場 10 法定英里內的一個區域，那裡控制塔臺是不工作的，但是那裡有一個飛行服務站(FSS)。在這些地方，FSS 向到達和離開的飛機提供諮詢服務。

軍事訓練航線

軍事訓練航線(MTR)是爲了軍隊進行低空或高空訓練用的。距離地面 1500 英尺以上高度的航線主要用於 IFR 飛行，1500 英尺及以下爲 VFR 飛行。在磁區航圖上，這種航線用“IR”或“VR”來識別。

臨時飛行限制區域

爲了分配臨時限制區，將會發佈一份 FDC NOTAM(飛行資料中心航行通告)。航行通告會以短語“FLIGHT RESTRICTIONS”開頭，接著是臨時限制區的地點，有效時間週期，法定英里定義的面積，以及影響的高度。NOTAM 還會包含 FAA 協調機構和電話號碼，限制的原因，以及任何其他被認爲適用的資訊。飛行員應該把 NOTAM 作爲飛行計畫的一部分來檢查。

建立臨時限制區的一些目的如下：

- 保護空中或者地面的人員和財產安全，免受已有的和即將發生的危險之侵害
- 爲救災飛機提供一個安全的運行環境
- 阻止意外事件上空觀光飛機的不安全擁塞，這會引起公眾的高度注意
- 在夏威夷州因人道主義原因保護公告的國家災難
- 保護總統，副總統或者其他公眾人物
- 爲太空機構的運行提供安全的環境

跳傘區域

跳傘區域出版在機場設施目錄中。那些經常使用的地點被標注在磁區航圖上。

出版的 VFR 航線

出版的 VFR 航線是爲了一些複雜空域的附近，下方以及內部的轉換。諸如 VFR 航路(flyway)，VFR 走廊，B 類空域，VFR 過渡航線，以及終端區域 VFR 航線這些術語已經被應用到這些航路中【即出版的 VFR 航線】。這些航路一般可以在 VFR 終端區域規劃圖上看到。

終端雷達服務區域

終端雷達服務區(TRSA)是加入的飛行員可以獲得額外的雷達服務的區域。服務的目的是要爲所有 IFR 運行和加入其中的 VFR 飛機之間提供間隔。

TRSA 內的主要機場變成 D 類空域。疊加在其他管制空域之上的 TRSA 的剩餘部分，其通常是從 700 英尺或 1200 英尺開始的 E 類空域，是爲向/從航路終端環境過渡而建立的。TRSA 在 VFR 磁區航圖和終端區域圖上用實心黑線和每一部分的高度表示出來。D 類空域

部分是用藍色虛線(segmented line)繪製的。

加入 TRSA 服務是志願的；但是，鼓勵在 VFR 規則下運行的飛行員聯繫雷達進近控制，利用 TRSA 服務。

國家安全區域

國家安全區域是那些定義了垂直和水準尺寸的空域，在那些地點地面設施的安全和保安有增加要求。要求飛行員主動避免飛經描述的這些地區。必要時，飛行可能被臨時禁止。

第十四章－導航



本章介紹目視飛行規則(VFR)下的越野飛行。它包含新飛行員計畫和執行越野飛行的實踐資訊。

空中導航是駕駛一架飛機從一個地理位置到另一個地理位置的過程，在這個過程中隨著飛行的前進還要監視自己的位置。它就提出了計畫的要求，這包括在航圖上測繪航線，選擇檢查點，測量距離，獲得有關的天氣資訊，以及計算飛行時間，航向和燃油要求。本章使用的方法包括地標領航- 通過參考目視地標來導航，航位推測法(**dead reckoning**) - 從一個已知位置對方位和距離的計算，以及無線電導航 - 借助使用無線電設施導航。【航位推測法最初源自航海，現在是通指推測飛機或船的位置方法，不借助天文觀察儀器，而通過從航行的方向和距離的精確位置來推算】

航圖

航圖【本章主要討論的是 VFR 航圖】是 VFR 規則下飛行員的使用的路線圖。航圖提供了跟蹤他們位置的資訊，還提供了能夠提高安全性的資訊。VFR 飛行員使用的三種航圖有：

- 磁區航圖(sectional chart)

- VFR 終端區域圖
- 世界航圖(World Aeronautical Charts)

在美國全國航圖辦公室網站(<http://www.naco.faa.gov>)上有一個免費的目錄，它列出了航圖和相關出版物，還包含了價格和購買說明。

磁區航圖

磁區航圖是現在的飛行員最常使用的航圖。航圖的比例尺為 1:500000(1 英寸=6.86 海裡，或者約等於 8 法定英里)，能夠在航圖上包含更詳細的資訊。

航圖提供了大量的資訊，包括機場資料，導航設施，空域，和地形。圖 14-1 是磁區航圖圖例的引用。通過對照圖例，飛行員能夠解釋航圖上的大部分資訊。飛行員也應該檢查航圖上其他圖例資訊，包括空中交通管制頻率和空域資訊。這些航圖半年修訂一次，而美國本土之外的一些地區的航圖是一年修訂一次。

世界航圖

世界航圖是爲了提供標準系列的航圖，覆蓋了世界上的陸地區域，其大小和比例尺便於中等速度的飛行器導航。它們的比例尺爲 1:1000000(1 英寸=13.7 海裡，大約 16 法定英里)。這些航圖和磁區航圖類似，符號也是一樣的，但是由於比例尺變小所以細節上就差一些。這些航圖一年修訂一次，而幾個阿拉斯加和墨西哥/加勒比航圖是兩年修訂一次。

緯度和經度

赤道是一個到地球兩極距離相等的假想的圓。平行於赤道的圓(東西方向延伸的線)就是緯度平行圈。它們是用於度量距離赤道的南緯或北緯讀數。【所以緯度的測量基準線就是赤道線，那裡的緯度爲從 0 度開始】從赤道到極地的角度距離爲四分之一個圓，即 90 度。美國 48 個本土州位於北緯 25 度到 49 度範圍。圖 14-2 中用 Latitude 標記的箭頭指向緯度線。

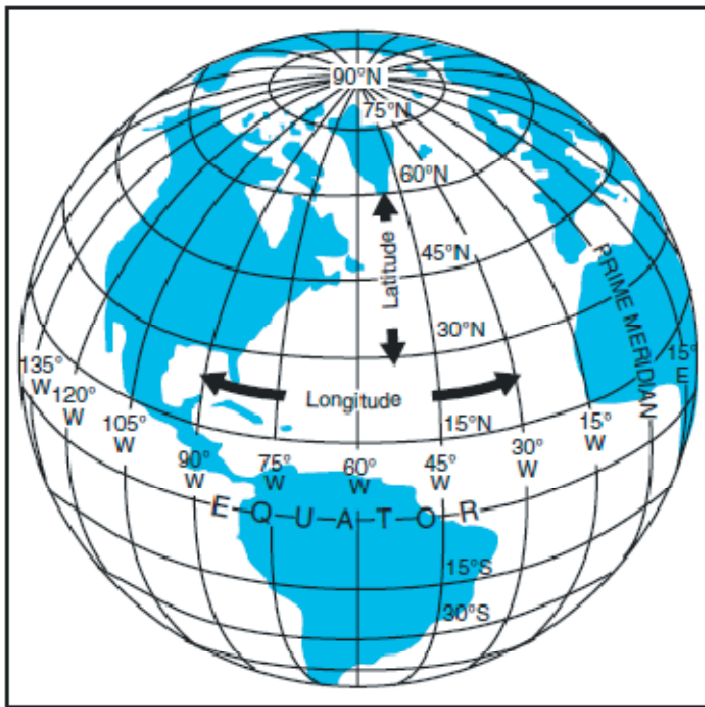


Figure 14-2. Meridians and parallels—the basis of measuring time, distance, and direction.

經度子午線是從北極劃到南極，且和赤道成垂直角度。“本初子午線”穿過英國的格林威治 (Greenwich), 它作爲 0 度線，從它開始分別向東和向西度量 180 度。美國 48 個本土州位於西經 67 度到 125 度之間。圖 14-2 中 Longitude 標記的箭頭就是指向經度線。【我國位於東半球，即從格林威治本初子午線向東方測量。】

因此任何一個具體的地理地點都可以根據它的經度和緯度來定位。例如，華盛頓特區大約爲北緯 39 度，西經 77 度。芝加哥大約爲北緯 42 度，西經 88 度。【北京爲東經 116 度，北緯 39.5 度，上海爲東經 121 度，北緯 31 度。】

時區

子午線也用於指明時區。一天被定義成地球完成一個完整的 360 度旋轉所需要的時間。由於一天被分成 24 小時，即地球每小時旋轉 15 度。正午就是太陽正照子午線的時候；對於子午線的西邊來說就是早晨，而對東方則是下午。

標準的慣例是為每 15 經度建立一個時區。這就使得每個時區之間恰好相差 1 小時。在美國有四個時區。時區分別是東部(75 度)時區，中央(90 度)時區，山區(105 度)時區，太平洋(120 度)時區。有時候分界線是不規則的，這是因為靠近邊界的居民經常發現使用鄰近居民區或者貿易中心指定的時區更加方便。

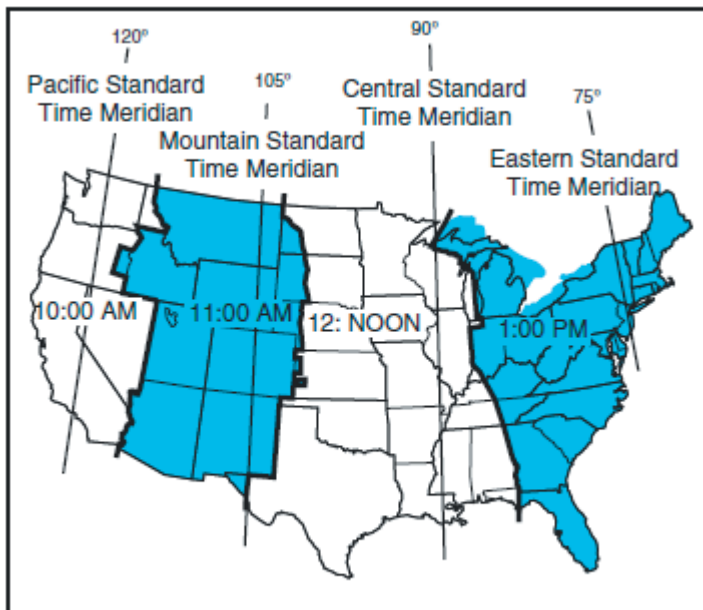


Figure 14-3. Time zones.

圖 14-3 顯示了美國的時區。當太陽位於 90 度子午線的正上方時，這時中央標準時就是正午。同時，東部標準時就是下午 1 點，山區標準時就是上午 11 點，而太平洋標準時為上午 10 點。當“日光節約”時【即夏令時】生效時，一般在 4 月的最後一個星期日到 10 月的最後一個星期日之間，正午時太陽位於 75 度子午線正上方，中央夏令時。

在向東長途飛行時必須要考慮這些時區差別，特別是飛行必須在天黑前結束時。記住，當從一個時區向東飛入另一個時區時就會失去一小時，或者甚至可能是從一個時區內的西邊飛到東邊。通過諮詢飛行服務站(FSS)或者全國氣象服務(NWS)來確定目的地的日落時間，當計畫向東飛行時要考慮這個因素。

在大多數航空運行中，時間用 24 小時時鐘表示。空中交通管制指令，天氣報告和廣播，以及到達目的地的估計時間都是基於這個系統的。例如，上午 9 點表示成 0900，下午 1 點表示成 1300，下午 10 點即 2200。

因為在一次飛行中，飛行員可能飛越幾個時區，所以採用一個標準時間系統。它稱為世界協調時間(UTC)，經常引用為祖魯時間(Zulu Time)。UTC 時間是穿過英國格林威治的 0 度

經度線所在地的時間。全世界的所有時區都是基於這個基準。要轉換這個時間，飛行員應按如下方法：

東部標準時間.....增加 5 小時
 中央標準時間.....增加 6 小時
 山區標準時間.....增加 7 小時
 太平洋標準時間.....增加 8 小時。

對於夏令時，應該在計算出來的時間減去 1 小時。【由於北半球夏天的白晝時間長，爲了要按照實際的陽光情況遲點天黑，所以才要減去 1 小時。】

方向的測量

通過使用子午線，從一點到另一點的方向可以用度從真北按順時針方向來測量。爲了表示飛行中沿著的航線方向，在航圖上從出發地到目的地畫一條直線，測量這條直線和子午線形成的角度即可。方向的單位爲度，如圖 14-4 的羅盤羅經卡所示。

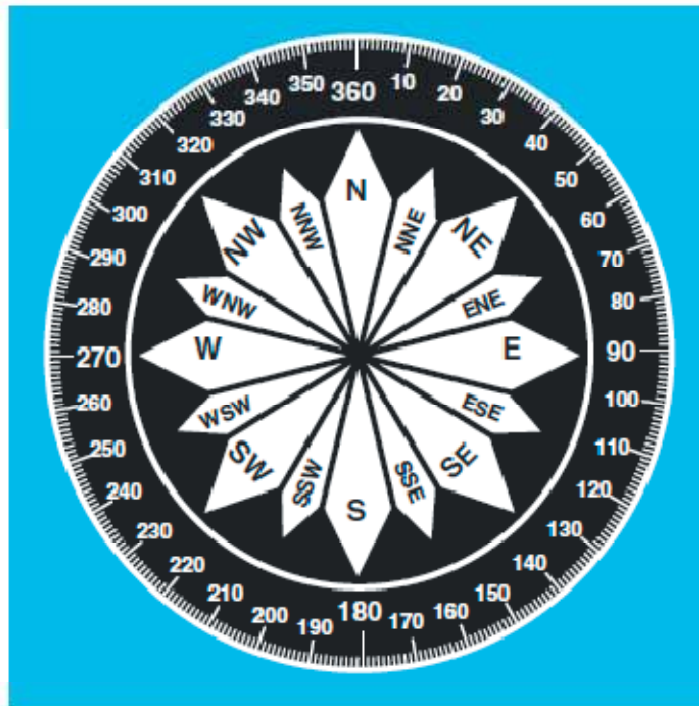


Figure 14-4. Compass rose.

因爲子午線向兩極彙聚，航向的度量應該是在航線的中點，而不是在出發點。在航圖上度量的航向稱爲真航線方向。這是一個根據子午線或者真北向爲基準測量的方向。它是一個用度測量的從真北向順時針的預期飛行方向。

如圖 14-5 所示，從 A 到 B 的方向就是 65 度的真航向，但是其回程(互補的角)將是真航線方向 245 度。【這裡的航向是飛機的真實飛行軌跡的方向，有風時，飛機頭的指向會不同於航跡方向。】

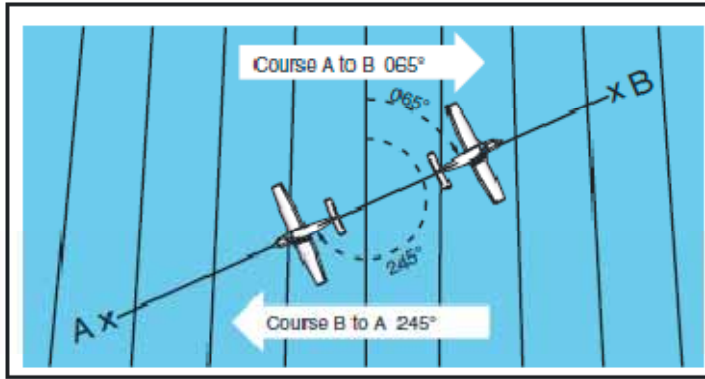


Figure 14-5. Courses are determined by reference to meridians on aeronautical charts.

真航向(true heading)是飛行中飛機頭所指向的方向，它從真北向順時針用度數度量。通常，飛機頭的指向在有風的時候要稍微偏離真航線方向以補償風的影響。進而，數字表示的真航向可能不對應於真航線方向。這將在本章的後面段落更加完整的討論。就這裡討論的目的，在假設無風的條件下，航向和航跡方向將一致。因此，對於一個 065 度的真航線方向，其真航向為 065 度。然而，為了精確的使用羅盤，由於磁偏角和羅盤偏差必須進行修正。

磁偏角

磁偏角是真北向和磁北向之間的夾角。它表示為東磁偏角或西磁偏角，這取決於磁北向(MN)相對真北向(TN)是偏東還是偏西。

磁北極位於北緯 71 度，西經 96 度附近，距離地理的真北極約 1300 英里，如圖 14-6 所示。如果地球是均勻磁化的，羅盤指標將指向磁北極，在這種情況下，真北向【用地理子午線表示】和磁北向【用磁力子午線表示】之間的磁偏角可以在任何子午線交點測量。

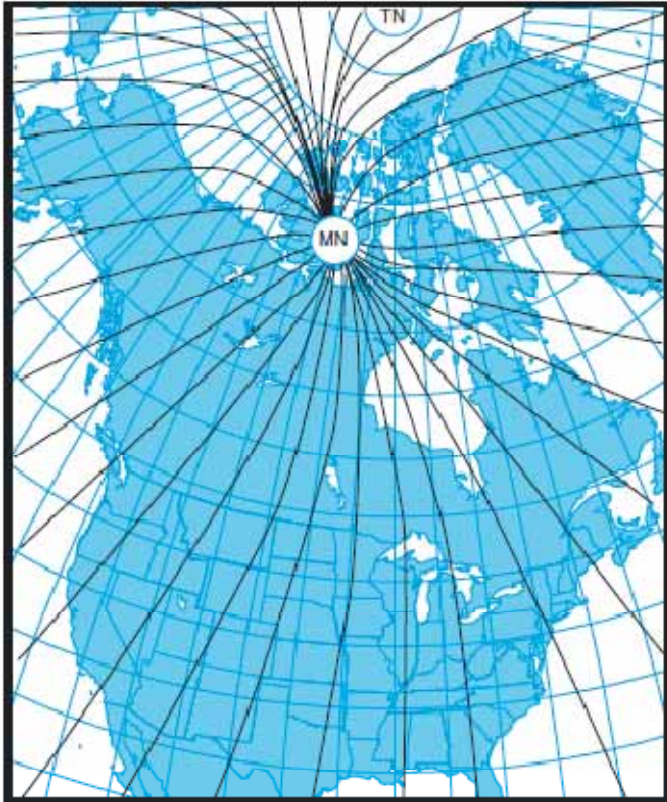


Figure 14-6. Isogonic chart. Magnetic meridians are in black; geographic meridians and parallels are in blue. Variation is the angle between a magnetic and geographic meridian.

實際上，地球不是均勻磁化的。在美國，指標通常指向總體上的磁極方向，但是可能在特定的地理位置上變化很多度數。從而，美國的成千上萬個被選定的位置其準確的磁偏角大小已經被仔細的確定出來。磁偏角的大小和方向會隨著時間緩慢的變化，在大多數航圖上用不連續的品紅色線條表示，稱為等磁偏線，它連結了很多等磁偏角的點。（連結無磁偏角的點形成的線稱為零磁偏線）圖 14-6 顯示的是一幅等磁偏線圖表。在等磁偏線和零磁偏線上的微小彎曲和拐彎是由那些地區影響磁力的不尋常位址條件引起的。

在美國的西海岸，羅盤指標指向真北向的東邊；在東海岸，羅盤指標指向真北向的西邊。零磁偏角存在於零磁偏線上，在那裡磁北向和真北向一致。這條線概略的穿過大湖的西部，向南穿過威斯康星，伊利諾斯，西田納西，然後沿著密西西比和阿拉巴馬的邊界。（對比圖 14-7 和 14-8）

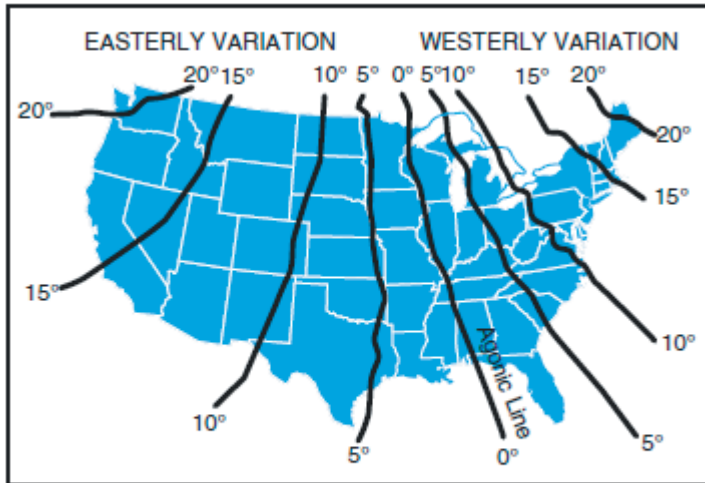


Figure 14-7. A typical isogonic chart. The black lines are isogonic lines which connect geographic points with identical magnetic variation.

由於航跡是以指向真北向的地理子午線為參考來測量的，而這些航跡是以羅盤為參考來維持的，它是順磁子午線指向磁北極的。因此為了飛行，真方向必須轉換為磁方向。這個轉換是通過加減磁偏角來實現的，磁偏角由航圖上最靠近的一條等磁偏線標明。真方向經磁偏角修正後即稱為磁方向。【航跡的方向用地理子午線為基準，而加上或減去當地的磁偏角之後即稱為飛機的磁航向。】

如果磁偏角顯示為東 9 度，這意思是磁北向偏離真北向以東 9 度。如果飛行的真航向 (heading) 為 360 度的話，必須從 360 度減去 9 度，結果磁航向為 351。如果向東飛的話，磁航向就是 81 度。向南飛，則磁航向為 171 度。向西飛，磁航向就是 261 度。如所飛真航向為 60 度，所飛的磁航向就是 51 度。【按照這個假定，也就是說磁航向 351 度才和真航向 360 線方向平行。簡而言之，磁北極和地理北極是兩套坐標系統。】

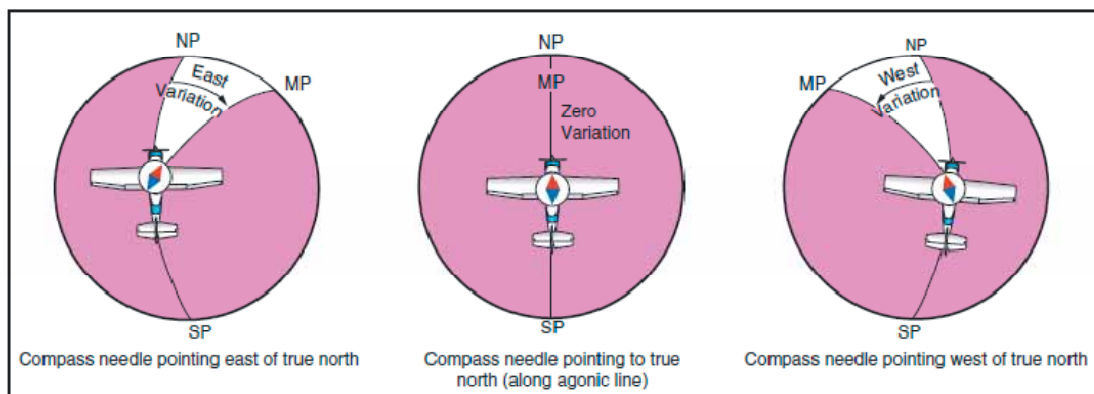


Figure 14-8. Effect of variation on the compass.

記住，真航跡或航向轉換為磁航跡或航向時，要注意最近的等磁偏線的磁偏角。如果磁偏角是向西的，就用加法；如果是向東的，就用減法。一個記住是加還是減磁偏角的方法是一句口訣：向東變差，向西最好。【“east is least(subtract) and west is best (add).”按照字面意思就是取詞的後部分相同，但是含義上又能銜接的上。Least是最小的，最少的，用減法才會變小啊，而向西用best一詞銜接，用加法才會增多，這不是好事嗎。出於自私的考慮，誰不喜歡獲得呢，所以減法變差，而加法是最好的。】

偏差

爲了得到正確的飛行羅盤航向，計算磁航向是一個必要的中間步驟。爲了計算羅盤航向，還要對偏差進行修正。由於飛機內部諸如電流，無線電，燈光，工具，發動機，和磁化的金屬部件的磁力影響，羅盤指針通常相對於其正常讀數有所偏離。這個偏離就形成了偏差。【在測量上稱爲外部幹擾引起的儀錶誤差，這種誤差是可以改進的。】每一架飛機的偏差是不同的，在同一架飛機內也可能因航向不同而偏差值也不同。【這和儀錶的非線性誤差有關，就類似於一桿秤測量 1 克品質的誤差和測量 1000 千克時的誤差是不同的。】例如，如果發動機裡的磁力吸引羅盤的北極，當飛機在磁北向航向飛行時就不會有什麼影響。然而，在向西或者向東航向時，羅盤讀數就會有誤差，如圖 14-9 所示。磁吸引力可以來自於飛機的很多其他部分；假設吸引力來自發動機只是爲了說明問題的目的。

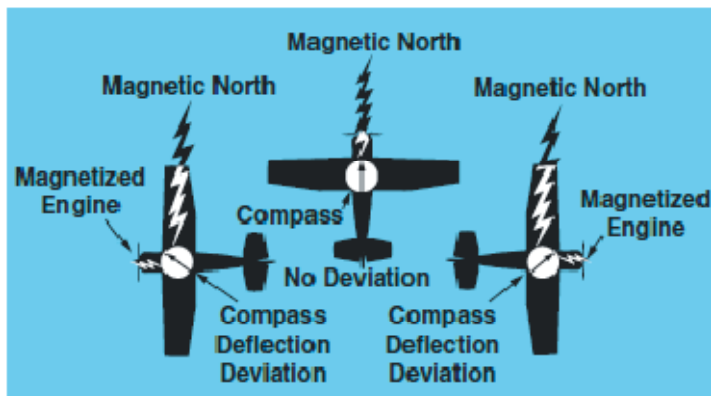


Figure 14-9. Magnetized portions of the airplane cause the compass to deviate from its normal indications.

可以對羅盤進行部分調整，這稱爲補償，可以減少這個誤差，但是剩餘的修正就必須由飛行員來完成。

對羅盤進行的適當補償最好由勝任的機械工程師完成。因爲飛機內部的磁力變化，由於著陸衝擊，擺動，機械運作，或設備的更換，有時候飛行員也應該檢查羅盤的誤差。檢查偏差所用的程式(稱爲“回轉羅盤”)被簡要概述。

飛機被放在磁羅經臺上，發動機啓動，打開正常使用的電力設備(例如無線電)。後三點式飛機應該被頂起，呈飛行姿態。飛機和羅經臺上的磁北向對齊，羅盤上顯示的讀數記錄在一個偏差卡上。飛機然後按找 30 度間隔順序對齊，每次讀數都被記錄。如果飛機要在夜晚飛行，要打開燈光，讀數的任何明顯變化都會被注意到。如果這樣的話，要制定額外的用於夜晚的專案。

羅盤的精度也可以通過對比羅盤讀數和一條已知方向的跑道來檢查。

偏差卡，類似於圖 14-10，放在羅盤的附近，顯示了修正不同航行的偏差所要求的加減度數，通常以 30 度爲間隔。對於中間讀數，飛行員應該能夠用插值法心算得到足夠的精度。例如，如果飛行員需要 195 度方向的修正值，已知 180 度的修正爲 0 度，而 210 度的修正爲 2 度，可以假設 195 的修正爲 1 度。磁航向經偏差修正後即稱爲羅盤航向(compass heading)。

FOR (MAGNETIC).....	N	30	60	E	120	150
STEER (COMPASS).....	0	28	57	86	117	148
FOR (MAGNETIC).....	S	210	240	W	300	330
STEER (COMPASS).....	180	212	243	274	303	332

Figure 14-10. Compass deviation card.

下面的這個方法被很多飛行員用來計算羅盤航向：在測得真航跡方向(TC)之後，經風修正之後得到的結果是真航向(TH)， $TH \pm \text{磁偏角}(V) = MH \pm \text{偏差}(D) = \text{羅盤航向}(CH)$ 這個順序就使用來得到羅盤航向的。如圖 14-11。

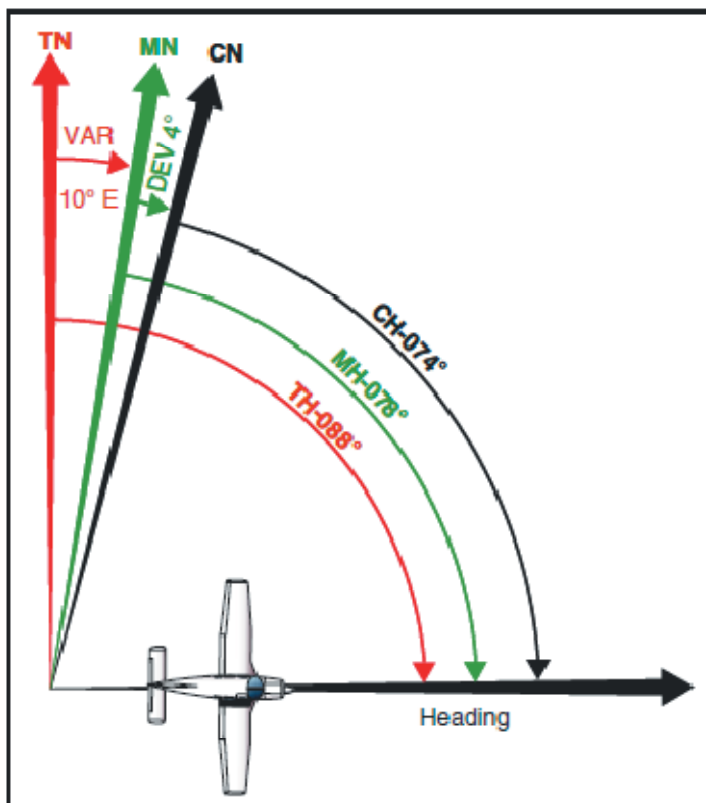


Figure 14-11. Relationship between true, magnetic, and compass headings for a particular instance.

風的影響

前面的討論解釋了如何在航圖上測量真航跡方向，以及如何對磁偏角和偏差進行修正，但是一個重要因素還沒有考慮- 風。正如在對大氣的研究中討論的，風是空氣團在地球表面一定方向上的運動。當風從北方以 25 節速度吹來時，簡單說就是空氣正以每小時 25 海裡的速度在地球表面上向南移動。

在這些條件下，任何不和地球接觸的中性物體將被風向南以 25 海裡每小時的速度攜帶。當觀察雲，塵埃，和玩具氣球被風順著吹的時候，這種影響就變得更明顯。明顯地，在移動的空氣團中飛行的飛機會受到類似的影響。即使飛機不會隨風自由漂浮，它在空氣中移動，而同時空氣在地面上運動，因此受到了風的影響。從而，在 1 小時飛行的結束，飛機將會在

由這個運動的合成導致結果的位置：

- 空氣團相對於地面的運動
- 飛機在空氣團中的前進運動

實際上這兩個運動是獨立的。只要考慮飛機在空氣中的飛行，飛機在其中飛行的空氣團是運動還是靜止就沒什麼差別。飛行員在 70 節大風中飛行可能完全不知道有任何風(除了可能的湍流)，除非觀測了地面。然而，以地面為參考，飛機在順風時看起來飛的更快，逆風時飛的更慢，在側風時會左右漂移。

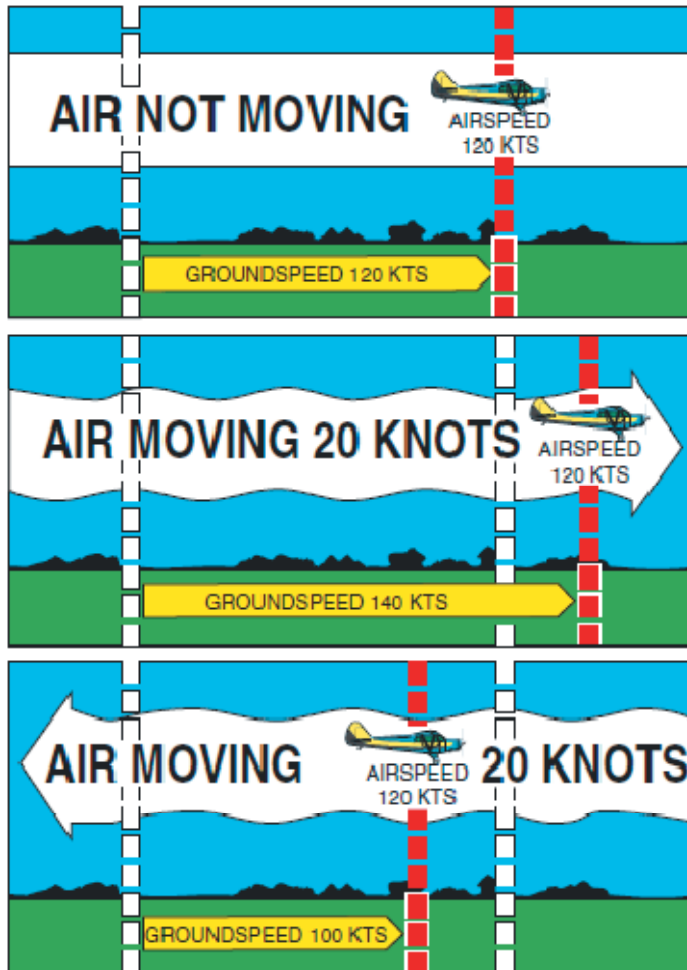


Figure 14-12. Motion of the air affects the speed with which airplanes move over the Earth's surface. Airspeed, the rate at which an airplane moves through the air, is not affected by air motion.

如圖 14-12 所示，以 120 節空速在靜止空氣中向東飛行的飛機，其地面速度恰好等同於 120 節。如果空氣團是以 20 節速度向東運動，飛機的空速將不會受影響，但是飛機相對於地面的前進速度就是 120 加上 20，或地面速度為 140 節。另一方面，如果空氣團以 20 節速度向西運動，飛機的空速仍然保持不變，但是地面速度就會變為 120 減去 20，即 100 節。

假設沒有對風的影響進行修正，如果飛機以 120 節速度向東飛行，空氣團向南以 20 節速

度運動，那麼在 1 小時後飛機將會由於它在空氣中的運動差不多位於它的出發點以東 120 英里。由於空氣的運動，它也會位於向南 20 英里位置。在這些情況下，空速仍然是 120 節，但是地面速度是通過飛機的運動和空氣的運動結合起來計算的。地面速度可以測量為飛機從出發點到 1 小時後飛機位置的距離。地面速度可以通過已知距離的兩點間飛行需要的時間來計算。也可以在飛行前，通過作一個風三角形來計算，這會在本章的後面解釋。圖 14-13

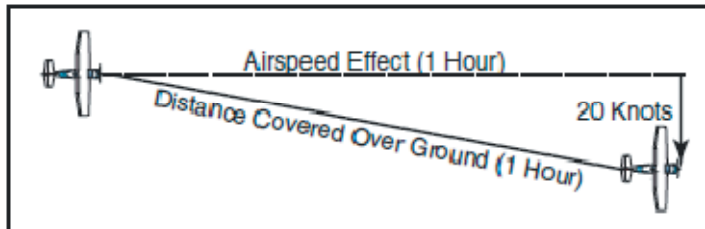


Figure 14-13. Airplane flightpath resulting from its airspeed and direction, and the windspeed and direction.

飛機在飛行時所指向的方向為航向(heading)。它相對地面的實際路徑是飛機運動和空氣運動的合成，稱為航跡。【飛機相對於空氣的運動和空氣相對地面的運動，合成得出飛機相對於地面的運動。】航向和航跡之間的夾角稱為偏航角。如果飛機的航向和真航線(true course)一致且風是從左邊吹來的，那麼航跡就不會和真航線一致。風會使飛機向右漂移(drift)，因此飛機的航跡將會偏移到預期航線或真航線的右邊。如圖 14-14

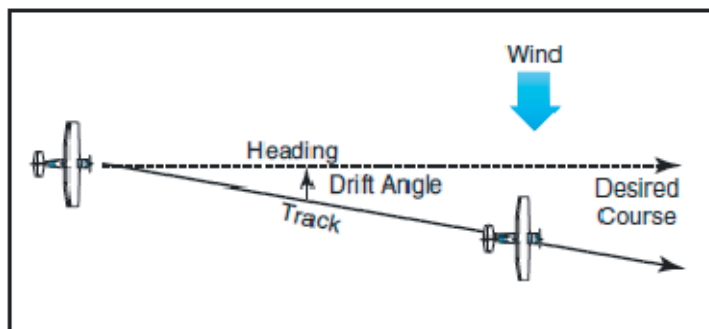


Figure 14-14. Effects of wind drift on maintaining desired course.

通過計算漂移量，飛行員可以抵消風的影響，使得飛機的航跡和預期航線一致。如果空氣團是從航線左側運動過來，飛機將會向右漂移，必須把航向向左足夠的偏轉來修正航向，以抵消這個漂移。換句話說，如果風是從左邊來的，必須把飛機頭向做偏一定的度數來修正，因而修正風的漂移。這就是風修正角，它用真航向左右的度數來表示。如圖 14-15

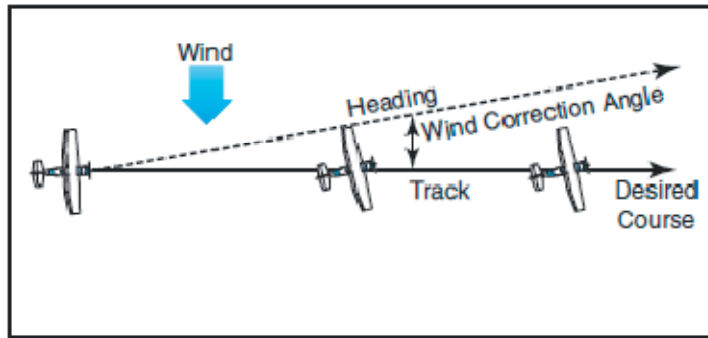


Figure 14-15. Establishing a wind correction angle that will counteract wind drift and maintain the desired course.

小結：

航線(COURSE)- 是飛機相對於地面的預期路徑；或者是航圖上一條表示飛機預期路徑的直線的方向，表示為從一特定的基準輔助線順時針從 0 到 360 度到那條線的測量角度。

航向(HEADING)- 這是飛行中飛機頭所指的方向。

航跡(TRACK) - 是飛行中飛機相對於地面的實際路徑。(如果對風進行了正確的修正，那麼航線和航跡將會一致。)

偏航角(DRIFT ANGLE) - 航向和航跡之間的夾角。

風修正角(WIND CORRECTION ANGLE) - 為得到一個航向而對航線進行的修正，以至於能使航線和航跡一致。

空速(AIRSPEED) - 飛機在空氣中前進的速度。【主要是指飛機相對於空氣的速度，空速還有多個類型，請參考性能一章】

地面速度(GROUNDSPEED) - 飛機在飛行中相對於地面的前進速度。

基本計算

開始越野飛行之前，飛行員應該按常規計算時間，速度，和距離，以及需要的燃油量。

分鐘換算為等效的小時

解決速度，時間，和距離問題的時候，經常要把分鐘換算成等效的小時。為把分鐘換為小時，要把分鐘除以 60(60 分鐘等於 1 小時)。因此，30 分鐘即 $30/60=0.5$ 小時。要把小時換算成分鐘，就要乘以 60。因此，0.75 小時等於 $0.75 \times 60=45$ 分鐘。

時間 $T=D/GS$

要得到飛行時間 T，用距離 D 除以地面速度 GS。以 140 節地面速度飛行 210 海裡的時間就是 $210/140=1.5$ 小時。(0.5 小時乘以 60 分鐘即等於 30 分鐘。)答案是 1 小時 30 分鐘。

距離 $D = GSXT$

為計算給定時間內的飛行距離，那麼要用地面速度乘以時間。1 小時 45 分鐘內以 120 節地面速度飛行的距離就是 $120 \times 1.75 = 210$ 海裡。

地面速度 $GS = D/T$

為了計算地面速度，要用距離除以要求的時間。如果一架飛機在 3 小時內飛行了 270 海裡，地面速度就是 $270/3 = 90$ 海裡每小時。【這個速度是飛機的平均速度，巡航飛行時的速度基本是恆速的。】

節換算為英里每小時

另一個換算是把節換算成英里每小時。航空業更為頻繁地使用節而不是英里每小時，【節的單位源於航海，早期的飛機速度表單位元也有不少是英里每小時，現代設計的飛機基本都是節為單位。】但是遇到和速度有關的問題確實使用英里每小時的時候，討論一下這個換算也是有用的。全國天氣服務(NWS)報告地面風和高空風的單位都是節。但是，一些飛機上的空速指示儀是按照英里每小時來校準的(儘管現在很多飛機是按照英里每小時和節這兩個來校準的)。因此，飛行員應該學習把風速的節換算為英里每小時。

1 節是 1 海裡每小時。因為 1 海裡有 6076.1 英尺，而 1 法定英里有 5280 英尺，換算因數就是 1.15。【即 1 海裡距離是英里的 1.15 倍。】節換算為英里每小時的時候就要乘以 1.15。例如，20 節的風速等效於 23 英里每小時。

大多數飛行電腦或者電子計算器提供了這個換算方法。另一個快速的換算方法是使用航圖底部海裡和法定英里的比例尺。

【由於我國使用公制作為常用單位，所以米和千米在距離計算的時候是最常用單位。1 節約等於 1.85 公里每小時，即節換算為公里每小時的時候換算因數為 1.85。】

燃油消耗

飛機的燃油消耗用加侖【加侖是英美國家常用的英制液體容積單位，英國 1 加侖等於 4.546 升，美國 1 加侖等於 3.785 升。1 升等於 1000 毫升。】每小時計算。因而，要計算一次特定飛行需要的燃油，必須知道飛行所需的時間。飛行時間乘以燃油消耗速度就得到了需要的燃油量。例如，以地面速度 100 節的 400 海裡飛行需要 4 小時。如果飛機每小時消耗 5 加侖，那麼總消耗量就是 4×5 即 20 加侖。

燃油消耗的速度取決於很多因素：發動機狀況，螺旋槳節距，螺旋槳轉速，油氣混合汽的富油程度，特別是巡航速度飛行時使用的馬力百分比。飛行員應該從巡航性能圖或者根據經驗瞭解大概的消耗速度。除了飛行所需要的燃油量外，還要有足夠的儲備油量。【單發螺旋槳

飛機一般至少要有 30 分鐘的儲備油量，以備繞飛或者降落至備降機場，以及等待航線等意外之需，而波音 747-400 客機可能在到達目的地降落後還有大約 10 噸可用燃油。】

飛行計算器

到這裡為止，只使用了數學公式來計算諸如時間，距離，速度和燃油消耗等資料。實際上，大多數飛行員會使用一個機械的或者電子的飛行計算器。這些設備可以計算很多和飛行計畫以及導航有關的問題。機械式或電子式計算器會有一本說明書和很多合適的示例問題，因此飛行員容易熟悉它的功能和操作。如圖 14-16

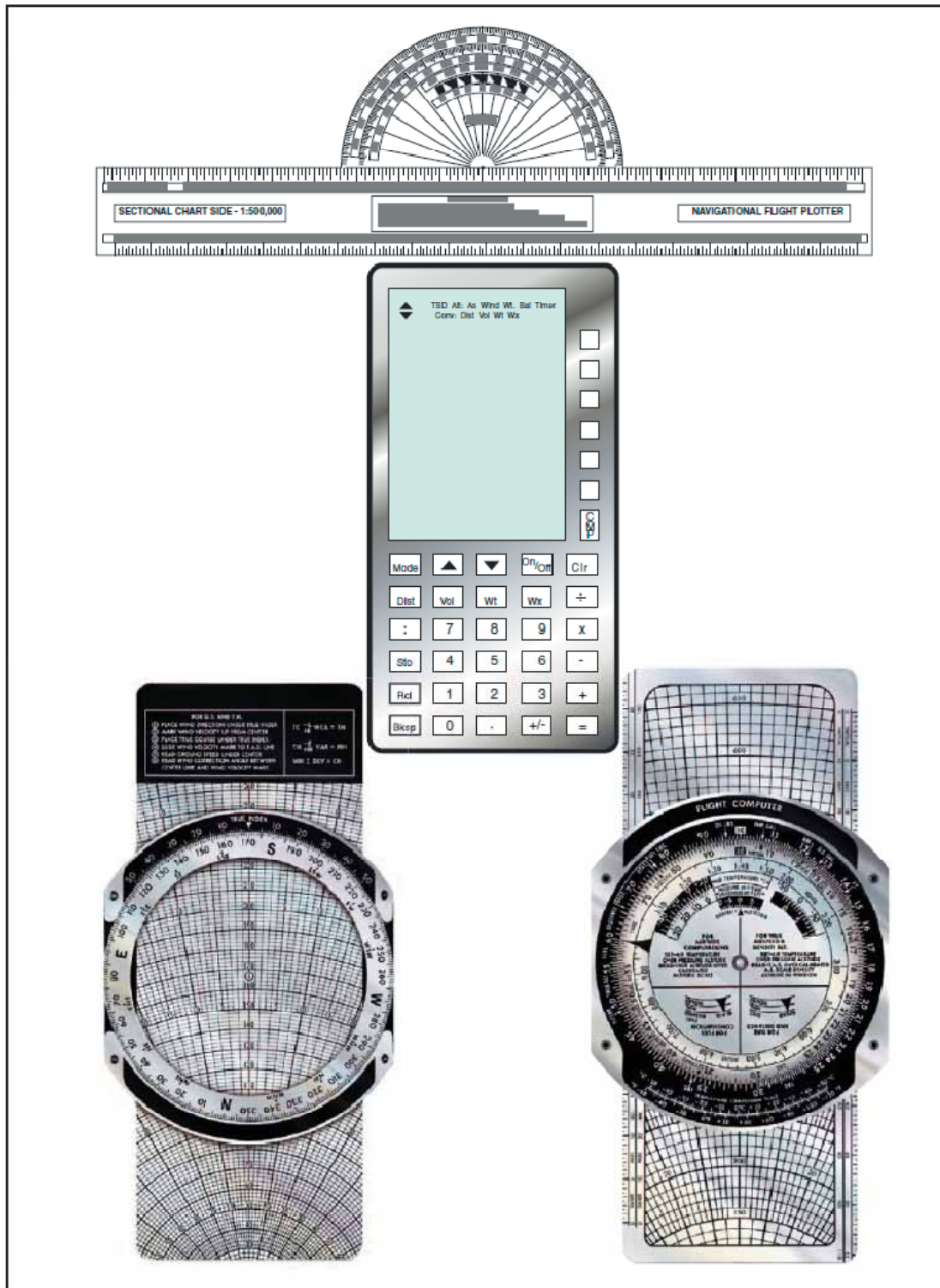


Figure 14-16. A picture of the computational and wind side of a common mechanical computer, an electronic computer, and plotter.

繪圖器

飛行計畫時另一個有用的輔助工具是繪圖器，它有量角器和直尺組成。在確定真航跡方向和測量距離的時候，飛行員可以使用這個工具。大多數繪圖器有一個直尺，它可以測量海裡和法定英里，一面還有一個用於磁區航圖的比例尺，另一面是世界航圖比例尺。如圖 14-16。

地標領航

地標領航(pilotage)是以地標(landmark)或者檢查點為參照的導航方法。它是一個可用於任何有足夠檢查點的航線的導航方法，但它更為普遍地是和航位推測法和 VFR 無線電導航結合使用。

選擇的檢查點相對於飛行的區域應該有顯著的特徵。選擇根據其他特徵可以容易地識別的檢查點，例如公路，江河，鐵路軌道，湖泊，以及輸電線。【一般是高壓輸電線】如果可能的話，選擇航線每邊的那些能形成有用邊界或範圍的特徵，例如高速公路，江河，鐵路，以及山脈。飛行員可以通過參照而不飛越這些選定的範圍來避免偏離航線太遠。永遠不要完全信任任何單一的檢查點。要選擇足夠多的檢查點。如果錯過了一個，保持航向的同時尋找下一個。當根據檢查點確定位置時，要記住磁區航圖的比例尺是 1 英寸等於 8 法定英里或 6.86 海裡。例如，如果一個選擇的檢查點在航圖上距離航線半英寸，那麼在地面上它距離航線是 4 法定英里或者 3.43 海裡。在更為擁擠的地區，一些更小的特徵就不會包含在航圖上。如果你暫時無法識別，就要保持航向。如果從當前的航向做了轉彎，就很容易迷航。

航圖上顯示的道路主要是經仔細遊歷(well-travelled)的或者是那些從天空看最明顯的道路。新的道路和建築物不斷地被建造出來，在下一期航圖出版前它們可能沒有顯示在航圖上。一些建築物，例如天線可能很難看到。有時電視臺的天線可能成組的聚在一個靠近城區的地方。它們可能是由幾乎看不見的鋼纜線支撐的。永不要接近天線區域中距最高的一個 500 英尺以下範圍。【保持距最高的天線頂部 500 英尺以上】大多數更高的建築物用閃光燈做標誌，以使它們更容易被飛行員看見。然而，一些天氣條件或者背景燈光可能使它們難以被看到。航圖顯示了印刷出版時可以得到的最佳資訊，但是飛行員應該小心新的建築物或者航圖印刷出版後所發生的變化。【每種航圖都有有效期，永遠不要使用過期的航圖，美國本土 48 個州的磁區航圖半年修訂一次，其他地區 1 年修訂一次。間隔時間還是比較長的。】

航位推測法

航位元推測法是只通過根據時間，速度，距離和方向的計算手段的導航。得自這些變數的結果在經過風速和速度調整後就是航向和地面速度。預測的航向將會引導飛機沿預期的路線飛行，地面速度將確定到達每個檢查點和目的地的時間。除了在水域上空飛行之外，航位推測法通常和地表領航一起用於越野飛行。【即在水上飛行時一般不使用航位推測法。】計算出來的航向和地面速度不斷地的根據地表領航觀測的檢查點來監控和修正。

風三角形或向量分析

如果沒有風，那麼飛機的地面軌跡將會和航向一樣，地面速度將和真空速一樣。這種條件是很少出現的。風三角形即飛行員版本的向量分析，它是航位推測法的基礎。

風三角形是風對飛行影響的圖形化解釋。任何飛行的地面速度，航向，和時間都可以使用風三角形來計算。它可以被用於最簡單類型的越野飛行和最複雜的儀錶飛行。有經驗的飛行員對基本原理已經熟悉到他的估算值足夠目視飛行，而用不著真的去畫圖。然而，初學飛行的

學員需要培養繪製這些圖的技能，以此幫助完全理解風的影響。不管是有意識的還是無意識的，每個好的飛行員都會按照風三角形來思考飛行。

如果飛行是沿航線向東的，且風是從東北方向吹來的，飛機頭必須朝東向北偏一點以抵消漂移。這可以用如圖 14-17 總的簡圖表示。每一條線都表示方向和速度。長的虛線表示飛機頭的指向，其長度表示 1 小時的空速大小。右邊的短虛線表示風向，其長度表示 1 小時的風速。實線表示軌跡的方向，或在地面上測量的飛機路線，其長度表示 1 小時內前進的距離，或者地面速度。

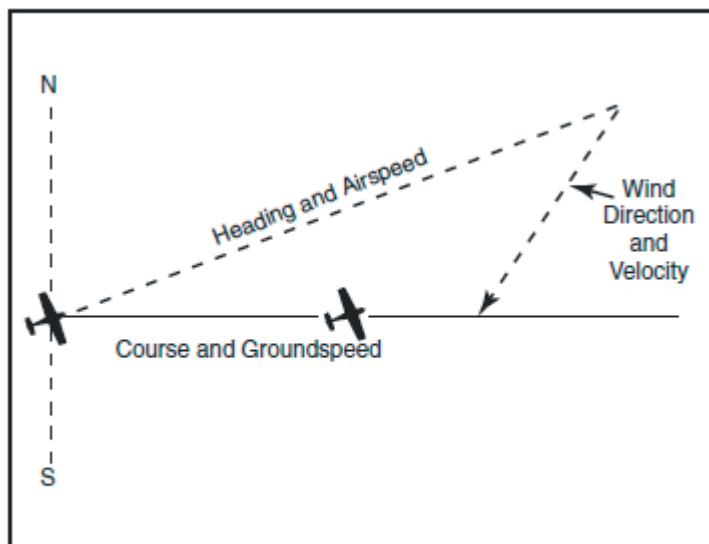


Figure 14-17. Principle of the wind triangle.

在實際的實踐中，圖 14-17 示例的三角形是不畫的；相反，而是繪一個如圖 14-18 中的黑線所示的類似三角形，它在下面的例子中解釋。

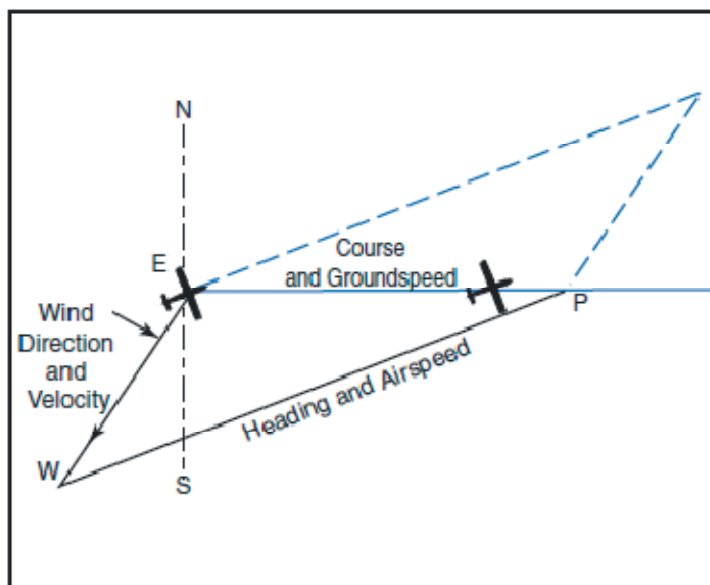


Figure 14-18. The wind triangle as is drawn in navigation practice. Dashed lines show the triangle as drawn in figure 14-17.

假設要進行一次從 E 點到 P 點的飛行。在航圖上畫一條連接這兩點的直線；用量角器或者

繪圖器測量它相對於子午線的方向。【即相對真北向。】這是真航跡方向，在這個例子中被假定為 90 度(向東)。從全國天氣服務(NWS)得知在預期飛行的高度上風速為 40 節，風向為東北 45 度。由於全國天氣服務用節來報告風速，如果飛機的真空速為 120 節，就不必把速度節換算為英里每小時了，反之亦然。

現在在一張空白的紙上畫一條表示南和北的垂直線。(其他步驟如圖 14-19 所示。)

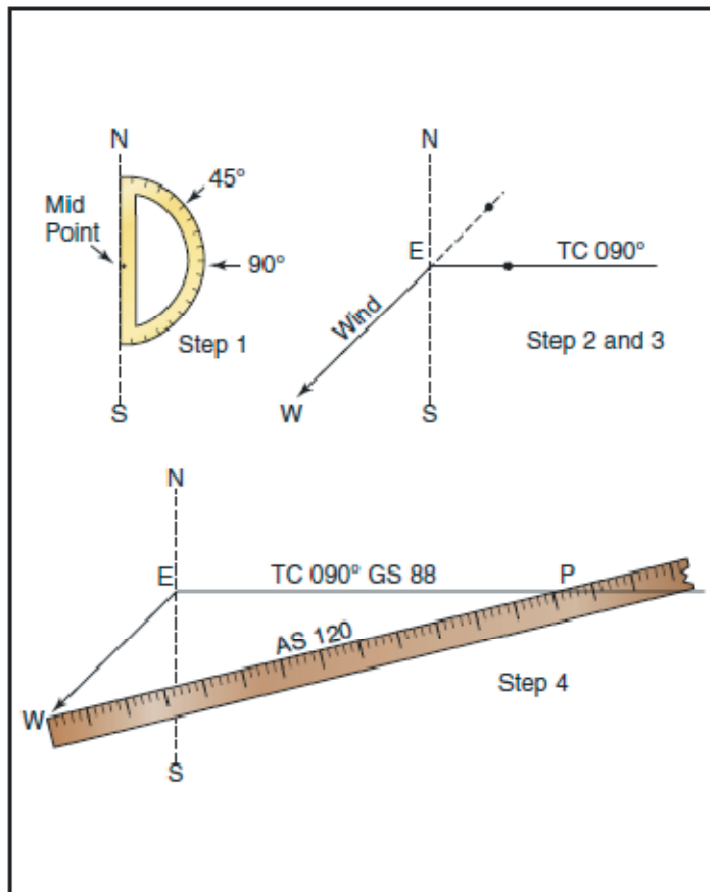


Figure 14-19. Steps in drawing the wind triangle.

把量角器的基線靜放在垂直線上，而彎曲的一邊向東。在基線的中點，標一個點為“E”(出發地)，在彎曲的儀錶 90 度位置(表示真航跡方向)和 45 度位置(表示風向)各標一個點。

用直尺，從 E 點向 90 度標誌的點畫真航跡方向線，稍微畫出頭一點，把這條線表示為“TC 090”。

下一步，把直尺和 E 點及 45 度位置的點對齊，從 E 點畫風向箭頭，不是向 45 度方向，而是順著風吹的方向，讓它的長度為 40 單位，以和 40 節的風速對應。在表示風向的箭頭末尾加上字母“W”表示這條線是風向線。最後，在直尺上測量出 120 單位來表示空速，在直尺上這點標記一個點。使用的單位可以是任何方便的比例尺或者數值(例如 0.25 英寸等於 10 節)，但是一旦選定，每個相關的線性運動必須使用相同的比例尺。然後放置直尺，端點在箭頭位置(W)，120 節的點和真航跡方向線相交。畫一條線，標記為“AS120”。交點位置的 P 點表示 1 小時飛機的位置。繪圖這樣就完成了。

1 小時內飛行的距離(地面速度)就是真航跡方向線上測量出來的單位數量(88 海裡每小時或 88 節)。

用於抵消漂移的真航向用空速線的方向表示，它可以用下列兩個方法的其中之一來計算：

- 把量角器的直邊沿南北線放置，其中心點位於空速線和南北線的交點，就可以直接讀出真航向的度數(076 度)。如圖 14-20

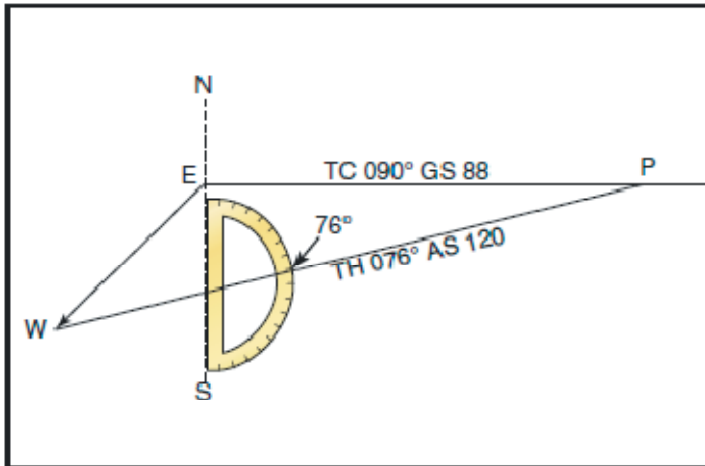


Figure 14-20. Finding true heading by direct measurement.

- 把量角器的直邊沿真航跡方向線放置，其中心點放在 P 點處，可以讀出真航跡方向線和空速線的夾角。這是必須應用於真航跡方向以獲得真航向的風修正角(WCA)。如果風從真航跡的右側吹來，就要加上這個修正角；如果是從左邊吹來的，就要減去風修正角。在這個例子中，風修正角是 14 度，風是從左邊吹來的；因此，從真航跡方向 90 度減去 14 度等於真航向 76 度。如圖 14-21 所示。

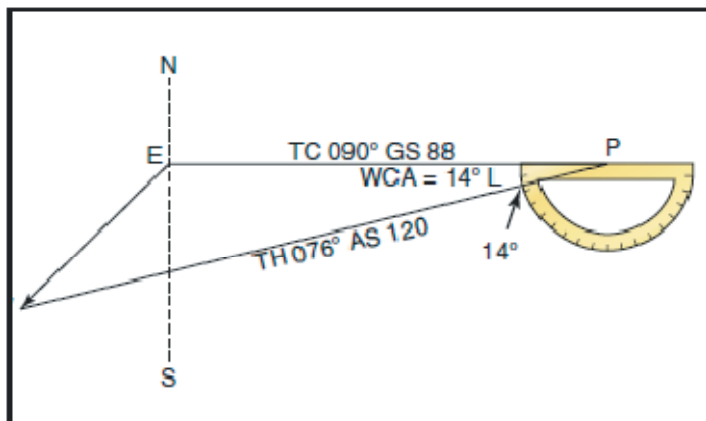


Figure 14-21. Finding true heading by the wind correction angle.

得到真航向之後，對磁偏角進行修正後得到磁航向，修正羅盤偏差後得到羅盤航向。根據航位元推測法，羅盤航向就可以用於飛向目的地。

要計算飛行需要的時間和燃油，首先要通過測量畫在航圖上的航跡線長度(要使用航圖底部的適當的比例尺)得到到目的地的距離。如果測量的距離為 220 海裡，除以 88 節的地面速度，得到 2.5 小時即 2 小時 30 分鐘，這就是需要的時間。如果燃油消耗速度是 8 加侖每

小時，8 乘以 2.5 或大約使用 20 加侖燃油。簡單小結一下，獲得飛行資訊的步驟如下：

- 真航跡方向(TRUE COURSE) – 連接亮點的直線方向，它畫在航圖上，在中間子午線上順時針方向測得的真北向度數。
- 風修正角(WIND CORRECTION ANGLE)- 從風三角形中計算得到。如果風是從真航跡右邊吹來的，則風修正角增加到真航跡方向；從左邊吹來時，則減去風修正角。
- 真航向(TRUE HEADING) – 從真北向順時針測量的度數，飛機頭應該指向這個方向，以獲得良好的預期航跡。
- 磁偏角(VARIATION) – 從圖上的等磁偏線獲得。如果磁偏角相對真北向偏西，則磁偏角增加到真航向；如果偏東，則減去。
- 磁航向(MAGNETIC HEADING)- 換算的一個中間步驟。磁偏角應用到真航向就可以得到磁航向。
- 偏差(DEVIATION) – 從飛機上的偏差卡得到。按卡上指明的數值，加到磁航向或者從磁航向減去。
- 羅盤航向(COMPASS HEADING) – 羅盤上的讀數(偏差應用到磁航向上即可得到羅盤航向)，按照羅盤指示來保持預期的航向。
- 總距離(TOTAL DISTANCE) – 通過測量航圖上的真航跡線長度而得到(使用航圖底部的比例尺)。
- 地面速度(GROUNDSPEED) – 通過測量風三角形上的真航跡方向線長度而得到(使用繪圖使選定的比例尺)。
- 估計飛行時間(ESTIMATED TIME EN ROUTE,ETE) – 總距離除以地面速度。
- 燃油消耗速度(FUEL RATE)- 預先計算的巡航速度下耗油速度(加侖每小時)。

說明：作為安全手段，足夠儲備量的額外燃油也應該加上去。

飛行計畫

聯邦法規全書 14 篇第 91 部部分表述說，在開始一次飛行之前，飛機的駕駛員(pilot in command)應該熟悉所有和那次飛行有關的可用資訊。對於不在機場附近的飛行，這必須包括當前天氣報告和預報，燃油要求，如果計畫的飛行不能完成時可用的備降機場，以及 ATC 告知駕駛員的任何已知交通延誤等這些可用資訊。

收集必要的材料

在飛行前，飛行員應該收集好必要的材料。一張適當的當前磁區航圖和航路附近區域的航圖(如果飛行航路靠近航圖邊界)應該包含在這些材料中。

額外的裝備應該包括一個飛行計算器或者電子電腦，繪圖器，以及其他任何適用於特定飛行的東西-例如，如果要進行一次夜間飛行，要帶一個手電筒；如果飛行要越過沙漠地區，要帶水的補給和其他必要物品。

天氣檢查

繼續飛行計畫的其他方面之前檢查一下天氣將是明智的，首先，如果飛行是切實可行的，檢查航路是否是最好的。第 11 章對天氣的討論中提到了獲得天氣簡報。

機場/設施目錄的使用

研究預計要降落的每一個機場的可用資訊。這應該包括對航行通告(NOTAM)和機場/設施目錄(A/FD)的研究。如圖 14-22

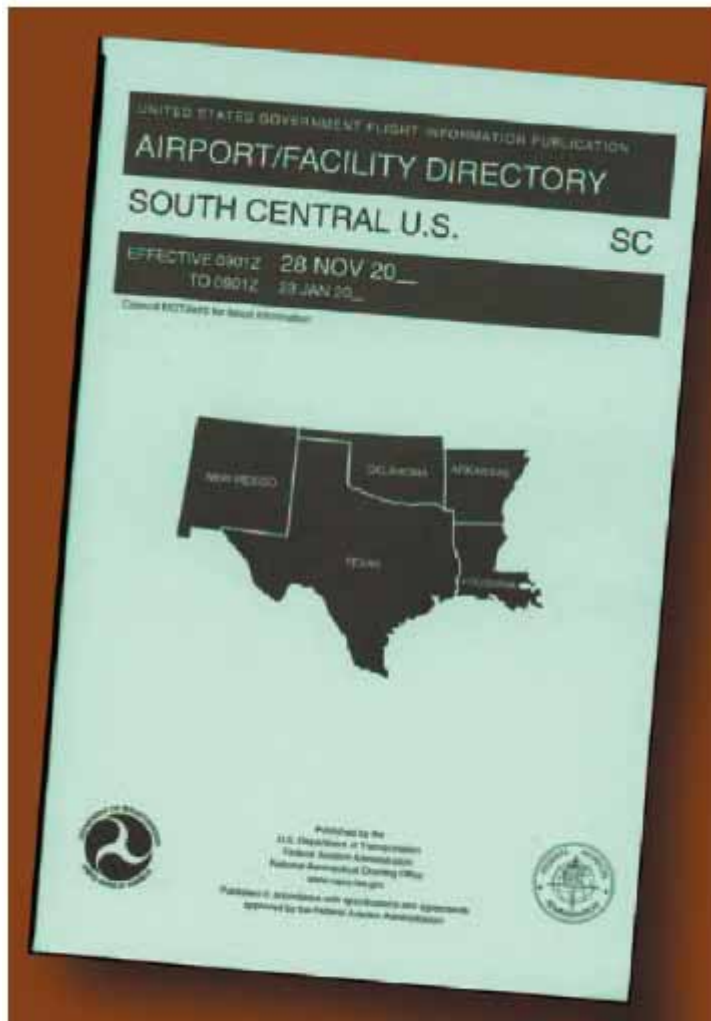


Figure 14-22. Airport Facility Directory.

這包括地理位置，海拔高度，跑道和燈光設施，可用的服務，航空諮詢台頻率可用性(UNICOM)，可用燃油的類型(用於決定加油站)，位於機場的 AFSS/FSS，控制塔臺和地面控制頻率，交通資訊，備註以及其他相關資訊。對於每 28 天發佈一次的航行通告(NOTAM)，應該檢查有關危險狀況的額外資訊或從機場/設施目錄(A/FD)發行以來已經發生的變化。

應該檢查磁區航圖公告部分自每個磁區航圖上次發行日期以來已經發生的主要變化。記住，航圖可能已經有 6 個月之久了。航圖的生效日期位於航圖前面的上部。【參考美國磁區航圖格式，在航圖左邊的圖例下方有生效日期。】

機場設施目錄一般會有這些事件的最新消息，在和航圖背面的資訊有差異時，應該優先使用這些最新消息。

飛機飛行手冊或飛行員操作手冊

應該檢查飛機飛行手冊或者飛行員操作手冊中來確定飛機的正確載荷(重量和平衡)。必須知道飛機上的可用燃油和可排泄潤滑油重量。同樣，檢查乘客重量，所有要運載的行李重量，和飛機的空重以確保總重不超過允許的最大總重。必須知道載荷的分佈以斷定其重心是否位於限制範圍內。務必使用 **FAA** 核准的飛機飛行手冊中最新的重量和平衡資訊或其他不變的飛機記錄，按照正確的方法得到空重和空重的重心資訊。

選用正確的航圖，根據計算的載荷，機場的海拔高度，和溫度來計算起飛和著陸距離；然後把這些距離和可用的跑道長度對比。記住，飛機載荷越重，機場的海拔，溫度和濕度越高，那麼起飛滑跑和著陸滑跑就會越長，爬升速度也就越低。

檢查燃油消耗圖來計算在估計的飛行高度和功率設定下的燃油消耗速度。計算燃油消耗速度，然後和估計的飛行時間對比，這樣航路中的加油點就可以包括在飛機計畫中了。

航線製圖

一旦檢查完了天氣和完成一些初步的飛行計畫，就到航線製圖的時候了，計算完成飛行所需要的資料。下面部分將提供一個航線製圖中應該遵守的邏輯順序，填寫一份飛行記錄，和備案一個飛行計畫。在下面的例子中，計畫的一次短途飛行基於下列資料和圖 14-23 引用的磁區航圖。

飛行航路：奇克謝【Chickasha, 美國奧克拉荷馬州中部城市，位於奧克拉荷馬城西南。是貿易及加工業中心。】機場直接飛到格斯理(Guthrie)機場。

真空速(TAS)：115 節

高空風：風向 360 度，風速 10 節

可用燃油：38 加侖

燃油消耗速度：8 加侖每小時

偏差：2 度

航線製圖的步驟

下面是獲得本次旅行有關資訊的建議順序。當資訊確定後，會被注釋在圖 14-24 所示的飛行記錄示例中。需要計算時，飛行員可以使用數學公式或手冊或電氣飛行電腦。如果沒有足夠熟悉如何使用手冊或電子計算器，現在閱讀一下操作手冊和解決幾個實際的問題會很有幫助。

首先，畫一條從奇克謝機場(A 點)到格斯理機場(F 點)的直線。航跡線應該沖出發地機場的

中央開始到目的地機場的中央結束。如果航路是徑直的，那麼航跡線應該由一條直線組成。如果航路不是徑直的，那麼航跡線將由兩個或多個直線段組成- 例如，一個 VOR 台不在航路上，但是它能讓導航更容易，可能選擇了它(無線電導航在本章的後面討論)。

應該選好沿航路的適當檢查點並以某種方式注明。這些應該是容易定位的點，比如大的城鎮，大的湖泊和河流，或者是可識別點的組合，例如有機場的城鎮，有高速公路網的城鎮，以及鐵路的進入和離開。通常地，只選擇航圖上用黃色彈著點(splashes)表示的城鎮。不要選擇用一個小圓圈表示的城鎮- 這些可能被發現是只有幾十間房子的小鎮。(然而，在一些偏遠的地區，用小圓圈表示的城鎮可以是很好的檢查點。)對於這次旅行，選擇了四個檢查點。檢查點 1 包括航線東邊的一座塔，可以根據高速公路和鐵路線來進一步識別，它們在這點基本上和航線平行。檢查點 2 是就在航線西邊的障礙物，可以根據 Will Rogers 機場來進一步識別，這個機場就在正東方向。檢查點 3 是 Wiley Post 機場，飛機將會直接飛過這個機場。檢查點 4 是航線西邊的一個私人的未創平的機場【一般是指草地機場，跑道面未經鋪設】，可以根據航線東邊的鐵路線和高速公路進一步識別。

應該檢查航線和計畫航路每邊的區域，來確定是否有飛行員應該關心的任何類型空域或者其有特殊運行要求。對於這次旅行，應該注意到航線將會穿過 Will Rogers 機場周圍 C 類空域的一段，在那裡空域的下限(floor)高度是 2500 英尺平均海平面高度，上限(ceiling)是 5300 英尺平均海平面高度(B 點)。同樣，在控制塔臺執行時間內，Wiley Post 機場(C 點)周圍的 D 類空域從地面到 3800 英尺海平面高度。

研究沿航路的地形和障礙物。確定最高和最低海拔高度以及會遇到的最高障礙物是必須的，這樣就可以選擇遵守第 91 篇法規【指 14 CFR 91 部】的一個合適高度。如果要飛在地形之上超過 3000 英尺的高度，要求和適合於飛行方向的巡航高度一致。【不同的飛行方向要求的巡航高度層要求不同，要按方向報紙這個高度。】檢查航路上特別崎嶇的地形，這樣就可以避開它。應該仔細檢查進行起飛和著陸地區的高的障礙物。電視發射塔可能高出周圍的地形高達 1500 英尺。飛行員要知道它們的存在和位置，這點是必須的。對於本次旅行，可以注意到最高的障礙物是部分高達 2749 英尺平均海平面高度的一組天線(D 點)。最高的海拔高度應該位於東北方向【quadrant，意為四分之一圓，象限，這裡意譯為方向。】，高度為 2900 英尺平均海平面高度(E 點)。

由於風不再是一個因素，在 C 類和 D 類空域之上飛行是預期的，而且飛機的能力能夠實現，就選擇了 5500 英尺平均海平面高度。這個高度也給出了所有障礙物的足夠淨空，而且符合第 91 部的要求：即當磁航線方向為 0 度到 179 度之間時，要飛行在奇數千英尺加 500 英尺的高度上。【從這個例子的磁區航圖可以看出磁航線方向明顯是從西南方向的奇克謝到東北方向的格裡斯，明顯位於 0 度到 179 度之間。】

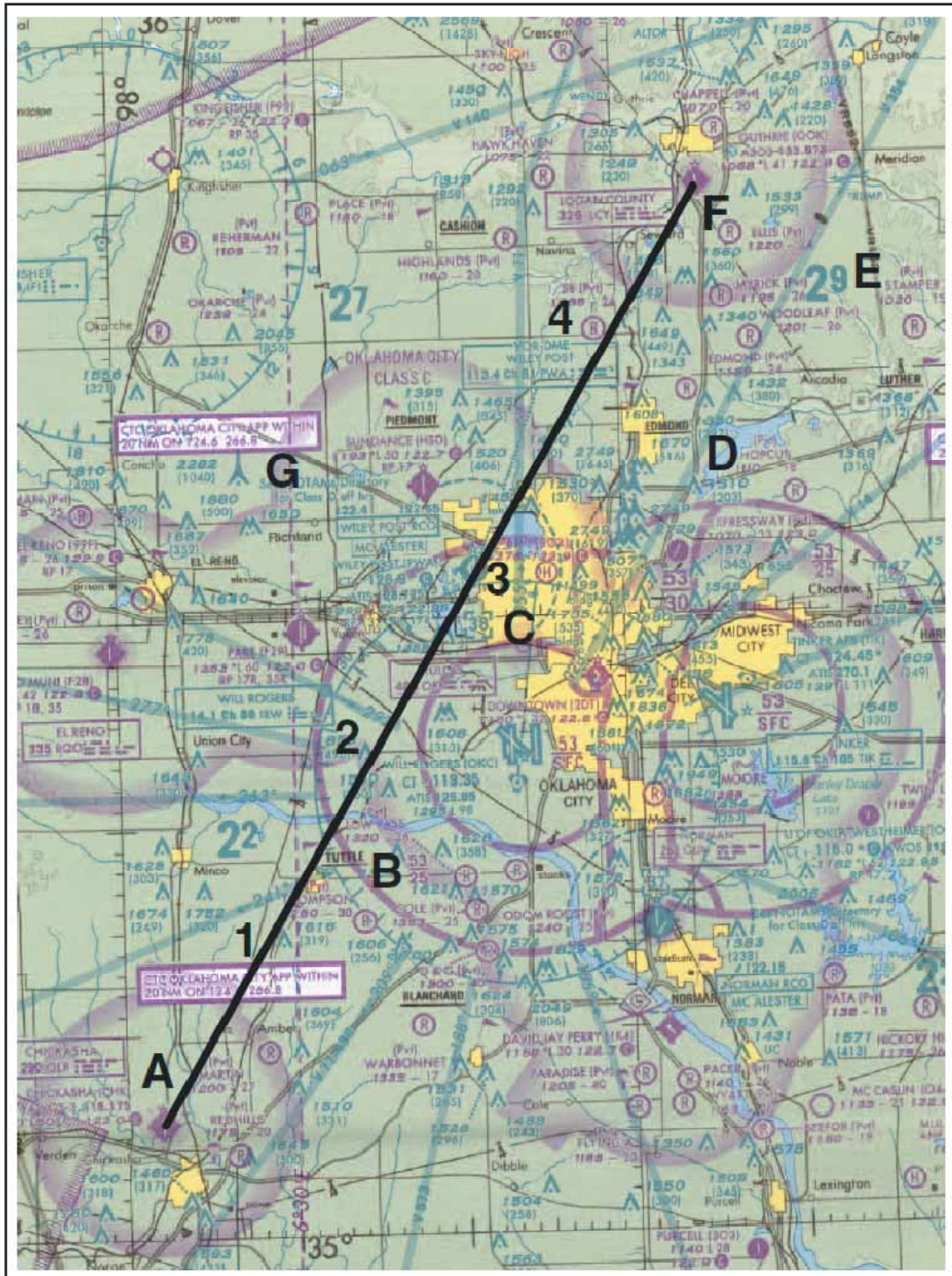


Figure 14-23. Sectional chart excerpt.

下一步，飛行員應該測量航線的總距離和檢查點之間的距離。總距離為 53 海裡，檢查點之間的距離注釋在圖 14-24 的飛行記錄上。

計算完距離之後，應該測量真航跡方向(true course)。如果使用繪圖器，就沿著繪圖器上的方向。真航跡方向為 31 度。一旦確定了真航跡，飛行員就可以計算羅盤航向。這是按照本章前面的討論給出的公式來完成的。公式是：

$$TC \pm WCA = TH \pm VAR = MH \pm DEV = CH$$

風修正角可以根據手冊或電子飛行計算器來計算。使用 360 度 10 節的風，計算得出風修正角為 3 度偏左。從真航跡方向 TC 減去得到真航向 TH 為 28 度。下一步，飛行員應該找出離飛行航路最近的等磁偏線來計算偏差。圖 14-23 中的 G 點顯示偏差為向東 6 度 30 分 (四捨五入為向東 7 度)，這就意味著要從真航向減去偏差，得到磁航向為 21 度。下一步，進行偏差修正增加 2 度到磁航向 MH。這樣飛行員就得到羅盤航向為 23 度。

再下一步，應該就可以計算地面速度。這可以通過使用手冊或者電子計算器完成。經計算地面速度為 106 節。根據這個資訊，總飛行時間和檢查點之間的時間以及燃燒的燃油就可以計算出來。這些計算可以通過算術計算或者使用手冊或電子計算器。

對於本次旅行，地面速度為 106 節，總飛行時間為 35 分鐘(30 分鐘加 5 分鐘爬升)，燃油燃燒為 4.7 加侖。檢查點之間的時間請參考圖 14-24 中的飛行記錄。

隨著旅途的前進，飛行員可以注意航向和時間，並對航向，地面速度和時間做出調整。

PILOT'S PLANNING SHEET														
PLANE IDENTIFICATION N123DB						DATE								
COURSE	TC	WIND		WCA	TH	VAR	MH	DEV	CH	TOTAL MILES	GS	TOTAL TIME	FUEL RATE	TOTAL FUEL
		KNOTS	FROM	R+ L-		W+ E-								
From: Chickasha	031°	10	360°	3° L	28	7° E	21°	+2°	23	53	106kts	35 min	8 GPH	38 gal
To: Guthrie														
From:														
To:														

VISUAL FLIGHT LOG							
TIME OF DEPARTURE	NAVIGATION AIDS	COURSE	DISTANCE	ELAPSED TIME	GS	CH	REMARKS
POINT OF DEPARTURE Chickasha Airport	NAVAID IDENT. FREQ.	TO FROM	POINT TO POINT CUMULATIVE	ESTIMATED ACTUAL	ESTIMATED ACTUAL	ESTIMATED ACTUAL	WEATHER AIRSPACE ETC.
CHECKPOINTS			11 NM	6 MIN +5	106 kts	023°	
#1			10NM	6 MIN	106 kts	023°	
#2			21 NM				
#3			10.5 NM	6 MIN	106 kts	023°	
#4			31.5 NM				
			13 NM	7 MIN	106 kts	023°	
			44.5 NM				
DESTINATION			8.5 NM	5 MIN			
Guthrie Airport			53 NM				

Figure 14-24. Pilot's planning sheet and visual flight log.

備案 VFR 飛行計畫

備案飛行幾乎並不是法規要求的；但是，這是一個很好的工作實踐，因為包含在飛行計畫中的資訊可以用於突發情況時的搜索和營救。

飛行幾乎可以在空中通過無線電備案，但是備案一個飛行計畫的最好方法是通過飛行服務站的人或者就在出發前通過電話備案。起飛後，用無線電聯繫飛行服務站把起飛時間告訴他們，這樣飛行計畫就被啟動了。

當 VFR 飛行計畫備案後，在申請的出發時間之前 1 小時一直被飛行服務站的人員監控，然後被取消，除非：收到了實際的出發時間；或者收到了修改的申請出發時間；或者在備案時，飛行服務站被告知將按申請出發時間出發，但是由於缺乏通信而導致實際出發時間不能告知飛行服務站。但是，接受這個飛行計畫的飛行服務站專職人員不會通知走這個程式的飛行員。

圖 14-25 顯示了飛行員備案給飛行服務站的飛行計畫表格。當使用電話或者無線電備案一個飛行計畫時，要按照空格中的編號順序來給出資訊。這能夠讓飛行服務站的專職人員更有效的接收資訊。大多數空格要麼是自解釋(self-explanatory)的要麼就是不適用於 VFR 飛行計畫的(例如第 13 項)。但是，其中一些空格項可能需要解釋。

第三項要求填寫飛機類型和特殊裝備。一個例子如 C-150/X，其含義是飛機沒有應答機。特殊裝備的代碼清單列在*航空信息手冊(AIM)*中。

第六項要求填寫申請的出發時間 UTC，用 Z 表示。

第七項要求填寫巡航高度。一般地，可以在這裡填上“VFR”，因為飛行員將會選擇一個符合 FAA 法規的巡航高度。

第八項要求填寫飛行航路。如果飛行是徑直的，則輸入詞“direct”【表示徑直航路】；如果不是的，就輸入所沿著的實際航路，例如途徑特定的城鎮或者導航設施。

第十項要求填寫估計的飛行時間。在樣例飛行計畫中，在總飛行時間上增加了用於爬升的 5 分鐘時間。

第十二項要求填寫飛機上的燃油可燃燒幾小時多少分鐘。這是用飛機上的總燃油加侖數量除以估計的燃油消耗速度加侖數計算的。記住，備案一個飛行計畫有很多好處；但是，到達目的地之後不要忘記關閉飛行計畫。如果可能的話，打電話告訴最近的飛行服務站來完成這個事情，可以避免無線電通信擁擠。

無線電導航

安裝在飛機裡的導航無線電接收機的進步，顯示了地面發射台準確位置和它們頻率的航圖的發展，連同駕駛艙中精確的儀錶使飛行員能夠精確導航到幾乎任何想去的地方成為可能。儘管導航的精確度是通過正確的使用這些設備而得到的，初級的飛行員應該使用這些設備作為目視參考地面導航(即地標領航)的補充。這個方法為飛行員提供了一個有效的防止在無線電故障時迷失方向的措施。

有四個無線電導航系統可以用於 VFR 導航。它們是：

- 甚高頻全向信標(VOR)
- 無方向無線電信標(NDB)
- 長程導航(LORAN-C)
- 全球定位系統(GPS)

甚高頻(VHF)全向信標 (VOR)

VOR 系統表現為三種稍微不同的導航設施(NAVAIDs)：VOR，VOR/DME，和 VORTAC。根據其本身它稱為 VOR，它提供向台或者背台的磁方位資訊。當 VOR 也安裝了 DME 時，導航設施上就稱為 VOR/DME。當 VOR 安裝了軍用戰術空中導航(TACAN)裝備時，導航設施就稱為 VORTAC。DME 總是 VORTAC 組成結構中的一部分。無論使用的是哪種類型的導航設施(VOR，VOR/DME，或 VORTAC)，VOR 指示器的運行都是一樣的。除非有其他說明，在本節，後面的 VOR，VOR/DME，和 VORTAC 導航設施都稱為 VOR。

單詞“omni”意思是全部的，而一個全向範圍是可以從地面台向所有方向發射直線(放射式直線)的甚高頻(VHF)無線電發射地面台。從上面觀察，可以形象化的類似于輪轂周圍的輪輻。VOR 射線的投射距離取決於發射機的輸出功率。

從地面台發射的射線是以磁北向為參考的。因此，射線就定義為從 VOR 台向外延伸的磁方位線。射線是用從 001 開始的數字識別的，它表示磁北向偏東 1 度，沿圓周按順序增加所有度數直到 360 度。為了幫助定向，以磁北向為基準的方位圈被疊加在航圖上地面台的位置。

VOR 地面台是在 VHF 頻段 108.0-117.95MHz 內發射的。因為設備是 VHF 的，所以傳輸的信號受視距(line-of-sight)傳輸限制的約束。從而，它的射程【即接收距離】直接隨接收設備的高度而相應變化。一般地，在地面之上(AGL)1000 英尺高度信號的接收範圍大約為 40-45 英里。這個距離隨著高度而增加。如圖 14-26

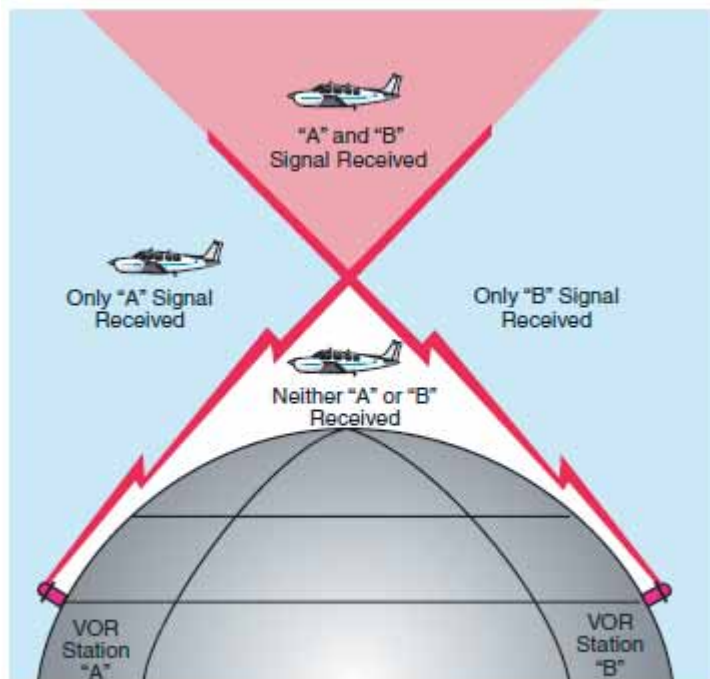


Figure 14-26. VHF transmissions follow a line-of-sight course.

VOR 和 VORTAC 是按照其運行的用途來分類的。有三類：
T(終端的)
L(低空的)

H(高空的)

不同分類的正常使用範圍如下表所示：

VOR/VORTAC 導航設施
正常適用高度和射線距離

分類	高度	距離(英里)
T	12000 英尺及以下	25
L	18000 英尺以下	40
H	14500 英尺以下	40
H	僅在本地 48 州內，14500 英尺-17999 英尺之間	100
H	18000 英尺-FL450	130
H	FL450-60000 英尺	100

特定設施的可用範圍可能小於 50 英里。有關這些限制的更深入資訊可以參考*機場/設施目錄(A/FD)*中的通信/導航設施(Comm/NAVAID)注釋部分。

VOR 射線的航線對齊精確度被認為是優秀的。一般在加減 1 度以內。但是，VOR 接收機設備的特定部分惡化時，這就影響它的精度。【電子設備運行有老化等，會影響精度】在距離 VOR 台距離很遠時這就特別明顯。維護一個精確的 VOR 接收機的最保險方法就是定期檢查和校準。VOR 精度檢查不是 VFR 飛行的一個規章要求。但是，為了確保設備的精度，要相當頻繁的完成這些檢查，同時還要每年進行一次全面的校準。飛行員可以使用下面提供的方法來檢查 VOR 的精度：

- FAA 的 VOR 測試工具(VOT)
- 被認證的空中檢查點
- 被認證的機場場面的地面檢查點

如果在飛機上安裝了一對 VOR 設備，且被調諧到同一 VOR 地面設施，那麼兩個指示方位角之間的最大允許偏差為 4 度。

這些檢查點的清單出版在*機場/設施目錄*中。

基本上，這些檢查包括驗證飛機上設備接收的 VOR 射線和 VOR 台發射的射線是對齊的。對於 VFR 飛行，VOR 檢查中沒有具體的容許偏差(tolerance)要求。但是作為確保可接受的精度的指導，可以使用要求的 IFR 容許偏差，其在地面檢查為加減 4 度，空中檢查為加減 6 度。這些檢查可由飛行員完成。

VOR 發射台可以果斷地根據其摩爾斯(Morse)代碼符號來識別，或者根據單詞 VOR 之後的一個聲明台名字的錄音來鑒別。很多飛行服務站在 VOR 工作的相同頻率上發送聲音資訊。不應該依賴發送的聲音來識別 VOR 台，因為很多飛行服務站發送的很遙遠，越過了好幾個全向無線電信標，它們有不同於正在發送的飛行服務站的名字。如果 VOR 由於維修而暫停使用，那麼編碼的符號將會被取消且不發送。這就向飛行員提醒這個台不應用於導航。VOR 接收機被設計成在信號強度不足以對導航設備起作用時就會指示一個警告標記。這會發生在飛機離 VOR 台太遠或者飛機太低時，因而飛機就處於傳送信號的視距之外了。

使用 VOR

回顧一下，VOR 無線電導航需要兩個組成部分：地面發射台和飛機上的接收裝置。地面發射台位於地面上一個特定的位置，它在指定的頻率上發射無線電波。機載裝置包括一個帶調諧設備的接收機和一個 VOR 或者全向導航儀(omnirange instrument)。這個導航儀包括(1)一個全向方位選擇器(OBS, OmniBearing Selector)，有時稱為航向選擇器(course selector)，以及(2)一個航向偏差指示器指標(left-right needle)和(3)向背(TO-FROM)指示器。

航向選擇器是一個可以旋轉的方位角刻度盤，用來選擇想得到的射線(radial)或用於確定飛機所飛越的射線。另外，可以確定磁航向“向”或“背”台。

當旋轉航向選擇器時，它會移動航向偏差指示器(CDI)或者指標來指示相對於飛機的射線位置。如果航向選擇器旋轉到偏差指標居中，射線(磁航向“背”台)或其反向的射線(磁航向“向”台)就被確定了。如果飛機飛離或者飄離航向選擇器設定的射線時，航向偏差指標也會向左或向右移動。

通過使指針居中，航向選擇器將會指示“背”台航向或者“向”台航向。如果標記顯示為“TO”，顯示在航向選擇器上的航向肯定是飛向台的。如圖 14-27。如果顯示的是“FROM”且沿顯示的航向飛行，飛機必定是飛離 VOR 台的。



Figure 14-27. VOR indicator.

跟蹤 VOR

下面描述了“向”和“背”跟蹤一個 VOR 台時按部就班的步驟。圖 14-28 圖示了這個討論：

首先，把 VOR 接收機調諧到選定的 VOR 台的頻率。例如：用 115.0 來接收 Bravo VOR 台。接著，檢查識別字來驗證接收到了想要的 VOR。一旦 VOR 台被正確的調諧到，航向偏差指標就會向左或向右偏；然後把方位刻度盤旋轉到航向選擇器直到航向偏差指標居中，且“TO-FROM”顯示為“TO”。如果指標居中時顯示“FROM”，那麼方位角應該旋轉 180 度，因為，這時是想“向”台飛行。現在，飛機轉彎到 VOR 方位刻度盤或航線選擇器上指示的航向。在例子中是 350 度。

如圖，如果風從右邊吹來且保持航向 350，飛機將會漂移到預期飛行軌跡的左邊。在飛機飄離航向時，VOR 航向偏差指標就會逐漸地移動到中央的右邊，或者指示預期方向或軌跡的方向。

爲了返回到預期的方向上，飛機的航向必須向右改變。當飛機返回到預期的軌跡上時，偏差指標會慢慢回到中央。居中後，飛機就在預期的方向上了，且必須進行左轉彎，而不是原來的航向 350，因爲必須進行風漂移修正。修正的度數取決於風的強度。如果風速是未知的，可以用一個實驗的或者試錯的方法來發現正確的航向。對於這個例子，假設保持 10 度修正或航向 360。

在保持航向 360 時，假設航線偏差開始向左移動。這就意味著 10 度風修正太大了，飛機飛到了航向的右邊。應該讓飛機稍微向左轉彎讓飛機回到預期的方向上。

當偏差指針居中時，小的風漂移 5 度修正或以修正航向 355 度飛行。如果這個修正足夠了，那麼飛機將會保持在方向上。如果不是的話，那麼航向應該有小的變化以保持指標居中，進而就保持飛機在方向上了。

在飛過 VOR 台後，航向偏差指針會波動，然後穩定下來，“TO”(向)台指示會變爲“FROM”(背)台指示。如果飛機飛越到台的另一邊，在指示變爲“FROM”的時候指標將會朝台的方向偏轉。

通常地，當背台跟蹤時也是使用和向台跟蹤相同的方法。如果目的是飛過台且背台跟蹤在向台的反向上，那麼就不應該改變航向選擇器了。用相同的方法進行修正以保持指標居中。唯一的不同是向背台指示將顯示“FROM”(背台)。

如果背台跟蹤的方向是不同于向台跟蹤的反方向，這個新的航向或者方向必須被設定在航向選擇器上，要進行轉彎來截獲這個航向。達到這個航向後，跟蹤步驟和前面討論的相同。

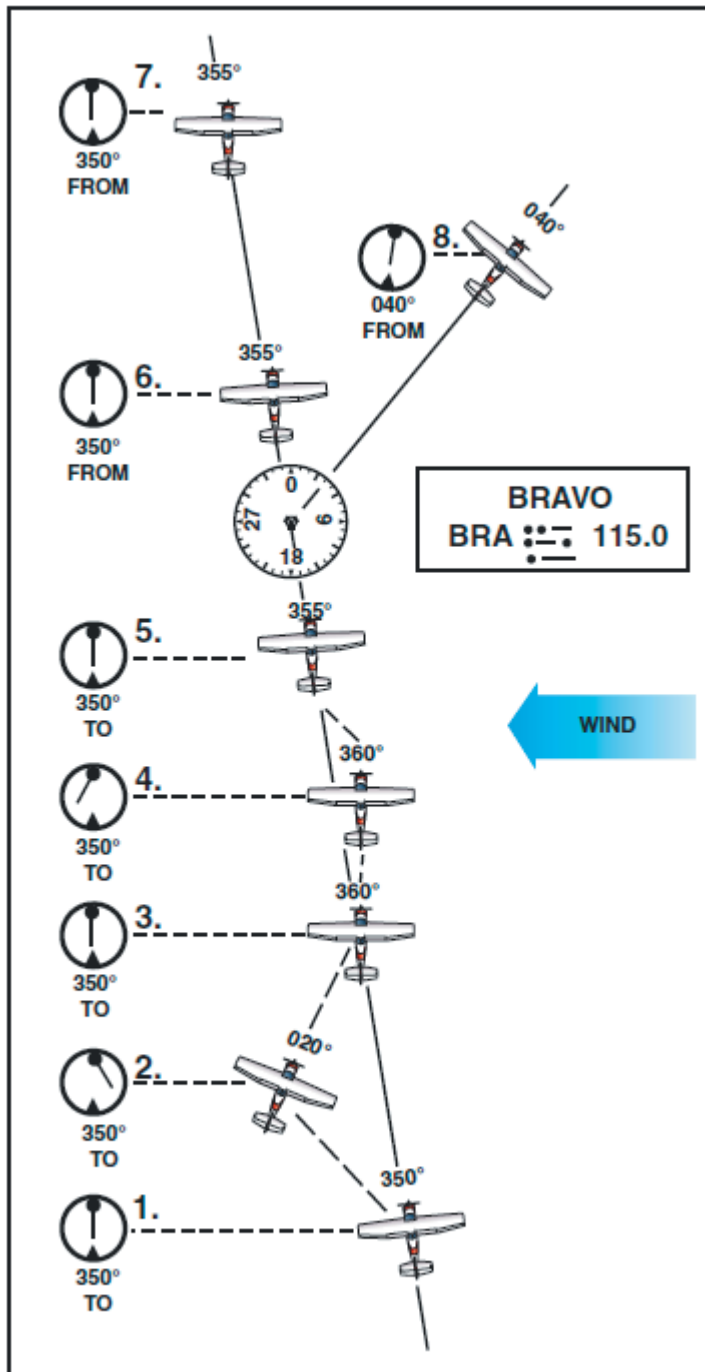


Figure 14-28. Tracking a radial in a crosswind.

使用 VOR 的提示

- 根據其代碼或者聲音標誌來肯定地識別 VOR 台
- 緊記 VOR 信號是“視距”傳送的。如果飛機飛得太低或者離台太遠，那麼會收到弱的信號或者根本收不到信號。
- 當航向一個 VOR 台時，計算向台方向，且使用這個方向。如果飛機漂移，不要重置航向選擇器，而是要修正漂移，飛行在一個可以補償風漂移的航向(heading)上。

- 如果出現了微小的指針波動，避免立即改變航向。等一會看看是否指標會回到中心位置；如果沒有，那就糾正它。
- 在飛“向”(TO)一個 VOR 台時，總是飛在選擇的航向上，且顯示為“TO”。當背台飛行時，總是飛在選擇的航向上，且顯示為“FROM”。如果不是這樣做的，航向偏差指針的動作就被反轉了。爲了更進一步解釋這個反轉動作，如果飛機飛向一個 VOR 台且指示爲“FROM”或者飛離一個 VOR 台且指示爲“TO”，航向偏差指標將會指示在它應該的方向的反方向上。例如，如果飛機向所飛行方向的右側漂移，指標將會向移動到右側或指離(point away)那個方向線。如果飛機向所飛行方向的左側漂移，指標將會向左移動或在方向線的反方向。

距離測量裝置(DME)

距離測量裝置(DME)是一個和 VOR/DME 及 VORTAC 一起的超高頻(UHF)導航設施。它以海裡爲單位測量飛機距離 VOR/DME 或 VORTAC(在後面這兩個都稱爲 VORTAC)的傾斜距離。儘管 DME 設備很流行，但是不是所有的飛機都配備了 DME 設備。

要使用 DME，飛行員應該如前面描述的那樣選擇，調諧和確定一個 VORTAC。DME 接收機使用一個稱爲“配對頻率”的概念自動地選擇和調諧與飛行員選擇的 VHF VORTAC 頻率相關聯的 UHF DME 頻率。這個過程對飛行員而言是完全透明的。在一個短暫的停頓後，DME 顯示幕將顯示到或距 VORTAC 的傾斜距離。傾斜距離是飛機和 VORTAC 之間的直線距離，所以也受飛機的高度影響。(從 6076 英尺地面高度在一個 VORTAC 上直接過台，那麼 DME 顯示幕將顯示約 1 海裡。)DME 是對 VOR 導航的非常有用的輔助。單獨的 VOR 方向只給出了方向線的位置資訊。有了 DME，飛行員就可以精確的定位飛機在那條線上的位置。【有了測距儀之後，就可以知道飛機距離 VOR 台的準確距離。】

大多數 DME 接收機也提供地面速度和到台時間的運行模式。地面速度顯示爲節(海裡每小時)。到台時間模式顯示了根據當前地面速度預測的通過 VORTAC 的剩餘時間。地面速度和到台時間資訊只在徑直的向背 VORTAC 台跟蹤時才是準確的。在 DME 接收機顯示準確的地面速度和到台時間資訊之前，一般需要一兩分鐘徑直的向背 VORTAC 台穩定飛行的時間。

一些 DME 裝置有一個保持功能，它允許在航向指示器顯示來自一個 ILS 或者另一個 VORTAC 的航向偏差資訊時保持一個 VORTAC 的信號。

VOR/DME RNAV

區域導航(RNAV)允許在飛行員確立的點之間的任何直接航路上進行電子的航向引導。儘管 RNAV 是一個適用於很多導航設施的一般術語，如 LORAN-C，GPS 或其他，本節將涉及基於 VOR/DME 的 RNAV。VOR/DME RNAV 不是一套單獨的地基(ground-based)導航設施，而是一個使用 VOR/DME 和 VORTAC 信號的導航方法，這些信號經過了飛機的 RNAV 電腦特別處理。

按其最簡單的形式，VOR/DME RNAV 允許飛行員電子地 VORTAC 到更爲方便的位置上。

一旦電子地重新佈置後，它們就被稱為航路點(waypoint)。這些航路點被描述為所用的 VORTAC 服務範圍內選定的方向和距離的組合。【以 VOR 為中心，用距離和方位就可以確定其服務範圍內的任意一個唯一的點的位置，這個點就可以定義為航路點。】這些航路點允許幾乎任何出發點和目的地之間以徑直航線飛行，而不用考慮 VORTAC 的方位或航路的存在。

儘管 VOR/DME RNAV 單元的實際能力和運行方法不同，但是基本的運行原理都是一樣的。強烈建議飛行員在使用 VOR/DME RNAV 或任何不熟悉的導航系統之前研究製造商的操作指南和接收指令。也應該從標牌或者飛機飛行手冊/飛行員操作手冊(AFM/POH)的附錄部分查找運行資訊和限制。

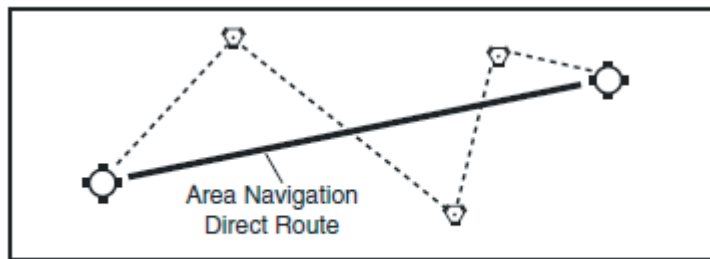


FIGURE 14-29. Flying an RNAV course.

基於 VOR/DME 的 RNAV 單元至少以三種模式運行：VOR，航路(En Route)，和進近。也可能在某些型號上發現第四種模式：VOR 平行(parallel)。區域導航單元需要 VOR 和 DME 信號才能運行在任一 RNAV 模式。如果選擇的導航設施是一個沒有 DME 的 VOR，那麼 RNAV 模式是不起作用的。

在 VOR (或非 RNAV) 模式中，RNAV 單元的功能只是一個有 DME 能力的 VOR 接收機。如圖 14-30。VOR 指示器上單元的顯示在各方面都是按慣例的。對於在確立的航路或任何其他常規 VOR 導航上的運行，就使用了 VOR 模式。



FIGURE 14-30. RNAV controls.

要使用單元的 RNAV 功能，飛行員要選擇一個航路點或者一系列航路點以確定一條航線。要運行在任一 RNAV 模式，這個單元需要方向和距離信號；因而，需要選擇一個 VORTAC 作為導航設施。為確立一個航路點，位於一個 VORTAC 服務範圍內的某個點根據方向和距離而被定義。一旦航路點被輸入到單元，就選擇了 RNAV 的航路(En Route)模式，航向偏差指示器就會顯示到航路點的航向指引，而不是原有的 VORTAC。【在航路模式中，航向偏差指示器指示到航路的方向指示，不是航路所屬的範圍的 VORTAC。】DME 也會顯示到航路點的距離。很多單元都有存儲幾個航路點的能力，允許在飛行前對它們進行計畫，如果想要的話，就可以在飛行中調出。

RNAV 航路點以精確到十分之一的磁方位度數(例如 275.5 度)和距離海裡數(例如 25.2 海裡)輸入到單元中。在航圖上繪製 **RNAV** 航路點的時候，飛行員會發現測量到那種水準的精確度是很困難的，而在實踐應用中，大多數時候是不不要的。很多飛行規劃出版物以這樣的精度發佈機場座標和航路點，**RNAV** 單元可以接受這些數位。在 **CDI** 運行和在 **RNAV** 模式中的顯示有一個難於理解的但是很重要的差別。

在 **RNAV** 模式中，航向偏差是根據直線的偏差來顯示的。在 **RNAV** 航路模式中，**CDI** 的最大偏轉典型地表示選擇的航線每邊 5 海裡，不考慮距離航路點的距離。在 **RNAV** 進近模式中，**CDI** 的最大偏轉典型的表示選擇的航線每邊 1.25 海裡。在飛機以 **RNAV** 模式接近一個航路點時，**CDI** 的靈敏度並沒有增加。

RNAV 進近模式用於儀錶進近。它的精密的刻度寬度(四分之一航路模式)可以非常精確的向背跟蹤一個選擇的航路點。在目視飛行規則越野導航中，以進近模式跟蹤一個航向是不值得的，因為它需要很多注意力，很快就變得讓人厭煩。

第四種在一些單元上很少使用的模式是 **VOR** 平行模式。在飛機向背 **VORTAC** 時，這允許 **CDI** 顯示直線(不是角度的)偏差。它是由於飛行員在所選的一個固定距離處(如果想要的話)偏移一個選擇的航向或航線而得名的。**VOR** 平行模式和直接把一個航路點放在 **VORTAC** 上有相同的效果。一些飛行員爲了附近的 **VORTAC** 之後的航線更加平滑，在利用他們的自動駕駛導航跟蹤功能時選擇 **VOR** 平行模式。

在使用基於 **VOR/DME** 的 **RNAV** 導航一架飛機時，混淆是可能的，飛行員熟悉安裝的裝置是必須的。已經知道有的飛行員由於漏看開關位置或信號器而導致非預期的操作，從而沒注意以一種 **RNAV** 模式運行。相反的也反生過，由於飛行員漏看開關位置或信號器而疏忽把單元設定在一種運行模式。自始至終，謹慎的飛行員不僅熟悉所用的設備，而且在可以使用其他方法交叉檢查時不能就完全相信一種導航方法。

自動定向儀(ADF)

很多通用航空類飛機裝配了自動定向儀(ADF)無線電接收裝置。爲使用ADF導航，飛行員要把接收裝置調諧到稱爲無方向無線電信標(**NDB**, **NONDIRECTIONAL RADIOBEACON**)的一個地面台。**NDB** 台通常運行在 200 到 415KHz 這個低中頻段。這個頻率容易從航圖上得到或這在機場/設施目錄上。

除了羅盤定位器(**compass locator**)外，所有無線電導航台在非話音傳輸期間都以編碼方式發送一個連續的三字母代碼。羅盤定位器發送一個兩字母代碼，它和儀錶著陸系統(**ILS**)有關。

標準的廣播電臺也可以和 **ADF** 聯合使用。所有無線電臺的明確的代碼是極其重要的，在標準的廣播電臺用於導航時這就尤其正確。

無方向無線電導航台相比 **VOR** 有一個優點。這個優點是低中頻不受視距傳輸影響。信號沿著地球的彎曲傳播；因此，如果飛機位於導航台的服務範圍內，無論高度是多少都可以收到

信號。

下表給出了 NDB 台的分類，它們的功率，以及可用距離：

無方向無線電導航台(NDB)
(所有高度的可用半徑距離)

類別	功率(瓦特)	距離(英里)
羅盤定位器	小於 25	15
MH	小於 50	25
H	50-1999	*50
HH	2000 或以上	75

*個別設施的服務範圍可能小於 50 英里。

當使用低頻導航時，應該考慮到一個缺點，即低頻信號非常容易受到電幹擾的影響，例如閃電。這些幹擾引起過多的靜電，指標偏差，和信號衰弱。還可能有來自遠台的干涉。飛行員應該知道這些幹擾可以發生的條件，這樣他們在使用 ADF 時就可以更加留心可能的干涉。

基本上，機載 ADF 裝置由一個調諧器和導航指示組成，調諧器是用於需要的台的頻率。

導航指示由一個印刷了方位角的刻度盤和一個繞刻度盤旋轉且指向接收機所調諧台的指標組成。

一些 ADF 的刻度盤可以旋轉，這樣就可以把方位角和飛機的航向對齊；其他的是固定的，以 0 度表示機頭，180 度表示機尾。本手冊只討論固定式方位角刻度盤。如圖 14-31。

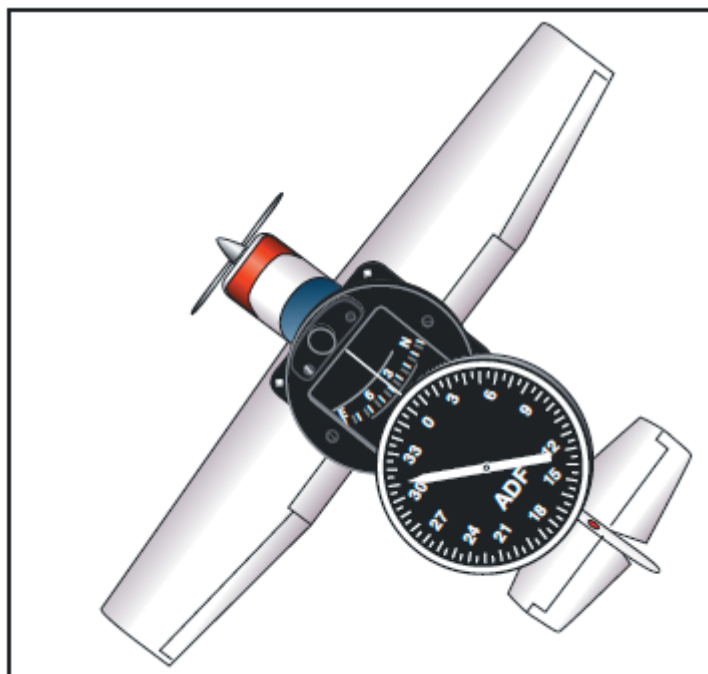


Figure 14-31. ADF with fixed azimuth and magnetic compass.

圖 14-32 圖解了 ADF 用到的且飛行員需要理解的下列術語：

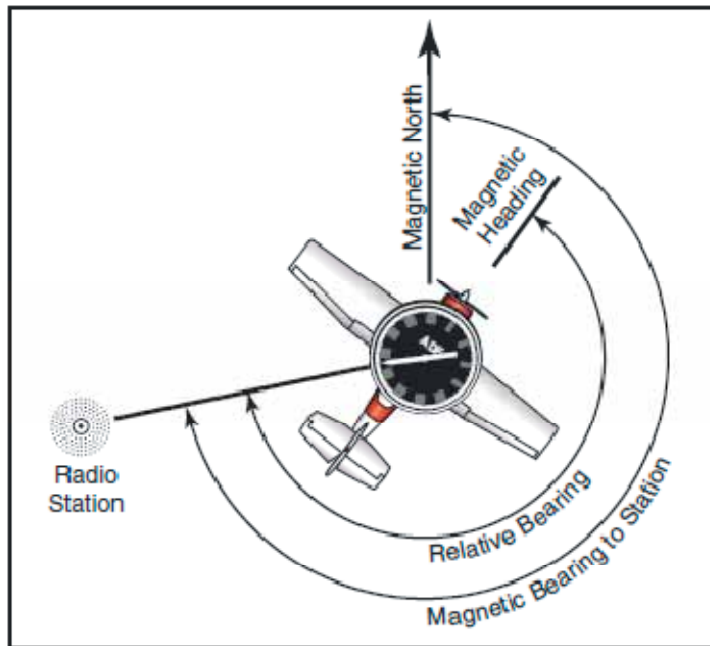


Figure 14-32. ADF terms.

相對方位角 - 指標在刻度盤上指向的角度值。當使用固定式刻度盤時，這個數字是相對於飛機頭的，它是從飛機頭開始順時針測量到從飛機到台所畫直線的角度。

磁方位角 - “向”台磁方位角是由從飛機到台所畫直線和從飛機到磁北向所畫直線的順時針夾角。向台磁方位角可以通過把相對方位角和飛機的磁航向相加而計算得到。例如，如果相對方位角是 60 度，磁航向為 130 度，向台磁方位角即為 60 度加 130 度等於 190 度。這就是說在靜止空氣中，大約 190 度磁航向就是向台飛行。如果總和大於 360 度，從總和減去 360 度以得到向台磁方位角。例如，如果相對方位角為 270 度，磁航向為 300 度，那麼從總和減去 360 度得到 $570-360=210$ 度，這就是向台磁方位角。

要計算“背”台磁方位角，那麼就從向台磁方位角加上或者減去 180 度。這是相反的方位角且用在繪製位置固定時。

緊記固定式方位角指標指向相對於飛機頭的導航台。如果指針向左偏轉 30 度或者相對方位角為 330 度，這意思是台位於左邊 30 度。如果飛機左轉彎 30 度，指標就會向右移動 30 度，指示相對方位角 0 度，或飛機指向導航台。如果飛行員繼續保持指標 0 度向台飛行，這個步驟稱為向台歸航。如果有側風，ADF 指針將會繼續偏離 0 度。為了保持指標位於 0 度，飛機必須轉彎，導致曲線的向台飛行路徑。向台歸航是一個普通的程式，但是當順風漂移時，這就會延長了向台的距離。

向台跟蹤要求對風漂移進行修正，結果要保持沿直線軌跡或方位向台飛行。當完成風漂移修正後，ADF 指針將會指示向左或向右的修正量。例如，向台磁方位角為 340 度，一個左側風修正會導致磁航向 330 度，即 ADF 指針將指示向右 10 度或相對磁航向 10 度。如圖 14-33

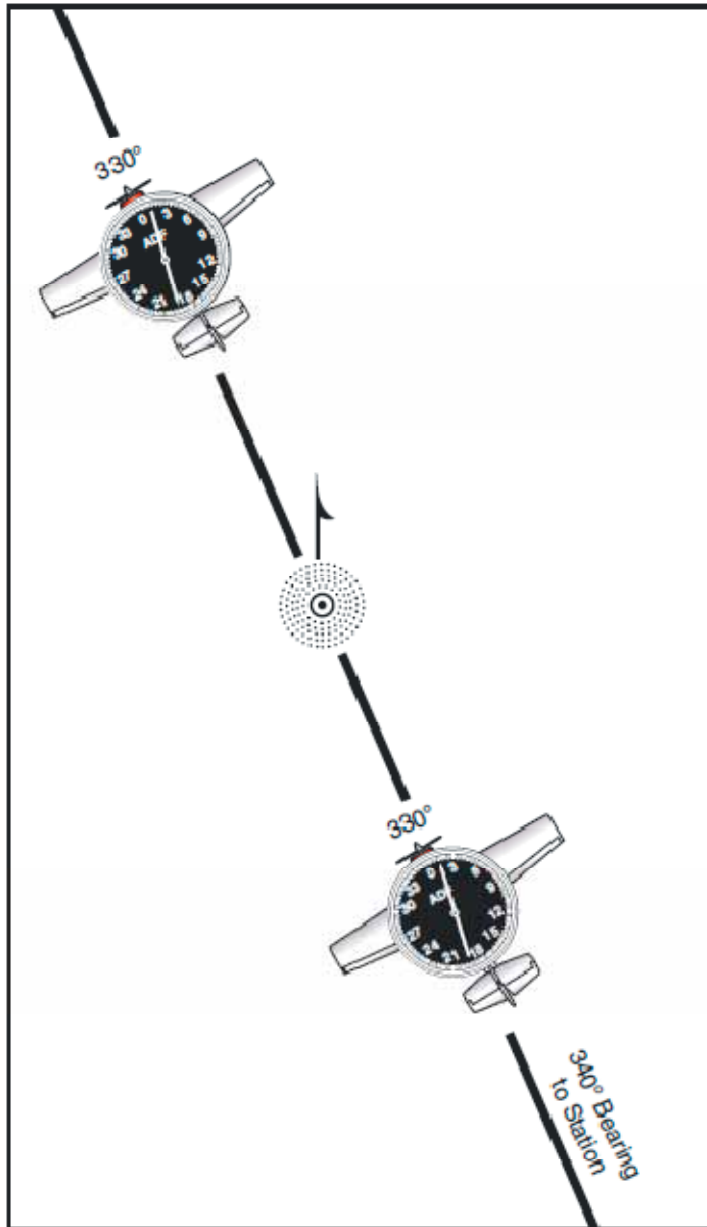


Figure 14-33. ADF tracking.

在背台跟蹤時，風修正和向台跟蹤時類似，但是 ADF 指標指向飛機的尾部或方位刻度盤上 180 度的位置。有風時努力保持 ADF 指標位於 180 度位置會導致飛機曲線飛行，逐漸的飛離預期的軌跡。要在背台跟蹤時進行風修正，應該朝指標指向的反向進行修正。

儘管 ADF 不象 VOR 那樣普遍的用於無線電導航，在適當的小心和靈活的運用下，ADF 可以稱為導航的有力幫助。

羅蘭-C 導航

長程導航版本 C(LORAN-C)是另一種 RNAV 形式，但它是運行在廣播低頻(LF)譜信號的發射機鏈上的。世界航圖，磁區航圖和 VFR 終端區域圖不會顯示 LORAN-C 的發射機。發射機鏈的選擇要麼是由單元【即機載導航接收機單元】自動完成的，要麼是飛行員使用製造商

提供的指導資訊手工完成的。LORAN-C 是一種高精確度的導航補充形式，通常安裝作為 VOR 和 ADF 裝置的附加物。機場、導航設施、和 ATC 設施資料庫是 LORAN-C 接收機的常見功能。

LORAN-C 是從原來二戰期間為導航開發的 LORAN-A 派生而來的。LORAN-C 系統廣泛地使用在海事應用上。隨著小的、面板安裝的 LORAN-C 接收機的出現，它們可以用相對低成本獲得，它在飛行員間的流行經歷了顯著的增長。這些單元通常是非常精確而功能強大的，有很多豐富的導航功能。

由於 LORAN-C 的高度複雜和性能，就必不可少的產生了一定的操作複雜性。建議飛行員在使用 LORAN-C 導航之前閱讀操作手冊，參考 AFM/POH 的附錄部分。很多單元提供了非常豐富的功能以至於製造商經常出版兩套不通的說明書：(1)簡要操作指南和(2)詳細的操作手冊。

雖然不是全球覆蓋的，LORAN-C 的信號還是適用於所有美國本土範圍以及加拿大和阿拉斯加部分地區。有幾個其他國家也運行他們自己的 LORAN-C 系統。在美國，由美國海岸警衛隊運行 LORAN-C 系統。LORAN-C 系統的狀態可以從下列位址獲得：

美國海岸警衛隊(USCG) 導航中心
亞歷山大，弗吉尼亞州 (703)313-5900

【亞歷山大是美國弗吉尼亞州北部的獨立市，隔波托馬克河與華盛頓特區相望。基本上是首都的一個郊外居住區，市內有許多具有歷史意義的建築，包括建於 1752 年的加茲比旅館。1749 年喬治·華盛頓曾幫助設計該市的街道佈局。】

LORAN-C 的絕對精度是非常優秀的-定位誤差通常小於 0.25 海裡。可重複的精度或者回到先前到達過的航路點的能力甚至更好。雖然 LORAN-C 是 RNAV 的一種形式，但是它明顯不同於基於 VOR/DME 的 RNAV。它運行在 90-110KHz 頻率範圍，它是基於對射頻(RF) 能量脈衝的到達時間差的測量，這些脈衝是由相隔幾百英里的發射機鏈發出的。

在任一給定的發射機鏈中，從三到五個副台有一個主台。LORAN-C 單元必須能夠接收至少一個主台和兩個副台才能提供導航資訊。不像基於 VOR/DME 的 RNAV，飛行員必須選擇正確的 VOR/DME 或 VORTAC 頻率，在 LORAN-C 中不用選擇頻率。最先進的單元會自動地選擇最合適的鏈用於導航。而別的單元要依賴於飛行員手工登錄選擇適當的鏈。

LORAN-C 接收機打開後，在可以用於導航之前必須被初始化。雖然這可以在飛行中完成，但是在地面上完成這個任務更為可取，它可能需要幾分鐘時間。初始化的方法就跟接收機不同型號的數量一樣多。一些型號在初始化過程中要求飛行員輸入，例如對顯示的資訊進行驗證或確認。

大多數單元包含導航資訊的資料庫。通常，這樣的資料庫不僅包含機場和導航設施位置，還包括大量的機場、空域和 ATC 資訊。儘管資料庫過期後單元也可以運行，但是在使用前應該保持資訊是最新的或被確認是正確的。飛行員可以更新一些資料庫，而其他的則要求從飛機刪除且需要航空電子技術員的服務。

用 LORAN-C 進行 VFR 導航就像告訴導航單元飛行員想去哪裡那麼簡單。提供的航向引導將是到目的地的一個大的圓形航路(最短距離)。比較舊的單元可能需要一個根據經緯度輸入的一個目的地，但是最新的設計只需要機場或者導航設施的識別字。單元也允許資料庫存儲和恢復飛行員定義的航路點。LORAN-C 信號沿著地球的彎曲表面傳播，通常可用距離為距離它們的發射機幾百英里。

LORAN-C 信號受很多大氣幹擾的劣化影響。它也容易受到聚集在機身上的靜電和電子化“噪音”機身設備的干涉。在降水甚至塵雲中飛行會導致對 LORAN-C 信號導航指引的臨時幹擾。為使這個影響最小，應該安裝靜電放電繩和焊接的母線，並正確維護。

LORAN-C 導航資訊以多種方式呈現給飛行員。所有單元其自己包含一個顯示幕，而一些精緻的單元實現了內置的移動地圖顯示。一些裝置也可以驅動一個外部移動地圖顯示，一個常規 VOR 指示器，或一個水準位置指示器(HSI)。航向偏差資訊表現為航線的直線偏差- 在飛機接近航路點或者目的地時跟蹤靈敏度並沒有增加。飛行員在使用 LORAN-C 的時候必須仔細觀察標牌，選擇器開關位置，和信號器指示，因為飛機的裝置可能變化很大。飛行員根據 AFM/POH 附錄和操作指南對單元運行的熟悉不能被過分強調。

在依靠 LORAN-C 導航之前，應該檢查 LORAN-C 的航行通告(NOTAM)。LORAN-C 的航行通告會發出通知特定的鏈或發射機的暫停運行。只有在飛行員請求時才可以從飛行服務站(FSS)簡報員獲得 LORAN-C 航行通告。

謹慎的飛行員在可以使用其他方法作為備用和交叉檢查時，永遠不會只依靠一種導航方法。飛行員永遠不應該變得如此過分的依賴 LORAN-C 的大量的功能而以至於忽略了其他的導航方法。【經常強調飛行員在飛行中不能在心理對一種被認為是很好的導航方法產生依賴，應該靈活運用多種導航方法互相應證，以防迷航。】

全球定位系統(GPS)

全球定位系統是基於衛星的無線電導航系統。它的 RNAV 指引是全球範圍的。在航圖上沒有 GPS 的符號，因為它是全球覆蓋的空基系統。這個系統的發展還在進行中，以至於 GPS 能夠提供電子導航的主要手段。在飛機上永久安裝的單元之外，輕便的和操縱杆安裝的單元是非常流行的。大量的導航資料庫是飛機中的 GPS 接收機的共同特徵。

GPS 是一個由美國國防部(DOD)發展和運行的衛星無線電導航和時間傳播系統。民用的介面和 GPS 系統狀態可以從美國海岸警衛隊獲得。

在 VFR/IFR 導航中使用 GPS 不必要理解 GPS 運行的技術方面。它確實明顯不同於常規的地基電子導航，知道這些差別是很重要的。對設備的批准和限制的知曉對飛行的安全很關鍵。GPS 系統由三個主要的組成部分組成：

1. 太空部分 - 由一群 26 個繞距離地球大約為 10900 海裡的軌道運行的衛星組成。運行的衛星經常稱為 GPS 星群。衛星是不同步的，相反是繞地球軌道大約 12 小時的週期運行。每一個衛星裝配了高穩定度的原子鐘，且發送一個唯一的代碼和導航資訊。以超高頻(UHF)傳播就意味著其信號儘管它們受視距限制的影響，但是實質上不受天氣影響。

衛星必須位於水平面之上(被接收機天線“看”到)才可以用於導航。

2. 控制部分 - 由一個在科羅拉多州 Springs 的 Falcon 空軍基地主控站，五個監控站，和三個地面天線組成。監控站和地面天線分佈在地面上，允許連續的監控和與衛星的通信。每個衛星的導航資訊廣播的更新和修正在它們通過地面天線時上行傳送到衛星上。
3. 使用者部分 - 由所有和 GPS 接收機有關的部件組成，範圍從輕便的手持接收機到永久安裝在飛機上的接收機。接收機通過在一個匹配過程中移位它自己的同一代碼來匹配衛星的編碼信號，精確的測量到達的時間。知道了信號傳播的速度和準確的傳播時間，信號傳播的距離可以從它的到達時間來推斷。

GPS 接收機為解析它自己的位置，要利用至少 4 個良好定位的衛星信號來得出一個三維方位(緯度，經度和高度)。二維方位(只有緯度和經度)只要三個衛星就可以確定。GPS 接收機有大量的資料庫。資料庫最初是由接收機製造商提供的，而更新由製造商或者指定的資料代理機構完成。

有很多種導航功能豐富的 GPS 接收機可以選用。永久安裝在飛機中的面板式安裝單元可以用於 VFR 飛行，也會有某些 IFR 核定。便攜的掌上型和操縱杆上安裝的 GPS 接收機也是流行的，儘管這些受限於 VFR 用途。並不是市場上的所有 GPS 接收機都適合於航空導航。例如，航海，娛樂和勘測用的 GPS 單元是不適合於飛機使用的。對於有 LORAN-C 的接收機，GPS 單元的功能和操作程式的差別就更大了。飛行員必須製造商的操作手冊。應該仔細觀察標牌，開關位置和信號器。

GPS 單元的初始化會需要幾分鐘時間，且應該在飛行前完成。如果單元還沒有運行幾個月時間或者它在關機狀態被轉移到一個明顯不同的地點(幾百英里)，初始化可能需要額外的幾分鐘時間。在初始化期間，單元會進行內部的完整性檢查，探測衛星信號，顯示資料庫修訂日期。在單元運行使用的資料庫要過期時，在依靠它導航之前，資料庫應該是現在的或者驗證它是正確的。

使用 GPS 的 VFR 導航就像選擇一個目的地(一個機場，VOR，NDB，交點，或者飛行員定義的航路點)然後設定單元為導航模式這樣簡單。提供的航向引導就是一個直接到目的地 大圓航路(最短距離)。很多 GPS 單元提供了和專用空域及最低安全高度有關的參考資訊，還有大量的機場資料，和 ATC 服務及頻率。有預先的 LORAN-C 接收機經驗的用戶會注意到大量可用導航資訊的類似性，儘管運行的技術原理是相當不同的。

所有 GPS 接收機有完整的(構造在單元中)導航顯示，一些還有整體移動地圖功能。一些面板式安裝的單元會驅動一個 VOR 指示器，HIS 或者甚至是一個外部的移動地圖顯示器。GPS 航向偏差是直線的，在飛機接近航路點時跟蹤靈敏度沒有增加。飛行員在使用 GPS 時必須仔細觀察標牌，選擇器開關位置，以及信號器指示，因為裝置和核定會有很大的不同。

完整的 GPS 導航顯示(象大多數 LORAN-C 單元)使用一些額外的不同於在 VOR 和 NDB 導航中用到的導航術語。這些術語的某些其縮寫在不同的製造商中是不同的，它們如下所示。飛行員應該參考製造商的操作指南來瞭解詳細的定義。

在依靠 GPS 導航之前應該檢查有關的航行通告(NOTAM)。為了利用偽隨機噪音碼(PRN)和衛星飛行器號碼(SVN)宣告特定 GPS 衛星的暫停服務，將會發佈一份 GPS 航行通告。

飛行員只有在請求時才可以從 FSS 簡報員得到 GPS 航行通告。

在使用任一成熟的高性能導航系統時，例如 LORAN-C 或 GPS，對人有一個強烈的誘惑幾乎排外的完全依賴於那個單元，以至於對使用其他保持方位的技巧產生了不利影響。謹慎的飛行員在可以使用其他方法作為交叉檢查和備用時，永遠不要只依靠一種導航方法。

迷航程式

在飛機上迷航的時候是一個潛在的危險狀況，特別是在低油量的時候。如果飛行員迷航了，要遵守一些很好的常規判斷程式(sense procedure)。如果不能看到一個城鎮或城市，第一件要做的事情就是爬升，要留心空中的交通量和天氣狀況。高度的增加會增加無線電和導航的接收範圍，也會增加雷達覆蓋範圍。如果在城鎮或城市附近飛行，有可能在水塔上讀到城市的名字。

如果飛機有一個導航的無線電裝置，如一個 VOR 或 ADF 接收機，從兩個或多個導航設施測繪方位角來確定位置也是可能的。如果安裝了 GPS，或者在飛機上飛行員有可攜式航空 GPS，可以用它來確定最近的機場方位和地點。

使用航圖上顯示的頻率和任何可用的設施進行通訊。如果和管制員聯繫上了，可能提供了雷達方向。其他設施也可能提供識別方向(DF)的幫助。要使用這個程式，管制員會要求飛行員按下發送鍵並保持幾秒鐘，然後再釋放。管制員可能要求飛行員改變幾次方向然後重複發送步驟。這為管制員提供了足夠的資訊來測定飛機的位置然後給出一個合適的著陸點的方向。如果情況變的危險，就在緊急頻率 121.5MHz 上發送情況，設定應答機號碼為 7700。大多數設施甚至客機都會監控緊急頻率。

飛行改向

飛行員可能有時不能到達計畫的目的地。這可能是意外的天氣狀況，一次系統故障或者不充分的飛行前計畫引起的。任何情況下，飛行員需要能夠安全有效地轉向到一個備降目的地。任何越野飛行之前，都要檢查航圖上飛行航路沿線或附近的機場或適合的著陸區域。同樣，要檢查改向期間可以使用的導航設施。

飛行中對航向，時間，速度和距離資訊的計算要求和在飛行前計畫用到的計算相同。然而，由於有限的駕駛艙空間，和由於必須在駕駛飛機，進行計算，和掃視其他飛機之間分配注意力，所以要利用所有可能的捷徑和經驗計算。

在飛行中，在磁區航圖上實際繪製航線標記檢查點和距離是幾乎不切實際的。此外，由於備降機場通常不會離你的原來航線太遠，實際的繪圖基本都不必要。

到備降目的地的航線可以用量角器和繪圖器精確的測量，但是也可以用經度合理的直尺和繞 VOR 台的羅經卡來測量。這個近似值可以根據附近的一個 VOR 的一個方向線和幾乎平行於到你的備降目的地航向的空中航線來確定。但是，記住和 VOR 方向線關聯的磁航向或印刷的空中航線是背台的。為找到“向”台的航向，可能必須要計算航向的反向。導航到一個在

領域中有 VOR 或 NDB 設施的備降機場通常是更加容易的。

在選擇了最合適的備降目的地之後，使用羅經卡或者磁區航圖上的航線來接近飛向備降目的地的磁航向。如果時間允許，盡力在顯著的地面特徵上開始改向。然而，在緊急情況下，馬上改向到你的備降機場。在改向到備降目的地之前，爲了完成所有涉及的測繪，測量和計算，這可能只會惡化實際的緊急情況。

一旦確立了航線方向，注意時間，然後使用你的改向地點最近的高空風來計算航向和地面速度。計算得到了地面速度之後，要確定一個新的到達時間和燃油消耗量。在爲導航和計畫分配注意力的時候，要優先注意駕駛飛機。在爲改向確定所使用的高度時，要考慮雲的高度，風，地形，和無線電接收。

第十五章 — 航空醫學因素

獲得醫療認證

環境和健康因素

飛行中的視覺

第十六章－航空決策制定(ADM)

ADM 的來源

決策制定流程

風險管理

影響決策制定的因素

實際中易犯的錯誤

附錄 1－詞彙表