

Construcción, montaje y mecánica de vuelo en modelos de vuelo circular

Por Ján Škrabálek (Bratislava, 2007)

*Traducción al español del documento original en eslovaco
"Konštrukcia, stavba a mechanika letu upútaných modelov II" (Ján Škrabálek, 25.5.2007).
Conceptos técnicos y/o palabras del texto original no se tradujeron literalmente por
diferencias idiomáticas en la denominación de los mismos al español-argentino
pudiendo este hecho motivar interpretaciones mínimas que difieren del original.*



INDICE

PARTE I

Introducción

Un poco de historia

1. Disposiciones generales para los modelos de aeronaves

1.1 Disposiciones generales para los modelos de aeronaves según el reglamento internacional de construcción y competición CIAM FAI

- 1.1.1 Definición general de modelo de aeronave
- 1.1.2 Características generales de los modelos de aeronaves
- 1.1.3 Clasificación de los modelos de aeronaves
 - 1.1.3.1 Clase F1 — vuelo libre
 - 1.1.3.2 Clase F2 — vuelo cautivo
 - 1.1.3.3 Clase F3 — vuelo por radiocontrol
 - 1.1.3.4 Clase F4 — maquetas
- 1.1.4 Definiciones de los términos empleados para la especificación de los modelos
 - 1.1.4.1 Superficie sustentadora total
 - 1.1.4.2 Masa (Peso)

- 1.1.4.3 Carga alar
- 1.1.4.4 Lastre
- 1.1.4.5 Envergadura del ala
- 1.1.4.6 Motor de goma
- 1.1.4.7 Motor de pistón
- 1.1.4.8 Motor de bujía incandescente (glow)
- 1.1.4.9 Motor de autoencendido (diésel)
- 1.1.4.10 Motor a reacción
- 1.1.4.11 Despegue de mano
- 1.1.4.12 Despegue
- 1.1.4.13 Aterrizaje

1.2 Disposiciones generales para los modelos de vuelo circular de aeronaves según el reglamento nacional de construcción y competición de la República Eslovaca

- 1.2.1 Categoría RODEO
- 1.2.2 Categoría UŠ
- 1.2.3 Categoría UTR
- 1.2.4 Categoría ŠUM

2. Partes principales y grupos constructivos de los modelos de vuelo circular de aeronaves

2.1 Estructura

2.1.1 Ala

- 2.1.1.1 Parte fija del ala
- 2.1.1.2 Parte móvil del ala
- 2.1.1.3 Forma en planta y disposición constructiva del ala
- 2.1.1.4 Perfiles del ala

2.1.2 Fuselaje

2.1.3 Superficie de cola horizontal

- 2.1.3.1 Parte fija de la superficie de cola horizontal — estabilizador
- 2.1.3.2 Parte móvil de la superficie de cola horizontal — timón de profundidad
- 2.1.3.3 Forma en planta y disposición constructiva de la superficie de cola horizontal
- 2.1.3.4 Perfiles de la superficie de cola horizontal

2.1.4 Superficie de cola vertical

- 2.1.4.1 Parte fija de la superficie de cola vertical — quilla
- 2.1.4.2 Parte móvil de la superficie de cola vertical — timón de dirección
- 2.1.4.3 Forma lateral y disposición constructiva de la superficie de cola vertical
- 2.1.4.4 Perfiles de la superficie de cola vertical

2.1.5 Mecanismo de mando

- 2.1.5.1 Funciones cinemáticas del mecanismo de mando
- 2.1.5.2 Esquema cinemático del mecanismo de mando
- 2.1.5.3 Análisis gráfico de la función cinemática del mecanismo de mando
- 2.1.5.4 Análisis matemático de la función cinemática del mecanismo de mando

2.1.5.5 Tipos básicos de sistemas constructivos de los mecanismos de mando de los modelos de vuelo circular

- 2.1.5.6 Ubicación del mecanismo de mando en el fuselaje del modelo de vuelo circular
- 2.1.5.7 Construcción y realización de taller del mecanismo de mando

2.1.6 Tren de aterrizaje

- 2.1.6.1 Tipos de tren de aterrizaje
- 2.1.6.2 Ubicación y geometría de rodadura del tren de aterrizaje
- 2.1.6.3 Construcción y realización de taller del tren de aterrizaje fijo permanentemente instalado

PARTE II

2.2 Sistema de propulsión

2.2.1 Grupo motopropulsor

- 2.2.1.1 Motor
- 2.2.1.2 Hélice
- 2.2.1.3 Características de funcionamiento del grupo motopropulsor

2.2.2 Sistema de combustible, combustibles

- 2.2.2.1 Depósito de combustible
- 2.2.2.2 Accesorios del depósito de combustible
- 2.2.2.3 Propiedades de regulación del sistema de combustible

2.3 líneas de vuelo

- 2.3.1 Hilos de mando
- 2.3.2 Manija de mando

3. Construcción de los modelos de vuelo circular de aeronaves

3.1 Construcción de los modelos de vuelo circular según el reglamento nacional de la República Eslovaca

- 3.1.1 Categoría RODEO
- 3.1.2 Categoría UŠ
- 3.1.3 Categoría UTR
- 3.1.4 Categoría ŠUM

3.2 Construcción de los modelos de vuelo circular según el reglamento internacional CIAM FAI

- 3.2.1 Categoría F2A — modelos de velocidad
- 3.2.2 Categoría F2B — modelos acrobáticos
- 3.2.3 Categoría F2C — modelos de equipo (team race)
- 3.2.4 Categoría F2D — modelos de combate (COMBAT)
- 3.2.5 Categoría F4B — maquetas

4. Acabado superficial de los modelos

5. Vuelo con modelos de vuelo circular

- 5.1 Necesidades para volar
- 5.2 Puesta a punto de los modelos
- 5.3 Vuelo de entrenamiento
- 5.4 Vuelo de competición
- 5.5 Normas de seguridad durante el vuelo

PARTE III

6. Mecánica de vuelo del modelo de vuelo circular de aeronave

- 6.1 Movimiento rectilíneo
- 6.2 Movimiento circular en el vuelo real del modelo de vuelo circular
- 6.3 Relaciones de fuerzas en el vuelo real del modelo de vuelo circular
- 6.4 Manejabilidad del modelo de vuelo circular
- 6.5 Mejora de la manejabilidad de los modelos acrobáticos cautivos de competición de alto nivel
- 6.6 Influencia del momento giroscópico del grupo motopropulsor sobre la estabilidad de vuelo y la manejabilidad del modelo de vuelo circular

PARTE I

Introducción

El aeromodelismo forma parte de la actividad técnica de interés, organizada en la Unión de Actividades Técnico-Deportivas de la República Eslovaca (antes Zväzarm). Esta actividad de interés ayuda a desarrollar el pensamiento técnico, aumenta la destreza, la perseverancia y la determinación, y está vinculada al desarrollo de la condición física y de las cualidades morales, al fortalecimiento de la resistencia psíquica, la constancia, la entrega, la autonomía y la disciplina consciente. Esta actividad contribuye en gran medida a la adquisición de conocimientos polytécnicos, especialmente importantes en la época de la revolución científico-técnica en curso. No menos importante es el factor positivo del aprovechamiento creativo y activo del tiempo libre, sobre todo en el caso de la juventud.

Desde 1953, cuando la hasta entonces estrechamente especializada actividad de aeromodelismo fue incorporada al Zväzarm, esta actividad atravesó por varios períodos que influyeron en su desarrollo no siempre de manera positiva. En la época de la "temprana Checoslovaquia socialista" se dedicó una atención notablemente mayor a la difusión del aeromodelismo, como parte de la actividad polytécnica de interés, por parte de las estructuras dirigentes del estado y de la sociedad. Sin embargo, esta atención fue decayendo progresivamente hasta el nivel de un interés periférico.

A pesar de todas las influencias desfavorables, la calidad y el rendimiento en la actividad de aeromodelismo lograron mantener el paso con el desarrollo mundial, lo que queda demostrado por la gran cantidad de campeonatos continentales y mundiales obtenidos en toda la gama de especialidades de esta aero-actividad.

La presente publicación pretende llenar uno de los vacíos existentes en la bibliografía especializada necesaria. Está dedicada a las categorías de modelos de vuelo circular de aeronaves, que por su escasa exigencia de materiales y de espacio resultan categorías muy adecuadas también para la juventud.

El objetivo de la publicación es reunir toda la información necesaria en los ámbitos del reglamento deportivo nacional e internacional, la construcción, el montaje, la puesta a punto y el vuelo de entrenamiento y de competición con modelos de vuelo circular, de manera que sirva de guía adecuada en el proceso de mejora del nivel deportivo de la amplia base de aeromodelistas. Además de la parte práctica, la publicación se dedica también a la problemática teórica de la mecánica de vuelo y del pilotaje de los modelos de vuelo circular comandado, con lo cual crea un importante requisito previo para la mejora del nivel de la actividad deportiva de los deportistas de rendimiento de la élite.

El autor

Un poco de historia

Historia del aeromodelismo eslovaco

Los inicios de la historia del aeromodelismo en nuestras tierras se remontan al año 1913, cuando jóvenes entusiastas de la aviación fundaron el Club Aviatista Checo. En él se reunieron aeromodelistas que, un año después, organizaron en el Antiguo Recinto Ferial de Praga las primeras competiciones de aeromodelismo. Ese mismo año apareció también la primera publicación de aeromodelismo, "Modely Letadel" (Modelos de aviones), de Pavel Beneš.

El desarrollo del aeromodelismo se vio paralizado por la Primera Guerra Mundial. Solo después de su finalización y de la disolución de la monarquía austro-húngara pudo continuar el desarrollo sin trabas. En esa época se fundó el Club Aviatista Checoslovaco, con una sección de aeromodelismo independiente. Otro hito en el desarrollo del aeromodelismo fue la fundación de la MLL en 1926, en la que se crearon también auténticos círculos de entusiastas. Sus miembros organizaban cursos, exposiciones y competiciones. Los modelos más extendidos en aquel entonces eran los propulsados por hélices con gomas retorcidas. A finales de los años veinte desaparecieron casi por completo los sencillos modelos "de varilla" con recubrimiento unilateral de las superficies, sustituidos por los "de fuselaje". A mediados de los años treinta aparecieron entre nosotros los primeros motores de combustión interna, importados del extranjero. La actividad del aeromodelismo se centraba principalmente en la organización de cursos de formación, exposiciones y algunas competiciones. En 1936 los aeromodelistas checoslovacos triunfaron en una competición internacional en París y participaron también en la competición de modelos de propulsión de goma en Francia. Antes de la ocupación, el equipo checoslovaco participó todavía en una competición internacional de modelos de propulsión de goma en Yugoslavia y en la competición Wakefield Cup en Francia.

La ocupación fascista de 1939 supuso la interrupción de toda actividad aeronáutica y, por lo tanto, también del aeromodelismo. Solo los aeromodelistas de Praga, agrupados en el Club Deportivo de la fábrica aeronáutica AERO, organizaron durante la ocupación tres ediciones de la competición de aeromodelos en Kyje, cerca de Praga.

Tras la liberación en 1945, el aeromodelismo se incorporó al Aeroclub de la RČS. Sin embargo, el desarrollo de la actividad se vio obstaculizado por la falta de instructores, de material y de competiciones. El primer éxito deportivo de la posguerra fue la victoria del Ing. M. Hořejší en la categoría de modelos motorizados en una competición internacional en Inglaterra en 1946. Ese mismo año se celebró en el aeródromo de Otrokovice también el primer campeonato nacional de posguerra, en el que volaron conjuntamente todavía todas las categorías de esta actividad. En ese momento aún no se organizaban entre nosotros competiciones de modelos de vuelo circular, que apenas empezaban a ganar adeptos.

En 1950 nació la primera revista independiente, "Letecký Modelář" (Aeromodelista), que tras ampliarse a todas las especialidades del aeromodelismo y cambiar su nombre a "Modelář" (Modelista) sigue publicándose hasta hoy. Ese mismo año, Zdeněk Husička estableció el primer récord mundial en la historia del aeromodelismo checoslovaco. Su modelo de vuelo circular motorizado alcanzó una velocidad de 105,120 km/h.

Tras la incorporación del aeromodelismo a la Unión de la Aviación Popular y, más tarde, a Doslet, se creó en noviembre de 1951 la Unión para la Cooperación con el Ejército en Zvázarm, que en el período siguiente se convirtió en una fuerte organización de defensa. Los primeros años de actividad de los aeromodelistas en el Zvázarm estuvieron marcados por los récords mundiales de Zdeněk Husička.

En 1954 los aeromodelistas participaron por primera vez en la competición internacional de los países de democracia popular en Moscú, en la que los deportistas del Zvázarm consiguieron la victoria absoluta. Un año después, el equipo checoslovaco participó con modelos de vuelo circular

de velocidad en el Campeonato Mundial de París con el triunfo de Jozef Sladký. Un año más tarde, en Italia, el equipo volvió a vencer, esta vez en dos categorías a la vez: modelos de vuelo circular de velocidad y planeadores de vuelo libre. En 1958, J. Sladký y el equipo repitieron el éxito en el campeonato de Mladá Boleslav.

La lista de éxitos sería muy larga. Entre la serie de títulos de campeón del mundo y los numerosos récords mundiales batidos en distintas categorías, destaca de manera inolvidable el triple título de campeón del mundo de Jožko Gábris en la categoría de modelos de vuelo circular acrobáticos (1958, 1966, 1968).

Tras un largo período de estancamiento en el rendimiento de los aeromodelistas checoslovacos de modelos de vuelo circular en la escena mundial, en 1983 el equipo de vuelo circular comandado, compuesto por Stanislav Čech, el Ing. Ján Škrabálek e Ivan Čáni, logró al menos recuperar en parte las posiciones perdidas, obteniendo el primer puesto absoluto tanto individual como por equipos en el Campeonato de Europa celebrado en Utrecht, Países Bajos.

Fue precisamente en un período crítico, cuando en la dirección del Zväzarm se debatía seriamente sobre la irreversibilidad del descenso del rendimiento de los aeromodelistas de modelos de vuelo circular y su salida del deporte de élite de la República Checoslovaca. El análisis de dicho proceso señaló claramente las principales causas: el trabajo insuficiente con la juventud, el respaldo material insuficiente de una base más amplia de deportistas de rendimiento, el trabajo y los enfoques inadecuados de los funcionarios del Zväzarm en el ámbito de la actividad de entrenamiento y metodológica y, no en menor medida, las prácticas administrativas incorrectas en la aplicación del sistema de atención integral a los deportistas de élite.

En el descenso del rendimiento influyó sin duda de manera importante (si no decisiva) también la participación irregular de los aeromodelistas checoslovacos en las competiciones de máximo nivel, basada en una lógica errónea de los criterios para la planificación de los contactos internacionales. En el aeromodelismo rigen, en efecto, las mismas leyes que en las demás actividades. Quien no tiene la posibilidad de un contacto activo y regular con los demás países avanzados solo tiene una escasa esperanza de alcanzar rendimientos de primer nivel a escala mundial. Nuestros aeromodelistas, a pesar de los problemas mencionados, siguen demostrando que en ellos aún se encuentra suficiente ingenio, combatividad, perseverancia y determinación para luchar y vencer, al estilo de Husička y Gábris.

Agradecimiento – dedicatoria

Aunque escribí esta publicación prácticamente solo, sin duda no habría visto la luz sin el apoyo de mi esposa, hoy ya fallecida. Ella comprendía bien que el aeromodelismo no es para mí un simple pasatiempo, sino una pasión de toda la vida. Por ello quiero, al menos de esta manera, agradecerse y dedicarle esta publicación in memoriam.

El autor

1. DISPOSICIONES GENERALES PARA LOS AEROMODELOS.

La actividad deportiva de los aeromodelistas, organizados en los distintos clubes de aeromodelismo, organizaciones de base de la Unión Eslovaca de Deportes Técnicos, se especifica, en el ámbito de la República Eslovaca, en el reglamento deportivo nacional. Este es publicado y administrado por la comisión deportiva del club de aeromodelistas de Eslovaquia, con sede en Bratislava.

En el marco de las relaciones deportivas internacionales de los aeromodelistas, esta actividad se especifica en el reglamento deportivo internacional. Este es publicado y administrado por la organización internacional de aeromodelismo CIAM FAI, con sede en París.

El reglamento nacional de construcción y competición constituye una cierta modificación del reglamento internacional. El objetivo de esta modificación es adaptar el reglamento mediante determinadas simplificaciones, de manera que resulte adecuado para la actividad deportiva de un círculo más amplio de aeromodelistas, sobre todo de entre la juventud. Las categorías definidas por el reglamento nacional constituyen, en realidad, un escalón preparatorio intermedio para los aeromodelistas principiantes y crean las condiciones para su crecimiento técnico y deportivo, con el objetivo de dominar progresivamente la problemática técnica y deportiva (de competición) de las distintas categorías internacionales mencionadas en el apartado siguiente.

Aunque esta publicación está dedicada a los modelos de vuelo circular comandado (VCC) de aeronaves, para obtener una visión más general de la problemática del aeromodelismo se presentan a continuación todas las categorías de modelos de aeronaves a nivel mundial.

1.1 Disposiciones generales para los modelos de aeronaves según el reglamento internacional de construcción y competición CIAM FAI

1.1.1 Definición general de modelo de aeronave

Un modelo de aeronave es un dispositivo más pesado que el aire, de dimensiones y masa limitadas, con motor o sin él, que no es capaz de transportar a una persona.

1.1.2 Características generales de los modelos de aeronaves

* Masa máxima con combustible: 5 kg

Excepto:

- maquetas cautivas: 7 kg
- maquetas por radiocontrol sin combustible: 6 kg
- modelos acrobáticos RC sin combustible: 5 kg
- helicópteros RC sin combustible: 6 kg

* Superficie sustentadora total máxima: 150 dm² Carga alar máxima: 100 g/dm² (excepto los modelos de vuelo circular, las maquetas y los modelos acrobáticos RC.)

* Cilindrada máxima del motor (o motores) de pistón: 10 cm³, excepto en las maquetas cautivas.

1.1.3 Clasificación de los modelos de aeronaves

1.1.3.1 Clase F1 — vuelo libre

El vuelo libre es aquel en el que no existe ninguna conexión física entre el modelo de aeronave y el competidor aeromodelista o su ayudante.

Categorías: **F1A** — planeadores (A2) **F1B** — modelos con motor (propulsión) de goma **F1C** — modelos motorizados **F1D** — modelos de sala **F1E** — planeadores con corrección automática de la dirección de vuelo (imán potente) **F1F** — helicópteros **F1G** — Coupe d'Hiver **F1H** — planeadores (A1)

1.1.3.2 Clase F2 — vuelo circular comandado

Vuelo en el que el modelo de aeronave es guiado aerodinámicamente mediante superficies de mando que controlan la posición y la altura del modelo. El piloto competidor permanece de pie en tierra y controla el modelo mediante uno o varios alambres o cables no extensibles conectados directamente al modelo. Está permitido el uso de un dispositivo mediante el cual los cables se sostienen en la mano (manija de mando) o se fijan a un pilón central. Durante el vuelo no se permite utilizar ningún otro medio de control del modelo o del motor, salvo el control mediante el hilo o los hilos.

Categorías:

F2A — modelos de velocidad **F2B** — modelos acrobáticos **F2C** — modelos de equipo (team race) **F2D** — modelos de combate (COMBAT)

1.1.3.3 Clase F3 — vuelo por radiocontrol

Vuelo en el que el modelo de aeronave es guiado aerodinámicamente mediante superficies de mando que controlan la posición y la altura del modelo. El piloto competidor (aeromodelista) permanece de pie en tierra y controla el modelo mediante un equipo de radiocontrol.

Categorías: **F3A** modelos acrobáticos motorizados por radiocontrol - **F3B** planeadores térmicos por radiocontrol - **F3C** helicópteros por radiocontrol - **F3D** -modelos de carrera de pilones por radiocontrol **F3E** modelos de propulsión eléctrica por radiocontrol - **F3F** planeadores de ladera por radiocontrol - **F3G** planeadores motorizados por radiocontrol

1.1.3.4 Clase F4 — maquetas

Una maqueta es una reproducción a escala reducida (miniatura) de una aeronave más pesada que el aire, capaz de transportar a una persona.

Categorías: **F4A** maquetas de vuelo libre - **F4B** maquetas de vuelo circular - **F4C** maquetas por radiocontrol

1.1.4 Definiciones de los términos empleados para la especificación de los modelos

1.1.4.1 Superficie sustentadora total (St)

La superficie sustentadora total viene dada por la suma de la superficie del ala (o alas) y de la superficie sustentadora de las superficies de cola oblicuas u horizontales. Para el cálculo se emplea la superficie de la proyección perpendicular de todas las superficies consideradas sobre el plano horizontal, con ángulo de ataque nulo.

Cuando el ala o las superficies estabilizadoras están integradas en el fuselaje del modelo, se incluye en la superficie sustentadora total también aquella parte de superficie situada dentro del fuselaje, dada por la prolongación de los contornos normales de la superficie hasta el eje de simetría del modelo.

1.1.4.2 Masa (Peso)

Para determinar la carga alar mínima y la masa mínima, se considera la masa del modelo completo en condiciones de vuelo sin combustible. Para determinar la carga alar máxima y la masa máxima, se considera la masa del modelo completo en condiciones de vuelo con combustible en el momento del despegue.

1.1.4.3 Carga alar

Según el reglamento de competición de la FAI, la carga alar se define como el peso en gramos correspondiente a un decímetro cuadrado de la superficie sustentadora total.

1.1.4.4 Lastre

Cuando sea necesario emplear lastre para alcanzar la masa prescrita, este debe colocarse en el interior del modelo y fijarse de forma permanente. Su ubicación debe ser verificada y aprobada por el funcionario correspondiente tras su montaje. Cuando se emplea un lastre móvil para ajustar la posición del centro de gravedad del modelo, la masa del modelo se determina sin dicho lastre móvil.

1.1.4.5 Envergadura del ala

La envergadura del ala es la mayor distancia entre dos puntos situados sobre la superficie del ala.

1.1.4.6 Motor de goma

Motor cuya energía se obtiene mediante el acortamiento o el estiramiento de fibras de material elástico, generalmente goma.

1.1.4.7 Motor de pistón

Motor cuya energía se obtiene mediante la combustión y expansión de una mezcla gaseosa que actúa sobre uno o varios pistones con movimiento alternativo o rotativo.

1.1.4.8 Motor de bujía incandescente

En el motor de bujía incandescente se emplea, para el encendido de la mezcla, un elemento permanentemente incandescente.

1.1.4.9 Motor de autoencendido (Diésel)

En el motor de autoencendido la mezcla se enciende únicamente por efecto de su compresión. El motor puede estar equipado con un mecanismo destinado a regular la compresión de la mezcla durante el funcionamiento.

1.1.4.10 Motor a reacción

Motor cuya energía se obtiene mediante la combustión de combustible sólido, líquido o gaseoso, o mediante la expansión de una mezcla gaseosa que actúa sobre un elemento rotativo o pulsante. Para los modelos de aeronaves propulsados por motores a reacción rige la condición adicional de que el diámetro exterior de la cámara de combustión no puede superar los 80 mm.

1.1.4.11 Despegue de mano

Despegue en el que el competidor (aeromodelista), de pie en tierra, suelta el modelo desde la mano.

1.1.4.12 Despegue

El modelo debe elevarse del suelo o del agua de forma correcta, sin ninguna ayuda del piloto o del ayudante.

1.1.4.13 Aterrizaje

Se considera aterrizaje el primer contacto con el suelo o el agua, o el momento en que el modelo finaliza definitivamente su movimiento de avance.

Los parámetros de los modelos de aeronaves indicados en las disposiciones generales se precisan más adelante en los apartados específicos del reglamento técnico de competición de modelos según las distintas categorías. En dichos apartados específicos se definen también, de manera detallada, todas las demás condiciones técnicas y limitaciones necesarias para la construcción de los modelos, así como las condiciones técnicas y organizativas para la celebración de las competiciones.

Del reglamento técnico de competición de modelos de vuelo circular trata detalladamente la 4ª parte, y del reglamento técnico de competición de maquetas cautivas trata la 6ª parte (capítulo 6.2) del reglamento deportivo de la FAI para aeromodelistas.

El texto concreto del reglamento para las categorías mencionadas puede encontrarse en el sitio web www.controlline.sk/

1.2 Disposiciones generales para los modelos de vuelo circular de aeronaves según el reglamento nacional de construcción y competición de la República Eslovaca

El principal objetivo de volar con modelos contruidos según el reglamento nacional de construcción y competición es preparar a los aeromodelistas principiantes para su futura actividad deportiva, ya sea de competición o no. Los modelos contruidos según este reglamento presentan poca exigencia en cuanto a materiales, construcción y coste. En la clase de modelos de vuelo circular se definen 4 categorías.

1.2.1 RODEO 2 y RODEO 2,5 — modelos de velocidad

1.2.2 UŠ — modelos escolares acrobáticos cautivos

1.2.3 UTR — modelos de equipo de fuselaje plano, propulsados por motor de autoencendido (diésel)

1.2.4 SUM — semimaquetas deportivas de vuelo circular

El texto concreto del reglamento para las categorías mencionadas puede encontrarse en el sitio web www.controlline.sk/

2. PARTES PRINCIPALES COMPONENTES DE LOS MODELOS DE VUELO CIRCULAR.

Las partes principales de un modelo de vuelo circular de aeronave son la estructura, el sistema de propulsión y el líneas de vuelo. Las partes principales se dividen a su vez en los distintos grupos constructivos que se muestran en la fig. 2.1.

Fig. 2.1.

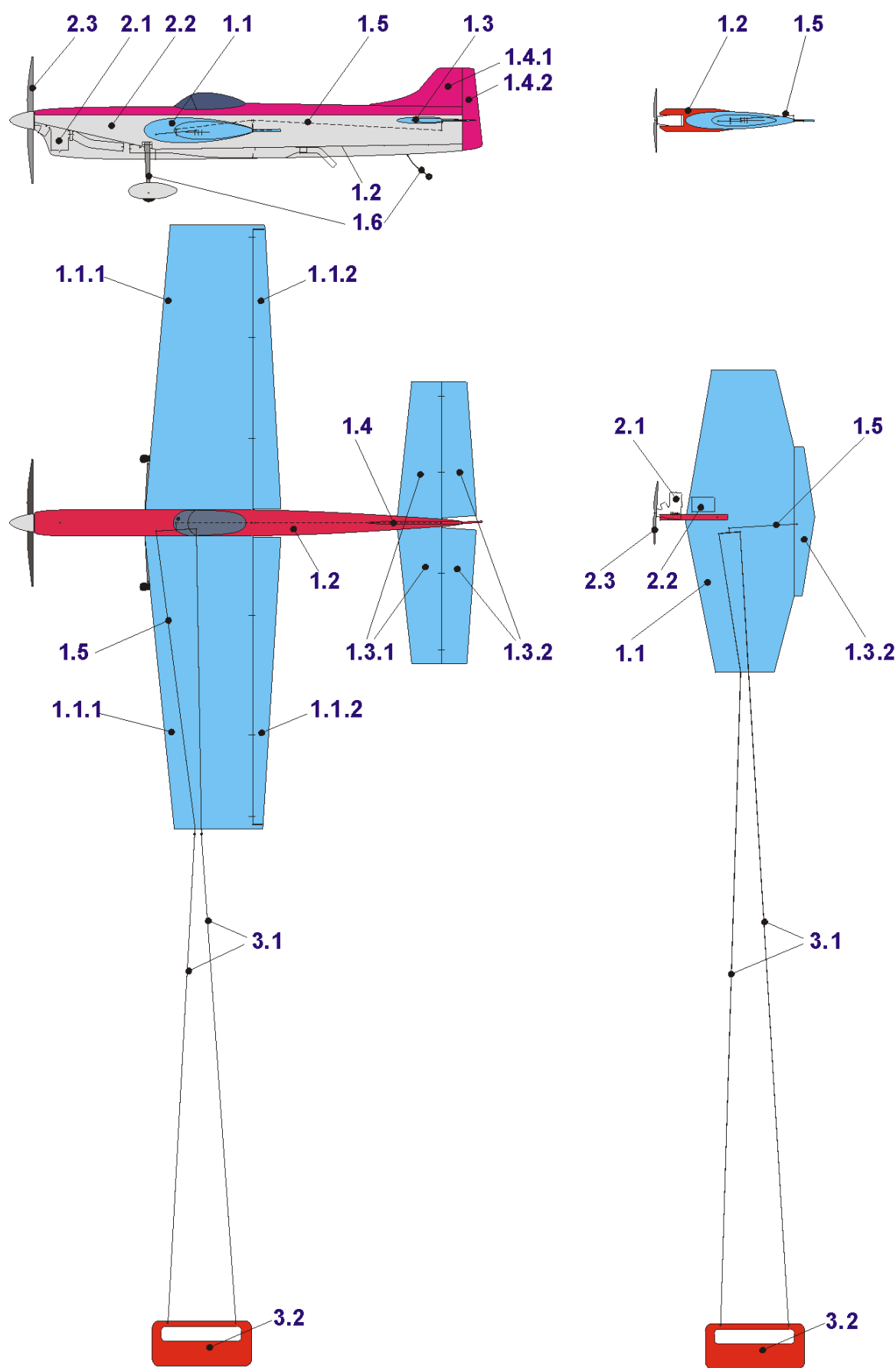


Figura 2.1. — Partes principales componentes de los modelos de vuelo circular.
1-fuselaje: 1.1 (ala), 1.1.1 (parte fija del ala), 1.1.2 (flaps de mando), 1.2 (fuselaje), 1.3 (superficie de cola horizontal), 1.3.1 (estabilizador), 1.3.2 (elevadores), 1.4 (superficie de cola vertical), 1.4.1 (superficie estabilizadora vertical: deriva), 1.4.2 (timón de dirección), 1.5 (mecanismo de mando), 1.6 (tren de aterrizaje).
2- propulsión: 2.1 (motor), 2.2 (cono), 2.3 (hélice).
3-líneas de vuelo: 3.1 (hilos o líneas de mando), 3.2 (manija de mando).

La **estructura** general de un aeromodelo se compone del ala (con o sin flaps), el fuselaje, las superficies de cola, el mecanismo de mando y el tren de aterrizaje.

El **ala** sirve para generar la sustentación necesaria para el despegue y el vuelo del modelo en el aire.

Los **flaps** de mando permiten curvar el perfil del ala y lograr una sustentación mayor que la de un ala sin flaps de mando.

El **fuselaje** une todas las partes de el fuselaje en un conjunto y sirve para fijar el sistema de propulsión.

En las **superficies de cola** se genera la mayor parte de las fuerzas aerodinámicas necesarias para garantizar la estabilidad de vuelo del modelo y para su control.

El **mecanismo de mando** garantiza la transmisión de las desviaciones y fuerzas desde la manija de mando, a través de los hilos de mando, hasta los flaps de mando y el timón de profundidad. En el caso de las maquetas de vuelo circular, garantiza además otras funciones, como el control de las revoluciones del motor, el cierre del tren de aterrizaje, la liberación de paracaídas, etc. El tren de aterrizaje permite el despegue, el aterrizaje y el desplazamiento del modelo por tierra.

El **sistema de propulsión** es la fuente de energía del movimiento de avance del modelo. En el grupo motopropulsor se genera la fuerza de tracción necesaria para vencer la resistencia del aire y la componente de la fuerza de la gravedad terrestre durante el ascenso del modelo.

2.1 ESTRUCTURA

La característica exterior fundamental de la estructura es el concepto del sistema sustentador. Se trata de la disposición geométrica del ala, el fuselaje, las superficies de cola y el tren de aterrizaje. Los conceptos de sistemas sustentadores empleados en los modelos de vuelo circular se muestran en la **fig. 2.2**

Fig. 2.2.

Sistemas sustentadores

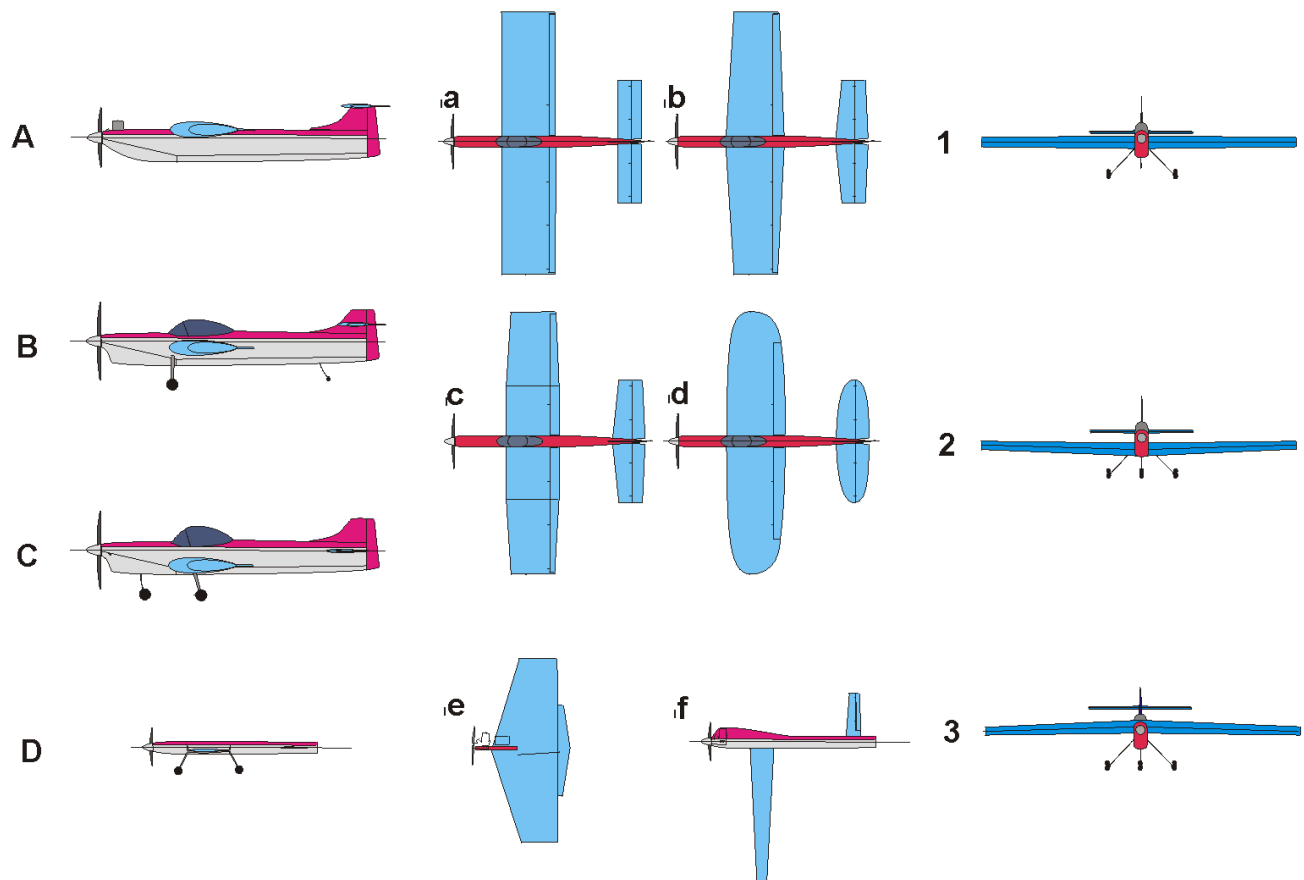


Fig. 2.2 — CONCEPTOS BÁSICOS DE LOS SISTEMAS SUSTENTADORES DE LOS MODELOS DE VUELO CIRCULAR DE AERONAVES

Disposición en altura del ala: **A** ala alta; **B** ala media; **C** ala baja

Forma en planta del ala: **a** rectangular; **b** trapezoidal; **c** compuesta (rectángulo + trapecio); **d** elíptica; **e** en flecha; **f** asimétrica

Ángulo de diedro del ala: **1** nulo; **2** positivo; **3** negativo

Forma en planta de la superficie de cola horizontal: **a+e:** rectangular, **b+c+f-** trapezoidal; **d** elíptica; **e** sin estabilizador.

Disposición de las superficies de cola: **A+B** superficie de cola horizontal sobre la superficie de cola vertical; **C** superficie de cola horizontal sobre el fuselaje; **E** sin estabilizador, con timón de profundidad en el ala o timón de profundidad flotante

Disposición del tren de aterrizaje: **A** sin tren de aterrizaje; **B** con tren de dos ruedas; **C** con tren de tres ruedas; **D** con tren de aterrizaje auxiliar desprendible

La concepción básica del sistema sustentador es el resultado del cumplimiento de los requisitos aerodinámicos, de resistencia, de rigidez, de producción, constructivos, de masa y operativos propios de cada categoría de modelos de vuelo circular. La elección del concepto del sistema sustentador se trata en el **capítulo 4**. La disposición interna y la realización del sistema sustentador se denomina construcción del sistema sustentador. Al montaje del ala se dedica el siguiente capítulo.

2.1.1 Ala

El ala propiamente dicha se compone de una parte fija inmóvil y, en algunos casos, también de partes móviles: los flaps de mando (**fig. 2.1**).

2.1.1.1 Parte fija del ala

El ala está sometida a fuerzas aerodinámicas que la flexionan, la desplazan y la retuercen (solicitud por flexión, cortante y torsión). Estas solicitudes producen deformaciones de flexión, cortante y torsión en el ala. Con estas deformaciones surgen en la estructura del ala fuerzas internas que solo permiten un determinado grado de deformación de la misma.

Hablamos de la absorción de la solicitación del ala por su estructura interna y de la transmisión de la carga hacia el fuselaje.

La estructura del ala está formada por elementos constructivos que garantizan su resistencia y la rigidez (la capacidad de soportar la carga sin fallo y de resistir los fenómenos aeroelásticos).

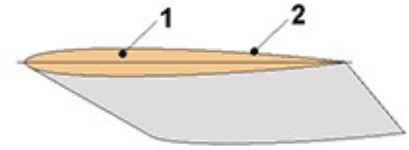
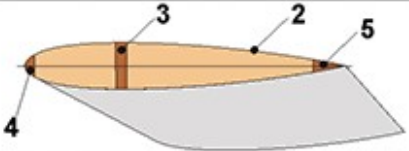
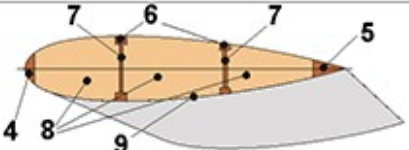
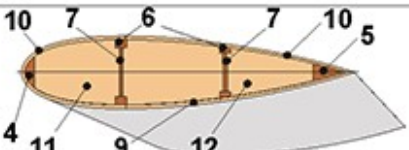
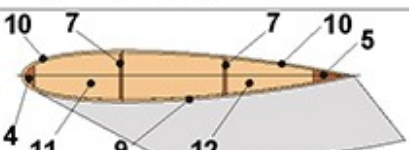
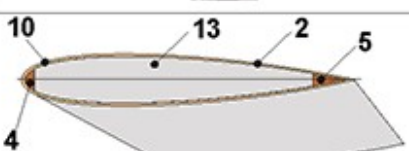
Los principales elementos constructivos del ala son los **largueros**, las **costillas** y el **recubrimiento**. Según el empleo y la disposición de estos elementos, lo que determina la función de cada elemento en cuanto a la absorción y transmisión de la carga, dividimos las estructuras en macizas y de pared delgada. En las estructuras macizas, toda la sección está formada por un material homogéneo, eventualmente reforzado con largueros de un material más resistente. Las estructuras de pared delgada se dividen en estructuras con larguero, con larguero semi-monocasco, solo semi-monocasco y monocasco. Estas estructuras se muestran esquemáticamente en la **fig. 2.3**, indicando la idoneidad de su uso para las distintas categorías de modelos de vuelo circular.

El recubrimiento en las estructuras de pared delgada distribuye, por medio de las costillas, la carga aerodinámica sobre toda la estructura del ala.

Según el número de largueros que transmiten la flexión, dividimos las estructuras en sin larguero, de un larguero, de dos largueros y de varios largueros.

Los vacíos y el recubrimiento, resistente al cortante, forman cavidades (cajones de torsión) que absorben la torsión. Según el número de cavidades, dividimos las estructuras en de una cavidad, de dos cavidades y de varias cavidades.

Img.2.3

TIPO DE CONSTRUCCION	ESQUEMA DE LA SECCION TRANSVERSAL	APLICACION PARA LAS DISTINTAS CATEGORIAS
A MACISA SIN LARGUEROS		PERFILES DELGADOS DE PEQUEÑOS MODELOS PARA ENTRENAMIENTO Y MODELOS DE F2C Y MODELOS DE ENTRENAMIENTO F2C
B MACISA CON LARGUEROS		PERFILES DELGADOS PARA PEQUEÑOS MODELOS DE COMPETICION
C CON LARGUEROS Y RECUBRIMIENTO FLEXIBLE		ALGUNOS MODELOS DE COMPETICION CON PERFILES GRUESOS PARA F2B
D CON LARGUEROS Y SEMIMONOCASCOS		LA CONSTRUCCION MAS UTILIZADA EN MODELOS DEPORTIVOS Y DE COMPETICION F2B, F2D, y F4B
E SEMIMONOCASCO		IGUAL QUE EN EL CASO ANTERIOR
F MONOCASCO CON NUCLEO		CONSTRUCCION PROGRESIVA APLICABLE A MODELOS F2B, F4B, EN REEMPLAZO DE LA UTILIZADA PARA F2D Y MODELOS DE ENTRENAMIENTO
G MONOCASCO SIN NUCLEO		POCO UTILIZADA, EXCEPTO EN MODELOS DE VELOCIDAD F2A DE ALTAS PRESTACIONES.

CLASIFICACION CLASICA DE ESTRUCTURAS DE ALAS DE MODELOS DE VUELO CIRCULAR

Fig. 2.3. MATERIALES EN CADA TIPO DE CONSTRUCCION

- 1 núcleo del ala **maciza**: balsa, tilo, contrachapado
- 2 recubrimiento de cierre: papel
- 3 larguero simple: balsa dura, abeto, pino, carpe, contrachapado
- 4,5 largueros del borde de ataque y de salida: balsa dura, abeto, pino
- 6 largueros principales: balsa dura, abeto, pino, materiales compuestos
- 7 tabique vertical: balsa dura, balsa reforzada en la parte central del ala con contrachapado o laminado, contrachapado, laminado
- 8 costilla: balsa, contrachapado
- 9 recubrimiento blando: papel, tela, láminas de plástico
- 10 recubrimiento rígido: balsa, contrachapado de tilo, abedul o álamo, o chapa fina, laminado fino (chapa de duraluminio)
- 11 y 12 Nucleo de relleno: poliestireno expandido
- 13 núcleo de relleno: poliestireno expandido
- 14 recubrimiento trilaminado (sandwich): 2 x laminado + balsa, 2 x laminado + poliuretano expandido

El recubrimiento en las estructuras de pared delgada distribuye, por medio de las costillas, la carga aerodinámica sobre toda la estructura del ala. Según el número de largueros que transmiten la flexión, dividimos las estructuras en sin larguero, de uno, de dos y de varios largueros. Los tabiques y el recubrimiento, resistente al cortante, forman huecos (cajones de torsión) que absorben la torsión. Según el número de cavidades, dividimos las estructuras en de una, de dos y de varias cavidades.

Los distintos tipos de estructura del sistema sustentador del ala presentan propiedades diferentes, ya sea en cuanto a resistencia, rigidez, complejidad y laboriosidad de construcción, masa resultante, etc. Cada tipo de estructura tiene sus ventajas e inconvenientes y es adecuado para determinados casos.

A — Maciza sin larguero: gran resistencia y rigidez, construcción y fabricación sencillas, alta densidad superficial específica, alta estabilidad de forma, gran resistencia a los daños

Se emplea sobre todo en perfiles delgados de modelos escolares pequeños.

B — Maciza con largueros: gran resistencia y rigidez, construcción y fabricación relativamente sencillas, menor densidad superficial específica en relación con la resistencia y la rigidez respecto al caso A, alta estabilidad de forma, gran resistencia a los daños

Se emplea sobre todo en perfiles delgados de modelos pequeños de competición, principalmente en las categorías F2A y F2C.

C — Con largueros: poca resistencia y rigidez a la torsión, resistencia y rigidez a la flexión aceptables; fabricación más compleja y laboriosidad relativamente alta, densidad superficial específica muy baja, baja estabilidad de forma, en función de las condiciones atmosféricas y térmicas; poca resistencia a los daños

Se emplea de manera ocasional en perfiles más gruesos de modelos de competición de las categorías F2B, F2D y F4B. Los largueros suelen embutirse por debajo del contorno del perfil para lograr una forma continua del mismo. La flexión del recubrimiento blando, cuando la separación entre costillas es grande, provoca desviaciones considerables del perfil real del ala respecto a la forma requerida. En la zona próxima al fuselaje, el ala suele reforzarse mediante la transición a algún tipo de estructura monocasco.

D — Con larguero - semimonocasco: considerable resistencia y rigidez a la torsión y a la flexión; fabricación compleja y alta laboriosidad; baja densidad superficial específica; alta estabilidad de forma; buena resistencia a los daños

Se emplea predominantemente en la variante de una o dos cavidades y es el tipo de estructura de ala más utilizado en los modelos deportivos y de competición de las categorías F2B, F2D, F4B y ŠUM.

E — Semimonocasco: buena resistencia y rigidez a la flexión (menor que en D) y considerable resistencia y rigidez a la torsión; fabricación compleja y alta laboriosidad (menor que en D); baja densidad superficial específica; alta estabilidad de forma; resistencia a los daños satisfactoria (menor que en el caso D)

Se emplea de manera similar al tipo D, aunque es más propensa a sufrir daños por carga dinámica. Resulta ventajoso emplear esta estructura en las partes exteriores del ala, combinada con una estructura del tipo D en la zona próxima al fuselaje o al centro-plano del modelo.

F — Monocasco con núcleo: buena resistencia y rigidez a la flexión y alta resistencia y rigidez a la torsión; fabricación sencilla y baja laboriosidad; densidad superficial específica relativamente baja; alta estabilidad de forma; muy buena resistencia a los daños.

Se trata de una estructura muy progresiva, de uso universal para modelos de las categorías F2B, F4B y ŠUM. Cuando no se emplea un recubrimiento rígido, sino únicamente un recubrimiento de cierre de lámina auto-adhesiva lavable o de cinta adhesiva, esta estructura se emplea con ventaja para la construcción de modelos de la categoría F2D, conocida por el alto consumo de modelos (de 2 a 6 unidades durante una sola competición). Este tipo de estructura simplificada, con recubrimiento de cierre de cinta adhesiva de papel (marrón), se emplea también con ventaja para modelos de vuelo circular escolares. En ambos casos, la parte del ala próxima al fuselaje se refuerza con sencillos largueros y recubrimiento rígido.

F — Monocasco sin núcleo: alta resistencia y rigidez a la flexión y a la torsión; fabricación más exigente (requiere la elaboración de moldes); densidad superficial; específica relativamente baja; alta estabilidad de forma; muy buena resistencia a los daños

Esta estructura se emplea solo de manera ocasional. En caso de emplearse chapa de duraluminio o de compuestos como recubrimiento, se utiliza en la gran mayoría de los modelos de competición de altas prestaciones de la categoría F2A.

2.1.1.2 Parte móvil del ala

La parte móvil del ala son los flaps de mando, que están sujetos de forma giratoria en varios puntos al larguero del borde de salida de la parte fija del ala mediante bisagras de distintos

materiales. Las bisagras transmiten la carga de flexión y de cortante desde los flaps de mando hacia la parte fija del ala.

Los flaps de mando individuales están sometidos, en esencia, únicamente a torsión. Con poco espesor y gran delgadez, su deformación por torsión es relativamente considerable, lo que produce una reducción del ángulo de deflexión a medida que aumenta la distancia respecto al accionamiento del mecanismo de mando, situado en el fuselaje.

Estas deformaciones provocan una disminución de las prestaciones aerodinámicas de todo el ala y, en algunos casos, también su vibración dinámica, que afecta de forma muy desfavorable tanto a las prestaciones aerodinámicas como a la vida útil de la estructura del modelo.

Para minimizar la aparición de estos fenómenos desfavorables es necesario elegir una estructura de los flaps de mando con gran rigidez y poca masa. Los tipos de realización constructiva de los flaps de mando pueden ser, en esencia, coincidentes con los tipos de estructura de la parte fija del ala (véase **fig. 2.3**). Los tipos de estructura más empleados son los siguientes:

A — Maciza sin larguero

Se emplea habitualmente en modelos de las categorías F2B, F4B y ŠUM, así como en modelos escolares. Se realiza en balsa de dureza media cortada en diagonal (a través del centro del tronco del árbol), el llamado "corte espejo".

B — Maciza con larguero

Se emplea sobre todo en modelos de competición de las categorías F2B y F4B, realizados en balsa blanda, con un borde de balsa de dureza media o dura. Este refuerza la estructura en el punto de unión de las bisagras y refuerza el fino borde de salida.

C — Con larguero

Se emplea en modelos de competición de las categorías F2B y F4B, realizados con perfiles de balsa, con larguero de ataque y de salida de balsa de dureza media. Esta realización constructiva presenta la menor rigidez a la torsión.

D — Con larguero semimonocasco

Se emplea solo de manera ocasional.

E — Semimonocasco

Se emplea solo de manera ocasional.

F — Monocasco con núcleo

Se emplea en modelos de competición de las categorías F2B y F4B, sobre todo en combinación con una estructura idéntica de la parte fija del ala, realizada con un núcleo de poliestireno expandido recubierto de balsa blanda. El borde de ataque y el de salida suelen realizarse en balsa de dureza media.

F — Monocasco sin núcleo

Esta estructura se emplea de manera ocasional en modelos de competición F2B y F4B, realizada con perfiles de balsa recubiertos de balsa blanda. El borde de ataque y el de salida suelen realizarse en balsa de dureza media.

Los flaps no se emplean en los sencillos modelos escolares cautivos, en la mayoría de los modelos ŠUM y F4B, ni en los modelos F2A, F2C y F2D.

2.1.1.3 Forma en planta y disposición constructiva del ala

Las distintas formas básicas en planta del ala, utilizables en los modelos de vuelo circular de aeronaves, se muestran en la **fig. 2.2**, . Las diversas formas se emplean para las distintas categorías de la siguiente manera:

a — Rectangular

Se emplea en modelos escolares sencillos y en modelos ŠUM y F4B, si así lo exige el modelo original de la maqueta. La ventaja de esta forma es su construcción sencilla y una fabricación poco laboriosa en cuanto a tiempo. Su desventaja son unas prestaciones aerodinámicas peores que las de las formas c a d.

b — Trapezoidal

Es la forma más empleada en los modelos F2B (incluidos los flaps de mando) y una forma habitualmente utilizada en los modelos F2C y F2D (sin flaps de mando). En los modelos F4B y ŠUM, si así lo exige el modelo original de la maqueta. La ventaja de esta forma son sus buenas prestaciones aerodinámicas, logradas, sin embargo tienen una estructura más compleja y una fabricación más laboriosa en cuanto a tiempo. Para los modelos de competición de primer nivel, no obstante, una buena eficiencia aerodinámica es una condición prioritaria.

c — Compuesta

Esta forma se emplea solo de manera ocasional en modelos F4B y ŠUM, si así lo exige el modelo original de la maqueta. La eficiencia aerodinámica es equivalente a la de la forma b.

d — Elíptica

Esta forma se emplea solo de manera ocasional en modelos F2B, F2C, F2D y en modelos F4B y ŠUM, si así lo exige el modelo original de la maqueta. El ala de esta forma es la más compleja desde el punto de vista constructivo y la más exigente desde el punto de vista de la construcción. Su ventaja es la mejor eficiencia aerodinámica de todas las formas de la "a" a la "e".

e — En flecha

Esta forma se emplea solo de manera ocasional en modelos escolares y en modelos F2D, en modelos F4B y ŠUM, si así lo exige el modelo original de la maqueta. Su ventaja es una buena eficiencia aerodinámica y una construcción relativamente sencilla. Con una gran envergadura y un ángulo de flecha considerable, sin embargo, surgen problemas con la ubicación de las salidas de las líneas, y en los modelos sin cola F2D también con el equilibrado longitudinal, ya que el centro de la fuerza sustentadora se desplaza hacia atrás a medida que aumenta la flecha del ala.

f — Asimétrica

Esta forma, de carácter puramente funcional, se emplea exclusivamente en los modelos de altas prestaciones F2A. Al ubicar el ala orientada hacia el centro del círculo de vuelo (hacia el piloto), se minimiza la resistencia propia del ala, ya que se desplaza más lentamente respecto al aire. Al mismo tiempo, con su mayor longitud, cubre también una parte considerable de las líneas de mando, cuya resistencia no es en absoluto despreciable a altas velocidades de vuelo.

La disposición constructiva en planta del ala depende directamente de la forma en planta de la misma y del tipo de estructura empleado tanto en la parte fija como en la parte móvil del ala (véase **fig. 2.3**). En general, es posible emplear el mismo tipo de estructura en toda el ala (en toda la envergadura) o combinar adecuadamente distintos tipos de estructura.

Combinando estructuras se logra alcanzar la máxima resistencia y rigidez con la mínima masa. Dado que la sollicitación del ala por fuerzas exteriores aumenta hacia el fuselaje del modelo, en la combinación emplearemos estructuras más ligeras pero menos resistentes y rígidas en las partes extremas del ala, menos cargadas, y estructuras más pesadas pero más resistentes y rígidas en la raíz del ala.

Al diseñar estructuras combinadas es necesario, sin embargo, prestar especial atención a la transición progresiva entre los distintos tipos de estructura a lo largo de la envergadura del ala, con lo que se evita la aparición de concentraciones de tensiones y el peligro de un rápido deterioro de la estructura durante el uso del modelo. Las estructuras combinadas típicas se presentan en el **capítulo 4**.

2.1.1.4 Perfiles del ala

Por el término "perfil del ala" (de la superficie sustentadora) entendemos la forma geométrica del contorno exterior de la sección transversal del ala, cortada por un plano vertical paralelo al eje del fuselaje, es decir, en la dirección del movimiento del modelo respecto al aire. Este tipo de secciones se muestra en la **fig. 2.3**.

La forma geométrica del perfil tiene una influencia decisiva sobre las prestaciones aerodinámicas del ala.

Sobre las relaciones entre la forma geométrica del perfil del ala y sus propiedades, así como sobre la elección de la forma de los perfiles para las distintas categorías de modelos de aeronaves, se trata en los **capítulos 3 y 4**.

2.1.2 Fuselaje

La finalidad del fuselaje se desprende de la parte introductoria del capítulo 2. La forma exterior del fuselaje se diseña buscando lograr la menor resistencia aerodinámica posible, garantizando al mismo tiempo dimensiones suficientes para la fijación de las demás partes de el fuselaje y del sistema de propulsión, así como una resistencia y rigidez suficientes y una masa mínima de su estructura.

La forma exterior del fuselaje depende directamente de la categoría de modelos de vuelo circular de aeronaves. Desde el punto de vista de la semejanza de la forma exterior del fuselaje con la forma del fuselaje de aeronaves reales, se distinguen fuselajes funcionales, semi-maquetas y maquetas.

Los fuselajes funcionales cumplen únicamente los requisitos mecánicos y aerodinámicos, y su forma depende de la elección del aeromodelista. Los fuselajes funcionales se emplean en los modelos de vuelo circular escolares y en los modelos de las categorías F2A, F2B, F2C y F2D. En las categorías F2B y F2C, la forma del fuselaje suele aproximarse a la forma del fuselaje de aeronaves reales, aunque no de aeronaves concretas. En la categoría F2D, el fuselaje se sustituye en su mayor parte únicamente por largueros que unen el motor y el fuselaje del modelo.

Los fuselajes de semi-maqueta cumplen, además de los requisitos mecánicos y aerodinámicos, también el requisito de una semejanza parcial con la forma del fuselaje de tipos concretos de aeronaves. La semejanza de forma se centra únicamente en los rasgos o características principales de la forma del tipo concreto de aeronave. En los modelos escolares se emplea con ventaja una estructura simplificada de fuselaje, la llamada estructura "plana" o "tabla". En algunos casos, los fuselajes de semi-maqueta se emplean también en modelos de la categoría F2B, aunque en este caso los fuselajes tienen una estructura tridimensional.

Los fuselajes de maqueta cumplen, además de los requisitos mecánicos y aerodinámicos, también el requisito de una total coincidencia tridimensional (en vista lateral y en planta) con la forma del fuselaje de tipos concretos de aeronaves. La coincidencia de forma se centra no solo en la forma general, sino también en los detalles. Los fuselajes de maqueta se emplean exclusivamente en la categoría F4B.

La estructura del fuselaje está formada por elementos constructivos que garantizan la resistencia y la rigidez del fuselaje (la capacidad de soportar la carga sin sufrir daños ni deformación). Los principales elementos constructivos del fuselaje son los largueros, las cuadernas y el recubrimiento, es decir, elementos idénticos a los del ala, aunque de forma diferente. Según el empleo y la disposición de estos elementos, lo que determina la función de cada elemento en cuanto a la absorción y transmisión de la carga, dividimos las estructuras en **macizas**, de **pared delgada** y de **celosía**.

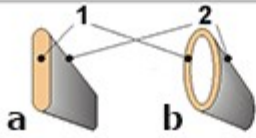
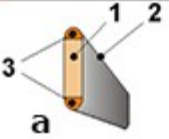
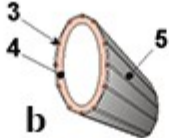
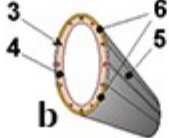
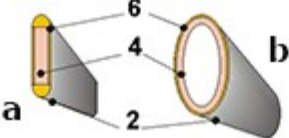
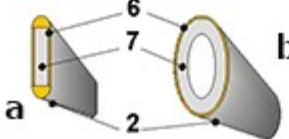
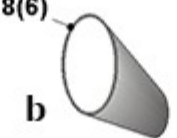
En las estructuras macizas, toda la sección está formada por un material homogéneo, reforzado en los puntos de sollicitación extrema con largueros de un material más resistente.

Las estructuras de pared delgada se dividen en estructuras con larguero, con larguero semimonocasco, semimonocasco y monocasco.

Las estructuras de celosía prácticamente no se emplean, salvo en casos ocasionales de modelos de la categoría F4B.

Ejemplos de estructuras macizas y de pared delgada se muestran esquemáticamente en la fig. 2.4, indicando la idoneidad de su uso para las distintas categorías.

Fig. 2.4

TIPO DE CONSTRUCCION	ESQUEMA DE LA SECCION TRANSVERSAL	APLICACION PARA LAS DISTINTAS CATEGORIAS
A MACIZO SIN LARGUEROS		a - Pequeños modelos de entrenamiento y modelos F2D b - Pequeños modelos de competición y modelos F2A y F2C
B MACIZO CON LARGUEROS		a - Pequeños modelos de entrenamiento y modelos SUM b - No se utiliza
C CON LARGUEROS Y REVESTIM. FLEXIBLE		a - No se utiliza b - Modelos F4B y maquetas F2B
D CON LARGUEROS Y SEMI-MONO CASCO		a - No se utiliza b - Modelos F4B y maquetas F2B
E SEMIMONO-CASCO		a - Pequeños modelos de entrenamiento y modelos SUM b - Modelos F4B y maquetas F2B
F MONOCASCO CON NUCLEO		Construcción progresiva a - Pequeños modelos p/entrenam. y modelos SUM b - Modelos F4B y maquetas F2B
G MONOCASCO SIN NUCLEO		a - No se utiliza b - Modelos F4B maquetas F2B

CLASIFICACION CLASICA DE ESTRUCTURAS DE FUSELAJES
EN MODELOS DE VUELO CIRCULAR

- Referencias:
- 1. Fuselaje con nucleo macizo
 - 2. Revestimiento exterior
 - 3. Larguero simple
 - 4. Costilla
 - 5. Revestimiento flexible (papel, tela, film)
 - 6. Revestimiento rígico (balsa, epoxy)
 - 7. Relleno del nucleo
 - 8. Revestimiento autoportante de tres capas (sandwich)

Materiales más empleados para los distintos elementos constructivos son:

- 1 - Núcleo del fuselaje macizo: balsa, tilo, álamo
- 2 - Recubrimiento de cierre: papel, tela
- 3 - Larguero simple: balsa dura, abeto
- 4 - Cuaderna: balsa, contrachapado
- 5 - Recubrimiento blando: papel, tela
- 6 - Recubrimiento rígido: balsa, laminado
- 7 - Recubrimiento trilaminado: 2 x laminado + poliuretano expandido

Los distintos tipos de estructura del sistema sustentador del fuselaje presentan propiedades diferentes, ya sea en cuanto a resistencia, rigidez, complejidad y laboriosidad de construcción, masa resultante, etc. Estas propiedades son análogas a las de las estructuras del sistema sustentador del ala, descritas en el **capítulo 2.1.1.1.**

Al igual que en el caso del ala, también los fuselajes pueden realizarse combinando los tipos básicos de estructura. Empleamos tipos de estructura más resistentes y rígidos en la zona de fijación del grupo motopropulsor, del ala y del tren de aterrizaje, cuando este último está fijado al fuselaje.

Es importante, en este caso, respetar el principio de transición progresiva entre las distintas estructuras, sobre todo en la zona de fijación del grupo motopropulsor y del ala, ya que esta parte está sometida a una sollicitación extrema por las vibraciones del grupo motor y por grandes fuerzas aerodinámicas. Por estas razones, conviene reforzar con un laminado fino el centro entre el ala y el fuselaje.

Una parte importante del fuselaje son los largueros (bancadas) para la fijación del grupo motopropulsor, que en los modelos escolares suelen realizarse en abeto o tilo, y en los modelos de competición en roble, haya, carpe, material compuesto o aleaciones ligeras. La realización constructiva concreta de los fuselajes se describe, para las distintas categorías, en el **capítulo 4**.

2.1.3 Superficie de cola horizontal

En la **fig. 2.1** se aprecia la división de la superficie de cola horizontal en una parte fija: la superficie estabilizadora horizontal (estabilizador) y una parte móvil que es el timón de mando de profundidad formado por los elevadores.

En algunos casos, sobre todo en los modelos de la categoría F2D, el timón de profundidad se fija directamente al larguero del borde de salida del ala, y la función de estabilizador-elevador la desempeña el propio ala.

Si dicho timón de profundidad se fija en las proximidades del centro de las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre él, hablamos de un timón de profundidad "flotante", que cumple tanto la función de estabilizador como la de timón de profundidad. El timón de profundidad flotante se emplea también predominantemente en los modelos de la categoría F2D.

2.1.3.1 Parte fija de la superficie de cola horizontal: estabilizador

La sollicitud del estabilizador por fuerzas aerodinámicas es análoga a la sollicitud de la parte fija del ala. Sus elementos constructivos y tipos de estructura son análogos a los de la parte fija del ala. Sin embargo, existen ciertas diferencias derivadas del hecho de que el estabilizador tiene dimensiones menores y alcanza una profundidad menor de todo el perfil de la superficie de cola horizontal.

Img. 2.5

TIPO DE CONSTRUCCION	ESQUEMA DE LA SECCION TRANSVERSAL	APLICACION PARA LAS DISTINTAS CATEGORIAS
A		MACIZA SIN LARGUEROS Perfiles delgados de modelos para entrenamiento pequeños y modelos de competicion F2A, F2B,F2C, F2D y vuelo libre.
B		MACIZA CON LARGUEROS Perfiles delgados para modelos de competicion F2B, F2C y SUM
C		CON LARGUERO Y REVESTIMIENTO BLANDO Perfiles mas gruesos en modelos de competicion F2B y F4B
D		CON LARGUERO SEMIMONOCASCO No se utiliza por eso no se muestra.
E		SEMI-MONOCASCO Perfiles mas gruesos en modelos de competicion F2B y F4B
F		MONOCASCO CON NUCLEO Construccion progresiva utilizable con perfiles mas gruesos en modelos de competicion F2B y F4B
G		MONOCASCO SIN NUCLEO Se presenta solo ocasionalmente

CLASIFICACION BASICA DE LAS ESTRUCTURAS DE COLA HORIZONTAL Y VERTICAL

REFERENCIAS

1. Nucleo de cola maciza: balsa, tilo, álamo, contrachapado
2. Recubrimiento de cierre: papel, film
- 3a. Larguero borde ataque estabilizador: balsa semi dura
- 3b. Larguero principal del estabilizador: balsa dura
- 3c. Larguero principal del timon: balsa semi dura
- 3d. Larguero borde fuga del timón: balsa semi dura
4. Costillas: balsa, contrachapado
5. Recubrimiento blando: papel, tela, film
6. Recubrimiento rígido: balsa
7. Nucleo relleno: poliestireno expandido
8. Recubrimiento autoporante trilaminado (sandwich)

Los tipos básicos de estructura del estabilizador, incluido el timón de profundidad, se muestran esquemáticamente en la **fig. 2.5**, indicando la idoneidad de su uso para las distintas categorías de modelos de vuelo circular de aeronaves.

2.1.3.2 Parte móvil de la superficie de cola horizontal (timón de profundidad)

La solicitud del timón de profundidad por fuerzas aerodinámicas es análoga a la solicitud de los flaps de mando en el ala. Sin embargo, dada la menor envergadura del estabilizador, las deformaciones de la estructura por momento de torsión resultan prácticamente despreciables. Los tipos básicos de estructura del timón de profundidad se muestran esquemáticamente en la fig. 2.5. anterior.

Los materiales más empleados para los distintos elementos constructivos son prácticamente coincidentes con los del estabilizador, salvo en cuanto a los materiales de los largueros, dado que el timón de profundidad no está sometido a grandes solicitaciones de flexión.

2.1.3.3 Forma en planta y disposición constructiva de la superficie de cola horizontal

Las distintas formas básicas en planta de la superficie de cola horizontal, empleadas en los modelos de vuelo circular de aeronaves, se muestran en la **fig. 2.2**, formas de la a a la f. Las distintas formas se emplean para las diferentes categorías, en esencia, de manera coincidente con el ala, aunque, dada su distinta función y sus menores dimensiones, se aplican ciertas diferencias.

a — Rectangular

Se emplea en modelos escolares sencillos y en modelos ŠUM y F4B, si así lo exige el modelo original de la maqueta. La ventaja de esta forma es su construcción sencilla y una fabricación poco laboriosa en cuanto a tiempo. Su desventaja son unas prestaciones aerodinámicas peores que las de las formas b y d.

b — Trapezoidal

Es la forma más empleada, tanto en modelos escolares como de competición, F2A, F2B y F2C. En los modelos F4B y ŠUM, si así lo exige el modelo original de la maqueta. La laboriosidad de construcción, en caso de emplear tipos de estructura sencillos y de uso más habitual, es solo ligeramente mayor que en el caso de la forma a. Su ventaja, sin embargo, es una buena eficiencia aerodinámica.

c — Compuesta

Esta forma prácticamente no se emplea.

d — Elíptica

Esta forma se emplea solo de manera ocasional en modelos F2A, F2B y F2C, y en modelos F4B y ŠUM, si así lo exige el modelo original de la maqueta. La superficie de cola de esta forma es la más compleja desde el punto de vista constructivo y la más exigente desde el punto de vista de la construcción, especialmente si se emplean tipos de estructura más complejos.

La mejora de la eficiencia aerodinámica respecto a las demás formas es, sin embargo, cuestionable, dada la situación desfavorable en el flujo de aire alrededor de las partes extremas de la superficie, de poca profundidad de perfil. Estas relaciones se explican en el capítulo 3.

e — Rectangular sin estabilizador/timón de profundidad flotante

Esta forma se emplea exclusivamente en las alas volantes de la categoría F2D.

f — Asimétrica

Se emplea exclusivamente para los modelos de altas prestaciones F2A. Ubicándola hacia fuera, desde el centro del círculo de vuelo (alejándose del piloto), se mejora el efecto estabilizador y la manejabilidad del modelo, ya que una gran parte de la superficie es recorrida por una corriente de aire no perturbada. Al mismo tiempo, las dimensiones resultantes, respecto a una disposición simétrica, son mayores, lo que influye favorablemente en la mejora de las condiciones del flujo de aire.

La disposición en planta de la superficie de cola horizontal depende, al igual que en el ala, de la forma en planta y del tipo de estructura empleado tanto en el estabilizador como en el timón de profundidad.

En el estabilizador se emplea también la combinación de estructuras según los mismos principios que en la parte fija del ala. En el timón de profundidad, la combinación de estructuras no es necesaria, dada su pequeña envergadura y su escasa sollicitación por flexión y torsión.

Ejemplos de estructuras de las superficies de cola horizontales se presentan en el **capítulo 4**.

2.1.3.4 Perfiles de la superficie de cola horizontal

La definición de perfil de la superficie sustentadora se explicó en el capítulo 2.1.1.4. Dado que las exigencias aerodinámicas planteadas a las superficies de cola horizontales varían considerablemente entre categorías, la elección de los perfiles y de la profundidad porcentual adecuada del estabilizador y del timón de profundidad se analiza en detalle en los capítulos **3, 4 y 7**.

2.1.4 Superficie de cola vertical

En la **fig. 2.1** se aprecia la división de la superficie de cola vertical en una parte fija que es la superficie estabilizadora vertical (deriva), y una parte móvil que es el timón de mando de dirección (timón de dirección). La superficie de cola vertical en los modelos de vuelo circular no cumple una función tan importante como en los modelos de vuelo libre.

Los modelos de vuelo circular vuelan, en efecto, sobre una superficie semiesférica cuyo radio viene fijado por la longitud de los hilos de mando, y la superficie de cola vertical cumple únicamente una función auxiliar de estabilización direccional. La función principal de estabilización direccional la desempeñan los cables de mando, tensados por la fuerza centrífuga de la masa del modelo en vuelo. En los modelos de las categorías F2A, F2C y F2D no se emplean superficies de cola verticales.

2.1.4.1 Parte fija de la superficie de cola vertical: deriva

Dada la función de la superficie de cola vertical en los modelos de vuelo circular, los tipos de estructura de la deriva son, en general, sencillos, aunque en principio es posible emplear todos los tipos de estructura utilizados en la superficie de cola horizontal (véase **fig.2.5**). Los tipos de estructura más complejos se emplean predominantemente solo en el caso de los modelos de la categoría F4B, cuando así lo exige el modelo original de la maqueta.

2.1.4.2 Parte móvil de la superficie de cola vertical: timón

En los modelos de vuelo circular de aeronaves, el timón de dirección pierde su función principal: el control activo de la dirección de vuelo del modelo. Esta función activa del timón de dirección se ha transformado en una función pasiva, al quedar fijado de manera permanente al larguero principal de la deriva, sin posibilidad de variar el ángulo durante el vuelo.

En caso de emplearse el timón de dirección (modelos escolares F2B, F4B y ŠUM), se ajusta de manera que la fuerza aerodinámica resultante actúe hacia el interior del círculo (hacia el piloto). El efecto resultante es una desviación del modelo alrededor del eje vertical hacia fuera del círculo, con lo cual se obtiene, en la superficie lateral del fuselaje, una fuerza aerodinámica que aumenta la tracción del modelo sobre los cables de mando. Esta tracción es especialmente importante a baja velocidad de vuelo y en las figuras acrobáticas realizadas por encima de la cabeza del piloto.

En los modelos de competición de la categoría F2B se emplea con éxito un timón de dirección móvil, con deflexiones derivadas del movimiento de uno de los elevadores. Este movimiento adicional elimina la influencia desfavorable de la reacción giroscópica de la hélice al volar aristas de figuras "angulares".

Con rotación de la hélice hacia la derecha, en efecto, en las maniobras acrobáticas la reacción giroscópica desvía el modelo alrededor del eje vertical hacia fuera del círculo, con lo cual aumenta momentáneamente la tracción del modelo sobre los hilos de mando.

Esto mejora la manejabilidad del modelo, pero debe ajustarse con cuidado pues puede ocurrir exactamente lo contrario, lo cual influye negativamente en la manejabilidad del modelo. Mediante el movimiento adicional del timón de dirección se optimiza, en la práctica, la manejabilidad del mismo en los regímenes de vuelo más críticos.

Esta problemática se trata en detalle en el **capítulo 7**.

Los tipos de estructura empleados en la construcción de los timones de dirección coinciden con los empleados en la construcción de la quilla.

2.1.4.3 Forma lateral y disposición constructiva de la superficie de cola vertical

La forma lateral de la superficie de cola vertical se adapta a su función aerodinámica, descrita en el apartado anterior, así como a su función estética, completando el aspecto lateral de todo el modelo. Las formas laterales pueden ser, en esencia, coincidentes con las formas en planta de la superficie de cola horizontal, con la diferencia de que en la superficie de cola vertical se emplea exclusivamente una disposición asimétrica, tal como se aprecia en

las **figs. 2.1 y 2.2**. Es necesario respetar la forma lateral únicamente en los modelos de las categorías F4B y ŠUM, según la forma del modelo original de la maqueta.

La disposición constructiva lateral se elige, en general, de manera homogénea, es decir, de un solo tipo de estructura, sin combinar estructuras. Solo en los modelos F4B es necesario mantener la disposición constructiva lateral para lograr la mejor semejanza posible con el modelo original de la maqueta. En este caso, sin embargo, se trata únicamente de respetar el aspecto exterior y el carácter de la superficie.

Ejemplos de estructuras de superficies de cola verticales se presentan en el capítulo 4.

2.1.4.4 Perfiles de la superficie de cola vertical

Dadas las prestaciones aerodinámicas requeridas para la superficie de cola vertical, la elección de su perfil suele dejarse, en general, a criterio del diseñador del modelo. El perfil más empleado es la placa plana, que garantiza, sin mayores objeciones, todas las funciones de la superficie de cola vertical con una laboriosidad mínima.

2.1.5 Mecanismo de mando

Como ya se ha dicho en la introducción del capítulo 2, el mecanismo de mando garantiza la transmisión de las desviaciones y fuerzas desde la manija de mando, a través de los hilos de mando y del propio mecanismo de mando, hasta los flaps de mando y el timón de profundidad. En el caso de las maquetas F4B, garantiza además otras funciones auxiliares.

Aunque, según esta definición, también los cables de mando y la manija forman parte funcional del mecanismo de mando, por razones metodológicas estos dos elementos funcionales se presentan por separado en el **capítulo 2.3**, ya que no forman parte directa de el fuselaje del modelo de aeronave. La frontera que separa estos dos conjuntos funcionalmente inter-dependientes (el mecanismo de mando y el líneas de vuelo), puede situarse cerca del extremo de la parte interior del ala (orientada hacia el piloto del modelo) o cerca del fuselaje, o incluso en el interior del fuselaje o del ala.

Dado que en el capítulo 7 se analiza en detalle la función del mecanismo de mando desde el punto de vista de la influencia de su cinemática (transmisión de las desviaciones), sobre la manejabilidad del modelo, así como desde el punto de vista de su sollicitación por fuerzas y momentos, este capítulo se dedica únicamente a los principios necesarios para el correcto diseño del mecanismo de mando desde el punto de vista de su cinemática, su construcción y su correcta realización práctica.

2.1.5.1 Funciones cinemáticas del mecanismo de mando

Las funciones cinemáticas del mecanismo de mando del modelo de vuelo circular pueden dividirse, según la importancia de los elementos de regulación cuyo movimiento determina el mecanismo de mando en **principales** y **auxiliares**.

La función cinemática principal del mecanismo de mando es garantizar el movimiento de los flaps de mando y de los elevadores en el timón de profundidad, o solo del estabilizador en el timón de profundidad de no haber elevadores. Al cambiar su posición, se modifica la actitud del perfil del ala y de la superficie de cola horizontal, con lo cual se producen cambios en la magnitud y el sentido de las fuerzas y momentos aerodinámicos, que permiten modificar la trayectoria de vuelo del modelo.

Del correcto cumplimiento de la función cinemática principal del mecanismo de mando dependen directamente la capacidad de vuelo, la manejabilidad y, en última instancia, la propia existencia de cada modelo de vuelo circular.

Las funciones cinemáticas auxiliares del mecanismo de mando garantizan el funcionamiento de otros conjuntos y mecanismos del modelo. Lo más habitual es que se controle el funcionamiento del motor mediante la regulación de la riqueza o del caudal de la mezcla propulsora, la detención del motor, el accionamiento de mecanismos auxiliares que controlan el cierre y la apertura del tren de aterrizaje, la liberación de la carga de paracaídas, el encendido de luces de posición, etc. Los mecanismos auxiliares equipan únicamente a modelos de algunas categorías (F4B, ŠUM, F2C). De su correcto funcionamiento no depende directamente la capacidad de vuelo del modelo de ucontrol. Sin embargo, para alcanzar rendimientos de primer nivel, su funcionamiento correcto es una condición indispensable.

Si la posición relativa del elemento de regulación controlado y del mecanismo de mando está unívocamente definida en cada posición de dicho mecanismo, hablamos de un enlace cinemático fijo. En ese caso, a cada posición dada del mecanismo de mando corresponde una única posición del elemento de regulación controlado. Este proceso de control de la posición del elemento de regulación es continuo.

Si a una posición dada del mecanismo de mando le corresponden varias posiciones del elemento de regulación controlado, el proceso de control de la posición es discontinuo (intermitente). En este caso hablamos de un enlace cinemático libre.

Para el control de los principales elementos de regulación del modelo (flaps de mando y elevadores) empleamos siempre mecanismos de mando con enlace cinemático fijo. Este enlace se emplea también para el control continuo del funcionamiento del motor. Para el control de los demás mecanismos empleamos un enlace cinemático libre.

Este enlace se realiza de manera que el mecanismo de mando, en una posición determinada, libere el funcionamiento de un mecanismo auxiliar hasta entonces bloqueado, o bien active el circuito eléctrico de un servomecanismo que realiza la acción requerida. Un solo servomecanismo puede realizar una única acción, o varias acciones de forma simultánea o sucesiva, en una secuencia temporal elegida (programada). Esta secuencia puede realizarse de manera automática tras el primer impulso del mecanismo de mando.

2.1.5.2 Esquema cinemático del mecanismo de mando

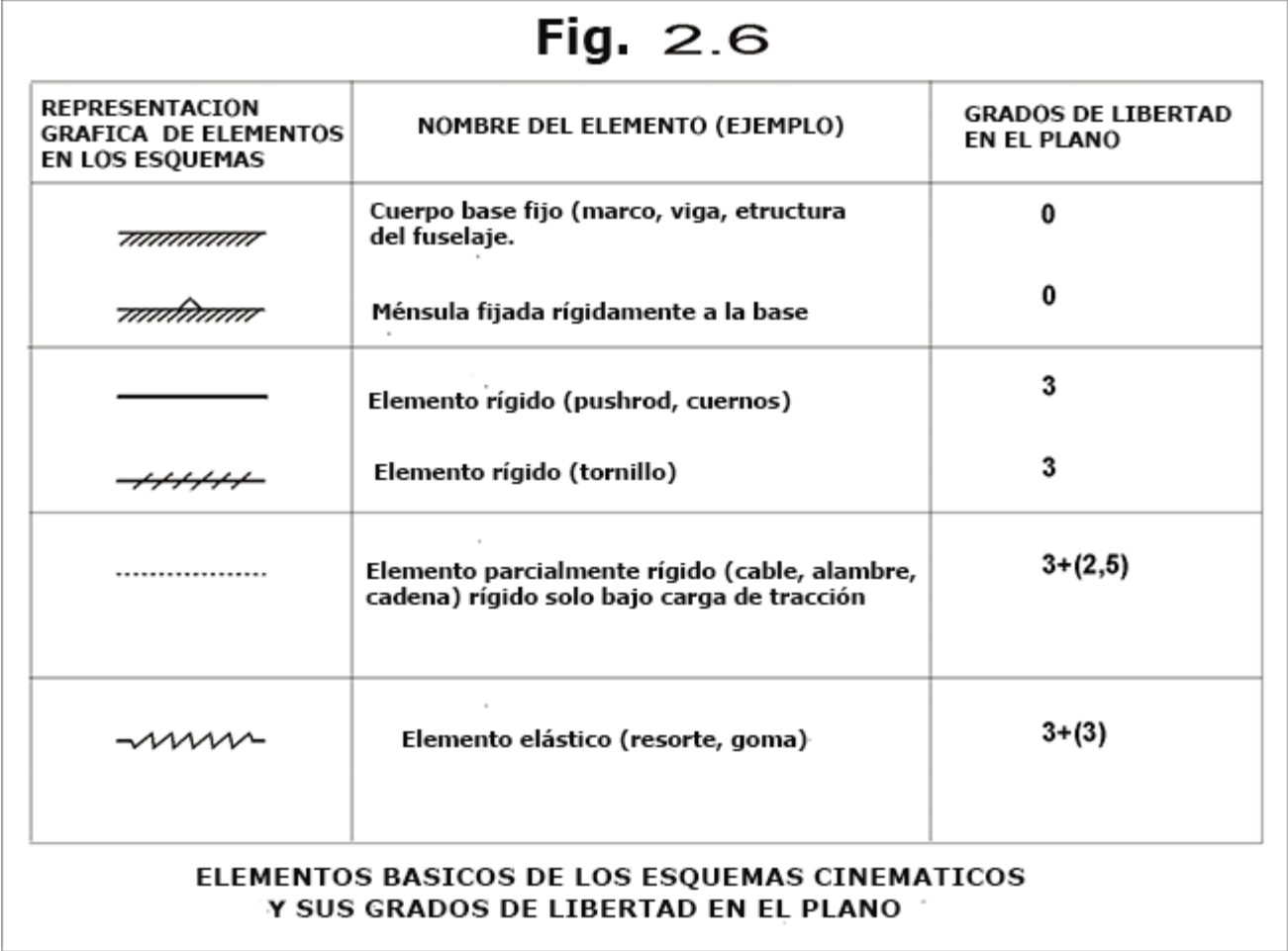
Cada mecanismo de mando se compone de distintos elementos o eslabones (balancin, varillas de empuje, cuernos que cumplen determinadas funciones dentro del mismo, definidas por la posición relativa y la conexión entre dichos eslabones. Dado que la función más importante del mecanismo de mando es la transmisión de desviaciones desde el elemento motriz hasta el elemento accionado, antes de elaborar el diseño constructivo real, es necesario elaborar un diseño gráfico simplificado, en el que los distintos eslabones del mecanismo y sus conexiones mutuas se representan de forma simplificada. A este diseño simplificado lo llamamos **esquema cinemático**.

Mediante el esquema cinemático podemos, de manera relativamente sencilla, realizar un análisis gráfico del funcionamiento del mecanismo de mando (u otro mecanismo) proyectado y valorar si cumple todas las funciones cinemáticas requeridas, es decir, las funciones de transmisión de desviaciones. Puesto que hablamos de transmisión de desviaciones, distinguimos en el mecanismo, y por tanto también en su esquema cinemático, elementos motrices y elementos accionados. El elemento motriz es la fuente del movimiento, y los demás elementos accionados son transmisores mecánicos, o transformadores, de dicho movimiento (desviaciones).

El movimiento y la posición relativa de los elementos motrices y accionados deben respetar, al mismo tiempo, las propiedades mecánicas de cada uno y las propiedades cinemáticas de la conexión mutua de dichos eslabones con el cuerpo base (bastidor, soporte).

Desde el punto de vista cinemático distinguimos elementos rígidos (no deformables en ningún sentido), parcialmente rígidos (deformables solo en algunos sentidos) y elásticos (deliberadamente deformables).

En la **fig. 2.6** se representan los distintos elementos básicos de los esquemas cinemáticos.



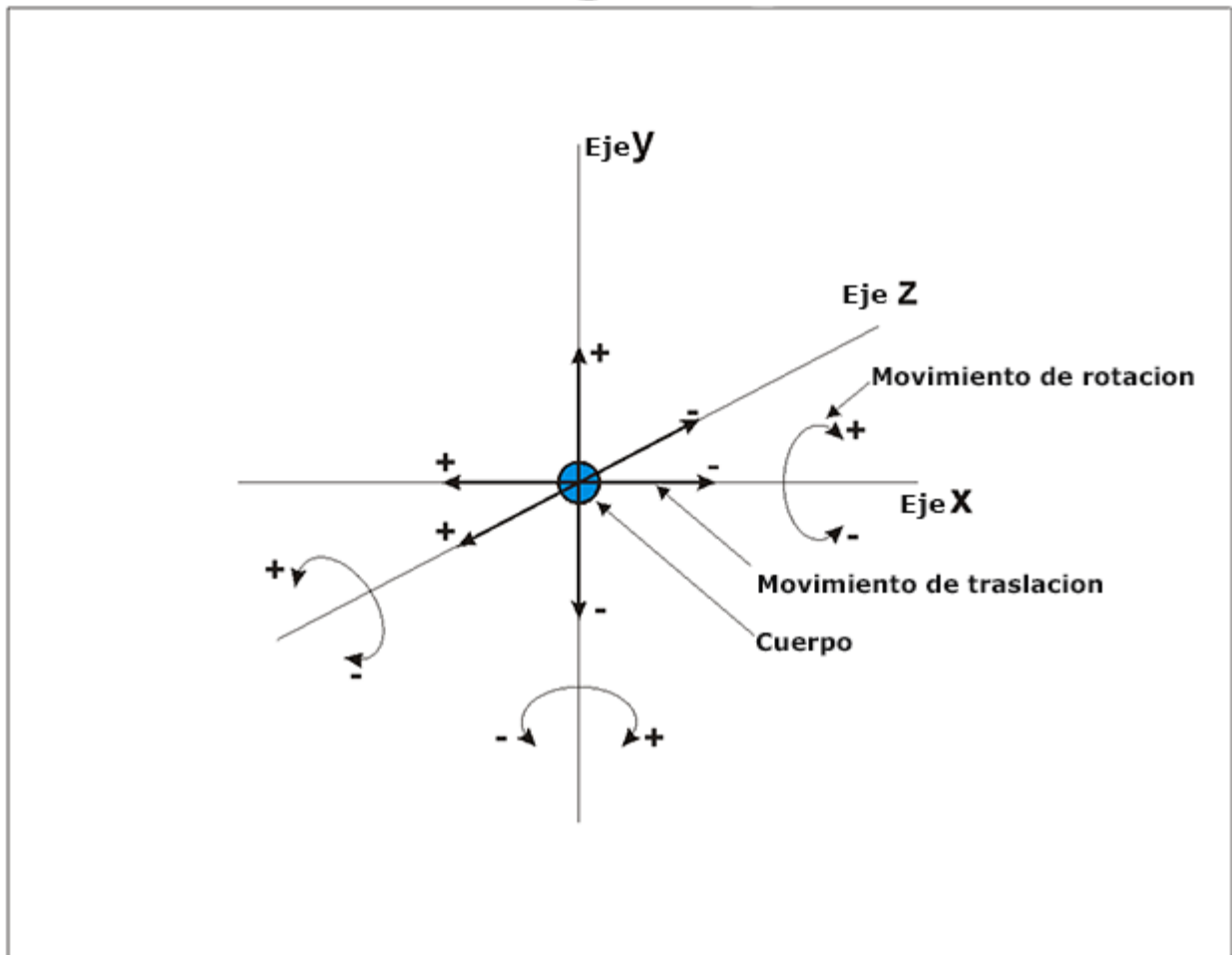
Desde el punto de vista cinemático distinguimos, además, uniones fijas y móviles. La unión fija le quita al cuerpo fijado (eslabón del mecanismo) todas las posibilidades de movimiento.

Un cuerpo tiene en el espacio 6 posibilidades de movimiento: 3 posibilidades de desplazamiento (traslación) en la dirección de los tres ejes del sistema de coordenadas del espacio, 3 posibilidades de giro (rotación) alrededor de los tres ejes del sistema de coordenadas del espacio.

A estas distintas posibilidades de movimiento las denominamos grados de libertad de movimiento del cuerpo en el espacio, o de forma simplificada: grados de libertad.

En la **fig. 2.7** estos grados de libertad se representan de forma gráfica.

Fig. 2.7.



POSIBILIDADES DE MOVIMIENTO DE UN CUERPO EN EL ESPACIO

El dibujo representa los 6 grados de libertad de un cuerpo rígido en el espacio:

Traslaciones en el eje X +X / -Y

Traslación en el eje X +X / -X

Traslación en el eje Y +Y / -Y

Traslación en el eje Z +Z / -Z

Rotaciones:

Rotación alrededor del eje X

Rotación alrededor del eje Y

Rotación alrededor del eje Z

Por lo tanto, un cuerpo rígido libre en el espacio posee 6 grados de libertad: 3 de traslación y 3 de rotación.

Para que una unión le quite a un cuerpo todas las posibilidades de movimiento, debe eliminarle los 6 grados de libertad.

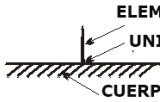
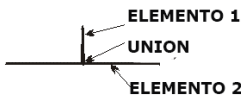
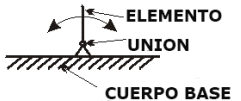
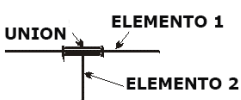
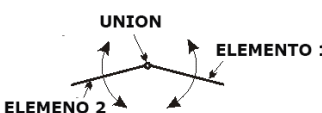
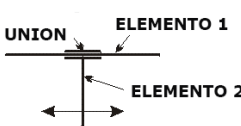
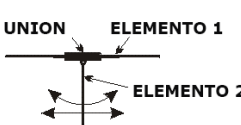
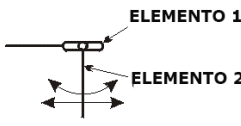
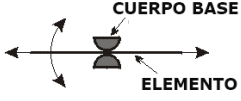
Las uniones móviles son, por tanto, aquellas que dejan al cuerpo, como mínimo, 1 grado de libertad.

Los mecanismos de mando suelen tener una disposición tridimensional, lo que significa que los movimientos de sus distintos eslabones se realizan en varios planos y ejes. El análisis de sus esquemas cinemáticos resultaría, sin embargo, complejo. Por ello, al dibujar los esquemas cinemáticos se emplea una determinada simplificación, que permite realizar el análisis de su función en un solo plano, "sobre el papel". Con esta simplificación basta con conocer el número de grados de libertad de cada eslabón en el plano.

El número de grados de libertad de los eslabones básicos de los esquemas cinemáticos en el plano se indica en la **fig. 2.6**. De la figura se desprende que los eslabones parcialmente rígidos y elásticos tienen en el plano más de 3 grados de libertad. Los grados de libertad adicionales de estos eslabones dependen, sin embargo, de la dirección y la magnitud de su sollicitación por las fuerzas transmitidas por el mecanismo. Por ello, al emplear este tipo de eslabones debemos analizar

simultáneamente, junto con las relaciones cinemáticas, también las relaciones de fuerzas y su influencia sobre el cambio de dimensiones y forma de dichos eslabones.

El número de grados de libertad que eliminan los distintos tipos de unión a los cuerpos, o a los distintos eslabones de los esquemas cinemáticos en el plano, se indica en la **fig. 2.8**.

Fig. 2.8			
ESQUEMA DE LA UNION	NOMBRE DE LA UNION	NUMERO DE GRADOS DE LIBERTAD RESTRINGIDAS EN EL PLANO	REALIZACION DE LA UNION
	EMPOTRAMIENTO "v"	3	UNION RIGIDA DE LOS ELEMENTOS CON EL CUERPO BASE MEDIANTE PEGADO, REMACHADO, SOLDADURA, ATORNILLADO ETC.
	UNION RIGIDA	3	LOS ELEMENTOS ESTAN UNIDO RIGIDAMENTE ENTRE SI CON PEGADO, REMACHADO, SOLDADURA, ATORNILLADO, (INCLUSO A PARTIR DE UNA SOLA PIEZA DE MATERIAL)
	UNION GIRATORIA "o"	2	EL ELEMENTO ESTA UNIDO MEDIANTE UN PASADOR A UNA PARTE FIJADA EN EL CUERPO BASE
	UNION GIRATORIA (Perpendicular al plano de proyeccion)	2	LOS ELEMENTOS ESTAN UNIDOS DE MANERA QUE PUEDEN GIRAR ENTRE SI
	UNION GIRATORIA	2	LOS ELEMENTOS ESTAN UNIDOS MEDIANTE UN PASADOR Y PUEDEN GIRAR ENTRE SI
	UNION PRISMATICA "p"	2	LOS ELEMENTOS PUEDEN DESLIZARSE ENTRE SI
	UNION DE DESLIZAMIENTO DE CORREDERA "k"	1	LOS ELEMENTOS PUEDEN DESLIZARSE Y GIRAR ENTRE SI
	- " -	1	- " -
	- " -	1	- " -
UNIONES BASICAS DE LOS ELEMENTOS DE LOS ESQUEMAS CINEMATICOS Y SUS GRADOS DE LIBERTAD EN EL PLANO			

El esquema cinemático del mecanismo de mando, expresado gráficamente, se compone entonces de los distintos eslabones y de sus conexiones mutuas, representados mediante los elementos indicados en las **figs. 2.7 y 2.8**.

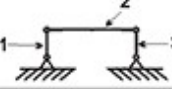
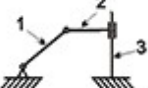
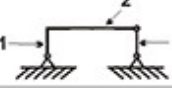
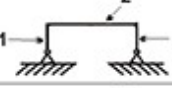
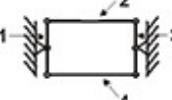
Para poder valorar cómo funcionará el mecanismo de mando proyectado, debemos, en un primer paso, tras dibujar su esquema cinemático, determinar cuál será su número resultante de grados de libertad. Este número se determina según la relación:

i = 3n – 3v – 2o – 2p – 1k

donde: **i** es el número resultante de grados de libertad del mecanismo, **n** es el número de eslabones del mecanismo (sin el cuerpo base), **v** es el número de uniones por empotramiento, **o** es el número de uniones giratorias, **p** es el número de uniones deslizantes y **k** es el número de uniones deslizante-giratorias (de corredera).

En la **fig. 2.9** se presentan, para aclarar el modo de determinar el grado de libertad resultante, ejemplos de esquemas cinemáticos de mecanismos sencillos, o de estructuras.

2.9

ORDEN	ESQUEMA CINEMATICO DEL MECANISMO	CALCULO DEL GRADO DE LIBERTAD RESULTANTE DEL MECANISMO EN EL PLANO
1		$i = 3 \times 1 - 3 \times 0 - 2 \times 1 - 2 \times 0 - 1 \times 0 = 1$
2		$i = 3 \times 2 - 3 \times 0 - 2 \times 2 - 2 \times 0 - 1 \times 0 = 2$
3		$i = 3 \times 2 - 3 \times 0 - 2 \times 3 - 2 \times 0 - 1 \times 0 = 0$
4		$i = 3 \times 2 - 3 \times 0 - 2 \times 1 - 2 \times 1 - 1 \times 0 = 2$
5		$i = 3 \times 2 - 3 \times 0 - 2 \times 2 - 2 \times 1 - 1 \times 0 = 0$
6		$i = 3 \times 2 - 3 \times 0 - 2 \times 2 - 2 \times 0 - 1 \times 1 = 1$
7		$i = 3 \times 3 - 3 \times 0 - 2 \times 3 - 2 \times 0 - 1 \times 0 = 3$
8		$i = 3 \times 3 - 3 \times 0 - 2 \times 4 - 2 \times 0 - 1 \times 0 = 1$
9		$i = 3 \times 3 - 3 \times 1 - 2 \times 2 - 2 \times 1 - 1 \times 0 = 0$
10		$i = 3 \times 3 - 3 \times 1 - 2 \times 2 - 2 \times 0 - 1 \times 1 = 1$
11		$i = 3 \times 3 - 3 \times 3 - 2 \times 1 - 2 \times 0 - 1 \times 0 = -2$
12		$i = 3 \times 3 - 3 \times 4 - 2 \times 0 - 2 \times 0 - 1 \times 0 = -3$
13		$i = 3 \times 3 - 3 \times 0 - 2 \times 4 - 2 \times 0 - 1 \times 0 = 1$
14		$i = 3 \times 4 - 3 \times 0 - 2 \times 6 - 2 \times 0 - 1 \times 0 = 0$

EJEMPLOS DEL CALCULO DEL GRADO DE LIBERTAD RESULTANTE DE ESQUEMAS CINEMATICOS DE MECANISMO SENCILLOS Y DE ESTRUCTURAS

Los ejemplos presentados en la **fig. 2.9** pueden dividirse, según el grado de libertad resultante, en tres grupos básicos:

- si $i \leq 0$ se trata de estructuras sin posibilidad de movimiento: si $i = 0$, se trata de estructuras estáticamente determinadas (en el caso nº 14 se tratará de un mecanismo si su estructura es simétrica, o si los eslabones 2 y 3 son parcialmente rígidos); si $i < 0$, se trata de estructuras estáticamente sobre-determinadas,
- si $i = 1$ se trata de mecanismos con posibilidad de movimiento, en los cuales el enlace posicional relativo de los distintos eslabones está unívocamente definido y la transmisión de desviaciones es continua,
- si $i > 1$ se trata de mecanismos con posibilidad de movimiento, en los cuales no está definido el enlace posicional relativo de los distintos eslabones.

De este análisis se deriva una condición importante para el correcto diseño del mecanismo de mando.

El mecanismo de mando para el control de los principales elementos de regulación del modelo (flaps de mando y timón de profundidad) debe tener siempre un (1) grado de libertad, $i = 1$.

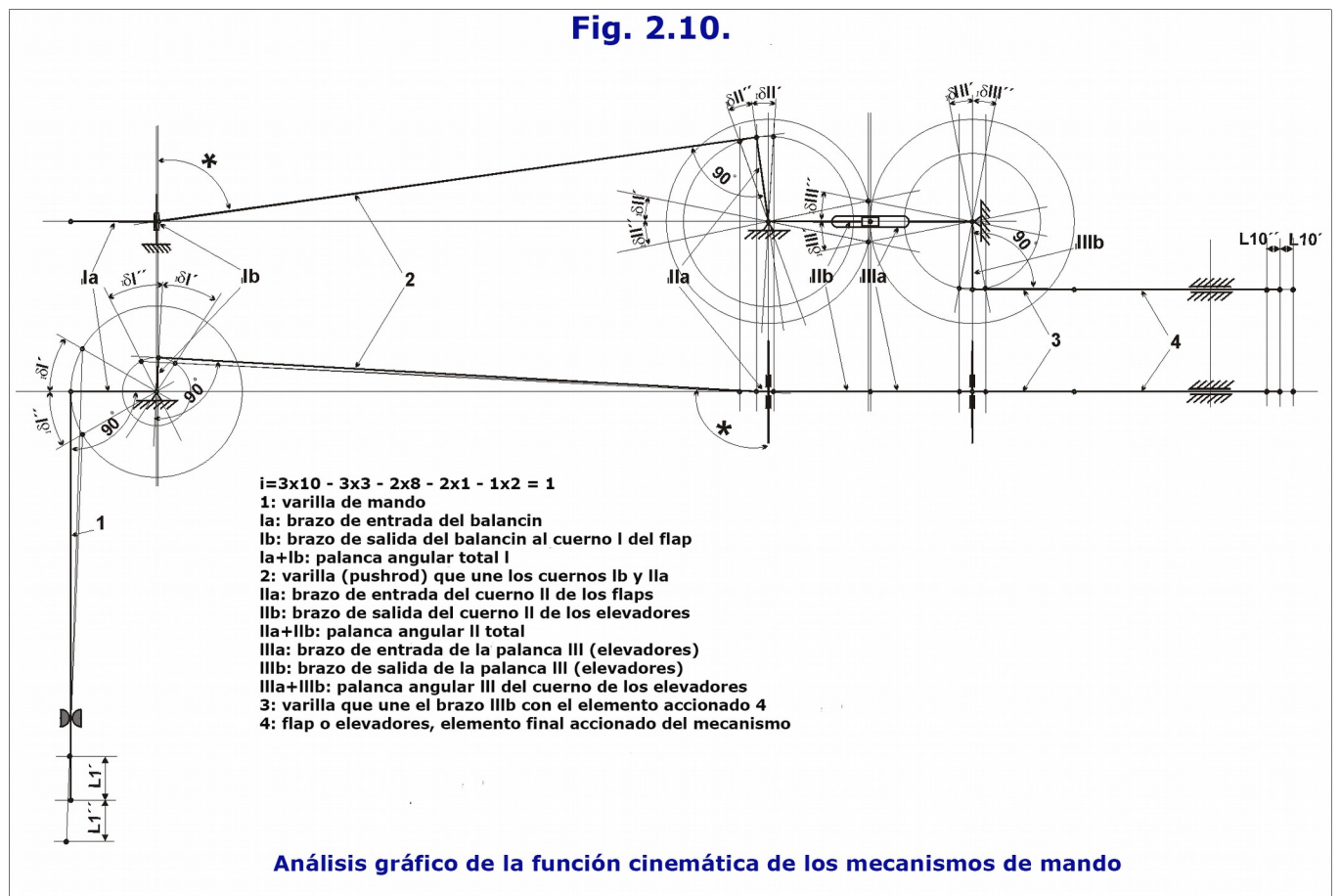
Si el mecanismo de mando proyectado cumple esta condición, podemos realizar el análisis gráfico de la transmisión de desviaciones, es decir, el análisis gráfico de la función cinemática del mecanismo de mando.

2.1.5.3 Análisis gráfico de la función cinemática del mecanismo de mando

En el primer paso del análisis gráfico de la función cinemática del mecanismo de mando supondremos que todos los eslabones del esquema cinemático del mecanismo de mando son perfectamente rígidos. Esto significa que sus dimensiones y su forma no cambian bajo la acción de las fuerzas y momentos de sollicitación.

El propio análisis se realiza dibujando el esquema cinemático a escala 1:1 en la posición neutra, y trazando progresivamente el eslabón motriz en distintas posiciones hacia ambos lados de la posición neutra, dentro del rango de las posiciones extremas previstas del mecanismo. A partir de estas posiciones deduciremos, por vía gráfica, las posiciones de los demás eslabones conectados del mecanismo.

En la fig. 2.10 se realiza el análisis gráfico de la transmisión del movimiento (desviaciones) de un mecanismo de mando sencillo.



De la **figura 2.10** se desprende que el mecanismo se compone, en esencia, de 3 elementos funcionalmente diferenciados:

a – Balancín, unido de forma giratoria al cuerpo base (ala y/o fuselaje), que realiza únicamente movimiento de rotación (también poleas, ruedas dentadas); al cuerno de mando se conecta como mínimo una varilla de empuje o pushrod,

b – Varillas de empuje (pushrods), que conectan entre sí los cuernos del mecanismo, realizando predominantemente un movimiento de traslación en dos direcciones (ejes),

c – Palancas (cuernos) de mando, conectados a las bielas o varillas de empuje (pushrods), que realizan únicamente movimiento de traslación en una dirección (eje).

El resultado del análisis gráfico de la función cinemática del mecanismo de mando será la determinación de la relación entre el cambio de posición del elemento accionado (elemento de regulación) y el cambio de posición del eslabón motriz. Esta relación puede expresarse como el cociente de las carreras del movimiento de traslación, o de los ángulos de deflexión del movimiento de rotación, o bien mediante su combinación. A este cociente lo denominamos coeficiente de transmisión.

Según esta definición, podemos determinar para el esquema cinemático de la fig. 2.10 los valores de los coeficientes de transmisión de la siguiente manera:

- coeficiente de transmisión entre la palanca I y la la 1: $ki1' = \delta I' / l1'$; $ki1'' = \delta I'' / l1''$
- coeficiente de transmisión entre la palanca II y la palanca I: $ki2' = \delta II' / \delta I'$; $ki2'' = \delta II'' / \delta I''$
- coeficiente de transmisión entre la palanca II y la biela 1: $ki3' = \delta II' / l1' = \delta II'' / \delta I'' * \delta I' / l1' = ki1' * ki2'$ $ki3'' = \delta II'' / l1'' = \delta II'' / \delta I'' * \delta I'' / l1'' = ki1'' * ki2''$
- coeficiente de transmisión entre la palanca III y la palanca II: $ki4' = \delta III' / \delta II'$; $ki4'' = \delta III'' / \delta II''$
- coeficiente de transmisión entre la palanca III y la palanca I: $ki5' = \delta III' / \delta I' = \delta III' / \delta II' * \delta II' / \delta I' = ki4' * ki2'$ $ki5'' = \delta III'' / \delta I'' = \delta III'' / \delta II'' * \delta II'' / \delta I'' = ki4'' * ki2''$
- coeficiente de transmisión entre la palanca III y la biela 1: $ki6' = \delta III' / l1' = \delta III' / \delta II' * \delta II' / \delta I' * \delta I' / l1' = ki4' * ki2' * ki1'$ $ki6'' = \delta III'' / l1'' = \delta III'' / \delta II'' * \delta II'' / \delta I'' * \delta I'' / l1'' = ki4'' * ki2'' * ki1''$
- coeficiente de transmisión entre la corredera 4 y la palanca III: $ki7' = l4' / \delta III'$; $ki7'' = l4'' / \delta III''$
- coeficiente de transmisión entre la corredera 4 y la biela 1: $ki8' = l4' / l1' = ki7' * ki4' * ki2'$ $ki8'' = l4'' / l1'' = ki7'' * ki4'' * ki2''$

De las relaciones para el cálculo del coeficiente de transmisión pueden establecerse las siguientes conclusiones, o reglas:

- el coeficiente de transmisión resultante es igual al producto de los coeficientes de transmisión parciales,
- el valor del coeficiente de transmisión resultante y de los coeficientes de transmisión parciales puede variar de manera continua durante la deflexión del mecanismo, y estos valores no tienen por qué ser simétricos respecto a la posición neutra del mecanismo ($l' \neq l''$; $\delta' \neq \delta''$).

Si se exige del mecanismo de mando simetría en la transmisión de desviaciones, es decir, simetría de los coeficientes de transmisión alrededor de la posición neutra, el mecanismo de mando debe cumplir las siguientes condiciones geométricas:

a – el balancín, unido de forma giratoria por ambos lados a las palancas (biela 2), o unida por un lado de forma opuesta a la palanca y por el otro guiada de forma deslizante-giratoria (biela 1), debe formar en la posición neutra del mecanismo un ángulo de 90° con las palancas correspondientes,

b – en la unión directa sin biela entre palancas, la llamada unión de corredera, las palancas IIb y IIIa deben tener los ejes de los pernos de las palancas y del perno de la corredera que las une, en la posición neutra del mecanismo de mando, en un mismo plano (recta), y el hueco de la palanca IIIa simétrico respecto a esta recta,

c – en el “cruce” tridimensional de los ejes de las palancas I y II, cuando al mover el mecanismo se produce un movimiento tridimensional de la biela 2, es conveniente que la biela forme un ángulo de 90° con los ejes de las palancas.

El mecanismo de la **fig. 2.10** no cumple la condición c, y los 90° requeridos están señalados con el símbolo “*”.

Respetando estas condiciones geométricas se logra, en el mecanismo de palancas (**fig. 2.10**), la máxima simetría posible en la transmisión de desviaciones. Esta simetría será tanto mayor cuanto mayor sea la relación entre la longitud de las bielas y la longitud de los brazos de las palancas correspondientes. Sin embargo, esto significaría, con las dimensiones dadas del modelo, reducir la longitud de las palancas al mismo tiempo que aumentan las fuerzas que actúan en las bielas y en las uniones giratorias del mecanismo, así como un empeoramiento de la manejabilidad del modelo.

Sobre esta problemática se trata con más detalle en el **capítulo 7**.

2.1.5.4 Análisis matemático de la función cinemática del mecanismo de mando

El análisis matemático de la función cinemática del mecanismo de mando parte, al igual que en el caso del análisis gráfico, del esquema cinemático del mecanismo de mando. La diferencia del análisis matemático respecto al gráfico radica en que, en el análisis matemático, los enlaces mutuos del movimiento de los distintos eslabones del mecanismo se expresan mediante formulaciones matemáticas, sin necesidad de dibujar las distintas posiciones del mecanismo. Este método se emplea principalmente en la resolución exacta de la cinemática, en relación con la resolución de la teoría de la manejabilidad de los modelos, con la posibilidad de emplear medios de cálculo (véase el **capítulo 7**).

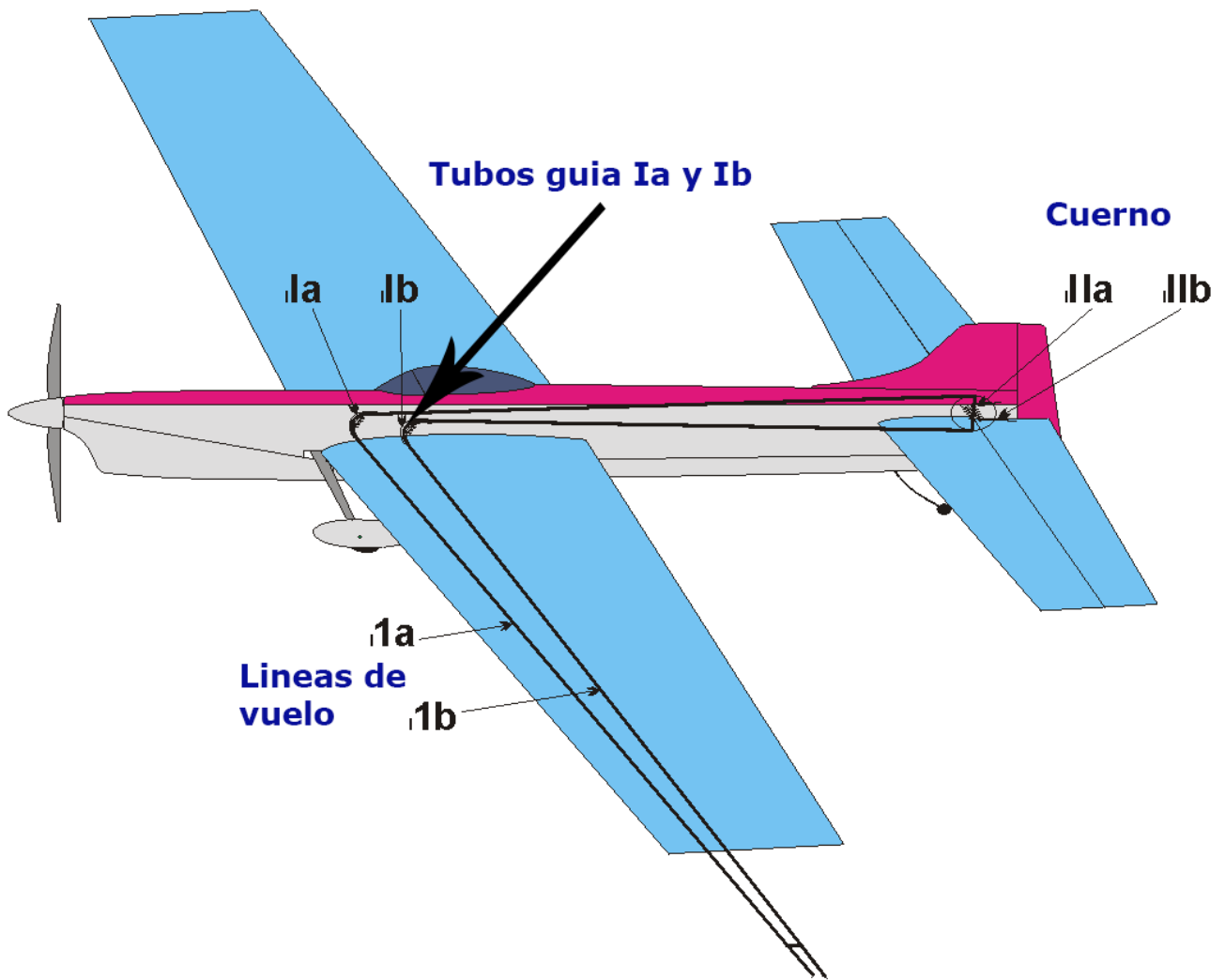
Para los fines prácticos habituales, sin embargo, el método gráfico y el análisis de la función cinemática del mecanismo de mando resultan plenamente suficientes.

2.1.5.5 Tipos básicos de sistemas constructivos de los mecanismos de mando de los modelos de vuelo circular

Así como se fueron desarrollando las estructuras de los modelos de vuelo circular a lo largo de la reciente historia del aeromodelismo, se fue desarrollando también la construcción de sus mecanismos de mando.

Una de las primeras construcciones fue un sistema constructivo de cable (sin balancin) muy sencillo, con un único cuerno que controla las deflexiones del timón de profundidad. Su esquema cinemático se representa de forma axonométrica en la **fig. 2.11**.

2.11



Sistema constructivo de cable y palanca (cuerno) de uno de los mecanismos de mando de los modelos de VC

Las líneas de mando 1a, 1b pasan por guías situadas en el arco extremo del ala, con tubos guía Ia y Ib, fijados en el fuselaje o en la parte de raíz del ala, y están conectados de forma giratoria mediante un cuerno de brazos iguales IIa, fijada rígidamente a un cuerno en forma de "U" IIb, montado de forma giratoria en cojinetes fijados al estabilizador. El cuerno sirve directamente para controlar las deflexiones del timón de profundidad. La ventaja de este sistema constructivo es su sencillez y el reducido número de eslabones.

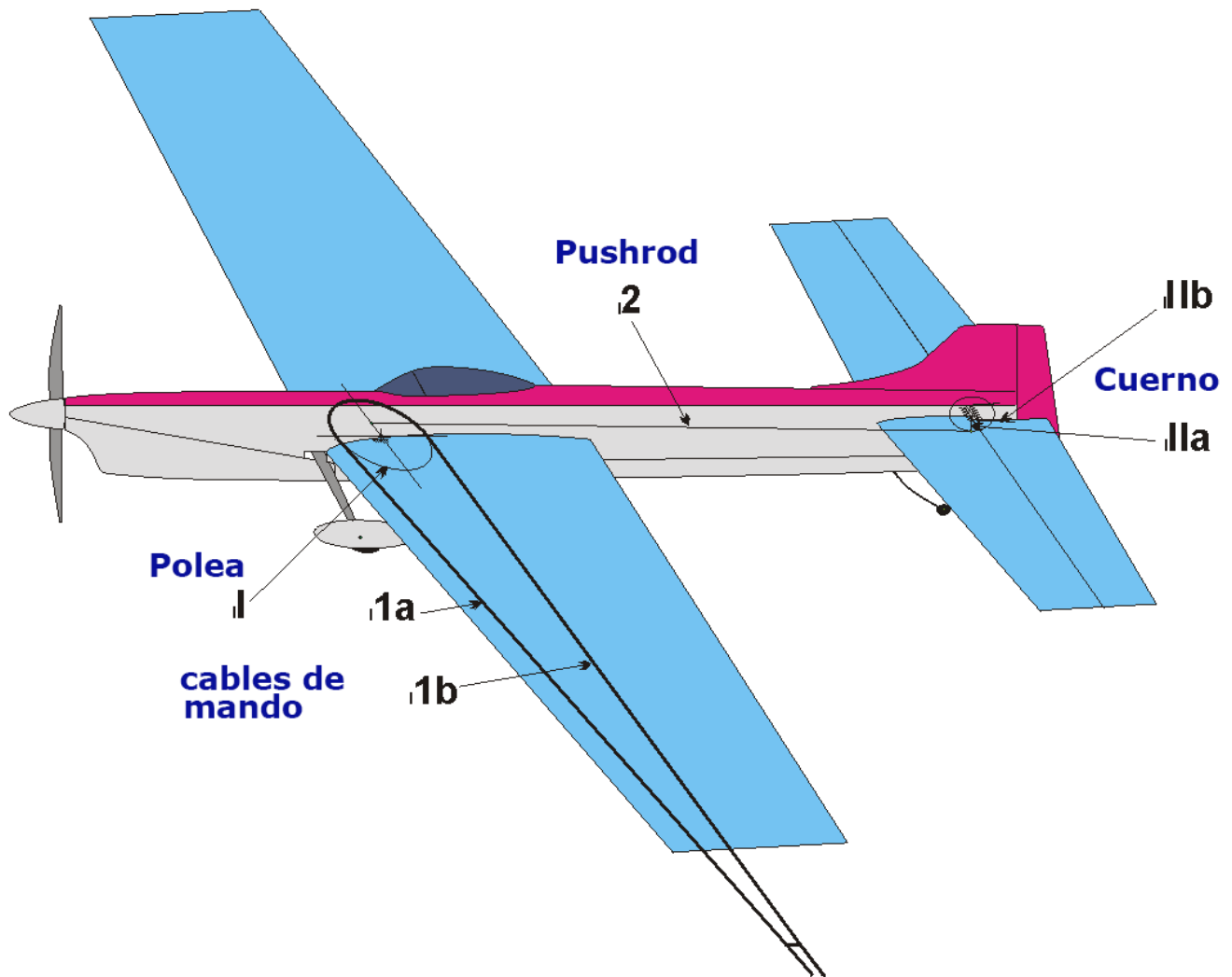
Los inconvenientes de este sistema constructivo son:

- a - mala eficiencia mecánica, provocada por el gran rozamiento en las guías Ia y Ib,
- b - transmisión de las fuerzas centrífugas del modelo en vuelo a todo el mecanismo de mando,
- c - imposibilidad de un cambio significativo del coeficiente de transmisión resultante, que depende directamente de la longitud de los brazos de la palanca IIa, en relación con las dimensiones de la parte de cola del modelo.

La mala eficiencia mecánica en las guías I puede eliminarse sustituyendo dichas guías por poleas I', montadas de forma giratoria sobre pernos fijados en el fuselaje o en la parte de raíz del modelo. Los inconvenientes b y c, sin embargo, no pueden eliminarse con esta realización constructiva. Por estos inconvenientes, este sistema constructivo prácticamente ya no se emplea en la actualidad.

En el siguiente sistema constructivo de polea y palanca, representado en la **fig. 2.12**, se compone de la polea I, que garantiza la transmisión de la fuerza centrífuga del modelo en vuelo desde el hilo de mando 1, enrollado alrededor de la polea, hacia el fuselaje a través de un perno fijado en la parte de raíz del ala. Los movimientos de la polea se transmiten después, mediante la biela (pushrod) 2, a una palanca de un solo brazo IIa, fijada a la U-palanca o cuerno IIb, como en el primer caso.

2.12



Sistema constructivo de polea y cuerno de uno de los mecanismos de mando en modelos de vuelo circular (VCC)

Este sistema constructivo elimina los inconvenientes del sencillo sistema constructivo de cable y palanca presentado en la **fig. 2.11**.

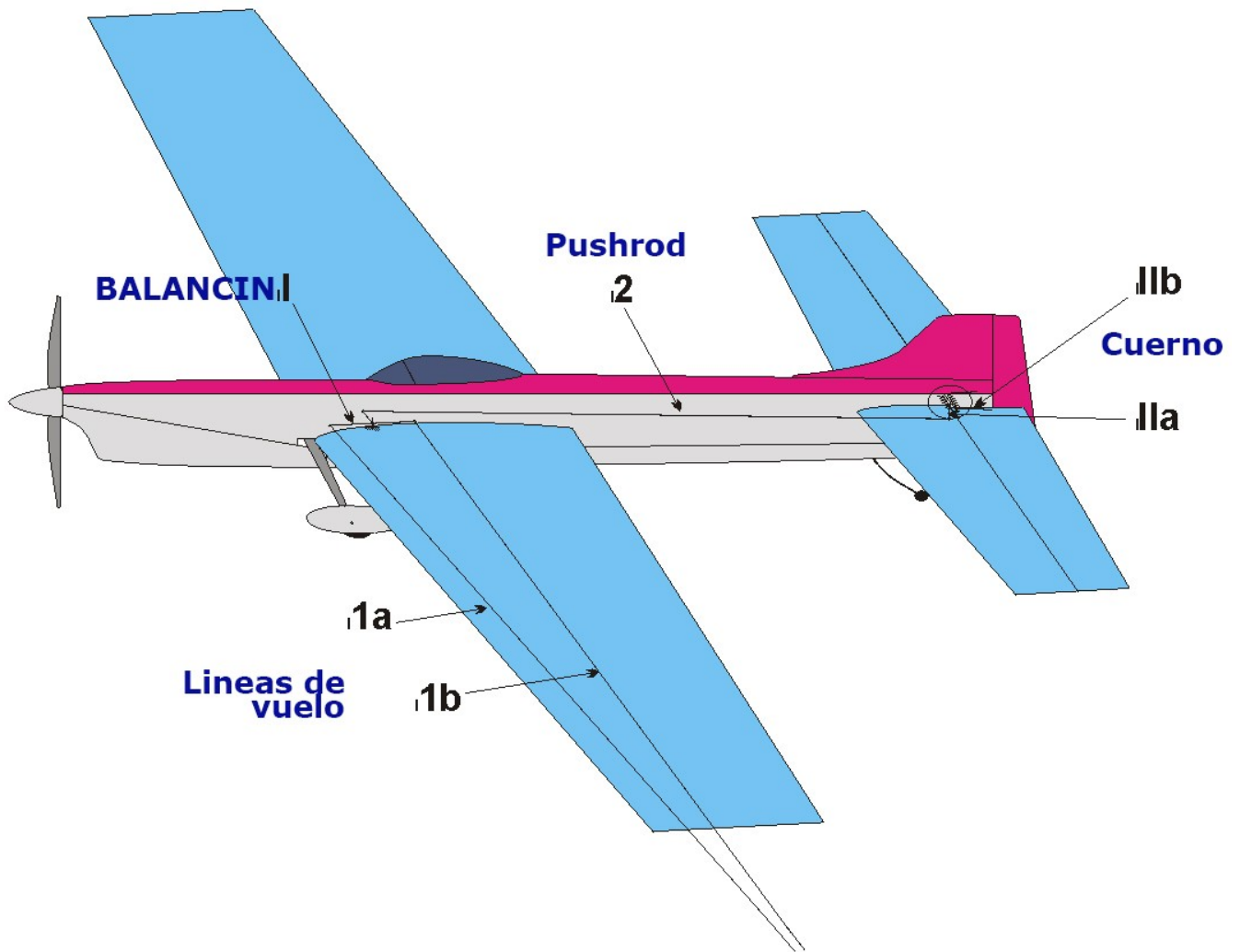
En su realización práctica, este sistema permite además emplear el hilo de mando sin interrupción hasta la propia manija de mando, lo cual influye positivamente en la fiabilidad y la seguridad del amarre del modelo, así como en la reducción de la resistencia aerodinámica de los hilos de mando respecto a hilos con la conexión clásica mediante mosquetones fuera del ala del modelo.

El empleo de este sistema constructivo requiere, sin embargo, un acceso fácil a la polea al cambiar el hilo (cable) de mando. Este requisito se resuelve en la práctica mediante un fuselaje desmontable. Un inconveniente de este sistema es la necesidad de mantener unidos de forma permanente el carrete con los hilos enrollados y el modelo durante el transporte.

Este sistema constructivo se emplea en la actualidad predominantemente en la categoría F2C y, en algunos casos, también en la categoría F2A.

Otro sistema constructivo del mecanismo de mando, actualmente el más empleado, es el sencillo sistema de un balancín (o "T") y un cuerno en el estabilizador mostrado en la **fig. 2.13**.

2.13



Sistema de mando con balancin y un cuerno utilizado en modelos de vuelo circular comandado (vcc)

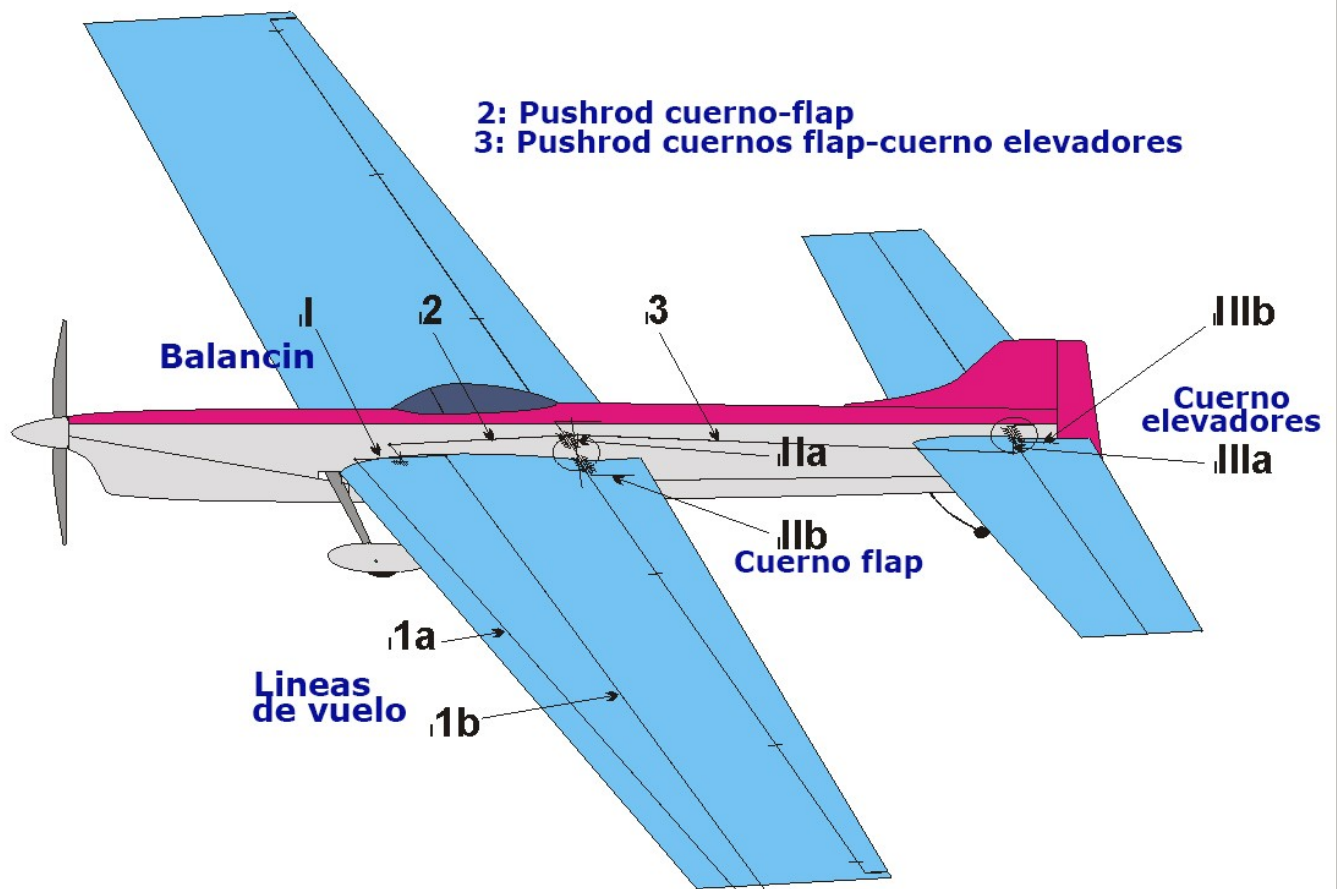
En este sistema constructivo se sustituye la polea I (fig. 2.12) por una palanca I en forma de "T" (balancin), la llamada "T". El uso de la "T" se emplea en modelos escolares cautivos de la categoría U-ŠTART, ŠUM y en modelos F2A, F2D y F4B. El empleo de la "T" (balancin) permite aumentar la separación de los hilos de mando 1a, 1b y, con ello, reducir las fuerzas de mando en los hilos de mando y mejorar también la manejabilidad de los modelos.

En la categoría F2A, donde solo se necesitan pequeñas fuerzas de mando y pequeñas deflexiones del mecanismo de mando, se mantiene una separación pequeña de los hilos de mando, con el "quiebre" simultáneo del brazo principal de la "T". Esto provoca un efecto de autoestabilidad de vuelo del modelo. Esta problemática se detalla en el capítulo 7.

El sistema constructivo de polea y palanca (cuerno), así como el de dos palancas (cuernos), se emplea en los casos en que basta con controlar la deflexión del timón de profundidad. En los casos en que es necesario controlar simultáneamente la deflexión del timón de profundidad y de los flaps de mando, se emplean sistemas constructivos de mecanismos de mando más complejos.

En la **fig. 2.14** se muestra el sistema constructivo de tres palancas (balancin y dos cuernos) del mecanismo de mando, empleado casi exclusivamente en la categoría F2B y, en casos ocasionales, también en F4B.

2.14



Sistema constructivo de mando con balancin y dos cuernos en modelos de vuelo circular comandado (VCC)

Este mecanismo de mando se caracteriza por que la deflexión de los flaps de mando tiene sentido contrario a la deflexión de los elevadores en el timón de profundidad. Dado que este mecanismo está sometido a mayores fuerzas aerodinámicas que el mecanismo de dos palancas o cuernos, la separación de los hilos de mando en la "T" (balancin) debe ser mayor que en el mecanismo de dos cuernos.

Un requisito muy importante para su función cinemática, sobre todo en la categoría F2B, es lograr la máxima simetría posible en la deflexión de los flaps de mando y del timón de profundidad. El esfuerzo por mejorar la manejabilidad de los modelos F2B ha llevado, en el período reciente, a la aparición de otros sistemas constructivos de mecanismos de mando.

Su filosofía consiste en reducir las fuerzas de mando en las líneas de vuelo, mejorar la simetría de la deflexión de los flaps de mando y del timón de profundidad, y en un cambio progresivo del coeficiente de transmisión entre el timón de profundidad y los flaps de mando durante la deflexión.

La reducción de las fuerzas de mando en los hilos de mando puede resolverse, en principio, de manera sencilla también en el sistema constructivo de tres palancas o cuernos, aumentando la separación de los hilos de mando, es decir, aumentando el brazo grande de la "T" (balancin). Sin embargo, con deflexiones grandes se produce, en el mecanismo de palancas, una reducción sensible del brazo de la fuerza de mando (la distancia entre el eje del hilo de mando y el eje del perno de la "T"), lo cual reduce la fuerza de mando resultante en la biela (pushrod) 4 y en los demás eslabones accionados del mecanismo.

Esto tiene un efecto desfavorable sobre la manejabilidad del modelo, sobre todo en los regímenes de vuelo invertido y al volar aristas de figuras acrobáticas angulares. El inconveniente de reducir el brazo de la fuerza de mando en la "T" no lo presenta el mecanismo de mando original de polea y palanca (**fig. 2.12**).

Fig. 2.14a

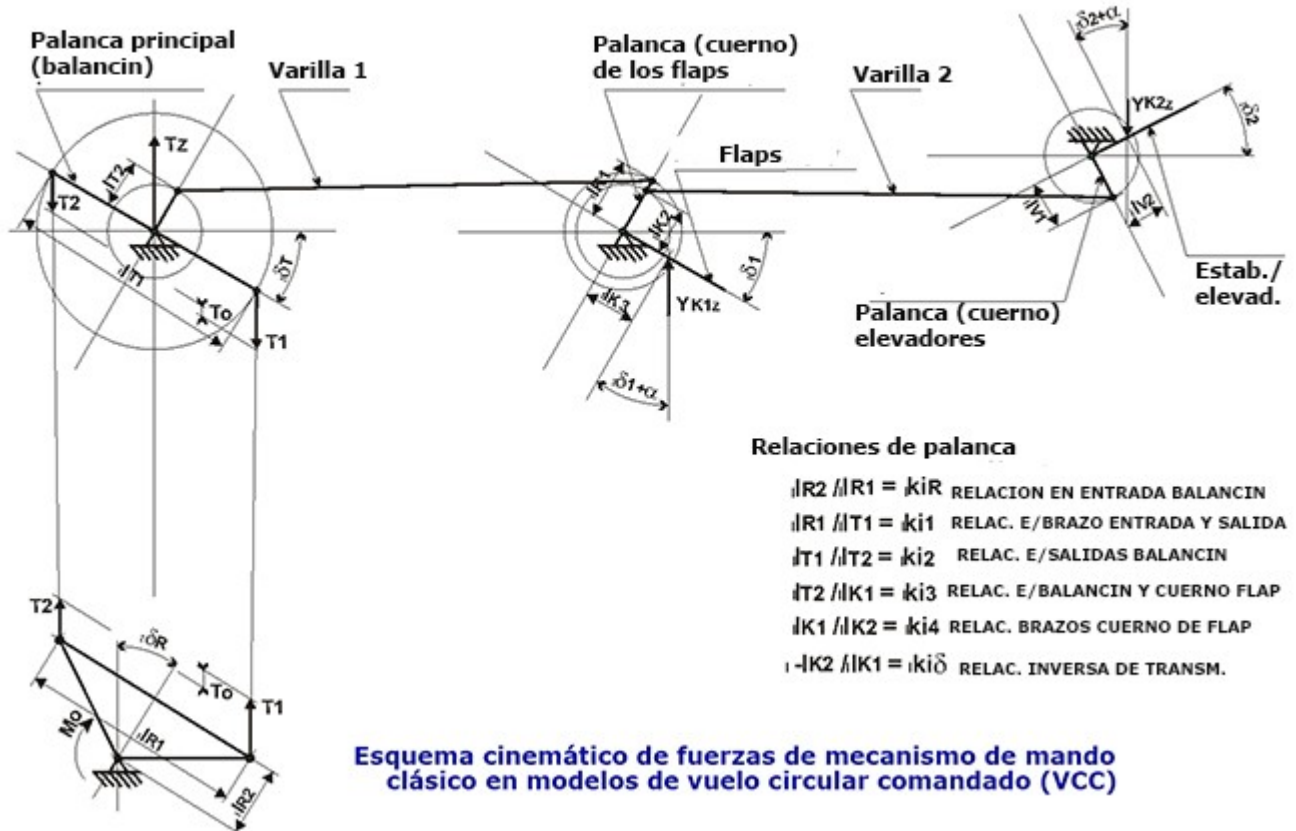
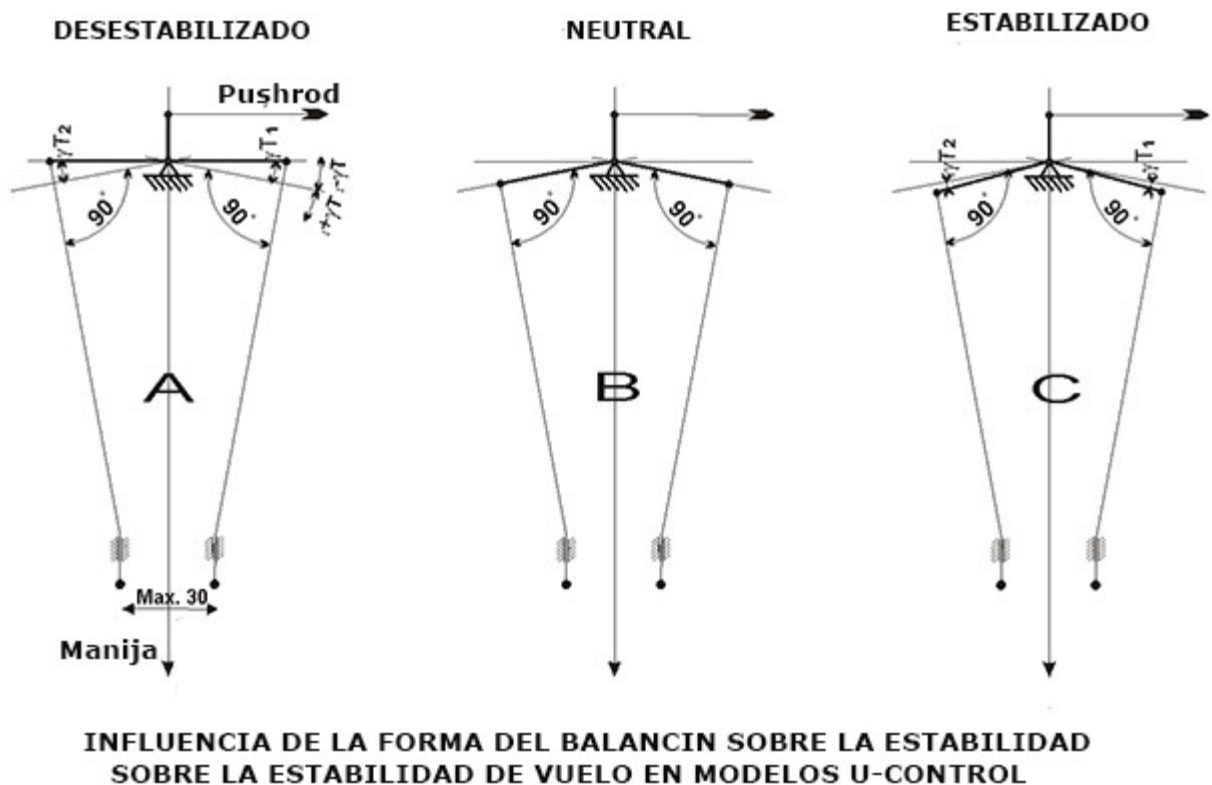


Fig. 2.14b



En la **fig. 2.15** se muestra el sistema constructivo de polea y dos palancas del mecanismo de mando, que aprovecha las ventajas de la polea en la transmisión de las fuerzas de mando.

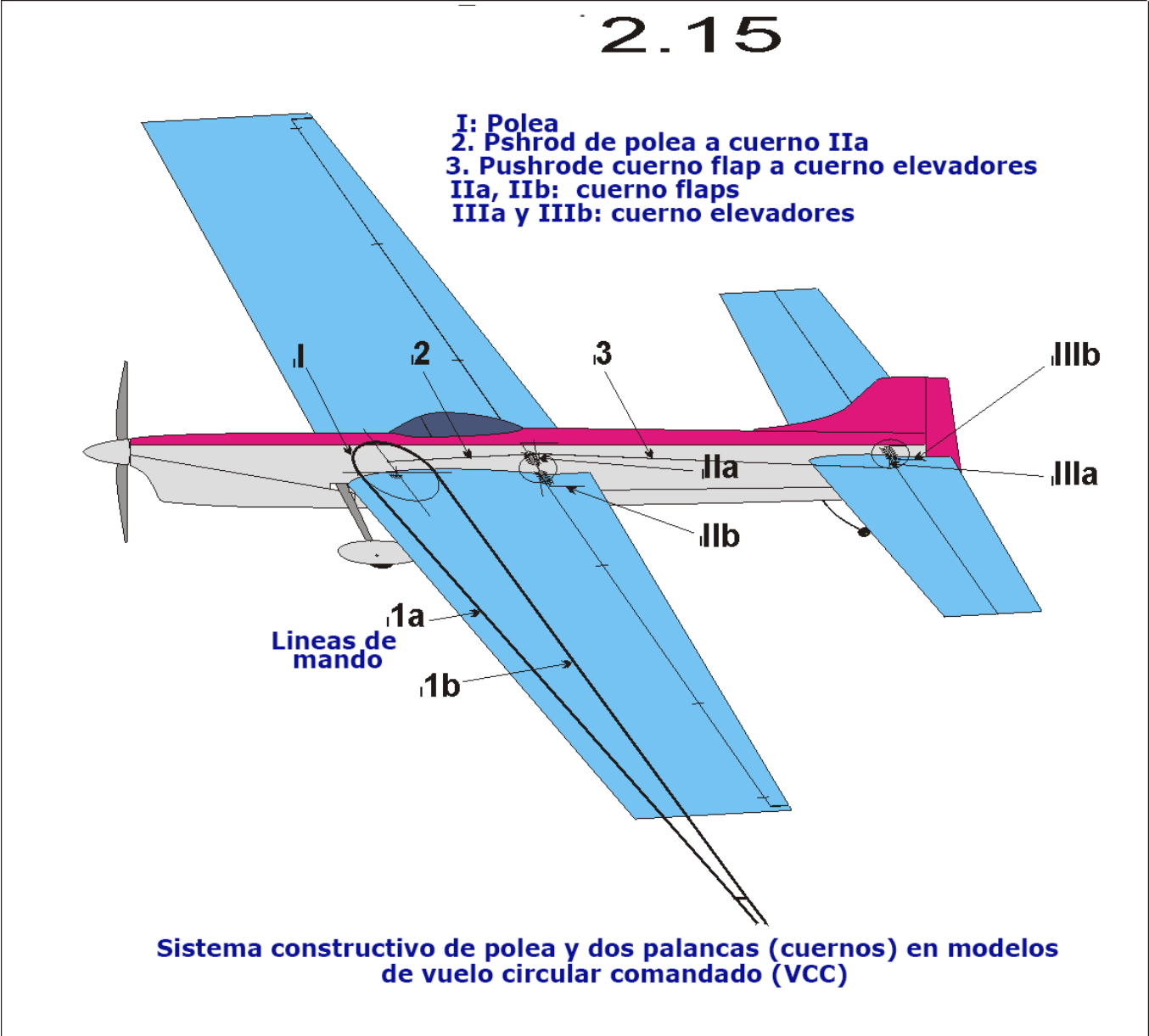


Fig. 2.15 – Sistema constructivo de polea y dos palancas del mecanismo de mando de los modelos de vuelo circular de aeronaves

1a y 1b: Salida líneas de vuelo

I: Polea

2: Pushrod al cuerno del flap

IIa y IIb: Cuerno del flap

3: Pushrod al cuerno del flap

IIIa y IIIb: Cuerno de los elevadores.

El mecanismo de mando de este sistema constructivo es, respecto al sistema de tres palancas, más complejo de fabricar y más pesado. Los hilos de mando quedan montados de forma permanente en el modelo y, por ello, se conectan de forma desmontable a los hilos de amarre fuera del ala.

El montaje de la polea en el modelo debe realizarse de manera que en ningún caso pueda producirse la salida accidental del hilo (cable) de mando de la ranura de la polea. Además de este inconveniente parcial, este sistema constructivo presenta otro inconveniente más importante, derivado del enlace cinemático entre la manija de mando y la polea.

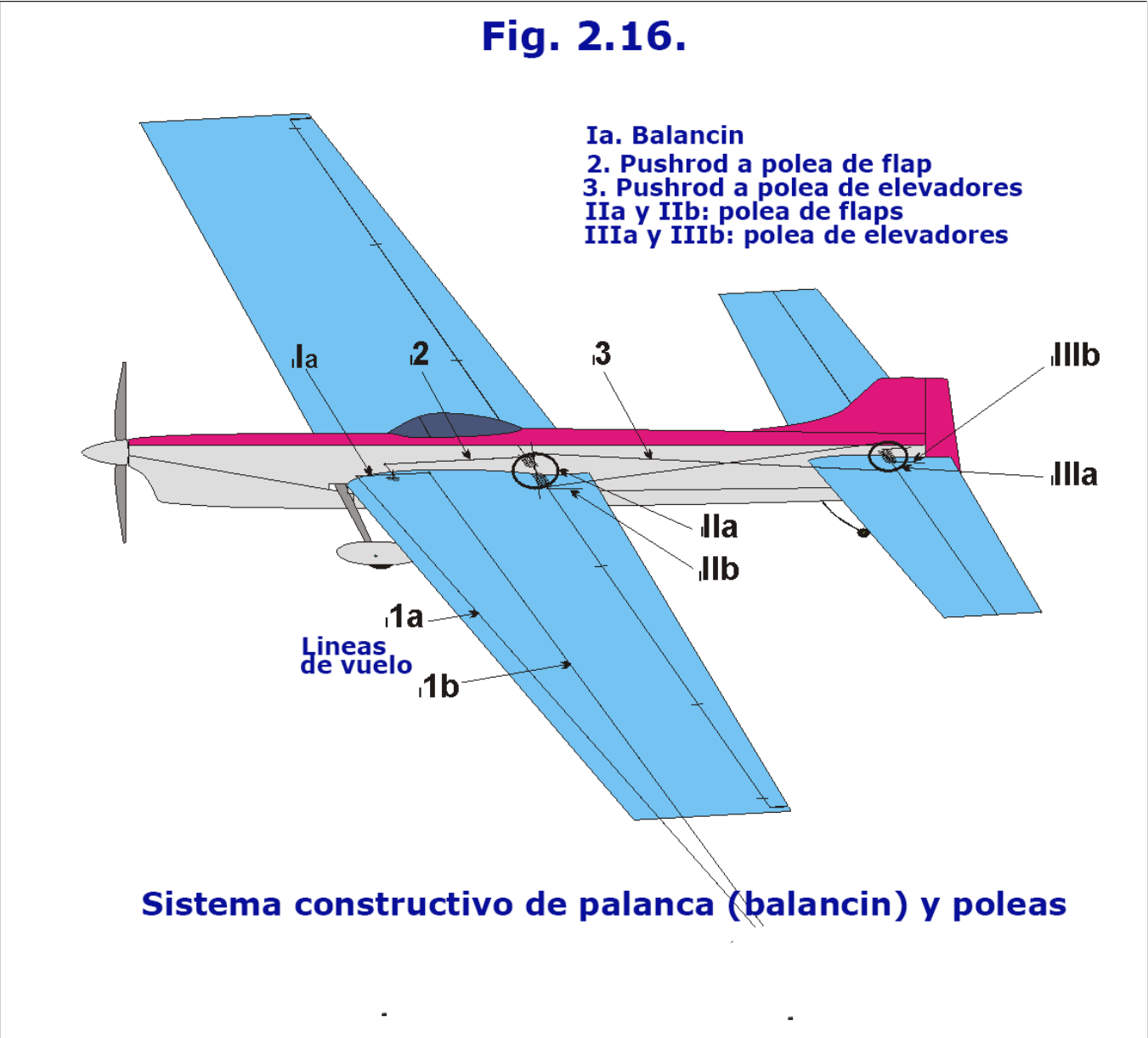
Si en el mecanismo de tres palancas mantenemos la misma separación de hilos, tanto en la "T" como en la manija de mando, el coeficiente de transmisión entre la "T" y la manija de mando será, en todo el rango de deflexiones, aproximadamente constante e igual a 1. Al emplear una polea con un diámetro igual a la separación de los hilos en la manija de mando, el coeficiente de transmisión $k_i = 1$ se dará solo con deflexiones pequeñas, de aproximadamente $\pm 10^\circ$.

Al aumentar las deflexiones, el coeficiente de transmisión irá disminuyendo, lo que significa que, para desviar el flap de mando un determinado ángulo, deberemos desviar la manija de mando un ángulo mayor. Esta circunstancia trae consigo inconvenientes desde el punto de vista anatómico, ya que la posibilidad de deflexión de la muñeca es solo de un rango pequeño, de aproximadamente

$\pm 25^\circ$, y también desde el punto de vista del aumento enorme del momento de mando en la manija de mando.

Esta problemática se analiza en detalle en el capítulo 7.

En la **fig. 2.16** se muestra el sistema constructivo de palanca y dos poleas del mecanismo de mando, que resuelve la mejora de la simetría de deflexión del timón de profundidad respecto a los flaps de mando.



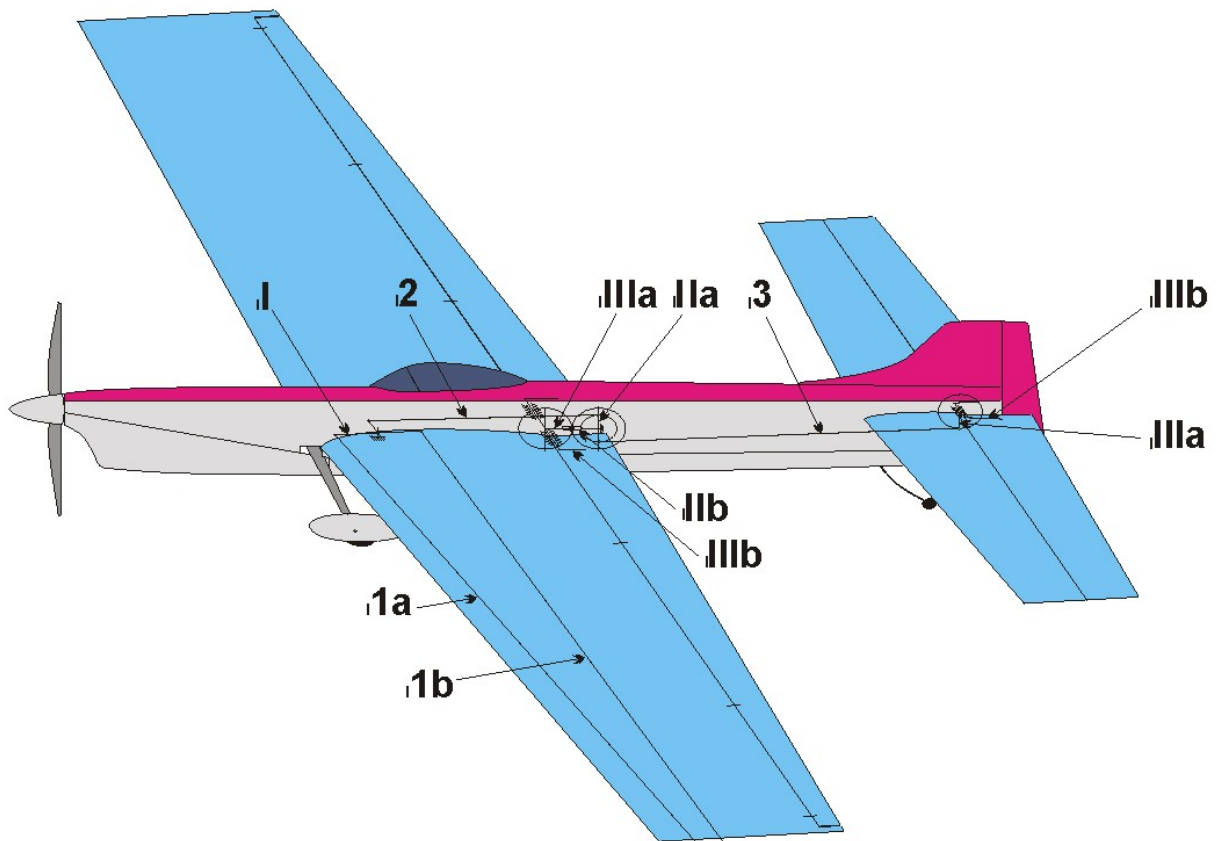
Nota: según el conocimiento del autor, este sistema lo emplea el aeromodelista italiano Compostella en el modelo de la categoría F2B "TANGO".

El sistema constructivo de palanca y dos poleas garantiza la simetría de la deflexión del timón de profundidad respecto a los flaps de mando con una precisión prácticamente absoluta. Su uso, sin embargo, no se ha extendido debido a sus inconvenientes:

- complejidad constructiva,
- problemas con el montaje de las poleas en el fuselaje en el punto de los largueros de las superficies sustentadoras,
- necesidad de tensar el cable de la transmisión por cable.

En la **fig. 2.17** se muestra el sistema constructivo de cuatro palancas del mecanismo de mando con unión de corredera.

2.17



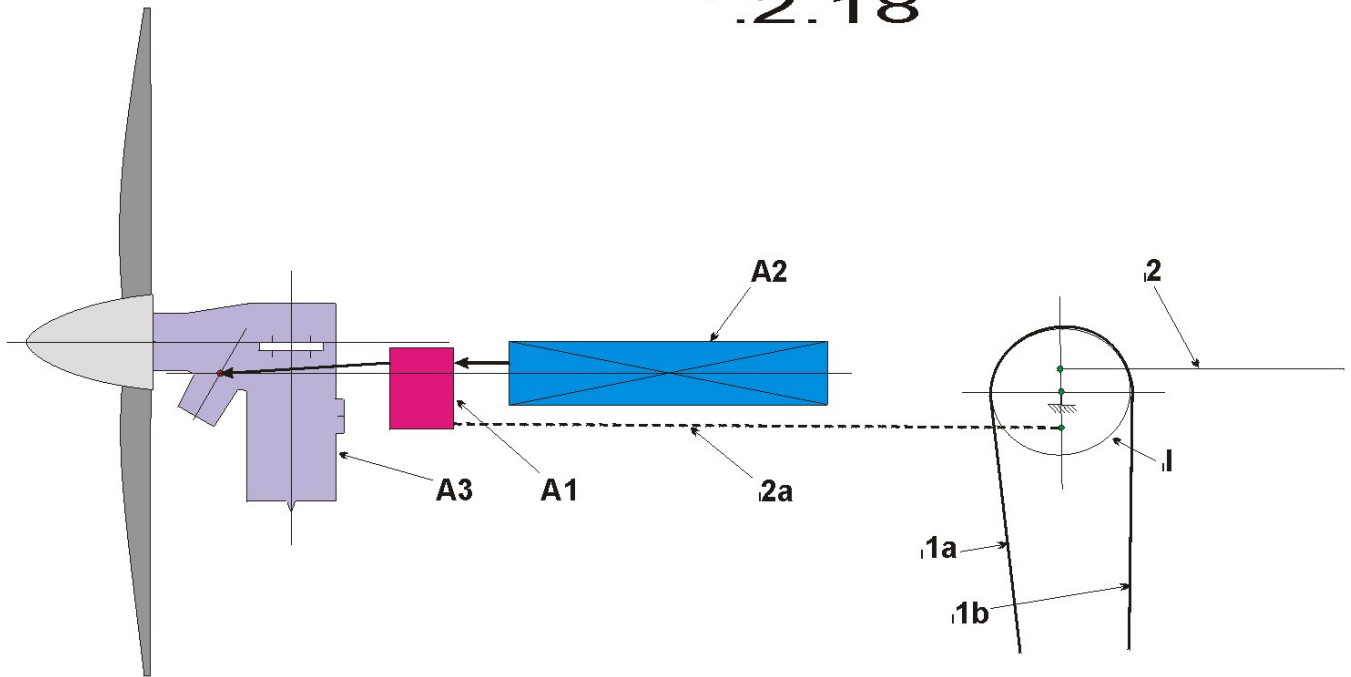
MECANISMO DE CUATRO PALANCAS DEL MANDO CON CORREDERA EN MODELOS DE VUELO CIRCULAR COMANDADO (VCC)

Este sistema garantiza, con precisión suficiente, la simetría de las deflexiones entre el timón de profundidad y los flaps de mando. La unión de corredera de las palancas II y III garantiza un cambio progresivo del coeficiente de transmisión entre las palancas II y III, o entre las palancas IV y III, durante la deflexión.

Esta propiedad cinemática del mecanismo de mando aumenta considerablemente las prestaciones aerodinámicas de las superficies sustentadoras del modelo, al mismo tiempo que reduce notablemente la magnitud de las fuerzas de mando con grandes deflexiones del mecanismo de mando. En ese momento se controla, en la práctica, únicamente el movimiento del timón de profundidad, y el movimiento de los flaps de mando queda bloqueado por la unión de corredera. Esta problemática se analiza en detalle en el capítulo 7.

Los sistemas constructivos de mecanismos de mando de las **figs. 2.12 a 2.17** se emplean para controlar el movimiento (deflexiones) de uno o de dos elementos de regulación principales del modelo de vuelo circular — el timón de profundidad, o simultáneamente los flaps de mando y el timón de profundidad. En algunas categorías de modelos de vuelo circular, sin embargo, resulta conveniente, o incluso necesario, controlar también el funcionamiento de otros conjuntos o mecanismos auxiliares.

La función cinemáticamente más sencilla de realizar es la detención del funcionamiento del motor, empleada prácticamente en todos los modelos de primer nivel de la categoría F2C. En la **fig. 2.18** se representa el mecanismo de mando principal y el auxiliar, entre los cuales existe un enlace cinemático libre.



Control de la detención del funcionamiento del motor en los modelos de vuelo circular de aeronaves.

- 1a, 1b** — hilos de mando;
- I** — polea del mecanismo de mando;
- 2** — biela de mando del timón de profundidad;
- 2a** — hilo que une el mecanismo de mando principal y el auxiliar;
- A1** — mecanismo de mando auxiliar;
- A2** — depósito;
- A3** — motor. bielas que unen las "T" auxiliares y las palancas auxiliares;
- 4, 6** — bielas que unen las palancas auxiliares y las funciones controladas A, B;
- A** — palanca de mando del difusor;
- B** — servomecanismo del mecanismo auxiliar.

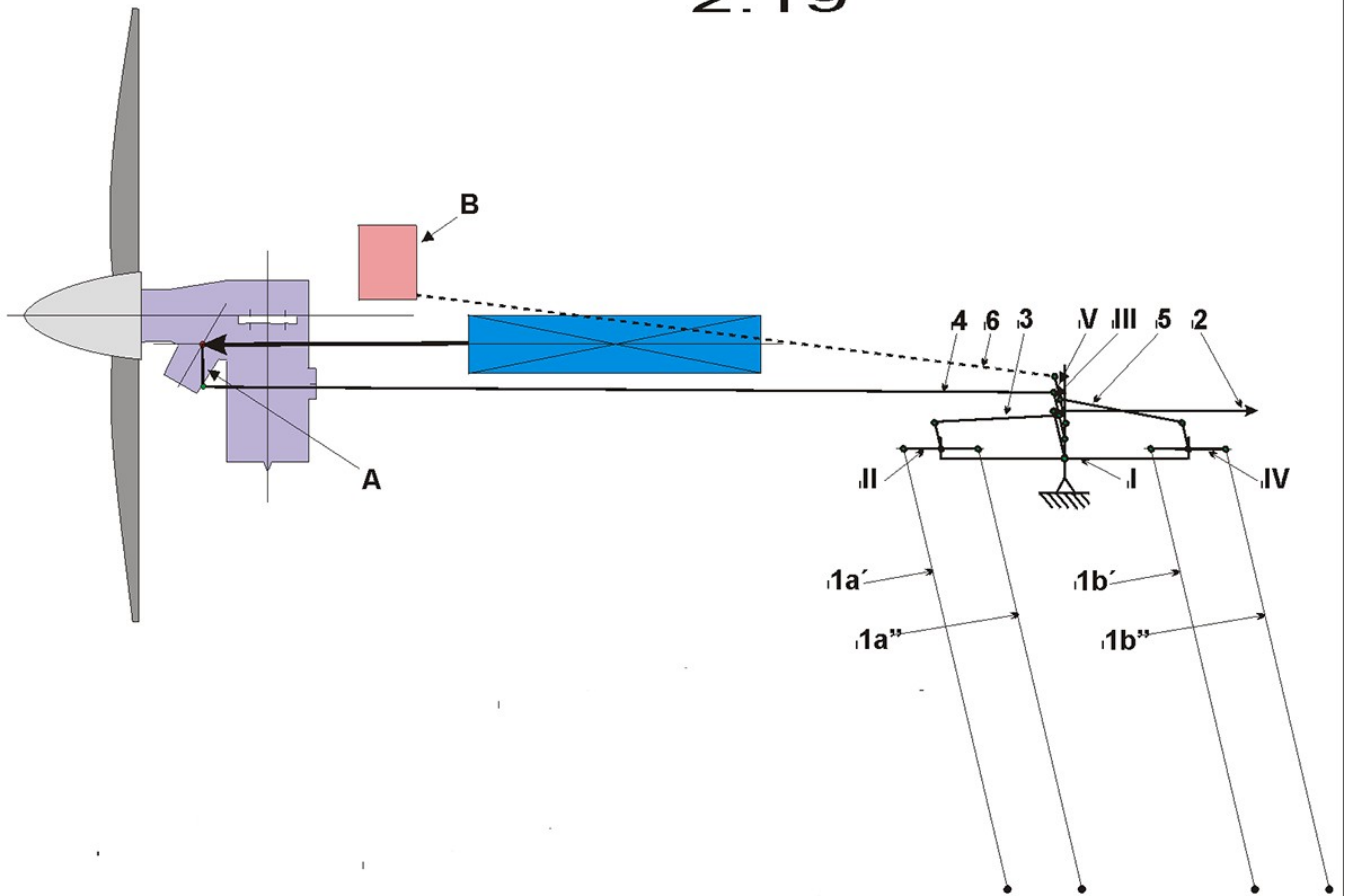
La realización de la función propia del mecanismo auxiliar se deriva de la posición extrema de la polea I del mecanismo de mando principal, en la cual, mediante el hilo 2a, se desbloquea el mecanismo auxiliar A1, que interrumpe el suministro de combustible desde el depósito A2 hacia el motor A3. El desbloqueo del mecanismo auxiliar se realiza al llenar el depósito de combustible tras detener el modelo en tierra.

Este modo de control de la función auxiliar solo puede emplearse, sin embargo, en el caso de que las deflexiones del mecanismo de mando, en todos los regímenes de vuelo normales del modelo, sean menores que la deflexión necesaria para desbloquear el mecanismo auxiliar.

Una función cinemáticamente más compleja de realizar es el control continuo de las revoluciones del motor, empleado prácticamente en todos los modelos de la categoría F4B y, en algunos casos, también de la categoría ŠUM. Al mismo tiempo, mediante el mecanismo de mando se resuelven también otros requisitos para la realización de funciones auxiliares, habituales en los modelos de la categoría F4B.

En la fig. 2.19 se representan el mecanismo de mando principal y los auxiliares del mecanismo de cuatro hilos y palancas, el llamado mecanismo "pantográfico".

2.19



Mecanismo de mando de cuatro hilos de los modelos de vuelo circular

- 1a, 1b** — hilos de mando dobles del timón de profundidad;
- 1a', 1b'** — hilos de mando dobles de la función A;
- 1a'', 1b''** — hilos de mando dobles de la función B;
- I** — "T" principal;
- II, IV** — "T" auxiliares;
- III, V** — palancas auxiliares;
- 2** — biela de mando del timón de profundidad;
- 3, 5** — bielas de mando

El mecanismo de mando cumple, en este caso, tres funciones independientes:

a - la función principal, el control de las deflexiones del timón de profundidad, mediante la deflexión de la "T" principal I y de la biela 2, con el movimiento simultáneo de los pares de hilos de mando 1a y 1b, como en los casos de las fig. 2.12 y 2.14,

b - la función auxiliar "A", el control continuo de las deflexiones del elemento de regulación del difusor del motor A, mediante la deflexión de la "T" auxiliar II, la biela 3, la palanca auxiliar III y la biela 4, unida al elemento de regulación, con el movimiento mutuo de los hilos de mando 1a' y 1a'',

c - la función auxiliar "B", el control continuo o pulsante del servomecanismo B, mediante la deflexión de la "T" auxiliar IV, la biela 5, la palanca auxiliar V y la biela 6, unida al elemento de regulación, con el movimiento mutuo de los hilos de mando 1b' y 1b''.

El coeficiente de transmisión entre las palancas auxiliares III, V y las "T" auxiliares II, IV debe ser igual al valor 1 en todo el rango de deflexiones del mecanismo principal y de los mecanismos auxiliares. Solo en este caso son, efectivamente, los movimientos del mecanismo principal y de los mecanismos auxiliares mutuamente independientes.

2.1.5.6 Ubicación del mecanismo de mando en el fuselaje del modelo de vuelo circular

Una parte indispensable del diseño del esquema cinemático del mecanismo de mando del modelo de vuelo circular es el diseño de su ubicación en el fuselaje del modelo. La disposición espacial y la ubicación de los distintos eslabones del mecanismo están limitadas por las posiciones de los ejes de rotación, inclinación o desplazamiento de los elementos de regulación controlados (flaps de mando, timón de profundidad, corredera del carburador, difusor...) en el espacio, fijadas de manera definitiva por la disposición en planta y en vista lateral de el fuselaje del modelo.

Esta disposición espacial es importante desde el punto de vista del correcto diseño de la función cinemática del mecanismo de mando.

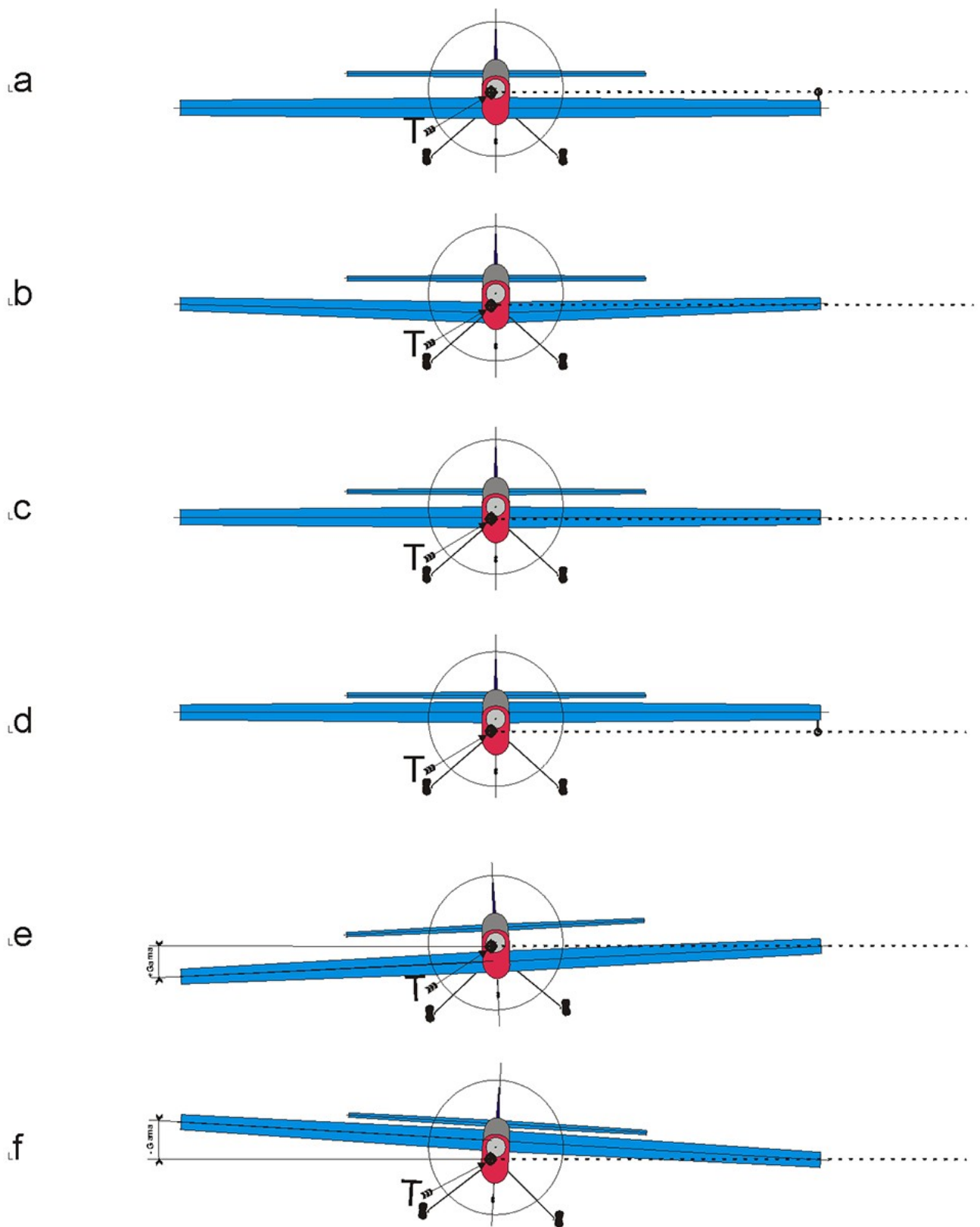
Otro dato importante es la posición espacial del centro de gravedad del modelo, que, a diferencia de las posiciones exactamente definidas de los ejes de movimiento de los elementos de regulación del modelo, debemos determinar mediante un método comparativo aproximado, o mediante métodos de cálculo más o menos complejos.

El método de comparación aproximada se basa en la valoración subjetiva de la influencia de las diferencias en la disposición en planta y en vista lateral del modelo proyectado, respecto a un modelo existente similar, sobre el cambio de la posición del centro de gravedad del modelo proyectado respecto al modelo existente. Este método es el más empleado en la práctica.

Los métodos de cálculo se emplean principalmente para determinar la posición del centro de gravedad en el sentido longitudinal, eje x' . Parten del análisis de la influencia de la posición del centro de gravedad sobre las prestaciones aerodinámicas de las superficies sustentadoras y sobre la manejabilidad del modelo de vuelo circular. Esta problemática se analiza en el **capítulo 7**.

La determinación de la posición espacial del centro de gravedad es importante desde el punto de vista de la correcta ubicación de las guías extremas de los hilos de mando en el arco extremo del ala, o fuera del ala. La posición de estas guías, respecto a los ejes principales de inercia de la masa del modelo, cuyo punto de intersección es el centro de gravedad de la masa del modelo, influye sobre la posición de vuelo del modelo y sobre su manejabilidad (**Fig. 2,20**).

2.20

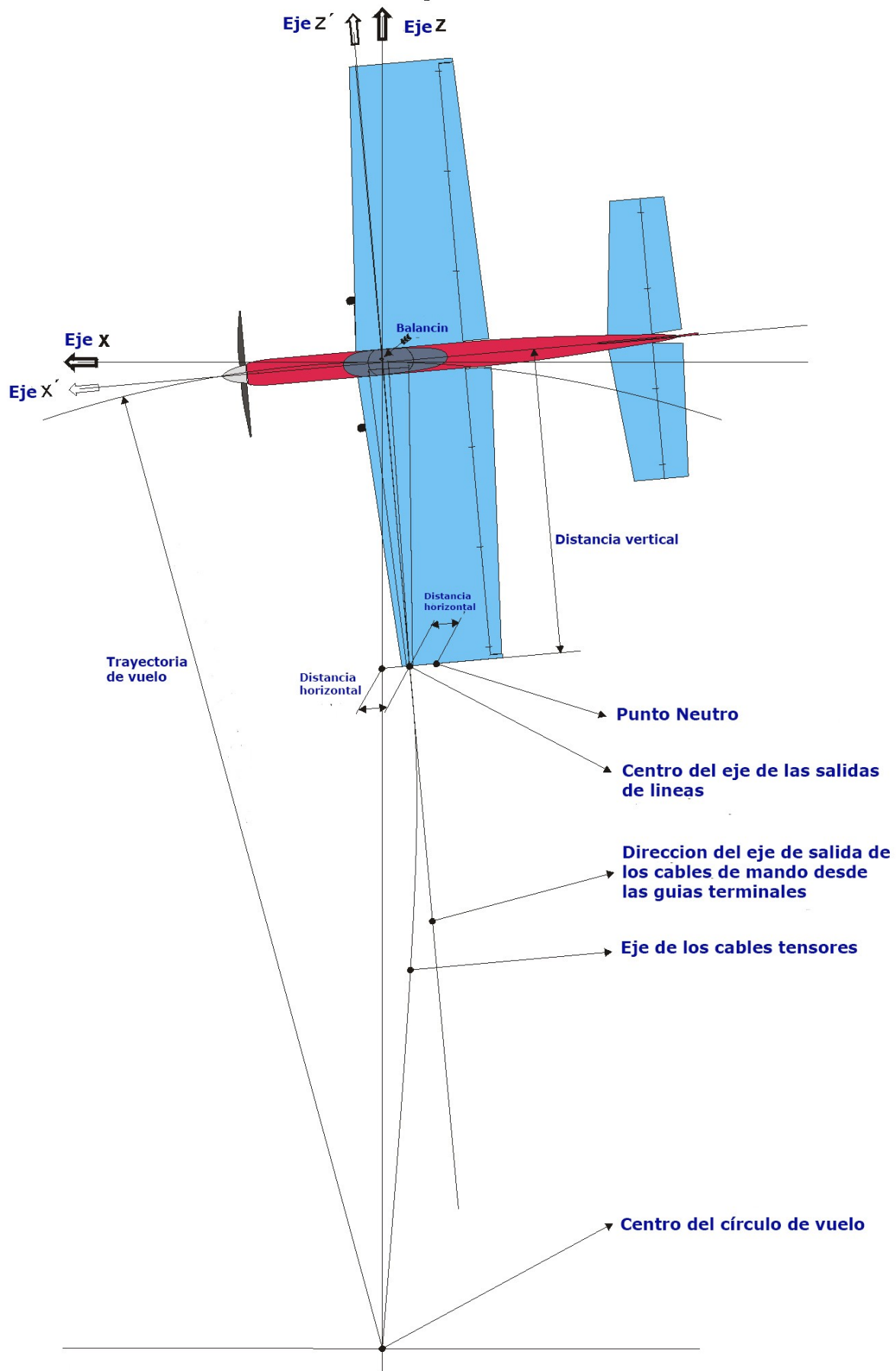


En la fig. 2.20 se representa la influencia de una ubicación correcta e incorrecta, en altura, de las salidas extremas de los hilos de mando del modelo sobre su posición transversal de vuelo. Una ubicación incorrecta en altura de las salidas extremas provoca la inclinación del modelo alrededor del eje longitudinal, con lo cual surgen componentes desfavorables de las fuerzas aerodinámicas que empeoran la maniobrabilidad del modelo.

De la figura anterior se desprende que la ubicación en altura de las salidas extremas es diferente en la disposición de ala baja, ala media y ala alta de el fuselaje del modelo. Es importante, sin embargo, también la posición en altura del perfil del arco extremo del ala, en caso de que el ala tenga diedro b . En los casos en que el perfil del arco extremo queda fuera del plano horizontal que pasa por el centro de gravedad del

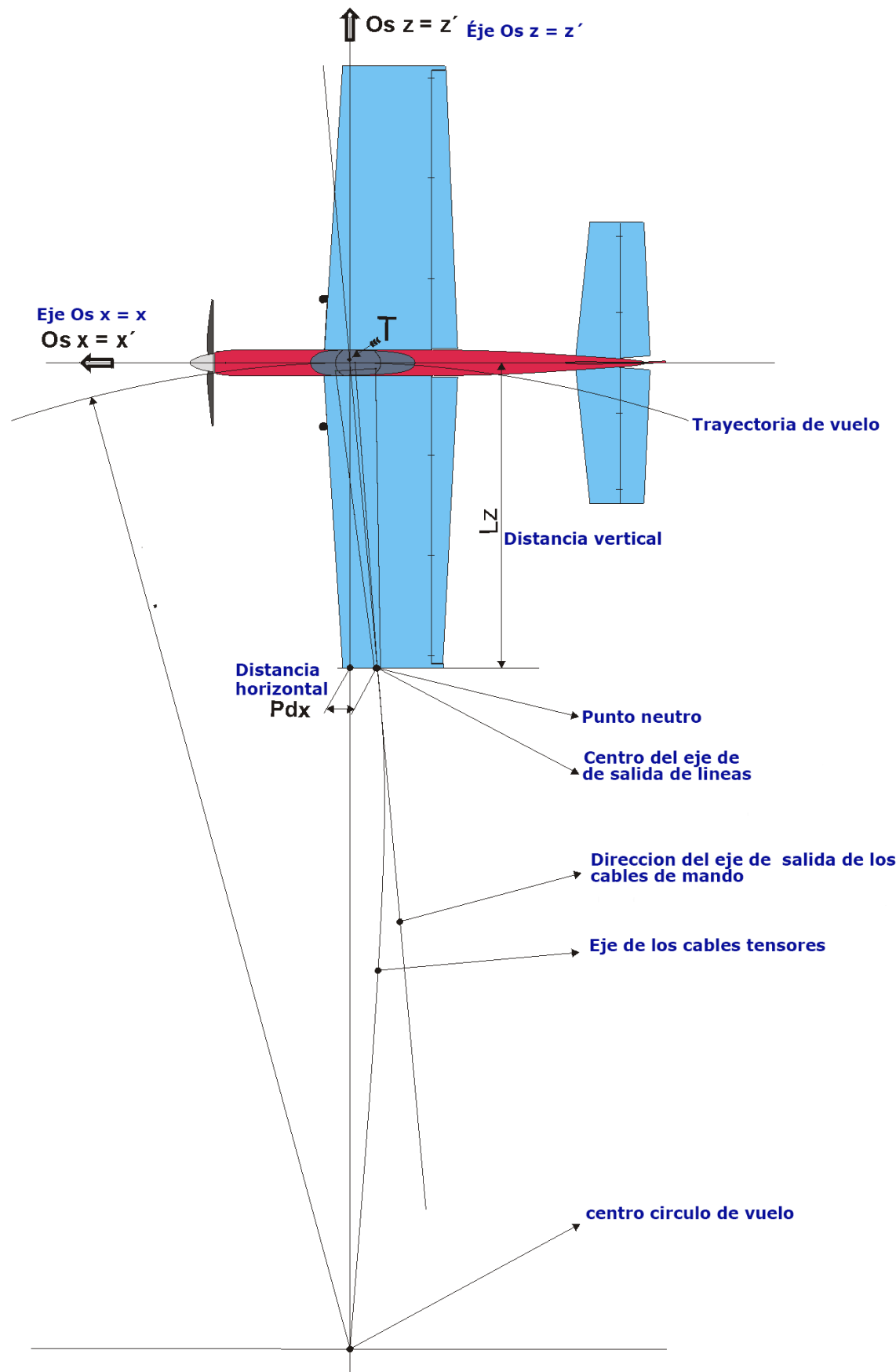
modelo (a, d, e, f), los hilos de mando deben salir del fuselaje fuera del ala, lo cual tiene un efecto desfavorable tanto aerodinámico como estético. En algunos casos de las categorías ŠUM y F4B, sin embargo, no puede evitarse esta solución. El caso ideal se presenta cuando los hilos de mando pueden ubicarse en el ala y salen del ala cerca del eje del perfil del arco extremo b, c. La influencia de la ubicación longitudinal de las guías extremas de los hilos de mando sobre la posición en planta de vuelo del modelo de vuelo circular se representa en las **figs. 2.21 a-b-c**.

2.21a

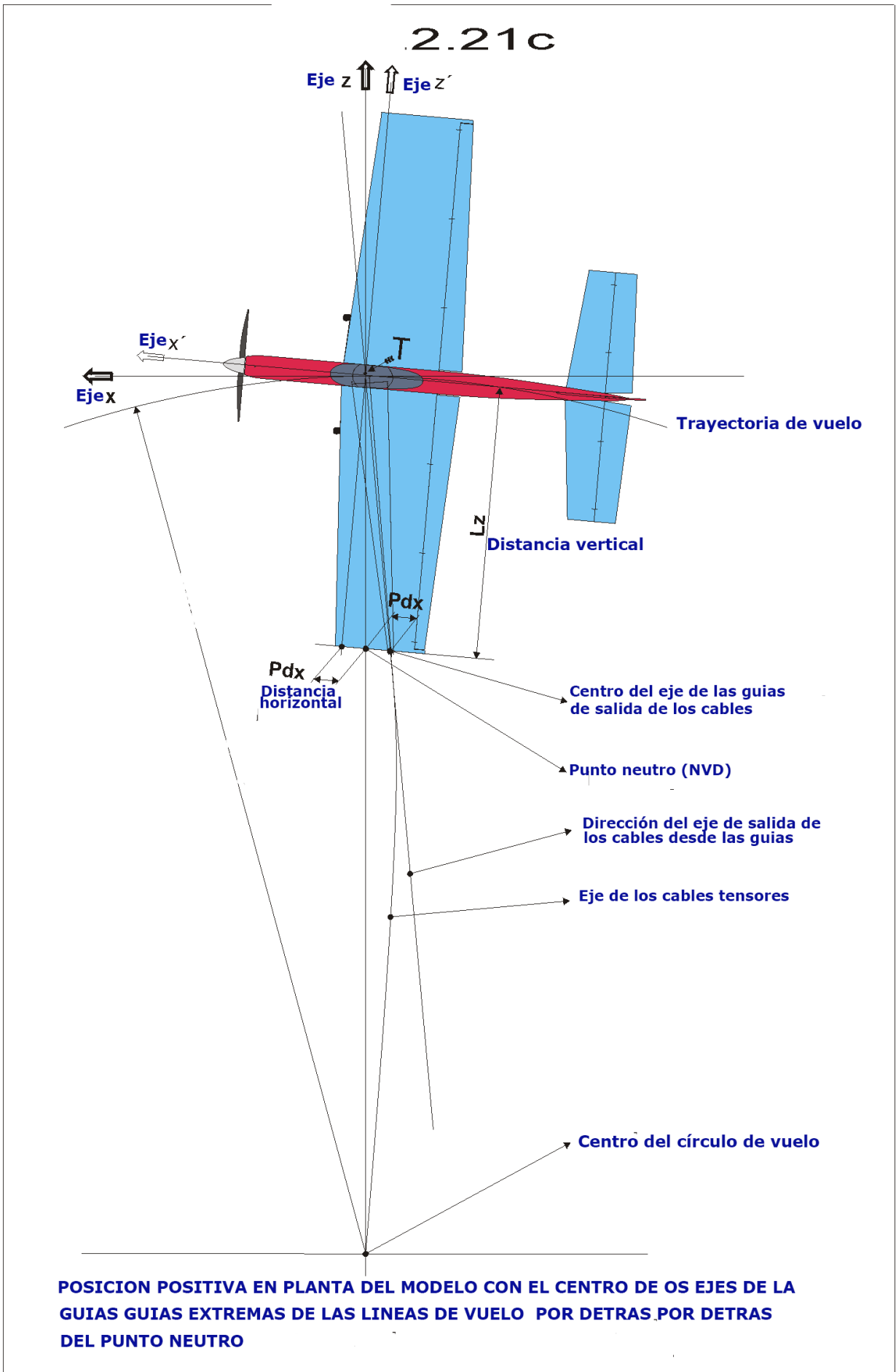


Posición negativa en planta de vuelo del modelo con la ubicación del centro de los ejes de las líneas de salida de las líneas de mando por delante del punto neutro NBV (en el eje principal de inercia de la masa del modelo z')

2.21b



Posición neutra en planta de vuelo del modelo con la ubicación del centro de los ejes de las guías extremas de los hilos de mando en el punto neutro



En el caso de que el centro de los ejes de las guías extremas coincida con el eje transversal de inercia del modelo z' (en planta), la componente de la resistencia aerodinámica de los hilos de mando que actúa en las guías hará girar el modelo hacia el círculo de vuelo (**fig. 2.21a**). El modelo volará en una posición negativa en planta de vuelo.

Para que el eje longitudinal del modelo x' (eje del fuselaje) esté en la posición neutra en planta de vuelo (**fig. 2.21b**), debemos desplazar el centro de los ejes de las guías extremas hacia atrás respecto al eje z' , en un valor PDx , cuya magnitud aproximada determinamos según la relación:

$$PDx = n * d * lz * (rdo - lz)^3 / (2,3 * m * rdo)$$

donde: n - número de hilos de mando [—] d - diámetro de los hilos de mando [mm] lz - distancia transversal entre el centro de gravedad y las guías extremas [m] ($\approx 0,5$ de la envergadura) rdo - radio de la trayectoria de vuelo del modelo [m] (respecto al eje del fuselaje) m - masa del modelo [kg]

Ejemplo nº1 — modelo de la categoría F2B — acrobático $PDx = 2 * 0,35 * 0,75 * (20,0 - 0,75)^3 / (2,3 * 1,6 * 20,0) = 51 \text{ mm}$

Ejemplo nº2 — modelo de la categoría F2D — combate $PDx = 2 * 0,34 * 0,50 * (16,5 - 0,50)^3 / (2,3 * 0,5 * 16,5) = 73 \text{ mm}$

Ejemplo nº3 — modelo de la categoría F4B — maqueta $PDx = 4 * 0,38 * 0,80 * (19,0 - 0,80)^3 / (2,3 * 3,2 * 19,0) = 52 \text{ mm}$

En la posición neutra en planta de vuelo, el eje del fuselaje x' coincidirá con la dirección de vuelo del modelo x y será perpendicular a la línea que une el centro de gravedad con el centro del círculo de vuelo, eje z . El centro de los ejes de las guías extremas de los hilos de mando coincidirá con el punto neutro de las guías, NBV. El modelo volará en la posición neutra en planta de vuelo.

Si desplazamos el centro de las guías extremas todavía más allá del NBV (punto neutro), el eje del fuselaje del modelo x' se desviará de la dirección de vuelo del modelo x hacia fuera del círculo de vuelo (fig. 2.21c). El modelo volará en una posición positiva en planta de vuelo. A la fuerza centrífuga de la masa del modelo en vuelo se sumará también la fuerza aerodinámica que surge en la superficie lateral del modelo (fuselaje y superficie de cola vertical) y la componente de la tracción del motor en dirección al eje z .

Las posiciones reales en planta de vuelo de los modelos coincidirán con las teóricas (fig. 2.21 a-c) solo en el caso de que se cumplan las siguientes condiciones:

- la dirección de la fuerza de tracción del motor pasa por el centro de gravedad del modelo,
- las fuerzas aerodinámicas en la superficie del modelo no generan, respecto al centro de gravedad, momentos de giro alrededor del eje vertical y.

Desde el punto de vista teórico resulta evidente que la determinación de la posición correcta de las guías extremas de los hilos de mando es una cuestión compleja, ya que al diseñar el modelo no conocemos los datos necesarios para el cálculo con la precisión suficiente, o directamente no los conocemos en absoluto.

En la práctica, la posición de las salidas extremas de los hilos de mando se determina, a partir de la experiencia de modelos anteriores, de la siguiente manera:

- aproximadamente 0,5 PDx — modelos rápidos de las categorías F2A, F2C,
- aproximadamente 1,0 PDx — modelos escolares, modelos de las categorías F2B, F4B,
- aproximadamente 1,5 PDx — modelos de la categoría F2D.

Recomendación: la separación de las guías extremas de los hilos de mando no debería superar los 30 mm.

Últimamente, sobre todo en la categoría F2B, se emplean guías extremas deslizantes. Su posición se ajusta según las necesidades durante la puesta a punto del modelo, momento en el cual se ajusta también la posición del centro de gravedad lastrando el modelo con pesos adicionales en sentido longitudinal (eje x) y transversal (eje z).

Para determinar por completo la posición de los principales eslabones del mecanismo de mando queda todavía por determinar la posición del eje de rotación de la "T" (balancin). En la práctica del aeromodelismo se ha extendido la idea errónea de que la manejabilidad, o la estabilidad de vuelo, del modelo de vuelo circular depende de la posición del eje de rotación de la "T" respecto al centro de gravedad del modelo, ya que de esta distancia dependería la posición en planta de vuelo del modelo de vuelo circular. Esta afirmación no es correcta, ya que no tiene ningún fundamento físico.

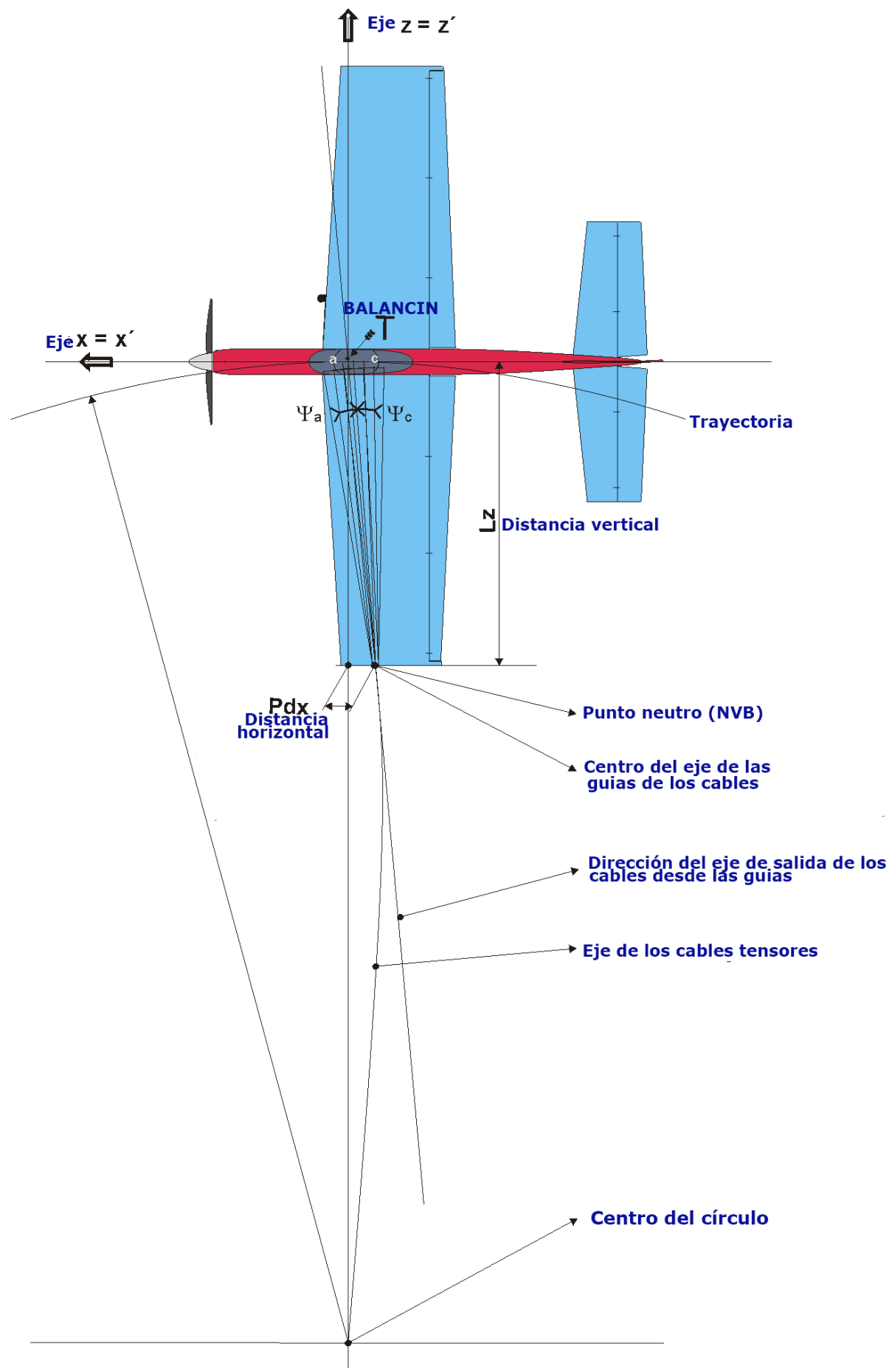
Si en cualquier modelo de vuelo circular cambiamos la posición del eje de rotación de la "T" en cualquier dirección, la posición de vuelo del modelo NO cambiará!

Solo cambiará la magnitud del "quebre" de los hilos de mando que pasan por las guías extremas y las fuerzas de rozamiento de los hilos de mando en dichas guías. Las fuerzas de rozamiento

aumentarán con la magnitud del quiebre, lo que influirá desfavorablemente en la sensibilidad de mando y, por tanto, en la manejabilidad del modelo de vuelo circular.

El caso ideal se presenta cuando el eje de rotación de la "T" se sitúa en la línea que une el centro de gravedad del modelo con los centros de los ejes de las guías extremas. En ese caso, el quiebre de los hilos de mando y las fuerzas de rozamiento serán mínimos. Los hilos de mando salen, en efecto, de las guías extremas siempre en la dirección de la línea que une el centro de gravedad del modelo con el centro de los ejes de las guías extremas.

La influencia de la ubicación del eje de rotación de la "T" (balancin) sobre la magnitud del "quiebre" de los hilos de mando se representa en la **fig. 2.22**.



INFLUENCIA DE LA ROTACION DEL EJE DEL BALANCIN EN LA POSICION DEL MODELO (SIN INFLUENCIA ALGUNA) Y SOBRE LA MAGNITUD DE "QUIEBRE" DE LOS HILOS DE MANDO EN LAS SALIDA DE GUIAS.

En la práctica, el eje de rotación de la "T" (balancin) se ubica cerca del larguero principal del ala, con lo cual se logra la resistencia necesaria del anclaje del perno de la "T" con la mínima masa de la estructura. Esta solución es un cierto compromiso entre los requisitos de resistencia, de masa y cinemáticos. La dependencia de la magnitud del "quebre" de los hilos de mando respecto a la posición del eje de rotación de la "T" en planta (**fig. 2.22**) es análoga a la dependencia de la magnitud del "quebre" de los hilos de mando respecto a la posición en altura del plano de rotación de la "T" respecto al plano horizontal que pasa por el centro de gravedad del modelo.

El caso ideal se presenta cuando ambos planos coinciden, véase fig. **2.22 a-d**.

2.1.5.7 Construcción y realización de taller del mecanismo de mando

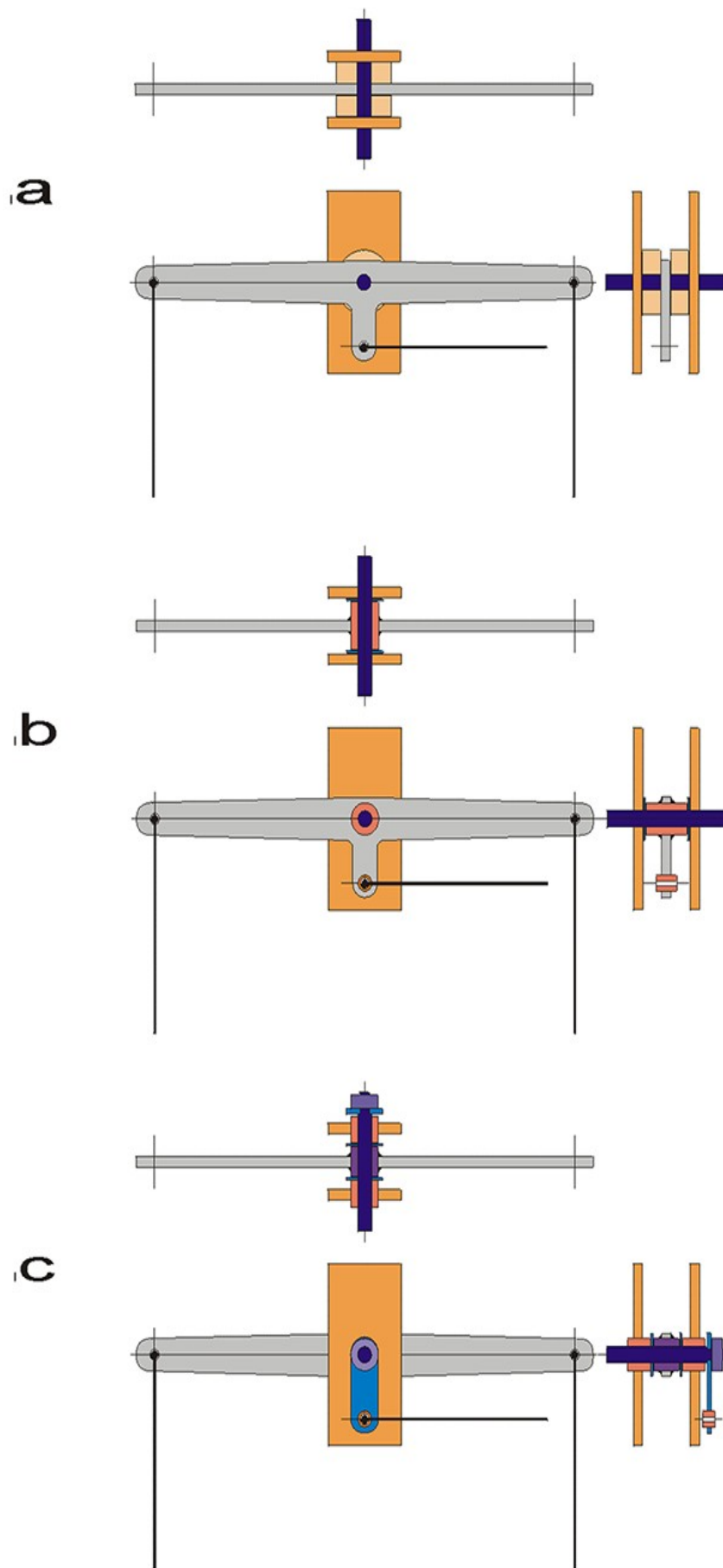
Si el mecanismo de mando está correctamente diseñado, tanto desde el punto de vista de su ubicación en el fuselaje del modelo como desde el punto de vista de sus funciones cinemáticas (confirmadas mediante análisis gráfico o matemático), podemos proceder a la elaboración del diseño constructivo (en forma de planos de fabricación simplificados) y a su propia realización práctica de taller.

Al elaborar el diseño constructivo es necesario respetar los siguientes requisitos principales:

- minimización del número de piezas principales,
- resistencia y rigidez suficientes de las piezas con la mínima masa,
- resistencias de rozamiento mínimas en las uniones móviles,
- vida útil suficientemente larga de las uniones móviles,
- buena tecnología de fabricación del mecanismo.

Minimizando el número de piezas principales garantizamos también la minimización del número de uniones fijas mutuas de dichas piezas en el mecanismo de mando, con lo cual aumentamos la seguridad del mecanismo frente a posibles fallos durante la vida útil del modelo. Un ejemplo típico de minimización del número de piezas es la "T" (balancin) de forma clásica, realizada de una sola pieza de material (chapa de duraluminio o de acero, laminado,), véase **fig. 2.23a**.

2.23

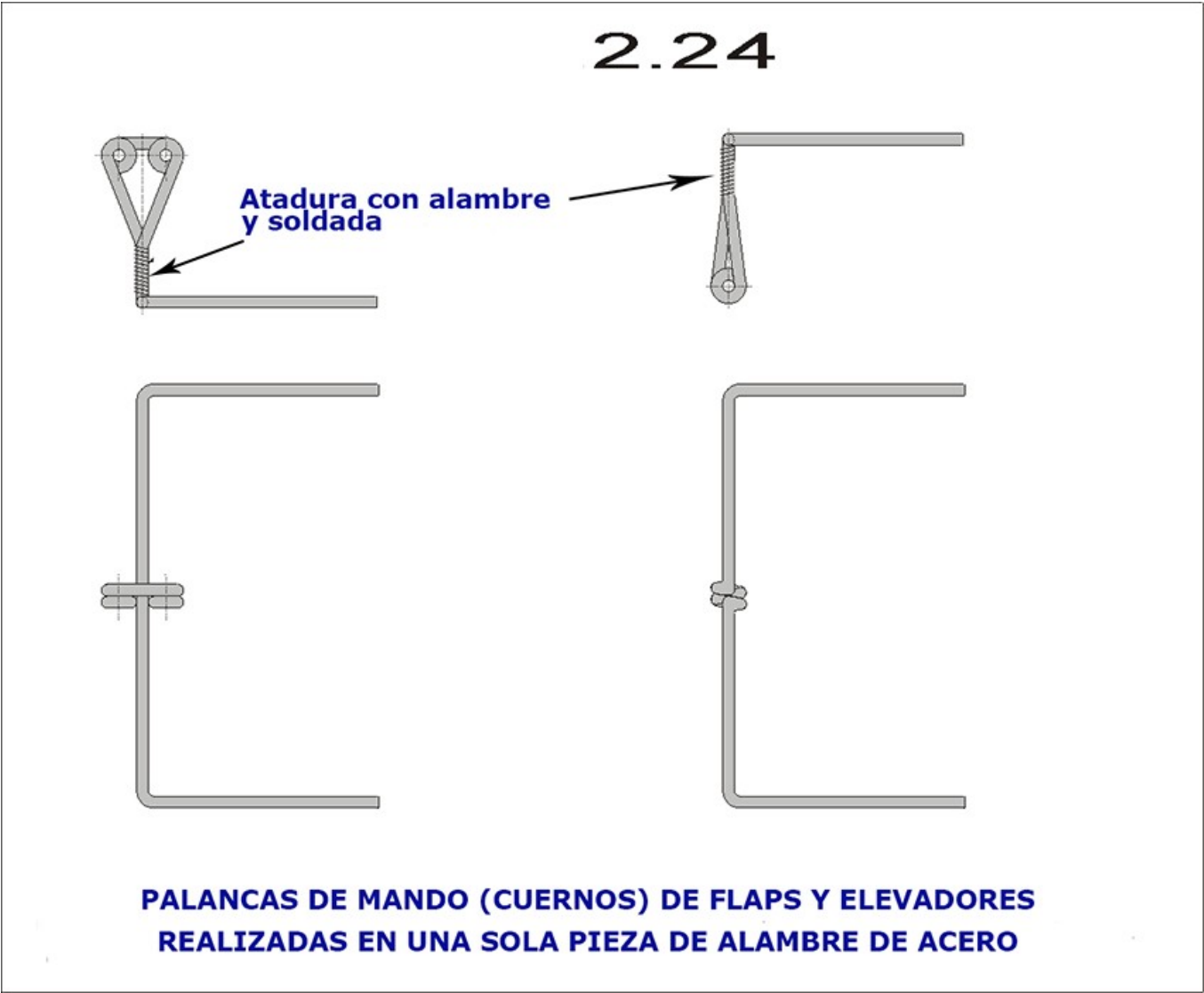


**DIVERSAS FORMAS DE CONSTRUCCION DE LA "T"
(BALANCIN) EN LOS MECANISMO DE MANDO DE
EN LOS MODELOS DE VUELO CIRCULAR**

La "T" (**balancin**) está montada de forma giratoria sobre un perno fijo, que pasa directamente por el orificio principal de la "T". La posición axial de la "T" la garantizan unos casquillos. Los hilos de mando y la biela están, también, simplemente alojados en los orificios correspondientes de la "T". Esta solución, aunque sencilla y ligera, no cumple el requisito de una vida útil suficientemente larga de las uniones giratorias. Por ello la empleamos en modelos escolares y en modelos de la categoría F2D, que son, en realidad, material de aeromodelismo consumible. La prolongación de la vida útil de las uniones giratorias se resuelve mediante un casquillo metálico para el perno, unido de forma fija a la "T", o bien mediante el casquillo de la biela, revestido con un forro de nailon o de teflón, véase **fig. 2.23b**. No es necesario revestir los orificios para los hilos de mando, ya que el aumento del juego por desgaste de los orificios no supone ningún problema.

En el período reciente se ha extendido, sobre todo en la categoría F2B, el uso de modelos desmontables. Esta solución, además de mejorar las condiciones de transporte, ofrece también la posibilidad de acceso directo a las uniones expuestas del mecanismo de mando, así como la posibilidad de ajustar las relaciones de transmisión del mecanismo de mando cambiando la longitud de los distintos brazos de las palancas. En la **fig. 2.23c** se muestra la solución constructiva de la "T" empleada en los modelos desmontables. La palanca grande de la "T" está fijada de forma rígida al perno, montado de forma giratoria en casquillos. En el extremo del perno se fija la palanca pequeña de la "T", que controla los movimientos de la biela. Comparando esta solución con la solución b se observa que aumenta el número de piezas y, lo que es más importante, se añaden dos uniones fijas importantes y muy solicitadas, que transmiten los momentos de mando entre las palancas y el perno. En caso de fallo de alguna de estas uniones, el accidente del modelo es inevitable.

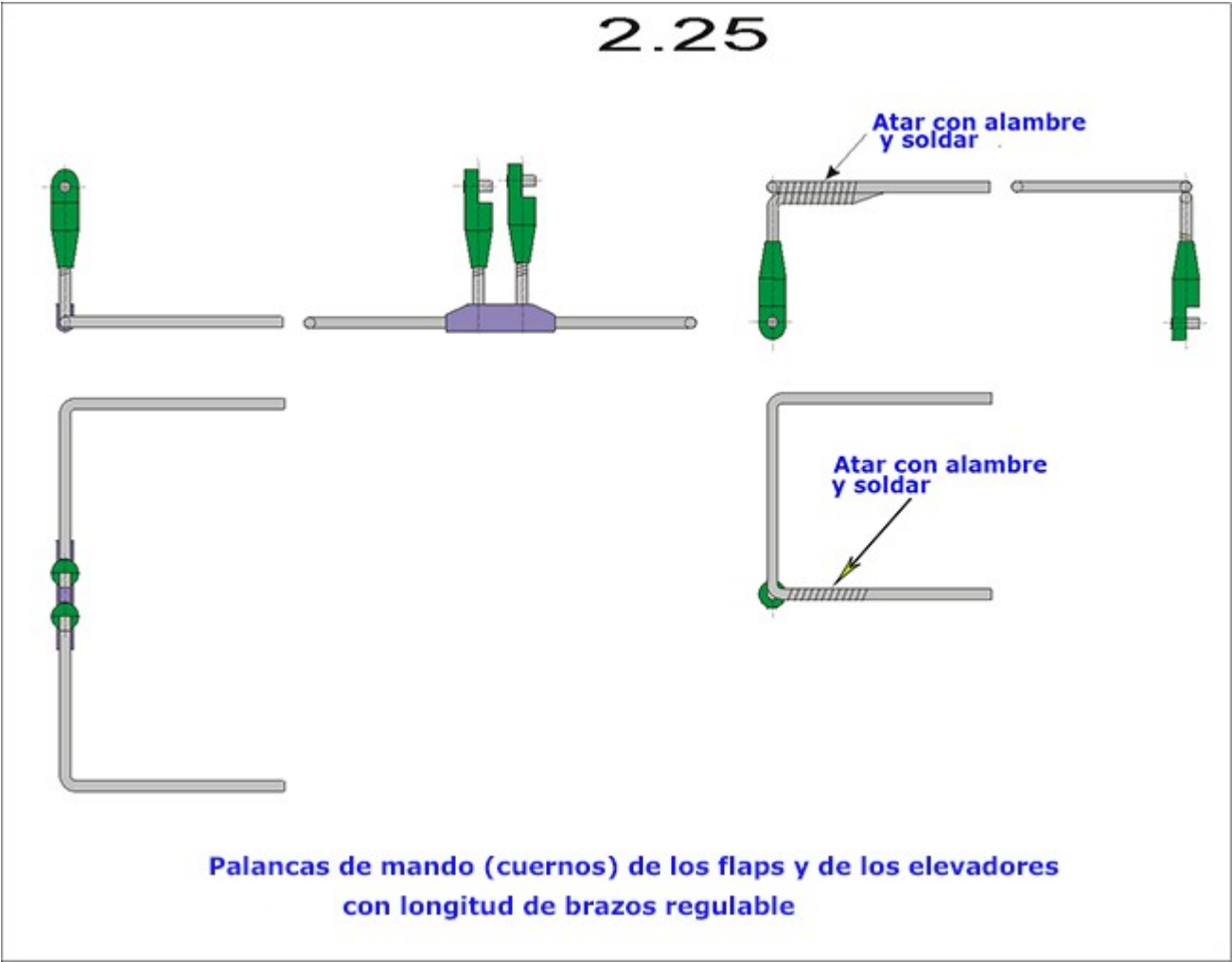
Otro ejemplo típico de minimización del número de piezas principales es la construcción de las palancas de mando (cuernos) de los flaps y del timón de profundidad, mostrada en la **fig. 2.24**.



Las palancas se realizan doblando una sola pieza de alambre de acero (radio de bicicleta), incluidos los casquillos para las bielas. Esta solución constructiva la empleó durante muchos años en sus modelos "SUPER MASTER" el campeón del mundo J. Gábriš, sin la más mínima avería ni un aumento sensible del juego en las uniones giratorias.

Desde el punto de vista de fabricación resulta evidente que la realización de este tipo de palancas requiere una destreza correspondiente, adquirida mediante la práctica de doblar un número considerable de alambres.

En los modelos desmontables de la categoría F2B se emplean palancas de mando (cuernos) de los flaps y del timón de profundidad que permiten variar la longitud de los brazos. Una de las soluciones se muestra en la **fig. 2.25**.



La palanca de mando de los flaps está realizada con dos partes independientes, unidas por una "artesa" de chapa de acero. En el extremo roscado de cada palanca se atornilla un casquillo de duraluminio regulable axialmente, con un orificio para el perno de la biela, asegurado contra el giro mediante una tuerca.

La palanca de mando del timón de profundidad se realiza también con dos partes independientes, unidas entre sí mediante alambre y soldadura. El brazo de la palanca de accionamiento se ubica de forma excéntrica, de manera que quede libremente accesible (fuera del fuselaje).

Palancas de esta construcción las empleó en sus modelos "UNO" S. Čech.

Comparando esta solución constructiva con la de la **fig. 2.24**, se observa que el número de piezas principales, así como el número de sus uniones fijas, ha aumentado, lo que se traduce necesariamente en un incremento de la masa y en una menor fiabilidad. Es, sin embargo, el precio a pagar por la posibilidad de ajuste y la fácil sustitución de las piezas del mecanismo.

En la **fig. 2.26** se muestra otra realización constructiva habitual de las palancas de mando (cuernos) de los flaps al timón de profundidad en los elevadores.

El ojal que pasa por el orificio de la "T" queda cerrado de forma permanente mediante atado con alambre y soldadura, o bien introduciendo y aplastando un pequeño tubo metálico. El ojal para la conexión con los hilos de amarre tiene la misma realización, por lo que para la unión con el hilo de amarre es necesario emplear un elemento de conexión, un mosquetón. Esta realización constructiva se emplea en modelos escolares y en la categoría F2D, dado que la vida útil del ojal en el orificio de la "T" (balancin) es relativamente corta.

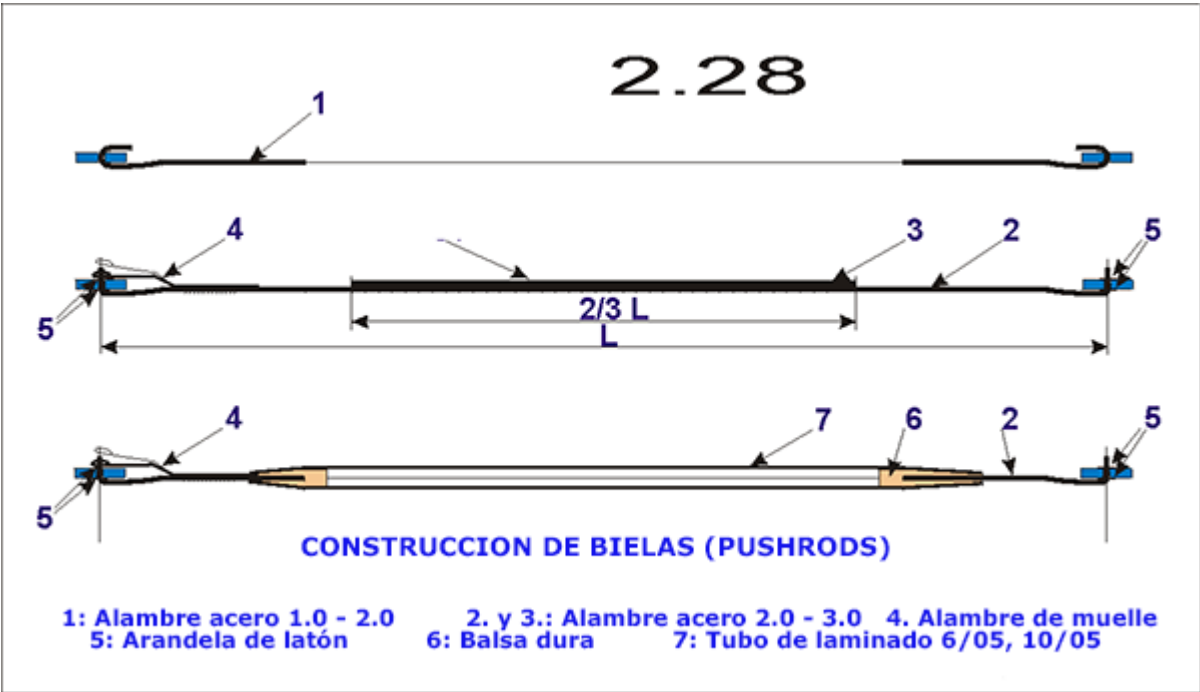
La realización b se fabrica con alambre de acero. El ojal que pasa por el orificio de la "T" (balancin) se cierra de la misma manera que en el caso a. El ojal para la conexión de los hilos de amarre cumple al mismo tiempo la función de mosquetón. El inconveniente de esta realización es su gran rigidez a la flexión, que no permite introducir el hilo de mando dentro del ala durante el transporte. Un doblado accidental del alambre es una causa frecuente de atasco del hilo en la guía extrema.

La realización c se fabrica con cable de acero y elimina los inconvenientes de las realizaciones a y b. El ojal en la "T" (balancin) se realiza con alambre de acero. Se une al cable mediante un doble enrollado: el primer enrollado con el extremo del cable en la posición 1, el segundo enrollado con el extremo del cable en la posición 2, y soldadura.

El ojal para la conexión de los hilos de amarre se forma de la misma manera que en el caso a, con la diferencia de que está reforzado con una polea metálica, que garantiza una vida útil larga del ojal. Esta realización cumple los requisitos más exigentes y se emplea sobre todo en la categoría F2B. Tiene, sin embargo, una característica desagradable: si se emplea un cable demasiado blando, puede producirse, en determinadas condiciones (tras introducir el cable en el ala durante el transporte), el atasco del ojal en el orificio de la "T" (balancin).

Este peligro puede evitarse reforzando el cable mediante su duplicado y soldadura a unos 50 mm del ojal. Para soldar los hilos de mando empleamos siempre soldadura de estaño. El empleo de soldadura fuerte provocaría cambios estructurales en el material del cable, causados por la alta temperatura, y un cambio brusco de la rigidez a la flexión entre la parte soldada y la no soldada del cable, con un efecto negativo sobre la resistencia a la fatiga del cable. También es necesario limpiar a fondo las uniones soldadas de restos de ácidos.

El último elemento constructivo principal de los mecanismos de mando son las bielas. En la fig. 2.28 se muestran distintas realizaciones constructivas habituales.



La realización a se fabrica con una sola pieza de alambre de acero, y tras pasar por los orificios de las palancas correspondientes se asegura contra la salida doblando los extremos. Esta realización es, ciertamente, muy sencilla, pero, dada la corta vida útil de las uniones giratorias y el juego relativamente grande, resulta adecuada únicamente para modelos escolares, modelos de la categoría F2D, o para el control de funciones auxiliares en la categoría F4B y ŠUM.

La realización b se fabrica también con una sola pieza de alambre de acero. El conformado de los extremos, sin embargo, garantiza una mayor superficie de contacto y un menor juego en las uniones con las palancas, que pueden completarse además con casquillos para aumentar la vida útil de las uniones. Contra la salida, la biela se asegura mediante una arandela o un muelle soldados,

que permite un desmontaje fácil de la biela. En caso de que la biela sea de gran longitud, podemos aumentar su rigidez al pandeo duplicando los alambres en la parte central, o realizando la biela con dos piezas de alambre que se cruzan y duplican en la parte central. Este cruce resulta ventajoso para ajustar las posiciones básicas de las palancas al montar el mecanismo de mando.

Si del análisis gráfico de la función cinemática determinamos que la biela realiza, alrededor de su parte central, un movimiento de vaivén (se mueve únicamente en sentido axial), podemos situar, en el punto de movimiento radial mínimo, una guía que garantice la estabilidad al pandeo de la biela bajo carga. En ese caso es posible emplear también una biela esbelta sin refuerzo en la parte central.

En caso de que no podamos apoyar la biela, debemos emplear la solución b o c, que resulta más ventajosa que la solución b desde el punto de vista de la masa. El ajuste de la longitud exacta de la biela se posibilita mediante una unión roscada del vástago y de uno de los extremos de la biela.

Al montar las bielas debemos prestar atención a que la fuerza centrífuga, que surge durante el vuelo del modelo, actúe en el sentido de introducción de los pernos de las bielas en los orificios de las palancas. Se trata de la unión de las bielas con las palancas de los flaps de mando y del timón de profundidad.

2.1.6 Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje permite el despegue, el aterrizaje y el desplazamiento del modelo por tierra. Al aterrizar, amortigua los impactos mediante su deformación elástica, con lo cual se absorbe la energía cinética de la componente vertical de la velocidad del modelo al aterrizar, lo que evita que se produzcan grandes sollicitaciones en el modelo, o su posible daño.

2.1.6.1 Tipos de tren de aterrizaje

En la **fig. 2.2** se muestran las distintas disposiciones, o tipos, de tren de aterrizaje empleados en los modelos de vuelo circular.

Si el tren de aterrizaje del modelo no está formado por una estructura independiente, hablamos de tren de aterrizaje sin patas. En ese caso, el despegue del modelo debe realizarse lanzándolo desde las manos de un ayudante, y tras finalizar el vuelo el modelo aterriza sobre el fuselaje. Este tipo de tren de aterrizaje se emplea en los modelos de la categoría F2D, donde el despegue y el aterrizaje no son elementos de competición evaluados. La ausencia de tren de aterrizaje simplifica la construcción y la fabricación de los modelos, reduce su masa y su resistencia aerodinámica.

Si el tren de aterrizaje del modelo está formado por una estructura independiente unida de forma permanente al modelo, hablamos de tren de aterrizaje fijo, permanentemente instalado. En este caso, las distintas partes del tren pueden ser rígidas, amortiguadas o incluso retráctiles (categoría F4D). Este tipo de tren de aterrizaje se emplea en todas las categorías de modelos de vuelo circular, con excepción de las categorías F2A y F2D.

Si el tren de aterrizaje del modelo está formado por una estructura independiente cuyo contacto con el modelo se interrumpe en el despegue, hablamos de tren de aterrizaje desprendible. Tras finalizar el vuelo, el modelo aterriza sobre el fuselaje. Este tipo de tren de aterrizaje se emplea en la categoría F2A, donde el despegue y el aterrizaje del modelo no son elementos de competición evaluados. Al desprender el tren de aterrizaje se reduce la masa y la resistencia aerodinámica del modelo, lo que es un requisito importante para alcanzar una alta velocidad de vuelo del modelo.

El tren de aterrizaje se compone de un tren principal y de un tren auxiliar. El tren principal participa en su mayor parte en la absorción de la energía cinética del modelo al aterrizar. El tren auxiliar garantiza la posición necesaria del modelo durante la parada, el rodaje y el aterrizaje.

Según la ubicación del tren auxiliar, distinguimos el tren de aterrizaje con rueda delantera, también llamado "triciclo", y con rueda trasera, también llamado "de dos ruedas". Ambos tipos de tren de aterrizaje, los más empleados, se representan esquemáticamente en las **figs. 2.29 y 2.30**.

2.1.6.2 Ubicación y geometría de rodadura del tren de aterrizaje

De la ubicación espacial de los puntos de contacto del tren de aterrizaje respecto al propio modelo, y de la geometría de rodadura de las ruedas del tren, depende tanto la posición espacial del modelo respecto al suelo como las características de rodadura del modelo durante el contacto de las ruedas del tren con el suelo. Por características de rodadura entendemos la acción de fuerzas y momentos de reacción y de rozamiento, que surgen entre los puntos (superficies) de contacto del tren de aterrizaje y el suelo, sobre la posición espacial del modelo, en función de la velocidad de desplazamiento del modelo por tierra.

La posición espacial del modelo respecto al suelo con velocidad de desplazamiento nula la denominamos posición estática, o postura estática, del modelo.

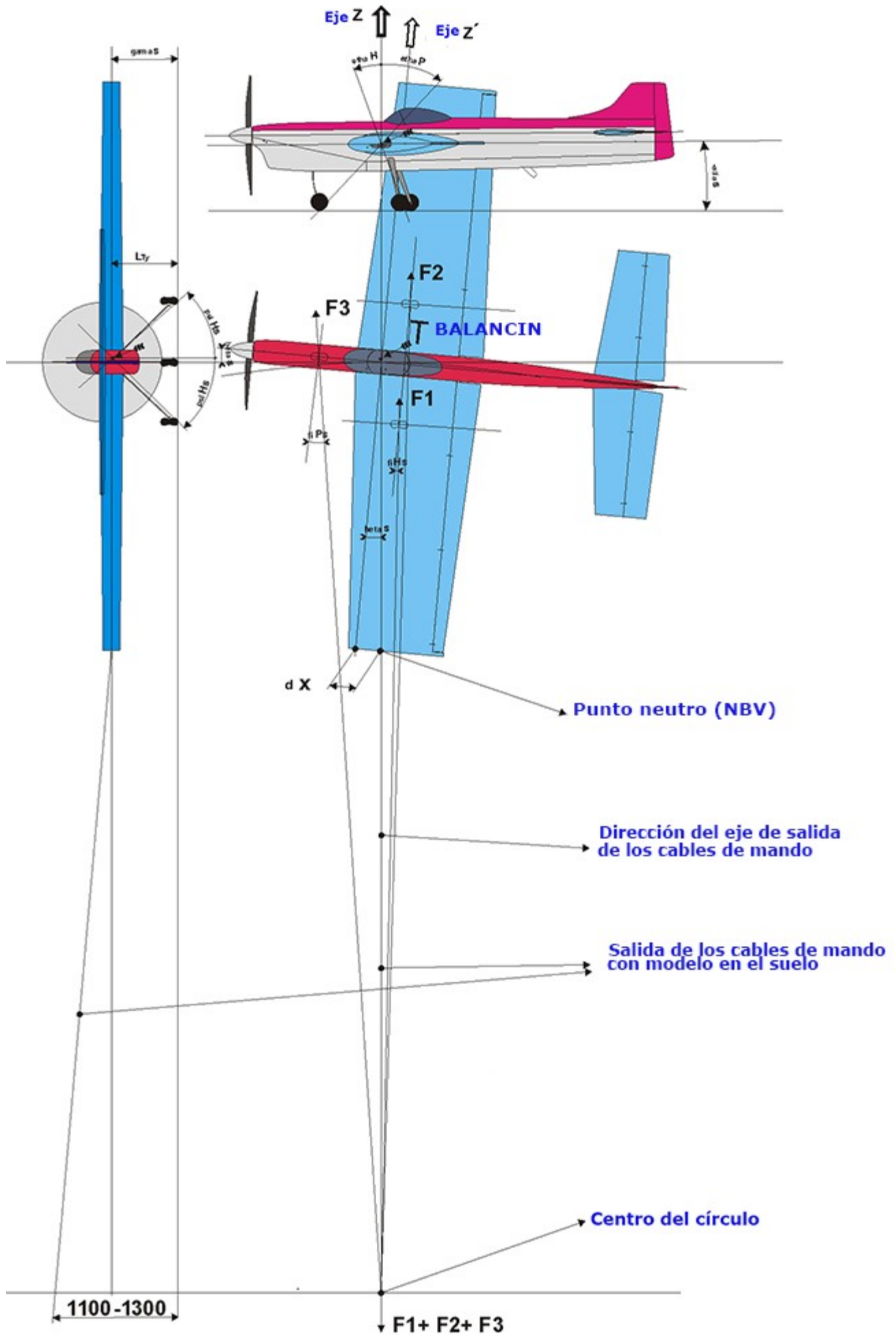
La posición espacial del modelo respecto al suelo durante la aceleración o la deceleración del modelo la denominamos posición de rodadura, o postura de rodadura, del modelo.

La posición espacial del modelo respecto al suelo inmediatamente después del despegue o antes del aterrizaje la denominamos posición de despegue del modelo.

Si la posición estática, la de rodadura y la de despegue del modelo son idénticas, entonces los puntos de contacto del tren de aterrizaje están ubicados de forma ideal y el tren de aterrizaje presenta una geometría de rodadura ideal.

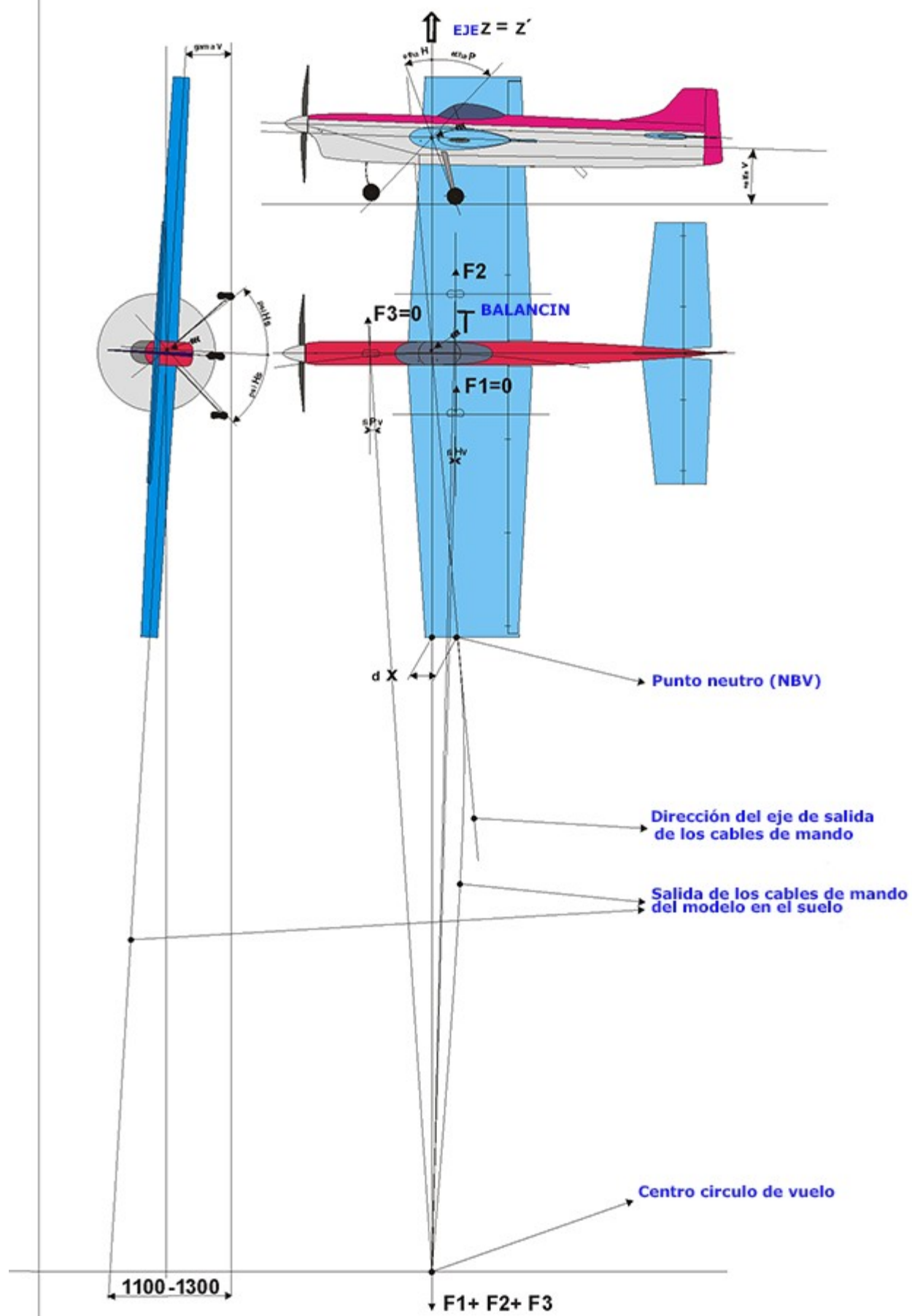
En la práctica, sin embargo, no puede alcanzarse este estado ideal, ya que con el cambio de la velocidad de desplazamiento del modelo cambian también las fuerzas y momentos externos que actúan sobre el modelo y su posición. Las causas de estos cambios se analizan, para los principales tipos de tren de aterrizaje, en los siguientes apartados.

2.29a



POSICION DEL MODELO AL INICIO DEL DESPEGUE (Tren con rueda delantera)

2.29b



POSICION DEL MODELO DURANTE EL DESPEGUE
(Tren con rueda delantera)

2.1.6.2.1 Ubicación y geometría de rodadura del tren de aterrizaje con rueda delantera

En las **figs. 2.29a y 2.29b**, se representan las posiciones estática y de despegue, así como la geometría de rodadura, del tren de aterrizaje de un modelo con rueda delantera y posición neutra de vuelo.

A continuación se indican los principales parámetros de la postura estática del modelo y sus valores recomendados:

α_s – ángulo estático de ataque del ala – ángulo de desviación de la cuerda del perfil del ala respecto al plano horizontal (en vista lateral),

$\alpha_s = \alpha_0 + (0^\circ - 2^\circ)$, donde α_0 es el ángulo de desviación de la cuerda del perfil del ala respecto al plano horizontal con sustentación nula,

$\alpha_0 = 0^\circ$ para perfiles simétricos; $\alpha_0 < 0^\circ$ para perfiles sustentadores.

β_s – ángulo estático de guiñada del fuselaje – ángulo de desviación del eje del fuselaje respecto a la perpendicular a la línea que une el centro de gravedad y el centro de las guías extremas de los hilos de mando (en planta),

$\beta_s < 0^\circ$ – viene dado por la posición del centro de las guías extremas respecto al eje z' – véase fig. 2.21.

Nota: β_s tiene, en el sistema de coordenadas elegido, siempre un valor negativo, si la parte del morro del modelo apunta hacia fuera del círculo de vuelo.

γ_s – ángulo estático de inclinación del ala – ángulo de desviación del plano del ala respecto al plano horizontal (visto desde atrás); $\gamma_s = 0^\circ$.

hTs – altura estática del centro de gravedad sobre el suelo; hTs debe elegirse mínima, considerando el diámetro de la hélice y la amortiguación del tren (en vista lateral).

ζ_{Hs} – ángulo estático de inclinación del tren principal – ángulo de desviación de la línea que une el centro de gravedad y el eje de rotación de las ruedas del tren principal respecto a la vertical; $\zeta_{Hs} = 5^\circ - 10^\circ$.

ζ_{Ps} – ángulo estático de inclinación del tren auxiliar – ángulo de desviación de la línea que une el centro de gravedad y el eje de rotación de la rueda del tren auxiliar respecto a la vertical; $\zeta_{Ps} = 60^\circ - 80^\circ$.

ξ_{Hs} – ángulo estático de vía del tren principal – ángulo de desviación de la línea que une el centro de gravedad y el punto de contacto de la rueda del tren principal respecto a la vertical; $\xi_{Hs} = 45^\circ - 60^\circ$.

Los principales parámetros de la geometría de rodadura estática de las ruedas del tren de aterrizaje son los siguientes:

ϕ_{Hs} – ángulo estático de guiñada de las ruedas del tren principal – ángulo de desviación del eje de rotación de las ruedas respecto a la línea que une sus puntos de contacto y el centro del círculo de vuelo,

$\beta_s < \phi_{Hs} < 0$; en caso de que los ejes de rotación de las ruedas sean paralelos al eje z' , las ruedas guiñarán hacia fuera del círculo de vuelo y las fuerzas de rozamiento harán girar el modelo, alrededor del centro de gravedad, hacia el círculo,

ϕ_{Ps} – ángulo estático de guiñada de la rueda del tren auxiliar – ángulo de desviación del eje de rotación de la rueda del tren auxiliar respecto a la línea que une su punto de contacto y el centro del círculo de vuelo,

$\phi_{Ps} < \beta_s < \phi_{Hs} < 0$; en caso de que el eje de rotación de la rueda sea paralelo al eje z' , la rueda guiñará hacia fuera del círculo de vuelo y la fuerza de rozamiento hará girar el modelo, alrededor del centro de gravedad, hacia fuera del círculo de vuelo, es decir, en sentido contrario al de las ruedas del tren principal.

Los parámetros estáticos mencionados irán cambiando progresivamente durante el rodaje del modelo por tierra, hasta que el modelo alcance los parámetros de despegue. Para que este cambio sea continuo (sin saltos) deben cumplirse determinadas condiciones.

En vista lateral, el ángulo estático de ataque α_s cambiará al ángulo de ataque de despegue α_v . En este proceso pueden darse los siguientes casos:

$\alpha_s < \alpha_0$ – si el ángulo estático de ataque es menor que el ángulo de ataque con sustentación nula α_0 , entonces la fuerza aerodinámica creciente en el ala presionará el modelo contra el suelo, y el

despegue del modelo se producirá de forma brusca, tras una deflexión repentina del timón de profundidad (el modelo "sale disparado" del suelo),

$\alpha_s = \alpha_0$ – si el ángulo estático de ataque coincide con el ángulo de ataque con sustentación nula, entonces la fuerza aerodinámica en el ala será nula y el despegue del modelo se producirá tras la deflexión del timón de profundidad de forma más fácil y fluida que en el caso anterior,

$\alpha_0 < \alpha_s \leq \alpha_v$ – si el ángulo estático de ataque es mayor que el ángulo de ataque con sustentación nula, pero menor o igual al ángulo de ataque de despegue, entonces la fuerza aerodinámica creciente en el ala aligerará el modelo y el despegue se producirá de forma fluida; con $\alpha_s \approx \alpha_v$, el modelo tenderá a saltar sobre las irregularidades del terreno, especialmente en las últimas fases del rodaje,

$\alpha_s > \alpha_v$ – si el ángulo estático de ataque es mayor que el ángulo de ataque de despegue, entonces la fuerza aerodinámica creciente en el ala alcanzará el valor de despegue a una velocidad menor que la velocidad de despegue, y el modelo tenderá, en las últimas fases del rodaje, a despegar por sí solo, sin deflexión del timón de profundidad, despegando primero el tren principal, con lo cual se reduce el ángulo de ataque del ala.

En vista en planta, el ángulo estático de guiñada β_s cambiará, con la velocidad creciente del modelo, al ángulo de guiñada de despegue β_v , que en nuestro caso es nulo, dado que se trata de un modelo con posición neutra en planta de vuelo.

En el cambio de β_s a β_v pueden darse los siguientes casos:

$\alpha_s < \alpha_0$ – las fuerzas de rozamiento de las ruedas guiñando mantendrán el modelo en el ángulo estático de guiñada β_s hasta el momento en que el modelo despegue, tras una deflexión repentina del timón de profundidad; en ese momento, β_s cambiará bruscamente a β_v y el modelo oscilará alrededor de esta posición de equilibrio hacia el círculo de vuelo en un valor β_s ,

$\alpha_0 \leq \alpha_s \leq \alpha_v$ – el cambio de β_s a β_v será fluido,

$\alpha_s > \alpha_v$ – el cambio de β_s a β_v será fluido hasta que, en la última fase del rodaje, comience a elevarse el tren principal del suelo. En ese momento, la fuerza de rozamiento de la rueda delantera guiñando comenzará a aumentar ligeramente el ángulo de guiñada del fuselaje, y esta guiñada irá disminuyendo de nuevo con la velocidad creciente del modelo, hasta el valor β_v . Sobre una superficie irregular, los cambios de guiñada del fuselaje serán más intensos.

Al mismo tiempo, con el cambio de β_s a β_v cambiarán también los ángulos estáticos de guiñada de las ruedas ϕ_H s y ϕ_P s a los ángulos de guiñada de despegue ϕ_{Hv} y ϕ_{Pv} , en un valor $\beta_s - \beta_v$. Las ruedas del tren principal guiñarán hacia el círculo de vuelo, y la rueda del tren auxiliar hacia fuera del círculo de vuelo. Las fuerzas de rozamiento de las ruedas harán girar el modelo, de forma coincidente, alrededor del centro de gravedad, hacia fuera del círculo de vuelo.

En vista posterior, con la velocidad creciente del modelo cambiará el ángulo estático de inclinación del ala γ_s al ángulo de inclinación de despegue γ_v .

Si $\gamma_s = 0^\circ$, al cambiar γ_s a γ_v pueden darse los siguientes casos:

$\alpha_s < \alpha_0$ – la fuerza aerodinámica en el ala presionará el modelo contra el suelo y lo mantendrá, al mismo tiempo, en el ángulo estático de inclinación $\gamma_s = 0$ hasta el momento en que el modelo despegue tras la deflexión repentina del timón de profundidad. En ese momento, γ_s cambiará bruscamente a γ_v y el modelo oscilará alrededor de esta posición de equilibrio en un valor γ_s .

$\alpha_0 \leq \alpha_s \leq \alpha_v$ – el cambio de γ_s a γ_v será fluido, ya que la fuerza centrífuga creciente de la masa del modelo (acción) y la tracción del modelo sobre los hilos (reacción) generarán un momento que irá aumentando progresivamente el ángulo de inclinación hasta el valor γ_v . Al mismo tiempo, la rueda del tren principal ubicada hacia el centro del círculo de vuelo — la izquierda — se descargará más rápido que la rueda exterior — la derecha.

$\alpha_s > \alpha_v$ – el cambio de γ_s a γ_v será fluido, y el ángulo de inclinación cambiará más rápido que en el caso anterior, ya que la fuerza de sustentación también aumentará más rápidamente con el cambio de velocidad del modelo, y el modelo alcanzará el valor γ_v aún antes del despegue.

En el caso de que $\gamma_s = \gamma_v$ ($\gamma_v = 2^\circ - 3^\circ$), el modelo no cambiará el ángulo de inclinación y durante el despegue. Este estado puede lograrse haciendo que las patas del tren principal tengan longitudes diferentes. Sin embargo, tal intervención tendrá un efecto estético desfavorable. Otra posibilidad es adaptar la altura de la manija de mando respecto al suelo, de manera que, al despegar el modelo, el aeromodelista esté en cuclillas.

El análisis anterior de la evolución del ángulo de inclinación del modelo durante el despegue es válido únicamente en el caso de que el ángulo de vía del tren principal ξ_H s sea mayor que el ángulo de rozamiento de las ruedas guiñando sobre la superficie de despegue:

$$\xi H_s > \arctan \mu$$

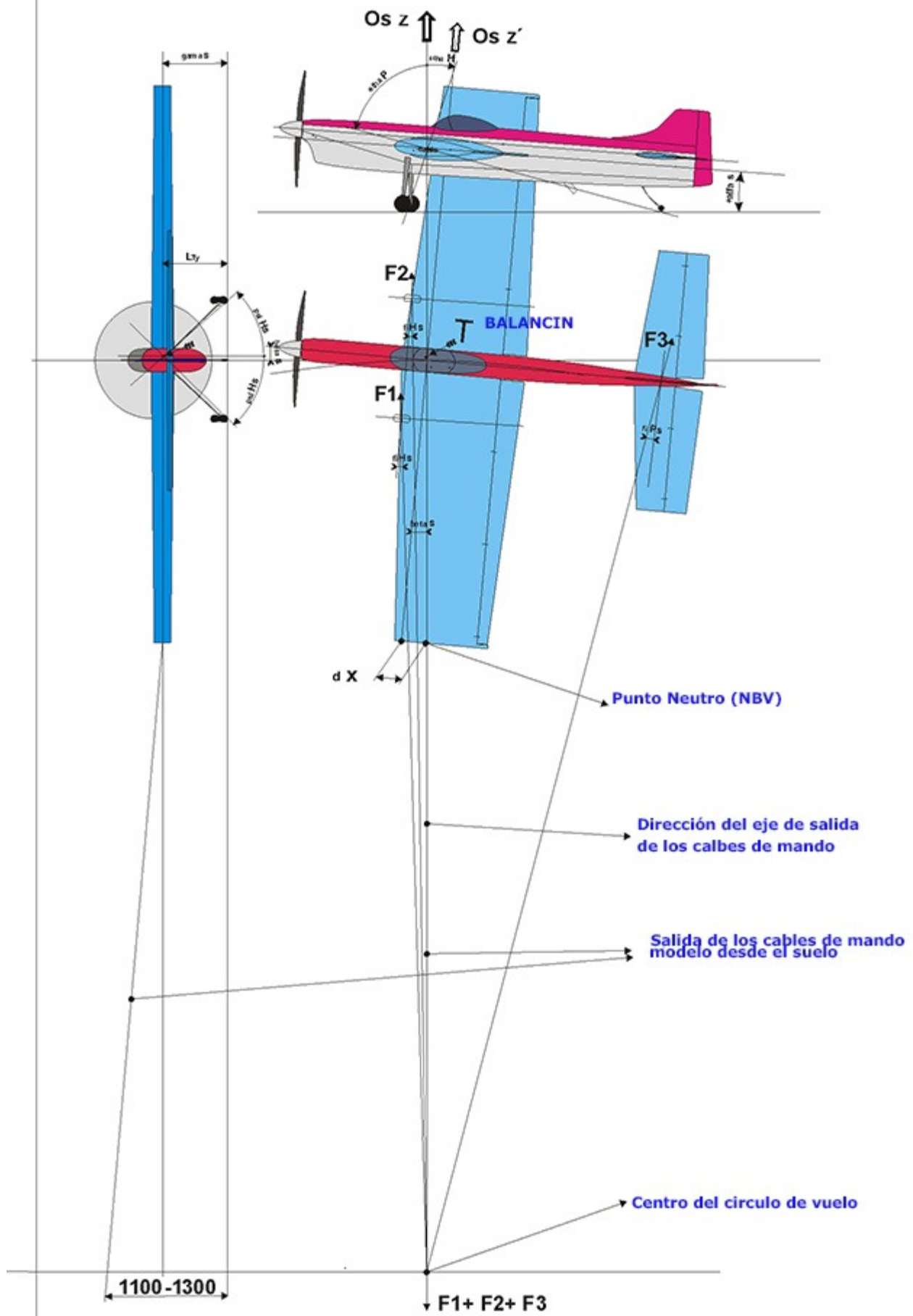
donde: μ es el coeficiente de rozamiento por deslizamiento del material de la rueda sobre la superficie de despegue.

Ejemplo: si el coeficiente de rozamiento entre la goma y el asfalto limpio es $\mu = 1,0$, entonces debe cumplirse:

$$\xi H_s > 45^\circ$$

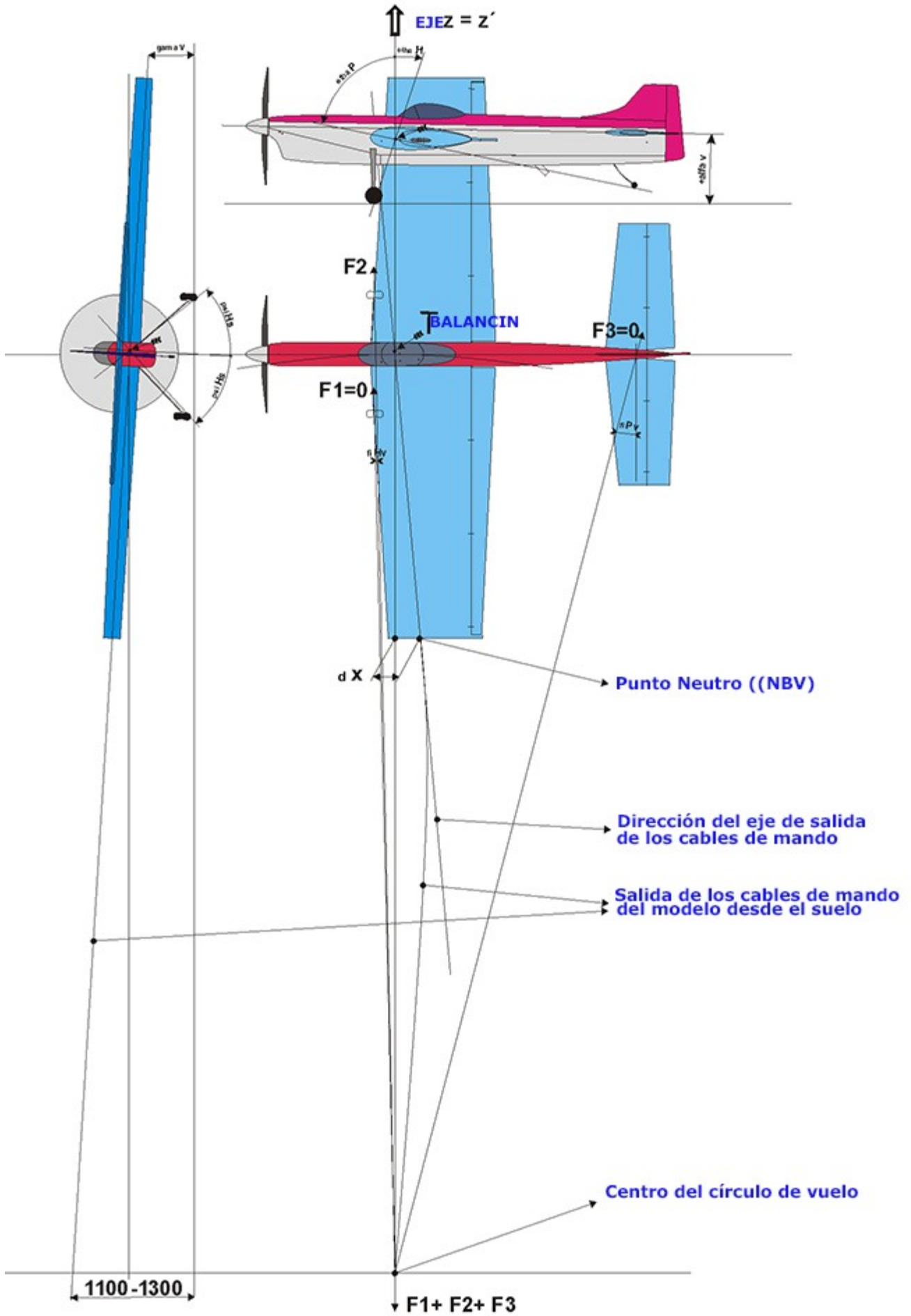
Si se cumple que $\xi H_s \leq \arctan \mu$, la suma de la fuerza de rozamiento de las ruedas del tren (acción) y la tracción del modelo sobre los hilos (reacción) inclinará el modelo hacia el círculo, y será negativo y el modelo volcará. El vuelco solo puede evitarse despegando y aterrizando con el modelo sobre una superficie con bajo coeficiente de rozamiento (hormigón, asfalto empolvado, escoria, ceniza volcánica), o empleando en la cubierta de las ruedas un material con menor coeficiente de rozamiento.

2.30a



POSICION DEL MODELO AL INICIO DEL DESPEGUE
(Tren con rueda trasera)

2.30b



POSICION DEL MODELO DURANTE EL DESPEGUE (Tren con rueda trasera)

2.1.6.2.2 Ubicación y geometría de rodadura del tren de aterrizaje con rueda trasera

En las figs. 2.30a y 2,30b se representan las posiciones estática y de despegue, así como la geometría de rodadura, del tren de aterrizaje de un modelo con tren de dos ruedas y posición neutra de vuelo.

A continuación se indican únicamente los valores recomendados de los parámetros de la postura estática del modelo, ya que las definiciones de los parámetros se indican en el capítulo anterior.

$$\alpha_s = \alpha_0 + (2^\circ - 6^\circ),$$

$\beta_s < 0$ – viene dado por la posición del centro de las guías extremas respecto al eje z' – véase fig. 2.21,

$$\gamma_s = 0^\circ,$$

h_{TS} – debe elegirse un valor mínimo, considerando el diámetro de la hélice y la amortiguación del tren, con el ángulo de ataque de despegue α_v ,

$\zeta_{Hs} = 20^\circ - 30^\circ$ para modelos escolares y superficie de despegue de hierba, $= 10^\circ - 20^\circ$ para modelos de competición y superficie de despegue lisa,

ζ_{Hs} – no se indica; se elige la altura de la parte de cola del fuselaje sobre el suelo, considerando α_s ,

$$\xi_{Hs} = 45^\circ - 60^\circ.$$

Valores de los principales parámetros de la geometría de rodadura estática de las ruedas del tren de aterrizaje:

$\phi_{Hs} < \beta_s < 0$ – en caso de que los ejes de rotación de las ruedas sean paralelos al eje z' , las ruedas del tren principal guiñarán hacia fuera del círculo de vuelo, y la fuerza de rozamiento de las ruedas guiñando hará girar el modelo, alrededor del centro de gravedad, hacia fuera del círculo de vuelo,

$0 < \phi_{Ps}$ – en caso de que el eje de rotación de la rueda sea paralelo al eje z' , la rueda del tren auxiliar guiñará, en la mayoría de los casos, hacia fuera del círculo de vuelo, y la fuerza de rozamiento de la rueda guiñando hará girar el modelo, alrededor del centro de gravedad, hacia el círculo de vuelo.

Los parámetros estáticos mencionados irán cambiando progresivamente durante el rodaje del modelo por tierra, hasta que el modelo alcance los parámetros de despegue. Para que este cambio sea continuo (sin saltos) deben cumplirse determinadas condiciones.

En vista lateral, el ángulo estático de ataque α_s cambiará al ángulo de ataque de despegue α_v . En este proceso pueden darse los siguientes casos:

$\alpha_s < \alpha_0$ – si el ángulo estático de ataque es menor que el ángulo de ataque con sustentación nula α_0 , entonces la fuerza aerodinámica creciente en el ala presionará el modelo contra el suelo y el modelo no despegará ni siquiera tras la deflexión repentina del timón de profundidad (en caso de tren auxiliar rígido),

$\alpha_s = \alpha_0$ – si el ángulo estático de ataque coincide con el ángulo de ataque con sustentación nula, entonces la fuerza aerodinámica en el ala será nula y el despegue del modelo solo se producirá tras la deflexión repentina del timón de profundidad (el modelo “sale disparado” del suelo),

$\alpha_0 < \alpha_s < \alpha_v$ – si el ángulo estático de ataque es mayor que el ángulo de ataque con sustentación nula, pero menor que el ángulo de ataque de despegue, entonces la fuerza aerodinámica creciente en el ala aligerará el modelo y el despegue se producirá con más facilidad que en el caso $\alpha_s = \alpha_0$,

$\alpha_s \geq \alpha_v$ – si el ángulo estático de ataque es igual o mayor que el ángulo de ataque de despegue, entonces la fuerza aerodinámica creciente en el ala alcanzará el valor de despegue a una velocidad menor que la de despegue, y el modelo tenderá, en las últimas fases del rodaje, a despegar por sí solo, sin deflexión del timón de profundidad, despegando primero el tren auxiliar, con lo cual se reduce el ángulo de ataque del ala. Tras la deflexión del timón de profundidad, el modelo despegará de forma fluida.

En vista en planta, con la velocidad creciente del modelo cambiará el ángulo estático de guiñada β_s al ángulo de guiñada de despegue β_v .

En el cambio de β_s a β_v pueden darse los siguientes casos:

$\alpha_s < \alpha_0$ – las fuerzas de rozamiento de las ruedas guiñando mantendrán al modelo de forma permanente en el ángulo estático de guiñada β_s (el modelo no despegará),

$\alpha_0 \leq \alpha_s \leq \alpha_v$ – el cambio de β_s a β_v será fluido,

$\alpha_s > \alpha_v$ – el cambio de β_s a β_v será fluido y el ángulo de guiñada alcanzará el valor de despegue antes de que la velocidad del modelo alcance el valor de la velocidad de despegue.

Al mismo tiempo, con el cambio de β_s a β_v cambiarán también los ángulos estáticos de guiñada de las ruedas ϕ_{Hs} y ϕ_{Ps} a los ángulos de guiñada de despegue ϕ_{Hv} y ϕ_{Pv} , en un valor $\beta_s - \beta_v$. Las ruedas del tren principal guiñarán hacia fuera del círculo de vuelo y la rueda del tren auxiliar hacia el círculo de vuelo. Las fuerzas de rozamiento de las ruedas harán girar el modelo, simultáneamente, alrededor del centro de gravedad, hacia fuera del círculo de vuelo (de forma coincidente con el tren de tres ruedas).

En vista posterior, con la velocidad creciente del modelo cambiará el ángulo estático de inclinación del ala γ_s al ángulo de inclinación de despegue γ_v .

Si $\gamma_s = 0^\circ$, al cambiar γ_s a γ_v pueden darse los siguientes casos:

$\alpha_s < \alpha_0$ – la fuerza aerodinámica en el ala presionará el modelo contra el suelo y lo mantendrá, al mismo tiempo, en el ángulo estático de inclinación $\gamma_s = 0$ (el modelo no despegará),

$\alpha_0 \leq \alpha_s \leq \alpha_v$ – el cambio de γ_s a γ_v será fluido, ya que la fuerza centrífuga creciente de la masa del modelo (acción) y la tracción del modelo sobre los hilos (reacción) generarán un momento que irá aumentando progresivamente el ángulo de inclinación del ala. Al mismo tiempo, la rueda del tren principal ubicada hacia el centro del círculo de vuelo — la izquierda — se descargará más rápido que la rueda exterior — la derecha,

$\alpha_s > \alpha_v$ – el cambio de γ_s a γ_v será fluido, aunque el ángulo de inclinación cambiará más rápido que en el caso anterior, y el modelo alcanzará el valor γ_v aún antes del despegue.

En el caso de que $\gamma_s = \gamma_v$ ($\gamma_v = 2^\circ - 3^\circ$), el modelo no cambiará el ángulo de inclinación y durante el despegue. Este estado puede lograrse haciendo que las patas del tren principal tengan longitudes diferentes. Sin embargo, tal intervención tendrá un efecto estético desfavorable. Otra posibilidad es adaptar la altura de la manija de mando respecto al suelo, de manera que, al despegar el modelo, el aeromodelista esté en cuclillas.

El análisis anterior de la evolución del ángulo de inclinación del modelo durante el despegue es válido únicamente en el caso de que el ángulo de vía del tren principal ξ_{Hs} sea mayor que el ángulo de rozamiento de las ruedas guiñando sobre la superficie de despegue.

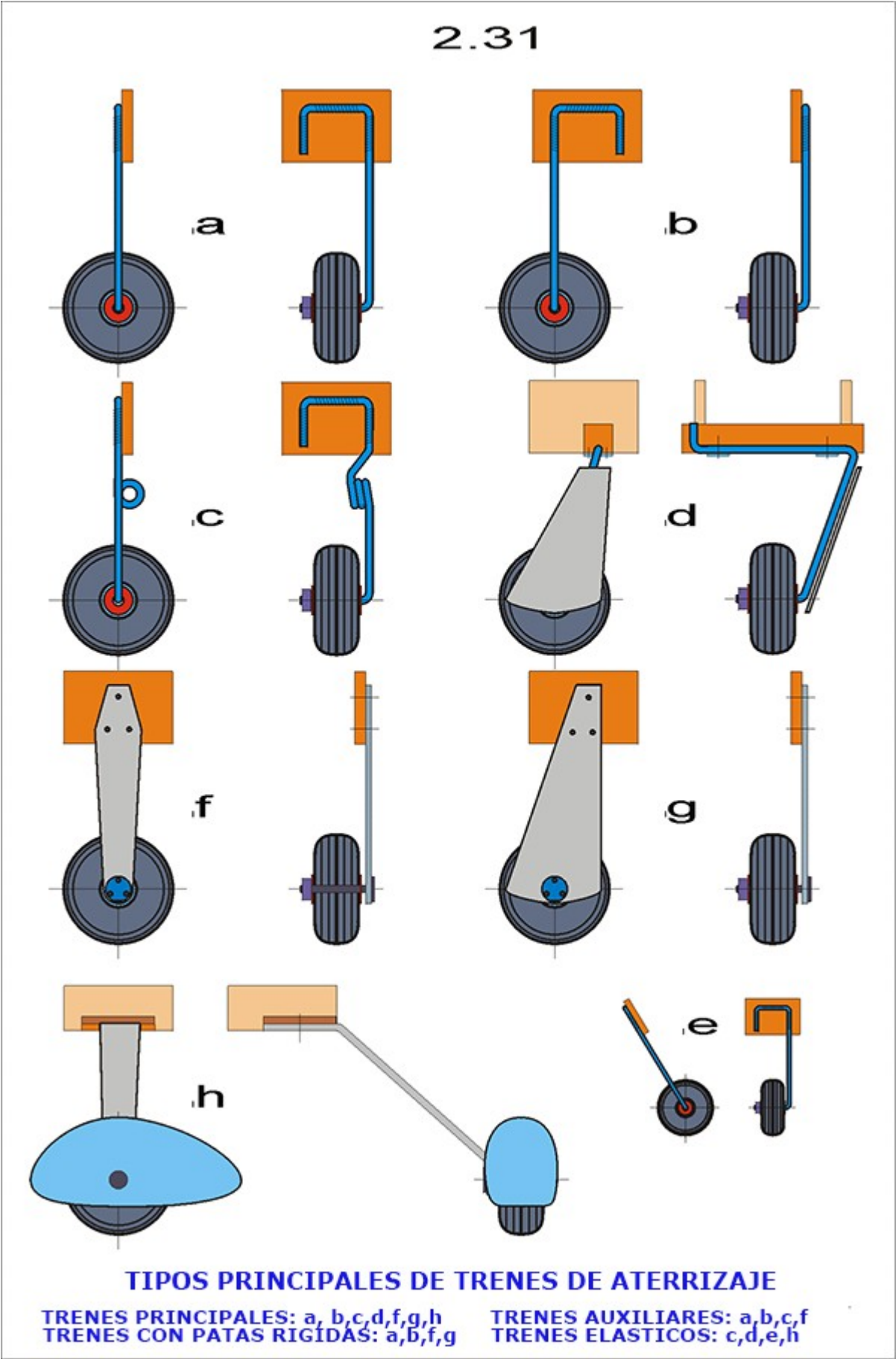
Valoración

Comparando las diferencias en los intervalos de las condiciones límite necesarias para garantizar un rodaje y un despegue fluidos del modelo de vuelo circular, resulta evidente que el tren de aterrizaje con rueda trasera es más ventajoso que el tren de aterrizaje con rueda delantera. La ventaja se deriva del hecho de que los valores óptimos de la postura estática pueden abarcar un rango mayor y, por tanto, son más fáciles de alcanzar.

El inconveniente del tren de aterrizaje con rueda trasera es, en caso de un ángulo ζ_{Hs} pequeño, la propensión del modelo a volcar en la primera fase del rodaje. En caso de un ángulo ζ_{Hs} grande, en cambio, el modelo es propenso a rebotar tras el primer contacto del tren con el suelo.

2.1.6.3 Construcción y realización de taller del tren de aterrizaje fijo permanentemente instalado

Como ya se ha dicho en el capítulo 2.1.6.1, el tren de aterrizaje fijo permanentemente instalado se compone de un tren principal y de un tren auxiliar. Los tipos básicos de estructura del tren principal y del auxiliar se muestran en la fig. 2.31.



Los principales elementos constructivos son las patas y las ruedas, unidas entre sí de forma giratoria mediante pernos.

Si la pata del tren prácticamente no cambia sus dimensiones ni su forma bajo carga, hablamos de tren de patas rígidas (a, b, f, g). En este tipo de estructura, toda la energía de la componente vertical de la velocidad del modelo al aterrizar debe ser absorbida por la parte elástica de la rueda: el neumático. La estructura del modelo queda sometida a grandes fuerzas y, por ello, este tipo de estructura se emplea solo en modelos ligeros y al volar sobre una superficie lisa.

Resulta especialmente peligroso anclar este tipo de patas en el ala del modelo, ya que un aterrizaje brusco o el paso de la rueda sobre una irregularidad importante del terreno puede provocar daños graves en el modelo.

Si la pata del tren cambia sus dimensiones y su forma bajo carga, hablamos de tren de patas elásticas (c, d, h, e). En este tipo de estructura, la mayor parte de la energía de la componente vertical de la velocidad del modelo al aterrizar debe ser absorbida por la parte elástica de la pata del tren mediante su deformación elástica. La forma de las patas del tren debe diseñarse, en este caso, de manera que las fuerzas de carga puedan deformar las patas del tren por flexión (c, h, e) o por torsión (d).

En los modelos de la categoría F4B se emplean habitualmente patas de tren telescópicas, cuya elasticidad la garantizan los elementos telescópicos. Su función suele corresponder a la función de los trenes de aterrizaje de las aeronaves reales, incluido el mecanismo de frenado y de retracción hacia el ala o el fuselaje del modelo.

Las construcciones más sencillas de fabricar y más ligeras en cuanto a masa son los trenes con patas de alambre de acero para muelles, fig. 2.31 a-e. El diámetro del alambre se elige considerando la carga y la rigidez, o elasticidad, requeridas de la pata, en el rango de 1,5 a 3,5 mm. Un extremo de la pata forma, al mismo tiempo, el eje de la rueda, que queda asegurada contra la salida mediante arandelas soldadas o anillos metálicos con tornillos de fijación ("gusanos"). El otro extremo de la pata se fija sobre un refuerzo de contrachapado del fuselaje o del ala, atándolo con alambre de atado de acero blando de ϕ 0,2 – 0,4 mm y pegándolo con adhesivo epóxico bicomponente (a, b, c, e). En caso de que parte de la pata forme una barra elástica deformable por torsión (d), la pata se aloja en una ranura de un taco de madera dura (haya, carpe...) y se asegura contra la salida mediante placas atornilladas. El momento de torsión se absorbe, en este caso, mediante el extremo doblado de la pata, introducido en un orificio del taco. Las propiedades estéticas de este tipo de tren pueden mejorarse mediante carenados adicionales fijados a las patas (d).

La segunda construcción más empleada son los trenes con patas realizadas en chapa de duraluminio (f, g, h). Se emplean exclusivamente para el tren principal. Aunque las patas son más complejas de fabricar y algo más pesadas que las de alambre, presentan también algunas ventajas:

- un modo más sencillo de unión con la estructura de el fuselaje y una menor sollicitación específica de dicha unión,
- la posibilidad de variar de forma continua la resistencia y la rigidez cambiando la sección de la pata,
- la posibilidad de resolver de forma sencilla la deformación del tren (h),
- la posibilidad de resolver de forma sencilla el aspecto estético (g).

La unión giratoria entre la rueda y la pata la garantiza un perno de acero, cuya brida está remachada a la pata de chapa. El aseguramiento de la rueda se resuelve de forma similar a la pata de alambre, o mediante tuerca o pasador. En algunos casos, para mejorar las propiedades aerodinámicas y estéticas, la rueda se cubre con un carenado aerodinámico de laminado o de balsa (h). La fijación del carenado a la pata del tren debe resolverse de manera que se permita el montaje y el desmontaje de la rueda. Al mismo tiempo, debe garantizarse un juego suficiente entre el neumático y el carenado, así como con la pata, que permita el giro libre de la rueda incluso con deformaciones extremas producidas por fuerzas radiales (verticales) y axiales (de rozamiento), que surgen por el rozamiento de la rueda guiñando sobre la superficie de rodaje.

Esta obra tiene continuación en la Parte II: capítulo "2.2 Sistema de propulsión"