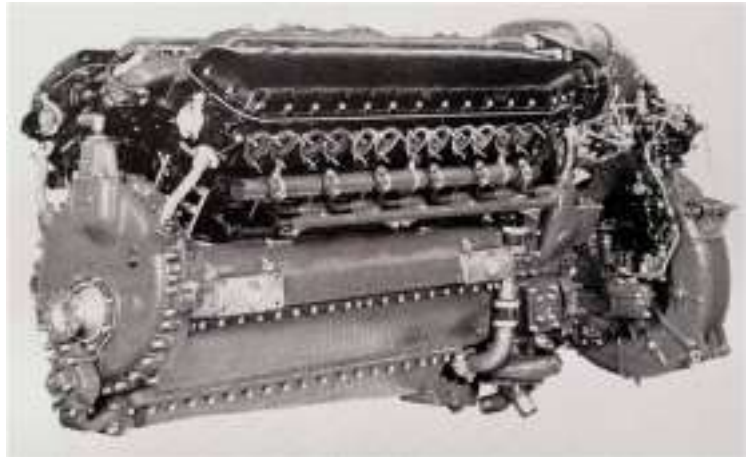


QR ALLISON V-1710

La Allison Engine Company fue fundada en 1915 por James A. Allison en Indianápolis, Indiana, trabajó como Speedway Company en automóviles de competición y se especializó en tecnología de cojinetes lisos. En 1917, con la entrada de Estados Unidos en la Primera Guerra Mundial se embarcó en el diseño y construcción del Liberty L-12, un motor de 12 cilindros en "V" refrigerado por agua de 400 CV de potencia, con 27 litros de cilindrada capacidad, del cual se fabricaron más de 20.000 unidades.



Su ingeniero jefe, Norman Gilman, que estudió el fallo de los cojinetes de bronce y su deformación bajo cargas elevadas, estableciendo la tecnología de cojinetes lisos con respaldo de acero que aumentó significativamente su vida útil.

Con la muerte de Jim Allison, en 1928 la empresa fue adquirida por General Motors que entraba así en el negocio de la aviación. La Armada había mostrado su interés por el uso de grandes dirigibles y habían construido el enorme Shenandoah, y emprendido el proyecto de construcción de los gigantescos Macon y Akron, pero deseaban evitar la dependencia de los motores alemanes Maybach, que los impulsaban, y confiaron en Allison para su sustitución por motores "made in USA". Allison ya había realizado las transmisiones reversibles de las hélices y gozaba de excelente experiencia en la construcción de engranajes reductores, por lo que ganó fácilmente el contrato para fabricar un motor diésel de seis cilindros para reemplazar al Maybach. Se estaban haciendo los arreglos finales para el envío del motor cuando llegó la noticia de que el Macon se había perdido en un accidente frente a la costa de California el 12 de febrero de 1935. El Akron ya había sido destruido en una tormenta el 4 de abril de 1933. Estos desastres acabaron con el uso por parte de la Armada de grandes dirigibles, pero todos los estudios y ensayos realizados fueron el origen del motor refrigerado por líquido más importante de la historia de los Estados Unidos, el Allison V-1710, o como fue comúnmente conocido: simplemente "el Allison".

El V-1710 es un 12 cilindros en V a 60º de 28 litros, refrigerado por líquido. A finales de los años 20 y principios de los 30 se habían desarrollado tecnologías que habían producido motores de potencias espectacularmente altas, principalmente los destinados al trofeo Schneider. Sin embargo el problema radicaba en mantenerla, es decir, que el motor aguantara un tiempo razonable entre revisiones y funcionara con la gasolina de servicio disponible.

El primer V-1710 construido según un pedido de la Marina para un motor experimental, se completó en agosto de 1931 con una potencia de 650 hp a 2400 rpm, quemando



combustible de 80 octanos y con una reductora de 3:2. Tenía una relación de compresión de 5,8:1 y sobrealimentación de 7,3:1. Su construcción era una mezcla de lo común con lo innovador. Constaba de dos bloques de seis cilindros con culatas extraíbles, unidos al cárter superior por catorce largos pernos. La cámara de combustión era la clásica de rampa inclinada con ángulo de válvula de 45º. La ignición corría a cargo de dos bujías por cilindro situadas en lados opuestos de la cámara. Un solo árbol de levas en cabeza accionaba las cuatro válvulas por cilindro.

En principio se utilizaron puertos de escape individualizados uno por válvula, lo que daba doce escapes por bloque. Posteriormente se redujeron a seis y en cuanto comenzaron las aplicaciones turboalimentadas se unieron en un colector que canalizaba los gases hacia la turbina.

En 1932 con una mejora de la sobrealimentación incrementada a 8,0:1, se realizó una prueba satisfactoria de 50 horas con una potencia de 750 hp a 2.400 rpm. Fue la época en que la Armada estaba interesada en el V-1710 con vistas a su uso en los dirigibles. Al abandonarse el proyecto fue el Ejército el que se interesó por el motor y reanudó su financiación, acometiendo mejoras en el cárter y ampliando la sobrealimentación. Estos desarrollos dieron como resultado el V-1710-C, que permanecería en producción con varias actualizaciones hasta 1940. El primer motor Modelo C, el C1, tenía una potencia de 800 hp a 2400 rpm y se mejoró a 1000 hp en 1935.



Figura 1: esta imagen muestra la brida delantera, extensión del cigüeñal, a la que va atornillado el eje de extensión para la hélice.

En esa época surgieron algunos fallos, siendo los más importantes los que afectaban al cigüeñal y al piñón sobresaliente del engranaje reductor de la hélice. Al mismo tiempo que se fueron resolviendo los fallos, se introdujeron algunas mejoras como la modificación del diseño de las cámaras de combustión, pistones, segmentos y sincronización de válvulas. La relación de compresión se aumentó de 5,8:1 a 6,0:1 al tiempo que se reducía la relación de sobrealimentación de 8,77:1 a 8,0:1.

Se modificó sustancialmente el colector de admisión adoptando la “configuración de bocina” que mejoró significativamente la distribución de la mezcla. La nueva admisión de Hazen (Ron Hazen era el ingeniero jefe) consistía en una cámara de aire tubular corta que terminaba aproximadamente en el centro del bloque de cilindros. Dos descargas alimentaban un par de colectores de seis cilindros que distribuían la mezcla a través de dos ramas de tres cilindros. Una trampa de llama situada entre el colector y el pleno impedía cualquier retroceso de llama y, según Hazen, mejoraba la distribución de la mezcla.

En 1936 el XV-1710-7 realizó el primer vuelo montado en un Consolidated XA-11A y cuatro meses más tarde, ya a principio de 1937, el V-1710-C8 pasó su prueba de tipo de 150 h con una potencia de 1000 hp, y fue el primer motor militar en superar el hito de los 1000 hp. Mientras tanto Rolls-Royce estaba luchando para que el Merlin pasara una prueba de tipo relajada a 990 caballos de fuerza durante el mismo período de tiempo. Por lo tanto, en esos momentos, el Allison V-1710 estaba más adelantado en desarrollo que el Merlin.

Más problemas surgieron en cuanto comenzaron las pruebas con el Bell XFM-1, en septiembre de ese mismo año. El XFM-1 y el YFM-1 “Airacuda” fue un extraño diseño concebido como caza pesado de largo alcance. Llevaba dos V-1710 montados en la parte superior del ala impulsando hélices empujadoras a través de ejes de extensión. Las modificaciones requeridas para la configuración del empujador exigieron una nueva designación; en consecuencia,



Figura 2: Bell XFM-1 “Airacuda”.

los FM-1 estaban propulsados por motores modelo D, que eran esencialmente los mismos que los motores modelo C excepto por el eje de hélice extendido y porque iban dotados de turbo alimentación. Al ir montados como empujadores y sin ningún sistema adicional de refrigeración sufrían calentamiento excesivo y en tierra apenas podían funcionar y necesitaban remolcarlos a pista y poner en marcha inmediatamente antes del despegue. También los turbocompresores presentaron problemas por el mismo motivo llegando a sufrir explosiones e incendios.

Otro curioso intento de equipar un caza con el V-1710 fue el Curtiss XP-37, un derivado del P-36 Hawk, que se convirtió en un avión con un morro muy largo y el piloto relegado a la zona de cola con difícil visibilidad, tanto en vuelo como en tierra. Sufrió numerosos problemas técnicos y se canceló el proyecto.



Figura 3: Curtiss XP-37.

Al aroma de una guerra que había dejado de ser una amenaza para convertirse en una dolorosa realidad los pedidos británicos y franceses inyectaron nueva vida al programa Allison y General Motors construyó una nueva fábrica en Indianápolis. En febrero de 1940 comenzó la producción masiva para satisfacer los pedidos.

Bell Aircraft diseñó otro avión poco convencional, el P-39, caza que fue el primero en adoptar configuración triciclo para el tren de aterrizaje. El motor, el V-1710 E, iba alojado en la parte

trasera del fuselaje, detrás del piloto y mediante un eje de extensión de 8 pies conectaba con el reductor de la hélice instalado en el morro. Esa configuración permitía la instalación en el morro del avión de un cañón Oldsmobile de 20 mm o de 37 mm disparando a través del buje de la hélice.

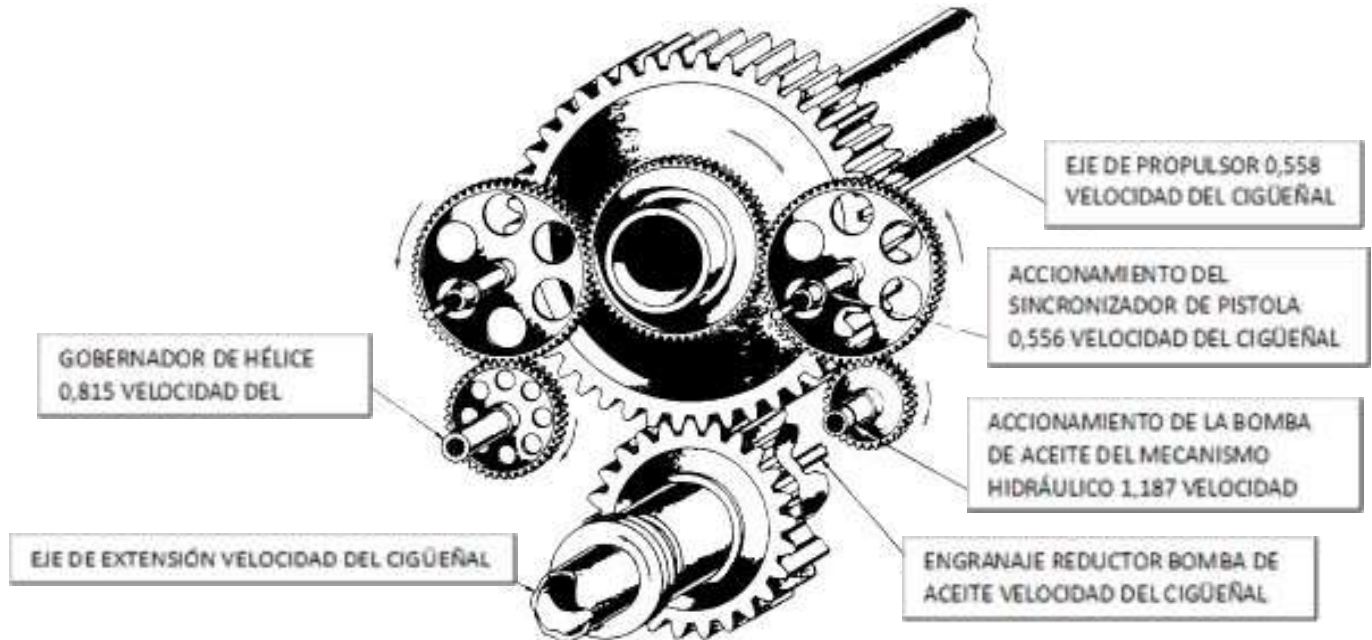


Figura 4: componentes internos de la caja de reducción de velocidad de la hélice para el modelo E del V-1710.

A diferencia de los anteriores modelos C y D, los nuevos E y F utilizaron engranajes reductores más convencionales. El tipo E utilizaba un engranaje recto externo, impulsado por el eje de extensión, girando a la velocidad del cigüeñal. El gobernador de la hélice, el sincronizador de armas para las ametralladoras montadas en el capó, la bomba hidráulica y las transmisiones de la bomba de aceite de la caja de engranajes reductores iban montados integralmente con el engranaje reductor de la hélice.

La lubricación del engranaje reductor estaba proporcionada por un sistema de sumidero seco; una bomba de presión suministraba aceite a los engranajes en el punto de engrane y una bomba de barrido para el retorno de aceite al tanque montado remotamente. El eje de extensión de 8 pies estaba formado por dos semiejes de 4 pies de largo y 2½ pulgadas de diámetro unidos mediante un cojinete autoalineante.



Figura 5: Vista lateral del modelo E V-1710 que muestra los dos ejes de extensión de 4 pies de largo y 2,5 pulgadas de diámetro que terminan en la caja de engranajes reductores de la hélice. La flexión y desalineación del fuselaje se controlan mediante acoplamientos flexibles estriados internamente.



Una de las principales quejas formuladas contra el V-1710 fue su falta de rendimiento en altitud. Estaba impulsado únicamente por un sobrealimentador de una sola etapa. Esa falta de rendimiento supuso una importante limitación para el Allison que terminó perdiendo el negocio del P-51 Mustang y a punto estuvo de perder también el del P-38 Lightning. Fue la influencia del ejército y la insistencia en el desarrollo del turbocompresor lo que hizo que el sobrealimentador no se desarrollara y todas las aplicaciones incluyesen un turbocompresor. En la práctica no fue así y los V-1710 sufrieron falta de rendimiento en niveles altos.

“Demasiado poco, demasiado tarde” fue algo así como un epitafio Allison. Cuando Rolls-Royce introdujo el sobrealimentador de dos etapas con intercooler/postenfriador de dos velocidades para el Merlin serie 60, las ventajas de esta disposición del sobrealimentador eran evidentes. Allison hizo lo mismo con un sobrealimentador auxiliar “complementario” conectado al V-1710. El sobrealimentador era impulsado por un eje intermedio a través de un acoplamiento hidráulico de velocidad variable; la velocidad estaba determinada por la presión de entrada de aire. El soplador auxiliar se descargaba en el sobrealimentador montado en el motor a través del carburador de inyección Bendix PD-12. Los desarrollos posteriores de esta disposición del sobrealimentador cambiaron la posición del carburador al lado de succión del ventilador de etapa auxiliar. Estos motores de dos etapas funcionaban sin el beneficio de intercooler o posenfriamiento con la excepción del -119. La inyección antidetonación ofrecía cierto grado de refrigeración de la carga, que se introdujo en los motores posteriores. El P-63 de Bell y el Mustang ligero experimental P-51J fueron los únicos receptores de V-1710 de dos etapas durante la Segunda Guerra Mundial.

Turbocompound: En 1941 se realizaron las primeras investigaciones sobre la recuperación de la energía de los gases de escape mediante una turbina de gas acoplada al cigüeñal del motor mediante un engranaje reductor. Debido a la necesidad más apremiante de satisfacer la demanda de producción y resolver los problemas de desarrollo restantes, particularmente con el sobrealimentador auxiliar, el trabajo de turbocompound quedó en un segundo plano hasta 1944. El motor, designado V-1710-E27 o V-1710-127 en la terminología de la Fuerza Aérea del Ejército, utilizó el sobrealimentador auxiliar de dos etapas con una turbina de gas, denominada CT-1, que se basó en la unidad turbocompresor CH-5. El único cambio de diseño importante que se requirió en el CH-5 fue la inversión de la dirección de rotación de la turbina; por lo demás, era ideal para ese propósito. Montada integralmente con el sobrealimentador auxiliar, la turbina CT-1 era alimentada por dos tubos de escape, uno de cada banco de cilindros del colector. El accionamiento de salida de la turbina al motor se realizaba mediante accionamiento directo a través del engranaje reductor al cigüeñal; la relación elegida fue 5.953:1; es decir, la turbina giraba a 19.049 rpm a una velocidad del cigüeñal de 3.200 rpm.

La turbina: Las estimaciones de rendimiento del E-27 fueron fenomenales. A 11,000 pies, se estimaron 3000 hp a 3200 rpm con combustible 115/145 PN y 100 in Hg de presión en el colector. Las pruebas reales confirmaron las estimaciones: se alcanzaron 2.800 CV a 3.200 rpm. General Electric estipuló una temperatura máxima de entrada a la turbina de 1725°F. En la práctica, esta temperatura se superó fácilmente. Se exploraron varias soluciones, pero



la única que alivió este problema fue la inyección de agua directamente en el colector de escape. Los ingenieros de Allison siguieron esta prometedora vía hasta 1946, cuando, para su consternación, el proyecto fue cancelado.

DESCRIPCIÓN:

Cárter de aleación de aluminio de 2 piezas, 2 bloques de cilindros. Cada uno consta de 6 cilindros de acero encogidos en una culata de aleación de aluminio de 1 pieza con una camisa refrigerante de aleación de aluminio unida a la culata y a cada uno de los 6 cilindros. 2 válvulas de admisión y 2 de escape (refrigeradas por sodio) por cilindro accionadas por árbol de levas en cabeza. Cigüeñal contrapesado de 1 pieza, de 6 muñequillas, soportado sobre 7 cojinetes lisos. Engranaje reductor recto, relación 0,36:1, en caja de reducción remota con eje de transmisión de extensión del motor.

Las camisas de los cilindros estaban fabricadas en acero forjado endurecido y sujetas mediante una brida mecanizada en el diámetro exterior del revestimiento. El conjunto del banco de cilindros monobloque se sujetaba a la culata mediante seis tuercas de gran diámetro, atornilladas al diámetro exterior de cada camisa. Un colector dirige el flujo del refrigerante a través de los bancos de cilindros.

El cigüeñal tiene seis muñequillas y va soportado por siete cojinetes principales soportados por una cuna de una sola pieza que incorpora las funciones del medio cárter inferior. El conjunto es una estructura semi monocasco unida al medio cárter superior en la línea central del cojinete principal. Las bielas son ahorquilladas.

Sobrealimentador: Sobrealimentador de velocidad variable de 2 etapas impulsado por engranajes. Primera etapa, relación 7,23:1 (sin deslizamiento), en una unidad auxiliar separada accionada a través de un acoplamiento hidráulico de velocidad variable controlado automáticamente por la presión de entrada de aire. Segunda etapa, relación de impulsor 8,1:1, integral con el motor.

El engranaje reductor prototipo del V-1710 constaba de un piñón sobresaliente fuera del cigüeñal que impulsaba un engranaje reductor del tipo interno. La transmisión del sobrealimentador salía del exterior del engranaje reductor y era impulsado por un eje que se extendía a lo largo del motor por el interior de la V. La magneto, sólo una, los árboles de levas y todos los accesorios eran impulsados por ese mismo eje.

Carburación: Carburador Bendix-Stromberg PD-12K15 de 2 cilindros con inyección de corriente descendente montado en el motor. Equipado para A.D.I.

Encendido: Bendix-Scintilla DFLN-6 de doble magneto y 2 distribuidores de 12 puntos. 2 bujías de 18 mm de largo alcance por cilindro. Sistema de encendido blindado sobrealimentado.

Lubricación: Alimentación a presión, 60-70 lb/sq. pulg. (4,6-4,9 kg/cm²). Sumidero seco.

Arranque: Arranque de inercia eléctrico Jack & Heintz JH-5L.



DATOS TÉCNICOS:

Tipo: 12 cilindros en V a 60°, refrigerados por líquido, transmisión por engranajes, sobrealimentado.

Potencia:

Máxima despegue: 1.820 CV a 3.000 rpm.

Máxima crucero (militar): 1.100 CV a 3.000 rpm (8.800 m).

Máxima crucero: 1.000 CV a 2.600 rpm (7.500 m).

Normal crucero: 800 CV a 2.300 rpm (7.500 m).

Cilindrada: 28.0 L.

Diámetro: 140 mm.

Carrera: 152 mm.

Peso: 816 kg.

Relación de compresión: 6,65/1.

Relación peso / potencia: 0,45 kg/CV.

Relación potencia / desplazamiento: 65.0 CV/L.

Carburante: 100/130 octanos.

Consumo carburante: 185 gr/CV/h.

Consumo de aceite: 11 gr/CV/h.

AVIONES QUE LO UTILIZARON:

Este motor no ha sido utilizado en España. El aquí expuesto corresponde a uno de los diversos cazas Bell P-39 "Airacobra" que, por error o avería, tomaron tierra en territorio español cuando se desplazaban desde Inglaterra al norte de África durante la Segunda Guerra Mundial.

MONTADO EN:

- **LOCKHEED P-38 LIGHTNING:** uno de los cazas estadounidenses más importantes de la Segunda Guerra Mundial, así como también uno de los más famosos, rápidos y poderosos. Su forma es muy característica y a ella le debe gran parte de su fama. Diseñado en respuesta a los requerimientos del Cuerpo Aéreo del Ejército de los Estados Unidos. Contaba con un característico diseño de fuselaje doble (twin booms) y una barcaza central en medio de las alas que contenía la cabina y el armamento. Fue usado como bombardero en picado, bombardeo de vuelo nivelado, avión de ataque a tierra, así como en misiones de reconocimiento fotográfico, y principalmente como escolta de largo alcance, usando dos depósitos de combustible auxiliares desechables bajo sus alas. Fue usado principalmente en las operaciones del Teatro del Pacífico y China-Birmania-India,





durante la Segunda Guerra Mundial, utilizado por los pilotos estadounidenses que albergan el mayor número de victorias registradas hasta la fecha. El piloto estadounidense Richard Bong es el máximo as de la aviación estadounidense, con 40 victorias registradas en el P-38 que él bautizara “Marge”, seguido por el as Tomas McGuire, quien registra un total de 38 victorias. En el Teatro del Pacífico Suroccidental, fue el principal caza de las USAAF antes de la aparición en grandes cantidades del famoso North American P-51D Mustang. Fue el único caza estadounidense que perduró en producción durante todo el tiempo de la participación de Estados Unidos en la Segunda Guerra Mundial, desde el ataque a Pearl Harbor hasta la rendición de Japón. Más de 10 000 Lightning fueron fabricados en total. Podía transportar armamento de 4 ametralladoras Colt-Browning MG53-2 de 12,7 mm, con 500 cartuchos por arma y 850 disparos/minuto, 1 cañón Hispano-Suiza HS.404 de 20 mm, con 150 cartuchos y 650 disparos/minuto, y hasta 2000 kg de armamento lanzable.

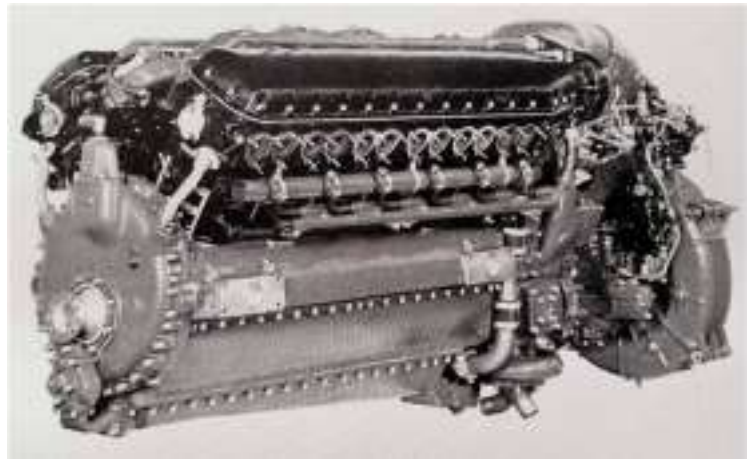
- BELL P39 AIRACOBRA: fue uno de los principales cazas estadounidenses en servicio cuando Estados Unidos entró en la Segunda Guerra Mundial. Producido por Bell Aircraft para las Fuerzas Aéreas del Ejército de los Estados Unidos (USAF), fue utilizado por la Fuerza Aérea Soviética y permitió a los pilotos soviéticos individuales recolectar la mayor cantidad de derribos. Tenía un diseño inusual, con el motor instalado en el



centro del fuselaje, detrás del piloto, y accionando una hélice tractora en el morro con un eje largo. También fue el primer caza equipado con un tren de aterrizaje triciclo. Aunque su ubicación en el centro del motor fue innovadora, el diseño del P-39 se vio obstaculizado por la ausencia de un sobrealimentador eficiente, lo que le impedía realizar trabajos a gran altura. Por esta razón, la RAF lo rechazó para su uso en Europa occidental, pero lo adoptó la URSS, donde la mayoría de los combates aéreos se llevaron a cabo a altitudes medias y bajas. El volumen de fuego que desarrollaba este aparato con cuatro ametralladoras y cañón M4 de 37 mm era fatal para cualquier tipo de avión que se le cruzara y esa fue su principal ventaja. Se construyeron un total de 9584 unidades.

QR ALLISON V-1710

The Allison Engine Company was founded in 1915 by James A. Allison in Indianapolis, Indiana, working as the Speedway Company on racing automobiles and specializing in journal bearing technology. In 1917, with the entry of the United States into the First World War, it embarked on the design and construction of the Liberty L-12, a 12-cylinder "V" water-cooled engine with 400 HP of power, with a displacement of 27 liters capacity, of which more than 20,000 units were manufactured.



Its chief engineer, Norman Gilman, who studied the failure of bronze bearings and their deformation under high loads, established steel-backed journal bearing technology that significantly increased their service life.

With the death of Jim Allison, in 1928 the company was acquired by General Motors, which thus entered the aviation business. The Navy had shown interest in the use of large airships and had built the enormous Shenandoah, and undertaken the project of building the gigantic Macon and Akron, but they wanted to avoid dependence on the German Maybach engines, which powered them, and . They trusted Allison to replace them with "made in USA" engines. Allison had already made reversible propeller drives and had excellent experience in building reduction gears, so it easily won the contract to build a six-cylinder diesel engine to replace the Maybach. Final arrangements were being made for shipment of the engine when news arrived that Macon had been lost in an accident off the coast of California on February 12, 1935. Akron had already been destroyed in a storm on February 4. April 1933. These disasters put an end to the Navy's use of large airships, but all the studies and tests carried out were the origin of the most important liquid-cooled engine in the history of the United States, the Allison V-1710, or as it was commonly known: simply "the Allison."

The V-1710 is a 28-liter, 600 V-12, liquid-cooled. In the late 1920s and early 1930s, technologies had been developed that had produced engines of spectacularly high power, mainly those destined for the Schneider trophy. However, the problem lay in maintaining it, that is, ensuring that the engine lasted a reasonable time between revisions and worked with the available service gasoline.

The first V-1710 built to a Navy order for an experimental engine, it was completed in August 1931 with a power output of 650 hp at 2,400 rpm, burning 80 octane fuel and with a 3:2 gearbox. It had a compression ratio of 5.8:1 and boost ratio of 7.3:1. Its construction was a mix of the common with the innovative. It consisted of two six-cylinder blocks with removable cylinder heads, attached to the upper crankcase by fourteen long bolts. The combustion chamber was the classic inclined ramp with a 45° valve angle. Ignition was



carried out by two spark plugs per cylinder located on opposite sides of the chamber. A single overhead camshaft operated all four valves per cylinder.

Initially, individualized exhaust ports were used, one per valve, which gave twelve exhausts per block. Later they were reduced to six and as soon as turbocharged applications began they were united in a manifold that channeled the gases to the turbine.

In 1932 with a boost increased to 8.0:1, a successful 50-hour test was performed with a power output of 750 hp at 2,400 rpm. This was the time when the Navy was interested in the V-1710 with a view to its use in airships. When the project was abandoned, it was the Army that became interested in the engine and resumed its financing, undertaking improvements to the crankcase and expanding supercharging. These developments resulted in the V-1710-C, which would remain in production with various upgrades until 1940. The first Model C engine, the C1, was rated at 800 hp at 2,400 rpm and was upgraded to 1,000 hp in 1935.



Figure 1: This image shows the front flange, crankshaft extension, to which the extension shaft for the propeller is bolted.

At that time some failures arose, the most important being those affecting the crankshaft and the protruding pinion of the propeller reduction gear. At the same time that the faults were being resolved, some improvements were introduced such as modifying the design of the combustion chambers, pistons, rings and valve timing. The compression ratio was increased from 5.8:1 to 6.0:1 while the boost ratio was reduced from 8.77:1 to 8.0:1.

The intake manifold was substantially modified adopting the “horn configuration” which significantly improved mixture distribution. Hazen's new intake (Ron Hazen was the chief engineer) consisted of a short tubular air spring that ended roughly in the center of the cylinder block. Two discharges fed a pair of six-cylinder manifolds that distributed the mixture through two three-cylinder branches. A flame trap located between the collector and the plenum prevented any flashback and, according to Hazen, improved mixture distribution.

In 1936 the XV-1710-7 made the first flight mounted on a Consolidated hp, and was the first military engine to surpass the 1000 hp milestone. Meanwhile Rolls-Royce was struggling to get the Merlin through a relaxed type test at 990 horsepower during the same time period. Therefore, at that time, the Allison V-1710 was further along in development than the Merlin.

More problems arose as soon as tests began with the Bell XFM-1, in September of that same year. The XFM-1 and YFM-1 “Airacuda” was a strange design conceived as a long-range heavy

fighter. It carried two V-1710s mounted on the top of the wing driving pusher propellers via extension shafts. The modifications required to the pusher configuration necessitated a new designation; Consequently, the FM-1s were powered by Model D engines, which were essentially the same as the Model C engines except for the extended propeller shaft and because they were turbocharged. As they were mounted as pushers and without any additional cooling system, they suffered excessive heating and on the ground they could barely function and needed to be towed to the runway and started immediately before takeoff. The turbochargers also had problems for the same reason, causing explosions and fires.



Figure 2: Bell XFM-1 "Airacuda".

Another curious attempt to equip a fighter with the V-1710 was the Curtiss XP-37, a derivative of the P-36 Hawk, which became an aircraft with a very long nose and the pilot relegated to the tail area with difficult visibility. , both in flight and on the ground. It suffered numerous technical problems and the project was cancelled.



Figure 3: Curtiss XP-37.

In the scent of a war that had ceased to be a threat and had become a painful reality, British and French orders injected new life into the Allison program and General Motors built a new factory in Indianapolis. In February 1940, mass production began to meet orders.

Bell Aircraft designed another unconventional aircraft, the P-39, a fighter that was the first to adopt a tricycle landing gear configuration. The engine, the V-1710 E, was housed in the rear part of the fuselage, behind the pilot and, through an 8-foot extension shaft, connected to the propeller reducer installed in the nose. This configuration allowed the installation in the nose of the aircraft of a 20 mm or 37 mm Oldsmobile cannon firing through the propeller hub.

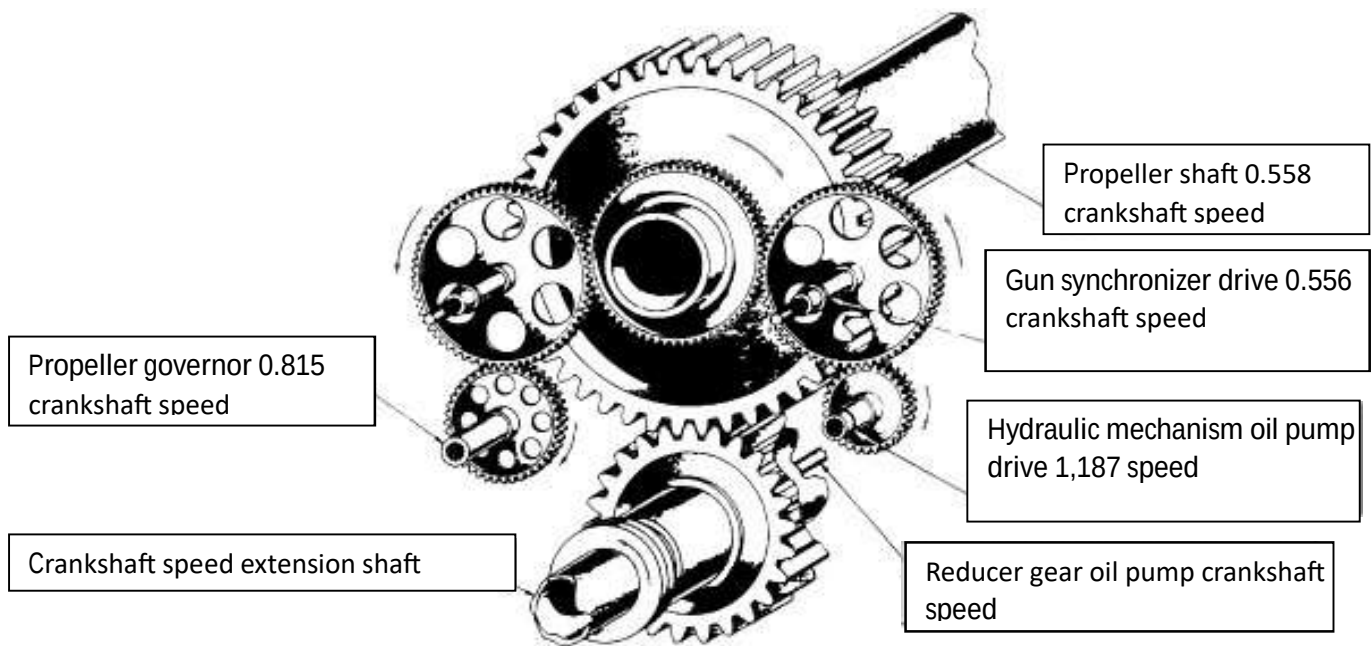


Figura 4: componentes internos de la caja de reducción de velocidad de la hélice para el modelo E del V-1710.

Unlike the previous C and D models, the new E and F used more conventional reduction gears. The E type used an external spur gear, driven by the extension shaft, rotating at the speed of the crankshaft. The propeller governor, gun synchronizer for the cowl-mounted machine guns, hydraulic pump, and reduction gearbox oil pump drives were mounted integrally with the propeller reduction gear.

Lubrication of the reduction gear was provided by a dry sump system; a pressure pump supplied oil to the gears at the meshing point and a scavenge pump for oil return to the remotely mounted tank. The 8-foot extension shaft consisted of two half-shafts 4 feet long and 2½ inches in diameter joined by a self-aligning bearing.



Figure 5: Side view of the Model E V-1710 showing the two 4-foot-long, 2.5-inch-diameter extension shafts terminating in the propeller reduction gearbox. Fuselage flex and misalignment are controlled by internally splined flexible couplings.

One of the main complaints leveled against the V-1710 was its lack of altitude performance. It was powered solely by a single-stage supercharger. This lack of performance was a significant limitation for the Allison, which ended up losing the business of the P-51 Mustang and was on the verge of also losing the business of the P-38 Lightning. It was the influence



of the military and the insistence on the development of the turbocharger that meant that the supercharger was not developed and all applications included a turbocharger. In practice this was not the case and the V-1710s suffered from a lack of performance at high levels.

"Too little, too late" was something of an Allison epitaph. When Rolls-Royce introduced the two-stage supercharger with two-speed intercooler/aftercooler for the 60 series Merlin, the advantages of this supercharger arrangement were evident. Allison did the same with an "add-on" auxiliary supercharger connected to the V-1710. The supercharger was driven by an intermediate shaft through a variable speed hydraulic coupling; the speed was determined by the air inlet pressure. The auxiliary blower was discharged to the engine-mounted supercharger via the Bendix PD-12 injection carburetor. Later developments of this supercharger arrangement changed the position of the carburetor to the suction side of the auxiliary stage fan. These two-stage engines ran without the benefit of intercooling or aftercooling with the exception of the -119. Anti-knock injection offered a degree of charge cooling, which was introduced in later engines. Bell's P-63 and the experimental P-51J light Mustang were the only two-stage V-1710 recipients during World War II.

Turbocompound: In 1941, the first research was carried out on the recovery of energy from exhaust gases using a gas turbine coupled to the engine crankshaft by means of a reduction gear. Due to the more pressing need to meet production demand and resolve remaining development issues, particularly with the auxiliary supercharger, turbocompound work took a backseat until 1944. The engine, designated V-1710-E27 or V- 1710-127 in Army Air Force terminology, used the two-stage auxiliary supercharger with a gas turbine, designated CT-1, which was based on the CH-5 turbocharger unit. The only major design change required on the CH-5 was the reversal of the direction of turbine rotation; otherwise, it was ideal for that purpose. Mounted integrally with the auxiliary supercharger, the CT-1 turbine was fed by two exhaust pipes, one from each bank of manifold cylinders. The output drive from the turbine to the engine was by direct drive through the reduction gear to the crankshaft; the chosen ratio was 5.953:1; That is, the turbine rotated at 19,049 rpm at a crankshaft speed of 3,200 rpm.

The Turbine: The E-27's performance estimates were phenomenal. At 11,000 feet, 3000 hp was estimated at 3200 rpm with 115/145 PN fuel and 100 in. Hg manifold pressure. Real tests confirmed the estimates: 2,800 hp were achieved at 3,200 rpm. General Electric stipulated a maximum turbine inlet temperature of 1725°F. In practice, this temperature was easily exceeded. Several solutions were explored, but the only one that alleviated this problem was injecting water directly into the exhaust manifold. Allison engineers pursued this promising avenue until 1946, when, to their dismay, the project was cancelled.



DESCRIPTION:

2-piece aluminum alloy crankcase, 2 cylinder blocks. Each consists of 6 steel cylinders shrunk into a 1-piece aluminum alloy cylinder head with an aluminum alloy cooling jacket bonded to the cylinder head and each of the 6 cylinders. 2 intake and 2 exhaust valves (sodium cooled) per cylinder driven by overhead camshaft. 1-piece counterbalanced crankshaft, with 6 journals, supported on 7 plain bearings. Straight reduction gear, 0.36:1 ratio, in remote reduction box with motor extension drive shaft.

The cylinder liners were made of hardened forged steel and secured by a flange machined to the outside diameter of the liner. The monobloc cylinder bank assembly was attached to the cylinder head using six large diameter nuts, screwed to the outside diameter of each cylinder liner. A manifold directs the flow of coolant through the cylinder banks.

The crankshaft has six journals and is supported by seven main bearings supported by a one-piece cradle that incorporates the functions of the lower crankcase half. The assembly is a semi-monocoque structure attached to the upper half crankcase on the centerline of the main bearing. The connecting rods are forked.

Supercharger: Gear-driven 2-stage variable speed supercharger. First stage, 7.23:1 ratio (no slip), in a separate auxiliary unit driven through a variable speed hydraulic coupling automatically controlled by air inlet pressure. Second stage, 8.1:1 impeller ratio, integral with engine.

The V-1710 prototype reduction gear consisted of a protruding pinion outside the crankshaft driving an internal type reduction gear. The supercharger drive came from the outside of the reduction gear and was driven by a shaft that extended the length of the engine along the inside of the V. The magneto, just one, the camshafts and all accessories were driven by that same shaft axis.

Carburetion: Engine-mounted Bendix-Stromberg PD-12K15 2-barrel carburetor with downdraft injection. Equipped for A.D.I.

Ignition: Bendix-Scintilla DFLN-6 double magneto and 2 12-point distributors. 2 18mm long reach spark plugs per cylinder. Supercharged shielded ignition system.

Lubrication: Pressure feed, 60-70 lb/sq. in. (4.6-4.9 kg/cm²). Dry sump.

Starter: Jack & Heintz JH-5L electric coast start.



TECHNICAL DATA:

Type: 12 cylinders in 60° V, liquid cooled, gear transmission, supercharged.

Power:

Maximum takeoff: 1,820 HP at 3,000 rpm.

Maximum cruise (military): 1,100 HP at 3,000 rpm (8,800 m).

Maximum cruise: 1,000 HP at 2,600 rpm (7,500 m).

Normal cruise: 800 HP at 2,300 rpm (7,500 m).

Displacement: 28.0 L.

Diameter: 140mm.

Stroke: 152 mm.

Weight: 816 kg.

Compression ratio: 6.65/1.

Weight/power ratio: 0.45 kg/CV.

Power/displacement ratio: 65.0 HP/L.

Fuel: 100/130 octane.

Fuel consumption: 185 gr/CV/h.

Oil consumption: 11 gr/CV/h.

PLANES THAT USED IT:

This engine has not been used in Spain. The one exhibited here corresponds to one of the various Bell P-39 "Airacobra" fighters that, by mistake or breakdown, landed in Spanish territory when traveling from England to North Africa during the Second World War.

MOUNTED ON:

- **LOCKHEED P-38 LIGHTNING:** One of the most important American fighters of World War II, as well as one of the most famous, fastest and most powerful. Its shape is very characteristic and it owes much of its fame to it. Designed in response to the requirements of the United States Army Air Corps. It had a characteristic double fuselage design (twin booms) and a central barge in the middle of the wings that contained the cockpit and weapons. It was used as a dive bomber, level flight bomber, ground attack aircraft, as well as in photographic reconnaissance missions, and primarily as a long-range escort, using two disposable auxiliary fuel tanks under its wings. It was used primarily in operations in the Pacific Theater and China-Burma-India, during World War II, used by American pilots hosting the largest number of victories recorded to date. American pilot Richard Bong is the top ace of American aviation, with 40 victories recorded in the P-38 that he baptized "Marge", followed by ace Tomas McGuire, who registers a





total of 38 victories. In the Southwest Pacific Theater, it was the USAAF's main fighter before the appearance in large numbers of the famous North American P-51D Mustang. It was the only American fighter to remain in production throughout the entire time of the United States' participation in World War II, from the attack on Pearl Harbor to the surrender of Japan. More than 10,000 Lightnings were manufactured in total. It could carry 4 Colt-Browning MG53-2 12.7 mm machine guns, with 500 rounds per weapon and 850 shots/minute, 1 Hispano-Suiza HS.404 20 mm cannon, with 150 rounds and 650 shots/minute, and up to 2000 kg of launchable weapons.

- BELL P39 AIRACOBRA: was one of the main American fighters in service when the United States entered World War II. Produced by Bell Aircraft for the United States Army Air Forces (USAF), it was used by the Soviet Air Force and allowed individual Soviet pilots to collect the most kills. It had an unusual design, with the engine installed in the center of the fuselage, behind the pilot, and driving a tractor propeller in the nose with a long shaft. It was also the first fighter to be equipped with a tricycle landing gear. Although its location in the center of the engine was innovative, the P-39's design was hampered by the absence of an efficient supercharger, which prevented it from performing high-altitude work. For this reason, the RAF rejected it for use in Western Europe, but it was adopted by the USSR, where most aerial combat took place at medium and low altitudes. The volume of fire developed by this device with four machine guns and a 37 mm M4 cannon was fatal for any type of aircraft that crossed it and that was its main advantage. A total of 9,584 units were built.

