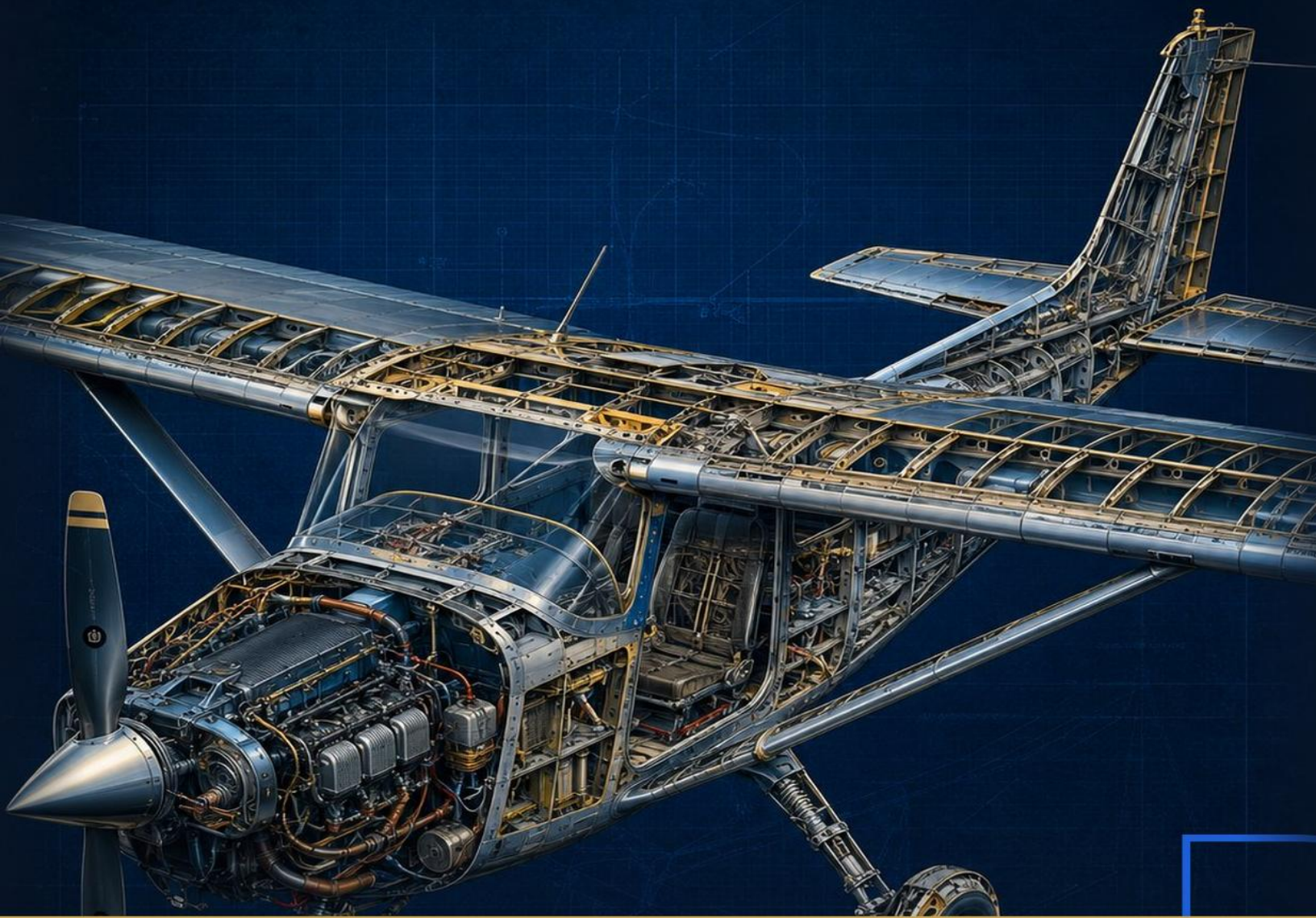


Manual del Curso Teórico de Piloto Privado de Avión



MÓDULO B

Conocimiento General de las Aeronaves

16 horas · Temas 8 al 10

Según RAAC 141 · Apéndice A · V Edición Mayo 2026

- Grupos motores, transmisión e instrumentos
- Limitaciones operacionales de aeronaves y motores
- Manual de vuelo y documentación operacional

Índice de Contenidos

Prefacio	7
Cómo está organizado este manual.....	8
Carga horaria sugerida (16 horas cátedra)	8
Programa oficial — Módulo B (RAAC 141 Apéndice A, V Edición Mayo 2026).....	9
Niveles de aprendizaje	9
Temas del Módulo B — Conocimiento general de las aeronaves (16 horas)	10
Abreviaturas y símbolos utilizados	11
PARTE I — Principios relativos al manejo del grupo motor, transmisión, sistemas e instrumentos.....	13
Capítulo 1. Generalidades del avión y nomenclatura.....	13
1.1 Partes principales de un avión liviano.....	13
.....	13
1.2 Ejes y movimientos del avión.....	15
.....	15
Capítulo 2. El motor alternativo de combustión interna (motor a pistón).....	16
2.1 Principio termodinámico: el ciclo Otto de cuatro tiempos.....	16
2.2 Componentes principales del motor.....	17
2.3 Configuraciones constructivas en aviación general.....	18
2.4 Refrigeración por aire	18
2.5 ¿Por qué los motores aeronáuticos parecen «antiguos»?	19
3.1 Combustible aeronáutico.....	20
3.2 Verificación del combustible: la muestra y los drenajes.....	21
3.3 Esquema general del sistema de combustible.....	22
3.4 Carburación.....	23
3.5 Inyección de combustible	25
3.6 Control de mezcla: ¿por qué empobrecer en altura?.....	26
3.7 Detonación y preignición	27
Capítulo 4. Sistemas de encendido, lubricación y refrigeración.....	27
4.1 Sistema de encendido por magnetos	27
4.2 Sistema de lubricación	29
4.3 Sistema de refrigeración	32
Capítulo 5. Hélice y tren de reducción (transmisión)	32
5.1 Definiciones geométricas de la hélice.....	32
5.2 Tipos de hélice según la regulación del paso.....	33

5.3 Tren o caja de reducción (gearbox / propeller reduction gear).....	36
5.4 Efectos giroscópicos y de par de la hélice.....	39
Capítulo 6. Sistema eléctrico y sistema de vacío	39
6.1 Sistema eléctrico	39
6.2 Sistema de vacío.....	42
Capítulo 7. Tren de aterrizaje, frenos y sistema hidráulico	42
7.1 Tipos de tren	42
7.2 Tren fijo vs. tren retráctil	44
7.3 Componentes mecánicos de las patas.....	45
7.4 Sistema de frenos.....	45
7.5 Sistema hidráulico (en aviones que lo utilicen)	46
Capítulo 8. Instrumentos de vuelo.....	47
8.1 Sistema pitot-estático	48
.....	48
8.2 Instrumentos giroscópicos.....	51
.....	52
8.3 Brújula magnética	55
Capítulo 9. Instrumentos de motor y sistemas de aviso.....	56
9.1 Tacómetro (RPM)	56
9.2 Manómetro de presión de admisión (Manifold Pressure, MAP).....	57
9.3 Indicador de presión de aceite.....	57
9.4 Indicador de temperatura de aceite	58
9.5 Indicador de temperatura de cabeza de cilindro (CHT).....	58
9.6 Indicador de temperatura de gases de escape (EGT)	58
9.7 Indicador de presión de combustible / Flujo de combustible	59
.....	59
9.8 Indicador de cantidad de combustible.....	59
9.9 Indicador del sistema eléctrico	60
.....	60
9.10 Indicador del sistema de vacío.....	60
9.11 Reloj y cronómetro.....	60
9.12 Sistemas integrados de monitoreo (engine monitor).....	61
9.13 Avisos visuales y sonoros	61
PARTE II — Limitaciones operacionales de las aeronaves y de los grupos motores	63
Capítulo 10. Limitaciones de velocidad	63

10.1 Los arcos del anemómetro como cuadro operativo	64
.....	64
10.2 Velocidad de maniobra (VA) y peso	64
10.3 Viento cruzado demostrado	66
10.4 Otras limitaciones operacionales.....	66
Capítulo 11. Limitaciones de peso, balance, factor de carga y categorías	66
11.1 Pesos operacionales.....	66
11.2 Centro de gravedad y centrado (Weight & Balance)	68
.....	68
11.3 Factor de carga y categorías de certificación.....	69
11.4 Factores de carga negativos.....	70
Capítulo 12. Limitaciones del grupo motor y de la hélice.....	71
12.1 RPM máximas y prohibidas.....	71
12.2 Presión y temperatura de aceite.....	71
12.3 Temperatura de cilindro (CHT)	71
12.4 Presión de admisión (MAP) — motores con hélice CS y/o turbo	71
12.5 Tiempo máximo a potencia de despegue	72
12.6 Combustible utilizable y combustible inutilizable	72
12.7 Aceite — mínimo, máximo y consumo	72
12.8 Combustible mínimo de operación, reservas legales	72
12.9 Hélice — limitaciones específicas	72
12.10 Daños por sobre-revolución, sobre-temperatura y sobre-boost.....	73
PARTE III — Información operacional pertinente del Manual de Vuelo (POH/AFM).....	74
Capítulo 13. Documentación operacional: POH, AFM, FCOM y otros.....	74
13.1 ¿AFM o POH?	74
13.2 La GAMA Specification No. 1 — Estructura estandarizada del POH.....	75
Capítulo 14. Detalle por sección del POH/AFM	75
14.1 Sección 1 — Generalidades (General)	75
14.2 Sección 2 — Limitaciones (Limitations)	76
14.3 Sección 3 — Procedimientos de emergencia (Emergency Procedures)	77
14.4 Sección 4 — Procedimientos normales (Normal Procedures).....	78
14.5 Sección 5 — Performance	79
14.6 Sección 6 — Peso y balance / Lista de equipo	80
14.7 Sección 7 — Descripción del avión y sistemas.....	80
14.8 Sección 8 — Manejo, servicio y mantenimiento	81

14.9 Sección 9 — Suplementos (Supplements)	82
14.10 Sección 10 (opcional) — Información de seguridad	83
Capítulo 15. Uso práctico del POH en la planificación y el vuelo.....	83
15.1 Antes del vuelo: planificación	83
15.2 Durante el vuelo: monitoreo continuo	83
15.3 Después del vuelo: bitácora y reporte	84
15.4 La MEL (Minimum Equipment List).....	84
15.5 Aeronavegabilidad: documentos del avión	84
Capítulo 16. Sinopsis integradora y guía de estudio.....	85
Bibliografía y fuentes consultadas	86
Documentos de autoridad y normativa	86
Especificaciones de la industria	86
Manuales de fabricantes (POH/AFM consultados como referencia)	86
Manuales de motores	87
Manuales de hélices.....	87
Textos académicos y manuales clásicos	87
Publicaciones de seguridad operacional.....	88
Recursos digitales recomendados	88

MANUAL DEL ALUMNO

CONOCIMIENTO GENERAL DE LAS AERONAVES

Curso de Piloto Privado de Avión (PPA)

Material de instrucción teórica — 16 horas cátedra

Áreas de conocimiento

- I. Principios relativos al manejo de los grupos motores, transmisión, sistemas e instrumentos.
- II. Limitaciones operacionales de las aeronaves y de los grupos motores.
- III. Información operacional del manual de vuelo (POH/AFM).

Edición de instrucción — Uso académico

Prefacio

Este manual ha sido elaborado como material didáctico de referencia para la asignatura «Conocimiento General de las Aeronaves» dentro del currículo del Curso de Piloto Privado de Avión (PPA). Su contenido está diseñado para cubrir, con suficiente detalle conceptual y técnico, las 16 horas cátedra asignadas a la materia, distribuidas en las tres áreas de conocimiento exigidas por la regulación aeronáutica civil iberoamericana, alineadas con los Anexos 1 y 6 del Convenio de Chicago (OACI) y con los criterios de los reglamentos de licencias (LAR/RAAC/DGAC según el Estado).

El propósito es doble: por un lado, ofrecer al alumno una fuente única, ordenada y autosuficiente que le permita comprender el comportamiento de un avión liviano monomotor a pistón —la plataforma típica de instrucción— sin necesidad de recurrir constantemente a fuentes externas durante el estudio inicial; por otro, formar el criterio técnico necesario para que, al ingresar al avión, el alumno sepa qué pregunta hacer, dónde buscar la respuesta en el manual de vuelo, y cómo correlacionar lo aprendido con el comportamiento real del equipo.

La estructura sigue la lógica del piloto: primero entender cómo funciona el avión (Parte I), después conocer dónde están sus límites (Parte II) y, finalmente, dominar la documentación operacional que lo gobierna (Parte III). Cada capítulo incluye notas y advertencias destacadas con los puntos críticos de seguridad operacional que el examinador y, sobre todo, el vuelo real, exigirán.

Este manual no reemplaza al POH/AFM del avión utilizado en instrucción; lo complementa. Las cifras numéricas mostradas (velocidades, presiones, temperaturas, capacidades) son representativas de aeronaves de entrenamiento típicas como Cessna 152/172, Piper PA-28, Tecnam P2002 y similares, y se utilizan con fines pedagógicos. Los valores aplicables a un vuelo real son exclusivamente los del manual aprobado del fabricante para el número de serie específico.

Cómo está organizado este manual

La materia está dividida en tres partes que corresponden estrictamente a las tres áreas de conocimiento exigidas por el programa oficial:

- Parte I — Principios relativos al manejo de los grupos motores, transmisión (tren de engranaje de reducción), sistemas e instrumentos. Es la parte más extensa: cubre la planta motriz a pistón, la hélice, los sistemas de combustible, lubricación, refrigeración, encendido, eléctrico, de vacío, de calefacción/desempañado, tren de aterrizaje, frenos, y los seis instrumentos clásicos de cabina, más los instrumentos digitales modernos.
- Parte II — Limitaciones operacionales. Define los rangos de operación permitidos: arcos del anemómetro, límites de RPM, temperaturas y presiones, masas máximas, factores de carga, viento cruzado demostrado, y categorías operacionales (normal, utilitaria, acrobática).
- Parte III — Información operacional pertinente del manual de vuelo. Detalla las secciones del POH/AFM, su uso práctico para planificación de vuelo, performance, peso y balance, y la lista de equipo mínimo (MEL) cuando corresponda.

Carga horaria sugerida (16 horas cátedra)

Bloque	Contenido	Horas
1	Introducción, generalidades del avión, células y nomenclatura	1,0
2	Motor a pistón: ciclo Otto, componentes, configuraciones	1,5
3	Sistema de combustible y mezcla; carburación e inyección	1,5
4	Sistema de encendido, lubricación y refrigeración	1,5
5	Hélice y, cuando aplica, tren de reducción	1,0
6	Sistema eléctrico y de vacío	1,0
7	Tren de aterrizaje, frenos, sistema hidráulico básico	1,0
8	Instrumentos de vuelo (pitot-estática, giroscópicos, magnéticos)	1,5
9	Instrumentos de motor y sistemas de aviso	1,0
10	Limitaciones operacionales — velocidades y arcos	1,0
11	Limitaciones — masa, balance, factor de carga, categorías	1,0
12	Limitaciones del grupo motor y de la hélice	1,0
13	POH/AFM — Secciones 1 a 4	1,0

14	POH/AFM — Secciones 5 a 9	1,0
15	Repaso integrador y resolución de problemas tipo examen	0,5
	TOTAL	16,0

NOTA: La distribución horaria es indicativa. El instructor adaptará los tiempos al ritmo del grupo y a los aviones que serán utilizados en la instrucción práctica.

Programa oficial — Módulo B (RAAC 141 Apéndice A, V Edición Mayo 2026)

El siguiente programa corresponde al Módulo de materia B del Apéndice A de la RAAC Parte 141, edición vigente. Establece los temas obligatorios y el nivel de aprendizaje requerido para cada uno al completar el curso.

Niveles de aprendizaje

Para las diversas materias que comprende el currículo del curso, se establecen los siguientes niveles de aprendizaje, determinando el grado de conocimiento, pericia y aptitudes que se requiere de los estudiantes al completar cada materia:

Nivel	Descripción
Nivel 1	Conocimiento básico de principios generales. No requiere el desarrollo de pericia y habilidad práctica. Se alcanza a través de la instrucción teórica, la demostración y discusión.
Nivel 2	Comprensión de principios generales relacionados con los conocimientos adquiridos. Requiere del desarrollo de habilidades para realizar operaciones básicas. Se alcanza a través de la instrucción teórica, la demostración, discusión y de aplicación práctica limitada.
Nivel 3	Fijación profunda de los fundamentos y un alto grado de aplicación práctica. Habilidad práctica para aplicar los conocimientos con rapidez, precisión y buen juicio. Desarrollo de habilidades y preparación suficiente para operar una aeronave con seguridad.

Temas del Módulo B — Conocimiento general de las aeronaves (16 horas)

Nivel	Tema N°	Descripción del tema
3	8	Principios relativos al manejo de los grupos motores, transmisión (tren de engranaje de reducción), sistemas e instrumentos de las aeronaves.
3	9	Limitaciones operacionales de las aeronaves y de los grupos motores.
3	10	La información operacional pertinente del manual de vuelo o de otro documento apropiado.

Abreviaturas y símbolos utilizados

Sigla	Significado
AFM	Airplane Flight Manual — Manual de Vuelo de Aeronave (aprobado por la autoridad)
POH	Pilot's Operating Handbook — Manual de Operación del Piloto
RPM	Revoluciones por minuto
MAP / MP	Manifold Pressure — Presión de admisión (pulgadas de Hg)
EGT	Exhaust Gas Temperature — Temperatura de gases de escape
CHT	Cylinder Head Temperature — Temperatura de cabeza de cilindro
OAT	Outside Air Temperature — Temperatura del aire exterior
TAS / IAS / CAS / EAS	Velocidad verdadera / indicada / calibrada / equivalente
GS	Ground Speed — Velocidad respecto al suelo
MTOW	Maximum Take-Off Weight — Peso máximo de despegue
MLW	Maximum Landing Weight — Peso máximo de aterrizaje
CG	Center of Gravity — Centro de gravedad
MAC	Mean Aerodynamic Chord — Cuerda aerodinámica media
AGL / MSL	Above Ground Level / Mean Sea Level
ISA	International Standard Atmosphere — Atmósfera estándar internacional
DA / PA	Density Altitude / Pressure Altitude
MEL / MMEL	Minimum Equipment List / Master MEL
TBO	Time Between Overhauls — Tiempo entre recorridas generales
AVGAS	Aviation Gasoline — Nafta de aviación
100LL	100 Octanos, Low Lead — combustible aeronáutico de bajo plomo
FOD	Foreign Object Damage — Daño por objeto extraño
VS / VS0 / VS1	Velocidad de pérdida / con flaps de aterrizaje / configuración limpia
VFE / VNO / VNE / VA	Vel. máx. con flaps / máx. estructural / nunca exceder / de maniobra

VX / VY	Velocidad de mejor ángulo / mejor régimen de ascenso
LE / TE	Leading Edge / Trailing Edge — Borde de ataque / borde de fuga

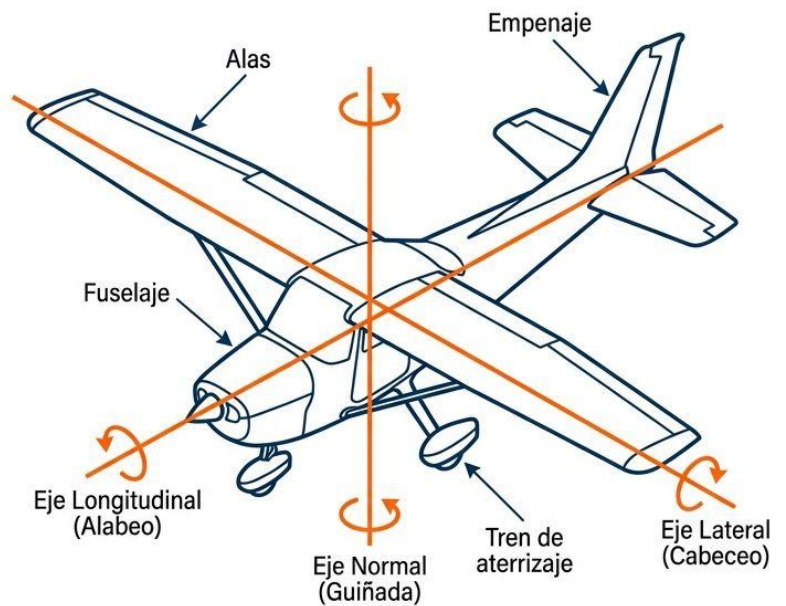
PARTE I — Principios relativos al manejo del grupo motor, transmisión, sistemas e instrumentos

Capítulo 1. Generalidades del avión y nomenclatura

1.1 Partes principales de un avión liviano

Estructura de la aeronave y nomenclatura

- **Partes principales:** El fuselaje aloja la cabina; las alas generan la sustentación; el empenaje provee estabilidad horizontal y vertical; el tren permite el rodaje.
- **Los tres ejes:** La aeronave rota sobre ejes espaciales invisibles (longitudinal, lateral, normal) que se intersectan exactamente en su centro de gravedad.
- **Nomenclatura dinámica:** El movimiento sobre el eje longitudinal es el alabeo (roll), sobre el lateral es el cabeceo (pitch) y sobre el normal es la guiñada (yaw).





La lectura e interpretación correcta de los instrumentos analógicos es fundamental en la formación del PPA.

Un avión de instrucción típico (Cessna 152/172, Piper PA-28, Tecnam P2002, Diamond DA20/40) se compone de los siguientes grupos estructurales:

- Fuselaje: estructura central que aloja la cabina, los pasajeros, la carga y soporta las cargas de los demás conjuntos. Puede ser de construcción metálica semimonocasco (chapa de aluminio remachada sobre cuadernas y largueros) o de materiales compuestos.
- Ala (planta alar): genera la sustentación. Se la clasifica por posición (alta, media, baja), por forma en planta (rectangular, trapezoidal, elíptica), por relación de aspecto y por la presencia o no de diedro y flecha. En la mayoría de los entrenadores básicos el ala es rectangular o ligeramente trapezoidal, con diedro positivo de 1° a 6° para estabilidad lateral.
- Empenaje (cola): formado por estabilizador horizontal con timón de profundidad (elevator) y estabilizador vertical con timón de dirección (rudder). En aviones con cola en T el estabilizador horizontal se sitúa en la punta de la deriva (Piper Tomahawk, Beechcraft Sundowner).
- Superficies de mando primarias: alerones (ailerons) en el ala para control de balanceo (eje longitudinal), elevator para control de cabeceo (eje transversal) y timón de dirección para control de guiñada (eje vertical).
- Superficies secundarias / hipersustentadoras: flaps (en el borde de fuga del ala) que aumentan sustentación y resistencia, slats o ranuras de borde de ataque (poco frecuentes en entrenadores básicos), y compensadores (trim tabs) que reducen la fuerza necesaria en los mandos.
- Tren de aterrizaje: estructura que permite el rodaje, despegue y aterrizaje. Triciclo (rueda de nariz delantera, común en entrenadores) o convencional (rueda de cola, «tail-dragger»).
- Grupo motopropulsor: motor, hélice, sus accesorios y los carenados (cowling). Es el corazón energético del avión y el foco principal de esta Parte I.

1.2 Ejes y movimientos del avión

Controles de vuelo primarios y sus efectos



Alerón (Alabeo)



Elevador (Cabeceo)



Timón de cola (Guiñada)

• **Acción directa:**

El alerón controla el alabeo sobre el eje longitudinal, el elevador gobierna el cabeceo transversal y el timón domina la guiñada vertical.

• **Física aerodinámica:**

Cada superficie alterada cambia el flujo de aire local, creando diferencias de presión que empujan la estructura en la dirección opuesta a la deflexión.

• **Control coordinado:**

El uso del alerón genera un efecto secundario (guiñada adversa); requiere compensación simultánea con el timón de dirección para mantener el vuelo alineado.



Todo avión gira alrededor de tres ejes ortogonales que se cortan en el centro de gravedad:

Eje	Movimiento	Control primario
Longitudinal (morro-cola)	Alabeo/Balanceo (roll / bank)	Alerones (comando o palanca)
Transversal (punta a punta de ala)	Cabeceo (pitch)	Timón de profundidad (comando o palanca)
Vertical (cenit-nadir, pasa por el CG)	Guiñada (yaw)	Timón de dirección (pedales)

NOTA: La estabilidad alrededor de cada eje depende del diseño: diedro del ala y deriva (estabilidad lateral y direccional), posición del CG y brazo del estabilizador horizontal (estabilidad longitudinal). Una correcta carga del avión es condición indispensable para que la estabilidad de diseño funcione.

Capítulo 2. El motor alternativo de combustión interna (motor a pistón)

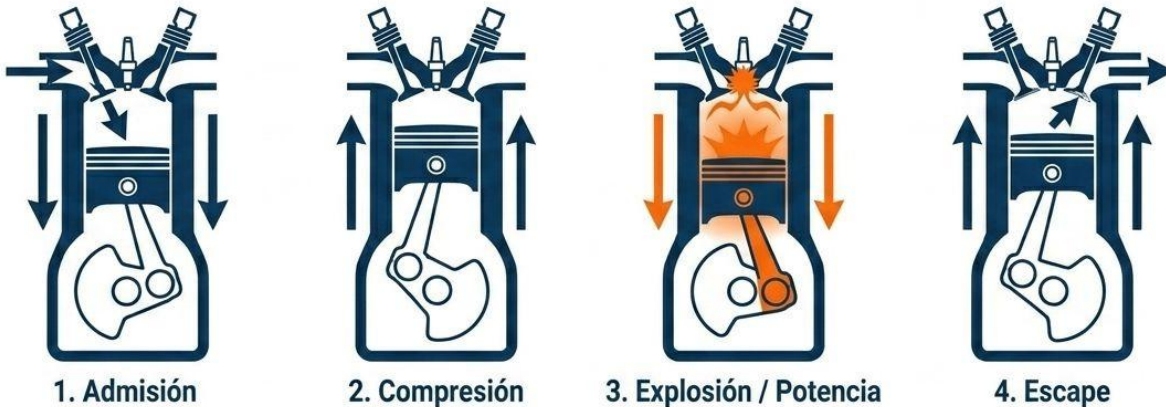
El motor a pistón es, hoy todavía, el corazón de prácticamente toda la flota de instrucción y de la aviación general liviana. Comprender en detalle cómo funciona, qué necesita para vivir bien y cuáles son sus límites es la diferencia entre un piloto que «opera la palanca» y un piloto que entiende su máquina y por tanto la cuida.

2.1 Principio termodinámico: el ciclo Otto de cuatro tiempos

Casi todos los motores aeronáuticos a pistón civiles funcionan según el ciclo Otto de cuatro tiempos. El ciclo se desarrolla en dos vueltas del cigüeñal (720°) y en cada cilindro se ejecutan secuencialmente cuatro fases:

- Admisión: el pistón desciende desde el punto muerto superior (PMS / TDC) hacia el punto muerto inferior (PMI / BDC); la válvula de admisión está abierta; el cilindro aspira la mezcla aire-combustible preparada por el carburador o el sistema de inyección.
- Compresión: ambas válvulas cerradas; el pistón sube desde el punto muerto inferior (PMI) hacia el PMS comprimiendo la mezcla. La relación de compresión típica en motores aeronáuticos a pistón es del orden de 7:1 a 8,5:1 (más baja que un automóvil moderno, por razones de operación con AVGAS y por la necesidad de tolerar bajas presiones atmosféricas en altura).
- Expansión o trabajo: justo antes del PMS salta la chispa de la bujía y se inflama la mezcla; los gases en combustión se expanden empujando al pistón hacia el PMI. Es el único tiempo que entrega trabajo útil al cigüeñal.
- Escape: la válvula de escape se abre; el pistón sube del PMI al PMS expulsando los gases quemados al sistema de escape.

El motor a pistón: el ciclo de cuatro tiempos



- **Secuencia del ciclo Otto:** La mezcla entra, se comprime, una chispa eléctrica la enciende generando trabajo útil, y finalmente los gases son expulsados. Todo ocurre en dos vueltas del cigüeñal.
- **Arquitectura interna:** Compuesto por cilindros de acero, pistones, válvulas y un cigüeñal que transforma la energía lineal en rotación.

- **Filosofía aeronáutica:** Se utiliza el ciclo de 4 tiempos por sobre el de 2 tiempos para maximizar la confiabilidad operativa, permitir la refrigeración por aire constante y mantener el rendimiento sostenido a altas potencias sin fallas.

Flightpath

Para conseguir un giro continuo y suave, los aviones llevan motores de varios cilindros (típicamente 4 o 6) en los que los tiempos están desfasados, de modo que en cada media vuelta del cigüeñal hay siempre uno o más cilindros entregando potencia.

NOTA: El encendido aeronáutico nunca depende de un solo sistema. Por seguridad, cada cilindro tiene DOS bujías y DOS magnetos independientes. Esto se desarrolla en detalle en el Capítulo 4.

2.2 Componentes principales del motor

- **Block (crankcase):** caja estructural —generalmente de aleación de aluminio— que aloja el cigüeñal, los cojinetes principales, las bombas accesorias y constituye la columna vertebral del motor. Es el componente más caro y el que suele dictar la vida útil mediante el TBO (Time Between Overhauls – Tiempo Entre Recorridas Generales).
- **Cilindros:** en aviación general son típicamente independientes («jugs»), atornillados al cárter, con culata de aluminio y camisa de acero nitrurado. Tienen aletas externas para refrigeración por aire.
- **Pistón:** aleación de aluminio, con segmentos de compresión y de aceite. Recibe la presión de los gases y la transmite al cigüeñal vía la biela.
- **Biela (connecting rod):** vincula el pistón con el cigüeñal, transformando el movimiento alternativo en rotativo.

- Cigüeñal (crankshaft): eje principal del motor. Recibe el trabajo de cada pistón y lo entrega a la hélice (directamente o a través de un tren o caja de reducción).
- Árbol de levas (camshaft) y botadores/balancines: gobiernan la apertura y cierre de las válvulas de admisión y escape. Gira a la mitad de la velocidad del cigüeñal (porque las válvulas trabajan una vez cada dos vueltas).
- Válvulas de admisión y escape: la de escape suele estar rellena con sodio metálico para mejorar la transferencia de calor (pasan alrededor de ella los gases de escape luego de la combustión).
- Bujías (spark plugs): dos por cilindro. Producen la chispa de encendido.
- Bombas de aceite y de combustible accionadas por motor, magnetos, alternador o generador, bomba de vacío (si la aviónica lo requiere) y la bomba mecánica de combustible y el dosificador.

2.3 Configuraciones constructivas en aviación general

Los motores que el alumno PPA encontrará en instrucción suelen ser:

- Motores planos opuestos horizontalmente (flat / horizontally opposed / boxer): cuatro o seis cilindros enfrentados de a pares. Es la configuración dominante en aviación general (Lycoming O-235, O-320, O-360, IO-360, IO-540; Continental O-200, O-300, IO-360, IO-550). Ventajas: poca altura frontal —compatible con un capot bajo y buena visibilidad—, buen equilibrio dinámico, refrigeración por aire eficiente.
- Motores en línea: cuatro o seis cilindros uno detrás del otro. Hoy son raros en aviones nuevos; sobreviven en algunos modelos antiguos.
- Motores en V: dos bancos de cilindros en V. Muy comunes en aviación de guerra de los años '40, residuales hoy.
- Motores radiales (estrellas): cilindros dispuestos en estrella alrededor del cigüeñal. Frecuentes en aviones antiguos y agroaéreos actuales.

Nomenclatura típica (Lycoming/Continental): la primera letra indica configuración, las que siguen indican características (I = inyectado, O = opuesto, T = turbo, G = engranajes (geared), S = sobrealimentado, A = acrobático, etc.) y el número indica el desplazamiento total (“cilindrada”) en pulgadas cúbicas. Ejemplo: «IO-360» = Inyectado, Opuesto, 360 in³ (≈ 5,9 litros).

2.4 Refrigeración por aire

Casi todos los motores de aviación general son refrigerados por aire. El aire de impacto entra por las tomas frontales del capot, es conducido por deflectores (baffles) hacia las aletas de los cilindros, los enfría y sale por la parte inferior del capot. En vuelo lento o estacionado, el flujo es menor y por eso conviene vigilar la CHT (Cylinder Heads Temperature – Temperatura de Cabeza de Cilindros), un indicador de comportamiento del motor ubicado en la cabina (no todos los aviones la tienen), la otra forma (indirecta) es controlar la temperatura del aceite, todos los aviones tienen ese indicador.

Algunos motores grandes o turboalimentados llevan cowl flaps (persianas de capot): el piloto puede abrirlas para aumentar el caudal de refrigeración en ascensos prolongados o vuelo lento, y cerrarlas en crucero o descenso para evitar choque térmico.

ADVERTENCIA: El cambio brusco de potencia de crucero alto a relentí (cuando el motor “regula”, es decir que está funcionando a bajas revoluciones por minuto)—por ejemplo un descenso pronunciado a motor reducido— produce un enfriamiento rápido y desigual de los cilindros (shock cooling) que puede agrietar las culatas. La regla práctica es reducir potencia escalonadamente (no más de 1 pulgada de Hg de presión de admisión por minuto o equivalente en RPM) y vigilar la temperatura de cilindros (CHT).

2.5 ¿Por qué los motores aeronáuticos parecen «antiguos»?

Comparados con un motor de automóvil moderno son tecnológicamente conservadores: pocas RPM, grandes desplazamientos por cilindro, encendido por magnetos, sin inyección electrónica, refrigerados por aire. Esto es deliberado. Las exigencias aeronáuticas son distintas a las automotrices:

- Confiabilidad absoluta por encima del rendimiento puntual: el motor debe poder funcionar varias horas en régimen continuo cercano a su potencia máxima sin asistencia técnica disponible.
- Independencia eléctrica: los magnetos generan su propia chispa, por lo que el motor puede seguir funcionando aun si falla todo el sistema eléctrico del avión.
- Operación en un rango amplio de altitudes y temperaturas con cambios significativos de densidad del aire.
- Certificación costosa: cualquier modificación importante requiere un proceso de aprobación que desincentiva las innovaciones rápidas.

Esta filosofía explica por qué el piloto debe aprender a manipular activamente el motor: mezcla, calefacción de carburador, RPM, paso de hélice, mandos que en un automóvil moderno se gestionan solos pero que en un avión liviano siguen siendo responsabilidad del operador.

Capítulo 3. Sistema de combustible y formación de la mezcla

3.1 Combustible aeronáutico

El combustible utilizado por los motores a pistón de aviación general es la nafta de aviación o AVGAS («Aviation Gasoline»). Sus grados se identifican por su número de octano y por código de color que el alumno debe memorizar:



La verificación visual del combustible antes de volar detecta contaminación por agua u otros contaminantes.

Grado	Color	Plomo	Observaciones
80/87 (AVGAS 80)	Rojo	Bajo	En desuso, raro de encontrar
100LL (Low Lead)	Azul	Bajo (~0,56 g Pb/l)	Estándar mundial actual de la aviación general
100/130	Verde	Alto	Antiguo grado de alto plomo, prácticamente extinto
UL91 / UL94 / G100UL	Variable*	Sin plomo	Combustibles modernos sin plomo, en expansión
Jet-A / Jet-A1	Transparente / pajizo	—	QUEROSENO. NO APTO para motores a pistón

*=El **UL91** en Argentina comenzó comercializándose **incoloro**, posteriormente por un corto período fue **rojo** y mas tarde volvió a ser **incoloro** (esto es en 2026).

ADVERTENCIA: Cargar Jet-A en un motor a pistón es uno de los errores más graves y frecuentes de la aviación general. El motor arrancará y rodará brevemente, pero detonará y/o se “plantará” en pleno despegue. Verifique siempre el color del combustible en la muestra de drenaje y la coincidencia con el rótulo del tanque y del camión cisterna que le provea.

Características exigidas al AVGAS:

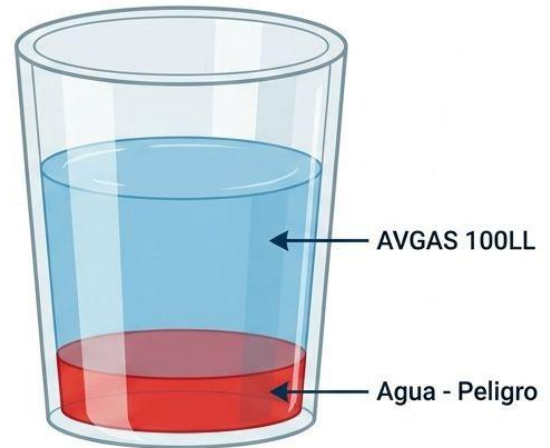
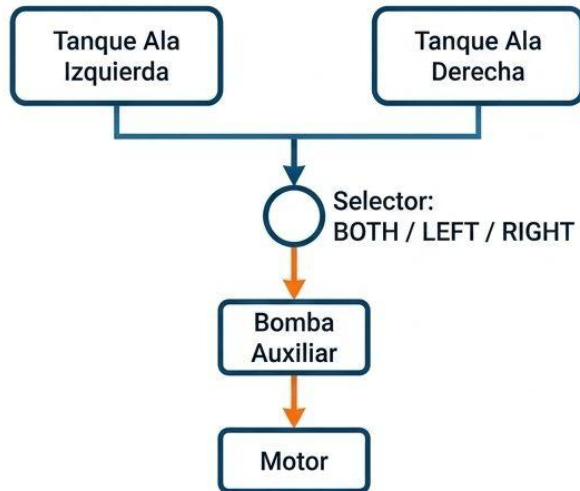
- Alto poder antidetonante (octanaje) para resistir las elevadas presiones de la combustión sin detonación prematura.
- Volatilidad controlada: debe vaporizarse fácilmente en frío para el arranque pero no tanto que produzca vapor lock (formación de burbujas de vapor en las cañerías en clima cálido).
- Estabilidad química durante el almacenamiento prolongado.
- Bajo punto de congelación (típicamente inferior a $-58\text{ }^{\circ}\text{C}$) para operar a gran altitud.

3.2 Verificación del combustible: la muestra y los drenajes

En la inspección prevuelo el piloto drena una pequeña muestra de combustible de cada drenaje (drain) del avión: típicamente uno por tanque, uno en el filtro principal (gascolator) y uno por línea según el modelo. La muestra se observa contra la luz en un recipiente transparente. Debe verificarse:

- Color correcto (azul para 100LL – transparente/rojo para 100 – depende del lote).
- Ausencia de agua: el agua, más densa, se acumula al fondo del recipiente formando una capa nítida. Ante presencia, drenar hasta que la muestra salga limpia.
- Ausencia de partículas en suspensión, sedimentos u oxidación.
- Olor característico a nafta (no a queroseno).

Sistema de combustible: AVGAS y verificación



• **Estándar AVGAS 100LL:** La nafta de aviación general es identificable por su color azul. Los tanques cuentan con venteo para evitar vacíos neumáticos que detengan el flujo por gravedad.

• **Gestión en cabina:** El piloto administra el flujo mediante la válvula selectora y respalda la presión del sistema con la bomba eléctrica auxiliar durante fases críticas como el despegue.

• **Verificación de pureza:** Durante el prevuelo, se drena una muestra para confirmar el color azul y descartar agua. El agua, al ser más densa, se asienta siempre en el fondo. El cálculo de vuelo se basa solo en el combustible utilizable.

Flightpath

El combustible drenado se descarta aunque la muestra se vea limpia y sin agua

NO LO VUELVA A PONER EN EL TANQUE DEL AVION.

3.3 Esquema general del sistema de combustible

Un sistema típico de avión liviano monomotor contiene:

- Tanques de combustible (uno o más por ala). Comunican con la atmósfera por venteos —si se obstruyen, el tanque generará depresión y dejará de fluir combustible al motor.
- Selector de tanque (fuel selector): permite seleccionar tanque izquierdo, derecho, ambos (en alas altas con flujo por gravedad) o cerrado (off).
- Bomba mecánica de combustible accionada por el motor (siempre presente en motores inyectados; en algunos motores con carburador la alimentación es por gravedad y la bomba no existe).
- Bomba eléctrica auxiliar (electric boost pump): redundancia para casos en que la bomba mecánica falle, para el arranque y como respaldo en despegue/aterrizaje. En aviones de ala baja (Piper PA-38, Tecnam P2002) su uso en despegue y aterrizaje es obligatorio según POH. Y en la mayoría de los aviones que disponen de bomba eléctrica también está indicado su uso en las listas de chequeo.

- Filtro principal o gascolator: recipiente con malla y vaso colector de agua/sedimentos en el punto más bajo del sistema, muy cerca del motor.
- Carburador o unidad de inyección, según el motor.
- Indicador de cantidad de combustible en cabina (sensores resistivos tipo «brazo flotante» o capacitivos).
- Indicador de presión y/o flujo de combustible (fuel pressure / fuel flow) en cabina.

3.4 Carburación

El carburador prepara la mezcla aire-combustible aprovechando el efecto Venturi: el aire que entra al motor pasa por una garganta estrecha donde se acelera, la presión local cae y aspira combustible de la cuba a través del surtidor (jet) calibrado. La mezcla resultante se envía a los cilindros por el múltiple de admisión.

Componentes básicos del carburador de flotador (float-type), el más común en aviación general:

- Cuba con flotador y aguja: mantiene un nivel constante de combustible.
- Venturi y surtidor principal.
- Válvula de mariposa (throttle): regula la cantidad de mezcla que llega al motor; gobernada por la palanca de potencia.
- Sistema de mezcla (mixture): aguja calibrada que controla la cantidad de combustible para una determinada masa de aire; gobernada por la palanca roja de mezcla. Permite empobrecer la mezcla en altura.
- Sistema de ralentí (idle), bomba de aceleración (accelerator pump) para acelerones bruscos, y sistema de cebado (primer) o enriquecedor de arranque.

3.4.1 *Engelamiento del carburador (carburettor icing)*

Es uno de los fenómenos más característicos —y temidos— del motor a pistón con carburador, y debe entenderse a fondo:

Cuando el aire pasa por el Venturi del carburador, ocurren dos enfriamientos simultáneos: el debido a la propia caída de presión (expansión adiabática) que se genera por la aceleración del flujo de aire (Principio de Bernoulli) y, sobre todo, el debido a la vaporización del combustible que absorbe calor del aire circundante. La temperatura del aire dentro del carburador puede caer 20 a 30 °C por debajo de la OAT. Si la humedad ambiente es alta, la humedad del aire se condensará y, si la temperatura cae bajo cero, se congelará formando una capa de hielo sobre la mariposa, las paredes del Venturi o el surtidor.

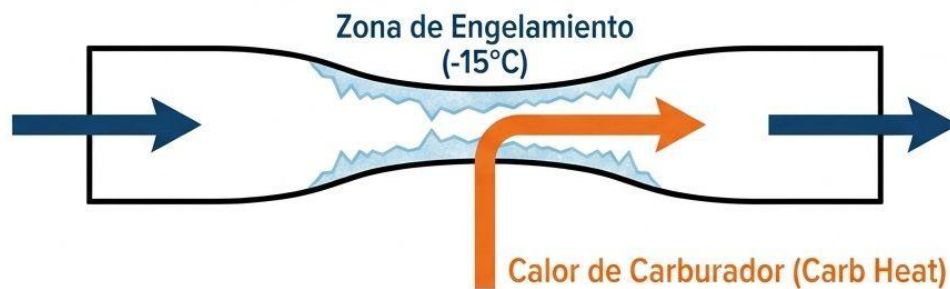
Esto puede ocurrir en condiciones aparentemente benignas: hay registros documentados de formación de hielo con OAT de hasta +30 °C y humedad alta. El rango más peligroso suele ser entre -5 °C y +20 °C de OAT con humedad relativa por encima del 50 %.

Síntomas (con hélice de paso fijo): pérdida progresiva e inexplicable de RPM con palanca de potencia fija, eventualmente motor áspero. Con hélice de paso variable, el síntoma es pérdida de presión de admisión (manifold pressure) con RPM constantes.

Condición de vuelo	Riesgo de hielo en carburador
Crucero a potencia parcial, aire húmedo, OAT 0 a 20 °C	ALTO
Descensos prolongados con motor reducido	MUY ALTO (motor frío, poca mezcla)
Vuelo bajo lluvia o llovizna	ALTO incluso con OAT > 25 °C
Vuelo a potencia plena y máquina caliente	BAJO (calor del motor evapora el hielo)
Aire seco, OAT < -10 °C	BAJO (poca humedad disponible)

Sistema de calefacción del carburador (carb heat): toma aire caliente proveniente de una manga alrededor del colector de escape (por el escape van los gases calientes de la combustión) y lo deriva al carburador, derritiendo el hielo. Es una válvula on/off (no proporcional) gobernada por un mando en cabina. Cuando se aplica, la temperatura del aire de admisión sube y, por estar más caliente y menos denso, la potencia del motor cae ($\approx 75\text{--}125$ RPM en motores con hélice de paso fijo).

El carburador: hielo y termodinámica



[Condición de Riesgo]

- El Efecto Venturi enfría drásticamente la mezcla. Existe alto riesgo de hielo con humedad alta y temperaturas exteriores entre +10°C y +30°C.

[Síntoma Silencioso]

- El síntoma primario en vuelo es una caída lenta, constante e inexplicable de las RPM del motor sin que el piloto haya movido la potencia.

[Acción Curativa]

- Aplicar calor de carburador al primer signo. Esto inyecta energía térmica inmediata para derretir el bloqueo de hielo en la garganta.

Operación del carb heat:

- Verificación durante el chequeo de motor (run-up): se aplica carb heat y se debe observar caída de RPM. Si no cae nada, el sistema no está derivando aire caliente; si cae demasiado, puede haber problema. Luego se quita.
- Aplicar al iniciar un descenso prolongado a motor reducido.
- Aplicar ante el primer síntoma de pérdida inexplicada de RPM en crucero y mantenerlo aplicado el tiempo necesario para fundir el hielo. Inicialmente las RPM pueden caer aún más y luego subir por encima del valor previo a la formación de hielo (el hielo derretido genera agua que pasa por el motor).
- NO aplicar en operaciones en tierra en pistas no preparadas: el aire de carb heat, al venir del compartimento motor, no pasa por el filtro de aire principal y arrastraría polvo y partículas al motor.
- NO aplicar a plena potencia (despegue) salvo emergencia: empobrece la mezcla y reduce potencia útil.

ADVERTENCIA: El carb heat es ANTICIPATIVO y CURATIVO. Es mucho más eficaz aplicarlo antes de descender que reaccionar tarde a una pérdida masiva de potencia ya con hielo formado.

3.5 Inyección de combustible

Los motores inyectados (los modelos «I» del catálogo Lycoming/Continental, como IO-360, IO-540) reemplazan el carburador por un sistema de inyección continua de baja presión:

- Una bomba mecánica accionada por el motor entrega combustible a presión a un dosificador (fuel servo / metering unit) que regula el flujo según la posición de la palanca de potencia (medida del aire) y la palanca de mezcla.
- Una unidad distribuidora (flow divider o «araña») reparte el combustible dosificado a las líneas de los cilindros.
- Cada cilindro recibe su combustible por un inyector (nozzle) que rocía directamente en la admisión del cilindro, antes de la válvula de admisión.

Ventajas de la inyección frente al carburador:

- Inmune al engelamiento del carburador (no hay garganta Venturi, no hay caída de presión que enfríe el aire).
- Reparto más uniforme de mezcla entre cilindros, mejor rendimiento térmico.
- No afecta el rendimiento la actitud del avión (vuelo invertido en versiones acrobáticas).

Desventajas: arranque en caliente más complejo (vapor lock en las líneas), mayor costo y mayor complejidad de mantenimiento. Por eso los aviones inyectados tienen procedimiento de arranque en caliente específico (palanca de mezcla en corte, bomba auxiliar activada por algunos segundos, etc.) que

el alumno debe estudiar en el POH del avión usado en su instrucción en caso de que le tocara un avión con ese tipo de motor.

NOTA: *En aviones inyectados sigue existiendo riesgo de hielo, pero NO en el carburador sino en la admisión: la entrada de aire (alternate air) puede obstruirse por hielo de impacto. Por eso tienen sistema de aire alternativo (Alternate Air) similar en concepto al carb heat pero distinto en función.*

3.6 Control de mezcla: ¿por qué empobrecer en altura?

La «mezcla» es la relación másica entre aire y combustible. La proporción estequiométrica (combustión completa, sin oxidante ni combustible sobrantes) es de aproximadamente 15:1 en masa para la nafta. Los motores aeronáuticos no operan exactamente en esa relación sino en torno a ella:

- Mezcla rica de potencia ($\approx 11-12:1$, exceso de combustible): se utiliza para despegue y ascenso a plena potencia. El combustible sobrante actúa como refrigerante interno y previene la detonación.
- Mezcla pobre de máximo rendimiento (best power, $\approx 13:1$): produce la máxima potencia para una dada cantidad de aire. No se usa de manera continua porque las temperaturas internas son altas.
- Mezcla pobre de mejor economía (best economy, $\approx 16:1$): mínimo consumo específico, EGT máxima.
- Mezcla en corte (idle cut-off, ICO): cierra completamente el paso de combustible; es la forma normal de apagar el motor aeronáutico (mucho más limpio que cortar la ignición, evita autoencendido y deja las cámaras secas).

Al subir, la densidad del aire disminuye pero el carburador (o el dosificador) sigue entregando aproximadamente la misma masa de combustible: la mezcla se enriquece progresivamente dado que la presión y densidad del aire disminuyen con el aumento de la altitud (hay menos moléculas de gas por unidad cúbica), y comienza a “sobrar” combustible. Una mezcla muy rica reduce la potencia, ensucia las bujías (depósitos de plomo, empastamiento, fouling) y aumenta el consumo. Por eso el piloto debe empobrecer manualmente al ascender:

- Como regla práctica, por encima de 3.000 o 5.000 ft de altitud densidad (según el POH) se empobrece tirando lentamente la palanca de mezcla hasta obtener máximas RPM (en motores con hélice fija) o hasta la indicación de mezcla EGT (Exhaust Gas Temperature – Temperatura de Gases de Escape) objetivo (motores con monitor multipunto).
- En crucero, se empobrece hasta la condición recomendada por el POH (best power o best economy).
- Antes de descender o de aterrizar, se enriquece nuevamente (palanca de mezcla totalmente adelante o según POH) para evitar pérdida de potencia en una eventual maniobra de motor y al ganar densidad de aire, comenzaría a “faltar” combustible.

- También es recomendable empobrecer la mezcla en rodaje en tierra, para evitar el empastamineto de las bujías.

ADVERTENCIA: Operar el motor con mezcla excesivamente pobre a alta potencia provoca temperaturas peligrosamente altas (CHT, EGT), detonación, agrietamiento de culatas y, en el peor caso, falla de motor. No empobrecer a la potencia indebida. Hacerlo con criterio y vigilancia de los parámetros.

3.7 Detonación y preignición

Son dos fenómenos anómalos de la combustión que el piloto debe conocer:

- Detonación (detonation): la mezcla, en lugar de quemarse en forma de frente de llama suave que se propaga desde la bujía (punto de chispa), explota espontáneamente en regiones del cilindro por la presión y temperatura elevadas. Genera ondas de presión de alta amplitud y golpea las paredes del cilindro. Causas: octanaje insuficiente (combustible equivocado), mezcla demasiado pobre a alta potencia, CHT elevada, presión de admisión excesiva.
- Preignición (preignition): la mezcla se enciende ANTES del salto de la chispa, por la presencia de un punto caliente en el cilindro (depósitos de carbón incandescente, bujía recalentada, válvula sobrecaliente). Es más destructiva que la detonación; puede fundir el pistón en pocos segundos.

La defensa contra ambos fenómenos es operar siempre dentro de los rangos de potencia, mezcla y refrigeración indicados por el POH, y usar el combustible especificado por el fabricante.

Capítulo 4. Sistemas de encendido, lubricación y refrigeración

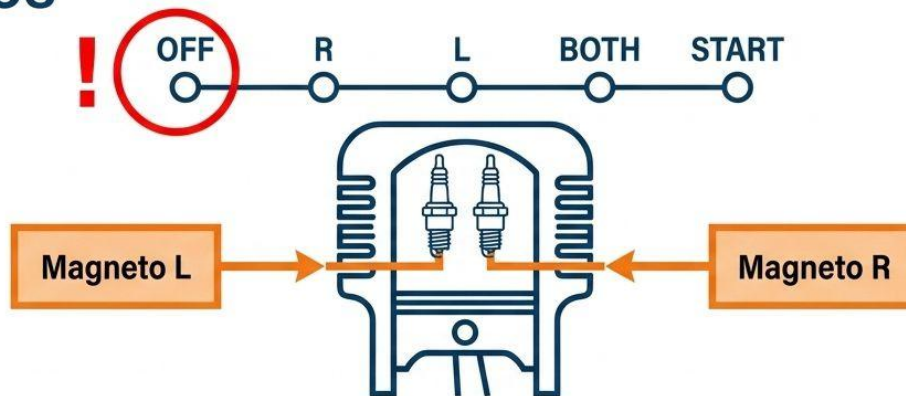
4.1 Sistema de encendido por magnetos

El sistema de encendido aeronáutico es independiente del sistema eléctrico del avión. Cada motor lleva DOS magnetos —llamadas izquierda (LH – Left Hand) y derecha (RH – Right Hand) o, por convención antigua, magneto «1» y «2»— y cada cilindro tiene DOS bujías. Cada magneto alimenta una de las bujías de cada cilindro. Esto entrega dos beneficios esenciales:

- Redundancia total: si una magneto falla, la otra mantiene el motor funcionando (con leve pérdida de potencia, típicamente 75–175 RPM).
- Combustión más eficiente: dos frentes de llama simultáneos consumen la mezcla con mayor rapidez y uniformidad, mejorando potencia y reduciendo la tendencia a la detonación.

Una magneto es un generador de corriente alterna autónomo: un imán permanente gira impulsado por el motor, induce corriente en una bobina primaria que, al ser interrumpida por los platinos (o un sensor electrónico equivalente), genera un pico de alto voltaje en la bobina secundaria; ese pico se distribuye al cilindro correspondiente por el distribuidor y de allí, por cables blindados de alta tensión, a la bujía.

Sistema de encendido: redundancia por magnetos



- **Independencia eléctrica:** Dos magnetos autónomas generan su propia chispa. Si el sistema eléctrico general del avión falla por completo, el motor sigue funcionando sin interrupción.
- **Verificación en rodaje:** La prueba de magnetos aísla cada circuito para confirmar que la redundancia esté intacta antes del despegue, verificando que la caída de RPM no exceda el límite.
- **Peligro latente:** Un magneto en posición activa (o con su cable de tierra roto) con el motor apagado puede encender la aeronave si alguien mueve físicamente la hélice.



El interruptor del encendido en cabina tiene cinco posiciones:

1. OFF: ambas magnetos puestas a tierra; ninguna chispa.
2. R (Right): sólo la magneto derecha activa.
3. L (Left): sólo la magneto izquierda activa.
4. BOTH: ambas magnetos activas — posición normal de operación.
5. START: ambas magnetos activas y se energiza el motor de arranque (un pequeño motor eléctrico que “le da un empuje” al motor principal para iniciar el ciclo).

4.1.1 La prueba de magnetos (mag check)

Antes de cada despegue, en el run-up, se verifica cada magneto individualmente. Procedimiento clásico (consultar POH específico):

- Llevar el motor a la RPM de prueba indicada (típicamente 1.700 o 1.800 RPM en entrenadores).
- Pasar la llave de BOTH a R: las RPM caerán una pequeña cantidad (porque ahora trabaja una sola bujía por cilindro). Anotar la caída.
- Volver a BOTH, esperar a que las RPM se estabilicen.
- Pasar a L: idem, anotar la caída.

- Volver a BOTH.

Criterios típicos (siempre verificar POH del avión):

- Caída total dentro de un valor máximo (por ejemplo, 175 RPM en muchos Continental/Lycoming/Rotax).
- Diferencia entre las dos magnetos por debajo de un máximo (por ejemplo, 50 RPM).
- Si en L o R el motor se apaga: la otra magneto está apagada. No podemos proceder con el vuelo, tenemos sólo un sistema de encendido funcionando sin backup.

ADVERTENCIA: Una caída excesivamente grande indica bujía sucia, cable de alta tensión defectuoso o sincronismo de la magneto fuera de tolerancia.

4.2 Sistema de lubricación



El mantenimiento y control del nivel de aceite del motor son críticos para la fiabilidad del vuelo.

Funciones del aceite en el motor aeronáutico:

6. Lubricar las superficies en contacto (cojinetes, leva-empujador, paredes de cilindro–segmento).
7. Refrigerar las zonas internas críticas (cabeza de pistón, válvulas, cojinete del cigüeñal).
8. Sellar la holgura entre segmentos y cilindro asegurando la compresión.
9. Limpiar arrastrando partículas y depósitos hacia el filtro.
10. Proteger contra la corrosión, sobre todo durante períodos de inactividad.
11. Transmitir presión hidráulica en sistemas como el del paso variable de la hélice o, en algunos motores, el avance de encendido.

La inmensa mayoría de los motores aeronáuticos usan lubricación por cárter húmedo (wet sump): el aceite se almacena en el propio cárter inferior, una bomba lo aspira de allí, lo pasa por el filtro y un radiador (oil cooler) y lo distribuye por las galerías internas a los puntos de lubricación. Después regresa por gravedad al cárter.

Algunos motores —sobre todo acrobáticos, o radiales— usan cárter seco (dry sump): el aceite se almacena en un tanque separado y una bomba de recuperación («scavenge pump») devuelve el aceite de los puntos de lubricación al tanque. Esto permite vuelo invertido sin perder lubricación.

Tipo de aceite	Uso típico
Aceite mineral puro (Aeroshell 80, 100, 100W)	Motores nuevos o recién rectificados, durante el rodaje inicial (~25 a 50 horas)
Aceite mineral aditivado con dispersantes (Aeroshell W100, W100Plus)	Operación normal después del rodaje inicial
Aceite multigrado (Aeroshell 15W-50, Phillips X/C 20W-50)	Operación todo clima, especialmente en zonas con variaciones térmicas amplias
AeroShell Oil Sport Plus 4:	Específico para aviones deportivos ligeros y ultraligeros con motores de 4 tiempos (ej. Rotax series 912, 914)

Sistema de lubricación: la sangre del motor



Lubrica



Enfría



Limpia



Sella

Presión y Temperatura



- **Cuatro funciones vitales:** El aceite elimina la fricción metálica, extrae el calor crítico del interior, arrastra impurezas y sella herméticamente los cilindros.
- **Monitoreo en vuelo:** La presión y temperatura de aceite son los primeros indicadores de problemas. Deben estar en la zona verde; una caída de presión **combinada con alta temperatura exige aterrizaje inmediato.**
- **Gestión operativa:** Exige verificación física estricta del nivel en la varilla durante el prevuelo. **Es normal un consumo paulatino** esperado que el piloto debe reponer.

Instrumentos asociados al sistema de aceite y su lectura:

- Presión de aceite (oil pressure): es la presión a la salida de la bomba. Lectura normal típica entre 25 y 90 psi según motor; debe estar en rango verde a la temperatura normal de operación. Una caída repentina en vuelo es señal de emergencia (posible falla inminente de motor). Si durante los primeros segundos posteriores al arranque el indicador de la presión de aceite no se ubica en el arco verde: **apagar el motor**.
- Temperatura de aceite (oil temperature): refleja el equilibrio térmico interno. Suele tardar varios minutos en alcanzar rango verde tras el arranque en frío. Una temperatura excesiva es síntoma de baja cantidad de aceite, radiador obstruido, mezcla muy pobre o sobrecarga del motor.
- Indicador de cantidad (varilla, dipstick): se verifica antes de cada vuelo. Nivel debajo del mínimo: no operar sin añadir aceite nuevo y limpio del tipo correcto hasta que la indicación supere el nivel mínimo.

ADVERTENCIA: Indicación combinada que requiere acción inmediata: presión de aceite cayendo y temperatura subiendo. Probable pérdida masiva de aceite. Reducir potencia, buscar inmediatamente lugar para aterrizaje precautorio.

4.3 Sistema de refrigeración

Como se mencionó, la mayoría de motores son refrigerados por aire. El aire entra por las tomas del capot, es dirigido por las planchas deflectoras (baffles) hacia las aletas de los cilindros (y sobre el radiador de aceite) y sale por la parte inferior. Las planchas deflectoras y sus sellos de goma son críticos para el rendimiento térmico; un baffle suelto o roto puede crear un cilindro con sobret temperatura crónica.

Algunos motores son refrigerados por líquido (Rotax 912/914 muy popular en VLA, LSA y aviones experimentales). Llevan un radiador, una bomba de agua, un termostato y un líquido refrigerante. Su gestión térmica es más estable y tolerante a operación lenta, pero introduce un sistema adicional con sus propias fallas posibles (pérdida de refrigerante, fallas de bomba, obstrucción del radiador).

4.3.1 CHT y EGT como instrumentos diagnóstico

La CHT (temperatura de cabeza de cilindro) mide directamente la temperatura del metal en el punto más caliente externo de la culata. Es el principal indicador de salud térmica del motor en operación. Los rojos típicos del fabricante están en 232–260 °C (450–500 °F) según el motor.

La EGT (temperatura de gases de escape) mide la temperatura de los gases en el escape de cada cilindro. Por sí sola no tiene un límite operacional «rojo» (puede subir a 1600 °F o más sin daño), pero su valor relativo es la herramienta principal para regular la mezcla y detectar anomalías (cilindro frío = bujía fallada, inyector tapado, válvula con fuga, etc.).

Capítulo 5. Hélice y tren de reducción (transmisión)

La hélice es la interfaz entre el motor y el aire: convierte la potencia mecánica entregada por el cigüeñal en empuje aerodinámico. Es, técnicamente, un ala que gira: cada pala tiene un perfil aerodinámico, una cuerda, una curvatura, un ángulo de ataque y genera sustentación; la suma de la componente de esa sustentación a lo largo del eje de rotación es el empuje (thrust). La componente residual (en el plano de rotación) es la que se opone al giro y constituye la carga (par resistente) que ve el motor.

5.1 Definiciones geométricas de la hélice

- Diámetro: del extremo de una pala al extremo opuesto, medido en pulgadas.
- Paso geométrico (pitch): distancia teórica que la hélice avanzaría en una vuelta si el aire fuera sólido, cuanto avanzaría el avión e una rotación completa de la hélice se la misma pudiera enroscarse en la masa de aire sin resbalar o “perder mordida”. Se expresa en pulgadas (por ejemplo, una hélice 76×62 tiene 76 pulgadas de diámetro y 62 pulgadas de paso teórico).
- Paso efectivo o avance real: distancia real avanzada por revolución; siempre menor que el paso geométrico por el resbalamiento (slip), del orden del 10–30 %.
- Ángulo de pala (blade angle): ángulo entre la cuerda del perfil de pala y el plano de rotación, medido en una estación de referencia (típicamente al 75 % del radio).

- Twist (torsión): el ángulo de pala disminuye desde la raíz hacia la punta para compensar que la velocidad lineal es mayor en la punta que en la raíz, manteniendo así un ángulo de ataque relativamente uniforme a lo largo de toda la pala.

5.2 Tipos de hélice según la regulación del paso

5.2.1 Hélice de paso fijo (fixed pitch)

Es la más simple: una pieza de aluminio (o de material compuesto) con paso geométrico inmutable. Tiene un único mando: la palanca de potencia (throttle), que regula la mariposa del carburador o el aire del dosificador y, en consecuencia, las RPM. La indicación primaria de potencia es la lectura del tacómetro (RPM).

GUÍA TÉCNICA: FUNCIONAMIENTO Y OPERACIÓN DE HÉLICE DE PASO FIJO

HÉLICE DE PASO FIJO: DISEÑO OPTIMIZADO PARA UN RANGO ESPECÍFICO DE VELOCIDADES

1. CÓMO FUNCIONA: EL PASO FIJO

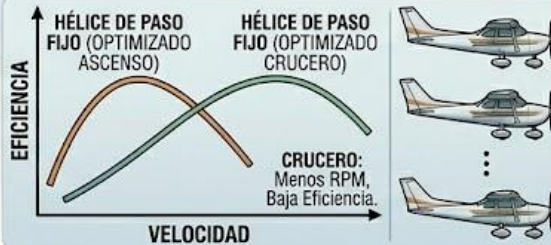


2. OPERACIÓN: CONTROL DE RPM (MANDO DE GASES)



3. FASES DE VUELO Y EFICIENCIA

Eficiencia limitada.
Requiere elegir un 'paso' de diseño que compromete el rendimiento en otras fases.

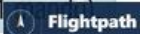


4. IDENTIFICACIÓN DE AVIONES PPA Y VENTAJAS

Common PPA Fixed-Pitch Aircraft:
C152, C172, PA-28 Warrior.

VENTAJAS: Simplicidad Mecánica
Bajo Mantenimiento
Menor Peso

Facilidad de Operación (1)



El paso de fábrica representa un compromiso de diseño: una hélice «de crucero» (mayor paso) optimiza el avance en crucero pero acelera lentamente en despegue; una hélice «climber» (menor paso) ofrece buena aceleración y régimen de ascenso pero limita la velocidad de crucero. La selección está determinada por la misión predominante del avión.

Casi todos los entrenadores básicos (Cessna 152, Cessna 172 versiones iniciales, Piper PA-28-140/161, Tecnam P2002) usan hélice de paso fijo.

5.2.2 Hélice de paso variable controlable (controllable pitch)

El piloto cambia manualmente el ángulo de pala a través de un mando dedicado (palanca azul) que actúa sobre un mecanismo —generalmente hidráulico— que rota las palas en su asiento. Permite optimizar el rendimiento: paso fino (bajo) para despegue y ascenso; paso grueso (alto) para crucero económico. Es un sistema antiguo, hoy raro.

5.2.3 Hélice de velocidad constante (*constant-speed propeller, CSU*)

Es el sistema dominante en aviones de mayor performance (Cessna 172RG/182/206, Piper Arrow/Saratoga, Beechcraft Bonanza, Cirrus SR22). El piloto fija una RPM deseada con la palanca azul (propeller control) y un regulador (governor) accionado por el motor mide constantemente la RPM real y, mediante presión hidráulica de aceite del propio motor, modifica el ángulo de pala para mantener la RPM seleccionada con independencia de los cambios de potencia, actitud o velocidad.

Para entender la operación, conviene visualizar el regulador:

- Si las RPM tienden a subir por encima del valor seleccionado (porque el motor entrega más potencia o el avión picó), el regulador envía aceite a presión al actuador del cubo (hub) y aumenta el ángulo de pala. Más ángulo = más resistencia aerodinámica = más carga = vuelve a bajar las RPM.
- Si las RPM tienden a caer (motor reduce o el avión asciende), el regulador alivia presión, las palas vuelven a paso más fino (ayudadas por contrapesos o por resortes), y las RPM se recuperan.

GUÍA TÉCNICA: HÉLICE DE PASO VARIABLE O VELOCIDAD CONSTANTE

PERMITE EFICIENCIA ÓPTIMA EN TODAS LAS FASES DE VUELO CON EL SISTEMA DE VELOCIDAD CONSTANTE

1. CÓMO FUNCIONA: EL REGULADOR (GOVERNOR)



2. OPERACIÓN: CONTROL DE RPM (MANDO AZUL)



3. EFICIENCIA EN FASES DE VUELO



4. EJEMPLOS DE AVIONES PPA Y VENTAJAS

Aviones PPA con esto: C172RG, C182, PA-28R Arrow, Mooney.

VENTAJAS: Máxima Eficiencia en todas las fases
Menor Consumo

Menor Carga de Trabajo

La gran consecuencia operacional es que en un avión con hélice CS la palanca de potencia ya NO regula las RPM: regula la presión de admisión (manifold pressure, MAP). Por eso este avión tiene DOS indicadores de potencia: tacómetro (RPM) y manómetro de admisión (MAP).

Mando	Color	Efecto primario	Instrumento asociado
Palanca de potencia (throttle)	Negro	Regula presión de admisión (MAP)	Manómetro MAP
Palanca de hélice (prop)	Azul	Fija las RPM (gobernando paso)	Tacómetro
Palanca de mezcla (mixture)	Roja	Relación aire/combustible	EGT, fuel flow

5.2.4 Hélice con posición de bandera (feathering)

En bimotores y turbohélices, la hélice de velocidad constante incorpora una posición especial llamada «bandera» (feather): las palas se giran hasta alinearse aproximadamente con el viento relativo (ángulo cercano a 90° respecto al plano de rotación y cercano a 0° respecto de la trayectoria normal de avance del ación), reduciendo al mínimo la resistencia aerodinámica y deteniendo el molinete («windmilling»). Es esencial tras una falla de motor en bimotor: si la hélice del motor parado no se pone en bandera, su resistencia aerodinámica residual puede ser catastrófica para la performance asimétrica.

Algunos sistemas también ofrecen reversa (palas en ángulo negativo) para frenado tras toma de tierra; común en turbohélices.

NOTA: En los aviones monomotor de instrucción del PPA, la hélice no tiene bandera: en caso de pérdida de potencia, sigue molineteando y produce una resistencia aerodinámica considerable, que el piloto debe asumir en la maniobra de planeo a aterrizaje forzado.

GUÍA TÉCNICA: FUNCIONAMIENTO Y OPERACIÓN DE HÉLICE DE PASO FIJO

HÉLICE DE PASO FIJO: DISEÑO OPTIMIZADO PARA UN RANGO ESPECÍFICO DE VELOCIDADES

1. CÓMO FUNCIONA: EL PASO FIJO



PASO BAJO
(BAJA VELOCIDAD)



En este en línea central.

2. OPERACIÓN: DE RPM (MANDO DE GASES)



MANDO DE GASES

4. IDENTIFICACIÓN DE AVIONES PPA

Eficiencia limitada.

Requiere elegir un 'paso' de diseño que compromete el rendimiento en otras fases.



DESPEGUE:
Alto RPM,
Baja Eficiencia

CRUCERO:
Baja Eficiencia.

GUÍA TÉCNICA: HÉLICE DE PASO VARIABLE O VELOCIDAD CONSTANTE

PERMITE EFICIENCIA ÓPTIMA EN TODAS LAS FASES VUELO CON EL SISTEMA DE VELOCIDAD CONSTANTE

1. CÓMO FUNCIONA: EL REGULADOR (GOVERNOR)



REGULADOR (GOVERNOR)

LAS PALAS PUEDEN DE PASO (GOVERNOR)

PASO BAJO (MAX. RPM)

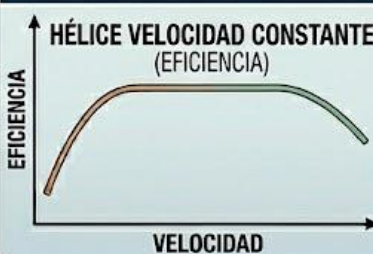
PASO ALTO (MENOS RPM)

2. OPERACIÓN: DE RPM (MANDO AZUL)



PROP CONTROL

3. EFICIENCIA EN FASES DE VUELO



GUÍA TÉCNICA: COMPARATIVA DE HÉLICES (PASO FIJO VS. VELOCIDAD CONSTANTE)

ELEGIR EL SISTEMA ADECUADO SEGÚN LA OPERACIÓN, EL RENDIMIENTO Y EL COSTO

1. COMPARATIVA DE RENDIMIENTO Y EFICIENCIA



2. COMPARATIVA DE COSTO Y MANTENIMIENTO



3. RESUMEN DE VENTAJAS HÉLICE PASO FIJO (VENTAJAS)

Simplicidad Mecánica
Bajo Peso
Menor Carga de Trabajo del Piloto (1 mando)
Filabilidad Mecánica

4. RESUMEN DE DESVENTAJAS HÉLICE VELOCIDAD (DESVENTAJAS)

Complejidad Mecánica
Mayor Peso
May Costo de Operación y Mantenimiento
Sistema de A

Flightpath

5.3 Tren o caja de reducción (gearbox / propeller reduction gear)

Los motores aeronáuticos a pistón modernos (Rotax por ejemplo) giran a máxima potencia a unas 5000 RPM; a esas revoluciones las puntas de las palas de la hélice podrían aproximarse a la velocidad del sonido. Las palas **no deben** aproximarse a la velocidad del sonido por razones de rendimiento (caída brusca por compresibilidad del aire), vibraciones y ruido. La velocidad de punta es función del producto entre RPM y diámetro de hélice. La solución habitual en motores aeronáuticos clásicos (Lycoming, Continental certificados) es montar la hélice directamente sobre el cigüeñal: motor de baja RPM, hélice grande, sin reductor.

Sin embargo, los motores de tecnología más reciente —típicamente derivados del mundo automotriz o motores ULM/VLA/LSA— como el Rotax 912/914/915, el Jabiru o, históricamente, los modelos «GO» de Lycoming (Geared, Opposed), giran a un régimen mucho más alto (5.000–6.000 RPM) por razones de potencia específica y peso. Para que la hélice pueda girar a las 2.200–2.400 RPM aerodinámicamente eficientes, se interpone un tren o caja de engranajes de reducción entre cigüeñal y eje de hélice.

5.3.1 Tipos constructivos de reductor

- Reductor de engranajes rectos o helicoidales: par de engranajes con relación típica entre 1:2 y 1:3 (cigüeñal:hélice). Ejemplo: Rotax 912 con reductor de 2,43:1.
- Reductor planetario: engranaje solar central, satélites y corona exterior. Más compacto y soporta mayor par; usado en turbohélices y en algunos motores de ciclo Otto grandes.

- Reductor por correa (timing belt): solución ligera empleada en motores experimentales; menos común en aviación certificada.

5.3.2 Elementos asociados al reductor

- Amortiguador de torsión (torsional damper / sprag clutch): el motor a pistón entrega par pulsante (cada explosión es un pulso); para evitar que esas pulsaciones se trasladen como vibración torsional al tren y resuenen con frecuencias naturales del sistema —que pueden romper dientes de engranajes o el propio eje—, se intercala un amortiguador (resortes, fricción, o un embrague de rueda libre).
- Embrague de sobrecorrida (sprag clutch): permite que la hélice arrastre al motor en molinete tras parada en vuelo sin transmitir esfuerzos negativos al reductor.
- Lubricación independiente o compartida con el motor según el diseño. En el Rotax 912/914 la lubricación del reductor es por aceite del motor; en otros sistemas el reductor tiene su propio depósito y bomba.

5.3.3 Limitaciones operacionales del reductor

- Vibración por par pulsante: en ciertos motores con reductor existen RPM prohibidas (por ejemplo, ciertos Rotax indican «evite operación continua entre X y Y RPM» por resonancia torsional).
- Capacidad máxima de par: el tren está dimensionado para un par máximo; superarlo (por ejemplo, en aceleración brusca con la hélice trabada) puede dañarlo.
- Lubricación: el aceite del motor debe estar en su rango térmico antes de aplicar potencia plena, particularmente en motores con reductor compartido.
- Inspecciones específicas del tren (juego diametral, partículas en el filtro) con intervalos propios.

GUÍA TÉCNICA: CAJA DE REDUCCIÓN DEL MOTOR ROTAX 912

ANÁLISIS PROFUNDO, DATOS, ESQUEMAS Y FUNCIONAMIENTO DETALLADO

1. PROPÓSITO Y NECESIDAD OPERACIONAL

RPM DEL MOTOR VS. RPM DE LA HÉLICE

RPM del Motor (5800 RPM máx.) →
 RPM de la Hélice (~2400 RPM) → **Maximiza eficiencia y tracción**

Adapta la alta velocidad del motor a la velocidad óptima de la hélice. Reduce tensión en hélice y motor.

Relaciones comunes (2.27:1 o 2.43:1)

2. ESQUEMA Y COMPONENTES CLAVE (VISTA DE CORTE)

COMPARATIVA DE PARÁMETROS: MOTOR VS. HÉLICE (RED. 2.43:1)

Parámetro	Motor	Hélice
RPM Máx.	5800	2386
Torque (Nm)	120	290

RPM VS. TORQUE

El aumento de torque es proporcional a la relación de reducción.

Componentes clave: Piñón del cigüeñal (Engranaje impulsor), Engranaje impulsado (Cárter de reducción), Eje de la hélice, Acete de usar (Tri-bora clutch) (Bote de reducción), Rodamientos de bolas y rodillos, Sellos de aceite, Bomba de aceite, Cárter, Drenaje, Embrague de sobrecarga (Overload Clutch) (Discos de fricción y muelles), Cárter.

3. FUNCIONAMIENTO DETALLADO DEL FLUJO DE POTENCIA Y EL EMBRAGUE DE SOBRECARGA

EMBRAGUE + PATINA SE TRANSMITTIDA Y PATINIZADORA DE SOBRECARGA

FLUJO NORMAL	EMBRAGUE ACTIVO (TORQUE EXCESIVO)	PARADA REPENTINA (PROTECCIÓN)
Embrague patina para proteger los componentes	Embrague patina para proteger los excesivos	Protege en arranques, paradas e impactos

5. MANTENIMIENTO, LUBRICACIÓN Y VENTAJAS

MANTENIMIENTO	LUBRICACIÓN	VENTAJAS
<ul style="list-style-type: none"> Inspección periódica del embrague Cambio de aceite y filtro (horas específicas) Verificación de sellos 	<ul style="list-style-type: none"> Acete específico de Bomba de aceite interna 	<ul style="list-style-type: none"> Diseño probado y fiable Mejor rendimiento de tracción Reducción de vibraciones Fiabilidad

NOTA: El piloto privado debe identificar, al estudiar el manual de vuelo del avión usado, si el motor lleva tren de reducción y, en ese caso, conocer sus RPM prohibidas, su procedimiento de calentamiento y sus indicaciones específicas (por ejemplo, presión de aceite y temperatura mínimas para aplicar potencia plena).

5.4 Efectos giroscópicos y de par de la hélice

Una hélice grande girando a 2.500 RPM almacena una energía rotacional considerable. Esto produce cuatro efectos secundarios que el piloto debe conocer:

- Par de reacción (torque): por reacción, el motor tiende a hacer rotar el avión en sentido opuesto al giro de la hélice. En una hélice estándar (vista desde el piloto) que gira en sentido horario, el avión tiende a rolar hacia la izquierda. Más notable a baja velocidad y alta potencia (despegue).
- Efecto del flujo helicoidal de la estela (P-factor de slipstream): la estela helicoidal envuelve el fuselaje y pega oblicuamente en la deriva, induciendo una guiñada izquierda en hélices horarias. Se compensa con pedal derecho.
- Efecto P (P-factor / pala descendente): en vuelo con ángulo de ataque positivo (despegue, ascenso), la pala que desciende —en una hélice horaria, la derecha vista desde atrás— atrae el aire con un ángulo de ataque mayor que la pala que sube; por lo que produce más empuje, lo que descentra el empuje hacia la derecha del eje del avión, generando una guiñada izquierda. Se compensa con pedal derecho.
- Precesión giroscópica: una fuerza aplicada a un cuerpo en rotación produce un efecto desplazado 90° en el sentido de giro. Aplicar nariz arriba en un avión convencional (cambio de actitud), genera una pequeña tendencia a guiñada izquierda; aplicar nariz abajo, guiñada derecha. Importante en aviones tail-dragger (con tren de aterrizaje convencional, o rueda de cola) durante el levantamiento de la cola en despegue.

La suma de estos efectos en aviones de hélice con sentido de rotación horaria es siempre una tendencia a guiñar hacia la izquierda en alta potencia y baja velocidad. Por eso, sin compensación de pedales, un avión en despegue se va hacia la izquierda de la pista. **El piloto debe compensar con pedal derecho.**

Capítulo 6. Sistema eléctrico y sistema de vacío

6.1 Sistema eléctrico

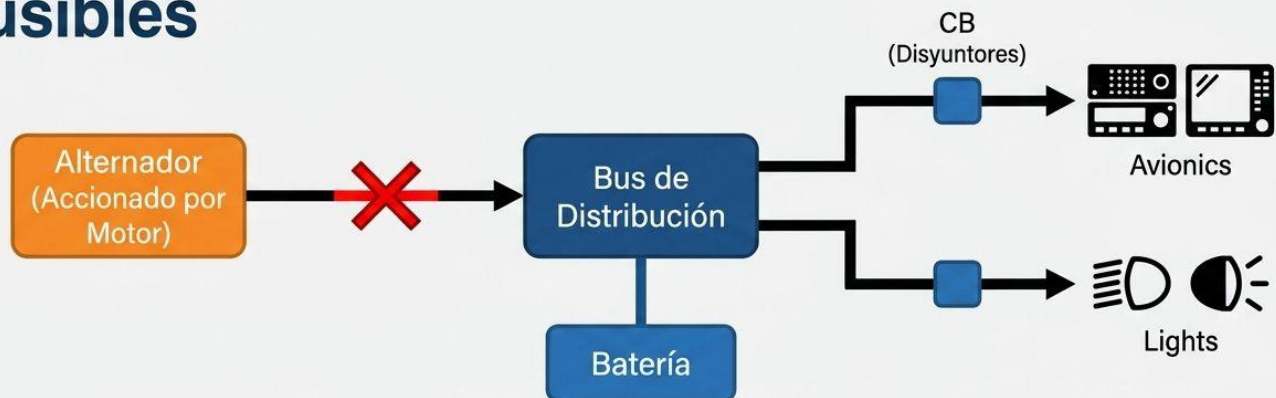
El sistema eléctrico del avión es indispensable para encender el motor (motor de arranque y, en algunos motores, ignición de respaldo), alimentar los instrumentos eléctricos (giro direccional eléctrico, horizonte artificial eléctrico en aviónica moderna, comunicaciones, navegación, luces, flaps eléctricos, sensores de combustible, etc.) y cargar la batería.

Componentes principales:

- Batería: en general de 12 V o 24 V, plomo-ácido sellada o de gel; alimenta al sistema con el motor parado y absorbe picos durante el funcionamiento con alternador. Su autonomía en caso de falla del alternador, dependiendo de la carga, suele estar entre 20 y 45 minutos.
- Alternador (en aviones modernos) o generador (en aviones antiguos): impulsado por el motor mediante correa, produce corriente alterna que es rectificadora a continua. El alternador funciona desde RPM bajas; el generador necesita RPM más altas para entregar carga.

- Regulador de voltaje (voltage regulator): mantiene el voltaje de salida del alternador constante (típicamente 14 V para sistemas de 12 V o 28 V para sistemas de 24 V), controlando la excitación del campo.
- Sobretensión (overvoltage relay): protección que desconecta el alternador si el regulador falla y la tensión sube peligrosamente.
- Barra principal (bus): nodo eléctrico al que se conectan todos los consumos a través de fusibles o disyuntores (circuit breakers, CB) individuales.
- Master switch (interruptor maestro): generalmente de dos polos: un polo conecta la batería al bus, el otro conecta el alternador al campo. Pueden operarse independientemente para diagnóstico.
- Amperímetro o voltímetro de cabina: indicador del estado del sistema.

Sistema eléctrico: batería, alternador y fusibles



- **Arquitectura principal:** La batería proporciona energía inicial para arrancar el motor. Una vez encendido, el alternador asume la carga total y recarga la batería.
- **Circuit Breakers (CB):** Actúan como fusibles reseteables, cortando el flujo ante cortocircuitos para aislar sistemas eléctricos defectuosos de la red.
- **Falla de Alternador:** Si el alternador muere en vuelo, el motor a pistón sigue funcionando, pero el piloto dependerá de una reserva de batería muy limitada para equipos.

Lectura amperímetro	Significado
Aguja en cero	Generación = consumo (estado normal en crucero con batería cargada)
Aguja a la derecha (carga +)	Alternador entregando más que el consumo; la batería se está cargando (normal tras arranque)
Aguja a la izquierda (descarga -)	Sin generación: alternador desconectado o fallado; la batería alimenta sola al sistema

6.1.1 Falla del alternador en vuelo

Procedimiento típico (consultar POH específico):

12. Confirmar la indicación: amperímetro en descarga o luz de aviso «LOW VOLTAGE» / «ALT».
13. Intentar reposición: alternador OFF, esperar unos segundos, alternador ON. Si vuelve a desconectar, falla real.
14. Reducir cargas eléctricas no esenciales: luces innecesarias, calefacción de pitot si no hay condiciones de hielo, equipos redundantes (segundo VHF), iluminación interior, etc.
15. Calcular tiempo restante de batería y, si está lejos del destino, considerar aterrizaje en aeropuerto alternativo.

ADVERTENCIA: La pérdida total del sistema eléctrico NO detiene el motor (las magnetos son independientes), pero detiene cualquier comunicación, navegación electrónica, flaps eléctricos y tren retráctil eléctrico. El piloto debe ser capaz de aterrizar sin alimentación eléctrica y conocer los procedimientos de extensión manual del tren y los flaps si el avión los tiene.

6.2 Sistema de vacío

En aviones de aviónica convencional analógica (steam gauges), algunos instrumentos giroscópicos — específicamente el horizonte artificial y el girodireccional, en sus versiones neumáticas— se accionan mediante un giro de palas movido por aire de baja presión (depresión). La bomba se llama bomba de vacío (vacuum pump), aunque más correctamente trabaja absorbiendo aire del instrumento.

Esquema:

- Bomba de vacío accionada por el motor (típicamente de paletas grafitadas en seco).
- Filtro de aire de entrada (vacuum filter): si se obstruye, el caudal cae y los instrumentos giran lento (lecturas falsas o lentas).
- Regulador de vacío: estabiliza la depresión en torno al valor especificado (típicamente 4,5 a 5,5 pulgadas de Hg de vacío).
- Indicador de vacío (suction gauge) en cabina: debe leer en el arco verde con motor a régimen normal.
- Instrumentos: el horizonte artificial y el girodireccional reciben aire por una manguera; en el interior, una corriente de aire impacta sobre las paletas del rotor y lo hace girar a 10.000–20.000 RPM. El instrumento «vive» de la inercia giroscópica.

NOTA: Los aviones modernos con aviónica integrada glass cockpit (Garmin G1000, Avidyne) suelen prescindir del sistema de vacío. Sus AHRS (Attitude and Heading Reference Systems – sistemas de referencia de rumbo y actitud) son electrónicos, basados en MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems, o Sistemas Microelectromecánicos. Son dispositivos extremadamente pequeños que integran componentes mecánicos y electrónicos en un mismo chip de silicio) y giros láser, alimentados por el sistema eléctrico.

ADVERTENCIA: Falla del sistema de vacío en IMC (vuelo instrumental): es una emergencia crítica porque deja al piloto sin horizonte ni rumbo giroscópico, y debe pasar inmediatamente a vuelo por panel parcial (turn coordinator, brújula, anemómetro, altímetro, variómetro). El alumno PPA solo opera VFR pero debe conocer el síntoma para no continuar inadvertidamente en IMC.

Capítulo 7. Tren de aterrizaje, frenos y sistema hidráulico

7.1 Tipos de tren

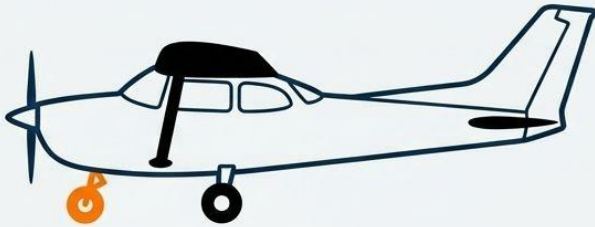
- Tren triciclo: dos ruedas principales detrás del CG y una rueda en el morro o nariz del avión. Es el estándar moderno. Ventajas: visibilidad en rodaje, estabilidad direccional natural, tolerancia a aterrizajes ligeramente desviados, frenado eficiente. Es la configuración de todos los entrenadores básicos comunes (Cessna 152/172, Piper PA-38, Diamond DA20/40).



La inspección pre-vuelo del tren de aterrizaje es parte indispensable del walkaround sistemático.

- Tren convencional (tail-dragger): dos ruedas principales delante del CG y una rueda en la cola. Ventaja: mejor para pistas sin preparar y campo no preparado, hélice más alejada del suelo. Desventaja: el CG está por detrás del punto de contacto principal, lo que hace al avión direccionalmente inestable en tierra y propenso al «ground loop» (descontrol direccional explosivo, posible vuelco lateral). Exige instrucción específica.

Tren de aterrizaje: tipos y verificación



Tren Triciclo (Estándar moderno, máxima estabilidad direccional)



Tren Convencional
(Aerodinámico, pero inestable en rodaje)

Fixed vs. Retractable gear:

- **Resistencia aerodinámica:** El tren fijo penaliza la performance permanentemente. El tren retráctil elimina la resistencia, pero añade peso y complejidad de sistemas hidráulicos/eléctricos.

GEAR DOWN AND LOCKED

- **Disciplina procedimental:** Para aviones con tren retráctil, confirmar la extensión en la lista de chequeo final es obligatorio. Omitirlo causa incidentes de alto costo.



7.2 Tren fijo vs. tren retráctil

- Tren fijo: no se mueve, está siempre extendido. Ventajas: simplicidad, costo, mantenimiento mínimo, no hay riesgo de aterrizaje con tren plegado. Desventaja: mayor resistencia aerodinámica permanente durante todo el vuelo. Es el tipo dominante en aviones de instrucción.
- Tren retráctil: se pliega en vuelo dentro del fuselaje o del ala, reduciendo resistencia. Es eléctrico (motor eléctrico mueve husillos o sistema hidráulico pequeño) o hidráulico (bomba accionada por motor o eléctrica).

Indicación del tren retráctil:

- Tres luces verdes (una por pata): tren abajo y trabado (down and locked).
- Luz roja o ámbar de «tren en tránsito» (in transit) que se apaga al completarse el ciclo.
- Botón de prueba de bombillas (TEST) para verificar que el filamento no esté quemado.
- Sistema de bocina (gear warning horn): suena automáticamente cuando se reduce potencia por debajo de cierto valor y el tren no está abajo (alarma de aterrizaje con tren arriba).
- Sistema de extensión manual de emergencia (manual gear extension): manivela, palanca de bomba manual, válvula de caída libre por gravedad, etc., según diseño.

ADVERTENCIA: Las dos causas principales de aterrizaje con tren plegado son (1) distracción del piloto y omisión de la lista de control y (2) ignorar la bocina de aviso. La defensa son las listas de control de aproximación y aterrizaje (GUMPS: Gas, Undercarriage, Mixture, Propeller, Switches) leídas en cada aproximación.

7.3 Componentes mecánicos de las patas

- Amortiguador (shock strut): puede ser de ballesta de acero (Cessna 150/152/172), de tubo elástico de acero (algunos Pipers), de elastómero/bungee, o de óleo-neumático (Beech Bonanza, la mayoría de los retráctiles).
- Ruedas y cubiertas: presiones de inflado especificadas por el POH (típicamente 30 a 60 psi).
- Frenos de disco hidráulicos (la mayoría) o de tambor (raros).
- Sistema de orientación de la rueda de nariz (nose-wheel steering): por enlace directo a los pedales o por servoasistencia (en aviones más grandes).

7.4 Sistema de frenos

Los frenos del avión liviano son hidráulicos, accionados por la puntera de los pedales (parte superior de cada pedal). Cada pedal de freno actúa sobre un cilindro maestro que envía fluido a la pinza de freno (caliper) de la rueda correspondiente. Esto permite:

- Frenado simétrico (ambos pedales): para detener el avión.
- Frenado asimétrico (un solo pedal – en desplazamiento MUY LENTO): para girar en tierra (combinado con la orientación de la rueda de nariz o por reacción diferencial si la rueda de nariz es libre, como en algunos diseños).

Fluido hidráulico: típicamente MIL-H-5606 (rojo). Nunca debe sustituirse por otro tipo: las juntas son específicas.

Freno de estacionamiento (parking brake): bloquea las pinzas en posición aplicada para inmovilizar el avión sin necesidad de continuar pisando el pedal.

ADVERTENCIA: El uso prolongado o agresivo de los frenos genera calor que puede vitrificar las pastillas (fenómeno «brake fade» o pérdida de mordiente) y, en casos extremos, fundir las juntas hidráulicas. Tras un aterrizaje con frenado intenso, no aplicar inmediatamente freno de estacionamiento (puede soldar la pastilla al disco): dejar enfriar. No rodar pisando constantemente los frenos.

7.5 Sistema hidráulico (en aviones que lo utilicen)

La mayoría de los entrenadores básicos no tienen un sistema hidráulico centralizado: los frenos tienen su circuito independiente, los flaps son eléctricos o mecánicos por palanca, y no hay tren retráctil. Sin embargo, los aviones con tren retráctil hidráulico y/o flaps hidráulicos sí lo tienen, y conviene conocer su esquema general:

- Depósito (reservoir): contiene el fluido y permite expansión/contracción térmica.
- Bomba (pump): accionada por el motor (engine-driven hydraulic pump) o eléctrica. Genera la presión del sistema (típicamente 1.000–3.000 psi).
- Acumulador (accumulator): cámara con gas precargado (nitrógeno) que almacena energía hidráulica para entregarla en picos y amortigua las pulsaciones.
- Válvulas selectoras (selector valves): dirigen el flujo a los actuadores (tren, flaps, frenos).
- Actuadores (cilindros y servos).
- Conductos rígidos y flexibles, filtros, válvulas de retención y de alivio (relief valve).

Capítulo 8. Instrumentos de vuelo

Los instrumentos de cabina suelen clasificarse en tres familias por su principio de funcionamiento:

- Instrumentos pitot-estáticos: anemómetro, altímetro y variómetro. Funcionan procesando presiones del aire exterior.
- Instrumentos giroscópicos: horizonte artificial, giro direccional y giro de viraje (turn coordinator / turn-and-slip). Funcionan por la propiedad de rigidez giroscópica.
- Instrumento magnético: la brújula (compás magnético).

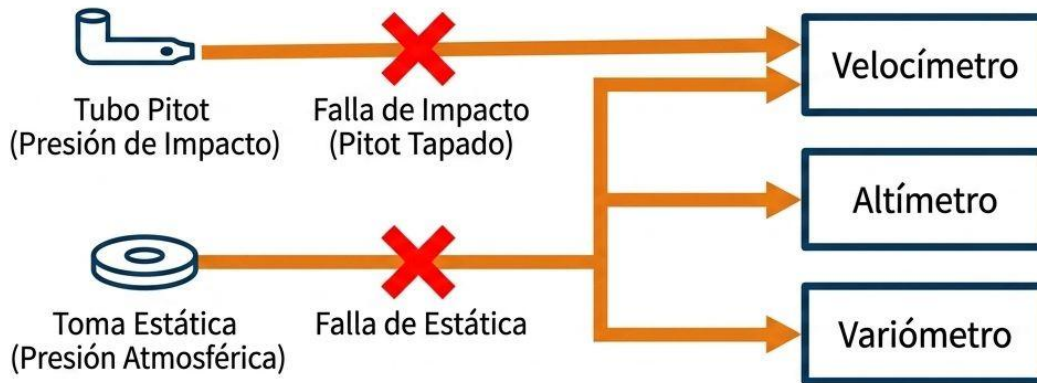


Adicionalmente, los modernos paneles glass cockpit integran toda esta información en pantallas («PFD» – Primary Flight Display) alimentadas por sensores ADAHRS, pero los principios físicos subyacentes y las trampas operativas son los mismos.



8.1 Sistema pitot-estático

Instrumentos de presión estática: pitot-static



- **Red neumática pura:** El sistema compara presiones para calcular actitud espacial. El velocímetro requiere ambas presiones; altímetro y variómetro solo requieren la estática.
- **Falla de impacto (Pitot tapado):** Anula exclusivamente la indicación de velocidad aérea.
- **Falla de estática:** Pierde de manera catastrófica y simultánea la velocidad, la altitud y la tasa de descenso.



Dos elementos sensoriales producen las señales de entrada:

- Tubo de Pitot (pitot tube): orientado hacia adelante en el viento relativo; capta la presión de impacto, que es la suma de la presión estática más la presión dinámica ($P_t = P_s + \frac{1}{2}\rho V^2$).
- Tomas estáticas (static ports): orificios perpendiculares al flujo, a los costados del fuselaje o cerca del Pitot, que capturan solamente la presión estática.

Los tres instrumentos pitot-estáticos:

Instrumento	Entradas	Mide
Anemómetro (ASI)	Pitot y estática	Diferencia: $P_t - P_s =$ presión dinámica \rightarrow velocidad indicada (IAS)
Altímetro	Solo estática	Presión estática absoluta, calibrada en pies según el ajuste QNH/QFE/STD
Variómetro (VSI)	Solo estática	Tasa de variación de la presión estática \rightarrow velocidad vertical (ft/min)



8.1.1 Anemómetro (Airspeed Indicator, ASI, Indicador de la Velocidad del Aire)

Internamente posee una cápsula aneroide flexible alimentada por la presión total del Pitot; el exterior de la cápsula recibe la presión estática. La diferencia deforma la cápsula y, a través de un mecanismo, mueve la aguja. La escala está graduada en nudos o millas por hora (o ambas). Marcas estandarizadas:

- Arco blanco: rango operacional con flaps extendidos. Va desde V_{SO} (velocidad de pérdida en configuración de aterrizaje, flaps totales) hasta V_{FE} (velocidad máxima con flaps extendidos).
- Arco verde: rango operacional normal en configuración limpia. Va desde V_{S1} (velocidad de pérdida en configuración específica, normalmente limpia) hasta V_{NO} (velocidad máxima estructural de crucero, antes llamada «máxima en aire calmo»).
- Arco amarillo: rango de precaución (cautionary range). Va desde V_{NO} hasta V_{NE} . Solo debe operarse en aire calmo y maniobrando con suavidad.
- Línea roja radial (V_{NE}): velocidad de nunca exceder. Más allá de ella, riesgo estructural por flameo (flutter) o falla aerodinámica.
- Marca radial blanca (V_{FE}) en el extremo superior del arco blanco.

Velocidades derivadas y conceptos relacionados:

- IAS (Indicated Airspeed): velocidad leída en el instrumento.
- CAS (Calibrated Airspeed): IAS corregida por errores de instalación y de instrumento. La curva de corrección está en la sección 5 del POH.
- EAS (Equivalent Airspeed): CAS corregida por compresibilidad (relevante a velocidades altas; despreciable bajo 200 kt aproximadamente).
- TAS (True Airspeed): velocidad verdadera respecto a la masa de aire. $TAS \approx CAS \times \sqrt{\rho_0/\rho}$; aumenta con la altitud. Regla práctica: $TAS \approx CAS + 2\%$ por cada 1.000 ft de altitud densidad (aproximación válida en condiciones estándar y velocidades de avión liviano).
- GS (Ground Speed): TAS proyectada sobre el terreno, ajustada por intensidad y dirección del viento.

8.1.2 Altímetro

Es un barómetro aneroide calibrado en pies. En su interior, una pila de cápsulas aneroideas selladas se expande al disminuir la presión exterior (ascenso) o se contrae al aumentar (descenso). Esa deformación se transmite a las agujas (en el formato clásico de tres agujas: 10.000 ft, 1.000 ft, 100 ft) o a una indicación digital.



Ajuste de subescala (knob inferior izquierdo): permite al piloto introducir la presión de referencia que define el «cero» del altímetro. Tres ajustes posibles:

- QNH: presión al nivel medio del mar reducida según la atmósfera estándar; el altímetro indica la elevación AMSL (altitud sobre el nivel medio del mar). Se utiliza en operaciones por debajo de la altitud de transición. Sobre la pista, el altímetro debería leer la elevación oficial del aeropuerto.

- QFE: presión en el aeródromo de referencia; el altímetro indica la altura sobre el aeródromo (en la pista debería leer cero). Su uso es minoritario hoy.
- QNE (estándar, 29,92 inHg / 1013,25 hPa): se utiliza por encima de la altitud de transición; el altímetro indica el «nivel de vuelo» (Flight Level).

Errores del altímetro:

- Error de presión por ajuste incorrecto: 1 hPa de error = aproximadamente 28 ft. Si el QNH real es 1003 y el piloto vuela con 1013 en la subescala, el altímetro indicará 280 ft de más, es decir, el avión estará 280 ft más bajo de lo indicado. Regla mnemotécnica: «High to low, look out below».
- Error de temperatura: el altímetro está calibrado en atmósfera estándar; en días muy fríos (temperatura por debajo de la ISA), las superficies isobáricas están más comprimidas y el altímetro indica una altura mayor que la real. En invierno, en montaña, esto es crítico.
- Lag instrumental: pequeño retardo en altímetros mecánicos.



8.1.3 Variómetro (Vertical Speed Indicator, VSI)

Mide la velocidad de variación de la presión estática. Internamente posee una cámara conectada a la línea estática por dos caminos: directo, y a través de un orificio capilar calibrado (la fuga). En estabilidad, la presión a ambos lados es igual y la aguja indica cero. Cuando la presión exterior cae (ascenso), la cámara «retrasa» su presión a través del capilar, generando una diferencia de presión que mueve la aguja.

Características operativas:

- Retardo instrumental significativo (5 a 9 segundos en el variómetro mecánico convencional) antes de mostrar el valor real.

- Los variómetros «de respuesta instantánea» (IVSI) introducen un acelerómetro mecánico que reduce el retardo.
- La indicación de cero debe verificarse en la inspección prevuelo: si está fuera de cero con el avión en tierra, el indicador estará desviado de manera proporcional en vuelo.

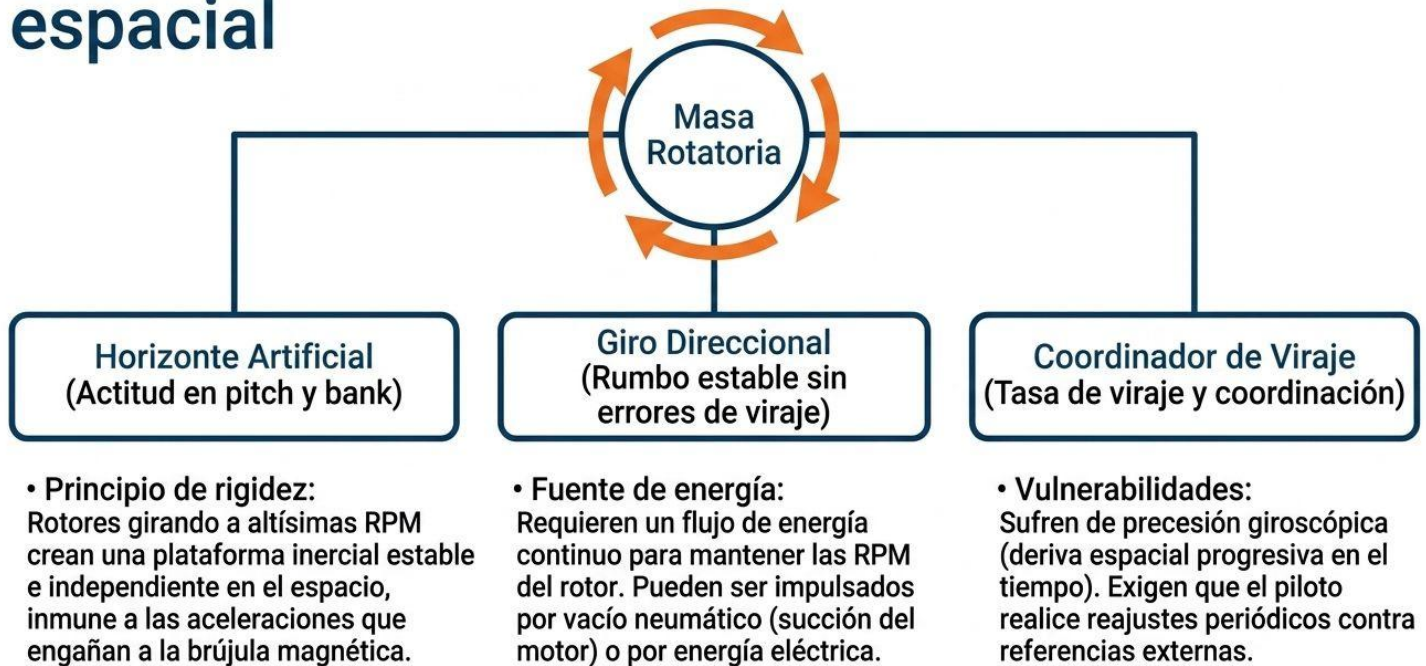
8.1.4 Bloqueos del sistema pitot-estático

Falla	Anemómetro	Altimetro	Variómetro
Pitot tapado (estática libre)	Falla — se comporta como altímetro: aumenta al subir, disminuye al bajar	Normal	Normal
Pitot y drenaje tapados	Congelado en el valor que tenía cuando se tapó	Normal	Normal
Estática tapada (pitot libre)	Lectura errónea: subestima al subir, sobreestima al bajar	Congelado en el valor que tenía cuando se tapó	Indica cero permanentemente
Ambas tapadas	Errático	Congelado	Cero

ADVERTENCIA: Defensa contra bloqueos: calefacción de pitot (pitot heat) antes de entrar en condiciones de visible moisture (humedad visible) o de baja temperatura. Y vehículo alternativo: válvula de estática alternativa (alternate static source) que toma presión estática del interior de la cabina cuando la fuente externa se bloquea (introduce un pequeño error: lectura ligeramente baja de altímetro y de velocidad, según POH).

8.2 Instrumentos giroscópicos

Instrumentos giroscópicos: rigidez espacial



Un giróscopo es un rotor que gira a alta velocidad y posee dos propiedades fundamentales:

- **Rigidez giroscópica (rigidity in space):** el rotor mantiene la orientación de su eje en el espacio inercial. Cuanto mayor la velocidad de giro y la masa concentrada en la periferia, mayor la rigidez.
- **Precesión (precession):** cuando se aplica una fuerza sobre el rotor, el efecto aparece desplazado 90° en el sentido de giro. Esto se aprovecha en algunos instrumentos pero también introduce errores conocidos.

Los rotores giroscópicos se accionan por aire (sistema de vacío) o por motor eléctrico, según el instrumento y la versión.



8.2.1 Horizonte artificial (Attitude Indicator, AI)

Su giro tiene el eje vertical (perpendicular al suelo) y montaje cardánico de dos ejes. La rigidez mantiene el rotor «recto» respecto a la Tierra, mientras el avión se inclina alrededor del instrumento. Visualmente, una «línea de horizonte» fija solidaria al rotor permanece horizontal mientras la silueta del avión — solidaria al panel— se mueve. El piloto ve la actitud del avión en pitch (cabeceo) y roll (alabeo / balanceo) de forma directa.

Marcaje típico: escalas en grados de balanceo (10°, 20°, 30°, 60°, 90°) en el arco superior; escala de pitch con divisiones cada 5 o 10°.

Errores: pequeño error de precesión al iniciar y al detener virajes pronunciados (tiende a indicar un balanceo levemente menor al real), y un error en aceleración fuerte (durante el despegue indica «morro arriba» ligeramente exagerado). La aviónica moderna AHRS suprime estos errores.



8.2.2 Giro direccional (Heading Indicator, HI / Directional Gyro, DG)

Su giro tiene el eje horizontal y permite leer el rumbo en una rosa que gira solidaria al rotor. A diferencia de la brújula, el DG no sufre errores de aceleración ni de viraje, lo que lo hace mucho más útil para volar rumbos.

Pero el DG no sabe «dónde es el norte»: hay que decírselo. Se ajusta a la lectura de la brújula con el avión nivelado y en línea recta, mediante una perilla, antes y durante el vuelo. Además, sufre dos derivas:

- Deriva mecánica por fricción de los rodamientos: del orden de 3° cada 15 minutos. El piloto debe revisar la coincidencia con la brújula al menos cada 10–15 minutos.
- Deriva por rotación terrestre («apparent precession»): la Tierra gira 15°/hora; un giróscopo libre giraría aparentemente en el cielo. Los DG bien compensados anulan este efecto solo a una latitud determinada.



8.2.3 Coordinador de Viraje (Turn Coordinator / Turn-and-Slip Indicator)

Hay dos variantes; ambos miden la velocidad angular de viraje del avión:

- Turn-and-slip (antiguo): eje del rotor horizontal y paralelo al eje longitudinal. La aguja se desvía hacia el lado del viraje proporcionalmente a su velocidad angular.
- Turn coordinator (moderno): eje del rotor inclinado unos 30° , lo que le permite responder no solo al viraje (yaw rate) sino también al inicio del balanceo (roll rate). Es más natural para el piloto. La pequeña silueta del avión inclina su «ala» al

iniciarse o desarrollar un viraje.

Una marca calibrada llamada «standard rate» indica el viraje estándar: $3^\circ/\text{segundo}$, equivalente a un círculo completo en 2 minutos. Para mantener este viraje, el banking aproximado en grados es $1/10$ de la TAS en nudos más 7 (regla práctica: TAS 100 kt \rightarrow 17° de banking, aproximadamente).

Debajo del giro de viraje suele haber una bola (inclinómetro): una bola de acero en un tubo curvo con líquido amortiguador. Indica si el viraje está coordinado:

- Bola al centro: viraje coordinado (la resultante de gravedad y fuerza centrífuga atraviesa el eje vertical del avión).
- Bola adentro: viraje resbalado (slipping), falta pedal del lado del viraje (el morro va hacia afuera del viraje).
- Bola afuera: viraje derrapado (skidding), exceso de pedal del lado del viraje (el morro va hacia adentro del viraje). Regla mnemotécnica: «pisar la bolita» («step on the ball»), quiere decir que la bolita se va hacia el lado donde falta pedal, hay que presionar ese, o aliviar la presión en el contrario.

ADVERTENCIA: Un viraje derrapado a baja velocidad y baja altura es la condición clásica del «base-to-final stall-spin», una de las primeras causas de accidente mortal en aviación general. Mantener la bola al centro siempre y nunca corregir excesos de viraje sólo con pedal.



Flightpath

8.3 Brújula magnética

Es un instrumento puramente magnético: una cápsula con líquido (querosén o aceite mineral diluyente) contiene un disco con imanes que tiende a alinearse con el campo magnético terrestre. Su única fuente de error es el propio campo magnético terrestre y los campos perturbadores del avión.

Errores característicos:

- Desviación (deviation): por interferencias magnéticas del avión (estructura, equipo eléctrico). Se compensa parcialmente con imanes ajustados en mantenimiento y se documenta en una tarjeta de corrección («compass correction card») fija junto a la brújula.
- Declinación o variación magnética (variation): diferencia angular entre el norte magnético y el norte geográfico, función de la posición geográfica. Se obtiene de las cartas aeronáuticas (líneas isogónicas). El Norte magnético varía en su posición (“se mueve”), por lo que no coincide con el Norte geográfico que es fijo.
- Error de inmersión norte (northerly turning error, ANDS): al virar desde rumbo norte, la brújula adelanta (indica antes del rumbo nuevo); al virar desde rumbo sur, retrasa. Regla ANDS: «Accelerate North, Decelerate South» (errores opuestos relacionados con la aceleración).
- Error de aceleración (UNOS: «Undershoots North, Overshoots South»): en rumbo este u oeste, al acelerar la brújula indica giro hacia el norte; al desacelerar, hacia el sur.
- Error de inclinación / latitud: a latitudes altas (cerca de los polos latitudes altas, cerca del Ecuador latitudes bajas), la componente vertical del campo es muy intensa y la brújula puede colgar de su pivot y trabarse; la lectura se vuelve poco fiable.

Manejo práctico: la brújula es la referencia magnética en caso de falla del DG, pero solo es confiable en vuelo recto, nivelado y a velocidad estable. Para virar a un rumbo nuevo desde el DG fallado, el piloto utiliza tiempos cronometrados o las reglas ANDS/UNOS.

Capítulo 9. Instrumentos de motor y sistemas de aviso

Los instrumentos del motor son los «ojos del piloto sobre la planta motriz». A diferencia de los instrumentos de vuelo, no requieren lectura continua, pero su monitoreo permanente —especialmente en fases críticas (despegue, ascenso, aproximación) es la principal defensa contra averías graves.



9.1 Tacómetro (RPM)

Indica la velocidad de rotación del motor o, según el diseño, del eje de hélice. En motores con hélice de paso fijo es la indicación primaria de potencia: a mayor RPM, mayor potencia.

Tipos:

- Tacómetro mecánico (eje flexible): un eje accionado por el motor mueve un imán que arrastra un disco. Robusto, pero ya no se monta de fábrica.
- Tacómetro eléctrico: un sensor en la magneto o en el cigüeñal genera pulsos eléctricos que se convierten en lectura.
- Tacómetro electrónico digital: integrado en aviónica moderna.

Marcas:

- Arco verde: rango operacional continuo permitido.
- Arco amarillo (si lo hay): rango precautorio, evitar operación continua. El POH indicará el tiempo máximo que se puede mantener ésta condición.
- Línea radial roja: RPM máxima nunca exceder.
- Línea radial amarilla o banda: rango prohibido (avoid) por resonancia mecánica; pasar rápidamente, sin permanecer.

Muchos tacómetros llevan también un contador acumulativo (hourmeter) que registra el tiempo en función de las RPM (típicamente referenciado a las RPM de crucero). Es la base del seguimiento de horas para los servicios de inspección y para el cómputo del TBO.



9.2 Manómetro de presión de admisión (Manifold Pressure, MAP)

Presente solo en aviones con hélice de velocidad constante o motor turboalimentado. Mide la presión absoluta del aire en el múltiple de admisión, después de la mariposa, en pulgadas de mercurio (inHg).

Lecturas referenciales (motor atmosférico):

- Motor parado, en tierra a nivel del mar: aproximadamente la presión barométrica ambiente (29 a 30 inHg).
- Motor en ralentí: 9 a 13 inHg (baja, porque la mariposa está casi cerrada).
- Crucero típico (motor atmosférico): 20 a 25 inHg.
- Plena potencia a nivel del mar: aproximadamente 28 a 29 inHg.

Conviene recordar la regla de oro: «MAP no debe superar a RPM en pulgadas, salvo que lo autorice expresamente el POH». Por ejemplo: 25 inHg con 2.500 RPM es seguro («25 squared»); 25 inHg con solo 2.000 RPM puede ser una combinación que el fabricante no autorice. Cada motor tiene sus tablas (Power Setting Tables) en la Sección 5 del POH.



9.3 Indicador de presión de aceite

Mide la presión en la tubería principal a la salida de la bomba, en psi (Pounds/Square Inch - libras por pulgada cuadrada). Marcas típicas:

- Arco verde: rango normal de operación a temperatura normal (varía según motor; por ejemplo 60–90 psi).
- Líneas radiales: mínima y máxima absolutas (por ejemplo 25 psi mínimo en ralentí, 100 psi máximo en frío al arrancar).

ADVERTENCIA: Después del arranque debe registrarse presión de aceite dentro del límite máximo en un plazo de 30 segundos (motor frío) o 5 segundos (motor templado). Si no aparece presión, apagar el motor INMEDIATAMENTE para evitar daños catastróficos por funcionamiento sin lubricación.



9.4 Indicador de temperatura de aceite

Mide la temperatura del aceite, generalmente a la entrada del motor después del radiador. Marcas:

- Arco verde: rango normal de operación.
- Línea radial roja superior: máxima absoluta.
- Mínima para aplicar potencia plena: a menudo el POH exige una temperatura mínima (por ejemplo 50 °C) antes del despegue para asegurar correcta viscosidad del aceite.



9.5 Indicador de temperatura de cabeza de cilindro (CHT)

Mide la temperatura del metal de la culata en un punto representativo (cilindro de referencia o el más crítico). Es uno de los mejores indicadores de salud térmica del motor. Marcas:

- Arco verde.
- Línea radial roja en el máximo (típicamente 232–260 °C / 450–500 °F).

Operación: en ascensos prolongados a plena potencia (días cálidos, altitudes densas elevadas), la CHT puede acercarse al rojo. Acciones: bajar el morro para aumentar velocidad de ascenso (mejor refrigeración por mayor caudal de aire), enriquecer la mezcla (refrigeración interna), abrir cowl flaps si el avión los tiene, y si es necesario reducir potencia.



9.6 Indicador de temperatura de gases de escape (EGT)

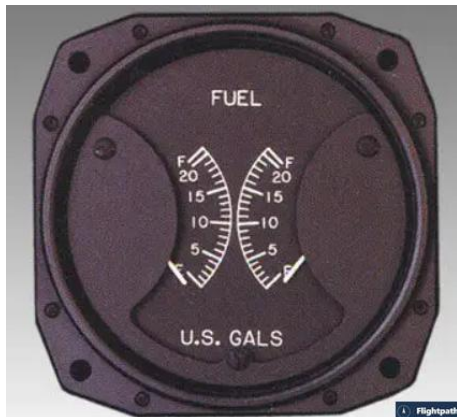
Mide la temperatura de los gases de escape en el conducto de uno o todos los cilindros (en sistemas multipunto). En sí no tiene un «rojo» operacional, pero su valor relativo permite:

- Empobrecer correctamente la mezcla en crucero: el EGT alcanza un máximo y luego desciende al empobrecer más allá del «peak» (mezcla óptima de potencia o de economía según el desplazamiento elegido del peak).
- Detectar problemas: un cilindro frío frente a los demás indica problema en su bujía, inyector, válvula, etc.

9.7 Indicador de presión de combustible / Flujo de combustible



Presión: motor atmosférico con carburador, presión de combustible en la entrada al carburador; en inyectado, la presión en la línea de los inyectores (10–30 psi típicas). Flujo (en galones por hora o litros por hora): indicación directa del consumo, útil para empobrecer y para la planificación de combustible.



9.8 Indicador de cantidad de combustible

Sensor de flotador resistivo (la mayoría en aviación general) o sensor capacitivo (aviónica moderna y aviones más grandes). Su precisión es limitada, especialmente en actitudes no niveladas; la regulación exige solo que indique con precisión «cero» (vacío), no necesariamente con precisión los valores intermedios.

ADVERTENCIA: La cantidad de combustible disponible se calcula matemáticamente: combustible cargado + consumido conocido. La lectura del instrumento es indicativa pero **NUNCA** debe ser la única referencia. La autonomía se planifica a partir del consumo nominal del POH a la potencia y mezcla seleccionadas, con reservas legales.

9.9 Indicador del sistema eléctrico



Como se vio en el Capítulo 6: amperímetro (centro cero, izq/derecha) o voltímetro (lectura del bus). Permite detectar falla de alternador antes de la pérdida total.



9.10 Indicador del sistema de vacío

Como se vio en el Capítulo 6: lectura en pulgadas de mercurio de vacío; debe estar en el arco verde durante el funcionamiento normal.



9.11 Reloj y cronómetro

Esencial para la navegación VFR (tiempos parciales entre puntos), planificación de combustible y registro de horas. Hoy se complementa con el GPS y la aviónica integrada, pero el reloj analógico sigue siendo equipo requerido por reglamento en muchas jurisdicciones.

9.12 Sistemas integrados de monitoreo (engine monitor)

Equipos como el JPI EDM, Insight G3/G4, Electronics International CGR-30, o las pantallas Garmin G1000/G3X muestran simultáneamente CHT y EGT de los cuatro o seis cilindros, RPM, MAP, presión y temperatura de aceite, flujo y cantidad de combustible, presión de combustible, voltaje y amperaje, y muchas veces datos de outside air temperature (OAT) y vibration. Generan archivos de datos que permiten al taller diagnóstico predictivo.



La gran ventaja para el piloto es la posibilidad de detectar tempranamente anomalías: un cilindro con EGT desviada, una CHT subiendo lenta y crónicamente, un patrón de mezcla incorrecto.

9.13 Avisos visuales y sonoros

Los sistemas modernos integran un panel de luces (annunciator panel) que se activan ante condiciones predefinidas:

- Bajo voltaje (LOW VOLTAGE): batería descargándose.
- Alternador desconectado (ALT OFF / ALT FAIL).
- Baja presión de aceite (OIL PRESS LOW).
- Alta temperatura de aceite o de cilindro.
- Bajo nivel de vacío (LOW VAC).

- Stall warning (bocina o luz, dispara algunos de nudos por encima de la velocidad de pérdida real).
- Bocina de tren (gear warning horn) en aviones retráctiles.
- Aviso de combustible mínimo (algunos diseños).

PARTE II — Limitaciones operacionales de las aeronaves y de los grupos motores

Toda aeronave certificada opera dentro de un envoltorio (envelope) definido en su diseño, validado en ensayos y publicado en el manual de vuelo. Salir de ese envoltorio significa, según la limitación violada, daño estructural inmediato, falla mecánica o pérdida total de control. La regulación operacional impone que el piloto, como responsable último, conozca y respete todas las limitaciones.

Las limitaciones se agrupan en cinco grandes familias: (1) de velocidad, (2) de masa y centrado, (3) de factor de carga y maniobra, (4) del grupo motor, y (5) operacionales y de equipamiento.

Capítulo 10. Limitaciones de velocidad

Las velocidades operacionales clave que el piloto debe conocer al pie de la letra para el avión que opera son:

Velocidad	Definición y observaciones
VSO	Velocidad de pérdida en configuración de aterrizaje (flaps abajo, tren abajo, potencia idle). Define el límite inferior del arco BLANCO.
VS1	Velocidad de pérdida en una configuración específica (típicamente limpia, sin flaps). Define el límite inferior del arco VERDE.
VFE	Velocidad máxima con flaps extendidos. Define el límite superior del arco BLANCO. Volar por encima con flaps abajo puede dañar la estructura del flap y su mecanismo.
VLO	Velocidad máxima de operación del tren (extender o retraer). Solo en aviones con tren retráctil.
VLE	Velocidad máxima con tren extendido y trabado. Solo en aviones con tren retráctil. Suele ser igual o superior a VLO.
VA	Velocidad de maniobra (maneuvering speed). Velocidad máxima a la que se puede aplicar deflexión completa de un control sin sobrepasar el factor de carga estructural. VARÍA CON EL PESO: disminuye al disminuir el peso.
VNO	Velocidad máxima estructural de crucero (antes llamada «máxima en aire calmo»). Límite superior del arco VERDE. Entre VNO y VNE solo en aire calmo y maniobrando con suavidad.
VNE	Velocidad de nunca exceder. Línea radial ROJA. Más allá: riesgo de flameo de superficies (flutter), falla aerodinámica catastrófica, sobrecarga estructural.
VX	Velocidad de mejor ángulo de ascenso (máxima ganancia de altura por unidad de distancia horizontal). Útil para superar obstáculos.

VY	Velocidad de mejor régimen de ascenso (máxima ganancia de altura por unidad de tiempo). Régimen normal de ascenso.
VG	Velocidad de mejor planeo (mayor distancia recorrida por unidad de altura perdida). Crítica tras falla de motor.
VR	Velocidad de rotación en despegue.
VREF / VTBR	Velocidad de referencia de aproximación final, típicamente $1,3 \times VS0$.

10.1 Los arcos del anemómetro como cuadro operativo

Repaso visual de los arcos —vistos en el Capítulo 8— y su lógica operacional:

Arco	Inicio	Fin	Significado operativo
BLANCO	VS0	VFE	Rango operacional con flaps. Volar con flaps abajo dentro de este arco.
VERDE	VS1	VNO	Rango normal en configuración limpia, válido también en aire turbulento.
AMARILLO	VNO	VNE	Rango precautorio. Solo en aire calmo, sin maniobras bruscas, sin turbulencia.
LÍNEA ROJA	VNE	—	Nunca exceder. Riesgo de falla estructural.



10.2 Velocidad de maniobra (VA) y peso

La VA es la velocidad por debajo de la cual una deflexión completa y abrupta de los mandos producirá la pérdida aerodinámica antes de superar el factor de carga estructural (típicamente +3,8 g para categoría normal). Por encima de VA, la maniobra brusca puede dañar el avión antes de que el ala entre en pérdida.

La VA disminuye al disminuir el peso. La razón: a menor peso, para mantener vuelo nivelado, el ángulo de ataque es menor, y la pérdida ocurre a una velocidad de impacto del aire más alta para alcanzar el factor de carga estructural. Fórmula aproximada (FAR/CS 23):

$$VA(\text{peso real}) \approx VA(\text{peso máximo}) \times \sqrt{\text{peso real} / \text{peso máximo}}$$

Ejemplo: un avión con VA publicada de 105 KIAS a peso máximo de 2.450 lb, operando a 1.800 lb, tendría $VA \approx 105 \times \sqrt{1.800/2.450} \approx 90$ KIAS. Crítico en operaciones con un solo piloto y poco combustible.

ADVERTENCIA: En turbulencia severa, mantener una velocidad por debajo de VA es la principal defensa estructural. Olvidar que VA disminuye al aliviar el peso es uno de los errores comunes de los pilotos noveles.

10.3 Viento cruzado demostrado

El POH publica una «componente máxima demostrada de viento cruzado» (maximum demonstrated crosswind component): la mayor componente de viento cruzado en 90° en la que un piloto de prueba del fabricante demostró capacidad satisfactoria de despegue y aterrizaje. NO es una limitación absoluta (no es un «no exceder»), pero sí un valor de referencia indicativo. Operar por encima exige experiencia, capacidad del piloto y condiciones favorables.

Para entrenadores comunes, los valores típicos están entre 12 y 17 nudos.

10.4 Otras limitaciones operacionales

- Techo de servicio (service ceiling): altitud a la que el régimen de ascenso cae a 100 ft/min con potencia máxima continua. Por encima, el avión todavía puede subir lentamente hasta el «techo absoluto», pero su utilidad operativa se acabó.
- Altitud máxima certificada (certified ceiling): altitud máxima a la que el avión está aprobado para volar. Puede estar limitada por motivos estructurales (cabina presurizada), de equipo (oxígeno requerido) o de performance.
- Tipos de pista permitidos: muchos aviones limitan la operación a pistas pavimentadas; otros admiten pasto, pero con margen extendido y reducciones de performance publicadas.
- Operación en hielo: los aviones de instrucción típicos NO están certificados para vuelo en condiciones de formación de hielo conocida o pronosticada (FIKI, Flight Into Known Icing). El piloto debe evitarlas activamente.
- Operaciones VFR diurnas, VFR nocturnas, IFR: cada categoría requiere equipamiento mínimo a bordo y, frecuentemente, instrumentos adicionales. La regulación local (RAAC, LAR, etc.) lo establece.

Capítulo 11. Limitaciones de peso, balance, factor de carga y categorías

11.1 Pesos operacionales

- Peso vacío (empty weight): peso del avión sin combustible utilizable, sin tripulación, sin carga, pero con aceite y combustible inutilizable. Suele anotarse en la planilla de pesaje del avión (weight & balance) emitida tras el pesaje oficial.
- Peso vacío de operación (empty operating weight): peso vacío más equipamiento estándar instalado, fluidos operacionales, tripulación mínima. Varía según el operador.
- Peso máximo de rampa (maximum ramp weight): incluye el combustible para taxi (5–10 kg).
- Peso máximo de despegue (Maximum Take-Off Weight, MTOW): peso máximo certificado para el despegue. No debe excederse.

- Peso máximo de aterrizaje (Maximum Landing Weight, MLW): peso máximo certificado para el aterrizaje. En aviones livianos suele ser igual al MTOW; en aviones grandes es menor (exige consumir o tirar combustible en vuelo (jettison)).
- Peso máximo sin combustible (Maximum Zero Fuel Weight, MZFW): solo aplicable a aviones más grandes; es el peso máximo que el avión puede tener sin contar el combustible. Por encima, la flexión de las alas es excesiva.

Las consecuencias de superar la masa máxima:

- Mayor velocidad de pérdida (VS aumenta con la raíz cuadrada del peso).
- Mayor distancia de despegue y aterrizaje.
- Menor régimen y ángulo de ascenso (peor capacidad ante obstáculos).
- Menor techo de servicio.
- Mayor consumo de combustible para una distancia dada.
- Reducción de margen estructural (mayor sollicitación de la estructura ante turbulencia o maniobras).
- Tren y frenos sollicitados al límite o más allá.
- Peor respuesta y comportamiento del avión en caso de falla de motor.

ADVERTENCIA: Un avión sobrecargado no es «un poquito menos eficiente». Su comportamiento aerodinámico, estructural y de control puede salirse del rango certificado, y un evento aleatorio (ráfaga, frenazo, falla menor) puede precipitar un accidente.

11.2 Centro de gravedad y centrado (Weight & Balance)

Peso y balance: CG y envolvente



- Límite legal matemático:
El cálculo del momento de cada masa ($\text{Peso} \times \text{Brazo} = \text{Momento}$) ubica el peso total sobre la envolvente de CG publicada en el POH. Operar la máquina por fuera de esta área de diseño gráfico anula la certificación de la aeronave.

Flightpath

El centro de gravedad (CG) es el punto donde se considera concentrada toda la masa del avión. Su posición longitudinal —medida típicamente como distancia desde un datum de referencia o como porcentaje de la cuerda aerodinámica media (% MAC)— afecta directamente a la estabilidad y al control del avión.

El POH publica los límites delantero y trasero del CG, generalmente como gráfico de envolvente CG vs. peso. La operación debe quedar siempre dentro de la envolvente.

11.2.1 Efectos de un CG adelantado

- Mayor estabilidad longitudinal (avión más «firme», menos sensible).
- Mayor velocidad de pérdida (porque el estabilizador horizontal debe generar más down-force, y el ala debe sustentar más peso aparente).
- Despegue más largo y régimen de ascenso menor.
- Crucero más resistente: el avión necesita mayor potencia para la misma TAS.
- En tierra: rotación más difícil (pesado de morro). Existe un riesgo de no poder rotar la aeronave si CG está fuera del límite delantero.
- En aterrizaje: tendencia a «picar» en el flare; puede hacer aterrizajes duros sobre la rueda de nariz.

11.2.2 Efectos de un CG atrasado

- Menor estabilidad longitudinal: el avión es más sensible, más «suelto».
- Menor velocidad de pérdida (más sustentación efectiva del ala).
- Mayor velocidad de crucero (menos resistencia inducida).
- Riesgo de inestabilidad longitudinal grave si se supera el límite trasero: pérdida de control en cabeceo.
- Recuperación de pérdida muy difícil o imposible: el momento de cabeza-abajo (nose-down pitching moment) que el ala genera al entrar en pérdida puede ser insuficiente para sacar al avión.
- Recuperación de barrena (spin) imposible o muy demorada.

ADVERTENCIA: De los dos extremos, un CG fuera del límite trasero es decisivamente más peligroso. La regla operacional segura es priorizar siempre el lado adelantado de la envolvente cuando la situación lo permita.

11.2.3 Cálculo del centrado

El método del momento (moment method) es el estándar:

- Cada elemento (avión vacío, combustible, piloto, pasajeros, carga delantera, carga trasera) tiene un brazo (distancia al datum) publicado en el POH.
- Se calcula el momento de cada elemento: Momento = Peso × Brazo.
- Se suman pesos: peso total = Σ pesos.
- Se suman momentos: momento total = Σ momentos.
- Se calcula el CG: CG (en unidades del brazo, ej. pulgadas desde el datum) = Momento total / Peso total.
- Se verifica que el par (peso total, CG) caiga dentro de la envolvente del POH para esa fase (despegue, aterrizaje).

Los modernos POH suelen ofrecer un gráfico simplificado de carga (loading chart) que permite la verificación visual sin números intermedios.

11.3 Factor de carga y categorías de certificación

El factor de carga (load factor, n) es la relación entre la sustentación que el ala está produciendo y el peso del avión. En vuelo nivelado, $n = 1$ (el ala soporta exactamente el peso). En un viraje coordinado a 60° de banking, $n = 2$ (el ala soporta el doble). En una recogida brusca de un picado, n puede ser 4 o más.

Los aviones civiles se certifican en una de tres categorías que definen los factores de carga mínimos a soportar:

Categoría	Maniobras permitidas	Factor de carga estructural mínimo
Normal (N)	Maniobras normales: virajes hasta 60° de bank, ascensos, descensos, pérdidas suaves	+3,8 g / -1,52 g
Utilitaria (U)	Normal + maniobras lentas, lazy eights, chandelles, virajes con bank > 60°, pérdidas pronunciadas	+4,4 g / -1,76 g
Acrobática (A)	Maniobras acrobáticas: barrenas intencionales, loops, tonneaux, picados verticales	+6,0 g / -3,0 g

Un avión puede estar certificado en más de una categoría con diferentes envolventes de masa: por ejemplo, un Cessna 152 Aerobat está aprobado en categoría Normal hasta el MTOW de 1.670 lb, en Utility hasta 1.670 lb y en Acrobática hasta 1.600 lb. La categoría operacional se elige antes del vuelo y debe respetarse durante toda la misión.

Cada categoría implica un envoltorio velocidad-factor de carga llamado V-n diagram. El alumno debe entender que:

- A velocidades bajas (< VS), el ala no puede generar suficiente sustentación; el avión entra en pérdida antes de alcanzar el límite estructural.
- A velocidades intermedias (entre VS y VA), si se aplica deflexión completa, el ala entra en pérdida exactamente en el límite estructural. Por debajo de VA, no se puede dañar la estructura por maniobra brusca.
- A velocidades altas (entre VA y VNO/VNE), una deflexión completa supera el límite estructural ANTES de que se produzca la pérdida. Riesgo de daño.
- Por encima de VNE: incluso pequeñas perturbaciones (turbulencia, deflexiones suaves) pueden inducir flameo o falla.

11.4 Factores de carga negativos

Vuelo invertido sostenido, transiciones bruscas a picado, encuentros con ráfagas descendentes severas pueden producir factor de carga negativo. La estructura del avión está diseñada para tolerar factores negativos limitados (típicamente -1,52 g en categoría normal): por encima, daño estructural. Además, los motores de cárter húmedo no toleran vuelo invertido por más que unos segundos (la bomba toma aire en lugar de aceite). Solo aviones acrobáticos con cárter seco soportan invertido prolongado.

Capítulo 12. Limitaciones del grupo motor y de la hélice

12.1 RPM máximas y prohibidas

Las RPM son la primera y principal limitación del motor. Cada modelo tiene:

- RPM máxima continua: máxima velocidad de operación normal (típicamente 2.400–2.700 RPM).
- RPM máxima de despegue: en motores donde se permite un exceso transitorio sobre la continua, por un tiempo máximo (típicamente 5 minutos).
- RPM prohibidas: bandas (típicamente 200–400 RPM de ancho) donde no debe operarse continuamente por riesgo de resonancia mecánica. Marcadas en el tacómetro con banda amarilla o roja. Atravesarlas sin permanecer es aceptable.
- RPM mínima en ciertas operaciones: por ejemplo, en algunos motores con reductor se exige no operar por debajo de cierto valor en vuelo (resonancia del reductor).

12.2 Presión y temperatura de aceite

Cada motor tiene rangos verde, amarillo y rojo en presión y temperatura de aceite. Hay también un valor mínimo de temperatura para aplicar potencia plena (típicamente 38–50 °C según motor). El procedimiento de calentamiento previo al despegue («warm-up») obedece a esto: no se aplica potencia plena hasta que la temperatura del aceite esté dentro del arco verde, garantizando viscosidad y lubricación adecuadas.

NOTA: *En invierno, los tiempos de calentamiento pueden superar los 5 minutos. Se controla más por el indicador de temperatura de aceite que por reloj. Una verificación de respuesta de carb heat en run-up y una prueba progresiva de aceleración son indicios complementarios.*

12.3 Temperatura de cilindro (CHT)

Límite habitual rojo: 232–260 °C (450–500 °F). Operación continua deseable bajo 200 °C (400 °F) para vida útil del cilindro. Si la CHT se acerca al rojo:

16. Bajar el morro (más aire de refrigeración a costa de pendiente de ascenso).
17. Enriquecer la mezcla.
18. Abrir cowl flaps si los hay.
19. Reducir potencia si las medidas anteriores no son suficientes.

12.4 Presión de admisión (MAP) — motores con hélice CS y/o turbo

En motor atmosférico con hélice CS (Constant Speed): la MAP máxima continua y la MAP máxima de despegue. Recordar la regla práctica: «MAP no debe superar a RPM/100», salvo que el POH lo autorice expresamente con tablas específicas.

En motor turboalimentado: existe una MAP máxima absoluta (overboost) que NO debe superarse en ninguna circunstancia (daño del turbo y del motor). El piloto debe vigilar la MAP en el despegue para no

exceder el rojo cuando el turbo está «recargado» (más empuje que el deseado por mala posición del wastegate o ajuste térmico).

12.5 Tiempo máximo a potencia de despegue

Muchos motores tienen un límite de tiempo a potencia máxima (Take-Off Power): típicamente 5 minutos. Pasado ese tiempo, debe reducirse a Máxima Continua (Maximum Continuous Power, MCP). El límite responde a la acumulación térmica.

12.6 Combustible utilizable y combustible inutilizable

La capacidad total de los tanques es mayor que el combustible aprovechable: una fracción («combustible inutilizable», unusable fuel) queda en líneas y rincones del tanque que no son drenables por la bomba en todas las actitudes. El POH lista la capacidad utilizable, y es la que debe usarse para los cálculos de autonomía.

Ejemplo (Cessna 172N): capacidad total 43 USG, utilizable 40 USG (3 USG inutilizables).

12.7 Aceite — mínimo, máximo y consumo

- Mínimo legal para operar: típicamente expresado en cuartos (US quarts) en la varilla; por ejemplo, el Lycoming O-320 acepta mínimo 2 quarts en el cárter pero rendirá mejor con 6–7 quarts.
- Máximo: por encima genera salpicado, salida por el respiradero, contaminación del compartimento motor.
- Consumo normal: especificado por el fabricante, típicamente 0,1–0,3 cuartos por hora. Un consumo mayor indica desgaste o fuga.

12.8 Combustible mínimo de operación, reservas legales

La reglamentación civil establece reservas mínimas de combustible para operar:

- VFR día: combustible para volar al destino + reserva de 30 minutos a régimen de crucero (varía por jurisdicción; algunos países exigen 45 minutos).
- VFR noche: 45 minutos.
- IFR: combustible al destino + alternativo + 45 minutos a régimen de espera.

Estos son mínimos legales, no mínimos operacionales. El piloto prudente añade un margen propio.

12.9 Hélice — limitaciones específicas

- RPM máxima publicada (frecuentemente menor que la del motor; el límite efectivo lo marca la hélice).
- Rangos prohibidos (avoid range) por vibración torsional.

- Daños superficiales máximos admisibles (mellas, abolladuras): el AMM (Aircraft Maintenance Manual) y el manual del fabricante de la hélice especifican el máximo permitido y los criterios de reparación. Una mella mayor a lo permitido vuelve la hélice inoperable hasta su rectificación.
- Vida límite (hard time): muchas hélices tienen una vida calendárica (5–6 años desde la última recorrida) o por horas (TBO independiente del motor).

ADVERTENCIA: Una mella o fisura no detectada en la hélice puede progresar y producir desprendimiento de un fragmento de pala en vuelo. El desbalanceo subsiguiente es violento y puede arrancar el motor de la bancada. Inspección visual minuciosa antes de cada vuelo.

12.10 Daños por sobre-revolución, sobre-temperatura y sobre-boost

Cualquier evento de superación de límites de motor genera, automáticamente, una inspección obligatoria por mantenimiento. El piloto debe registrar en la bitácora de vuelo:

- La fase de vuelo y maniobra durante la que ocurrió.
- El valor máximo alcanzado y el tiempo durante el que se mantuvo.
- La temperatura ambiente y altitud.

El mantenimiento decidirá si corresponde solo inspección visual o desarmado del motor.

PARTE III — Información operacional pertinente del Manual de Vuelo (POH/AFM)

El Manual de Vuelo es el documento técnico-operacional aprobado por la autoridad aeronáutica que regula la operación de una aeronave específica (no de un tipo en general, sino del número de serie concreto). Es la fuente legal y técnica primordial de toda decisión operacional. Su contenido y estructura están especificados por la regulación: en EE.UU. por el GAMA Specification No. 1 (General Aviation Manufacturers Association); en Europa por CS-23/CS-25; en Latinoamérica por los Reglamentos Aeronáuticos correspondientes (RAAC en Argentina, RAC en Colombia, DAC en Chile, etc.), todos esencialmente armonizados con el Anexo 6 de OACI.

Capítulo 13. Documentación operacional: POH, AFM, FCOM y otros

13.1 ¿AFM o POH?

Las dos siglas suelen usarse como sinónimos en aviación general, pero no lo son técnicamente:

- AFM — Airplane Flight Manual: Manual de Vuelo de la Aeronave. Es el documento legal aprobado por la autoridad. Contiene la información mínima requerida por la regulación: las limitaciones, los procedimientos de emergencia, la performance y la masa y balance. Su revisión y actualización está controlada y debe ir a bordo del avión.
- POH — Pilot's Operating Handbook: Manual de Operación del Piloto. Es el formato comercial que los fabricantes (Cessna, Piper, Beechcraft, Cirrus, Diamond, etc.) entregaron desde mediados de los años '70 siguiendo la GAMA Specification No. 1. Para aviones a partir de 1976, el POH y el AFM son el mismo documento físico (POH/AFM); las páginas aprobadas formalmente están marcadas como tales.
- Pre-1976: los aviones tenían un AFM (Owner's Manual de pocas páginas) por separado, mucho más sintético.
- FCOM — Flight Crew Operating Manual: equivalente para aviones de transporte comercial; mucho más extenso, con secciones para tripulación adicional, sistemas detallados, procedimientos normales y anormales.
- AMM — Aircraft Maintenance Manual: para mantenimiento (no para operación).
- IPC — Illustrated Parts Catalog: catálogo de partes.
- MEL/MMEL — Minimum Equipment List / Master MEL: lista del equipamiento mínimo requerido para operar; un equipo inoperativo listado en la MEL impide el despacho del vuelo.

NOTA: El alumno de PPA debe acostumbrarse desde el primer día a tener a mano el POH/AFM del avión específico que está usando. No basta con saber «el Cessna 172 hace tal cosa»: cada serie (172M, 172N, 172P, 172R, 172S) tiene diferencias importantes de motor, performance y procedimientos.

13.2 La GAMA Specification No. 1 — Estructura estandarizada del POH

Todos los POH de aviación general moderna (post-1976) están organizados en NUEVE secciones más una décima opcional. Conocer esta estructura es fundamental porque permite al piloto encontrar la información que necesita rápidamente, aun en aviones que nunca antes operó.

#	Sección	Contenido principal
1	Generalidades (General)	Descripción general del avión, dimensiones, símbolos y siglas, definiciones, terminología
2	Limitaciones (Limitations)	Limitaciones aprobadas por la autoridad — la sección con peso legal
3	Procedimientos de emergencia (Emergency Procedures)	Acciones ante anomalías graves: fallas de motor, fuego, falla eléctrica, etc.
4	Procedimientos normales (Normal Procedures)	Listas de control para cada fase de vuelo, procedimientos de operación normal
5	Performance	Gráficos y tablas: pérdida, despegue, ascenso, crucero, descenso, aterrizaje
6	Peso y balance / Lista de equipo	Cálculo de centrado, brazos, momentos, lista de equipamiento instalado
7	Descripción del avión y sus sistemas	Descripción detallada del avión y de cada sistema (combustible, eléctrico, hidráulico, etc.)
8	Manejo, servicio y mantenimiento	Inspecciones requeridas, fluidos, presiones, almacenamiento, remolque
9	Suplementos (Supplements)	Apéndices con instrucciones para equipamiento opcional aprobado (GPS, autopiloto, etc.)
10	Información para operación segura (opcional)	Tips de seguridad recomendados por el fabricante

NOTA: La numeración es estándar internacional. Decir «en la Sección 5 está la performance» es válido para cualquier POH GAMA: Cessna, Piper, Beech, Cirrus, Mooney, Diamond, etc. Esa universalidad es uno de los grandes logros del estándar.

Capítulo 14. Detalle por sección del POH/AFM

14.1 Sección 1 — Generalidades (General)

Es la sección introductoria. No es legalmente vinculante, pero ofrece la información de referencia que se cita en el resto del manual.

Contenido típico:

- Descripción general: tipo de avión, configuración, categoría, fechas de certificación.
- Vistas tridimensionales (three-views) con dimensiones generales: longitud, envergadura, alto, ancho de tren.
- Distancias y radios de giro en tierra (relevante para maniobrar en plataforma y rampa).
- Definiciones y abreviaturas usadas en el manual (las que el piloto deberá recordar para entender el resto).
- Símbolos meteorológicos, unidades de medida (SI o imperial).
- Tablas de conversión (galones a litros, libras a kilogramos, etc.).
- Especificaciones del avión: motor (modelo, potencia), hélice (modelo, diámetro, paso), combustibles aprobados, aceite aprobado, capacidades.

Esta sección es el punto de partida cuando el piloto se enfrenta a un avión nuevo. Le permite responder a preguntas básicas: ¿qué motor lleva? ¿qué hélice? ¿qué combustibles puede usar? ¿qué peso vacío típico tiene? ¿qué dimensiones generales tiene para maniobrar en una plataforma estrecha?



14.2 Sección 2 — Limitaciones (Limitations)

Es la sección legal por excelencia: cada limitación aquí publicada es aprobada por la autoridad y su violación es violación regulatoria, además de los riesgos técnicos. Es la sección que el examinador puede tomar como referencia más frecuente en el examen oral del PPA.

Subsecciones típicas:

- Limitaciones de velocidad: cuadro completo de V-speeds y el marcado del anemómetro (descripción de los arcos).

- Limitaciones del grupo motor: RPM máxima, presión de admisión máxima (si aplica), presión y temperatura de aceite (min/max/normal), CHT máxima, temperatura mínima para potencia, tiempo máximo a potencia de despegue, combustible aprobado y reservas, etc.
- Limitaciones del marcado de instrumentos: tabla con los rangos verde/amarillo/rojo de cada instrumento de motor.
- Limitaciones de peso: MTOW, MLW, MZFW (si aplica), peso máximo del compartimento de equipajes.
- Limitaciones del centro de gravedad: envolvente, expresada en gráfico o tabla.
- Categorías de maniobras aprobadas (Normal, Utility, Acrobatic) y maniobras específicas autorizadas/prohibidas.
- Factor de carga máximo positivo y negativo en cada categoría.
- Tipos de operación aprobados: VFR día, VFR noche, IFR (si aplica), vuelo en condiciones de hielo (FIKI), categoría A/B según TBO.
- Limitaciones de viento cruzado demostrado, viento de cola máximo en pista, viento máximo para apertura de puerta de carga, etc.
- Limitaciones de altitud máxima de operación.
- Limitaciones del tren (si retráctil): VLO, VLE.
- Placardos (placards): leyendas físicas que deben estar instaladas en la cabina y en el avión (junto a la palanca de flaps, en la tapa de los tanques, etc.).

ADVERTENCIA: La Sección 2 debe estudiarse de memoria. En un examen oral, las preguntas suelen comenzar por «¿cuál es la VSO de este avión?», «¿cuál es la presión máxima de aceite?», «¿cuál es el viento cruzado demostrado?». Saber sus respuestas demuestra dominio operacional.

14.3 Sección 3 — Procedimientos de emergencia (Emergency Procedures)

Lista de procedimientos para situaciones anormales y de emergencia. El alumno debe distinguir entre:

- Procedimientos críticos (memory items / boldface items): los primeros pasos — típicamente 3 a 7 acciones— que el piloto debe ejecutar de memoria SIN tomar el manual. Cubren las emergencias más urgentes: falla de motor en despegue, fuego en motor, pérdida de mando, etc.
- Procedimientos consultados (checklist items): tras los memory items, el piloto toma el manual o la checklist y lee paso a paso las acciones restantes. Aplican a emergencias que dan más tiempo.

Emergencias típicamente cubiertas en la Sección 3:

- Falla de motor en despegue (antes de rotación, después de rotación a baja altura, con altura suficiente).
- Falla de motor en crucero — procedimiento de re-arranque y de aterrizaje forzoso.
- Fuego en motor en tierra y en vuelo.

- Fuego eléctrico, fuego de cabina.
- Pérdida de presión de aceite.
- Pérdida del sistema eléctrico, del alternador, del vacío.
- Falla de un instrumento de vuelo (anemómetro tapado, altímetro fallado, etc.).
- Falla del sistema de combustible: agotamiento de un tanque, contaminación, pérdida de presión.
- Falla del tren de aterrizaje (retráctil) y procedimiento de extensión manual.
- Pérdida (stall) y recuperación; barrena (spin) y recuperación si la categoría lo permite.
- Aterrizaje con un flap inoperativo o asimétrico.
- Procedimientos de aterrizaje sin frenos, sin motor.
- Procedimientos de salida en condiciones de hielo, turbulencia severa, etc.

NOTA: Las emergencias deben PRACTICARSE. La instrucción de PPA dedicada a la Sección 3 es práctica: con instructor, en el avión y en el simulador si se dispone. La memorización seca del texto no sustituye la práctica.

14.4 Sección 4 — Procedimientos normales (Normal Procedures)

Listas de control (checklists) y procedimientos para cada fase del vuelo en condiciones normales:

20. Inspección prevuelo (preflight inspection / walk-around): recorrido externo e interno del avión, verificación de fluidos, daños, libre movimiento de mandos, etc.
21. Antes de arranque (before starting engine).
22. Arranque del motor (engine start).
23. Antes de rodaje (before taxi): comprobación de instrumentos, brake check, comunicaciones.
24. Rodaje (taxi).
25. Antes de despegue (before take-off): el «run-up», prueba de magnetos, prueba de carb heat, ajuste de mezcla y todos los chequeos previos al alineamiento.
26. Despegue (take-off): técnica para despegue normal, con viento cruzado, en pista corta, en pista blanda, despegue de obstáculo.
27. Ascenso (climb): potencia, velocidad, ajustes.
28. Crucero (cruise): potencia recomendada, mezcla, calefacción, monitoreo.
29. Descenso (descent).
30. Aproximación y aterrizaje (approach and landing): aproximación normal, con viento cruzado, en pista corta, en pista blanda, aterrizaje sin flaps.
31. Después de aterrizaje (after landing): retracción de flaps, apertura de carb heat, etc.
32. Apagado del motor (engine shutdown).
33. Atado y aseguramiento del avión (securing the airplane).

Cada lista de control es una secuencia ordenada de verificaciones. Los pilotos profesionales utilizan dos tipos de checklists:

- «Do-list»: el piloto lee y ejecuta cada paso a medida que lo lee. Usado por pilotos en formación inicial.
- «Verification checklist»: el piloto ejecuta el flujo de memoria por agrupamiento (por ejemplo, todo el panel de izquierda a derecha) y luego usa la checklist para VERIFICAR que nada haya quedado. Es el método estándar en aviación profesional.

14.5 Sección 5 — Performance

Es la sección de datos cuantitativos para la planificación y operación del vuelo. Contiene gráficos y tablas que permiten calcular:

- Velocidades de pérdida en diferentes configuraciones y ángulos de banqueo (banking).
- Distancia de despegue (carrera de despegue y distancia para superar 50 ft de obstáculo) en función de peso, altitud presión, temperatura, viento, condición de la pista (pavimento/pasto seco/pasto húmedo) y pendiente.
- Régimen de ascenso y tiempo, combustible y distancia para subir a una altitud.
- Performance de crucero: TAS y consumo de combustible en función de altitud, RPM o MAP y mezcla. Permite elegir la altitud y régimen óptimos para una misión dada.
- Performance de descenso: tiempo, combustible y distancia de descenso a un perfil estándar.
- Distancia de aterrizaje (toque y carrera, y distancia desde 50 ft de obstáculo) en función de peso, altitud presión, temperatura, viento y pista.
- Distancia de planeo sin motor.
- Tabla de corrección IAS → CAS.
- Diagrama de altitud-densidad (density altitude chart).

14.5.1 Conceptos clave de performance para la lectura de la Sección 5

Altitud de presión (Pressure Altitude, PA): altitud que el altímetro indica cuando se ajusta la subescala a 29,92 inHg / 1013,25 hPa. Es la altitud relevante para los gráficos de performance porque «desnuda» el efecto del QNH del día.

Altitud de densidad (Density Altitude, DA): altitud presión corregida por temperatura. Es la altitud a la que el aire tiene la misma densidad que la atmósfera estándar. En un día cálido a 3.000 ft PA con +35 °C, la DA puede ser 6.000 ft o más. La performance real del avión equivale a la de 6.000 ft estándar: pésima.

Fórmula práctica: $DA \text{ (ft)} \approx PA + 120 \times (OAT - ISA)$, donde $ISA = 15 - 2 \times (PA/1000)$.

ADVERTENCIA: La DA es la enemiga silenciosa de los accidentes de despegue en pista corta de aeródromos altos en días cálidos. Un Cessna 172 que despega cómodo a nivel del mar y 15 °C puede

no superar los obstáculos en una pista similar a 4.000 ft de elevación y 32 °C. La lectura de la Sección 5 es obligatoria, no opcional, en estos casos.

14.6 Sección 6 — Peso y balance / Lista de equipo

Subsecciones:

- Procedimiento de pesaje: instrucciones para que un técnico autorizado pese la aeronave (con celdas de carga bajo las ruedas) y determine el peso vacío y el momento.
- Planilla de pesaje (Weight & Balance Record): documento que registra el peso vacío, el momento y el CG vacío del avión. Se actualiza cada vez que se modifica permanentemente la configuración (instalación de equipos, reformas).
- Lista de equipamiento (Equipment List): inventario de todos los equipos instalados con su peso, brazo y momento. Es complementaria a la planilla.
- Gráfico de carga / Hoja de cálculo de centrado: herramienta para el piloto. Permite, dados los pesos en las distintas estaciones (combustible, ocupantes, equipajes), calcular el peso total, el momento total y verificar que el CG cae dentro de la envolvente.
- Envolvente de CG (CG envelope): gráfico de peso (eje Y) vs. CG (eje X), con los límites delantero y trasero. La operación debe ser interior a la envolvente.

Procedimiento práctico de centrado para el piloto:

34. Tomar el peso vacío y momento vacío de la planilla del avión específico.
35. Sumar el combustible: peso (galones \times 6 lb si AVGAS = 6,01 lb/USG) y momento (peso \times brazo del tanque).
36. Sumar a los ocupantes: piloto + copiloto (brazo del asiento delantero), pasajero trasero izquierdo + derecho (brazo del asiento trasero).
37. Sumar la carga en cada compartimento de equipajes con sus respectivos brazos.
38. Verificar que el peso total no exceda el MTOW.
39. Calcular $CG = \Sigma \text{Momentos} / \Sigma \text{Pesos}$.
40. Marcar el punto (Peso total, CG) sobre la envolvente. Verificar que cae dentro.
41. Verificar también el peso y CG al aterrizar (tras consumir combustible) — el centrado puede haber cambiado.

14.7 Sección 7 — Descripción del avión y sistemas

Sección narrativa y técnica que describe en detalle cada sistema del avión. Es el equivalente al «teórico» del avión específico. Para un alumno de PPA es probablemente la sección a la que vuelva con mayor frecuencia durante el curso: aquí encontrará respuesta a preguntas como «¿cómo se purga el sistema hidráulico?», «¿cómo está organizado el sistema de combustible?», «¿qué bomba hace qué?».

Contenido típico, sistema por sistema:

- Estructura del avión (estructura, materiales, superficies de control y flaps).
- Mandos de vuelo: alerones, profundidad, dirección, sistemas de compensación (trim).
- Tren de aterrizaje, frenos, dirección de la rueda de nariz.
- Asientos, cinturones, puertas y ventanas, control ambiental.
- Motor: descripción del modelo, sistemas que lleva, mandos, indicaciones.
- Hélice.
- Sistema de combustible: configuración de tanques, líneas, bombas, válvulas, indicaciones.
- Sistema de aceite.
- Sistema de encendido.
- Sistema eléctrico: arquitectura del bus, batería, alternador, regulador, distribución, cargas.
- Sistema de vacío (si lo lleva).
- Sistema pitot-estático.
- Calefacción, ventilación y desempañado (heat & vent system, defrost).
- Iluminación interior y exterior.
- Aviónica estándar instalada (radios, transponder, GPS si forma parte del equipamiento estándar).
- Cabina y equipos: silbato, indicador de pérdida (stall warning), equipos de emergencia (ELT, extintor).

NOTA: Esta sección es **OBLIGATORIA** leerla completa al recibir un avión nuevo, aunque el modelo «sea conocido». Las diferencias de versión pueden ser críticas: por ejemplo, dos Cessna 172 de años distintos pueden tener selectores de combustible con posiciones diferentes (LEFT-BOTH-RIGHT-OFF en uno, OFF-LEFT-RIGHT-BOTH en otro).

14.8 Sección 8 — Manejo, servicio y mantenimiento

Sección dirigida tanto al piloto como al operador y al taller. Contiene:

- Inspecciones requeridas por horas y por calendario: 50h, 100h, anual, cada 25h algunos motores, 500h hélice, etc.



El mantenimiento básico post-vuelo, incluyendo la inspección visual, es responsabilidad del piloto al mando.

- Servicios de fluidos: combustible (grados aprobados, contenido de plomo, alternativos), aceite (grados aprobados, marcas, intervalos de cambio), fluido hidráulico, fluido de frenos.
- Presiones de inflado de neumáticos.
- Procedimientos de remolque (towing): hasta qué ángulo se puede girar la rueda de nariz, capacidad de la barra de remolque, etc.
- Procedimientos de almacenamiento corto, mediano y largo (flyable storage, indefinite storage). Crítico para evitar corrosión interna en motores parados largos períodos: rotación periódica, aditivos del sistema de aceite, desecantes en silenciadores y entradas.
- Limpieza y cuidado del avión: limpieza de la cabina, del exterior, del parabrisas (productos compatibles con plexiglas, prohibición de productos a base de amoníaco).
- Información para devolver el avión al servicio tras almacenamiento prolongado.
- Boletines de servicio (Service Bulletins) y directivas de aeronavegabilidad (Airworthiness Directives, AD) aplicables — usualmente solo se mencionan; el detalle vive en otros documentos.

14.9 Sección 9 — Suplementos (Supplements)

Cada vez que el avión se modifica con equipamiento opcional (autopiloto, GPS, transponder Modo S, sistema de prevención de tráfico TCAS, sistema antihielo, equipos electroópticos, paracaídas balístico, etc.), el fabricante o el modificador (STC, Supplemental Type Certificate) emite un suplemento al POH con:

- Descripción del equipo.
- Limitaciones específicas que añade.

- Procedimientos normales y de emergencia particulares.
- Información de performance modificada (si aplica).
- Información de peso y balance (si el equipo añade peso significativo).

Los suplementos son tan vinculantes como las secciones originales y deben llevarse a bordo. Es responsabilidad del piloto saber qué suplementos están activos en su avión específico.

NOTA: El alumno encontrará suplementos importantes para los equipos GPS modernos (Garmin GNS 430/530, GTN 650/750), para autopilotos (S-TEC, Garmin GFC 500), para sistemas de aviónica integrada (G1000, Aspen Evolution), y para mecanismos como el paracaídas balístico CAPS de los Cirrus.

14.10 Sección 10 (opcional) — Información de seguridad

Sección adicional, no exigida, donde el fabricante incluye recomendaciones de seguridad operativa: consejos sobre vuelo en montaña, en aire turbulento, en condiciones de hielo, sobre el manejo del CG, sobre la prevención del «base-to-final stall-spin», sobre el aterrizaje con viento cruzado, sobre el manejo de la mezcla. Su lectura es muy recomendable aunque no obligatoria.

Capítulo 15. Uso práctico del POH en la planificación y el vuelo

15.1 Antes del vuelo: planificación

Una planificación de vuelo correcta utiliza el POH en al menos cinco momentos:

42. Cálculo de peso y balance (Sección 6): para verificar peso máximo y CG dentro de envolvente.
43. Cálculo de combustible necesario (Sección 5): consumo por hora a la potencia planificada, tiempo de vuelo estimado, reservas legales.
44. Cálculo de distancia de despegue y aterrizaje (Sección 5): con condiciones reales del día (peso, altitud, temperatura, viento) verificar que la pista disponible es suficiente con un margen de seguridad razonable (típicamente, distancia POH \times 1,3 a 1,5).
45. Verificación de altitud máxima planificada vs. techo de servicio (Sección 5).
46. Revisión de las limitaciones aplicables (Sección 2): viento cruzado, viento máximo, temperatura ambiente, etc.

15.2 Durante el vuelo: monitoreo continuo

- El piloto cruza visualmente los indicadores de motor con los rangos de la Sección 2 y de los arcos de los instrumentos.
- Ante cualquier indicación amarilla o roja, se aplica el procedimiento correspondiente de la Sección 3 (emergencias) o de la Sección 4 (normales).
- Las velocidades planificadas (VY, VG, VREF) se mantienen según los valores específicos de la Sección 5 para el peso real, no «valores típicos» recordados de otro avión.
- La mezcla se gestiona según las indicaciones de la Sección 4 / Sección 7.

15.3 Después del vuelo: bitácora y reporte

- Bitácora de vuelo (logbook) del avión: horas totales, ciclos, anomalías observadas.
- Reporte de defectos / discrepancias al taller (squawks) si correspondiera.
- Si hubo evento que excedió alguna limitación: reporte específico (sobre-revolución, sobre-temperatura, exceso de g, golpe de hélice contra obstáculo, aterrizaje duro, etc.). Cada uno dispara una inspección obligatoria.

15.4 La MEL (Minimum Equipment List)

La MEL es el documento que enumera los equipos que pueden estar inoperativos sin invalidar la aeronavegabilidad del avión, junto con las condiciones (limitaciones operativas adicionales y/o procedimientos de mitigación) bajo las cuales se permite operar. Es obligatorio que se elabore una MEL para los operadores comerciales (las escuelas de aviación, las flotas con CESA/AOC); para los aviones privados rige el principio inverso: todos los equipos instalados deben funcionar, salvo que la regulación (FAR 91.213 o equivalente) permita explícitamente operar con un equipo inoperativo si:

- No está requerido por la regulación operativa que se aplique al vuelo.
- No está en la lista de equipo mínimo del POH/AFM.
- No es esencial para la operación segura.
- Está desactivado / removido y placardado como inoperativo.
- El piloto al mando ha hecho una determinación documentada de que la operación con ese equipo inoperativo es segura.

15.5 Aeronavegabilidad: documentos del avión

Más allá del POH/AFM, el piloto debe verificar que el avión tenga su documentación al día. La regulación de cada país especifica los documentos, que generalmente incluyen:

- Certificado de Aeronavegabilidad (Certificate of Airworthiness): emitido por la autoridad, válido mientras se cumplan las inspecciones.
- Certificado de Matrícula (Certificate of Registration).
- Licencia de la estación de radio (Radio Station License).
- Manual de Vuelo aprobado (POH/AFM) — debe ir a bordo.
- Bitácoras del avión, motor y hélice (logbooks).
- Lista de equipo y planilla de peso y balance al día.
- Seguro de responsabilidad civil obligatorio (cuando aplique).
- Constancia de las inspecciones periódicas (anual, 100 h).

Una sigla habitual en castellano para recordar la documentación obligatoria a bordo es «MARC»: Matrícula, Aeronavegabilidad, Radio, Cuaderno (de bitácora). En la regulación de FAA se la conoce como

«ARROW»: Airworthiness, Registration, Radio License (operación internacional), Operating Limitations (POH), Weight & Balance.

Capítulo 16. Sinopsis integradora y guía de estudio

La asignatura cierra integrando los tres bloques en el comportamiento real del avión:

1. El motor, su sistema de combustible, su encendido y su lubricación entregan potencia al cigüeñal.
2. La hélice (eventualmente a través de un tren de reducción) convierte esa potencia en empuje aerodinámico.
3. Los sistemas eléctrico, hidráulico, neumático y de vacío sostienen instrumentos y equipos.
4. Los instrumentos de cabina (pitot-estáticos, giroscópicos, magnéticos, de motor) le dicen al piloto en qué estado está volando el avión.
5. Las limitaciones operacionales (velocidades, masas, factores de carga, categorías, límites del motor y de la hélice) definen un envoltorio dentro del cual la combinación anterior es segura.
6. El manual de vuelo es el documento maestro donde toda esa información está formalizada, aprobada y disponible para consulta antes, durante y después del vuelo.

Un alumno que comprende esta cadena causal —y no solo memoriza datos sueltos— está en condiciones de operar el avión con criterio. Está, también, preparado para el examen oral del PPA, donde el examinador no busca recitales de memoria sino comprensión funcional.

Bibliografía y fuentes consultadas

Este manual se ha redactado integrando información de las siguientes fuentes, todas ellas referencias estándar en la formación aeronáutica civil y en la documentación de fabricantes y autoridades. Se invita al alumno a consultarlas para profundizar puntos específicos:

Documentos de autoridad y normativa

- OACI / ICAO — Convenio sobre Aviación Civil Internacional, Anexo 1 (Licencias al personal) y Anexo 6 (Operación de aeronaves). Última edición vigente.
- FAA — Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA-H-8083-25C). Federal Aviation Administration, EE.UU., última edición. Manual oficial de conocimiento aeronáutico básico.
- FAA — Airplane Flying Handbook (FAA-H-8083-3C). Federal Aviation Administration.
- FAA — Instrument Flying Handbook (FAA-H-8083-15B). Para los capítulos sobre instrumentos.
- FAA — FAR/AIM (Federal Aviation Regulations / Aeronautical Information Manual). Partes 1, 23, 43, 61, 91.
- EASA — CS-23 «Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes». Reglamento europeo de certificación de aeronaves ligeras.
- EASA — Part-FCL (Flight Crew Licensing). Regulación europea de licencias.
- LAR 61 y LAR 91 — Reglamentación Latinoamericana del Sistema Regional de Cooperación SRVSOP.
- RAAC (Argentina) — Regulaciones Argentinas de Aviación Civil, Parte 61 (Licencias) y Parte 91 (Reglas generales de operación).
- ANAC Argentina, DGAC Chile, DAC y demás autoridades aeronáuticas iberoamericanas — Reglamentos nacionales pertinentes.

Especificaciones de la industria

- GAMA Specification No. 1 — «Specification for Pilot's Operating Handbook». General Aviation Manufacturers Association, EE.UU. Estándar al que se ajustan todos los POH modernos.
- ASTM International — Standards for Light Sport Aircraft (LSA), F2245 y derivados.

Manuales de fabricantes (POH/AFM consultados como referencia)

- Cessna Aircraft Company — Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual, Cessna 152, 172N, 172P, 172R/S, 182.
- Piper Aircraft — Pilot's Operating Handbook, PA-28-140 Cherokee, PA-28-161 Warrior, PA-28R-201 Arrow.
- Diamond Aircraft Industries — Airplane Flight Manual, DA20-C1 Eclipse, DA40 Diamond Star.

- Cirrus Design — Pilot's Operating Handbook, Cirrus SR20 / SR22.
- Tecnam — Pilot's Operating Handbook, P2002 Sierra, P2008 JC.
- Beechcraft — Pilot's Operating Handbook, Beechcraft Bonanza A36.

Manuales de motores

- Lycoming — Operator's Manual Series O-235, O-320, O-360, IO-360, IO-540 (publicaciones del fabricante).
- Lycoming Service Instruction SI-1009 — «Time Between Overhaul (TBO) Schedules».
- Continental Aerospace Technologies — Operator's Manuals series O-200, IO-360, IO-470, IO-520, IO-550.
- Rotax Aircraft Engines — Operator's Manual y Maintenance Manual, motores 912 UL/ULS/iS, 914, 915 iS.

Manuales de hélices

- Hartzell Propeller — Owner's Manual y Operations Manual for Hartzell Constant Speed and Adjustable Pitch Propellers.
- McCauley Propeller Systems — Service Manuals para hélices instaladas en Cessna.
- Sensenich Propeller — Manuals for Fixed Pitch Aluminum and Composite Propellers.

Textos académicos y manuales clásicos

- Kershner, William K. — The Student Pilot's Flight Manual. Iowa State University Press.
- Kershner, William K. — The Advanced Pilot's Flight Manual.
- Machado, Rod — Private Pilot Handbook. Aviation Speakers Bureau.
- Hubin, W. N. — The Science of Flight: Pilot-Oriented Aerodynamics. Iowa State University Press.
- Anderson, John D. — Introduction to Flight. McGraw-Hill (referencia para los principios de termodinámica del motor y aerodinámica básica).
- Pallett, E. H. J. — Aircraft Instruments and Integrated Systems. Longman Scientific. Referencia clásica sobre instrumentos.
- Treager, Irwin E. — Aircraft Gas Turbine Engine Technology y Aircraft Powerplants. McGraw-Hill.
- Kroes, M. J.; Wild, T. W. — Aircraft Powerplants. McGraw-Hill.
- Deakin, John — Serie «Pelican's Perch» en AvWeb. Artículos clásicos sobre operación correcta del motor a pistón, mezcla, CHT/EGT.
- Lombardo, David A. — Aircraft Systems: Understanding Your Airplane. McGraw-Hill.
- Eismín, Thomas K. — Aircraft Electricity and Electronics. McGraw-Hill.

Publicaciones de seguridad operacional

- FAA — Advisory Circulars (AC) varios, en particular AC 20-105B (Reciprocating Engine Power-Loss Accident Prevention), AC 91-13C (Cold Weather Operation of Aircraft), AC 91-67 (Minimum Equipment Requirements).
- NTSB — National Transportation Safety Board, EE.UU. Reportes de accidentes de aviación general consultables como casos de estudio.
- GA-JSC — General Aviation Joint Steering Committee, Safety Enhancement Topics.
- AOPA Air Safety Institute — Materiales formativos, Joseph T. Nall Reports anuales.
- EAA — Experimental Aircraft Association, materiales formativos sobre operación y mantenimiento.

Recursos digitales recomendados

- FAA — Safety Library: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals
- EASA — Sitio oficial: <https://www.easa.europa.eu>
- OACI — <https://www.icao.int>
- SRVSOP / LAR — <https://www.lima.icao.int>
- ANAC Argentina — <https://www.argentina.gob.ar/anac>

Esta bibliografía es indicativa y no exhaustiva. La regulación aeronáutica se actualiza periódicamente; el alumno y el instructor deben asegurarse de consultar siempre la edición vigente del POH/AFM del avión utilizado, de los manuales de motor y hélice, y de los reglamentos nacionales aplicables.