

ANAC certifica Tipo bimotor turboélice Harbin Y-12E e *turbofan* Rolls Royce *Pearl-700*, em 18.09.24

Com a Portaria nº 15.357/SAR, de 02/09/2024, publicada no Diário Oficial da União (DOU) de 10/09/2024 (seção 1, página 76), a Superintendência de Aeronavegabilidade (SAR) da ANAC tornou pública a emissão dos Certificados de Tipo (CT) dos seguintes produtos aeronáuticos estrangeiros:

- Certificado Tipo (CT) nº 2024T05, de emissão em 01/08/2024 - do avião bimotor turboélice Y12E, da Harbin - Hafei Aviation Industry Co. (HAIC), com 20 assentos (18 assentos pax.), para tripulação mínima de dois tripulantes, PMD de 5.670 kg, com motorização turboélice Pratt & Whitney Canada PT6A-135A com hélice Hartzell quadripá metálica modelo HC-D4N-3N/D9511FK
<https://sistemas.anac.gov.br/certificacao/Produtos/ProdutoDetail.asp?ProdCodi=0004876>
<https://sistemas.anac.gov.br/certificacao/Produtos/Espec/EA-2024T05i.pdf>
- Certificado Tipo (CT) nº 2024T04, de emissão em 30/08/2024 - do motor *turbofan* Rolls Royce BR700-730B2-14 (*Pearl-700*)
<https://sistemas.anac.gov.br/certificacao/Produtos/EspecificacaoDetail.asp?CHTCodi=2024T04>
<https://sistemas.anac.gov.br/certificacao/Produtos/Espec/EM-2024T04i.pdf>

O inteiro teor dos Certificados encontra-se disponível no sítio da ANAC:

<https://sistemas.anac.gov.br/certificacao/Produtos/Especificacao.asp>

Portaria nº 15.357/SAR, de 02/09/2024, no DOU de 10/09/2024 (seção 1, página 76):

<https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/portarias/2024/portaria-15.357>

A Portaria entra em vigor na data de sua publicação.

Bimotor turboélice Y12E, da Harbin - HAFEI Aviation Industry Co. (HAIC)

O Y-12E é uma aeronave turboélice regional (*Commuter Category*), uma das cinco da série Y-12, da Harbin Aircraft Industry Company Ltd, uma subsidiária da indústria aeronáutica estatal AVIC (AVIC HAFEI), a série de aeronaves civis mais popular já produzida na China. O Y-12 começou como um desenvolvimento da fuselagem Harbin Y-11 chamada Y-11T em 1980. O projeto apresentou inúmeras melhorias, incluindo uma asa redesenhada com uma nova seção de baixo arrasto, uma fuselagem maior e uma construção colada em vez de rebitada. O modelo foi certificado pela Administração de Aviação Civil da China (CAAC) em dezembro de 2001 e pela FAA em 2006.

O Y-12 é um avião bimotor turboélice de uso geral, de asa alta, com cauda com profundor inferior, cabine não-pressurizada e trem de pouso triciclo não-retrátil. O Y-12 pode ser configurado para satisfazer uma variedade de requisitos diferentes devido a sua flexibilidade e funções de alto desempenho. O Y-12 pode ser usado para transporte de passageiros ou carga, resgate de emergência, paraquedismo, pulverização de sementes ou inseticidas, aerolevanteamento, vigilância marítima e pesquisa climática. A aeronave tem grande vantagem de operar em áreas de grande altitude.

As primeiras variantes - Y-12(I) a (III) - eram equipadas com motorização Pratt & Whitney Canada PT6A-11 (de 500 SHP), PT6A-27 (de 680 SHP) e WJ-9 (de 680 SHP), motor fabricado pela China National South Aviation Industry Co. sob contrato de licença de produção da russa Ivchenko (motor AI-20). A variante Y-12(IV) foi uma versão melhorada, com pontas das asas revisadas (envergadura aumentada para 19,2 m.) e aumento do peso de decolagem, com capacidade de 19 assentos de passageiros. Esta versão é a primeira aeronave da série certificada pela FAA em 1995.

O Y-12E é um bimotor turboélice STOL (operação de pouso e decolagem em curta distância), uma versão melhorada da comprovada aeronave Y12-IV, com trem de pouso fixo, de uso geral. A variante Y-12E, de 18 assentos para passageiros, é equipado com motor PT6A-135^a (de 750 SHP), de maior potência e torque, com hélice quadripá (em substituição à hélice tripá Hartzell). É certificado pela Administração de Aviação Civil da China (CAAC) e pela FAA (em 2016).



O Y-12F é o último variante de desenvolvimento da família de aeronaves Y-12, com projeto iniciado em abril de 2015. O Y-12F fez seu primeiro voo em dezembro de 2010, recebeu certificação Tipo da CAAC-China em dezembro de 2015, da FAA em fevereiro de 2016 e da EASA em julho de 2023.

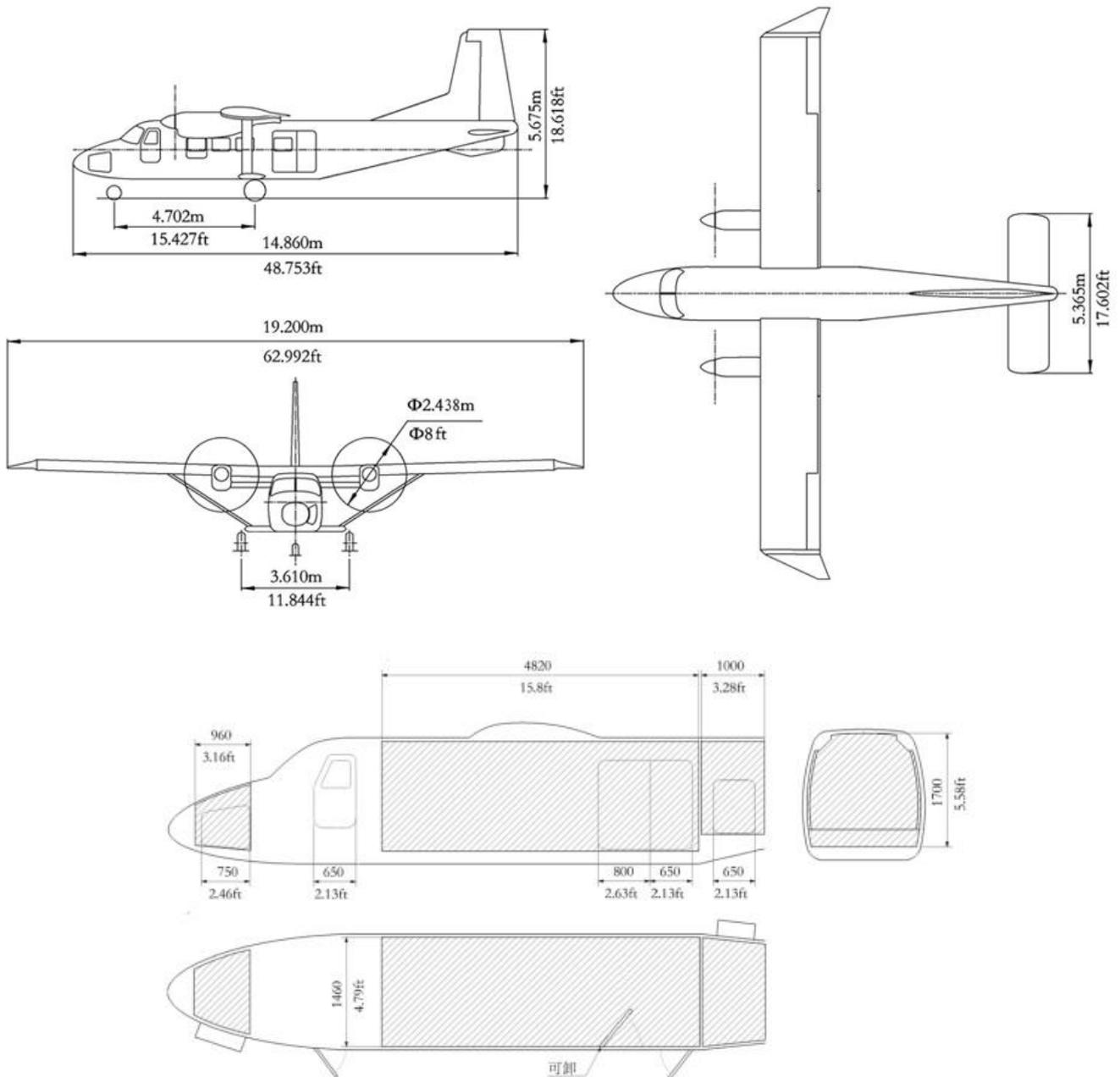


O Y-12F (aeronave não-pressurizada) manteve todas as vantagens da família de aeronaves Y-12, nomeadamente alta segurança, confiabilidade de ruído e baixo custo. Entretanto, foram feitas melhorias significativas no conforto, desempenho, confiabilidade e facilidade de manutenção. Com fuselagem alongada (de 16,47 m., versus 14,86 m.), nova asa (com envergadura de 19,88 m., versus 19,20 m.), trem de pouso retrátil e motor de maior potência e torque em comparação com as versões anteriores do Y-12 (Pratt and Whitney Canada, da unidade PT6A-135A, de 750 SHP, para unidade PT6A-65B, de 1.100 SHP, limitada a 1.000 SHP, com hélice pentá de alumínio Hartzell Propeller HC-B5MP-3D/M10876ANSK, com diâmetro mínimo de 2.82,4 cm (111,2 pol.) e máximo de 281,2 cm (110,7 pol.), o Y-12F tem maior velocidade de cruzeiro (máxima de cruzeiro de 430 km/h/232 KT versus 344 km/h/185 KT), alcance (máximo de 2.255 km/1.217 MN versus 1.340 km/725 MN) e carga-paga máxima (3.000 kg, versus 1.984 kg), com aumento de MTOW para 8.400 kg (de 5.670 kg) e de ML para 8.000 kg (de 5.400 kg). A cabine de passageiros foi ampliada, em largura (de 1,60 m. para 1,90 m.), em altura (de 1,70 m. para 1,85 m.) e em comprimento (de 4,82 m. para 7,30 m.) O “12-F” é equipado com aviônica *glass cockpit* com 4 telas de informação multifuncional de *backup* mútuo que mostram parâmetros de voo, parâmetros de motor e informações de alerta. Pode acomodar até 19 passageiros ou transportar carga em 3 contêineres LD3 (3.000 kg no máximo). O Y-12F foi certificado Tipo pela EASA em 13/07/2023.

Site: AVIC-HAFEI
<https://em.avic.com/>

Harbei Y-12E:
<https://www.hafei.com/sycd/cpzt/gdyfj/>

Harbei Y-12F:
<https://www.hafei.com/sycd/cpzt/gdyfj/>



Dimensões:

- envergadura = 19,20 m.
- comprimento = 14,86 m.
- altura = 5,675 m.
- distância transversal rodas principais (entre eixos - bitola) = 3,61 m.
- distância longitudinal entre rodas = 4,702 m.
- comprimento da cabine = 4,82 m.
- largura da cabine = 1,6 m.
- altura da cabine = 1,70 m.
- volume efetivo da cabine = 12,00 m³
- comprimento do bagageiro dianteiro = 0,96 m.
- volume do bagageiro dianteiro = 0,77 m³
- comprimento do bagageiro traseiro = 1,00 m.
- volume do bagageiro traseiro = 1,89 m³
- porta da cabine de comando (largura x altura) = 0,65 m. x 1,12 m.-
- porta da cabine de passageiros (largura x altura) = 0,65 m. x 1,38 m.
- porta passageiro/carga (largura x altura) = 1,45 m. [0,65+0,80] x 1,38 m.
- porta do bagageiro dianteiro (largura x altura) = 0,75 m. x 0,60 m.
- porta do bagageiro traseiro (largura x altura) = 0,65 m. x 0,91 m.

Transporte : 18 passageiros + 2 pilotos



Pesos:

- Peso máximo de rampa/parqueamento: 5.700 kg
- Peso máximo de decolagem: 5.670 kg
- Peso máximo de pouso: 5.400 kg (=MTOW - 270 kg)
- Peso máximo zero combustível (MZFW) = 5.188 kg
- Combustível máximo utilizável = 1.230 kg
- Carga-paga máxima = 1.984 kg

Desempenho:

- Velocidade máxima de cruzeiro = 344 km/h [185 KT]
- Velocidade de cruzeiro econômico = 270 km/h [145 KT]
- Taxa de subida - operação normal = 7,8 m/s [1.535 pés/min]
- Taxa de subida - operação monomotor = 1,5 m/s [295 pés/min]
- Teto - operação normal = 7.000 m. [23.000 pés]
- Teto - operação monomotor = 4.200 m. [13.800 pés]
- limites para operação: temperatura -50°C a +50°C
- Distância de rolagem de decolagem = 465 m.
- Distância de pouso = 590 m.
- Alcance máximo com abastecimento completo (+45 min. de comb. de reserva) = 1.340 km [725 MN]
- Alcance máximo com carga total (45 min. de comb. de reserva) = 382 km [205 MN]

Dados gerais do avião pelo TCDS - *Type Certificate Data Sheet* - ANAC - nº 2024T05 (EA-2024T05) - Y12E, Harbin-HAFEI, de 01/08/24:

Documento de Referência do Estado do Projeto: CAAC TCDS TC006A, Rev. 5 - certificação de aeronavegabilidade original regulação de aviação civil da China PART-23 (CCAR-23).

Pesos:

- Peso máximo de rampa/parqueamento: 5.670 kg
- Peso máximo de decolagem: 5.670 kg
- Peso máximo de pouso: 5.400 kg (=MTOW - 270 kg)
- Peso máximo zero combustível (MZFW) = 5.400 kg

O MZFW considera combustível não-utilizável de 30 kg (computado no Peso Básico Vazio, que considera também 17,4 kg de óleo dos motores, incluindo 6,1 kg de óleo não-utilizável).

Capacidade de ocupação: máximo 20 assentos (dois pilotos e 18 passageiros).

Capacidade de bagagem de 360 kg, dividida entre os compartimentos:

- bagageiro dianteiro = 100 kg

- bagageiro traseiro = 260 kg

Capacidade de tanques de combustível: dois tanques - um por asa, de 815 litros (795 litros utilizáveis, ou, menos 20 litros do total) -, com volume total de 1.630 litros (1.590 litros utilizáveis).

Velocidades:

- velocidade operacional máxima (VMO) = 162 KT (300 km/h)
- velocidade de manobra (VA) = 126 KT (234 km/h)
- velocidade de flapes estendidos 10° (VFE_{10°}) = 104 KT (192 km/h)
- velocidade de flapes estendidos 20° (VFE_{20°}) = 104 KT (192 km/h)
- velocidade de controle mínima (VMC) = 69,7 KT (129 km/h)

Altitude operacional máxima é de 7.000 m. (23.000 pés).

Motorização: 2 x Pratt and Whitney Canada PT6A-135A, de 750 SHP limitado a 620 SHP à 1.900 RPM em regime Potência Máxima de Decolagem, com hélice Hartzell quadripá HC-D4N-3N/D9511FK, pás de alumínio, com diâmetro de 2,413 cm (95 pol.) mínimo e de 243,8 cm. (96 pol.) máximo, ângulo de *pitch* (passo) de 86° ± 0,5° e ângulo no passo reverso de -10° ± 0,5°.

Numa partida em baixa altitude e baixa temperatura, a potência do motor pode ser maior que a potência de decolagem certificada da aeronave. Nesta condição, a potência do motor não deve exceder o limite do indicador de torque. O torque estático para decolagem é fornecido no AFM e deve ser obtido dentro das limitações de ITT ou Ng (RPM gerador de gás).

Limites do motor:

(a) Temperatura máxima interestágios da turbina (ITT - *Interstage Turbine Temperature*):

- acionamento = 1.090°C
- decolagem = 805°C
- potência máxima contínua = 805°C

(b) Ng (RPM gerador de gás/*gas generator*)

- 100% Ng a 37.500 RPM;
- limite máximo de Ng é 102,6% (partida e aceleração) e tempo de restrição de 2 segundos
- Ng em *ground idle* (*low idle*) é 52,5%+2,5%
- Ng em *flight idle* (*high idle*) não deve ser superior a 75%, e o torque de 200 lb-pés

(c) limite de sobrevelocidade de rotação da hélice (Np) é de 1.976 RPM

(d) temperatura do óleo:

- temperatura mínima para acionamento: -40°C
- temperatura para regime máximo contínuo: 10°C a ~99°C
- temperatura para *Idle*: -40°C a ~99°C

Certificado Tipo/TCDS FAA (A00006WI) - Rev. 11 (30/07/2021):

<https://drs.faa.gov/browse/excelExternalWindow/2B4481A4BC3047E186258726005645D2.0001>

Turbofan Rolls Royce BR700-730B2-14 (*Pearl-700*)

O motor Rolls Royce BR700-730B2-14 (*Pearl-700*) equipa o jato executivo cabine larga de ultralongo alcance Gulfstream G700.

Dados gerais do avião pelo TCDS - *Type Certificate Data Sheet* - ANAC - n° 2024T04 (EM-2024T04-00), de 30/08/24:

O motor BR700-730B2-14 é um motor de fluxo axial duplo *spool*, ou duplo rotor (*two spool axial flow*), consistindo de uma fan de estágio simples (*single stage fan*), um compressor de alta pressão de fluxo axial de dez estágios (*ten stage axial flow high pressure compressor*), uma câmara de combustão anular (*annular combustion chamber*), uma turbina de alta pressão de fluxo axial de dois estágios (*two stage axial flow high pressure turbine*), uma turbina de baixa pressão de fluxo axial de quatro estágios (*four stage axial flow low pressure turbine*), uma caixa de redução acessória (*accessory gearbox*) e sistema de controle de motor digital de plena autonomia FADEC (*Full Authority Digital Engine Control*). O motor foi projetado para uso de um reversor de empuxo (parte não-integrante do projeto Tipo de

motor) - BNL4000-53-0 para motor esquerdo e BNL6000-53-0 para motor direito, para operação somente em solo, com proibição para "power back".

O motor tem as dimensões (gerais) de 3,268 m. (128,7 pol.) de comprimento e raio máximo de 98,8 cm (38,9 pol.), com peso (seco) de 1.617,1 kg (3.565,1 lb.).

O motor pode ser utilizado em temperatura ambiente de até ISA+40°C.

O motor tem capacidade de empuxo para produzir 18.250 lbf. em regime MTO (*Maximum Take-Off* - Máximo em decolagem) e de 16.231,2 lb. em regime MCT (*Maximum Continuous Thrust* - potência máxima contínua).

A qualificação de empuxo de decolagem e as limitações operacionais associadas podem ser usados por até 10 minutos em caso de falha ou desligamento do motor, mas seu uso é limitado a não mais de 5 minutos. Se a TGT (*Turbine Gas Temperature* - temperatura do gás da turbina) exceder 940°C, o limite de tempo transiente (*transient time*) de 2 minutos fica ativo.

Limites de velocidades rotacionais:

(a) rotor de baixa pressão N1 [RPM] (NL - rotação do eixo do compressor de baixa pressão, em %):

- em regime MTO (*Maximum Take-Off* - Máximo em decolagem) = 6.276 RPM ; 96,6%
- 100% N1 (NL) é definido como como 6.500 RPM
- em regime MCT (*Maximum Continuous Thrust* - potência máxima contínua) = 6.276 RPM ; 96,6%
- sobretemperatura (aquecimento) máx. (*Maximum Overtemperature*) - 20 seg. = 6.358 RPM ; 97,8%
- potência de reverso (máximo 30 seg.) = 4.752 RPM ; 73,1 %

(b) rotor de alta pressão N2 [RPM] (NH - rotação do eixo do compressor de baixa pressão, em %):

- em regime MTO (*Maximum Take-Off* - Máximo em decolagem) = 19.423 RPM ; 102,2%
- 100% N2 (NH) é definido como 19.000 RPM
- em regime MCT (*Maximum Continuous Thrust* - potência máxima contínua) = 19.423 RPM ; 102,2%
- sobretemperatura (aquecimento) máx. (*Maximum Overtemperature*) - 20 seg. = 19.646 RPM ; 103,4%

Limites da TGT (*Turbine Gas Temperature*):

- temperatura máxima previamente ao acionamento em solo = 120°C
- temperatura no acionamento em solo = 800°C
- temperatura no acionamento em vô = 850°C
- temperatura em regime MTO (*Maximum Take-Off* - Máximo em decolagem) = 940°C
- Por até 10 minutos em caso de falha ou desligamento do motor, mas seu uso é limitado a não mais de 5 minutos.
- Se a TGT (*Turbine Gas Temperature* - temperatura do gás da turbina) exceder 940°C, o limite de tempo transiente (*transient time*) de 2 minutos fica ativo.
- temperatura em regime MTO (*Maximum Take-Off* - Máximo em decolagem) = 950°C
- tempo transiente (*transient time*) de 2 minutos
- temperatura em regime MCT (*Maximum Continuous Thrust* - potência máxima contínua) = 940°C
- sobretemperatura (aquecimento) máxima (*Maximum Overtemperature*) - 20 segundos = 960°C
- O BR700-730B2-14 é aprovado para uma temperatura máxima de gás de turbina acima de 960°C para uso inadvertido por períodos de até 20 segundos sem necessidade de ação de manutenção. A causa do excesso de temperatura deve ser investigada e corrigida.

Limites de temperatura de óleo:

- temperatura mínima para acionamento = -36°C
- temperatura mínima para aceleração de decolagem = +20°C
- temperatura máxima para uso sem restrição (condição estável) = +170°C
- temperatura transiente = +175°C

Limites de pressão (diferencial) de óleo:

(a) mínimo para iniciar vô:

- *Idle* até 72,3% NH (rotação do eixo do compressor de baixa pressão) = 35 psid (241,2 kPa)
- de 72,3% até 90% NH (rotação do eixo do compressor de baixa pressão) = de 35 psid (241,2 kPa) até 45 psid (310,3 kPa), por interpolação linear para valores de rotação intermediários.
- maior do 90% NH (rotação do eixo do compressor de baixa pressão) = de 45 psid (310,3 kPa)

(b) mínimo para prosseguir/completar vôo:

- *Idle* até 72,3% NH (rotação do eixo do compressor de baixa pressão) = 25 psid (172,3 kPa)
- de 72,3% até 90% NH (rotação do eixo do compressor de baixa pressão) = de 25 psid (172,3 kPa) até 35 psid (241,2 kPa), por interpolação linear para valores de rotação intermediários.
- maior do 90% NH (rotação do eixo do compressor de baixa pressão) = de 35 psid (241,2 kPa)

Limites de temperatura e pressão de combustível:

(a) temperatura - na entrada bomba de combustível de baixa pressão (LPP - *low pressure fuel pump inlet*):

- mínima = -40°C
- máxima = 54°C (MSL) e 47°C (51.000 pés) (entre MSL e 51.000 pés, por interpolação linear)

(b) pressão mínima - na entrada bomba de combustível de baixa pressão (LPP - *low pressure fuel pump inlet*):

- a -2.000 pés: pressão-vapor +16 psia (+110,3 kPa)
- ao Nível Médio do Mar (MSL): pressão-vapor +15 psia (+103,4 kPa)
- a 10.000 pés: pressão-vapor +10 psia (+68,9 kPa)
- a 51.000 pés: pressão-vapor +5 psia (+34,5 kPa)

a pressão mínima de combustível na entrada da bomba de combustível de baixa pressão entre altitudes são derivadas por interpolação linear entre os valores dados para adjacentes altitudes declaradas