



Los secretos del "Mig-15" ruso, al descubierto

Por BEN S. LEE

(De *Aviation Week*.)

El caza de reacción ruso Mig-15 desarrolla una velocidad máxima de 584 nudos (1.075 kilómetros/hora).

Su velocidad de subida, por otra parte, es sensacional: 10.400 pies por minuto (3.120 metros/minuto) al nivel del mar.

Estos datos y otros detalles ciertos sobre el pequeño y rápido avión ruso, que casi diariamente se enfrenta sobre Corea con los North American F-86 "Sabre" de primera línea de la USAF, han sido recogidos por "Aviation Week", tomándolos de una evaluación oficial hecha por la USAF de un Mig-15 cogido al enemigo y de su turbo-reactor tipo "Nene", de fabricación rusa.

Este análisis ha sido realizado por cuenta de la USAF por ingenieros de la División de Aviones de la Pratt and Whitney; de la United Aircraft Corporation de East Hartford, Connecticut; especialistas técnicos de la Base Aérea de Wright-Patterson, en Ohio; de los Laboratorios Aeronáuticos Cornell, de Buffalo, Nueva York y de otros varios organismos de investigación patrocinados por el Gobierno americano.

Mayor empuje.—Existen tres versiones del Mig-15, de fabricación rusa, operando en Corea contra las fuerzas de las Naciones Unidas. Su configuración externa no varía, pero el empuje desarrollado por el último

modelo se ha incrementado, mediante perfeccionamientos introducidos en el motor, en unas 1.000 libras (unos 450 kg.). Dos de las versiones son de caza diurna, incorporando la tercera un equipo de radar para operaciones nocturnas y con todo tiempo.

Estos últimos Mig-15 van impulsados por versiones rusas del primitivo Rolls-Royce "Nene" británico, que desarrolla 5.000 libras de empuje (2.268 kg.). Los ingenieros rusos se las han arreglado para obtener del modelo original británico unas 1.000 libras más de empuje, elevando el total a 6.000 libras (2.721 kg.), sin inyección de agua y al nivel del mar. Con inyección de agua este empuje total se eleva a 6.750 libras (3.041 kg.).

El Mig-15, a que se refiere este análisis, fué construido en 1948 en Zabod, 1, Kuybyshev. La "copia" rusa del motor británico ha sido rebautizada por los fabricantes soviéticos con la designación de RD-45. Se sabe que sobre el Yalu han operado aviones con versiones más potentes del mismo motor.

Desde el punto de vista mecánico, los técnicos en investigaciones se han mostrado de acuerdo en que la fabricación de todas las piezas del motor, con excepción de las sujeciones de las palas de la turbina, se ajusta a las del "Nene". Sin embargo, estos mismos técnicos añaden que los rusos están en condiciones de alcanzar éxito, utilizando personal propio, en nuevos perfeccionamientos en el campo de los motores de turbina de gas.

Calidad excelente.—Otro indicio de la alta opinión que los especialistas americanos tienen de la ingeniería rusa y de sus técnicas de producción lo constituye el siguiente comentario de un destacado portavoz de la USAF, quien señala que "la habilidad técnica soviética, reflejada por la forma en que están construidas las piezas del turborreactor del Mig-15, es muy elevada, de excelente calidad y, en muchos casos, comparable a la práctica y niveles alcanzados en los Estados Unidos".

En 1948, tanto la Rolls-Royce como la Pratt and Whitney, construyeron versiones ampliadas del "Nene", que designaron con

el nombre de "Tay" y "J-48". Ambos motores alcanzan, según datos facilitados anteriormente, un empuje máximo de 6.250 libras (2.831 kg.) sin inyección de agua. El motor del Mig-15 se aproxima mucho a los perfeccionamientos británico y americano del "Nene" original; pero la forma en que se ha llevado a cabo este perfeccionamiento ha seguido caminos notablemente distintos. Esto es prueba de haberse atacado el problema de distinta forma, resultado evidente de una labor soviética independiente.

El perfeccionamiento ruso del "Nene", según revela el referido análisis de la USAF, logró obtener una superficie de un 15 por 100 mayor para las cámaras de combustión en conjunto, presentando además las palas de la turbina mayor longitud y cuerda; el examen reveló asimismo que el área final de la tobera del grupo motor ruso es superior en un 30 por 100 a la de los componentes análogos del J-42, la versión primitiva del "Nene" debida a la Pratt and Whitney. Los ingenieros rusos fueron capaces de aumentar la sección de paso de los gases sin incrementar el diámetro total de 50 pulgadas (127 cm.) del modelo original británico.

Materiales análogos.—Los materiales utilizados en la fabricación del motor ruso son análogos a los utilizados en el "Tay", de la Rolls-Royce, y en el J-48, de la Pratt and Whitney. Las palas de la turbina son de la aleación de acero inoxidable conocida con el nombre de Nimonic 80, en tanto que los inyectores y los álabes directores son de Nimonic 75. Los elementos de sujeción de las palas son de acero inoxidable estabilizado con titanio.

Es más, el empleo de este material en los quemadores y álabes de turbina hace posible que el motor funcione a temperaturas de entrada en la turbina de 1.550-1.600 grados F.

El análisis de las cámaras de combustión del motor ruso, según explican los representantes de la Fuerza Aérea, pone de manifiesto que los ingenieros soviéticos han combinado una considerable iniciativa propia con sus conocidos procedimientos de copia y duplicación del material ajeno. Según

se reconoce, el examen de la construcción de este elemento del motor revela que los rusos han superado un problema de proyecto que, hasta hace poco, había constituido un obstáculo virtualmente insuperable en Inglaterra y Estados Unidos.

La innovación rusa consiste en la introducción de un aro adicional de perforaciones inmediatamente detrás de la zona primaria de la cámara de combustión, destinado a incrementar la difusión del aire.

Técnicas de soldadura.—El análisis de las técnicas y procedimientos de soldadura empleados por los rusos—dice el informe—revela que los fabricantes se han mostrado especialmente expertos en la soldadura de resistencia. Especialmente se ha observado “una sorprendente calidad lograda al soldar tres espesores”.

El peso del motor soviético es de 2.000 libras aproximadamente (unos 900 kilogramos). El peso del Pratt and Whitney J-48 viene a ser aproximadamente el mismo. El primitivo “Nene” pesaba 1.715 libras (776 kilogramos).

El consumo específico de combustible del reactor soviético es de 1,14 kg. por kg. de empuje y hora. El informe dice que el motor analizado no llevaba postquemador. No obstante, se observó que la longitud y diámetro de la tobera de cola presentaban amplitud suficiente para poder utilizar un postquemador de corta longitud, que habría incrementado el empuje total en unas 1.000 libras (450 kilogramos aproximadamente).

Radio de combate.—Oficiales del Servicio de Información de la Fuerza Aérea dijeron ya a “Aviation Week” (junio, 11, 1951), que el motor del Mig-15 podía proporcionar aproximadamente un 25 por 100 más de empuje que el que ha desarrollado hasta la fecha. El informe que nos ocupa incluye este dato.

NOTA DEL EDITOR.—Ciertas conjeturas, nacidas en fuentes extraoficiales, han dado origen a la noticia de que la versión más pesada del motor del Mig-15 se debía a un considerable incremento del radio de com-

bate y autonomía de éste. La autonomía queda determinada principalmente por la configuración del avión. En un caza ruso más potente esto significaría solamente que el avión podría conseguir su máxima autonomía a altura más elevada.

En materia de proyecto de aviones, y en la de sus “performances” subsiguientes, es axiomático que la ventaja que se obtiene en cuanto a determinada característica, se consigue generalmente a costa de otra característica ventajosa.

Por ejemplo, el Gobierno ruso se preocupa, al parecer, bastante menos de la seguridad y comodidad de sus pilotos que de la “performances” de sus cazas. Durante la segunda guerra mundial, de los 13.000 Bell P-39 “Aircobra” que se fabricaron aproximadamente, más de la mitad fueron enviados a Rusia, en aquel tiempo nuestro aliado, al amparo del programa de Préstamos y Arriendos. Los rusos descartaron la plancha de blindaje, redujeron el número de ametralladoras y suprimieron considerable número de instrumentos, considerados en los Estados Unidos como necesarios para la actuación y seguridad del piloto.

Resultado de ello fué un ahorro neto de más de tonelada y media de peso, y que el caza que la Fuerza Aérea americana había comenzado a considerar como de segunda fila, se convirtiera en un arma más que suficiente para hacer frente a cualquier avión que los alemanes pudieran colocar en su frente Oriental contra los rojos.

Comparación de pesos.—Esto es igualmente cierto hoy en día refiriéndonos a los Mig comunistas que combaten sobre Corea. Aunque esencialmente análogos a nuestros North American F-86A y E, en cuanto a dimensiones y potencia, por lo que respecta a la “performance”, el Mig-15 supera aún en muchos aspectos al F-86. Esto se debe a que el caza americano se encuentra equipado con una serie de aparatos considerados por las autoridades militares como necesarios para la actuación y seguridad del piloto en su vuelo y que suman casi dos toneladas de peso. El Mig-15 pesa aproximadamente 12.500 libras (5.662 kilogramos), en

tanto que el F-86A pesa 16.500 libras (7.474 kilogramos).

El problema del peso de los accesorios, en pugna con las "performances" es, en los aviones americanos, un problema intrincado.

Los Estados Unidos valoran muy alto, y con razón, la vida de sus combatientes. Y, sin embargo, va a ser preciso tener que trazar una línea límite en cuanto a la incorporación de todos estos accesorios.

Como ha dicho un portavoz del Departamento de Defensa: "Estamos haciendo tan seguros nuestros aviones para el piloto, que lo estamos matando." Efectivamente, hoy en día, en el combate aéreo, la velocidad y las "performances" son el todo. En el aire, el combate ha venido a convertirse casi en una cuestión de disparar una sola vez. Con velocidades de aproximación en el combate aéreo que superan ya las 1.400 millas por hora (2.240 kilómetros), el blindaje usual viene a resultar prácticamente inútil. A tales velocidades, si se logra un impacto, el blindaje servirá de muy poco al piloto.

En general, las dimensiones del Mig-15 son inferiores ligeramente a las del F-86, por lo que respecta a envergadura y longitud del fuselaje. La envergadura del Mig es de 33 pies (10 metros), en tanto que la del F-86 es de 37 pies 1 pulgada (11,30).

Capacidad de combustible.—Aquí termina, sin embargo, esta semejanza general, ya que, pesando el Mig mucho menos que el F-86, sus "performances" a gran altura son excelentes. La diferencia de peso proporciona al Mig alguna ventaja en cuanto a velocidad de subida, techo y capacidad maniobrera. Los veretanos que regresan de Corea dicen que los pilotos de los Mig pueden alcanzar velocidades de 585 nudos al nivel del mar en vuelo horizontal.

Estos mismos ex combatientes manifiestan que el Mig puede subir también a 9.500 pies por minuto (2.850 metros). Y añaden, que puede llegar a 30.000 pies (9.000 metros) en menos de seis minutos, siendo verdaderamente extraordinarias sus "performances" por encima de esta altura, hasta los

50.000 pies (15.000 metros) que constituyen su techo máximo.

Los primeros modelos del Mig-15 tenían una capacidad de combustible de 330 galones aproximadamente (1.249 litros), si bien los pilotos que regresan de Corea han dicho que versiones posteriores de dicho caza actuaron en aquel teatro de operaciones provistas de depósitos auxiliares lanzables, montados exteriormente en las alas. Los aviones actuales están equipados con sistemas de combustible y soportes exteriores que pueden llevar bombas o bien combustible.

Generalidades.

"El acero—dice el informe de la Fuerza Aérea—se utiliza en el Mig en muchos puntos de alta concentración de fatigas. El larguero del ala estaba construido con los cordones de acero y el alma de aluminio.

El sistema de accionamiento de los frenos y tren de aterrizaje es hidráulico. Para el caso de avería en el sistema hidráulico, y al objeto de sacar los flaps y el tren de aterrizaje, se dispone de un sistema neumático a base de aire comprimido. Los paneles del intradós del ala lleva encastres para el transporte externo de bombas o combustible suplementario. El armamento que lleva el Mig-15 lo constituyen dos cañones de 23 milímetros y uno de 37 mm.

No hay nada previsto para la instalación de IFF u otro equipo de radar—en la versión de 1948—, aunque modelos más modernos, actualmente en servicio, incluyen una cantidad considerable de equipo electrónico.

La disposición de la entrada del motor incluye un conducto hendido en la toma de aire del morro, que llega hasta más atrás del compartimiento del piloto. Inmediatamente detrás de la cabina del piloto, y ligeramente por delante de la unión del larguero delantero del ala, los dos semi-conductos se subdividen a su vez, constituyendo cuatro conductos separados que continúan prologándose hacia atrás hasta penetrar en la cámara principal.

Análisis del proyecto.

Ala.—La envergadura es de 33 pies. El espesor medio de la sección del perfil es de un 11 por 100 aproximadamente. El ala presenta una flecha de 42 grados y lleva superficies de mando normales.

Existe un equilibrado aerodinámico, instalado en los alerones. Este equilibrado se utiliza con éxito para reducir la fuerza a realizar en la palanca por el piloto. El empleo del equilibrado de presión diferencial permite una efectividad máxima de la superficie de mando, pero limita mucho el movimiento de la palanca y, por tanto, la eficacia de los alerones.

Existen dos especies de aletas para retrasar la pérdida, de cuatro pulgadas (10,2 cm.) de altura, formadas remachando juntas dos planchas de aluminio e instaladas en el extradós de cada ala, paralelamente a la línea de vuelo. Estas aletas se extienden desde el borde de ataque del ala hasta el eje de giro del flap-alerón.

Superficies de cola.—La superficie horizontal de cola, de 14 pies 10 pulgadas de envergadura (4,52 metros), presenta también una flecha de 42 grados. Lleva una plancha dentada en el punto de fijación delantero del estabilizador horizontal para permitir, estando el avión aparcado, el ajuste del ángulo de incidencia. Una plancha de acero, que actúa de peso equilibrador, va situada en la parte inferior del conjunto del timón de dirección. En el extremo superior del timón de dirección va otro peso equilibrador. Este peso equilibrador va encerrado en el interior de una camisa o manguito de líneas aerodinámicas, carenado en el estabilizador vertical.

El perfil (del plano de cola) presenta un espesor del 8 por 100 en la raíz, en el sentido de la corriente. El estabilizador utiliza una construcción semimonocasco, totalmente metálica, salvo en que esta construcción monocasco no se lleva totalmente del lado derecho al izquierdo del estabilizador. Los estabilizadores derecho e izquierdo van conectados por miembros estructurales, a través de los cuales pasa un tubo de avance y retroceso, destinado a accionar el timón de profundi-

dad. El estabilizador está constituido fundamentalmente por un larguero pesado de acero, forjado y maquinado, e instalado al 25 por 100 de la cuerda.

Proyecto estructural.

El fuselaje del Mig-15 es de construcción normal, semimonocasco, con revestimiento metálico reforzado. Sus secciones están formadas por cuadernas de aluminio troqueladas o embutidas, larguerillos embutidos y revestimiento de aluminio. El morro y la sección central, que incluyen los depósitos de combustible y el compartimiento del piloto, constituyen el conjunto delantero del fuselaje. Este conjunto termina exactamente en la intersección del larguero posterior del ala con el costado del fuselaje.

En este punto se encuentra, para la unión del ala, una estructura de sección en I, con dos cordones de acero unidos por un alma, constituida por dos planchas de aluminio atornilladas y remachadas a los cordones. La sección posterior del fuselaje queda unida a esta estructura, utilizando las mismas fijaciones que en la conexión del ala con el fuselaje.

Esto permite que la porción trasera del fuselaje pueda ser desmontada fácilmente para tener acceso al motor. Las alas van unidas a la estructura anterior mediante un sistema de doble pasador de sujeción.

El ala.—El ala está montada formando un solo conjunto, con la principal discontinuidad en el lado del fuselaje. Una discontinuidad del revestimiento aparece en el extremo exterior de los flaps de aterrizaje. El ala, más allá del tren de aterrizaje, lleva dos largueros que corren siguiendo líneas de porcentaje de cuerda constante. El larguero posterior se prolonga hasta el costado del fuselaje, y el delantero hasta el punto de giro del tren de aterrizaje.

Desde este punto en adelante, el larguero forma un ángulo hacia adelante, para dejar espacio al alojamiento de la rueda. Un tercer larguero corre diagonalmente desde un punto situado en el larguero delantero, jus-

tamente por fuera del tren de aterrizaje y perpendicular a la línea central del fuselaje.

Los largueros delantero y trasero son de aleación de aluminio de sección en I, utilizando la extrusión para los cordones superior e inferior. El larguero diagonal es parecido en su construcción a la estructura de paso ya indicada, y transmite la carga de flexión a esta estructura.

Dos pesos equilibradores de 60 libras (27 kilogramos) aproximadamente cada uno, van instalados en el borde de ataque, cerca de cada extremo del ala. Estos equilibradores se utilizan para evitar una frecuencia de vibración crítica dentro del margen disponible de velocidades del avión, incrementando la velocidad a la que se producirá esta vibración.

Estabilizador vertical. — El estabilizador vertical es bilarguero, destinado el posterior de ellos a soportar la máxima carga. Las cargas del larguero son absorbidas por el fuselaje, principalmente, a través de una pesada cuaderna de acero colocada en el fuselaje, paralelamente al larguero posterior del estabilizador vertical.

El estabilizador está fabricado con costillas de aluminio embutidas y larguerillos, con el revestimiento remachado a los miembros de la estructura. La porción inferior del larguero posterior es de acero, de sección en I, con un alma perforada para eliminar peso. La sección del estabilizador vertical, por encima del estabilizador horizontal, va unida a la sección inferior mediante pernos.

Estabilizador horizontal. — El estabilizador horizontal es de construcción tipo monolarguero y prácticamente todas las fuerzas cortantes y momentos flectores los absorbe el larguero, transmitiéndolos a la estructura instalada en el estabilizador vertical. Los momentos torsores los absorbe el larguero y el punto delantero de fijación.

Grupo motor I.

El motor del Mig-15, perfeccionado por los rusos basándose en el Rolls-Royce "Ne-

ne", británico, es conocido con la designación RD-45, cuya versión de 1948 desarrolla 5.000 libras (2.265 kilogramos). El motor es un turborreactor de flujo continuo, que incluye:

— Un compresor centrífugo de doble entrada y un solo escalón.

— Nueve cámaras de combustión, cilíndricas.

— Una turbina de reacción, de flujo axial y un solo escalón.

— Una tobera de escape.

El compresor está formado por un rotor de 28,8 pulgadas (73,15 cm.) de diámetro, con 29 álabes radiales en cada lado. El rotor y los difusores son de aluminio. Las secciones del difusor miden 17 pulgadas con 3/4 de diámetro (45,08 cm.) y van colocadas a ambos lados del rotor.

El carter del compresor es de aleación de aluminio, y consta de un conjunto delantero y otro trasero, a los que van fijadas las secciones del difusor. Remachados a los revestimientos de los nueve orificios de salida del carter trasero van nueve acodamientos de aluminio, que dirigen el aire, haciéndolo entrar en las cámaras de combustión. En la curvatura de los conductos van tres álabes escalonados, destinados a proporcionar una aceleración uniforme a lo largo de todo el acodamiento.

Cámara de combustión. — Cada uno de los conjuntos de las cámaras de combustión consiste en una cámara de combustión de acero al aluminio y de un revestimiento o forro interno, desmontable, de una aleación resistente a altas temperaturas. El combustible se inyecta a favor de la corriente mediante una tobera inyectora duplex, de combustible, que lo pulveriza. Mediante un orificio regulador, sito en el extremo delantero del revestimiento o forro interno, se admite una cierta cantidad de aire primario para formar la mezcla del combustible. La velocidad de este aire se reduce mediante un conjunto de álabes que rodean al quemador, calculados para obtener una llama estable.

El aire secundario fluye a lo largo del

espacio anular que queda entre el revestimiento o forro interno y la cámara de combustión, y es dirigido, a través de orificios, al interior de este último, para diluir la mezcla y reducir la temperatura del gas antes de que éste llegue al elemento turbina.

La inflamación de la mezcla combustible se logra mediante dos inflamadores, pequeñas unidades independientes, consistentes en un pulverizador a baja presión y una bujía de alta tensión.

Turbina.—El conjunto de la turbina está formado por un disco de 16 pulgadas de diámetro (40,6 cm.), obtenido por mecanización de una pieza forjada de acero aleado, y contiene 54 hendiduras en forma de V, a intervalos iguales, fresadas de forma que constituyen una serie de ranuras en forma de "abeto" para el montaje de las palas de la turbina. Las 54 palas de turbina, cada una con una longitud total de 5,5 pulgadas (13,9 cm.), son de un material resistente a altas temperaturas, de la variedad llamada Nimonic, y van aseguradas radialmente al disco mediante las hendiduras correspondientes, que encastran con las que aparecen en la periferia del disco de turbina.

Los accesorios del RD-45 soviético son dos bombas de combustible, una puesta en marcha eléctrica; un generador para tacómetro, un colector y filtro de aceite, un control barométrico de presión y una transmisión auxiliar de la caja de engranajes.

Grupo motor. II.—Gran parte de la descripción del motor que lleva el Mig-15, modelo 1948, es de aplicación igualmente a la versión del RD-45 cogida al enemigo en Corea, y que ha sido analizada por técnicos de la "Pratt and Whitney", quienes han afirmado que su potencia había aumentado a 6.000 libras de empuje (2.718 kgs.) al nivel del mar y sin inyección de agua, y a 6.750 libras (3.041 kgs.) con ella.

Los principales cambios se registran en las cámaras de combustión, cuya superficie es un 15 por 100 mayor, y en las palas de la turbina, que son más largas y más anchas (de mayor cuerda). La comparación con las dimensiones del "Nene" anterior revela que la pala mide media pulgada más

de longitud (1,27 cm.) y un cuarto de pulgada más de anchura (0,64 cm.). El perfil de la pala continúa siendo análogo.

Al principio del artículo ya se han indicado otras modificaciones, por lo que prescindimos de repetir las.

Cabina.—Los instrumentos de la cabina incluyen una combinación de voltímetro y amperímetro, un indicador de telebrújula, un indicador de tacómetro, un indicador de cantidad de combustible, con máxima indicación en la escala para 1.050 litros (227 galones), un manómetro de motor y, en total, 14 instrumentos para controlar las diversas luces y dispositivos secundarios.

Instrumentos.—El transmisor del indicador de la telebrújula va colocado a cinco pies (1,5 m.) hacia el interior, a contar desde el extremo del ala derecha. La esfera del indicador del tacómetro es de diámetro normal de tres pulgadas (7,6 cm.), y el generador del tacómetro se encuentra situado en la sección de accesorios del motor del tablero de control.

El indicador de volumen de aceite es de tipo de flotador, empleando un potenciómetro y un contacto deslizante que transmite un voltaje proporcional al nivel del combustible en el depósito.

El manómetro tiene tres indicadores en una sola esfera de 3 pulgadas (7,6 cm.), para indicar la presión de aceite, presión de combustible y temperatura del aceite. En la parte izquierda están situados: manillas de control de gases, "flaps" y frenos de picado; interruptores eléctricos para el sistema de encendido y puesta en marcha; mandos del sistema de extinción de incendios y mandos de volumen y sintonía del receptor de radio.

Un pequeño panel colocado en la sección delantera comprende una luz de alarma de fuego y dos pulsadores que controlan el sistema doble contra incendios. En el lado derecho están situados la mayoría de los mandos de la radio, así como las válvulas para accionar el tren de aterrizaje y los "flaps" en caso de emergencia.

Controles de vuelo.—El sistema de mando de los alerones es del tipo de varilla a través del ala. El mando penetra en el fuselaje por delante del larguero delantero del ala. Los sistemas de mando del timón de profundidad y de dirección son una combinación de varilla de torsión y de avance y retroceso en el interior del conjunto vertical de cola.

El estabilizador horizontal gira en sus conexiones con la viga principal o posterior del estabilizador vertical, de forma que, estando aparcado el avión, pueda ajustarse el ángulo de incidencia. El timón de profundidad lleva una orejeta compensadora única en el lado izquierdo, accionada eléctricamente. Los "flaps" del ala son del tipo ranurado, si bien incorporan las características del tipo "Fowler", ya que se mueven hacia atrás y hacia abajo sobre un sistema de rodillos y carril.

El accionamiento de los "flaps" es hidráulico, con un cilindro en cada semiala, que acciona a su "flap" correspondiente mediante una combinación de palancas y varillas. Los frenos de picado, situados en la parte posterior del fuselaje, se accionan hidráulicamente. Un tubo de torsión, que pasa por debajo de la tobera de escape de gases, conecta los dos frenos de picado para sincronizar su actuación.

Tren de aterrizaje.—La rueda de morro se retrae hacia adelante, pero el conjunto no gira durante la retracción. El tren de aterrizaje principal presenta acción amortiguadora, tipo palanca. El cilindro amortiguador es del tipo oleoneumático. La "pata" principal del tren de aterrizaje es un miembro estructuralmente estático; sin embargo, su sección transversal es circular y constituye realmente un vástago amortiguador de aceite.

Las dimensiones del neumático de las ruedas principales son 26 x 6,6 pulgadas (66 x 16,7 cm.). El material utilizado en el interior es una combinación de caucho natural y sintético. El sistema de frenado es del tipo de doble zapata, con cada zapata accionada por su propio cilindro. El cilindro retractor para el tren de aterrizaje principal lleva un dispositivo de bloqueo para fijar la

posición del mismo una vez extendido. Se usa, sin embargo, un sistema automático y mecánico de suelta, con su correspondiente cilindro, que permite liberar aquella fijación.

La compuerta interior del tren está unida con bisagras a la estructura de la raíz del ala y se acciona por su propio cilindro, conectado hidráulicamente al tren de aterrizaje.

Se dispone de un sistema neumático para casos de emergencia, que se abastece de botellas de aire, para extender los "flaps" y el tren en caso de pérdida de presión hidráulica. Para el control de estos sistemas de emergencia hay válvulas de mano de tipo esférico en el lado derecho de la cabina.

Las piezas componentes del sistema hidráulico dan impresión de estar bien proyectadas y fabricadas.

Acondicionamiento de presión para la cabina.—La cabina del Mig-15 está acondicionada a presión, recurriéndose al compresor del motor, al que se "sangra" en su acomodamiento de salida para la cámara de combustión núm. 1. El sistema de oxígeno para el piloto es del tipo de alta presión, con botellas de oxígeno a una presión de 2.200 libras por pulgada cuadrada.

Armamento.—Como ya se ha indicado anteriormente, el armamento del Mig-15 lo constituyen dos cañones automáticos de 23 mm., colocados en la parte inferior izquierda del morro, y un cañón automático de 37 mm., situado en la parte inferior derecha del mismo. El cañón de 23 mm., incluída la válvula electroneumática de aire comprimido para el mecanismo de carga y los cilindros auxiliares de alimentación, pesa 87 libras y media (39,6 kgs.).

El cañón mide 78 pulgadas y cuarto de longitud total (198 cm.). El cerrojo es de tipo "Solothurn". Cuando avanza, la cabeza del cerrojo gira 90 grados (un cuarto de vuelta), y queda fija mediante un telón que lleva la misma cabeza tras una leva en el cuerpo del cerrojo. Al mismo tiempo, la aguja percutora, fija al cuerpo del cerrojo, avanza a través del orificio-guía que lleva

la cara de dicha cabeza y hiere el percutor de la base del cartucho. El cañón funciona por retroceso, con ayuda neumática en la alimentación y un amortiguador hidráulico de retroceso. Un electroimán deja libre el cerrojo en la posición retrasada, y el muelle comprimido del cargador automático le hace avanzar.

La cinta de munición es análoga a la alemana tipo "Rhein-metal-Borsig" para el cañón MK-108.

El arma va montada en dos soportes, delantero y trasero, que permiten movimientos en azimut y elevación. El soporte delantero, articulado, pesa cuatro libras tres onzas (1,89 kgs.). El soporte posterior consiste en un conjunto de bloque y pie derecho sobre un bastidor.

La caja de munición para el cañón de 23 mm. es de tipo desmontable, de acero, con 9 libras 2 onzas de peso (4,13 kgs.). Con dos correas de cuero para su transporte, mide $20 \times 10,5 \times 8$ pulgadas ($50 \times 26,6 \times 20,3$ cm.). La caja se coloca contigua al arma para hacer posible una alimentación directa de la munición, y su capacidad es de 80 proyectiles por caja.

El cañón de 37 mm. viene a ser parecido al de 23 en cuanto a su fabricación.

Los carenados de las armas están fabricados con una plancha de aluminio, conformada y remachada con un conjunto anular en el extremo delantero, que se adapta al cañón del arma.

Equipo electrónico.—Como ya se ha citado anteriormente, los Mig-15 que combaten en Corea no utilizan IFF u otro equipo de radar. El Mig-15 está equipado, como es natural, con un receptor para navegación y comunicación, así como con un radiorrecep-

tor de recalada. El primero es el designado por los rusos con el indicativo RS1-6M-1, en tanto que el receptor de recalada se denomina RPKO-10M.

El RS1-6M-1 es un superheterodino de ocho lámparas, con un margen de frecuencia de 3,75 a 5,0 mc/segundo, de sintonía continua. Las lámparas empleadas son: amplificadora de radiofrecuencia 6K7, amplificadoras de frecuencia intermedia 2-6K7; segunda detectora y control automático de volumen 6K7 y 3-13-P1M de audiofrecuencia. La tensión de alimentación es de 24 V., y la antena es de tipo exterior, fija. El equipo auxiliar incluye una unidad de mando a distancia y sintonía. El receptor es de gran calidad, tanto por su fabricación como por sus piezas componentes.

El receptor de a bordo para recalada (RPKO-10M) es un superheterodino de nueve válvulas, con gama de frecuencia de 270-740 kc/segundo.

Las lámparas empleadas son: 6K7, amplificadoras; 2-6A8, moduladora compensada y mando de amplificación; 6K7, amplificadora de radiofrecuencia; 6A8, mezcladora y osciladora; 6A8, amplificadora de frecuencia intermedia; 6K7, amplificadora de frecuencia intermedia; 6Q7, detectora y primera de audio; 6K7, amplificadora de audio.

Su sensibilidad se ha calibrado en cinco microvoltios; la fuente de alimentación es un dinamotor RU-11A. La antena es un aro plano con núcleo de hierro. El equipo auxiliar incluye un indicador de ruta (izquierda-derecha), caja de control y mando a distancia de sintonía. El RPKO-10M se utiliza en la recepción en baja frecuencia y para fines generales de navegación.

