



REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL

RBAC nº 36

EMENDA nº 31

Título:	REQUISITOS DE RÚIDO PARA AERONAVE.
Aprovação:	Resolução nº 615, de 08.04.2021. [Emendas nº 29, 30 e 31] Origem: SAR

SUMÁRIO

36.00 Requisitos da adoção

APÊNDICE A-I DO RBAC 36 – REPUBLICAÇÃO DO 14 CFR PART 36, EMENDA 36-28, ADOTADO PELO RBAC 36

36.00 Requisitos da adoção

(a) Geral

Para aprovação no Brasil, quanto aos requisitos para ruído de aeronave, será adotado, na língua inglesa, o regulamento Title 14 Code of Federal Regulations Part 36, incorporando as Emendas 36-01 a 36-31, da autoridade de aviação civil, Federal Aviation Administration – FAA, do Department of Transportation dos Estados Unidos da América, o qual é republicado no Apêndice A-I deste RBAC a partir do contido no sítio de publicação do regulamento adotado em pauta: <http://ecfr.gpoaccess.gov>.

(b) Divergência editorial

Qualquer divergência editorial contida no Apêndice A-I decorrente da republicação ali contida e o texto oficial da FAA deverá prevalecer, mediante anuência da ANAC, o texto oficial da FAA.

(c) Republicação

Sempre que houver emenda no regulamento 14 Code of Federal Regulations Part 36, a ANAC republicará o texto do regulamento adotado na forma do Apêndice A-I, por meio de emendas a este RBAC.

(d) Emenda deste RBAC

Especificamente para este RBAC a indicação de sua emenda também é através da adoção da emenda do regulamento adotado e republicado no Apêndice A-I deste RBAC, portanto seguindo a indicação da emenda do regulamento adotado e indicado no parágrafo (a) desta seção.

APÊNDICE A-I DO RBAC 36 REPUBLICAÇÃO DO 14 CFR PART 36, EMENDA 36-28, ADOTADO PELO RBAC 36

RBAC 36 — REQUISITOS DE RUÍDO PARA AERONAVE

Sumário

Subparte A—Geral

- § 36.1 Aplicabilidade e definições.
- § 36.2 Requisitos na data de requerimento.
- § 36.3 Compatibilidade com os requisitos de aeronavegabilidade.
- § 36.5 [Reserved]
- § 36.6 Incorporação por referência.
- § 36.7 Modificação acústica: Grandes aviões da categoria transporte e aviões a jato.
- § 36.9 Modificação acústica: Pequenos aviões a hélice, aviões a hélice da categoria transporte regional.
- § 36.11 Modificação acústica: Helicópteros.
- § 36.13 Modificação acústica: Aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*).

Subparte B - Grandes Aviões da Categoria Transporte e Aviões a Jato.

- § 36.101 Medição e avaliação de ruído.
- § 36.103 Limites de ruído.
- § 36.105 Declaração do Manual de Voo de equivalência ao Chapter 4.
- § 36.106 Declaração do Manual de Voo de equivalência do nível de ruído do Chapter 14.

Subparte C [Reservado]

Subparte D—Limites de Ruído para Aviões Supersônicos da Categoria Transporte.

- § 36.301 Limites de ruído: Concorde.

Subparte E [Reservado]

Subparte F—Pequenos Aviões Propelidos a Hélice e Aviões Propelidos a Hélice da Categoria Transporte Regional.

- § 36.501 Limites de ruído.

Subparte G [Reservado]

Subparte H – Helicópteros

- § 36.801 Medição do Ruído.

§ 36.803 Cálculo e avaliação do ruído.

§ 36.805 Limites de ruído.

Subpartes I–J [Reservado]

Subparte K – Aeronaves de rotores basculantes (*tiltrotors*)

§ 36.1101 Medição e avaliação de ruído.

§ 36.1103 Limites de ruído.

Subpartes L–N [Reservado]

Subparte O – Documentação, Limitações Operacionais e Informação

§ 36.1501 Procedimentos, níveis de ruído e outras informações.

§ 36.1581 Manuais, marcações e placares.

§ 36.1583 Aviões inapropriados para uso agrícola e combate a incêndio.

Apêndice A do RBAC 36— Medição e Avaliação do Ruído de Aeronaves conforme a seção 36.101 deste RBAC.

Apêndice B do RBAC 36 - Níveis de Ruído para Categoria Transporte e Aviões a Jato conforme a Seção 36.103.

Apêndices C–E do RBAC 36 [Reservado]

Apêndice F do RBAC 36—Requisitos de Ruído de Sobrevoos para Pequenos Aviões Propelidos a Hélice e Aviões Propelidos a Hélice da Categoria Transporte Regional, com Ensaios de Certificação realizados antes de 22 de Dezembro de 1988.

Apêndice G do RBAC 36—Requisitos de Ruído de Decolagem para os Ensaios de Certificação de Pequenos Aviões Propelidos a Hélice e de Aviões Propelidos a Hélice da Categoria Transporte Regional Conduzidos em ou após 22 de Dezembro de 1988.

Apêndice H do RBAC 36 – Requisitos de Ruído para Helicópteros conforme a Subparte H.

Apêndice I do RBAC 36 [Reservado]

Apêndice J do RBAC 36 - Procedimento Alternativo para a Certificação de Ruído de Helicópteros, conforme a Subparte H, que apresentem um Peso Máximo de Decolagem Certificado inferior à 7.000 libras

Apêndice K do RBAC 36 - Requisitos de Ruído para as Aeronaves de Rotores Basculantes (*tiltrotors*) conforme a Subparte K

Subparte A—Geral

§ 36.1 Aplicabilidade e definições.

(a) Este RBAC prescreve os requisitos de ruído para a emissão dos seguintes certificados:

(1) Certificados de tipo e alterações a esses certificados e certificados de aeronavegabilidade padrão para grandes aviões subsônicos da categoria transporte e para aviões a jato subsônicos independentemente da categoria.

(2) Certificados de tipo e alterações a esses certificados, certificados de aeronavegabilidade padrão, e certificados de aeronavegabilidade da categoria restrita para pequenos aviões propelidos a hélice e aviões propelidos a hélice da categoria transporte regional (*commuter*), exceto para aqueles aviões projetados para “operações agrícolas” (conforme definido na seção 137.3 do RBAC 137) ou para a dispersão de materiais de combate a incêndio, para o qual a seção 36.1583 deste RBAC não se aplica.

(3) Um certificado de tipo e alterações a esse certificado e certificados de aeronavegabilidade padrão para aviões Concorde.

(4) Certificados de tipo e alterações a esses certificados para helicópteros, exceto para aqueles helicópteros que são projetados exclusivamente para operações de “aviação agrícola” (conforme definido na seção 137.3 do RBAC 137), para a dispersão de materiais de combate a incêndio ou para o transporte de cargas externas (como definido no parágrafo 133.1(b) do RBAC 133).

(5) Certificados de tipo, alterações a esses certificados e certificados de aeronavegabilidade padrão para aeronaves de rotores basculantes (*tiltrotors*).

(b) Cada pessoa que requerer, perante o RBAC 21, algum tipo de certificado de aeronavegabilidade especificado neste RBAC, deve demonstrar a conformidade com os requisitos aplicáveis deste RBAC, além dos requisitos de aeronavegabilidade aplicáveis deste RBAC.

(c) Cada pessoa que requerer, perante o RBAC 21, a aprovação de uma modificação acústica descrita no parágrafo 21.93(b) do RBAC 21, deve demonstrar que a aeronave está em conformidade com as provisões aplicáveis das seções 36.7, 36.9 ou 36.11 deste RBAC, além dos requisitos de aeronavegabilidade aplicáveis deste RBAC.

(d) Cada pessoa que requerer a emissão inicial de um certificado de aeronavegabilidade padrão para um grande avião da categoria transporte ou para um avião a jato conforme a seção 21.183 deve, independentemente da data de requerimento, demonstrar a conformidade com as seguintes provisões deste RBAC (incluindo o apêndice B):

(1) As provisões deste RBAC em efeito em 01 de Dezembro de 1969, para os aviões subsônicos que não tiveram nenhum tempo de voo antes de —

(i) 01 de Dezembro de 1973, para os aviões com pesos máximos superiores a 75.000 libras, exceto para aviões equipados com motores da série Pratt & Whitney Turbo Wasp JT3D;

(ii) 31 de Dezembro de 1974, para os aviões com pesos máximos superiores a 75.000 libras e

equipados com motores da série Pratt & Whitney Turbo Wasp JT3D; e

(iii) 31 de Dezembro de 1974, para os aviões com pesos máximos de 75.000 libras ou inferior.

(2) As provisões deste RBAC em vigor em 13 de Outubro de 1977, incluindo os limites de ruído do estágio 2 para aviões Concorde que não tiveram voos antes de 01 de Janeiro de 1980.

(e) Cada pessoa que requerer a emissão inicial de um certificado de aeronavegabilidade padrão conforme a seção 21.183, ou a emissão inicial de um certificado de aeronavegabilidade da categoria restrita conforme a seção 21.185, para aviões propelidos a hélice da categoria transporte regional (*commuter*) e para pequenos aviões propelidos a hélice que não tiveram voos antes de 01 de Janeiro de 1980, deve demonstrar a conformidade com as provisões aplicáveis deste RBAC.

(f) Para o propósito de demonstração do cumprimento com este RBAC, para grandes aviões da categoria transporte e aviões a jato independentemente da categoria, os seguintes termos têm os seguintes significados:

(1) *Nível de ruído Estágio 1* significa um nível de ruído de sobrevoo, lateral ou de aproximação maior do que os limites de ruído do Estágio 2 prescritos na seção B36.5(b) do apêndice B deste RBAC.

(2) *Avião Estágio 1* significa um avião para o qual não foi demonstrado, conforme este RBAC, o cumprimento com os níveis de ruído de sobrevoo, lateral e de aproximação requeridos para os aviões Estágio 2 ou Estágio 3.

(3) *Nível de ruído Estágio 2* significa um nível de ruído igual ou inferior aos limites de ruído do Estágio 2 prescritos na seção B36.5(b) do apêndice B deste RBAC, mas superior aos limites de ruído do Estágio 3 prescritos na seção B36.5(c) do apêndice B deste RBAC.

(4) *Avião Estágio 2* significa um avião para o qual foi demonstrado, conforme este RBAC, o cumprimento com os níveis de ruído do Estágio 2 previstos na seção B36.5(b) do apêndice B deste RBAC (incluindo a utilização das provisões aplicáveis de relações de compensação especificadas na seção B36.6) e que não cumpre com os requisitos para um avião Estágio 3.

(5) *Nível de ruído Estágio 3* significa um nível de ruído igual ou inferior aos limites de ruído do Estágio 3 previstos na seção B36.5(c) do apêndice B deste RBAC.

(6) *Avião Estágio 3* significa um avião para o qual foi demonstrado, conforme este RBAC, o cumprimento com os níveis de ruído do Estágio 3 prescritos na seção B36.5(c) do apêndice B deste RBAC (incluindo a utilização das provisões aplicáveis de relações de compensação especificadas na seção B36.6).

(7) *Avião subsônico* significa um avião cujo limite de velocidade máxima operacional, M_{mo} , não excede um número de Mach de 1.

(8) *Avião supersônico* significa um avião cujo limite de velocidade máxima operacional, M_{mo} , excede um número de Mach de 1.

(9) *Nível de ruído Estágio 4* significa um nível de ruído igual ou inferior ao limite de ruído do

Estágio 4 prescrito na seção B36.5(d) do apêndice B deste RBAC.

(10) *Avião Estágio 4* significa um avião para o qual foi demonstrado, conforme este RBAC, não exceder o limite de ruído do Estágio 4 prescrito na seção B36.5(d) do apêndice B deste RBAC.

(11) *Nível de ruído Capítulo 4* significa um nível de ruído igual ou inferior ao nível de ruído máximo prescrito no Capítulo 4, Parágrafo 4.4, *Maximum Noise Levels*, da Organização Internacional de Aviação Civil - OACI (*International Civil Aviation Organization - ICAO*), Anexo 16, Volume I, Emenda 7, em vigor em 21 de Março de 2002. [Incorporado por referência, veja seção 36.6].

(12) *Nível de ruído Estágio 5* significa um nível de ruído igual ou inferior ao limite de ruído do Estágio 5 prescrito na seção B36.5(e) do apêndice B deste RBAC.

(13) *Avião Estágio 5* significa um avião para o qual foi demonstrado, conforme este RBAC, não exceder o limite de ruído do Estágio 5 prescrito na seção B36.5(e) do apêndice B deste RBAC.

(11) *Nível de ruído Capítulo 14* significa um nível de ruído igual ou inferior ao nível de ruído máximo prescrito no Capítulo 14 do Anexo 16, Volume I, Sétima Edição, Emenda 11-B da ICAO [Incorporado por referência, veja seção 36.6].

(g) Para o propósito de demonstração do cumprimento com este RBAC, para grandes aviões da categoria transporte e aviões a jato indiferentemente da categoria, cada avião não pode ser identificado estar em conformidade simultaneamente com mais de um estágio ou configuração.

(h) Para o propósito de demonstração do cumprimento com este RBAC, para helicópteros das categorias primária, normal, transporte e restrita, os seguintes termos têm os significados especificados:

(1) *Nível de ruído Estágio 1* significa um nível de ruído de decolagem, sobrevoou ou de aproximação superior aos limites correspondentes de ruído do Estágio 2 prescritos na seção H36.305 do apêndice H deste RBAC, ou um nível de ruído de sobrevoou superior ao limite de ruído do Estágio 2 prescrito na seção J36.305 do apêndice J deste RBAC.

(2) *Helicóptero Estágio 1* significa um helicóptero para o qual não foi demonstrado, conforme este RBAC, o cumprimento com os níveis de ruído de decolagem, sobrevoou e de aproximação requeridos para helicópteros Estágio 2, como prescrito na seção H36.305 do apêndice H deste RBAC, ou um helicóptero para o qual não foi demonstrado, conforme este RBAC, o cumprimento com o nível de ruído de sobrevoou requerido para helicópteros Estágio 2, como prescrito na seção J36.305 do apêndice J deste RBAC.

(3) *Nível de ruído Estágio 2* significa um nível de ruído de decolagem, sobrevoou ou de aproximação igual ou inferior aos limites de ruído do Estágio 2 prescritos na seção H36.305 do apêndice H deste RBAC, ou um nível de ruído de sobrevoou igual ou inferior ao limite do Estágio 2 prescrito na seção J36.305 do apêndice J deste RBAC.

(4) *Helicóptero Estágio 2* significa um helicóptero para o qual foi demonstrado, conforme este RBAC, o cumprimento com os limites de ruído do Estágio 2 (incluindo as relações de compensação aplicáveis), prescritos na seção H36.305 do apêndice H deste RBAC, ou um helicóptero para o qual

foi demonstrado, conforme este RBAC, o cumprimento com o limite de ruído do Estágio 2 prescrito na seção J36.305 do apêndice J deste RBAC.

(5) *Nível de ruído Estágio 3* significa um nível de ruído de decolagem, sobrevoou ou de aproximação igual ou inferior aos limites de ruído do Estágio 3 prescritos na seção H36.305 do apêndice H deste RBAC, ou um nível de ruído sobrevoou igual ou inferior aos limites de ruído do Estágio 3 prescritos na seção J36.305 do Apêndice J deste RBAC.

(6) *Helicóptero do Estágio 3* significa um helicóptero para o qual foi demonstrado, conforme este RBAC, o cumprimento com os limites de ruído do Estágio 3 (incluindo as relações de compensação aplicáveis) prescritos na seção H36.305 do apêndice H deste RBAC, ou um helicóptero para o qual foi demonstrado, conforme este RBAC, o cumprimento com o limite de ruído do Estágio 3 prescrito na seção J36.305 do apêndice J deste RBAC.

(7) *RPM máximo de operação normal* significa a velocidade mais alta do rotor correspondente ao limite de aeronavegabilidade imposto pelo fabricante e aprovado pela ANAC. Quando uma tolerância para a velocidade mais alta do rotor é especificada, a velocidade máxima de operação normal do rotor é a velocidade mais alta do rotor para a qual essa tolerância é fornecida. Se a velocidade do rotor é automaticamente vinculada à condição de voo, a velocidade máxima de operação normal do rotor correspondente à condição de referência de voo deve ser utilizada durante o procedimento de certificação de ruído. Se a velocidade do rotor pode ser alterada pela ação do piloto, a velocidade mais alta de operação normal do rotor especificada na seção de limitação do manual de voo para condições de referência deve ser utilizada durante o procedimento de certificação de ruído.

(i) Para o propósito de demonstrar conformidade com este RBAC para as aeronaves de rotores basculantes (tiltrotors), os seguintes termos têm os significados especificados:

Modo avião significa uma configuração com naceles nas paradas inferiores (*down stops*) (eixo alinhado horizontalmente) e com velocidade do rotor definida para rotações por minuto (RPM) de cruzeiro.

RPM no modo avião significa a faixa mais baixa da velocidade de rotação do rotor em RPM definida para a condição de voo em cruzeiro no modo avião.

Pontos fixos de operação significam as posições angulares das naceles selecionadas para a referência de aeronavegabilidade. Essas são as posições padrão utilizadas para se referir à operação normal de posicionamento das naceles da aeronave. O ângulo da nacele é controlado por um interruptor autocentralizador. Quando o ângulo da nacele é de 0 grau (modo avião) e o piloto move a chave da nacele para cima, as naceles são programadas para girar automaticamente para a primeira posição padrão (por exemplo, 60 graus), onde elas irão parar. Um segundo movimento para cima do interruptor inclina a nacele para a segunda posição padrão (por exemplo, 75 graus). Acima da última posição padrão, o ângulo da nacele pode ser configurado em qualquer ângulo de até aproximadamente 95 graus, movendo o interruptor na direção para cima ou para baixo. O número e a posição dos pontos fixos de operação podem variar em diferentes configurações da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*).

Ângulo da nacele é definido como o ângulo entre a linha central do eixo do rotor e o eixo longitudinal da fuselagem da aeronave.

Aeronave de rotores basculantes (tiltrotor) significa uma classe de aeronave capaz de realizar

decolagem e aterrissagem verticais, dentro da categoria de sustentação motorizada, com rotores montados nas pontas das asas ou suas proximidades, que variam em passo da configuração quase vertical à configuração horizontal relativa à asa e à fuselagem.

Modo vertical de decolagem e aterrissagem (VTOL) significa o estado ou configuração da aeronave que tem os rotores orientados com o eixo de rotação de maneira vertical (isto é, ângulo de nacele de aproximadamente 90 graus) para operações verticais de decolagem e aterrissagem.

V_{CON} é definida como a velocidade máxima autorizada para qualquer ângulo de nacele no modo VTOL/Conversão.

Modo VTOL/Conversão são todas as posições aprovadas das naceles em que a velocidade de projeto do rotor para operação é utilizada para operações de voo pairado.

RPM do modo VTOL significa a faixa mais alta de RPM que ocorre para condições de decolagem, aproximação, voo pairado e conversão.

[Doc. No. 13243, Amdt. 36-4, 40 FR 1034, Jan. 6, 1975; Amdt. 36-29, 78 FR 1139, Jan. 8, 2013; Amdt. 36-30, 79 FR 12044, Mar. 4, 2014; FAA Doc. No. FAA-2015-3782, Amdt. No. 36-31, 82 FR 46130, Oct. 4, 2017]

Nota Editorial: Para as citações do Federal Register que afetam a seção 36.1, veja a Lista de CFR Sections Affected, que consta na seção Finding Aids do volume impresso e no GPO Access.

§ 36.2 Requisitos na data de requerimento.

(a) Não obstante da seção 21.17 do RBAC 21, cada pessoa que requeira um certificado de tipo, para aeronaves abrangidas por este RBAC, deve demonstrar que a aeronave cumpre com os requisitos aplicáveis deste RBAC que estão em vigor na data de requerimento para esse certificado de tipo. Quando o intervalo de tempo entre a data de requerimento do certificado de tipo e a data de emissão do certificado de tipo exceder a 5 anos, o requerente deve demonstrar que a aeronave cumpre os requisitos aplicáveis deste RBAC que estavam em vigor em uma data, a ser selecionada pelo requerente, que não seja anterior a 5 anos à data de emissão do certificado de tipo.

(b) Não obstante da seção 21.101 (a) do RBAC 21, cada pessoa que requeira uma modificação acústica a um projeto de tipo, especificada no parágrafo 21.93(b) do RBAC 21, deve demonstrar a conformidade com os requisitos aplicáveis deste RBAC em vigor na data do requerimento da modificação no projeto de tipo. Quando o intervalo de tempo entre a data do requerimento para a modificação no projeto de tipo e a data de emissão do certificado suplementar de tipo, ou da emenda a um certificado de tipo existente, exceder a 5 anos, o requerente deve demonstrar que a aeronave cumpre com os requisitos aplicáveis deste RBAC que estavam em vigor em uma data, a ser selecionada pelo requerente, que não seja anterior a 5 anos à data de emissão do certificado suplementar de tipo ou da emenda a um certificado de tipo existente.

(c) Se um requerente optar por demonstrar o cumprimento com um requisito deste RBAC que tenha se tornado efetivo após a solicitação do requerimento de um certificado de tipo ou modificação a um projeto de tipo, essa opção:

(1) Deve ser aprovada pela ANAC;

(2) Deve incluir os requisitos adotados entre a data de requerimento e a data da opção;

(3) Pode incluir outros requisitos publicados posteriormente ao requisito elegido pelo requerente, conforme determinado pela ANAC.

[Amdt. 36–54, 67 FR 45211, July 8, 2002; Amdt. 36–24, 67 FR 63195, Oct. 10, 2002]

§ 36.3 Compatibilidade com os requisitos de aeronavegabilidade.

Deve ser demonstrado que a aeronave cumpre com os regulamentos de aeronavegabilidade que constituem a sua base da certificação de projeto de tipo, em todas as condições em que a conformidade com este RBAC é demonstrada, e que todos os procedimentos utilizados para demonstrar o cumprimento com este RBAC e todos os procedimentos e informações para a tripulação de voo desenvolvidos no âmbito deste RBAC são consistentes com os regulamentos de aeronavegabilidade que constituem a base da certificação do projeto de tipo da aeronave.

[Doc. No. 9337, 34 FR 18364, Nov. 18, 1969, as amended by Amdt. 36–14, 53 FR 3540, Feb. 5, 1988]

§ 36.5 [Reserved]

§ 36.6 Incorporação por referência.

(a) Certos materiais são incorporados por referência a este RBAC. Todo o material aprovado está disponível para inspeção nas bibliotecas da ANAC e podem ser obtidos nas fontes detalhadas nos parágrafos (b) a (d) desta seção.

(b) International Civil Aviation Organization (ICAO), Document Sales Unit, 999 University Street, Montreal, Quebec, H3C 5H7, Canada. <http://www.icao.int/publications/Pages/default.aspx>

(1) International Standards and Recommended Practices, Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Environmental Protection, Volume I, Aircraft Noise, Third Edition, julho de 1993, Amendment 7 efetivo em 21 de março de 2002, IBR aprovado para a seção 36.1(f) e apêndices A e B do RBAC 36.

(2) International Standards and Recommended Practices, Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Environmental Protection, Volume I, Aircraft Noise, Seventh Edition, julho de 2014, Amendment 11–B, aplicável em 1º de janeiro de 2015, IBR aprovado para a seção 36.1(f) e apêndices A e B do RBAC 36.

(c) International Electrotechnical Commission (IEC) 3 Rue de Varembe, Case Postale 131, 1211 Geneva 20, Switzerland, <http://www.iec.ch/standardsdev/publications/?ref=menu>.

(1) Publication No. 179, Precision Level Sound Meters, (IEC 179) 1973, IBR aprovado para o apêndice F do RBAC 36.

(2) Publication No. 561, Electroacoustical Measuring Equipment for Aircraft Noise Certification, primeira edição, 1976, (IEC 561), IBR aprovado para os apêndices G e J do RBAC 36.

(3) Publication No. 651, Sound Level Meters, primeira edição, 1979, (IEC 651), IBR aprovado para os apêndices G e J do RBAC 36.

(4) Publication No. 804, Integrating averaging Sound Level Meters, primeira edição, 1985, (IEC 804), IBR aprovado para o apêndice J do RBAC 36.

(5) Publication No. 61094-3, Measurement Microphones—Part 3: Primary Method for Free-Field Calibration of Laboratory Standard Microphones by the Reciprocity Technique, edição 1.0, 1995 (IEC 61094-3) IBR aprovado para o apêndice A do RBAC 36.

(6) Publication No. 61094-4, Measurement Microphones—Part 4: Specifications for Working Standard Microphones, edição 1.0, 1995, (IEC 61094-4) IBR aprovado para o apêndice A do RBAC 36.

(7) Publication No. 61260, Electroacoustics-Octave-Band and Fractional-Octave-Band Filters, edição 1.0, 1995, (IEC 61260), IBR aprovado para o apêndice A do RBAC 36.

(8) [Reservado].

(d) Society of Automotive Engineers, Inc. (SAE), 400 Commonwealth Drive, Warrentown, PA 15096, <http://www.sae.org/pubs/>.

(1) ARP 866A, Standard Values at Atmospheric Absorption as a Function of Temperature and Humidity for use in Evaluating Aircraft Flyover Noise, March 15, 1975, IBR aprovado para o apêndice H do RBAC 36.

(2) [Reserved]

(e)-I Associação Brasileira de Normas Técnicas (ABNT), Rua Conselheiro Nebias, 1.131, Campos Eliseos, São Paulo- SP, 01203-002, <http://abnt.org.br>.

(1)-I ABNT NBR IEC 61265, Eletroacústica — Instrumentos para medição de ruído de aeronaves — Requisitos de desempenho para sistemas de medição de níveis de pressão sonora na certificação de ruído de aeronaves" Edição 1.0, 2020.

(2)-I ABNT NBR IEC 60942, "Eletroacústica — Calibradores de nível sonoro" Edition 1.0, 2020.

[Amdt. 36-9, 43 FR 8739, Mar. 3, 1978, as amended by Amdt. 36-16, 53 FR 47400, Nov. 22, 1988; Amdt. 36-20, 57 FR 42854, Sept. 16, 1992; Amdt. 36-54, 67 FR 45212, July 8, 2002; Amdt. 36-24, 28 FR 1512, Jan. 10, 2003; 68 FR 2402, Jan. 16, 2003; Amdt. 36-26, 70 FR 38748, July 5, 2005; 72 FR 68475, Dec. 5, 2007; Amdt. No. 36-31, 82 FR 46129, Oct. 4, 2017]

§ 36.7 Modificação acústica: Grandes aviões da categoria transporte e aviões a jato.

(a) *Aplicabilidade*. Esta seção se aplica a todos os grandes aviões da categoria transporte e aviões a jato cuja aprovação de uma modificação acústica é requerida conforme parágrafo 21.93 (b) do RBAC 21.

(b) *Requisitos gerais*. Salvo disposição em contrário especificamente fornecida, para cada avião abrangido por esta seção, os requisitos para a aprovação de uma modificação acústica são os seguintes:

(1) Na demonstração do cumprimento com os requisitos, os níveis de ruído devem ser medidos e avaliados em conformidade com os procedimentos aplicáveis e condições estabelecidas no Apêndice A deste RBAC.

(2) A conformidade com os limites de ruído prescritos na seção B36.5 do apêndice B deve ser demonstrada de acordo com as provisões aplicáveis das seções B36.7 e B36.8 do apêndice B deste RBAC.

(c) *Aviões Estágio 1.* Para cada avião Estágio 1, antes da modificação no projeto de tipo, as seguintes provisões são aplicáveis, em adição às provisões do parágrafo (b) desta seção:

(1) Se um avião é um avião Estágio 1 anteriormente à modificação no projeto de tipo, esse não pode, após a modificação no projeto de tipo, exceder os níveis de ruído apresentados anteriormente à modificação no projeto de tipo. As provisões das relações de compensação da seção B36.6 do apêndice B deste RBAC não podem ser utilizadas para aumentar os níveis de ruído do Estágio 1, a menos que a aeronave se qualifique como um avião Estágio 2.

(2) Em adição, para um avião cujo requerimento é realizado após 17 de Setembro, 1971—

(i) Durante os ensaios conduzidos antes e depois da modificação no projeto de tipo, não pode haver uma redução na potência ou no empuxo abaixo da maior potência ou do maior empuxo aprovados de aeronavegabilidade; e

(ii) Durante os ensaios de ruído de sobrevoo e lateral, conduzidos anteriormente à modificação no projeto de tipo, a configuração mais silenciosa, aprovada para os aspectos de aeronavegabilidade, disponível para o maior peso de decolagem aprovado, deve ser utilizada.

(d) *Aviões Estágio 2.* Se um avião é um avião Estágio 2 anteriormente à modificação no projeto de tipo, as seguintes provisões são aplicáveis, em adição às provisões do parágrafo (b) desta seção:

(1) *Aviões com motores a jato com elevada razão de diluição.* Para um avião que tem motores a jato com uma razão de diluição igual ou superior a 2 anteriormente a uma modificação no projeto de tipo—

(i) Após a modificação no projeto de tipo, o avião não pode exceder (A) cada limite de ruído do Estágio 3 por mais que 3 EPNdB, ou (B) cada limite de ruído do Estágio 2, a opção que resultar no menor limite;

(ii) As provisões das relações de compensação da seção B36.6 do apêndice B deste RBAC podem ser utilizadas na determinação do cumprimento conforme este parágrafo com respeito ao limite de ruído do Estágio 2 ou aos limites de ruído do Estágio 3 adicionados de 3 EPNdB, conforme aplicável; e

(iii) Durante os ensaios de ruído de sobrevoo e lateral, conduzidos anteriormente à modificação no projeto de tipo, a configuração mais silenciosa, aprovada para os aspectos de aeronavegabilidade, disponível para o maior peso de decolagem aprovado, deve ser utilizada.

(2) *Aviões que não têm motores a jato com alta razão de diluição.* Para um avião que não tem motores a jato com uma razão de diluição igual ou superior a 2 anteriormente a uma modificação no

projeto de tipo—

- (i) O avião não pode ser um avião Estágio 1 após a modificação no projeto de tipo; e
- (ii) Durante os ensaios de ruído de sobrevoo e lateral conduzidos anteriormente à modificação no projeto de tipo, a configuração mais silenciosa, aprovada para os aspectos de aeronavegabilidade, disponível para o maior peso de decolagem aprovado, deve ser utilizada.
- (e) *Aviões Estágio 3.* Se um avião é um avião Estágio 3 anteriormente à modificação no projeto de tipo, as seguintes provisões são aplicáveis, em adição às provisões do parágrafo (b) desta seção:
- (1) Se o cumprimento com os níveis de ruído do Estágio 3 não é necessário antes da modificação no projeto de tipo, o avião deve—
- (i) Ser um avião Estágio 2 após a modificação de projeto de tipo e a conformidade deve ser demonstrada conforme as provisões do parágrafo (d)(1) ou (d)(2) desta seção, como apropriado; ou
- (ii) Permanecer como um avião Estágio 3 após a modificação no projeto de tipo. A conformidade deve ser demonstrada conforme as provisões do parágrafo (e)(2) desta seção.
- (2) Se o cumprimento com os níveis de ruído do Estágio 3 é necessário anteriormente à modificação no projeto de tipo, o avião deve ser um avião Estágio 3 posteriormente à modificação no projeto de tipo.
- (3) Requerimentos em, ou posteriores a, [14 de Agosto de 1989.] O avião deve permanecer um avião Estágio 3 após a modificação no projeto de tipo.
- (4) Se um avião é um avião Estágio 3 antes de uma modificação no projeto de tipo, e se torna um avião Estágio 4 após a modificação no projeto de tipo, o avião deve permanecer um avião Estágio 4.
- (5) Se um avião é um avião Estágio 3 antes de uma modificação no projeto de tipo, e se torna um avião Estágio 5 após a modificação no projeto de tipo, o avião deve permanecer um avião Estágio 5.
- (f) *Aviões Estágio 4.*
- (1) Se um avião é um avião Estágio 4 anteriormente a uma modificação no projeto de tipo, o avião deve permanecer um avião Estágio 4 após a modificação no projeto de tipo.
- (2) Se um avião é um avião Estágio 4 antes de uma modificação no projeto de tipo, e se torna um avião Estágio 5 após a modificação no projeto de tipo, o avião deve permanecer um avião Estágio 5.
- (g) *Aviões Estágio 5.* Se um avião é um avião Estágio 5 anteriormente a uma modificação no projeto de tipo, o avião deve permanecer um avião Estágio 5 após a modificação no projeto de tipo.
- [Amdt. 36–7, 42 FR 12371, Mar. 3, 1977; Amdt. 36–8, 43 FR 8730, Mar. 2, 1978; Amdt. 36–10, 43 FR 28420, June 29, 1978; Amdt. 36–12, 46 FR 33464, June 29, 1981; Amdt. 36–15, 53 FR 16366, May 6, 1988; 53 FR 18950, May 25, 1988; Amdt. 36–17, 54 FR 21042, May 15, 1989; Amdt. 36–54, 67 FR 45212, July 8, 2002; Amdt. 36–26, 70 FR 38749, July 5, 2005; Amdt. No. 36-31, 82 FR 46130, Oct. 4, 2017]

§ 36.9 Modificação acústica: Pequenos aviões a hélice, aviões a hélice da categoria transporte regional.

Para pequenos aviões a hélice na categoria primária, normal, utilidade, acrobática, transporte e restrita, e para aviões a hélice da categoria transporte regional (*commuter*) cuja a aprovação de uma modificação acústica é requerida conforme parágrafo 21.93(b) do RBAC 21 após 01 de Janeiro de 1975, as seguintes provisões são aplicáveis:

(a) Se o projeto de tipo de um avião foi certificado conforme este RBAC antes de uma modificação no projeto de tipo, este não pode subsequentemente exceder os limites de ruído especificados na seção 36.501 deste RBAC.

(b) Se o projeto de tipo de um avião não foi certificado conforme este RBAC antes de uma modificação no projeto de tipo, este não pode exceder o maior dos seguintes valores:

(1) O limite de ruído especificado na seção 36.501 deste RBAC, ou

(2) O nível de ruído apresentado antes da modificação no projeto de tipo, medido e corrigido como prescrito na seção 36.501 deste RBAC.

[Amdt. 36–16, 53 FR 47400, Nov. 22, 1988; 53 FR 50157, Dec. 13, 1988; Amdt. 36–19, 57 FR 41369, Sept. 9, 1992]

§ 36.11 Modificação acústica: Helicópteros.

Esta seção se aplica a todos os helicópteros pertencentes às categorias primária, normal, transporte e restrita cuja aprovação de uma modificação acústica é requerida conforme parágrafo 21.93 (b) do RBAC 21 em, ou após, 06 de Março de 1986. A conformidade com os requisitos desta seção deve ser demonstrada conforme o apêndice H deste RBAC, ou, para os helicópteros com peso máximo certificado de decolagem inferior a 7.000 libras, o cumprimento com esta seção pode ser demonstrado conforme apêndice J deste RBAC.

(a) *Requisitos gerais.* Salvo disposição em contrário fornecida, para os helicópteros abrangidos por esta seção, os requisitos para a aprovação de uma modificação acústica são os seguintes:

(1) Na demonstração de conformidade com os requisitos do apêndice H deste RBAC, os níveis de ruído devem ser medidos, avaliados e calculados em conformidade com os procedimentos aplicáveis e condições prescritas nas partes B e C do apêndice H deste RBAC. Para os helicópteros com peso máximo certificado de decolagem inferior a 7.000 libras que, alternativamente, demonstrem o cumprimento conforme apêndice J deste RBAC, o nível de ruído de sobrevoo previsto no apêndice J deste RBAC deve ser medido, avaliado e calculado em conformidade com os procedimentos aplicáveis e condições prescritas nas partes B e C do apêndice J deste RBAC.

(2) A conformidade com os limites de ruído prescritos na seção H36.305 do apêndice H deste RBAC deve ser demonstrada em conformidade com as provisões aplicáveis da parte D do apêndice H deste RBAC. Para aqueles helicópteros que demonstram a conformidade com os requisitos do apêndice J deste RBAC, o cumprimento com os níveis de ruído prescritos na seção J36.305 do apêndice J deste RBAC deve ser demonstrado em conformidade com as provisões aplicáveis da parte D do apêndice J deste RBAC.

(b) *Helicópteros Estágio 1*. Exceto como disposto no parágrafo 36.805 (c) deste RBAC, para cada helicóptero Estágio 1 antes de uma modificação no projeto de tipo, os níveis de ruído do helicóptero não podem, posteriormente à modificação no projeto de tipo, exceder os níveis de ruído especificados na subparágrafo H36.305(a)(1) do apêndice H deste RBAC onde a demonstração de conformidade está conforme o apêndice H deste RBAC. As provisões das relações de compensação conforme o parágrafo H36.305(b) do apêndice H deste RBAC não podem ser utilizadas para aumentar qualquer nível de ruído do Estágio 1 além desses limites. Se o requerente escolhe demonstrar o cumprimento conforme apêndice J deste RBAC, para cada helicóptero Estágio 1, antes de uma modificação no projeto de tipo, os níveis de ruído do helicóptero não podem, após uma modificação no projeto de tipo, exceder os níveis de ruído Estágio 2 especificados na seção J36.305(a) do apêndice J deste RBAC.

(c) *Helicópteros Estágio 2*. Para cada helicóptero que é um helicóptero Estágio 2 antes de uma modificação no projeto de tipo, após uma modificação no projeto de tipo, o helicóptero deve:

(1) Permanecer um helicóptero Estágio 2; ou

(2) Cumprir com os requisitos do Estágio 3 e permanecer um helicóptero Estágio 3 por conseguinte.

(d) *Helicópteros Estágio 3*. Para um helicóptero que é um helicóptero Estágio 3 antes de uma modificação no projeto de tipo, o helicóptero deve permanecer um helicóptero Estágio 3 após uma modificação no projeto de tipo.

[Doc. No. 26910, 57 FR 42854, Sept. 16, 1992, as amended by Amdt. 36–25, 69 FR 31234, June 2, 2004; Amdt. 36-30, 79 FR 12044, Mar. 4, 2014]

§ 36.13 Modificação acústica: Aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*).

Os requisitos a seguir se aplicam às aeronaves de rotores basculantes (*tiltrotors*) de qualquer categoria para a qual uma aprovação de modificação acústica é requerida conforme a seção 21.93 (b) do RBAC 21 em, ou após, 11 de Março de 2013:

(a) Ao demonstrar a conformidade com o Apêndice K deste RBAC, os níveis de ruído devem ser medidos, avaliados e calculados em conformidade com os procedimentos e condições aplicáveis prescritos no Apêndice K deste RBAC.

(b) A conformidade com os limites de ruído prescritos na seção K4 (Limites de Ruído) do Apêndice K deste RBAC deve ser demonstrada em conformidade com as provisões aplicáveis das seções K2 (Medida de Avaliação de Ruído), K3 (Pontos de Referência para Medição de Ruído), K6 (Procedimentos de Referência para Certificação de Ruído) e K7 (Procedimentos de Ensaio) do Apêndice K deste RBAC.

(c) Após uma modificação no projeto do tipo, os níveis de ruído da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) não podem exceder os limites especificados na Seção 36.1103.

[Amdt. 36-29, 78 FR 1139, Jan. 8, 2013]

Subparte B - Grandes Aviões da Categoria Transporte e Aviões a Jato.

§ 36.101 Medição e avaliação de ruído.

Para grandes aviões da categoria transporte e aviões a jato, o ruído gerado pelo avião deve ser medido e avaliado conforme o apêndice A deste RBAC ou conforme um processo equivalente aprovado.

[Amdt. 36–54, 67 FR 45212, July 8, 2002]

§ 36.103 Limites de ruído.

(a) Para grandes aviões subsônicos da categoria transporte e aviões subsônicos a jato, a conformidade com esta seção deve ser demonstrada com os níveis de ruído medidos e avaliados como prescrito no apêndice A deste RBAC e demonstrada nos pontos de medição, e em conformidade com os procedimentos de ensaio conforme seção B36.8 (ou um procedimento equivalente aprovado), especificados no apêndice B deste RBAC.

(b) Requerimentos de certificação de tipo entre 05 de Novembro de 1975 e 31 Dezembro de 2005. Se o requerimento for efetuado em, ou após, 05 de Novembro de 1975, e antes de 01 de Janeiro de 2006, deve-se demonstrar que os níveis de ruído do avião não são superiores ao limite de ruído do Estágio 3 prescrito na seção B36.5(c) do apêndice B deste RBAC.

(c) Requerimentos de certificação de tipo entre 01 de Janeiro de 2006 e a data especificada no parágrafo (d) ou (e) desta seção, conforme aplicável ao peso do avião. Se o requerimento for efetuado em, ou após, 01 de Janeiro de 2006 e antes da data especificada no parágrafo (d) ou (e) desta seção (conforme aplicável ao peso do avião), deve-se demonstrar que os níveis de ruído do avião não são superiores ao limite de ruído do Estágio 4 prescrito na seção B36.5 (d) do apêndice B deste RBAC. Se um requerente optar por certificar voluntariamente um avião no Estágio 4 antes de Janeiro de 2006, então os requisitos do parágrafo 36.7 (f) são aplicáveis a esse avião.

(d) Para aviões com um peso máximo certificado de decolagem de 121.254 libras (55.000 kg) ou superior, requerimentos de certificação de tipo em, ou após, 31 de Dezembro de 2017. Se o requerimento for efetuado em, ou após, 31 de Dezembro de 2017, deve-se ser demonstrado que os níveis de ruído do avião não são superiores ao limite de ruído do Estágio 5 prescrito na seção B36.5 (e) do apêndice B deste RBAC. Antes de 31 de Dezembro de 2017, um requerente pode solicitar a certificação voluntária para o Estágio 5. Se a certificação do Estágio 5 for escolhida, os requisitos do parágrafo 36.7 (g) serão aplicados.

(e) Para aviões com um peso máximo certificado de decolagem inferior a 121.254 libras (55.000 kg), requerimentos de certificação de tipo em, ou após, 31 de Dezembro de 2020. Se o requerimento for efetuado em, ou após, 31 de Dezembro de 2020, deve-se ser demonstrado que os níveis de ruído do avião não são superiores ao limite de ruído do Estágio 5 prescrito na seção B36.5 (e) do apêndice B deste RBAC. Antes de 31 de Dezembro de 2020, um requerente pode solicitar a certificação voluntária para o Estágio 5. Se a certificação do Estágio 5 for escolhida, os requisitos do parágrafo 36.7 (g) serão aplicados.

[Amdt. 36–54, 67 FR 45212, July 8, 2002, as amended by Amdt. 36–26, 70 FR 38749, July 5, 2005; Amdt. No. 36-31, 82 FR 46130, Oct. 4, 2017]

§ 36.105 Declaração do Manual de Voo de equivalência ao Chapter 4.

Para cada avião que cumpra com os requisitos para a certificação do Estágio 4, o Manual de Voo do

Avião ou o manual de operações deve incluir a seguinte declaração: “Os seguintes níveis de ruído estão em conformidade com os requisitos de nível máximos de ruído do RBAC 36, Apêndice B, Estágio 4 e foram obtidos por análise dos dados aprovados de ensaios de ruído conduzidos conforme as provisões do RBAC 36, Emenda [inserir número da Emenda do RBAC 36 no qual o avião foi certificado]. Os procedimentos de medição e avaliação de ruído utilizados para obter esses níveis de ruído são considerados pela ANAC como equivalentes aos níveis de ruído do Chapter 4 requeridos pela International Civil Aviation Organization (ICAO) no Anexo 16, Volume 1, Apêndice 2, Emenda 7, efetivo em 21 de Março de 2002.” [Incorporado por referência, ver parágrafo 36.6].

[Amdt. 36–26, 70 FR 38749, July 5, 2005; 70 FR 41610, July 20, 2005]

§ 36.106 Declaração do Manual de Voo de equivalência do nível de ruído do Chapter 14.

Para cada avião que cumpra com os requisitos para a certificação do Estágio 5, o Manual de Voo do Avião ou o manual de operações deve incluir a seguinte declaração: “Os seguintes níveis de ruído estão em conformidade com os requisitos de nível máximos de ruído do RBAC 36, apêndice B, Estágio 5 e foram obtidos por análise dos dados aprovados de ensaios de ruído conduzidos conforme as provisões do RBAC 36, Emenda [inserir número da Emenda do RBAC 36 no qual o avião foi certificado]. Os procedimentos de medição e avaliação de ruído utilizados para obter esses níveis de ruído são considerados pela ANAC como equivalentes aos níveis de ruído do Chapter 14 requeridos pela International Civil Aviation Organization (ICAO) no Anexo 16, Volume 1, Aircraft Noise, Sétima Edição, Julho de 2014, Emenda 11–B, aplicável em 01 de Janeiro de 2015.”

[FAA Doc. No. FAA-2015-3782, Amdt. No. 36-31, 82 FR 46130, Oct. 4, 2017]

Subparte C [Reservado]

Subparte D—Limites de Ruído para Aviões Supersônicos da Categoria Transporte.

§ 36.301 Limites de ruído: Concorde.

(a) *Geral.* Para o avião Concorde, o cumprimento com esta subparte deve ser demonstrado com os níveis de ruído medidos e avaliados como previsto na Subparte B deste RBAC, e demonstrado nos pontos de medição prescritos no apêndice B deste RBAC.

(b) *Limites de ruído.* Deve-se demonstrar que, em conformidade com as provisões deste RBAC em efeito em 13 de Outubro de 1977, os níveis de ruído do avião são reduzidos para os menores níveis economicamente razoáveis, tecnologicamente praticáveis e apropriados ao projeto de tipo Concorde.

[Amdt. 36–10, 43 FR 28420, June 29, 1978, as amended by Amdt. 36–54, 67 FR 45212, July 8, 2002]

Subparte E [Reservado]

Subparte F—Pequenos Aviões Propelidos a Hélice e Aviões Propelidos a Hélice da Categoria Transporte Regional.

§ 36.501 Limites de ruído.

(a) O cumprimento com esta subparte deve ser demonstrado para—

(1) Pequenos aviões propelidos a hélice cujo requerimento para a emissão de um novo certificado de tipo, de uma emenda a um certificado de tipo existente, ou de um certificado suplementar de tipo na categoria normal, utilidade, acrobática, transporte ou restrita foi efetuado em, ou após, 10 de Outubro de 1973; e aviões propelidos a hélice da categoria transporte regional, cujo requerimento para a emissão de certificado de tipo na categoria transporte regional foi efetuado em, ou após, 15 de Janeiro de 1987.

(2) Pequenos aviões propelidos a hélice e aviões propelidos a hélice da categoria transporte regional, cujo requerimento inicial para um certificado de aeronavegabilidade padrão ou certificado de aeronavegabilidade para categoria restrita, e que nenhum voo, tenha ocorrido antes de 01 de Janeiro de 1980 (independente da data de requisição).

(3) Aviões na categoria primária:

(i) Exceto como previsto no subparágrafo (a)(3)(ii) desta seção, para um avião cujo requerimento para um certificado de tipo na categoria primária foi efetuado e que não tenha sido previamente certificado conforme o apêndice F deste RBAC, a conformidade com o apêndice G deste RBAC deve ser demonstrada.

(ii) Para um avião na categoria normal, utilidade ou acrobática (A) que tenha um certificado de tipo emitido conforme um RBAC, (B) que tenha um certificado de aeronavegabilidade padrão emitido conforme um RBAC, (C) que não tenha recebido uma modificação acústica relativa a seu projeto de tipo, (D) que não tenha sido previamente certificado conforme o apêndice F ou G deste RBAC e (E) cujo requerimento para a conversão para a categoria primária tenha sido efetuado, não é requerida uma demonstração adicional de cumprimento com os requisitos deste RBAC.

(b) Para as aeronaves abrangidas por essa subparte cujos ensaios de certificação foram finalizados antes de 22 de Dezembro de 1988, a conformidade deve ser demonstrada com os níveis de ruído medidos e prescritos conforme as Partes B e C do apêndice F deste RBAC, ou conforme procedimentos equivalentes aprovados. Deve-se demonstrar que o nível de ruído do avião não é maior que o limite aplicável estabelecido na Parte D do apêndice F deste RBAC.

(c) Para as aeronaves abrangidas por essa subparte cujos ensaios de certificação foram finalizados antes de 22 de Dezembro de 1988, o cumprimento deve ser demonstrado com os níveis de ruído medidos e prescritos conforme as Partes B e C do apêndice G deste RBAC, ou conforme procedimentos equivalentes aprovados. Deve-se demonstrar que o nível de ruído do avião não é maior que os limites aplicáveis estabelecidos na Parte D do apêndice G deste RBAC.

[Doc. No. 13243, 40 FR 1034, Jan. 6, 1975, as amended by Amdt. 36–13, 52 FR 1836, Jan. 15, 1987; Amdt. 36–16, 53 FR 47400, Nov. 22, 1988; Amdt. 36–19, 57 FR 41369, Sept. 9, 1992]

Subparte G [Reservado]

Subparte H – Helicópteros

Source: Amdt. 36–14, 53 FR 3540, Feb. 5, 1988; 53 FR 7728, Mar. 10, 1988, unless otherwise noted.

§ 36.801 Medição do Ruído.

Para helicópteros da categoria primária, normal, transporte ou categoria restrita cuja certificação é pretendida conforme o apêndice H deste RBAC, o ruído gerado pelo helicóptero deve ser medido nos pontos de medição de ruído e conforme as condições de ensaio prescritos na parte B do apêndice H deste RBAC ou estar conforme com um procedimento equivalente aprovado pela ANAC. Para aqueles helicópteros da categoria primária, normal, transporte e restrita que possuam um peso máximo certificado de decolagem inferior a 7000 libras para qual a conformidade com o apêndice J deste RBAC é demonstrada, o ruído gerado pelo helicóptero deve ser medido no ponto de medição de ruído e estar conforme com as condições de ensaio prescritos na parte B do apêndice J deste RBAC, ou por um procedimento equivalente aprovado pela ANAC.

[Doc. No. 26910, 57 FR 42854, Sept. 16, 1992, as amended by Amdt. 36–25, 69 FR 31234, June 2, 2004]

§ 36.803 Cálculo e avaliação do ruído.

Os dados de medição de ruído requeridos conforme seção 36.801 e obtidos conforme o apêndice H deste RBAC devem ser corrigidos para as condições de referência contidas na parte A do apêndice H deste RBAC e avaliados conforme os procedimentos da parte C do apêndice H deste RBAC, ou por um procedimento equivalente aprovado pela ANAC. Os dados de medição de ruído requeridos conforme seção 36.801 e obtidos conforme o apêndice J deste RBAC devem ser corrigidos para as condições de referência contidas na parte A do apêndice J deste RBAC e avaliados conforme os procedimentos da Parte C do apêndice J deste RBAC ou por um procedimento equivalente aprovado pela ANAC.

[Doc. No. 26910, 57 FR 42854, Sept. 16, 1992]

§ 36.805 Limites de ruído.

(a) O cumprimento com os níveis de ruído prescritos na parte D do apêndice H deste RBAC, ou na parte D do apêndice J deste RBAC, deve ser demonstrado para os helicópteros cujo requerimento para emissão de certificado de tipo na categoria primária, normal, transporte ou restrita foi efetuada em, ou após, 06 de Março de 1986.

(b) Para os helicópteros abrangidos por esta seção, exceto como estabelecido no parágrafo (c) ou (d)(2) desta seção, deve-se ser demonstrado que:

(1) Quando um requerimento para emissão de um certificado de tipo na categoria primária, normal, de transporte ou restrita foi efetuada em, e após, 6 de Março de 1986 e antes de 5 de Maio de 2014, que os níveis de ruído do helicóptero não sejam superiores aos limites de ruído do Estágio 2 prescritos na seção H36.305 do apêndice H deste RBAC ou na seção J36.305 do apêndice J deste

RBAC, conforme aplicável; ou

(2) Quando um requerimento para emissão de um certificado de tipo na categoria primária, normal, transporte ou restrita foi efetuado em, ou após, 5 de Maio de 2014, que os níveis de ruído do helicóptero não sejam superiores aos limites de ruído da Estágio 3 prescritos na seção H36.305 do apêndice H deste RBAC ou na seção J36.305 do apêndice J deste RBAC, conforme aplicável.

(c) Para helicópteros cujo requerimento para emissão de certificado de tipo inicial na categoria primária, normal, transporte ou restrita foi efetuado em, ou após, 06 de Março de 1986 e a ANAC considere que esta seja a primeira versão civil de um helicóptero o qual foi projetado e construído para, e aceito para uso operacional pelas Forças Armadas do Brasil em, ou antes, de 06 de Março de 1986, deve-se demonstrar que os níveis de ruído do helicóptero não são superiores aos limites de ruído para modificações no projeto de tipo conforme especificado na seção H36.305(a)(1)(ii) do apêndice H deste RBAC para demonstração de cumprimento conforme o apêndice H deste RBAC, ou conforme especificado na seção J36.305 do apêndice J deste RBAC para demonstração de cumprimento conforme o Apêndice J deste RBAC. As versões civis subsequentes de tais helicópteros devem atender os requisitos do Estágio 2.

(d) Helicópteros na categoria primária:

(1) Exceto como previsto no parágrafo (d)(2) desta seção, para um helicóptero cujo requerimento para um certificado de tipo na categoria primária foi efetuado e não tenha sido previamente certificado conforme o apêndice H deste RBAC, a conformidade com o apêndice H deste RBAC deve ser demonstrada.

(2) Para um helicóptero:

(i) Que possua um certificado de tipo normal ou transporte emitido em conformidade com este RBAC;

(ii) Que possua um certificado de aeronavegabilidade padrão emitido em conformidade com este RBAC;

(iii) Que não tenha recebido uma modificação acústica relativa a seu projeto de;

(iv) Que não tenha sido previamente certificado conforme o apêndice H deste RBAC; e

(v) Cujo requerimento para conversão para categoria primária foi efetuado, a demonstração adicional de cumprimentos com este RBAC não é requerida.

[Doc. No. 26910, 57 FR 42855, Sept. 16, 1992, as amended by Amdt. 36-30, 79 FR 12045, Mar. 4, 2014]

Subpartes I–J [Reservado]

Subparte K – Aeronaves de rotores basculantes (*tiltrotors*)

§ 36.1101 Medição e avaliação de ruído.

Para as aeronaves de rotores basculantes (*tiltrotors*), o ruído gerado deve ser medido e avaliado conforme o Apêndice K deste RBAC ou conforme um procedimento equivalente aprovado.

[Amdt. 36-29, 78 FR 1139, Jan. 8, 2013]

§ 36.1103 Limites de ruído.

(a) A conformidade com os níveis máximos de ruído prescritos no Apêndice K deste RBAC deve ser demonstrada para uma aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) cujo requerimento para emissão de um certificado de tipo foi efetuado em, ou após, 11 de Março de 2013.

(b) Para demonstrar a conformidade com este RBAC, os níveis de ruído não podem exceder os limites de ruído listados no Apêndice K, Seção K4, Limites de Ruído deste RBAC. O Apêndice K deste RBAC (ou um procedimento equivalente aprovado) deve também ser utilizado para avaliar e demonstrar a conformidade com os procedimentos aprovados de ensaio e nos pontos aplicáveis de medição de ruído.

[Amdt. 36-29, 78 FR 1139, Jan. 8, 2013]

Subpartes L-N [Reservado]

Subparte O – Documentação, Limitações Operacionais e Informação

§ 36.1501 Procedimentos, níveis de ruído e outras informações.

(a) Todos os procedimentos, pesos, configurações e outras informações ou dados utilizados para a obtenção dos níveis de certificação de ruído prescritos neste RBAC, incluindo os procedimentos equivalentes utilizados para voo, ensaios e análises, devem ser desenvolvidos e aprovados. Os níveis de ruído obtidos durante a certificação de tipo devem ser incluídos no manual de voo aprovado do avião ou da aeronave de asa rotativa.

(b) Quando dados suplementares de ensaio estão aprovados para uma modificação ou extensão de uma base de dados de voo existente, tal como dados acústicos de ensaios estáticos de motor utilizados na certificação de modificações acústicas, os procedimentos de ensaio, configuração física, e outras informações e procedimentos que foram utilizados para a obtenção dos dados suplementares, devem ser desenvolvidos e aprovados.

[Amdt. 36-15, 53 FR 16366, May 6, 1988]

§ 36.1581 Manuais, marcações e placares.

(a) Se um Manual de Voo de Avião ou da Aeronave de Asa Rotativa for aprovado, a parte aprovada do Manual de Voo do Avião ou da Aeronave de Asa Rotativa deve conter as seguintes informações, em adição àquelas especificadas na seção 36.1583 deste RBAC. Se um Manual de Voo do Avião ou da Aeronave de Asa Rotativa não for aprovado, os procedimentos e informações devem ser

fornecidos em qualquer combinação do material aprovado do manual, marcações e placares.

(1) Para grandes aviões da categoria transporte e aviões a jato, as informações dos níveis de ruído devem ser um valor para sobrevoos, lateral e aproximação, como definido e requerido pelo apêndice B deste RBAC, juntamente com o valor do peso máximo de decolagem, peso máximo de aterrissagem e a configuração.

(2) Para pequenos aviões propulsores a hélice, a informação do nível de ruído deve ser um valor para decolagem como definido e requerido pelo apêndice G deste RBAC, juntamente com o peso máximo de decolagem e a configuração.

(3) Para aeronaves de asa rotativa, as informações dos níveis de ruído devem ser um valor para decolagem, sobrevoos e aproximação como definido e requerido pelo apêndice H deste RBAC, ou um valor para sobrevoos como definido e requerido pelo apêndice J deste RBAC, no máximo peso de decolagem e a configuração.

(b) Se uma informação suplementar dos níveis de ruído for incluída na parte aprovada do Manual de Voo do Avião, essa deve estar segregada e identificada como informação em adição aos níveis de certificação de ruído e claramente distinguida da informação requerida conforme o parágrafo 36.1581(a) deste RBAC.

(c) A seguinte declaração deve ser fornecida próxima aos níveis de ruído listados:

Nenhuma determinação foi feita pela Agência Nacional de Aviação Civil – Brasil (ANAC) de que os níveis de ruído dessa aeronave são ou deveriam ser aceitáveis ou inaceitáveis para operação em, dentro ou fora de qualquer aeroporto.

(d) Para grandes aviões da categoria transporte e aviões a jato, para os quais o peso utilizado para o cumprimento com os requisitos de ruído para decolagem e aterrissagem deste RBAC é menor do que o peso máximo estabelecido conforme os requisitos aplicáveis de aeronavegabilidade, esses pesos menores devem ser fornecidos, como limitações operacionais, na seção de limitações operacionais do Manual de Voo do Avião. Além disso, o peso máximo de decolagem não deve exceder o peso de decolagem mais crítico sob o ponto de vista do ruído de decolagem.

(e) Para pequenos aviões propulsores a hélice e para aviões da categoria regional propulsores a hélice, para os quais o peso utilizado para o cumprimento dos requisitos de ruído de sobrevoos deste RBAC é menor do que o peso máximo por uma quantia excedendo a quantidade de combustível necessária para conduzir o ensaio, esse peso menor deve ser fornecido, como uma limitação operacional, na seção de limitações operacionais de um Manual de Voo Aprovado do Avião, em material de manual aprovado ou em um placar aprovado.

(f) Para helicópteros das categorias primária, normal, transporte e restrita, se o peso utilizado no cumprimento dos requisitos de ruído de decolagem, sobrevoos ou aproximação do apêndice H deste RBAC, ou se o peso utilizado para o cumprimento do requisito de ruído de sobrevoos do apêndice J deste RBAC, é menor do que o peso máximo certificado de decolagem estabelecido no parágrafo 27.25(a) ou 29.25(a) do RBAC 27 e RBAC 29 respectivamente, esse peso menor deve ser fornecido, como uma limitação de operação, na seção de limitações operacionais do Manual de Voo da Aeronave de Asa Rotativa, em material de manual aprovado pela ANAC ou em um placar aprovado pela ANAC.

(g) Exceto como previsto nos parágrafos (d), (e) e (f) desta seção, nenhuma limitação operacional é fornecida neste RBAC.

[Doc. 13243, 40 FR 1035, Jan. 6, 1975]

Nota Editorial: Para as citações do Federal Register que afetam a seção 36.1, veja a Lista de CFR Sections Affected, que consta na seção Finding Aids do volume impresso e no GPO Access.

§ 36.1583 Aviões inapropriados para uso agrícola e combate a incêndio.

(a) Esta seção se aplica a pequenos aviões propelidos a hélice que—

(1) São projetados como “aeronaves de operações em agricultura” (conforme definido na seção 137.3 no RBAC 137) ou para combate a incêndio; e

(2) Não tenham demonstrado o cumprimento com os níveis de ruído prescritos conforme o apêndice F deste RBAC—

(i) Para os quais o requerimento é efetuado para a emissão original de um certificado de aeronavegabilidade padrão e que não tenham efetuado voos antes de 01 de Janeiro de 1980; ou

(ii) Para os quais o requerimento é efetuado para a aprovação de uma modificação acústica, para aviões que têm um certificado de aeronavegabilidade padrão após uma modificação no projeto de tipo, e que não tenham efetuado voos, na configuração modificada, antes de 01 de Janeiro de 1980.

(b) Para aviões abrangidos por esta seção, uma limitação operacional, como apresentada a seguir, deve ser fornecida na maneira prescrita na seção 36.1581 deste RBAC:

Abatimento de ruído: Este avião não demonstrou o cumprimento com os limites de ruído do RBAC 36 e deve ser operado em conformidade com as limitações operacionais de ruído prescritas na seção 91.815 do RBAC 91.

[Amdt. 36–11, 45 FR 67066, Oct. 9, 1980. Redesignated by Amdt. 36–14, 53 FR 3540, Feb. 5, 1988; Amdt. 36–18, 54 FR 34330, Aug. 18, 1989]

Apêndice A do RBAC 36— Medição e Avaliação do Ruído de Aeronaves conforme a seção 36.101 deste RBAC.

Seção.

A36.1 Introdução.

A36.2 Ensaio de Certificação de Ruído e Condições de Medição.

A36.3 Medição do Ruído de Avião Recebido no Solo.

A36.4 Determinação do Nível Efetivo de Ruído Percebido (Effective Perceived Noise Level) a partir de Dados Medidos

A36.5 *Relato de Dados à ANAC.*

A36.6 *Nomenclatura: Símbolos e Unidades.*

A36.7 *Atenuação Sonora no Ar.*

A36.8 [Reservado].

A36.9 *Correção dos Resultados de Ensaio em Voo do Avião.*

Seção A36.1 Introdução.

A36.1.1 Este apêndice prescreve as condições nas quais os ensaios de certificação de ruído de um avião devem ser conduzidos e estabelece os procedimentos de medição que devem ser utilizados na medição do ruído do avião. Os procedimentos que devem ser utilizados para determinar a grandeza de avaliação de ruído designada como nível efetivo de ruído percebido (*effective perceived noise level*), EPNL, conforme as seções 36.101 e 36.803 deste RBAC, são também especificados.

A36.1.2 As instruções e os procedimentos fornecidos visam assegurar a uniformidade durante os ensaios de cumprimento e permitir a comparação entre ensaios de vários tipos de aviões conduzidos em várias localizações geográficas.

A36.1.3 Uma lista completa de símbolos e unidades, a formulação matemática da ruidosidade percebida (*perceived noisiness*), um procedimento para a determinação da atenuação atmosférica do som e procedimentos detalhados para corrigir os níveis de ruído para as condições de referência são incluídos neste apêndice.

A36.1.4 Para aviões Estágio 4, um substituto aceitável para medição e avaliação do ruído é o Apêndice 2 do Anexo 16 da ICAO, Volume I, Emenda 7. [Incorporado por referência, veja seção 36.6 deste RBAC].

A36.1.4 Para aviões Estágio 5, um substituto aceitável para medição e avaliação do ruído é o Apêndice 2 do Anexo 16 da ICAO, Volume I, Emenda 11–B. [Incorporado por referência, veja seção 36.6 deste RBAC].

Seção A36.2 Ensaio de Certificação de Ruído e Condições de Medição.

A36.2.1 *Geral.*

A36.2.1.1 Esta seção prescreve as condições nas quais a certificação de ruído deve ser conduzida e os procedimentos de medição que devem ser utilizados.

Nota: Diversas certificações de ruído envolvem apenas pequenas modificações ao projeto de tipo de avião. As modificações resultantes no ruído podem geralmente ser confiavelmente estabelecidas sem recorrer ao ensaio completo como delineado neste apêndice. Por esta razão, a ANAC permite o uso de procedimentos equivalentes aprovados. Existem também procedimentos equivalentes que podem ser utilizados nos ensaios completos de certificação, com interesse de redução de custo e fornecimento de resultados confiáveis. Material de apoio para o uso de procedimentos equivalentes na certificação de ruído de aeronaves subsônicas a jato e grandes aeronaves propelas a hélice é

fornecido na versão atual da circular consultiva (advisory circular) para este RBAC.

A36.2.2 *Ambiente de Ensaio.*

A36.2.2.1 Os locais para as medições do ruído de um avião em voo devem ser circundados por um terreno relativamente plano sem características excessivas de absorção sonora, tais como aquelas proporcionadas por gramados espessos, emaranhados, e/ou altos, arbustos ou áreas arborizadas. Nenhuma obstrução que influencie significativamente o campo sonoro do avião deve existir dentro de espaço cônico acima do ponto no solo verticalmente abaixo do microfone, sendo o cone definido por um eixo normal ao solo e por um meio-ângulo de 80° a partir do eixo.

Nota: Aquelas pessoas que realizam as medições podem por si mesmas constituir tal obstrução.

A36.2.2.2 Os ensaios devem ser realizados sob as seguintes condições atmosféricas:

(a) Sem precipitação;

(b) A temperatura ambiente do ar não deve ser superior a 95°F (35°C) e nem inferior a 14°F (-10°C), e a umidade relativa não deve ser superior a 95% e nem inferior a 20% ao longo de toda trajetória de ruído entre um ponto a 33 pés (10 m) acima do solo e o avião;

Nota: Cuidados devem ser tomados para assegurar que as medições de ruído, o rastreamento da trajetória de voo do avião e a instrumentação meteorológica sejam também operados dentro de suas limitações ambientais específicas.

(c) A umidade relativa e a temperatura ambiente ao longo de toda trajetória de ruído entre um ponto a 33 pés (10 m) acima do solo e o avião são tais que a atenuação sonora na banda de terço de oitava centrada em 8 kHz não será maior que 12 dB/100 m, ao menos que:

(1) As temperaturas do ponto de orvalho e de bulbo seco sejam medidas por um dispositivo com precisão de $\pm 0.9^\circ\text{F}$ ($\pm 0.5^\circ\text{C}$) que seja utilizado para obter a umidade relativa; e adicionalmente, seções estratificadas da atmosfera sejam utilizadas, como descrito na seção A36.2.2.3 deste apêndice, para computar as atenuações sonoras ponderadas equivalentes de cada uma das bandas de terço de oitava; ou

(2) Os valores de pico de noy no tempo de PNLT, após correções para as condições de referência, ocorram em frequências iguais ou inferiores a 400 Hz;

(d) Se os coeficientes de absorção atmosférica ao longo da trajetória de propagação sonora definida entre o microfone de medição e o ponto de máximo de PNLT variarem mais que ± 1.6 dB/1000 pés (± 0.5 dB/100 m) na banda de terço de oitava de 3150 Hz em relação ao valor do coeficiente de absorção determinado na medição meteorológica obtido a 33 pés (10 m) acima da superfície, seções “estratificadas” da atmosfera devem ser utilizadas como descrito na seção A36.2.2.3 para computar as atenuações sonoras ponderadas equivalentes de cada uma das bandas de terço de oitava; a ANAC irá determinar se um número suficiente de seções “estratificadas” (camadas) foi utilizado. Para cada medição, onde estratificação múltipla não é requerida, as atenuações sonoras equivalentes devem ser determinadas em cada banda de terço de oitava pela média aritmética entre o coeficiente de absorção atmosférica obtido a 33 pés (10 m) acima do nível do solo e o coeficiente de absorção atmosférica associado à altura do avião em que o valor máximo de PNLT ocorre, para cada medição;

(e) A velocidade média do vento a 33 pés (10 m) acima do solo não deve exceder 12 nós e a velocidade de vento cruzado de avião não deve exceder 7 nós. A velocidade média do vento deve ser determinada utilizando um período de média de 30 segundos varrendo o intervalo temporal de 10 dB-abaixo. A velocidade máxima do vento a 33 pés (10 m) acima do solo não deve exceder 15 nós e a velocidade de vento cruzado não deve exceder 10 nós durante o intervalo temporal de 10 dB-abaixo.

(f) Nenhuma condição meteorológica ou de vento anômala que afetaria significativamente os níveis de ruído medidos quando o ruído é gravado nos pontos de medição especificados pela ANAC; e

(g) As medições meteorológicas devem ser obtidas dentro de 30 minutos de cada medição de ensaio de ruído; dados meteorológicos devem ser interpolados para os instantes temporais vigentes de cada medição de ruído.

A36.2.2.3 Quando o cálculo de estratificação múltipla de camadas é requerido pela seção A36.2.2.2(c) ou A36.2.2.2(d), a região da atmosfera compreendida entre o ponto a 33 pés (10 metros) acima do solo e o avião deve ser dividida em camadas de igual profundidade. A profundidade das camadas deve ser definida para não mais que a profundidade da menor camada a qual a variação do coeficiente de absorção atmosférica correspondente a banda de terço de oitava centrada em 3150 Hz seja inferior a ± 1.6 dB/1000 pés (± 0.5 dB/100 metros), com uma profundidade mínima de camada de 100 pés (30 metros). Esta exigência deve ser cumprida para o caminho de propagação no PNLTM. A média dos valores dos coeficientes de absorção atmosférica na parte superior e inferior de cada camada pode ser utilizada para caracterizar as propriedades de absorção de cada camada.

A36.2.2.4 A torre de controle do aeroporto ou outro dispositivo deverá ser aprovado pela ANAC para o uso como a localização central na qual as medições dos parâmetros atmosféricos são representativos das condições existentes sobre a área geográfica em que as medições do ruído são realizadas.

A36.2.3 Medição de trajetória de voo.

A36.2.3.1 A altura e a posição lateral do avião relativas à rota de voo devem ser determinadas por um método independente da instrumentação normal de voo, a ser aprovado pela ANAC, tais como: rastreamento por radar, triangulação por teodolito, técnicas de escalonamento fotográfico.

A36.2.3.2 A posição do avião ao longo da trajetória de voo deve estar relacionada com o ruído registrado nos locais de medição de ruído, por meio de sinais de sincronização a uma distância suficiente para assegurar dados adequados durante o período em que o ruído estiver dentro dos limites de 10 dB do valor máximo de PNLTM.

A36.2.3.3 A posição e os dados de desempenho necessários para a realização dos ajustes referidos na seção A36.9 deste apêndice devem ser automaticamente registrados com uma taxa de amostragem aprovada. Os equipamentos de medição devem ser aprovados pela ANAC.

Seção A36.3 Medição do Ruído do Avião Recebido no Solo.

A36.3.1 Definições.

Para as finalidades da seção A36.3, as seguintes definições são aplicáveis:

A36.3.1.1 *Sistema de medição* é definido como a combinação de instrumentos utilizados para a medição dos níveis de pressão sonora, incluindo um calibrador de nível sonoro, protetor de vento, sistema de microfone, dispositivos de gravação e de condicionamento de sinais e um sistema de análise em bandas de terço de oitava.

Nota: As instalações práticas podem incluir, conforme o caso, alguns sistemas microfone, cujas saídas são gravadas simultaneamente por um dispositivo multicanal de gravação/análise via condicionadores de sinais. Para a finalidade desta seção, cada canal completo de medição é considerado como sendo um sistema de medição para o qual os requisitos propriamente se aplicam.

A36.3.1.2 *Sistema de microfone* é definido pelos componentes do sistema de medição que produzem um sinal elétrico de saída em resposta a um sinal de entrada de pressão sonora e que geralmente incluem um microfone, um pré-amplificador, cabos de extensão e outros dispositivos, conforme necessário.

A36.3.1.3 *Ângulo de incidência sonora* significa, em graus, o ângulo entre o eixo principal do microfone, tal como definido na IEC 61094-3 e IEC 61094-4, atualizada, e uma linha definida da fonte sonora ao centro do diafragma do microfone (incorporado por referência, see §36.6).

Nota: Quando o ângulo de incidência sonora é 0°, o som é dito ser recebido pelo microfone em uma "incidência normal (perpendicular)", quando o ângulo de incidência sonora é 90°, o som é dito ser recebido com uma "incidência rasante".

A36.3.1.4 *Direção de referência* significa, em graus, a direção da incidência sonora especificada pelo fabricante do microfone, relativa a um ângulo de incidência sonora de 0°, para a qual o nível de sensibilidade em campo-livre do sistema de microfone está dentro dos limites especificados de tolerância.

A36.3.1.5 *Sensibilidade em campo-livre de um sistema de microfone*, em volts por Pascal, significa para uma onda sonora senoidal plana progressiva de uma frequência especificada, em um determinado ângulo de incidência sonora, o quociente da raiz média quadrática da tensão de saída do sistema microfone pela raiz média quadrática da pressão sonora que existiria na posição do microfone na sua ausência.

A36.3.1.6 *Nível de sensibilidade em campo-livre de um sistema de microfone* significa, em decibels, vinte vezes o logaritmo na base dez da razão entre a sensibilidade em campo-livre de um sistema de microfone e a sensibilidade de referência de um volt por Pascal.

Nota: O nível de sensibilidade em campo-livre de um sistema de microfone pode ser determinado subtraindo-se o nível de pressão sonora do som incidente (re 20 µPa expresso em decibel,) sobre o microfone do nível de tensão na saída do sistema de microfone (re 1 V expresso em decibels), e adicionando-se 93,98 dB ao resultado.

A36.3.1.7 *Nível médio temporal de pressão sonora em banda de frequência* significa, em decibels, dez vezes o logaritmo na base dez da razão entre a média temporal do quadrado da pressão sonora instantânea, durante um determinado intervalo de tempo, em uma dada banda de terço de oitava, e o quadrado da pressão sonora de referência de 20 µPa.

A36.3.1.8 *Faixa de níveis* significa, em decibels, uma faixa de operação determinada pela configuração dos controles que são fornecidos em um sistema de medição para a gravação e análise em bandas de terço de oitava de um sinal de pressão sonora. O limite superior associado com qualquer faixa particular de nível deve ser arredondado para o valor em decibel mais próximo.

A36.3.1.9 *Nível de pressão sonora de calibração* significa, em decibels, o nível de pressão sonora produzido, sob condições ambientais de referência, na cavidade de acoplamento do calibrador de nível sonoro que é utilizado para determinar a sensibilidade acústica global de um sistema de medição.

A36.3.1.10 *Faixa de níveis de referência* significa, em decibels, a faixa de níveis para a determinação da sensibilidade acústica do sistema de medição, contendo o nível de pressão sonora de calibração.

A36.3.1.11 *Frequência de verificação de calibração* significa, em hertz, a frequência nominal do sinal senoidal de pressão sonora produzido pelo calibrador de nível sonoro.

A36.3.1.12 *Diferença de níveis* significa, em decibels, para qualquer frequência central nominal de banda de terço de oitava, o nível do sinal de saída medido em qualquer faixa de nível menos o nível do sinal elétrico de entrada correspondente.

A36.3.1.13 *Diferença de níveis de referência* significa, em decibels, para uma dada frequência, a diferença de níveis medidos em uma faixa de nível para um sinal elétrico de entrada correspondente ao nível de pressão sonora de calibração, ajustados como apropriado, para a faixa de níveis.

A36.3.1.14 *Não-linearidade de níveis* significa, em decibels, a diferença de níveis medidos, em qualquer frequência central nominal de banda de um terço de oitava, menos a diferença do nível de referência correspondente, com todos os sinais de entrada e de saída sendo relativos à mesma quantidade de referência.

A36.3.1.15 *Faixa de operação linear* significa, em decibels, para uma determinada faixa de níveis e frequência, a faixa de níveis de sinais elétricos estacionários senoidais aplicados à entrada do sistema completo de medição, excluindo o microfone, mas incluindo o pré-amplificador do microfone e quaisquer outros elementos de condicionamento de sinais que sejam considerados como parte integrante do sistema de microfone, estendendo-se de um limite inferior para um limite superior, sobre o qual a não-linearidade de níveis esteja dentro dos limites de tolerância especificados.

Nota: Os cabos de extensão dos microfones como configurados em campo não precisam ser incluídos na determinação da faixa de operação linear.

A36.3.1.16 *Perda por inserção do protetor de vento* significa, em decibels, em uma dada frequência central nominal de banda de terço de oitava, e para um dado ângulo de incidência sonora no microfone inserido, o nível de pressão sonora indicado sem o protetor de vento instalado ao redor do microfone menos o nível de pressão sonora com o protetor de vento instalado.

A36.3.2 *Condições ambientais de referência.*

A36.3.2.1 As condições ambientais de referência para a especificação do desempenho de um

sistema de medição são:

- (a) Temperatura do ar de 73,4 ° F (23 ° C);
- (b) Pressão estática do ar de 101,325 kPa; e
- (c) Umidade relativa de 50%.

A36.3.3. *Geral.*

Nota: As medições do ruído de aeronaves que são realizadas utilizando instrumentos que estão conformes com as especificações desta seção proporcionarão níveis de pressão sonora em bandas de terço de oitava como uma função do tempo. Estes níveis em bandas de terço de oitava serão utilizados para o cálculo do nível efetivo de ruído percebido como descrito na seção A36.4.

A36.3.3.1 O sistema de medição deve ser constituído por equipamentos aprovados pela ANAC e equivalentes ao seguinte:

- (a) Um protetor de vento (Veja A36.3.4.);
- (b) Um sistema de microfone (Veja A36.3.5):
- (c) Um sistema de gravação e reprodução para armazenar os sinais medidos de ruído de aeronaves para a análise subsequente (veja A36.3.6);
- (d) Um sistema de análise em bandas de terço de oitava (veja A36.3.7); e
- (e) Sistemas de calibração para assegurar a sensibilidade acústica dos sistemas acima descritos dentro dos limites especificados de tolerância (veja A36.3.8).

A36.3.3.2. Para qualquer componente do sistema de medição que converta um sinal analógico para o formato digital, tal conversão deve ser realizada de modo que os níveis de eventuais erros de aliasing ou do processo de digitalização sejam inferiores, pelo menos, 50 dB ao limite superior da faixa de operação linear em qualquer frequência inferior a 12,5 kHz. A taxa de amostragem deve ser de pelo menos 28 kHz. Um filtro anti-aliasing deve ser incluído anteriormente ao processo de digitalização.

A36.3.4 *Protetor de Vento.*

A36.3.4.1 Na ausência de vento e para sons sinusoidais com incidência rasante, a perda causada pela inserção do protetor de vento de um determinado modelo instalado ao redor do microfone não deve exceder $\pm 1,5$ dB nas frequências centrais nominais das bandas de terço de oitava de 50 Hz a 10 kHz, inclusive.

A36.3.5 *Sistema de microfone.*

A36.3.5.1 O sistema de microfone deve satisfazer as especificações descritas nas seções A36.3.5.2 a A36.3.5.4. Vários sistemas de microfone podem ser aprovados pela ANAC, com base na demonstração de desempenho global eletroacústico equivalente. Quando dois ou mais sistemas de

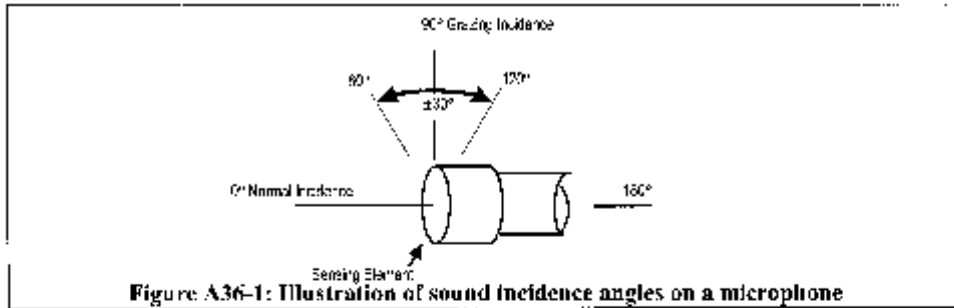
microfone do mesmo tipo são usados, a demonstração completa de que pelo menos um dos sistemas está completamente conforme com as especificações é suficiente para demonstrar a conformidade.

Nota: O requerente deve ainda calibrar e verificar cada sistema conforme exigido na seção A36.3.9.

A36.3.5.2 O microfone deve ser montado com seu elemento sensível a uma distância de 4 pés (1,2 metros) acima da superfície local do solo e deve ser orientado para uma incidência rasante, ou seja, com o elemento sensível substancialmente no plano definido pela trajetória de voo de referência prevista e a estação de medição. O arranjo de montagem do microfone deve minimizar a interferência dos suportes com o som a ser medido. A Figura A36-1 ilustra os ângulos de incidência sonora sobre um microfone.

A36.3.5.3 O nível de sensibilidade em campo-livre do microfone e pré-amplificador na direção de referência, nas frequências acima de, pelo menos, na faixa de frequências centrais nominais de terço de oitava de 50 Hz a 5 kHz, inclusive, deve estar dentro de $\pm 1,0$ dB daquela da frequência de verificação de calibração, e dentro de $\pm 2,0$ dB para frequências centrais nominais de 6,3 kHz, 8 kHz e 10 kHz.

A36.3.5.4 Para ondas senoidais em cada frequência central nominal de terço de oitava sobre a faixa de 50 Hz a 10 kHz, inclusive, os níveis de sensibilidade em campo-livre do sistema de microfone nos ângulos de incidência sonora de 30°, 60°, 90°, 120° e 150°, não devem diferir do nível de sensibilidade em campo-livre em um ângulo de incidência sonora de 0° ("incidência normal") mais do que os valores apresentados na Tabela A36-1. As diferenças dos níveis de sensibilidade em campo-livre nos ângulos de incidência sonora entre quaisquer dois ângulos adjacentes de incidência sonora na Tabela A36-1 não devem exceder o limite de tolerância para o maior ângulo.



Nominal midband frequency kHz	Maximum difference between the free-field sensitivity level of a microphone system at normal incidence and the free-field sensitivity level at specified sound incidence angles dB				
	Sound Incidence angle degrees				
	30	60	90	120	150
0.05 to 1.6	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0
2.0	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0
2.5	0.5	0.5	1.0	1.5	1.5
3.15	0.5	1.0	1.5	2.0	2.0
4.0	0.5	1.0	2.0	2.5	2.5
5.0	0.5	1.5	2.5	3.0	3.0
6.3	1.0	2.0	3.0	4.0	4.0
8.0	1.5	2.5	4.0	5.5	5.5
10.0	2.0	3.5	5.5	6.5	7.5

Table A36-1 Microphone Directional Response Requirements

[View or download PDF](#)

Legendas:

90° Grazing Incidence: 90° incidência rasante

0° normal incidence: 0° incidência normal

Sensing element: Elemento sensível

Figura A36-1: Ilustração dos ângulos de incidência sonora sobre um microfone

Tabela A36-1: Requisitos da Resposta Direcional do Microfone

Nominal midband frequency kHz: frequência central nominal kHz

Maximum difference between the free-field sensitivity level of a microphone system at normal incidence and the free-field sensitivity level at specified sound incidence angles dB:

Máxima diferença entre o nível de sensibilidade em campo-livre de um sistema de microfone na incidência normal e o nível de sensibilidade em campo-livre nos ângulos especificados de incidência sonora (dB)

Sound incidence angle (degrees)

Ângulo de incidência sonora (graus)

A36.3.6 Sistemas de gravação e reprodução.

A36.3.6.1 Um sistema de gravação e reprodução, tal como um gravador de fita magnética digital ou analógico, um sistema computadorizado ou outro sistema de armazenamento permanente de dados, deve ser utilizado para armazenar os sinais de pressão sonora para análise subsequente. O som produzido pela aeronave deve ser registrado de tal forma que um registro de todo o sinal acústico seja mantido. Os sistemas de gravação e reprodução devem atender às especificações das seções A36.3.6.2 à A36.3.6.9 nas velocidades de gravação e/ou taxas de amostragem de dados utilizadas para os ensaios de certificação do ruído. A conformidade deve ser demonstrada para as larguras de banda de frequências e canais de gravação selecionados para os ensaios.

A36.3.6.2 Os sistemas de gravação e reprodução devem ser calibrados conforme descrito na seção A36.3.9.

(a) Para os sinais de ruído de aeronaves cujos níveis espectrais de altas frequências diminuem rapidamente com o aumento da frequência, redes apropriadas de condicionadores de pré-ênfase e de de-ênfase complementares podem ser incluídas no sistema de medição. Se for incluída pré-ênfase, no intervalo das frequências centrais nominais de terço de oitava de 800 Hz a 10 kHz, inclusive, o ganho elétrico fornecido pela rede de pré-ênfase não deve exceder 20 dB em relação ao ganho em 800 Hz.

A36.3.6.3 Para sinais elétricos senoidais estacionários aplicados à entrada de um sistema completo de medição, incluindo todos os componentes do sistema de microfone, exceto o microfone, em um nível selecionado de sinal dentro de 5 dB daquele correspondente ao nível de pressão sonora de calibração na faixa de níveis de referência, o nível médio temporal do sinal indicado pelo dispositivo de leitura em qualquer frequência central nominal de terço de oitava de 50 Hz a 10 kHz, inclusive, deve estar dentro de $\pm 1,5$ dB daquela na frequência de verificação de calibração. A resposta em frequência de um sistema de medição, que inclui componentes que convertem sinais analógicos em formato digital, deve estar dentro de $\pm 0,3$ dB da resposta a 10 kHz na faixa de frequência de 10 kHz a 11,2 kHz.

Nota: Os cabos de extensão do microfone como configurado em campo não precisam ser incluídos na determinação da resposta em frequência. Essa provisão não elimina a exigência da inclusão dos cabos de extensão do microfone quando executada a gravação do ruído rosa na seção A36.3.9.5.

A36.3.6.4 Para as gravações analógicas, as flutuações de amplitude de um sinal senoidal de 1 kHz gravado dentro de 5 dB do nível correspondente ao nível de pressão sonora de calibração não deve variar mais que $\pm 0,5$ dB em qualquer bobina do tipo utilizado de fita magnética. A conformidade com esse requisito deve ser demonstrada utilizando um dispositivo que tenha as propriedades médias no tempo equivalentes àquelas do analisador espectral.

A36.3.6.5 Para todas as faixas de níveis apropriadas e para sinais elétricos senoidais estacionários aplicados na entrada do sistema de medição, incluindo todos os componentes do sistema de microfone, exceto o microfone, nas frequências centrais nominais de terço de oitava de 50 Hz, 1 kHz e 10 kHz, e na frequência de verificação da calibração, se não for uma dessas frequências, a não-linearidade de níveis não deve exceder $\pm 0,5$ dB para uma faixa de operação linear de pelo menos 50 dB abaixo do limite superior da faixa de níveis.

Nota 1: A linearidade de níveis dos componentes do sistema de medição pode ser ensaiada de acordo com os métodos descritos na norma ABNT NBR IEC 61265, atualizada.

Nota 2: Os cabos de extensão dos microfones configurados em campo não necessitam ser incluídos na determinação da linearidade de níveis.

A36.3.6.6 Na faixa de níveis de referência, o nível correspondente ao nível de pressão sonora de calibração deve ser de, pelo menos, 5 dB, mas não mais que 30 dB menor que o limite superior da faixa de níveis.

A36.3.6.7 As faixas de operação linear nas faixas de níveis adjacentes devem sobrepor-se em pelo menos 50 dB menos a variação na atenuação introduzida por uma modificação nos controles das faixas de níveis.

Nota: É possível para um sistema de medição ter controles de faixa de níveis que permitam alterações de atenuação de 10 dB ou 1 dB, por exemplo. Com intervalos de 10 dB, a sobreposição mínima requerida seria de 40 dB, e com intervalos de 1 dB a sobreposição mínima seria de 49 dB.

A36.3.6.8 Um indicador de sobrecarga deve ser incluído nos sistemas de gravação e reprodução de modo que uma indicação de sobrecarga ocorrerá durante uma condição de sobrecarga em qualquer faixa de níveis relevante.

A36.3.6.9 Os atenuadores incluídos no sistema de medição para permitir alterações das faixas devem operar em intervalos conhecidos de decibels.

A36.3.7 *Sistemas de análise.*

A36.3.7.1 O sistema de análise deve estar conforme com as especificações das seções A36.3.7.2 a A36.3.7.7 para as larguras de banda de frequência, configurações dos canais e controles de ganho utilizados para análise.

A36.3.7.2 A saída do sistema de análise deve consistir em níveis de pressão sonora em bandas de terço de oitava como uma função do tempo, obtidos por processamento dos sinais de ruído (preferencialmente gravados) por meio de um sistema de análise com as seguintes características:

(a) Um conjunto de 24 filtros de bandas de terço de oitava, ou seus equivalentes, tendo frequências centrais nominais de 50 Hz a 10 kHz, inclusive;

(b) Resposta e propriedades médias, nas quais, em princípio, o sinal de saída de qualquer filtro de banda de terço de oitava é elevado ao quadrado, feito a média e apresentado ou armazenado como níveis de pressão sonora médios no tempo (*time-averaged sound pressure levels*);

(c) O intervalo entre amostras sucessivas de níveis de pressão sonora deve ser de 500 ms \pm 5 milissegundos (ms) para a análise espectral, com ou sem ponderação temporal em resposta lenta, como definido na seção A36.3.7.4;

(d) Para aqueles sistemas de análise que não processam os sinais de pressão sonora durante o período de tempo requerido para a leitura e/ou redefinição do analisador, a perda de dados não deve exceder a duração de 5 ms; e

(e) O sistema de análise deve operar em tempo real de, pelo menos, 50 Hz a 12 kHz, inclusive. Essa exigência se aplica a todos os canais de operação de um sistema multicanal de análise espectral.

A36.3.7.3 O requisito mínimo para o sistema de análise das bandas de terço de oitava é a classe 2 dos requisitos de desempenho elétrico da norma IEC 61260 atualizada, para a faixa de frequências centrais nominais de bandas de terço de oitava de 50 Hz a 10 kHz, inclusive (incorporado por referência, veja §36.6).

Nota: A norma IEC 61260 especifica os procedimentos para o ensaio de sistemas de análise em bandas de terço de oitava para a atenuação relativa, filtros anti-aliasing, operação em tempo real, linearidade de níveis e resposta integrada de filtro (largura efetiva de banda).

A36.3.7.4 Quando o processo de média temporal em resposta lenta é realizado no analisador, a resposta do sistema de análise em bandas de terço de oitava a um início ou interrupção abrupta de um sinal senoidal constante na respectiva frequência central nominal de terço de oitava deve ser medida nos instantes de amostragem de 0,5, 1, 1,5 e 2 segundos (s) após a excitação e 0,5 e 1s após a interrupção. A resposta de subida deve ser de -4 ± 1 dB em 0,5s, $-1,75 \pm 0,75$ dB em 1s, $-1 \pm 0,5$ dB em 1,5s e $-0,5 \pm 0,5$ dB em 2s relativa ao nível de estado-estacionário. A resposta de queda deve ser tal que a soma dos níveis de sinais de saída, relativos ao nível de estado estacionário inicial, e a leitura de resposta de subida correspondente seja $-6,5 \pm 1$ dB, para 0,5 e 1s. Nos instantes subsequentes, a soma das respostas de subida e queda deve ser $-7,5$ dB ou menos. Isso equivale a um processo de média exponencial (ponderação temporal em resposta lenta) com uma constante nominal de tempo de 1s (ou seja, um tempo de média de 2s).

A36.3.7.5 Quando os níveis de pressão sonora em bandas de terço de oitava são determinados a partir da saída do analisador sem ponderação temporal em resposta lenta, a ponderação temporal em resposta lenta deve ser simulada no processamento subsequente. Os níveis de pressão sonora simulados com ponderação temporal de resposta lenta podem ser obtidos utilizando um processo de média exponencial contínuo pela seguinte equação:

$$L_s(i,k)=10 \log [(0,60653) 100,1 L_s[i, (k-1)]+ (0,39347) 100,1 L (i, k)]$$

onde $L_s(i, k)$ é o nível de pressão sonora simulado com ponderação temporal de resposta lenta e $L(i, k)$ é o nível resultante de pressão sonora de uma média temporal de 0,5s, como medido, determinado a partir do sinal de saída do analisador para o k-ésimo instante de tempo e a i-ésima banda de terço de oitava.

Para $k=1$, a pressão sonora ponderada no tempo em resposta lenta $L_s[i, (k-1=0)]$ no lado direito deve ser ajustada para 0 dB. Uma aproximação do processo contínuo de média exponencial é representada pela seguinte equação para um processo de média de quatro amostras para $k \geq 4$:

$$L_s(i,k)=10 \log [(0,13) 100,1 L[i,(k-3)]+ (0,21) 100,1 L[i, (k-2)]+ (0,27) 100,1 L[i, (k-1)]+ (0,39) 100,1 L[i, k]]$$

onde $L_s(i, k)$ é o nível de pressão sonora simulado com ponderação temporal de resposta lenta e $L(i, k)$ é o nível resultante de pressão sonora de uma média temporal de 0,5s, como medido, determinado a partir do sinal de saída do analisador para o k-ésimo instante de tempo e a i-ésima banda de terço de oitava.

A soma dos fatores de ponderação é 1,0 nas duas equações. Os níveis de pressão sonora calculados por meio de qualquer uma destas equações são válidos para a sexta e amostras subsequentes de dados com 0,5s, ou por vezes, maior do que 2,5s após o início da análise dos dados.

Nota: Os coeficientes das duas equações foram calculados para uso na determinação dos níveis equivalentes de pressão sonora com ponderação temporal em resposta lenta a partir de amostras de níveis da pressão sonora média no tempo avaliadas em intervalos temporais de 0,5s. As equações não aceitam amostras de dados nas quais o intervalo temporal do processo de média difere de 0,5s.

A36.3.7.6 O instante de tempo, pelo qual um nível de pressão sonora com ponderação temporal em resposta lenta é caracterizado, deve estar 0,75s antes do tempo efetivo de leitura.

Nota: A definição desse instante no tempo é necessária para correlacionar o ruído gravado com a posição da aeronave quando o ruído foi emitido e considera o período de média da ponderação temporal em resposta lenta. Para cada registro de dados em 0,5s, este instante no tempo pode também ser identificado como 1,25s após o início do respectivo período de média de 2 segundos.

A36.3.7.7 A resolução dos níveis de pressão sonora, tanto os exibidos como os armazenados, deve ser de 0,1 dB ou melhor.

A36.3.8 *Sistemas de calibração.*

A36.3.8.1 A sensibilidade acústica do sistema de medição deve ser determinada com um calibrador de nível sonoro gerando um nível de pressão sonora conhecido em uma frequência conhecida. O padrão mínimo para o calibrador de nível sonoro são os requisitos da classe 1 da ABNT NBR IEC 60942, atualizada (incorporada por referência, veja §36.6).

A36.3.9 *Calibração e verificação do sistema.*

A36.3.9.1 A calibração e a verificação do sistema de medição e de seus componentes constituintes devem ser realizadas, para a satisfação da ANAC, com os métodos especificados nas seções A36.3.9.2 a A36.3.9.10. Os ajustes de calibração, incluindo aqueles para os efeitos ambientais sobre o nível de saída do calibrador de nível sonoro, devem ser reportados à ANAC e aplicados aos níveis de pressão sonora em bandas de terço de oitava determinados a partir da saída do analisador. Os dados coletados durante uma indicação de sobrecarga são inválidos e não podem ser utilizados. Se a condição de sobrecarga ocorreu durante a gravação, os dados de ensaio associados são inválidos, enquanto que se a sobrecarga ocorreu durante a análise, à análise deve ser repetida com sensibilidade reduzida para eliminar a sobrecarga.

A36.3.9.2 A resposta em frequência em campo-livre do sistema de microfone pode ser determinada pelo uso de um atuador eletrostático em combinação com dados do fabricante ou por meio de ensaios em uma instalação anecóica de campo-livre. A correção para a resposta em frequência deve ser determinada dentro do prazo de 90 dias de cada série de ensaios. A correção para a resposta em frequência não uniforme do sistema de microfone deve ser reportada à ANAC, e aplicada aos níveis de pressão sonora medidos em bandas de terço de oitava determinados a partir da saída do analisador.

A36.3.9.3 Quando os ângulos de incidência do som emitido pela aeronave estão dentro de $\pm 30^\circ$ do ângulo rasante ao microfone (ver Figura A36-1), um único conjunto de correções de campo-livre com base na incidência rasante é considerado suficiente para a correção dos efeitos direcionais da resposta. Para os outros casos, o ângulo de incidência para cada amostra de 0,5 segundos deve ser determinado e aplicado para a correção dos efeitos de incidência.

A36.3.9.4 Para gravadores analógicos de fita magnética, cada rolo de fita magnética deve conter pelo menos 30 segundos de ruído rosa aleatório ou pseudoaleatório no seu início e fim. Os dados obtidos a partir dos sinais analógicos gravados em fita magnética serão aceitos como confiáveis apenas se as diferenças de níveis na banda de terço de oitava de 10 kHz não forem maiores que 0,75 dB para os sinais gravados no início e fim.

A36.3.9.5 A resposta em frequência do sistema completo de medição, conforme instalado em campo durante as séries de ensaio, sem o microfone, deve ser determinada em um nível dentro de 5 dB do nível correspondente ao nível de pressão sonora de calibração na faixa de níveis utilizada durante os ensaios para cada frequência central nominal de terço de oitava de 50 Hz a 10 kHz, inclusive, utilizando o ruído rosa aleatório ou pseudoaleatório. Dentro de um prazo de seis meses de cada série de ensaio, a saída do gerador de ruído deve ser determinada por um método rastreável ao Instituto Nacional de Padrões e Tecnologia dos EUA ou por um laboratório equivalente de normas nacionais, conforme determinado pela ANAC. As mudanças na saída relativa à calibração precedente em cada banda de terço de oitava não podem exceder 0,2 dB. A correção para a resposta em frequência deve ser reportada à ANAC, e aplicada aos níveis de pressão sonora medidos em bandas de terço de oitava determinados a partir da saída do analisador.

A36.3.9.6 O desempenho dos atenuadores acionados no equipamento utilizado durante as medições de certificação de ruído e a calibração devem ser verificados dentro de um prazo de seis meses de cada série de ensaios para garantir que o erro máximo não exceda 0,1 dB.

A36.3.9.7 O nível de pressão sonora produzido na cavidade do acoplamento do calibrador de nível sonoro deve ser calculado para as condições ambientais de ensaio utilizando as informações fornecidas pelo fabricante sobre a influência da pressão e temperatura atmosféricas. Esse nível de pressão sonora é utilizado para estabelecer a sensibilidade acústica do sistema de medição. Dentro de um prazo de seis meses de cada série de ensaio, a saída do calibrador de nível sonoro deve ser determinada por um método rastreável ao Instituto Nacional de Padrões e Tecnologia dos EUA (U.S. National Institute of Standards and Technology) ou a um laboratório equivalente de normas nacionais, conforme determinado pela ANAC. As mudanças na saída da calibração precedente não devem ultrapassar 0,2 dB.

A36.3.9.8 A quantidade suficiente de calibrações dos níveis de pressão sonora deve ser realizada, durante cada dia de ensaio, para garantir que a sensibilidade acústica do sistema de medição seja conhecida nas condições ambientais prevalentes correspondentes a cada série de ensaio. A diferença entre os níveis de sensibilidade acústica registrados imediatamente antes e imediatamente após a cada série de ensaio para cada dia não deve exceder 0,5 dB. O limite de 0,5 dB aplica-se após quaisquer correções de pressão atmosférica determinadas para o nível de saída do calibrador. A média aritmética antes e depois das medições deve ser utilizada para representar o nível de sensibilidade acústica do sistema de medição para aquela série de ensaio. As correções de calibração devem ser reportadas à ANAC e aplicadas aos níveis de pressão sonora em bandas de terço de oitava determinados a partir da saída do analisador.

A36.3.9.9 Cada meio de gravação, tal como uma bobina, cartucho, fita cassete ou disquete, deve conter um nível de pressão sonora de calibração de, pelo menos, 10 segundos de duração em seu início e fim.

A36.3.9.10 A perda por inserção do protetor de vento em campo-livre para cada frequência central nominal de terço de oitava de 50 Hz a 10 kHz, inclusive, deve ser determinada com sinais sonoros

senoidais nos ângulos de incidência determinados como aplicáveis para a correção dos efeitos direcionais da resposta como mencionado na seção A36.3.9.3. O intervalo entre os ângulos testados não deve ultrapassar 30 graus. Para um protetor de vento que não está danificado e nem contaminado, a perda por inserção pode ser avaliada a partir de dados do fabricante. Alternativamente, dentro de um prazo de seis meses de cada série de ensaio, a perda por inserção do protetor de vento pode ser determinada por um método rastreável ao Instituto Nacional de Padrões e Tecnologia dos EUA (U.S. National Institute of Standards and Technology) ou laboratório equivalente de normas nacionais, conforme determinado pela ANAC. Alterações na perda por inserção a partir de calibração precedente em cada banda de frequência de terço de oitava não devem exceder 0,4 dB. A correção para a perda por inserção em campo-livre do protetor de vento deve ser reportada à ANAC e aplicada aos níveis medidos de pressão sonora em terço de oitava determinados a partir da saída do analisador.

A36.3.10 *Ajustes para o ruído ambiente.*

A36.3.10.1 O ruído ambiente, incluindo o ruído acústico de fundo e o ruído elétrico do sistema de medição, deve ser gravado por, pelo menos, 10 segundos nos pontos de medição com o ganho do sistema configurado nos níveis utilizados para as medições de ruído da aeronave. O ruído ambiente deve ser representativo do ruído acústico de fundo que ocorre durante a passagem de sobrevoo do ensaio. Os dados gravados de ruído da aeronave são aceitáveis somente se os níveis de ruído ambiente, quando analisados da mesma forma, e expressos em PNL (veja A36.4.1.3 (a)), estiverem pelo menos 20 dB abaixo do PNL máximo da aeronave.

A36.3.10.2 Os níveis de pressão sonora da aeronave entre os pontos de 10 dB-abaixo (i.e., dentro do intervalo temporal de PNLTM - 10 dB) (veja A36.4.5.1) devem exceder os níveis médios de ruído ambiente determinados na seção A36.3.10.1 por, pelo menos, 3 dB em cada banda de terço de oitava, ou devem ser ajustados por um método aprovado pela ANAC; um método é descrito na atual circular consultiva para este RBAC.

Seção A36.4 Determinação do Nível Efetivo de Ruído Percebido (Effective Perceived Noise Level) a partir de Dados Medidos

A36.4.1 *Geral.*

A36.4.1.1 O elemento básico para os critérios de certificação do ruído é a medida de avaliação de ruído conhecida como nível efetivo de ruído percebido, EPNL, em unidades de EPNdB, a qual é um número único avaliador dos efeitos subjetivos do ruído de aviões nos seres humanos. O EPNL consiste no nível instantâneo de ruído percebido, PNL, corrigido pelas irregularidades espectrais e pela duração. A correção das irregularidades espectrais, denominada de “fator de correção de tom”, é feita a cada incremento de tempo apenas para o tom de máxima amplitude.

A36.4.1.2 Três propriedades físicas básicas da pressão sonora devem ser medidas: nível, distribuição de frequências e variação temporal. Para determinar o EPNL, o nível instantâneo de pressão sonora, em cada uma das 24 bandas de terço de oitava, é necessário para cada incremento de tempo de 0,5 segundos durante a medição do ruído de aviões.

A36.4.1.3 O procedimento de cálculo que utiliza medições físicas do ruído para obter a medida de avaliação EPNL da resposta subjetiva consiste dos cinco passos a seguir:

(a) As 24 bandas de terço de oitava de nível de pressão sonora são convertidas para ruídosidade percebida (noy), utilizando o método descrito no parágrafo A36.4.2.1(a). Os valores de noy são combinados e então convertidos para níveis instantâneos de ruído percebido, PNL(k).

(b) Um fator de correção de tom C(k) é calculado para cada espectro para contabilizar a resposta subjetiva à presença de irregularidades espectrais.

(c) O fator de correção de tom é adicionado ao nível de ruído percebido para obter o nível de ruído percebido corrigido para tom PNLT(k), em cada incremento de meio segundo:

$$\text{PNLT}(k) = \text{PNL}(k) + C(k)$$

Os valores instantâneos do nível de ruído percebido corrigido para tom são obtidos e o valor máximo, PNLTM, é determinado.

(d) Um fator de correção de duração, D, é calculado pela integração da curva do nível de ruído percebido corrigido para tom em função do tempo.

(e) O nível efetivo de ruído percebido, EPNL, é determinado pela soma algébrica da máxima amplitude do nível de ruído percebido corrigido para tom e valor do fator de correção duração:

$$\text{EPNL} = \text{PNLTM} + D$$

A36.4.2 *Nível de ruído percebido.*

A36.4.2.1 Os níveis instantâneos de ruído percebido, PNL(k), devem ser calculados a partir dos níveis instantâneos de pressão sonora em bandas de terço de oitava, SPL(i, k) da seguinte forma:

(a) Passo 1: Para cada banda de terço de oitava de 50 a 10.000 Hz, converta SPL(i, k) em ruídosidade percebida n(i, k), utilizando a formulação matemática da tabela de noy fornecida na seção A36.4.7.

(b) Passo 2: Combine os valores de ruídosidade percebida, n(i, k), determinados no passo 1, utilizando a seguinte fórmula:

$$\begin{aligned} N(k) &= n(k) + 0.15 \left\{ \left[\sum_{i=1}^{24} n(i, k) \right] - n(k) \right\} \\ &= 0.85 n(k) + 0.15 \sum_{i=1}^{24} n(i, k) \end{aligned}$$

onde n(k) é o maior valor dos 24 valores de n(i, k) e N(k) é a ruídosidade total percebida.

(c) Passo 3: Converta a ruídosidade total percebida, N(k), determinada no passo 2 para nível de ruído percebido, PNL(k), utilizando fórmula a seguir:

$$\text{PNL}(k) = 40.0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k)$$

Nota: PNL(k) é plotado na versão atual da circular consultiva (advisory circular) para este RBAC.

A36.4.3 Correção para irregularidades espectrais.

A36.4.3.1 O ruído que possuir irregularidades espectrais pronunciadas (por exemplo, um valor de máximo em componentes discretos de frequência ou tons) deve ser ajustado pelo fator de correção C(k), calculado da seguinte forma:

(a) Passo 1: Depois de aplicar as correções especificadas na seção A36.3.9, inicie com o nível de pressão sonora na banda de terço de oitava de 80 Hz (número de banda 3), calcule as alterações no nível de pressão sonora (ou "inclinações") no restante das bandas de terço de oitava da seguinte forma:

$$s(3, k) = \text{nenhum valor}$$

$$s(4, k) = \text{SPL}(4, k) - \text{SPL}(3, k)$$

$$s(i, k) = \text{SPL}(i, k) - \text{SPL}(i-1, k)$$

$$s(24, k) = \text{SPL}(24, k) - \text{SPL}(23, k)$$

(b) Passo 2: Destaque o valor da inclinação $s(i, k)$, no qual o valor absoluto da alteração na inclinação for superior a cinco, ou seja, quando:

$$|\Delta s(i, k)| = |s(i, k) - s(i-1, k)| > 5$$

(c) Passo 3:

(1) Se o valor destacado da inclinação $s(i, k)$ for positivo e algebricamente maior do que a inclinação $s(i-1, k)$ destaque $\text{SPL}(i, k)$.

(2) Se o valor destacado da inclinação $s(i, k)$ for zero ou negativo e a inclinação $s(i-1, k)$ for positiva, destaque $\text{SPL}(i-1, k)$;

(3) Para todos os outros casos, nenhum valor de nível de pressão sonora é para ser destacado.

(d) Passo 4: Calcule os novos níveis ajustados de pressão sonora $\text{SPL}'(i, k)$ da seguinte forma:

(1) Para os níveis de pressão sonora não-destacados, defina o novo nível de pressão sonora como sendo idêntico aos níveis originais de pressão sonora, $\text{SPL}'(i, k) = \text{SPL}(i, k)$;

(2) Para os níveis destacados de pressão sonora nas bandas de 1 a 23, inclusive, defina o novo nível de pressão sonora como sendo idêntico à média aritmética dos níveis de pressão sonora precedente e seguinte, conforme demonstrado abaixo:

$$\text{SPL}'(i, k) = 1/2[\text{SPL}(i-1, k) + \text{SPL}(i+1, k)]$$

(3) Se o nível de pressão sonora na banda mais alta de frequência ($i = 24$) estiver destacado, defina

o novo nível de pressão sonora naquela banda como sendo igual a:

$$\text{SPL}'(24, k) = \text{SPL}(23, k) + s(23, k)$$

(e) Passo 5: Recalcule a nova inclinação $s'(i, k)$, incluindo uma 25ª banda imaginária, como segue:

$$s'(3, k) = s'(4, k)$$

$$s'(4, k) = \text{SPL}'(4, k) - \text{SPL}'(3, k)$$

$$s'(i, k) = \text{SPL}'(i, k) - \text{SPL}'(i-1, k)$$

$$s'(24, k) = \text{SPL}'(24, k) - \text{SPL}'(23, k)$$

$$s'(25, k) = s'(24, k)$$

(f) Passo 6: Para i , de 3 a 23, calcule a média aritmética das três inclinações adjacentes como segue:

$$s(i, k) = 1/3 [s'(i, k) + s'(i+1, k) + s'(i+2, k)]$$

(g) Passo 7: Calcule os níveis finais de pressão sonora em bandas de um terço de oitava, $\text{SPL}'(i, k)$, começando com a banda de número 3 e seguindo para a banda de número 24 da seguinte forma:

$$\text{SPL}'(3, k) = \text{SPL}(3, k)$$

$$\text{SPL}'(4, k) = \text{SPL}'(3, k) + s(3, k)$$

$$\text{SPL}'(i, k) = \text{SPL}'(i-1, k) + s(i-1, k)$$

$$\text{SPL}'(24, k) = \text{SPL}'(23, k) + s(23, k)$$

(h) Passo 8: Calcule as diferenças, $F(i, k)$, entre o nível original de pressão sonora e o nível final de pressão sonora da seguinte forma:

$$F(i, k) = \text{SPL}(i, k) - \text{SPL}'(i, k)$$

e registre apenas valores iguais ou superiores a 1,5.

(i) Passo 9: Para cada uma das bandas relevantes de terço de oitava (de 3 a 24), determine os fatores de correção de tom das diferenças dos níveis de pressão sonora $F(i, k)$ e Tabela A36-2.

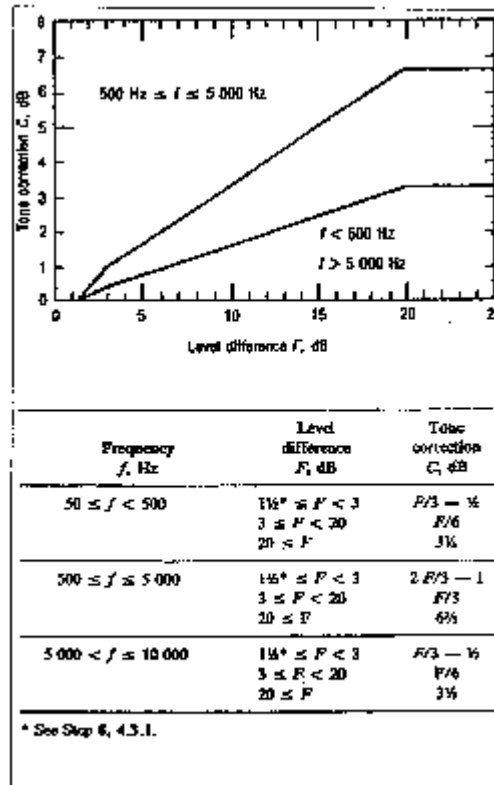


Table A.36-2. Tone correction factor

[View or download PDF](#)

Legenda da Figura:

Frequency: Frequência

Level difference F, dB: Diferença de níveis F, dB:

Tone correction C, dB: Correção tonal C, dB

*See Step 8, 4.3.1. : Veja Passo 8, 4.3.1.

Table A36-2: Tone correction factor: Tabela A36-2: Fator de correção de tom

(j) Passo 10: Designe o maior valor dos fatores de correção de tom, determinado no passo 9, como C(k). (Um exemplo do processo de correção de tom é dado na versão atual da circular consultiva para este regulamento). Os níveis de ruído percebido corrigidos para tom PNLT(k) devem ser determinados pela adição dos valores de C(k) aos valores correspondentes de PNL(k), ou seja:

$$PNLT(k) = PNL(k) + C(k)$$

Para qualquer i-ésima banda de terço de oitava, em qualquer k-ésimo incremento de tempo, para o qual o fator de correção de tom é suspeito de resultar de algo diferente (ou em adição de) um tom real (ou qualquer irregularidade espectral diferente do ruído do avião), uma análise adicional pode

ser efetuada utilizando um filtro com uma largura de banda mais estreita do que terço de uma oitava. Se a análise de banda estreita confirma essas suspeitas, então um valor revisado para o nível final de pressão sonora $SPL'(i, k)$, pode ser determinado a partir de uma análise de banda estreita e utilizado para calcular um fator de correção de tom revisado para que uma banda particular de terço de oitava. Outros métodos de rejeitar correções espúrias de tom podem ser aprovados.

A36.4.3.2 O procedimento de correção de tom irá subestimar o EPNL se um tom importante estiver em uma frequência tal que seja gravado em duas bandas adjacentes de terço de oitava. O requerente deve demonstrar que:

- (a) Tons importantes não são gravados em duas bandas adjacentes de terço de oitava, ou
- (b) Se um tom importante ocorreu, a correção de tom foi ajustada para o valor que teria ocorrido se o tom fosse gravado inteiramente em uma única banda de terço de oitava.

A36.4.4 Nível máximo de ruído percebido corrigido para tom.

A36.4.4.1 O nível máximo de ruído percebido corrigido para tom, PNLTM, deve ser o valor máximo calculado do nível de ruído percebido corrigido para tom PNLT(k). Este deve ser calculado utilizando o procedimento da seção A36.4.3. Para obter um histórico temporal satisfatório de ruído, as medições devem ser efetuadas em intervalos temporais de 0,5 segundos.

Nota 1: A Figura A36-2 é um exemplo de um histórico temporal de ruído de sobrevoo, no qual o valor máximo é claramente indicado.

Nota 2: Na ausência de um fator de correção de tom, o PNLTM seria igual ao PNLM.

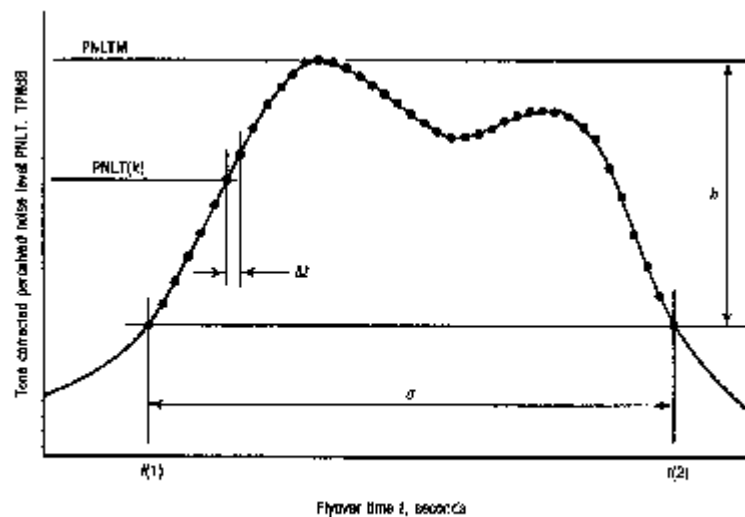


Figure A36-2. Example of perceived noise level corrected for tones as a function of aircraft flyover time

[View or download PDF](#)

Legenda da Figura:

Tone corrected perceived noise level, PNLT: Nível de ruído percebido corrigido para tom, PNLT.

Flyover time, seconds: Tempo de sobrevoo, segundos.

Figure A36-2. Example of perceived noise level corrected for tones as a function of aircraft flyover time.

Figura A36-2: Exemplo de nível de ruído percebido corrigido para tons como uma função do tempo de sobrevoo da aeronave.

A36.4.4.2 Após o valor de PNLTM ser obtido, a banda de frequência para o maior valor do fator de correção de tom é identificada para as duas amostras anteriores e duas amostras posteriores de 500 ms. Isso é realizado a fim de identificar a possibilidade de supressão de tom no PNLTM pelo compartilhamento de bandas de terço de oitava daquele tom. Se o valor do fator de correção de tom $C(k)$ para o PNLTM é inferior ao valor médio de $C(k)$ para os cinco intervalos consecutivos de tempo, o valor médio de $C(k)$ deve ser usado para calcular um novo valor de PNLTM.

A36.4.5 Correção de duração.

A36.4.5.1 O fator de correção de duração D determinado pela técnica de integração é definido pela expressão:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \int_{t(1)}^{t(2)} \text{antilog} \frac{\text{PNLT}}{10} dt \right] - \text{PNLTM}$$

onde T é uma constante de tempo de normalização, PNLTM o valor máximo de PNLT, $t(1)$ o primeiro instante do tempo após o qual o PNLT se torna maior que o PNLTM-10 e $t(2)$ o instante de tempo após o qual o PNLT permanece constantemente inferior ao PNLTM-10.

A36.4.5.2 Visto que o PNLT é calculado a partir de valores medidos do nível de pressão sonora (SPL), não há uma equação óbvia para o PNLT em função do tempo. Consequentemente, a equação deve ser reescrita com um sinal de soma em vez de um sinal de integral, como segue:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \sum_{k=0}^{d/\Delta t} \Delta t \cdot \text{antilog} \frac{\text{PNLT}(k)}{10} \right] - \text{PNLTM}$$

onde Δt é o comprimento dos incrementos idênticos de tempo para os quais o PNLT(k) é calculado e d é o intervalo de tempo, mais próximo de 0,5 s, durante o qual o PNLT(k) permanece maior ou igual ao PNLTM-10.

A36.4.5.3 Para obter um histórico satisfatório do nível ruído percebido, utilize um dos seguintes procedimentos:

- (a) intervalos de tempo de meio segundo para Δt ; ou
- (b) um intervalo de tempo menor com limites e constantes aprovados.

A36.4.5.4 Os seguintes valores para T e Δt devem ser utilizados no cálculo de D na equação fornecida na seção A36.4.5.2:

$T = 10$ s, e

$\Delta t = 0,5s$ (ou o intervalo temporal de amostragem aprovado).

A partir desses valores, a equação para D torna-se:

$$D=10 \log \left[\sum_{k=0}^{2d} \text{antilog} \frac{\text{PNLT}(k)}{10} \right] - \text{PNLTM} - 13$$

onde d é o tempo de duração definido pelos pontos correspondentes aos valores de PNLTM-10.

A36.4.5.5 Se, no uso dos procedimentos fornecidos na seção A36.4.5.2, os limites de PNLTM -10 estiverem situados entre os valores de PNLT(k) calculados (o caso usual), os valores de PNLT(k) que definem os limites do intervalo de duração devem ser escolhidos a partir dos valores de PNLT(k) mais próximos de PNLTM-10. Para os casos com mais de um valor de pico de PNLT (k), os limites aplicáveis devem ser escolhidos para produzir o maior valor possível para o tempo de duração.

A36.4.6 *Nível efetivo de ruído percebido.*

O efeito total subjetivo de um evento de ruído de avião, designado de nível efetivo de ruído percebido, EPNL, é igual à soma algébrica do valor máximo do nível de ruído percebido corrigido para tom, PNLTM, com a correção de duração D, ou seja:

$$\text{EPNL}=\text{PNLTM}+D$$

onde PNLTM e D são calculados utilizando os procedimentos fornecidos nas seções A36.4.2, A36.4.3, A36.4.4 e A36.4.5.

A36.4.7 *Formulação matemática das tabelas de noy.*

A36.4.7.1 A relação entre o nível de pressão sonora (SPL) e o logaritmo da ruidosidade percebida é ilustrada na Figura A36-3 e na Tabela A36-3.

A36.4.7.2 As bases da formulação matemática são:

- (a) As inclinações de reta (M(b), M(c), M(d) e M(e));
- (b) As interseções das linhas (SPL(b) e SPL(c)) no eixo de SPL; e
- (c) As coordenadas das descontinuidades, SPL(a) e log n(a); SPL(d) e log n = - 1,0; e SP (e) e log n = log (0,3).

A36.4.7.3 Calcule os valores de noy utilizando as seguintes equações:

(a)

$$\text{SPL} \geq \text{SPL} (a)$$

$$n=\text{antilog} \{(c)[\text{SPL}-\text{SPL}(c)]\}$$

(b)

$$\text{SPL}(b) \leq \text{SPL} < \text{SPL}(a)$$

$$n = \text{antilog} \{M(b)[\text{SPL} - \text{SPL}(b)]\}$$

(c)

$$\text{SPL}(e) \leq \text{SPL} < \text{SPL}(b)$$

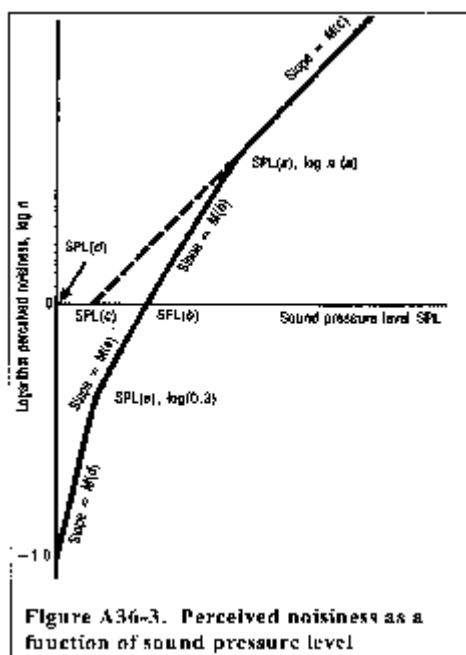
$$n = 0.3 \text{ antilog} \{M(e)[\text{SPL} - \text{SPL}(e)]\}$$

(d)

$$\text{SPL}(d) \leq \text{SPL} < \text{SPL}(e)$$

$$n = 0.1 \text{ antilog} \{M(d)[\text{SPL} - \text{SPL}(d)]\}$$

A36.4.7.4 A Tabela A36-3 lista os valores das constantes necessárias para o cálculo da ruídosidade percebida como uma função do nível de pressão sonora.



[View or download PDF](#)

Legenda da Figura:

Figure A36-3: Perceived noisiness as a function of sound pressure level

Figura A36-3: Ruídosidade percebida como uma função do nível de pressão sonora

Logarithm perceived noisiness: Logaritmo da ruídosidade percebida

Slope: inclinação

Sound pressure level: Nível de pressão sonora.

BAND (i)	f HZ	SPL (a)	SPL (b)	SPL (c)	SPL (d)	SPL (e)	M(b)	M(c)	M(d)	M(e)
1	50	91.0	64	52	49	55	0.043478	0.030103	0.079520	0.058098
2	63	85.9	60	51	44	51	0.040570	↑	0.068160	"
3	80	87.3	56	49	39	46	0.036831	↑	"	0.052288
4	100	79.9	53	47	34	42	"	↑	0.059640	0.047534
5	125	79.8	51	46	30	39	0.033336	↑	0.053013	0.043573
6	160	76.0	48	45	27	36	0.033333	↑	↑	"
7	200	74.0	46	43	24	33	"	↑	↑	0.040221
8	250	74.9	44	42	21	30	0.032051	↑	↑	0.037349
9	315	94.6	42	41	18	27	0.030673	0.030103	↑	0.034859
10	400	↑	40	40	16	25	0.030103	↑	↑	↑
11	500	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
12	630	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
13	800	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
14	1000	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
15	1250	↑	38	38	15	23	0.030103	↑	0.053013	0.034859
16	1600	↑	34	34	12	21	0.029960	↑	0.053013	0.040221
17	2000	↑	32	32	9	18	↑	↑	"	0.037349
18	2500	↑	30	30	5	15	↑	↑	0.047712	0.034859
19	3150	↑	29	29	4	14	↑	↑	"	↑
20	4000	↑	29	29	5	14	↑	↑	0.053013	↑
21	5000	↑	30	30	6	15	↑	↑	"	0.034859
22	6300	↑	31	31	10	17	0.029960	↑	0.068160	0.037349
23	8000	44.3	37	34	17	23	0.042285	0.029960	0.079520	"
24	10000	50.7	41	37	21	29	"	"	0.059640	0.043573

Table A36-3. Constants for mathematically formulated noy values

[View or download PDF](#)

Legenda da Tabela:

Table A36-3: Constants for mathematically formulated noy values

Tabela A36-3: Constantes para os valores matematicamente formulados de noy.

Band: Banda

Not applicable: Não aplicável

Seção A36.5 Relato de Dados à ANAC.

A36.5.1 Geral.

A36.5.1.1 Os dados que representam as medições físicas e os dados utilizados nas correções das

medições físicas devem ser registrados em um formulário permanente aprovado e anexados ao relato.

A36.5.1.2 Todas as correções devem ser reportadas e submetidas à aprovação da ANAC, incluindo as correções às medições associadas aos desvios de resposta do equipamento.

A36.5.1.3 Os requerentes podem ser solicitados a submeter estimativas dos erros individuais inerentes a cada uma das operações utilizadas na obtenção dos dados finais.

A36.5.2 Relato de dados

O requerente deve submeter um relatório de conformidade de certificação de ruído, que inclui o seguinte:

A36.5.2.1 O requerente deve apresentar os níveis medidos e corrigidos de pressão sonora em bandas de terço de oitava que são obtidos com o equipamento em conformidade com os requisitos descritos na seção A36.3 deste apêndice.

A36.5.2.2 O requerente deve informar no relatório a marca e o modelo do equipamento utilizado para a medição e análise de todos os dados de desempenho acústico e meteorológico.

A36.5.2.3 O requerente deve reportar os seguintes dados ambientais atmosféricos, conforme medidos imediatamente antes, após ou durante cada ensaio nos pontos de observação prescritos na seção A36.2 deste apêndice:

- (a) Temperatura do ar e umidade relativa;
- (b) Velocidades máxima, mínima e média do vento; e
- (c) Pressão atmosférica.

A36.5.2.4 O requerente deve reportar as condições de topografia local, cobertura do solo, e eventos que possam interferir as gravações sonoras.

A36.5.2.5 O requerente deve reportar o seguinte:

- (a) Tipo, modelo e números de série (se houver) do avião, motor(es) ou hélice(s) (se aplicável);
- (b) As principais dimensões do avião e a localização dos motores;
- (c) Peso total do avião para cada execução de ensaio e a variação do centro de gravidade para cada série de ensaios;
- (d) Configuração do avião, como flapes, freios aerodinâmicos e as posições do trem de pouso para cada execução de ensaio;
- (e) Se as unidades de potência auxiliar (APU), quando instaladas, estão operando para cada execução de ensaio;

- (f) Status das sangrias pneumáticas do motor e potência das decolagens do motor para cada execução de ensaio;
- (g) Velocidade indicada em nós, ou quilômetros por hora, para cada execução de ensaio;
- (h) Os dados de desempenho do motor:
- (1) Para aviões a jato: o desempenho do motor em termos de empuxo líquido, razões de pressão do motor, temperaturas de exaustão do jato e as velocidades do eixo de rotação do fan ou do compressor determinadas a partir dos instrumentos do avião e dos dados do fabricante para cada execução de ensaio;
- (2) Para aviões a hélice: o desempenho do motor em termos de potência bruta e empuxo residual, ou potência de eixo equivalente, ou o torque do motor e a velocidade de rotação da hélice, como determinado a partir de instrumentos do avião e dos dados do fabricante para cada execução de ensaio;
- (i) Trajetória de voo do avião e velocidade relativa ao solo durante cada execução de ensaio; e
- (j) O requerente deve reportar se o avião tem quaisquer modificações ou equipamentos não padronizados susceptíveis de afetar as características do ruído do avião. A ANAC tem de aprovar tais modificações ou equipamentos não padronizados.

A36.5.3 Relato das condições de referência da certificação de ruído.

A36.5.3.1 A posição do avião, os dados de desempenho e as medições de ruído devem ser corrigidos para as condições de referência para certificação de ruído especificadas nas seções pertinentes do apêndice B deste RBAC. O requerente deve reportar essas condições, incluindo os parâmetros, os procedimentos e as configurações de referência.

36.5.4 Validade dos resultados.

A36.5.4.1 Três valores de EPNL médios de referência e seus limites de confiança de 90 por cento devem ser obtidos a partir dos resultados do ensaio e reportados, cada valor sendo a média aritmética das medições acústicas ajustadas para todas as execuções válidas de ensaio em cada ponto de medição (sobrevoo, lateral ou aproximação). Se mais de um sistema de medição acústico é utilizado em qualquer um dos locais de medição, os dados resultantes de cada execução de ensaio devem ser utilizados para calcular, por meio de uma média, uma medida única. O cálculo deve ser realizado da seguinte forma:

- (a) Calcule a média aritmética para cada fase de voo utilizando os valores de cada ponto de microfone; e
- (b) Calcule a média aritmética global para cada condição de referência (sobrevoo, lateral ou aproximação) utilizando os valores do parágrafo (a) desta seção e os respectivos limites de confiança de 90 por cento.

A36.5.4.2 Para cada um dos três pontos de medição de certificação, o tamanho mínimo da amostra é

seis. O tamanho da amostra deve ser grande o suficiente para estabelecer estatisticamente para cada um dos três níveis médios de certificação de ruído um limite de confiança de 90 por cento que não exceda $\pm 1,5$ EPNdB. Nenhum resultado do ensaio pode ser omitido no processo de média a menos que aprovado pela ANAC.

Nota: Métodos permitidos para o cálculo dos intervalos de confiança de 90 por cento são mostrados na versão atual da circular consultiva para este RBAC.

A36.5.4.3 Os valores médios de EPNL obtidos pelo processo descrito na seção A36.5.4.1 devem ser aqueles em que o desempenho de ruído do avião é avaliado em função dos critérios de certificação do ruído.

Seção A36.6 Nomenclatura: Símbolos e Unidades

Símbolo	Unidade	Significado
antilog		Antilogaritmo na base 10.
C(k)	dB	<i>Fator de correção de tom.</i> O fator a ser adicionado ao valor de PNL(k) para contabilizar a presença de irregularidades espectrais, tais como tons no k-ésimo incremento de tempo.
d	s	<i>Tempo de duração.</i> O intervalo de tempo entre os limites de t(1) e t(2) para o 0.5s mais próximo.
D	dB	<i>Correção de duração.</i> O fator a ser adicionado ao PNLTm para contabilizar a duração do ruído.
EPNL	EPNdB	<i>Nível efetivo de ruído percebido.</i> O valor do PNL ajustado para os efeitos das irregularidades espectrais e da duração do ruído. (A unidade EPNdB é utilizada ao invés da unidade dB).
EPNL _r	EPNdB	Nível efetivo de ruído percebido ajustado para as condições de referência.
f(i)	Hz	<i>Frequência.</i> Frequência média geométrica da i-ésima banda de terço de oitava.
F(i, k)	dB	<i>Delta-dB.</i> Diferença entre o nível original de pressão sonora e o nível final de pressão sonora do ruído de fundo na i-ésima banda de terço de oitava e no k-ésimo intervalo de tempo. Neste caso, o nível de pressão sonora de ruído do fundo significa o nível de ruído em banda larga que estaria presente na banda de terço de oitava na ausência do tom.
H	dB	dB-abaxio. O valor a ser subtraído do PNLTm que define a duração do ruído.
H	Por cento	<i>Umidade relativa.</i> Umidade relativa da atmosfera ambiente.
i		<i>Índice da banda de frequência.</i> Indicador numérico que denota qualquer uma das 24 bandas de terço de oitava com as frequências médias geométricas de 50 a 10.000 Hz.
k		<i>Índice de incremento temporal.</i> O indicador numérico que denota o número de incrementos temporais idênticos decorridos desde um zero de referência.

Log		Logaritmo na base 10.
$\log n(a)$		<i>Coordenada da descontinuidade de noy</i> . O valor do $\log(n)$ do ponto de interseção das retas representando a variação de SPL com $\log(n)$.
M(b), M(c), etc		<i>Inclinação inversa de noy</i> . O recíproco das inclinações das linhas retas que representam a variação de SPL com $\log n$.
N	noy	A ruídosidade percebida em um instante de tempo que ocorre em uma determinada faixa de frequência.
$n(i, k)$	noy	A ruídosidade percebida no k-ésimo instante de tempo que ocorre na i-ésima banda de terço de oitava.
$n(k)$	noy	<i>Máxima ruídosidade percebida</i> . O valor máximo de todos os 24 valores de $n(i)$ que ocorre no k-ésimo instante de tempo.
$N(k)$	noy	<i>Ruídosidade percebida total</i> . A ruídosidade percebida total no k-ésimo instante de tempo calculada a partir dos 24 valores instantâneos de $n(i, k)$.
p(b), p(c), etc		<i>Inclinação de noy</i> . Inclinações das linhas retas que representam a variação de SPL com $\log n$.
PNL	PNdB	Nível de ruído percebido em qualquer instante de tempo. (A unidade PNdB é utilizada ao invés da unidade dB).
PNL(k)	PNdB	Nível de ruído percebido calculado a partir dos 24 valores de SPL(i,k) no k-ésimo incremento de tempo. (A unidade PNdB é utilizada ao invés da unidade dB).
PNLM	PNdB	<i>Nível máximo de ruído percebido</i> . O máximo valor de PNL(k). (A unidade PNdB é utilizada ao invés da unidade dB).
PNLT	TPNdb	<i>Nível de ruído percebido corrigido para tom</i> . O valor de PNL ajustado devido às irregularidades espectrais que ocorrem em qualquer instante de tempo. (A unidade TPNdB é utilizada ao invés da unidade dB).
PNLT(k)	TPNdB	Nível de ruído percebido corrigido para tom que ocorre no k-ésimo incremento de tempo. PNLT(k) é obtido pela correção do valor de PNL(k) devido às irregularidades espectrais que ocorrem no k-ésimo incremento de tempo. (A unidade TPNdB é utilizada ao invés da unidade dB).
PNLTM	TPNdB	<i>Nível máximo de ruído percebido corrigido para tom</i> . O valor máximo de PNLT(k). A unidade TPNdB é utilizada ao invés da unidade dB).
PNLT _r	TPNdB	Nível de ruído percebido corrigido para tom ajustado para as condições de referência.
$s(i, k)$	dB	<i>Inclinação do nível de pressão sonora</i> . A mudança no nível entre os níveis de pressão sonora de bandas de terço de oitava adjacentes na i-ésima banda para o k-ésimo instante de tempo.
$\Delta s(i, k)$	dB	Mudança na inclinação do nível de pressão sonora.
$s'(i, k)$	dB	<i>Inclinação ajustada do nível de pressão sonora</i> . A mudança no nível entre níveis ajustados adjacentes de pressão sonora em bandas de terço de oitava na i-ésima banda para o k-ésimo instante de tempo.

$s(i, k)$	dB	Inclinação média do nível de pressão sonora.
SPL	dB re 20 μ Pa	Nível de pressão sonora. O nível de pressão sonora que ocorre em uma faixa especificada de frequência em qualquer instante de tempo.
SPL(a)	dB re 20 μ Pa	Coordenada da descontinuidade de <i>noy</i> . O valor SPL do ponto de intersecção das linhas retas que representam a variação de SPL com $\log n$.
SPL(b) SPL(c)	dB re 20 μ Pa	Interceptação de <i>noy</i> . Interceptação sobre o eixo SPL das linhas retas que representam a variação de SPL com $\log n$.
SPL (i, k)	dB re 20 μ Pa	Nível de pressão sonora no k-ésimo instante de tempo que ocorre na i-ésima banda de terço de oitava.
SPL' (i, k)	dB re 20 μ Pa	Nível ajustado de pressão sonora. A primeira aproximação para o nível de pressão sonora do ruído de fundo na i-ésima banda de terço de oitava no k-ésimo instante de tempo.
SPL(i)	dB re 20 μ Pa	Nível máximo de pressão sonora. O nível de pressão sonora que ocorre na i-ésima banda de terço de oitava do espectro de PNLTM.
SPL(i) _r	dB re 20 μ Pa	Nível máximo de pressão sonora corrigido. O nível de pressão sonora que ocorre na i-ésima banda de terço de oitava do espectro para o PNLTM corrigido devido à absorção sonora na atmosfera.
SPL' (i, k)	dB re 20 μ Pa	Nível final de pressão sonora do ruído de fundo. A segunda e final aproximação do nível de pressão sonora do ruído de fundo na i-ésima banda de terço de oitava no k-ésimo instante de tempo.
t	s	Tempo decorrido. O intervalo de tempo medido a partir de um zero de referência.
t(1), t(2)	s	Limites de tempo. O início e final, respectivamente, da história temporal de ruído definida por h.
Δt	s	Incremento de tempo. Incrementos idênticos de tempo para os quais PNL(k) e PNL(k) são calculados.
T	s	Constante temporal de normalização. Período de tempo utilizado como uma referência no método de integração para a determinação das correções de duração, sendo T=10 s.
t(°F) (°C)	°F, °C	Temperatura. Temperatura ambiente do ar.
$\alpha(i)$	dB/1000 pés db/100m	Absorção atmosférica de ensaio. Atenuação atmosférica do som que ocorre na i-ésima banda de terço de oitava na temperatura e umidade relativa do ar medidas na condição em ensaio.
$\alpha(i)_o$	dB/1000pés db/100m	Absorção atmosférica de referência. A atenuação atmosférica do som que ocorre na i-ésima banda de terço de oitava na temperatura e umidade do ar na condição de referência.
A ₁	Graus	Primeiro ângulo constante de subida (trem de pouso recolhido, velocidade de pelo menos $V_2 + 10$ kt ($V_2 + 19$ km/h), empuxo de decolagem).
A ₂	Graus	Segundo ângulo constante de subida (trem de pouso recolhido, velocidade de pelo menos $V_2 + 10$ kt($V_2 + 19$ km/h), após a redução de

		empuxo/potência (cut-back)).
δ ϵ	Graus	Ângulos de redução de empuxo/potência. Os ângulos definidos pelos pontos da trajetória de decolagem na qual a redução de empuxo/potência é iniciada e finalizada, respectivamente.
η	Graus	Ângulo de aproximação.
η_r	Graus	Ângulo de aproximação de referência.
Θ	Graus	Ângulo de ruído (relativo à trajetória de voo). O ângulo definido entre a trajetórias de voo e a trajetória de ruído. Este é idêntico para ambas trajetórias de voo: medida e corrigida.
ψ	Graus	Ângulo de ruído (relativo ao solo). O ângulo definido entre a trajetória de ruído e o solo. Este é idêntico para ambas trajetórias de voo: medida e corrigida.
μ		Parâmetro de emissão de ruído do motor.
μ_r		Parâmetro de referência para emissão de ruído do motor.
Δ_1	EPNdB	Correção PNLT. Correção a ser adicionada ao valor de EPNL calculado a partir dos dados medidos, para levar em conta as mudanças de ruído devido às diferenças de absorção atmosférica e comprimento da trajetória de ruído entre as condições de referência e de ensaio.
Δ_2	EPNdB	Ajuste para a correção da duração. Ajuste a ser aplicado ao valor do EPNL calculado a partir de dados medidos, para considerar a mudança de níveis de ruído decorrente de durações distintas de ruído entre as condições de referência e de ensaio.
Δ_3	EPNdB	Correção do ruído de fonte. O ajuste a ser aplicado ao valor de EPNL calculado a partir dos dados medidos, para considerar a mudança de níveis de ruído decorrente das diferenças operacionais do motor entre as condições de referência e de ensaio.

Seção A36.7 Atenuação sonora no ar.

A36.7.1 A atenuação atmosférica do som deve ser determinada em conformidade com o procedimento apresentado na seção A36.7.2.

A36.7.2 A relação entre atenuação sonora, frequência, temperatura e umidade é expressa pelas seguintes equações.

(a) Para os cálculos utilizando o Sistema Inglês de Unidades:

$$\alpha(i) = 10^{[2,051 \log(f_0/1000) + 6,33 \times 10^{-4} \theta - 14,5325]} + 77(\delta) \times 10^{[\log(f_0) + 4,6833 \times 10^{-3} \theta - 2,4215]}$$

e

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{F_0}} 10^{(\pm H - 1.97274664 + 2.288074 \times 10^{-2} \rho)} \\ \times 10^{(-9.589 \times 10^{-5} \rho^2 + 3.0 \times 10^{-7} \rho^3)}$$

onde

$\eta(\delta)$ é listado na Tabela A36-4 e f_0 na Tabela A36-5;

$\alpha(i)$ é o coeficiente de atenuação em dB/1000 pés;

Θ é a temperatura em °F; e

H é a umidade relativa, expressa como uma porcentagem.

A36.7.2 (b) Para os cálculos usando o Sistema Internacional de Unidades (SI):

$$\alpha(i) = 10^{[2.05 \log(f_0/1000) + 1.1394 \times 10^{-2} \rho - 1.916984]} \\ + \eta(\delta) \times 10^{[\log(f_0) + 8.42994 \times 10^{-2} \rho - 2.755624]}$$

e

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{F_0}} 10^{(\log H - 1328924 + 3.179768 \times 10^{-2} \rho)} \\ \times 10^{(-2.173716 \times 10^{-4} \rho^2 + 1.7496 \times 10^{-6} \rho^3)}$$

onde

$\eta(\delta)$ é listado na Tabela A36-4 e f_0 na Tabela A36-5;

$\alpha(i)$ é o coeficiente de atenuação em dB/100 m;

Θ é a temperatura em °C, e

H é a umidade relativa, expressa como uma porcentagem.

A36.7.3 Os valores listados na tabela A36-4 devem ser utilizados no cálculo das equações listadas na seção A36.7.2. Um termo de interpolação quadrática deve ser utilizado quando necessário.

Seção A36.8 [Reservado]

Table A36-4. Values of $\eta(\delta)$

δ	$\eta(\delta)$	δ	$\eta(\delta)$
0,00	0,000	2,50	0,450
0,25	0,315	2,80	0,400
0,50	0,700	3,00	0,370
0,60	0,840	3,30	0,330
0,70	0,930	3,60	0,300
0,80	0,975	4,15	0,260
0,90	0,996	4,15	0,245
1,00	1,000	4,80	0,230
1,10	0,970	5,25	0,220
1,20	0,900	5,70	0,210
1,30	0,840	6,05	0,205
1,50	0,750	6,50	0,200
1,70	0,670	7,00	0,200
2,00	0,570	10,00	0,200
2,30	0,495		

Table A36-5. Values of f_0

one-third octave center frequency	f_0 (Hz)	one third octave center frequency	f_0 (Hz)
50	50	800	800
63	63	1000	1000
80	80	1250	1250
100	100	1600	1600
125	125	2000	2000
160	160	2500	2500
200	200	3150	3150
250	250	4000	4000
315	315	5000	4500
400	400	6300	5600
500	500	8000	7100
630	630	10000	9000

Seção A36.9 Correção de resultados de ensaio em voo de avião.

A36.9.1 Quando as condições do ensaio de certificação não são idênticas às condições de referência, determinadas correções devem ser efetuadas para os dados medidos de ruído utilizando os métodos descritos nesta seção.

A36.9.1.1 As correções dos valores medidos de ruído devem ser efetuadas utilizando um dos métodos descritos nas seções A36.9.3 e A36.9.4 para as seguintes diferenças:

- a) Atenuação de ruído ao longo de sua trajetória, como afetada pelo “inverso do quadrado” e atenuação atmosférica;
- (b) Duração do ruído, como afetada pela distância e pela velocidade do avião em relação ao ponto de medição;
- (c) Ruído da fonte emitido pelo motor, como afetado pelas diferenças operacionais do motor entre as condições de ensaio e de referência;
- (d) Ruído de fonte do avião/motor como afetado pelas diferenças das velocidades entre as condições

de ensaio e de referência. Além do efeito sobre a duração, os efeitos da velocidade sobre as fontes de ruído dos componentes devem ser contabilizados como se segue: para configurações convencionais de avião, quando as diferenças entre as velocidades de ensaio e de referência excederem 15 nós (28 km/h) de velocidade real, dados de ensaio e/ou análises aprovados pela ANAC devem ser utilizados para quantificar os efeitos de correção da velocidade sobre os níveis resultantes de certificação de ruído.

A36.9.1.2 O método “integrado” de correção, descrito na seção A36.9.4, deve ser utilizado para a decolagem ou aproximação para as seguintes condições:

(a) Quando a amplitude da correção (utilizando o método “simplificado”) for maior que 8 dB no sobrevoos, ou 4 dB na aproximação; ou

(b) Quando o valor final resultante de EPNL no sobrevoos ou na aproximação (utilizando o método simplificado) estiver a menos de 1 dB dos limites de níveis de ruído prescritos na seção B36.5 deste RBAC.

A36.9.2 *Perfis de voo.*

Conforme descrito a seguir, os perfis de voo para as condições de ensaio e de referência são definidos pela sua geometria em relação ao solo, juntamente com a velocidade do avião relativa ao solo, e o(s) parâmetro(s) de controle dos motores associado(s) utilizado(s) na determinação da emissão de ruído do avião.

A36.9.2.1 *Perfil de decolagem.*

Nota: A Figura A36-4 ilustra um perfil típico de decolagem

(a) O avião inicia a corrida de decolagem no ponto A, decolando no ponto B e no ponto C começa a sua primeira subida a um ângulo constante. Se uma redução de empuxo ou de potência (como apropriado) for utilizada, ela é iniciada no ponto D e concluída no ponto E. A partir desse último ponto, o avião começa uma segunda subida a um ângulo constante até o ponto F, o qual define o fim da trajetória de voo de decolagem para a certificação de ruído.

(b) Posição K_1 é a estação de medição do ruído de decolagem e AK_1 é a distância do ponto de início da corrida (rolagem) até o ponto de medição de sobrevoos. Posição K_2 é a estação de medição de ruído lateral, que está localizada em uma linha paralela à linha central da pista, em uma determinada distância, na qual o nível de ruído é máximo durante a decolagem.

(c) A distância AF é a distância sobre a qual a posição do avião é medida e sincronizada com as medições de ruído, conforme exigido pela seção A36.2.3.2 deste RBAC

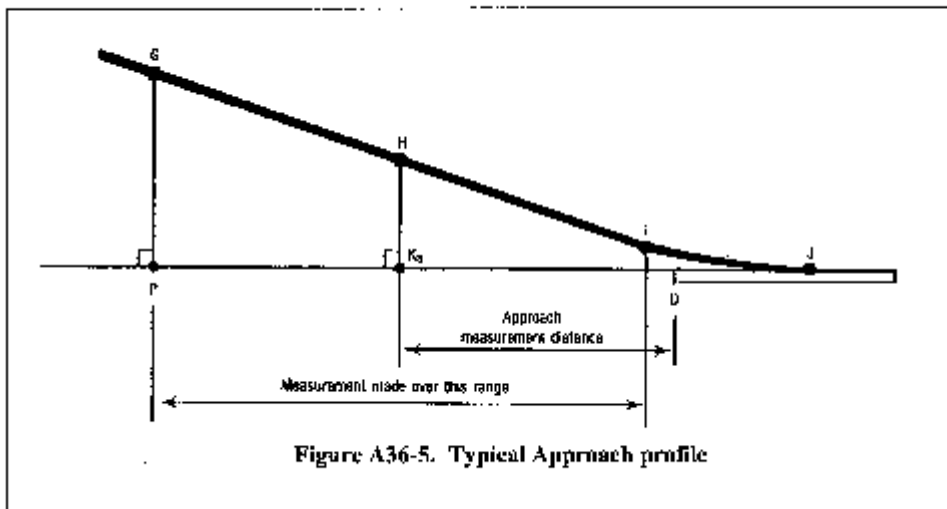
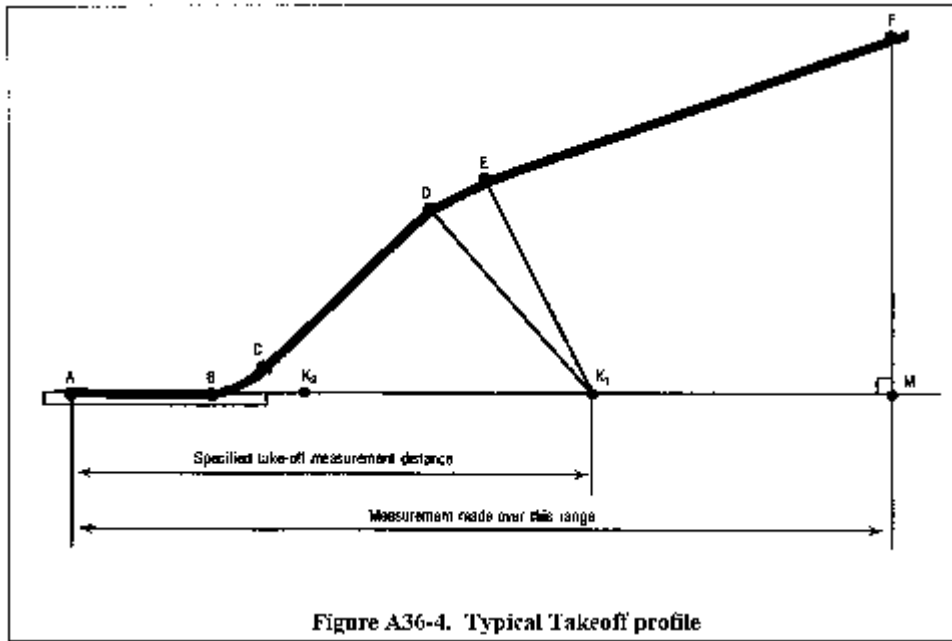
A36.9.2.2 *Perfil de Aproximação*

Nota: A Figura A36-5 ilustra um perfil típico de aproximação.

(a) O avião começa a sua trajetória de voo de aproximação para certificação de ruído no ponto G, e toca a pista no ponto J, a uma distância OJ da cabeceira da pista.

(b) A Posição K_3 é a estação de medição de ruído de aproximação e K_3O é a distância entre o ponto de medição de ruído de aproximação e a cabeceira da pista.

(c) A distância GI é a distância sobre a qual a posição do avião é medida e sincronizada com as medições de ruído, como requerido pela seção A36.2.3.2 deste RBAC.



O ponto de referência do avião para as medições de aproximação é a antena do Sistema de Pouso por Instrumentos (*Instrument Landing System – ILS*). Se nenhuma antena do ILS está instalada, um ponto alternativo de referência deve ser aprovado pela ANAC.

A36.9.3 Método simplificado de correção.

A36.9.3.1 *Geral*. Como descrito a seguir, o método simplificado de correção consiste na aplicação de correções (ao valor de EPNL, o qual é calculado a partir dos dados medidos) para as diferenças

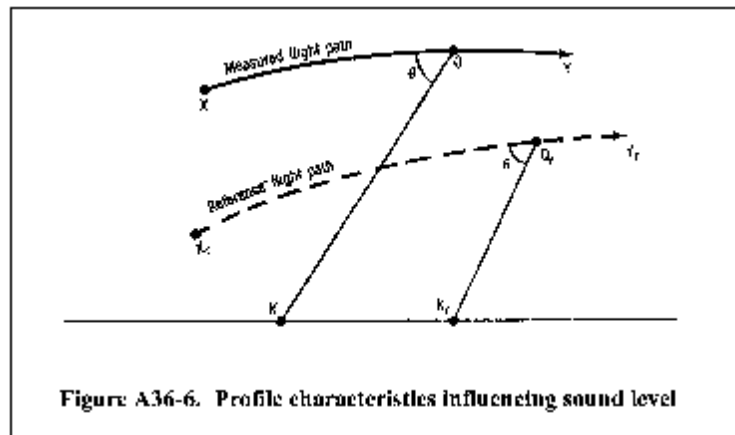
entre as condições de medição e de referência no instante do PNLTM.

A36.9.3.2 Correções para PNL e PNLT.

(a) Os trechos da trajetória de voo de ensaio e da trajetória de voo de referência descritos a seguir, e ilustrados na Figura A36-6, incluem o histórico temporal de ruído que é relevante para o cálculo dos valores de EPNL de sobrevoos e de aproximação. Na Figura A36-6:

(1) XY representa o trecho da trajetória de voo medida que inclui o histórico temporal de ruído relevante para o cálculo dos valores de EPNL de sobrevoos e de aproximação; $X_r Y_r$ representa o trecho correspondente da trajetória de voo de referência.

(2) Q representa a posição do avião na trajetória medida de voo em que o ruído foi emitido e observado como PNLTM na estação de medição de ruído K. Q_r é a posição correspondente na trajetória de referência e K_r é a estação de medição de referência. QK e $Q_r K_r$ são, respectivamente, as trajetórias medida e de referência de propagação do ruído, Q_r sendo determinado a partir da hipótese de que QK e $Q_r K_r$ formam o mesmo ângulo Θ com suas respectivas trajetórias de voo.



(b) Os trechos da trajetória de voo de ensaio e da trajetória de voo de referência descritos no parágrafo (b)(1) e (2) e ilustrados na Figura A36-7(a) e (b) incluem o histórico temporal de ruído que é relevante para o cálculo do valor de EPNL lateral.

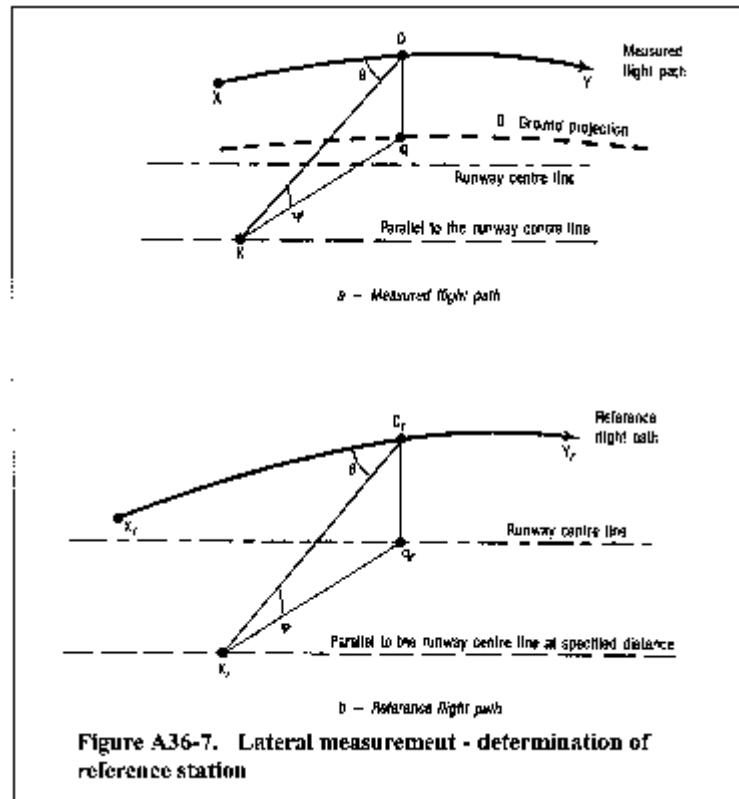
(1) Na figura A36-7(a), XY representa o trecho da trajetória de voo medida que inclui o histórico temporal de ruído que é relevante para o cálculo do valor de EPNL lateral; na figura A36-7 (b), $X_r Y_r$ representa o trecho correspondente da trajetória de voo de referência.

(2) Q representa a posição do avião na trajetória de voo medida na qual o ruído foi emitido e observado como PNLTM na estação de medição de ruído K. Q_r é a posição correspondente na trajetória de referência, e K_r é a estação de medição de referência. QK e $Q_r K_r$ são, respectivamente, as trajetórias medida e de referência de propagação do ruído. Neste caso, K_r é apenas especificada como estando sobre uma linha lateral particular; K_r e Q_r são, portanto, determinados a partir das hipóteses que QK e $Q_r K_r$:

(i) Formam o mesmo ângulo Θ com as suas respectivas trajetórias de voo; e

(ii) Formam o mesmo ângulo ψ com o solo.

Nota: Para a medição do ruído lateral, a propagação do som é afetada não apenas pelo inverso do quadrado da distância e pela atenuação atmosférica, mas também pela absorção do solo e pelos efeitos de reflexão que dependem principalmente do ângulo ψ .



A36.9.3.2.1 Os níveis de bandas de terço de oitava $SPL(i)$ compreendendo PNL (o PNL no instante de PNLTM, observado em K) devem ser corrigidos para os níveis de referência $SPL(i)_r$ como segue:

A36.9.3.2.1(a) Para os cálculos utilizando o Sistema Inglês de Unidades:

$$SPL(i)_r = SPL(i) + 0,001[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK$$

$$+ 0,001\alpha(i)_0(QK - Q_r K_r)$$

$$+ 20 \log(QK / Q_r K_r)$$

Nesta expressão,

(1) O termo $0,001[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK$ é a correção para o efeito de alteração no coeficiente de atenuação sonora, e $\alpha(i)$ e $\alpha(i)_0$ são os coeficientes para as condições atmosféricas de ensaio e de referência, respectivamente, determinados conforme a seção A36.7 deste apêndice;

(2) O termo $0,001\alpha(i)_0(QK - Q_r K_r)$ é a correção para o efeito de alteração no comprimento da trajetória de ruído sobre a atenuação sonora;

(3) O termo $20 \log(QK / Q_r K_r)$ é a correção para o efeito de alteração no comprimento da trajetória

de ruído devido a lei do “inverso do quadrado”;

(4) QK e Q_rK_r são medidos em pés e $\alpha(i)$ e $\alpha(i)_0$ são expressos em dB/1000 pés.

A36.9.3.2.1(b) Para os cálculos utilizando o Sistema Internacional de Unidades:

$$\begin{aligned} \text{SPL}(i)_r &= \text{SPL}(i) + 0,01[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK \\ &+ 0,01\alpha(i)_0(QK - Q_rK_r) \\ &+ 20 \log(QK/Q_rK_r) \end{aligned}$$

Nessa expressão,

(1) O termo $0,01[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK$ é a correção para o efeito da mudança no coeficiente de atenuação sonora, e $\alpha(i)$ e $\alpha(i)_0$ são os coeficientes para as condições atmosféricas de ensaio e de referência, respectivamente, determinados conforme a seção A36.7 deste apêndice;

(2) O termo $0,01\alpha(i)_0(QK - Q_rK_r)$ é a correção para o efeito de alteração no comprimento da trajetória de ruído sobre a atenuação sonora;

(3) O termo $20 \log(QK/Q_rK_r)$ é a correção para o efeito de alteração no comprimento da trajetória de ruído devido à lei do inverso do quadrado;

(4) QK e Q_rK_r são medidos em metros e $\alpha(i)$ e $\alpha(i)_0$ são expressos em dB/100 m.

A36.9.3.2.1.1 *Correção do PNLT.*

(a) Converta os valores corrigidos, $\text{SPL}(i)_r$, para PNLT_r ;

(b) Calcule o termo de correção Δ_1 utilizando a seguinte equação:

$$\Delta_1 = \text{PNLT}_r - \text{PNLTM}$$

A36.9.3.2.1.2 Adicione Δ_1 aritmeticamente ao valor de EPNL calculado a partir dos dados medidos.

A36.9.3.2.2 Se, durante um voo de ensaio, forem observados vários valores de pico de PNLT a menos de 2 dB de PNLTM, o procedimento definido na seção A36.9.3.2.1 deve ser aplicado em cada pico, e o termo de correção, calculado conforme a seção A36.9.3.2.1, deve ser adicionado a cada pico para fornecer os valores de pico de PNLT corrigidos correspondentes. Se esses valores de pico excederem o valor no instante de PNLTM, o valor máximo de tal excesso deve ser adicionado como uma correção adicional ao valor de EPNL calculado a partir dos dados medidos.

A36.9.3.3 *Ajustes à correção de duração.*

A36.9.3.3.1 Sempre que as trajetórias medidas de voo e/ou as velocidades no solo das condições de ensaio diferirem das trajetórias de referência e/ou a velocidade no solo das condições de referência, as correções de duração devem ser aplicadas aos valores de EPNL calculados a partir dos dados medidos. As correções devem ser calculadas conforme descrito abaixo.

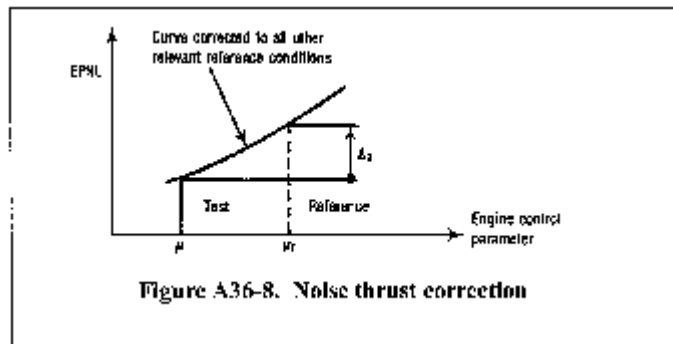
A36.9.3.3.2 Para a trajetória de voo mostrada na Figura A36-6, o termo de correção é calculado da seguinte forma:

$$\Delta_2 = -7,5 \log(QK/Q_r K_r) + 10 \log(V/V_r)$$

(a) Adicione Δ_2 aritmeticamente ao valor de EPNL calculado a partir dos dados medidos.

A36.9.3.4 Correções do ruído de fonte.

A36.9.3.4.1 Para contabilizar as diferenças entre os parâmetros que afetam o ruído do motor quando medidos nos ensaios em voo de certificação, e aqueles calculados ou especificados nas condições de referência, a correção do ruído de fonte deve ser calculada e aplicada. A correção é determinada a partir de dados do fabricante aprovados pela ANAC. Dados típicos utilizados para essa correção são ilustrados na Figura A36-8, que mostram uma curva de EPNL em função do parâmetro μ de controle do motor, com os dados de EPNL sendo corrigidos para todas as outras condições relevantes de referência (massa, velocidade e altitude do avião, temperatura do ar) e para uma diferença de ruído entre o motor ensaiado e o motor médio (como definido na seção B36.7(b)(7)). Um número suficiente de pontos de dados sobre uma faixa de valores de μ_r é requerido para calcular as correções do ruído de fonte para as medições de ruído lateral, de sobrevoo e de aproximação.



[View or download PDF](#)

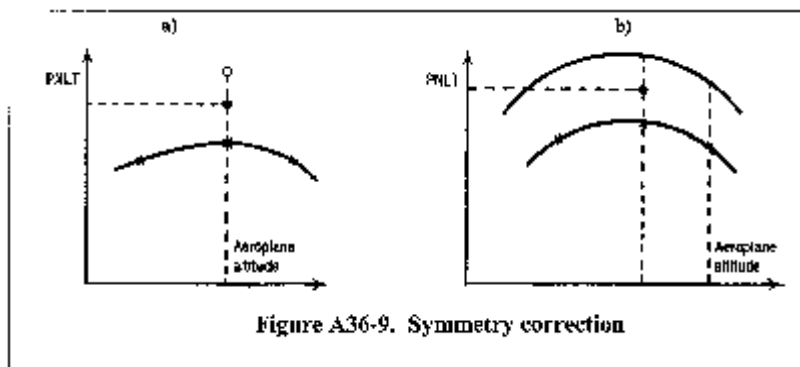
A36.9.3.4.2 Calcule o termo de correção Δ_3 , subtraindo o valor de EPNL correspondente ao parâmetro μ do valor de EPNL correspondente ao parâmetro μ_r . Adicionar Δ_3 aritmeticamente ao valor de EPNL calculado a partir dos dados medidos.

A36.9.3.5 Correções de simetria.

A36.9.3.5.1 Uma correção de simetria para cada valor de ruído lateral (determinado na seção B36.4(b) - pontos de medição), deve ser efetuada da seguinte forma:

(a) Se o ponto de medição simétrico está oposto ao ponto onde o maior nível de ruído é obtido sobre a linha de medição lateral principal, o nível de certificação de ruído é a média aritmética dos níveis de ruído medidos nestes dois pontos (veja Figura A36-9(a));

(b) Se a condição descrita no parágrafo (a) desta seção não for satisfeita, então assume-se que a variação do ruído com a altitude do avião é a mesma em ambos os lados, há uma diferença constante entre as linhas de ruído em função da altitude em ambos os lados (veja figura A36-9(b) deste apêndice). O nível de ruído de certificação é o valor máximo da média entre essas linhas.



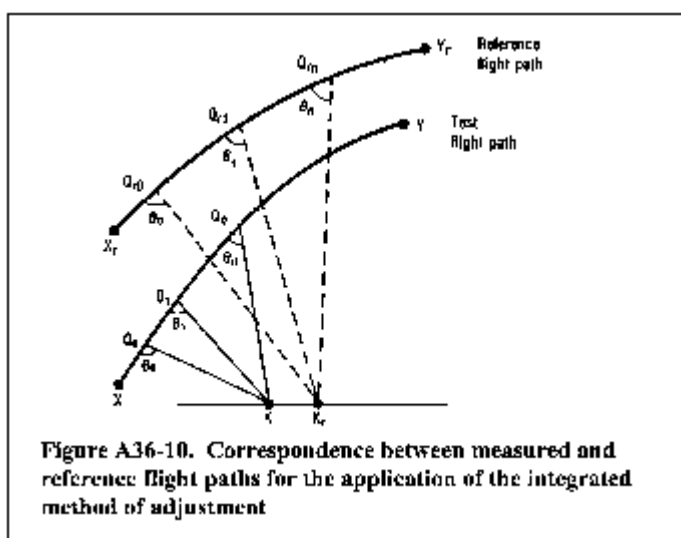
[View or download PDF](#)

A36.9.4 Método integrado de correção

A36.9.4.1 *Geral.* Conforme descrito nesta seção, o método integrado de correção consiste em recalcular para as condições de referência os pontos do histórico temporal de PNL correspondentes aos pontos medidos obtidos durante os ensaios, e determinar o valor de EPNL diretamente para o novo histórico temporal obtido dessa maneira. Os principais princípios são descritos nas seções A36.9.4.2 a A36.9.4.4.1.

A36.9.4.2 Cálculos de PNL.

(a) Os trechos da trajetória de voo de ensaio e da trajetória de voo de referência descritos nos parágrafos (a)(1) e (2), e ilustrados na Figura A36-10, incluem o histórico temporal de ruído que é relevante para o cálculo dos valores de EPNL de sobrevoo e de aproximação. Na figura A36-10:



[View or download PDF](#)

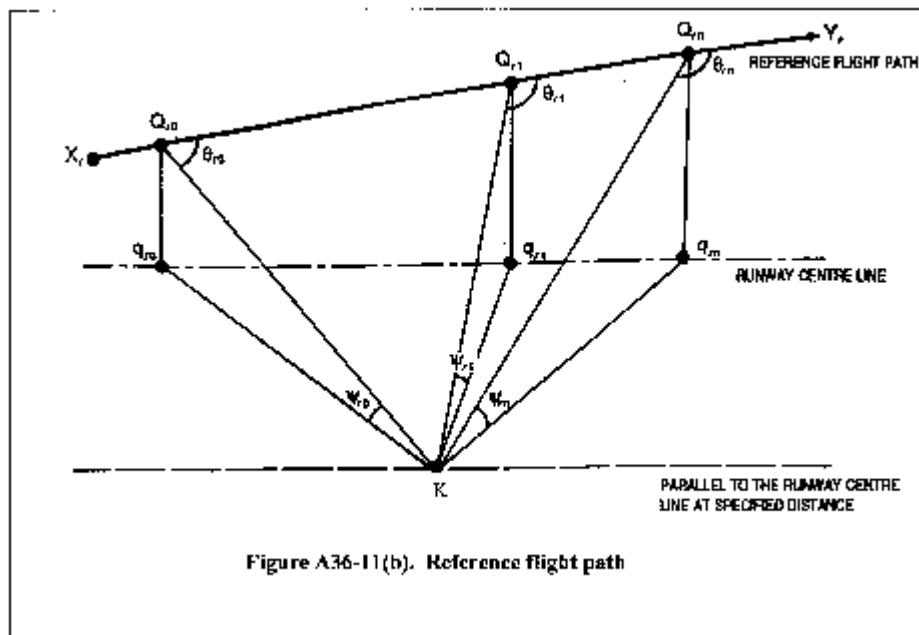
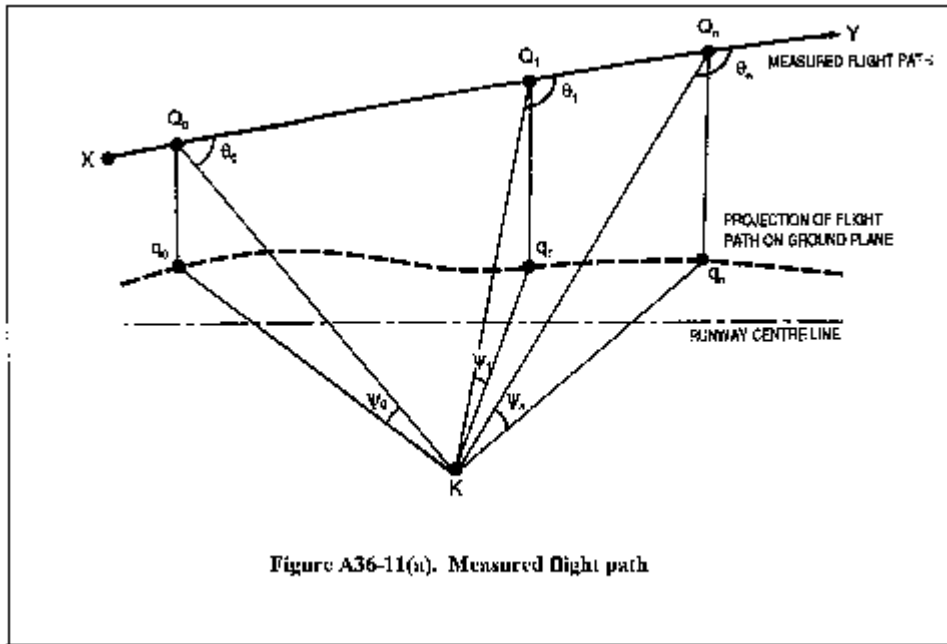
(1) XY representa o trecho da trajetória de voo medida que inclui o histórico temporal de ruído relevante para o cálculo dos valores de EPNL de sobrevoos e de aproximação; $X_r Y_r$ representa a trajetória de voo correspondente na condição de referência.

(2) Os pontos Q_0 , Q_1 , Q_n representam as posições do avião na trajetória de voo medida nos instantes t_0 , t_1 e t_n , respectivamente. O ponto Q_1 é o ponto na qual o ruído foi emitido e observado como valores em bandas de terço de oitava $SPL(i)_1$ na estação de medição de ruído K no instante t_1 . O ponto Q_{r1} representa a posição correspondente na trajetória de referência para o ruído observado como $SPL(i)_{r1}$ na estação de medição de referência K_r no instante de tempo t_{r1} . $Q_1 K$ e $Q_{r1} K_r$ são, respectivamente, as trajetórias de propagação de ruído medida e de referência, as quais formam um ângulo Θ_1 com suas respectivas trajetórias de voo. Similarmente, Q_{r0} e Q_{rn} são os pontos da trajetória de voo de referência correspondente à Q_0 e Q_n na trajetória de voo medida. Q_0 e Q_n são escolhidos de modo que entre Q_{r0} e Q_{rn} todos os valores de $PNLT_r$ (calculados como descrito nos parágrafos A36.9.4.2.2 e A36.9.4.2.3), dentro de 10 dB do valor de pico, sejam incluídos.

(b) Os trechos da trajetória de voo de ensaio e da trajetória de voo de referência descritos nos parágrafos (b)(1) e (2), e ilustrados nas *Figuras A36-11(a) e (b)*, incluem o histórico temporal de ruído que é relevante para o cálculo do EPNL lateral.

(1) Na figura A36-11(a), XY representa o trecho da trajetória de voo medida que inclui o histórico temporal de ruído que é relevante para o cálculo do EPNL lateral; na figura A36-11(b), $X_r Y_r$ representa o trecho da trajetória de voo correspondente nas condições de referência.

(2) Os pontos Q_0 , Q_1 e Q_n representam as posições do avião na trajetória de voo medida nos instantes de tempo t_0 , t_1 e t_n , respectivamente. O ponto Q_1 é o ponto em que o ruído foi emitido e observado como valores em terço de oitava $SPL(i)_1$ na estação de medição de ruído K no instante t_1 . O ponto Q_{r1} representa a posição correspondente na trajetória de referência para o ruído observado como $SPL(i)_{r1}$ na estação de medição K_r no instante de tempo de t_{r1} . $Q_1 K$ e $Q_{r1} K_r$ são, respectivamente, as trajetórias de propagação de ruído medida e de referência. Similarmente Q_{r0} e Q_{rn} são os pontos da trajetória de voo de referência correspondentes à Q_0 e Q_n na trajetória de voo medida.



[View or download PDF](#)

Q_0 e Q_n são escolhidos de forma que, entre Q_{r0} e Q_{rn} , todos os valores de $PNLT_r$ (calculados como descrito nos parágrafos A36.9.4.2.2 e A36.9.4.2.3) dentro de 10 dB do valor de pico são incluídos. Neste caso, K_r só é especificada como estando sobre uma linha lateral particular. As posições de K_r e Q_{r1} são determinadas a partir dos seguintes requisitos.

- (i) Q_1K e $Q_{r1}K_r$ formam o mesmo ângulo Θ_1 com suas respectivas trajetórias de voo, e
- (ii) As diferenças entre os ângulos ψ_1 e ψ_{r1} devem ser minimizadas utilizando um método aprovado pela ANAC. As diferenças entre os ângulos são minimizadas, visto que, por motivos geométricos, geralmente não é possível escolher K_r tal que a condição descrita no parágrafo A36.9.4.2(b)(2)(i) seja satisfeita no mesmo

tempo em que ψ_1 e ψ_{r1} sejam mantidos idênticos.

Nota: Para a medição do ruído lateral, a propagação do som não é afetada somente pelo “inverso do quadrado” e pela atenuação atmosférica, mas também pela absorção do solo e efeitos de reflexão, os quais dependem principalmente do ângulo.

A36.9.4.2.1 Nos parágrafos A36.9.4.2(a)(2) e (b)(2) o instante t_{r1} é posterior (para $Q_{r1}K_r > Q_1K$) ao t_1 por duas quantidades distintas:

(1) O tempo gasto pelo avião para percorrer a distância $Q_{r1}Q_{r0}$ a uma velocidade V_r menos o tempo gasto para este percorrer Q_1Q_0 a uma velocidade V ;

(2) O tempo gasto para o som para percorrer a distância $Q_{r1}K_r - Q_1K$.

Nota: Para as trajetórias de voo descritas nos parágrafos A36.9.4.2(a) e (b), o uso da redução de empuxo ou potência irá resultar em trajetórias de voo de ensaio e de referência na condição de máxima potência (ou de máximo empuxo) e na condição de potência reduzida (ou de empuxo reduzido). Caso uma região transitória entre esses níveis de empuxo ou potência afete o resultado final, uma interpolação deve ser efetuada entre eles por um método aprovado, tal como aquele fornecido na circular consultiva atual deste RBAC.

A36.9.4.2.2 Os valores medidos de $SPL(i)_1$ devem ser corrigidos para os valores de referência $SPL(i)_{r1}$ para contabilizar as diferenças entre os comprimentos das trajetórias de ruído medida e de referência, e entre as condições atmosféricas medida e de referência, utilizando os métodos de seção A36.9.3.2.1 deste apêndice. Um valor correspondente de PNL_{r1} deve ser determinado em conformidade com o método na seção A36.4.2. Os valores de PNL_r devem ser determinados para os instantes de tempo t_0 a t_n .

A36.9.4.2.3 Para cada valor de PNL_{r1} , um fator de correção de tom C_1 deve ser determinado por meio da análise dos valores de referência $SPL(i)_r$ utilizando os métodos da seção A36.4.3 deste apêndice, e adicionado ao valor PNL_{r1} resultando no valor de $PNLT_{r1}$. Utilizando o processo descrito neste parágrafo, os valores de $PNLT_r$ devem ser determinados para os instantes de tempos entre t_0 e t_n .

A36.9.4.3 *Correção de duração.*

A36.9.4.3.1 Os valores de $PNLT_r$ correspondentes aos valores de $PNLT$, em cada intervalo de meio segundo, devem ser apresentados em função do tempo ($PNLT_{r1}$ no instante t_{r1}). A correção de duração deve então ser determinada pelo método da seção A36.4.5.1 deste apêndice, resultando no valor de $EPNL_r$.

A36.9.4.4 *Correção do Ruído de Fonte.*

A36.9.4.4.1 Uma correção do ruído de fonte, Δ_3 , deve ser determinada utilizando os métodos da seção A36.9.3.4 deste apêndice.

A36.9.5 Posições de Identificação da Trajetória de Voo

Posição	Descrição
A	Início da corrida de Decolagem.
B	Ponto de descolamento.
C	Início da primeira subida constante.
D	Início da redução de empuxo.
E	Início da segunda subida constante.
F	Fim da trajetória de voo de Decolagem para a certificação de ruído.
G	Início da trajetória de voo de Aproximação para a certificação de ruído.
H	Posição sobre a trajetória de Aproximação situada acima da estação de medição de ruído.
I	Início do arredondamento
J	Toque em solo.
K	Ponto de medição de ruído.
K _r	Ponto de medição de referência.
K ₁	Ponto de medição de ruído de sobrevoos.
K ₂	Ponto de medição de ruído lateral.
K ₃	Ponto de medição de ruído de aproximação.
M	Fim da projeção em solo da trajetória de voo de Decolagem para a certificação de ruído.
O	Cabeceira da pista para aproximação
P	Início da projeção em solo da trajetória de voo de aproximação para a certificação de ruído.
Q	Posição sobre a trajetória medida de voo de decolagem correspondente ao PNLTM aparente na estação K. Veja seção A36.9.3.2.
Q _r	Posição sobre a trajetória corrigida de voo de decolagem correspondente ao PNLTM na estação K. Veja seção A36.9.3.2
V	Velocidade do avião na condição de ensaio
V _r	Velocidade do avião na condição de referência.

A36.9.6 Distâncias da Trajetória de Voo

Distância	Unidade	Descrição
AB	pés (metros)	Comprimento da corrida de decolagem. A distância ao longo da pista de pouso e decolagem entre o ponto de início da rolagem e o ponto de descolamento na decolagem.
AK	pés(metros)	Distância de medição de decolagem. A distância do início da rolagem até a estação de medição do ruído de decolagem ao longo da linha de centro estendida da pista de pouso e decolagem.
AM	pés(metros)	Distância da projeção em solo da trajetória de decolagem. A distância definida entre a posição correspondente ao início da corrida de decolagem (rolagem) e a posição da projeção, ao longo da linha de centro estendida da pista de pouso e decolagem, do ponto da trajetória de decolagem a partir do qual não há mais necessidade de registrar a posição do avião.
QK	pés(metros)	Trajetoária de ruído medida. A distância entre a posição medida do avião Q e a estação K.
Q _r K _r	pés(metros)	Trajetoária de ruído de referência. A distância entre a posição de referência do avião Q _r e a estação K _r .
K ₃ H	pés(metros)	Altura de aproximação do avião. A altura do avião acima da estação de medição de aproximação.
OK ₃	pés(metros)	Distância de medição de aproximação. A distância da cabeceira da pista de pouso e decolagem até a estação de medição do ruído de aproximação ao longo da linha de centro estendida de centro da pista de pouso e decolagem.
OP	pés(metros)	Distância da projeção em solo da trajetória de aproximação. A distância definida entre a posição da cabeceira da pista de pouso e decolagem e a posição da projeção, ao longo da linha de centro estendida da pista de pouso e decolagem, do ponto da trajetória de aproximação a partir do qual não há mais necessidade de registrar a posição do avião.

[Amdt. 36–54, 67 FR 45212, July 8, 2002; Amdt. 36–24, 67 FR 63195, 63196, Oct. 10, 2002; 68 FR 1512, Jan 10, 2003; Amdt. 36–26, 70 FR 38749, July 5, 2005; Amdt. No. 36-31, 82 FR 46131, Oct. 4, 2017]

Apêndice B do RBAC 36 - Níveis de Ruído para Categoria Transporte e Aviões a Jato conforme a Seção 36.103.

Seção

B36.1 *Medição e Avaliação de Ruído.*

B36.2 *Métrica de Avaliação de Ruído.*

B36.3 Pontos de Referência para a Medição de Ruído.

B36.4 Pontos de Ensaio para a Medição de Ruído.

B36.5 Níveis Máximos de Ruído.

B36.6 Relações de Compensação.

B36.7 Procedimentos e Condições de Referência para a Certificação de Ruído.

B36.8 Procedimentos de Ensaio para a Certificação de Ruído.

Seção B36.1 Medição e avaliação de ruído.

(a) Os procedimentos do Apêndice A deste RBAC, ou procedimentos equivalentes aprovados, devem ser utilizados para determinar os níveis de ruído de um avião. Esses níveis de ruído devem ser utilizados para demonstrar o cumprimento com os requisitos deste apêndice.

(b) Para aviões do Estágio 4, uma alternativa aceitável ao parágrafo (a) desta seção para a medição e avaliação de ruído é o Apêndice 2 da Emenda 7 do Volume 1 do Anexo 16 da ICAO (Incorporado por referência, ver Seção 36.6)

(b) Para aviões do Estágio 5, uma alternativa aceitável ao parágrafo (a) desta seção para a medição e avaliação de ruído é o Apêndice 2 da Emenda 11-B do Volume 1 do Anexo 16 da ICAO (Incorporado por referência, ver Seção 36.6)

Seção B36.2 Métrica de Avaliação de Ruído

A métrica de avaliação de ruído é o nível efetivo de ruído percebido expresso em EPNdB, como calculado utilizando os procedimentos do apêndice A deste RBAC.

Seção B36.3 Pontos de Referência para a Medição de Ruído

Quando testado utilizando os procedimentos deste RBAC, exceto como disposto na seção B36.6, um avião não pode exceder os níveis de ruído especificados na seção B36.5 nos seguintes pontos sobre um terreno nivelado:

(a) Ponto de referência para a medição de ruído lateral à potência total:

(1) Para aviões a jato: o ponto localizado sobre uma linha paralela a 1.476 pés (450 m) de distância da linha central (eixo) da pista, ou da linha central estendida, onde o nível de ruído após o descolamento é máximo durante a decolagem. Para o propósito de demonstração de cumprimento com os limites de ruído do Estágio 1 ou Estágio 2 para um avião equipado com mais de três motores a jato, a distância da linha central da pista deve ser de 0,35 milhas náuticas (648 m). Para aviões a jato, quando aprovado pela ANAC, o ruído máximo lateral em potência de decolagem pode ser assumido ocorrer no ponto (ou seu equivalente aprovado) ao longo da linha central estendida da pista onde o avião atinge 985 pés (300 metros) de altitude acima do nível do solo. A altitude de 1.427 pés (435 metros) pode ser assumida para aviões quadrimotores do Estágio 1 ou Estágio 2. A altitude do avião quando este passa nos pontos de medição de ruído deve estar entre + 328 a -164 pés (+ 100 a -50 metros) da altitude pretendida. Para aviões equipados com motores que não os a jato, a altitude do ruído lateral máximo deve ser determinada experimentalmente.

(2) Para aviões propelidos a hélice: O ponto localizado sobre a linha central estendida da pista acima do qual o avião, em potência máxima de decolagem, atinge uma altura de 2.133 pés (650 metros). Para ensaios realizados antes de 07 de Agosto de 2002, o requerente pode utilizar o ponto de medição especificado na seção B36.3(a)(1) como uma alternativa.

(b) Ponto de referência para a medição do ruído de sobrevoo: O ponto localizado sobre a linha central estendida da pista que está a 21.325 pés (6500 m) de distância do início da corrida de decolagem;

(c) Ponto de referência para a medição do ruído de aproximação: O ponto na linha central estendida da pista que está a 6.562 pés (2.000 m) de distância da cabeceira da pista. No nível do solo, esse ponto corresponde a uma posição que está a 394 pés (120 m) verticalmente abaixo da trajetória de descida a 3°, que se origina em um ponto na pista a 984 pés (300 m) à frente da cabeceira.

B36.4 Pontos de Ensaio para a Medição de Ruído.

(a) Se os pontos de ensaio para medição de ruído não estiverem localizados nos pontos de referência para a medição de ruído, qualquer correção para a diferença de posição deve ser feita usando os mesmos procedimentos de ajuste usados para as diferenças entre as trajetórias de ensaio e de referência.

(b) O requerente deve utilizar um número suficiente de pontos de ensaio para medição do ruído lateral para demonstrar à ANAC que o nível máximo de ruído na linha lateral adequada foi determinado. Para aviões a jato, medições simultâneas devem ser efetuadas em ao menos um ponto de ensaio para medição do ruído que seja simétrico ao ponto do outro lado da pista. Aviões propelidos a hélice têm uma assimetria inerente em seu ruído lateral. Portanto, medidas simultâneas devem ser efetuadas em todos os pontos de medição de ruído em sua posição simétrica no lado oposto da pista. Os pontos de medição são considerados ser simétricos se eles estão longitudinalmente a menos de 33 pés (± 10 metros) um do outro.

Seção B36.5 Níveis Máximos de Ruído.

Salvo o disposto na seção B36.6 deste apêndice, os níveis máximos de ruído, quando determinados em conformidade com os métodos de avaliação de ruído do apêndice A deste RBAC, não podem exceder os seguintes valores:

(a) Para modificações acústicas a aviões do Estágio 1, independentemente do número de motores, os níveis de ruído previstos conforme no parágrafo 36.7(c) deste RBAC.

(b) Para qualquer avião do Estágio 2, independentemente do número de motores:

(1) Sobrevoo: 108 EPNdB para um peso máximo de 600.000 libras ou maior; para cada redução à metade do peso máximo (a partir de 600.000 libras), reduza o limite em 5 EPNdB; o limite é 93 EPNdB para um peso máximo de 75.000 libras ou menor.

(2) Lateral e aproximação: 108 EPNdB para um peso máximo de 600.000 libras ou maior; para cada redução à metade do peso máximo (a partir de 600.000 libras), reduza o limite em 2 EPNdB; o limite é 102 EPNdB para um peso máximo de 75.000 libras ou menor.

(c) Para qualquer avião do Estágio 3:

(1) Sobrevoo.

(i) Para aviões com mais de três motores: 106 EPNdB para um peso máximo de 850.000 libras ou maior; para cada redução à metade do peso máximo (a partir de 850.000 libras) reduza o limite em 4 EPNdB; o limite é 89 EPNdB para um peso máximo de 44.673 libras ou menor.

(ii) Para aviões com três motores: 104 EPNdB para um peso máximo de 850.000 libras ou maior; para cada redução à metade do peso máximo (a partir de 850.000 libras), reduza o limite em 4 EPNdB; o limite é 89 EPNdB para um peso máximo de 63.177 libras ou menor; e

(iii) Para aviões com menos de três motores: 101 EPNdB para um peso máximo de 850.000 libras ou maior; para cada redução à metade do peso máximo (a partir de 850.000 libras), reduza o limite em 4 EPNdB; o limite é 89 EPNdB para um peso máximo de 106.250 libras ou menor.

(2) Lateral, independentemente do número de motores: 103 EPNdB para um peso máximo de 882.000 libras ou maior; para cada redução à metade do peso máximo (a partir de 882.000 libras), reduza o limite em 2,56 EPNdB; o limite é 94 EPNdB para um peso máximo de 77.200 libras ou menor.

(3) Aproximação, independentemente do número de motores: 105 EPNdB para um peso máximo de 617.300 libras ou maior; para cada redução à metade do peso máximo (a partir de 617.300 libras), reduza o limite em 2,33 EPNdB; o limite é de 98 EPNdB para um peso máximo de 77.200 libras ou menor.

(d) Para qualquer avião do Estágio 4, os níveis máximos de ruído lateral, de sobrevoo e aproximação são prescritos no Capítulo 4, parágrafo 4.4, *Maximum Noise Levels*, e no Capítulo 3, parágrafo 3.4, *Maximum Noise Levels*, da International Civil Aviation Organization (ICAO), Anexo 16, *Environmental Protection*, Volume I, *Aircraft Noise*, Terceira Edição, Julho de 1993, Emenda 7, em vigor em 21 de Março de 2002. [Incorporado por referência, ver seção 36.6].

(e) Para qualquer avião do Estágio 5, os níveis máximos de ruído lateral, de sobrevoo e aproximação são prescritos no Capítulo 14, parágrafo 14.4, *Maximum Noise Levels* da ICAO, Anexo 16, Volume I, Emenda 11-B (Incorporado por referência, ver seção 36.6).

Seção B36.6 Relações de Compensação

Exceto quando proibido pelas seções 36.7(c)(1) e 36.7(d)(1)(ii), se os níveis máximos de ruído são excedidos em qualquer um ou dois pontos de medição, as seguintes condições devem ser atendidas:

(a) A soma do(s) excesso(s) não pode ser superior a 3 EPNdB;

(b) Qualquer excesso em um único ponto qualquer não pode ser superior a 2 EPNdB, e

(c) Qualquer (Quaisquer) excesso(s) deve(m) ser compensado(s) por um valor correspondente em outro ponto ou pontos.

Seção B36.7 Procedimentos e Condições de Referência para a Certificação de Ruído.

(a) Condições Gerais:

(1) Todos os procedimentos de referência devem cumprir os requisitos da seção 36.3 deste RBAC.

(2) Os cálculos de desempenho do avião e da trajetória de voo devem ser efetuados utilizando os procedimentos de referência e devem ser aprovados pela ANAC.

(3) Os requerentes devem utilizar os procedimentos de referência de decolagem e aproximação prescritos nos parágrafos (b) e (c) desta seção.

(4)[Reservado]

(5) Os procedimentos de referência devem ser determinados para as seguintes condições de referência. A atmosfera de referência é homogênea em termos de temperatura e umidade relativa quando utilizada para o cálculo dos coeficientes de absorção na atmosfera.

(i) Pressão atmosférica ao nível do mar de 2.116 libras por pé quadrado (psf) (1.013,25 hPa);

(ii) Temperatura ambiente do ar ao nível do mar de 77°F (25°C), ou seja, ISA+10°C;

(iii) Umidade relativa de 70 por cento;

(iv) Vento zero.

(v) Na definição da(s) trajetória(s) de referência de decolagem para as medições de ruído lateral e de decolagem, o gradiente de pista é zero.

(b) Procedimento de referência para decolagem:

A trajetória de voo de referência para decolagem é calculada utilizando o seguinte:

(1) A potência ou tração de decolagem do motor médio deve ser utilizada desde o início da decolagem até o ponto em que, pelo menos, a seguinte altura, acima do nível da pista, seja atingida. A potência/tração de decolagem utilizada deve ser a máxima disponível para as operações normais, fornecida na seção de desempenho do manual de voo do avião conforme as condições atmosféricas de referência fornecidas na seção B36.7(a)(5).

(i) Para aviões do Estágio 1 e para aviões do Estágio 2 que não possuam motores a jato com razão de diluição (*bypass*) maior ou igual a 2, aplica-se o seguinte:

(A) Para aviões com mais de três motores a jato—700 pés (214 metros).

(B) Para todos os outros aviões— 1.000 pés (305 metros).

(ii) Para aviões do Estágio 2 que possuam motores a jato com razão de diluição (*bypass*) maior ou igual a 2 e para aviões do Estágio 3, aplica-se o seguinte:

(A): Para aviões com mais de três motores—689 pés (210 metros).

(B): Para aviões com três motores—853 pés (260 metros).

(C) Para aviões com menos de três motores—984 pés (300 metros).

(2) Ao atingir a altura especificada no parágrafo (b)(1) desta seção, a tração ou potência do avião não deve ser reduzida a um valor inferior ao requerido para manter a maior das seguintes opções:

(i) Um gradiente de subida de 4 por cento, ou

(ii) No caso de aviões multi-motores, voo nivelado com um motor inoperante.

(3) Para o propósito de determinação do nível de ruído lateral, a trajetória de voo de referência deve ser calculada usando potência máxima de decolagem durante a execução do ensaio, sem redução de potência ou tração. Para os ensaios realizados antes de 07 de Agosto de 2002, uma única trajetória de referência que inclua redução de tração em conformidade com parágrafo (b)(2) desta seção é uma alternativa aceitável na determinação do nível de ruído lateral.

(4) A velocidade de referência da decolagem é a velocidade de subida operacional com todos os motores selecionados pelo requerente para utilização em condições normais de operação; esta velocidade deve ser de pelo menos V_2+10kt (V_2+19 km/h), mas não pode ser superior a V_2+20kt (V_2+37 km/h). Essa velocidade deve ser alcançada o mais rapidamente possível após o descolamento e ser mantida durante todo o ensaio de certificação de ruído de decolagem. Para aviões Concorde, as velocidades do dia do ensaio e a velocidade do dia de referência acústico são os valores mínimos aprovados de V_2+35 nós ou a velocidade a 35 pés com todos os motores operando, sendo considerada a maior velocidade determinada conforme os regulamentos que constituem a base de certificação de tipo do avião; esta velocidade de referência não pode exceder 250 nós. Para todos os aviões, os valores de ruído medidos nas velocidades do dia do ensaio devem ser corrigidos para a velocidade do dia de referência acústico.

(5) A configuração de decolagem selecionada pelo requerente deve ser mantida constante durante todo o procedimento de referência de decolagem, exceto o fato que o trem de pouso pode ser recolhido. Configuração significa a posição do centro de gravidade e o status dos sistemas do avião que possam afetar o desempenho ou o ruído do avião. Exemplos incluem: a posição dos dispositivos hipersustentadores, funcionamento ou não da APU, e existência ou não de sangria de ar ou retirada de potência do motor em operação;

(6) O peso do avião na liberação do freio deve ser o peso máximo de decolagem em que a certificação de ruído é requerida, o que pode resultar em uma limitação operacional conforme especificado no parágrafo 36.1581(d); e

(7) O motor médio é definido como a média de todos os motores conformes com sua própria certificação utilizados durante os ensaios de voo do avião, até a certificação desse avião e durante esse processo, quando operando dentro das limitações e de acordo com os procedimentos fornecidos no Manual de Voo. Isto irá determinar a relação de tração/potência com os parâmetros de controle (por exemplo, N1 ou EPR). Medições de ruído efetuadas durante os ensaios de certificação devem ser corrigidas utilizando esta relação.

(c) Procedimento de referência para aproximação:

A trajetória de voo de referência para a aproximação deve ser calculada com o uso das seguintes diretrizes:

(1) O avião está estabilizado e seguindo um ângulo planeio (*glide path*) de 3°;

(2) Para aviões subsônicos, uma velocidade de aproximação uniforme de $V_{ref}+10$ nós ($V_{ref}+19$ km/h) com potência e tração estabilizadas deve ser estabelecida e mantida sobre o ponto de medição de aproximação. V_{ref} é a velocidade de referência de pouso, que é definida como a velocidade do avião, em uma configuração específica de pouso, no ponto em que ele desce através da altura da tela de pouso (*landing screen height*), na determinação da distância de pouso para os pousos

manuais. Para aviões Concorde, uma velocidade de aproximação uniforme que é definida como a maior velocidade entre a velocidade de referência de pouso + 10 nós e a velocidade utilizada no estabelecimento da distância de pouso aprovada conforme os regulamentos de aeronavegabilidade constituintes da base da certificação de tipo do avião. Essa velocidade deve ser estabelecida e mantida sobre o ponto de medição de ruído de aproximação.

(3) A configuração constante de aproximação utilizada nos ensaios de certificação de aeronavegabilidade, mas com o trem de pouso baixado, deve ser mantida durante todo o procedimento de referência para a aproximação;

(4) O peso do avião no momento em que ele toca o solo deve ser o peso máximo permitido para pouso na configuração de aproximação, definida no parágrafo (c)(3) desta seção na qual a certificação de ruído é requerida, exceto como disposto no parágrafo 36.1581 (d) deste RBAC; e

(5) A configuração mais crítica deve ser utilizada; essa configuração é definida como aquela que produz o maior nível de ruído com a deflexão normal das superfícies aerodinâmicas de controle, incluindo dispositivos de sustentação e que produzem arrasto e, no peso em que a certificação é requerida. Esta configuração inclui todos aqueles itens listados na seção A36.5.2.5 do apêndice A deste RBAC, que contribuem para o estado contínuo mais ruidoso no peso máximo de pouso em operação normal.

Seção B36.8 Procedimentos de Ensaio para a Certificação de Ruído.

(a) Todos os procedimentos de ensaio devem ser aprovados pela ANAC.

(b) Os procedimentos de ensaio e medições de ruído devem ser conduzidos e processados em uma forma aprovada para a obtenção da métrica de avaliação do ruído EPNL, em unidades de EPNdB, conforme descrito no apêndice A deste RBAC.

(c) Os dados acústicos devem ser ajustados às condições de referência especificadas neste apêndice utilizando os métodos descritos no apêndice A deste RBAC. Correções de velocidade e tração devem ser efetuadas conforme descrito na seção A36.9 deste RBAC.

(d) Se o peso do avião durante o ensaio for diferente do peso em que a certificação de ruído é requerida, o ajuste requerido de EPNL não pode exceder 2 EPNdB para cada decolagem e 1 EPNdB para cada aproximação. Dados aprovados pela ANAC devem ser utilizados para determinar a variação de EPNL com o peso de decolagem para ambas as condições de ensaio de aproximação e de decolagem. O ajuste necessário de EPNL para as variações na trajetória de aproximação com relação à trajetória de referência não deve exceder 2 EPNdB.

(e) Para a aproximação, um ângulo constante de planeio (*glide path angle*) para o pouso de $3^{\circ} \pm 0,5$ é aceitável.

(f) Se procedimentos equivalentes de ensaio diferentes dos procedimentos de referência forem utilizados, os procedimentos de ensaio e todos os métodos para a correção dos resultados para os procedimentos de referência devem ser aprovados pela ANAC. Os ajustes não podem exceder 16 EPNdB na decolagem e 8 EPNdB na aproximação. Se o ajuste for maior que 8 EPNdB na decolagem, ou maior que 4 EPNdB na aproximação, os valores de ruído resultantes devem estar mais que 2 EPNdB abaixo dos níveis de limite de ruído especificados na seção B36.5.

(g) Durante os ensaios de decolagem, lateral e aproximação, a variação instantânea da velocidade indicada do avião deve ser mantida dentro de $\pm 3\%$ da média de velocidade entre os pontos de 10 dB-abaixo. Esta velocidade é determinada pelo indicador de velocidade do piloto. No entanto, se a velocidade indicada instantânea exceder ± 3 nós ($\pm 5,5$ km/h) da média da velocidade sobre os pontos de 10 dB-abaixo, e for determinado pelo representante da ANAC na cabine de comando que esta variação é devida à turbulência atmosférica, os voos afetados devem ser rejeitados para fins de certificação de ruído.

Nota: Material de orientação sobre o uso de procedimentos equivalentes é fornecido na versão atual da circular consultiva (*advisory circular*) deste RBAC.

[Amdt. 36–54, 67 FR 45235, July 8, 2002; Amdt. 36–24, 67 FR 63196, Oct. 10, 2002; 68 FR 1512, Jan. 10, 2003; Amdt. 36–26, 70 FR 38749, July 5, 2005; Amdt. No. 36-31, 82 FR 46131, Oct. 4, 2017]

Apêndices C–E do RBAC 36 [Reservado]

Apêndice F do RBAC 36—Requisitos de Ruído de Sobrevoos para Pequenos Aviões Propelidos a Hélice e Aviões Propelidos a Hélice da Categoria Transporte Regional, com Ensaios de Certificação realizados antes de 22 de Dezembro de 1988.

parte a—geral.

Seção

F36.1. *Escopo.*

parte b—medição de ruído

F36.101 *Condições gerais de ensaio.*

F36.103 *Sistema de medições acústicas.*

F36.105 *Equipamentos de captação, gravação e reprodução.*

F36.107 *Procedimentos de medição de ruído.*

F36.109 *Gravação, documentação e aprovação de dados.*

F36.111 *Procedimentos de voo.*

parte c—correção de dados

F36.201 *Correção de dados.*

F36.203 *Validade dos resultados.*

parte d—Limites de ruído.

F36.301 *Limites de ruído de aeronaves.*

parte a—geral

Seção F36.1 Escopo. Este apêndice prescreve os limites de nível de ruído e os procedimentos para a medição e correção de dados de ruído de pequenos aviões propelidos a hélice especificados na seção 36.1 e no parágrafo 36.501(b).

parte b—medição de ruído

Seção F36.101 Condições gerais de ensaio.

(a) A área de ensaio deve ser um terreno relativamente plano sem características excessivas de absorção sonora, como aquelas causadas por grama alta, densa ou espessa, por arbustos, ou por áreas arborizadas. Obstruções que influenciam significativamente o campo sonoro do avião não podem existir dentro de um espaço cônico acima da posição de medição, sendo o cone definido por um eixo perpendicular ao solo e por um semiângulo de 75 graus a partir desse eixo.

(b) Os ensaios devem ser conduzidos conforme as seguintes condições:

(1) Não pode haver precipitação.

(2) A umidade relativa não pode ser superior a 90 por cento ou inferior a 30 por cento.

(3) A temperatura ambiente não pode ser superior a 86°F ou inferior a 41°F, a 33 pés acima do solo. Se o local de medição está dentro de uma milha náutica do termômetro do aeroporto, a temperatura reportada pelo aeroporto pode ser utilizada.

(4) A velocidade de vento reportada não pode ser superior a 10 nós, a 33 pés acima do solo. Se velocidades de vento acima de 4 nós forem relatadas, a direção de voo deve ser alinhada a ± 15 graus da direção do vento e os voos com vento de cauda e vento de proa devem ser efetuados em igual número. Se o local de medição está dentro de 1 milha náutica do anemômetro de um aeroporto, o vento relatado pelo aeroporto pode ser utilizado.

(5) Não pode haver inversão de temperatura ou condições anômalas de vento que alterem significativamente o nível de ruído do avião, quando o ruído for gravado no ponto de medição requerido.

(6) Os procedimentos de ensaio em voo, os equipamentos de medição e os procedimentos de medição de ruído devem ser aprovados pela ANAC.

(7) Dados de nível de pressão sonora, para fins de avaliação do ruído, devem ser obtidos com equipamentos acústicos em conformidade com a seção F36.103 deste apêndice.

Seção F36.103 Sistema de medição acústica. O sistema de medição acústica deve ser constituído de equipamentos aprovados, equivalentes aos seguintes:

- (a) Um sistema de microfone com uma resposta em frequência compatível com a precisão do sistema de medição e análise, conforme prescrito na seção F36.105 deste apêndice.
- (b) Tripés ou suportes similares de microfone que minimizem a interferência com o som que está sendo medido.
- (c) Características dos equipamentos de gravação e reprodução, resposta em frequência e faixa dinâmica compatíveis com os requisitos de resposta e precisão da seção F36.105 deste apêndice.
- (d) Calibradores acústicos de onda senoidal ou de ruído de banda larga com nível de pressão sonora conhecido. Se um ruído de banda larga for utilizado, o sinal deve ser descrito em termos dos valores médio e máximo da média quadrática (root-mean-square (rms)) para um nível de sinal sem sobrecarga.

Seção F36.105 Equipamentos de captação, gravação e reprodução.

- (a) O ruído produzido pelo avião deve ser gravado. Um gravador de fita magnética é aceitável.
- (b) As características do sistema devem cumprir com as recomendações da IEC 179 (incorporada por referência, ver seção 36.6).
- (c) A resposta do sistema completo para uma onda sensivelmente plana senoidal progressiva com amplitude constante deve estar dentro dos limites de tolerância especificados na Publicação IEC No. 179, datada de 1973, na faixa de frequência de 45 a 11.200 Hz.
- (d) Se as limitações de faixa dinâmica do equipamento justificarem uma pré-ênfase de alta frequência, ela deve ser adicionada ao canal de gravação com a respectiva pós-ênfase na reprodução. A pré-ênfase deve ser aplicada de modo que o nível instantâneo de pressão sonora do sinal de ruído gravado entre 800 e 11.200 Hz não varie mais de 20 dB entre as bandas de terço de oitava máxima e mínima.
- (e) Caso seja solicitado pela ANAC, o sinal do ruído gravado deve ser lido por meio de um filtro "A" com características dinâmicas designadas "resposta-lenta (*slow*)", conforme definido na Publicação IEC N ° 179, datada de 1973. O sinal de saída do filtro deve ser alimentado por um circuito de retificação que use a lei do quadrado, integrado com constantes de tempo para carga e descarga de cerca de 1 segundo ou 800 milissegundos.
- (f) O equipamento deve ser acusticamente calibrado em instalações de calibração acústica de campo livre e, se a análise da gravação da fita for solicitada pela ANAC, o equipamento de análise deve ser eletronicamente calibrado por um método aprovado pela ANAC.
- (g) Um protetor de vento deve ser utilizado com o microfone durante todas as medições do ruído de aeronaves, quando a velocidade do vento for superior a 6 nós.

Seção F36.107 Procedimentos de medição de ruído.

- (a) Os microfones devem ser orientados em uma direção conhecida tal que, tanto quanto possível, o máximo de som recebido incida sobre os microfones na direção em que eles foram calibrados. Os elementos sensitivos dos microfones devem estar aproximadamente a 4 pés acima do solo.

(b) Imediatamente antes e depois de cada ensaio, uma calibração acústica gravada do sistema deve ser efetuada em campo, com um calibrador acústico para fins de verificação da sensibilidade do sistema e também para o fornecimento de um nível acústico de referência para a análise dos dados de níveis sonoros.

(c) O ruído ambiente, incluindo o ruído de fundo acústico e o ruído elétrico dos sistemas de medição, deve ser gravado e determinado na área de ensaio, com o ganho do sistema fixado nos níveis que serão utilizados para as medições de ruído das aeronaves. Se os níveis de pressão sonora da aeronave não ultrapassarem os níveis de pressão sonora do ruído de fundo em pelo menos 10 dB(A), correções aprovadas devem ser aplicadas para determinar a contribuição do nível de pressão sonora do ruído de fundo para o nível de pressão sonora observado.

Seção F36.109 Gravação, documentação e aprovação de dados.

(a) Dados que representam as medições físicas ou correções aos dados medidos devem ser registrados de forma permanente e anexados ao relatório, exceto as correções dos desvios de resposta normal dos equipamentos, que não precisam ser reportadas. Todas as outras correções devem ser aprovadas. Devem ser efetuadas estimativas dos erros individuais inerentes a cada uma das operações utilizadas na obtenção dos dados finais.

(b) Devem ser reportados os níveis de pressão sonora medidos e corrigidos, obtidos com equipamentos em conformidade com as especificações descritas na seção F36.105 deste apêndice.

(c) Deve ser reportado o tipo de equipamento utilizado para a medição e análise de todos os dados acústicos, de desempenho do avião e meteorológicos.

(d) Os seguintes dados atmosféricos medidos imediatamente antes, depois ou durante cada ensaio nos pontos de observação, prescritos na seção F36.101 deste apêndice, devem ser reportados:

(1) Temperatura e umidade relativa do ar.

(2) Velocidades máxima, mínima e média do vento.

(e) Devem ser documentados os comentários sobre a topografia local, cobertura do solo e eventos que possam interferir com as gravações sonoras.

(f) As seguintes informações do avião devem ser relatadas:

(1) Tipo, modelo e números de série (se houver) dos aviões, motores e hélices.

(2) Quaisquer modificações ou equipamento não convencional passíveis de afetar as características de ruído do avião.

(3) Pesos máximos de decolagem certificados.

(4) Velocidade em nós para cada sobrevoo sobre o ponto de medição.

(5) Desempenho do motor em termos de rotações por minuto e outros parâmetros relevantes para cada sobrevoo.

(6) Altitude da aeronave em pés, determinada por um altímetro calibrado na aeronave, técnicas fotográficas aprovadas ou instalações de rastreamento aprovadas.

(g) A velocidade e a posição da aeronave e os parâmetros de desempenho do motor devem ser gravados em uma taxa de amostragem aprovada, suficiente para garantir o cumprimento dos procedimentos e condições de ensaio deste apêndice.

Seção F36.111 Procedimentos de voo.

(a) Os ensaios para demonstrar a conformidade com os requisitos de nível de ruído deste apêndice devem incluir pelo menos seis voos nivelados sobre a estação de medição a uma altura de 1.000 pés ± 30 pés e ± 10 graus do zênite quando passando sobre a estação.

(b) Cada sobrevoo do ensaio deve ser conduzido:

(1) Em não menos que a maior potência na faixa de operação normal prevista no Manual de Voo do Avião, ou em qualquer combinação de informações de manuais aprovados, placares aprovados, ou marcações de instrumentos aprovadas; e

(2) Em velocidade estabilizada, com hélices sincronizadas e com o avião em configuração de cruzeiro, exceto que se a velocidade com a potência prevista neste parágrafo superar a velocidade máxima autorizada para voo nivelado, o voo acelerado é aceitável.

parte c—correção de dados

Seção F36.201 Correção de dados.

(a) Os dados de ruído obtidos quando a temperatura está fora da faixa de $68 \pm 9^\circ\text{F}$, ou a umidade relativa do ar está abaixo de 40 por cento, devem ser corrigidos para 77°F e 70 por cento de umidade relativa por um método aprovado pela ANAC.

(b) Deve ser utilizada a correção de desempenho estabelecida no parágrafo (c) desta seção. Ela deve ser determinada pelo método descrito no presente apêndice, e deve ser adicionada algebricamente ao valor medido. Essa correção é limitada a 5 dB(A).

(c) A correção de desempenho deve ser calculada por meio da seguinte fórmula:

$$\Delta dB = 60 - 20 \log_{10} \left\{ \left(11,430 - D_{50} \frac{R/C}{V_y} + 50 \right) \right\}$$

sendo:

D_{50} = distância de decolagem a 50 pés no peso máximo de decolagem certificado.

R/C = Melhor razão de subida certificada (pés por minuto).

V_y = Velocidade para a melhor razão de subida, nas mesmas unidades que a razão de subida.

(d) Quando a distância de decolagem até 50 pés não estiver listada como uma informação de desempenho aprovada, os valores de 2000 pés para aviões monomotores e de 1600 pés para aviões multimotores devem ser utilizados.

Seção F36.203 Validade dos resultados.

(a) Os resultados dos ensaios devem produzir um valor médio de dB(A) e seus limites de confiança de 90 por cento, sendo o nível de ruído a média aritmética das medições acústicas corrigidas de todas as execuções válidas de ensaio sobre o ponto de medição.

(b) As amostras devem ser grandes o suficiente para estabelecer estatisticamente um limite de confiança de 90 por cento que não exceda $\pm 1,5$ dB(A). Nenhum resultado de ensaio pode ser omitido do cálculo da média, a menos que a omissão seja aprovada pela ANAC.

parte d—limites de ruído

Seção F36.301 Limites de ruído de aeronaves.

(a) A conformidade com esta seção deve ser demonstrada com os dados de ruído medidos e corrigidos conforme prescrito nas Partes B e C deste apêndice.

(b) Para aviões cujo requerimento de certificado de tipo for efetuado a partir de 10 de outubro de 1973, o nível de ruído não deve exceder 68 dB(A) até, e incluindo, os pesos de aeronaves de 1.320 libras (600 kg). Para pesos superiores a 1320 libras (600 kg) até, e incluindo, 3630 libras (1.650 kg), o limite aumenta à taxa de 1 dB/165 libras (1 dB/75 kg) até 82 dB(A) em 3630 libras (1.650 kg), após o qual é constante em 82 dB (A). No entanto, os aviões produzidos conforme os certificados de tipo abrangidos por este parágrafo devem também atender o parágrafo (d) desta seção para a emissão inicial de certificados de aeronavegabilidade padrão ou de certificados de aeronavegabilidade da categoria restrita se tais aviões não tiveram tempo de voo anterior à data prevista naquele parágrafo.

(c) Para aviões cujo requerimento de certificado de tipo for efetuado a partir de 01 de janeiro de 1975, os níveis de ruído não podem exceder a curva dos limites de ruído estabelecida no parágrafo (b) desta seção, exceto que o nível de 80 dB(A) não pode ser excedido.

(d) Para aviões cujo requerimento for efetuado para um certificado de aeronavegabilidade padrão ou para um certificado de aeronavegabilidade da categoria restrita, e que não tenham tido tempo de voo anteriormente a 01 de janeiro de 1980, os requisitos do parágrafo (c) desta seção aplicam-se, independentemente da data de requerimento, para a emissão inicial do certificado para esse avião.

[Doc. No. 13243, 40 FR 1035, Jan. 6, 1975; 40 FR 6347, Feb. 11, 1975, as amended by Amdt. 36-6, 41 FR 56064, Dec. 23, 1976; Amdt. 36-6, 42 FR 4113, Jan. 24, 1977; Amdt. 36-9, 43 FR 8754, Mar. 2, 1978; Amdt. 36-13, 52 FR 1836, Jan. 15, 1987; Amdt. 36-16, 53 FR 47400, Nov. 22, 1988; Amdt. No. 36-31, 82 FR 46131, Oct. 4, 2017]

Apêndice G do RBAC 36—Requisitos de Ruído de Decolagem para os Ensaios de Certificação de Pequenos Aviões Propelidos a Hélice e de Aviões Propelidos a Hélice da Categoria Transporte Regional Conduzidos em ou após 22 de Dezembro de 1988

parte a—geral

Seção.

G36.1 *Escopo.*

parte b—medição de ruído

G36.101 *Condições Gerais do Ensaio.*

G36.103 *Sistema de medição acústica.*

G36.105 *Equipamentos de captação, gravação e reprodução.*

G36.107 *Procedimentos de medição de ruído.*

G36.109 *Gravação, documentação e aprovação de dados.*

G36.111 *Procedimentos de voo.*

parte c—correções de dados

G36.201 *Correções dos Resultados de Ensaio.*

G36.203 *Validade dos resultados.*

parte d—limites de ruído

G36.301 *Limites de Ruído de Aeronaves.*

parte a—geral

Seção G36.1 Escopo. Este apêndice prescreve os limites dos níveis de ruído e os procedimentos para a medição de ruído e correção desses dados para condições padrão, para pequenos aviões propelidos a hélice e aviões propelidos a hélice da categoria transporte regional, especificados na seção 36.1 e no parágrafo 36.501(c).

parte b—medição de ruído

Seção. G36.101 Condições Gerais do Ensaio.

(a) A área de ensaio deve ser um terreno relativamente plano sem características excessivas de absorção sonora, tais como aquelas causadas por grama alta, densa e espessa, por arbustos ou por áreas arborizadas. Obstruções que influenciem significativamente o campo sonoro do avião não podem existir dentro de um espaço cônico acima da posição de medição, sendo o cone definido por um eixo perpendicular ao solo e por um semiângulo de 75 graus do eixo normal ao solo.

(b) Os ensaios devem ser realizados conforme as seguintes condições:

(1) Sem precipitação;

(2) Temperatura ambiente entre 36 e 95 graus F (2,2 e 35 graus C);

(3) Umidade relativa entre 20 por cento e 95 por cento, inclusive;

(4) Velocidade do vento não pode exceder 10 nós (19 km/h) e o vento cruzado não pode exceder 5 nós (9 km/h), utilizando um processo de média de 30 segundos;

(5) Nenhuma inversão de temperatura ou condição anômala de vento que alteraria significativamente o nível de ruído do avião, quando o ruído for gravado no ponto requerido de medição; e

(6) As medições meteorológicas devem ser efetuadas entre 4 pés (1,2 metros) e 33 pés (10 metros) acima do nível do solo. Se o local de medição estiver dentro dos limites de 1 milha náutica de uma estação meteorológica do aeroporto, as medições desta estação podem ser utilizadas.

(c) Os procedimentos de ensaios em voo, equipamentos de medição e procedimentos de medição de ruído devem ser aprovados pela ANAC.

(d) Os dados de níveis de pressão sonora para fins de avaliação do ruído devem ser obtidos com equipamentos acústicos que estejam em conformidade com a seção G36.103 deste apêndice.

Seção G36.103. Sistema de Medição Acústica.

O sistema de medição acústica deve ser constituído por equipamentos aprovados com as seguintes características:

(a) Um sistema de microfone com resposta em frequência compatível com os desempenhos requeridos para os sistemas de medição e análise, como prescritos na seção G36.105 deste apêndice;

(b) Tripés ou suportes similares de microfone que minimizem a interferência com o som que está sendo medido;

(c) Equipamentos de gravação e reprodução com características, resposta em frequência e de faixa dinâmica compatíveis com a resposta e as exigências de desempenho da seção G36.105 deste apêndice; e

(d) Calibradores acústicos empregando onda senoidal ou ruído de banda larga com um nível conhecido de pressão sonora. Se o ruído de banda larga for utilizado, o sinal deve ser descrito em termos dos valores médio e máximo do sinal quadrático médio (rms), considerando a inexistência da condição de sobrecarga.

Seção G36.105 Equipamento de captação, gravação e reprodução.

(a) O ruído produzido pelo avião deve ser gravado. Um gravador de fita magnética, gravador de nível gráfico ou sonômetro é aceitável quando aprovado pela autoridade regional de certificação.

(b) As características do sistema completo devem cumprir com os requisitos da IEC 651 e da IEC No. 561 (incorporados por referência, ver seção 36.6). Os sonômetros devem cumprir com as requisitos para sonômetros do Tipo 1, como especificado na IEC 651.

(c) A resposta do sistema completo para uma onda senoidal sensivelmente plana progressiva de amplitude constante deve estar dentro dos limites de tolerância especificados na IEC 651, sobre a faixa de frequências de 45 a 11.200 Hz.

(d) Se as limitações de faixa dinâmica do equipamento justificarem uma pré-ênfase de alta frequência, ela deve ser adicionada ao canal de gravação com a respectiva pós-ênfase na reprodução. A pré-ênfase deve ser aplicada de modo que o nível instantâneo de pressão sonora do sinal de ruído gravado entre 800 e 11.200 Hz não varie mais de 20 dB entre as bandas de terço de oitava máxima e mínima.

(e) O sinal de ruído de saída deve ser lido por meio de um filtro “A” com características dinâmicas designadas “resposta-lenta (slow)”, como definido na IEC 651. Pode ser utilizado um gravador gráfico, sonômetro ou equipamento digital.

(f) O equipamento deve ser acusticamente calibrado utilizando dispositivos de calibração acústica em campo-livre e se uma análise da gravação de fita é solicitada pela ANAC, o equipamento de análise deve ser eletronicamente calibrado por um método aprovado pela ANAC. Devem ser realizadas calibrações, quando apropriado, em conformidade com as seções A36.3.8 e A36.3.9 do apêndice A deste RBAC.

(g) Deve-se empregar um protetor de vento com o microfone durante todas as medições do ruído de aeronaves, quando a velocidade do vento for superior a 5 nós (9 km/h).

Seção G36.107 Procedimentos de Medição de Ruído.

(a) O microfone deve ser do tipo de pressão, 12,7 milímetros de diâmetro, com uma grade de proteção, montado em uma posição invertida, de forma que o diafragma do microfone esteja paralelo e 7 mm acima de uma placa metálica circular pintada de branco. Essa placa metálica pintada de branco deve ser de 40 cm de diâmetro e pelo menos 2,5 mm de espessura. A placa deve ser colocada na horizontal e nivelada com a superfície do solo circundante, inexistindo cavidades abaixo da placa. O microfone deve ser colocado a uma distância de três quartos do centro para a borda da placa e ao longo de um raio normal à linha de voo do avião de ensaio.

(b) Imediatamente antes e após cada ensaio, deve-se efetuar uma calibração acústica gravada do sistema, em campo, com um calibrador acústico, a fim de verificar a sensibilidade do sistema e fornecer um nível acústico de referência para a análise acústica dos dados dos níveis sonoros. Se for utilizado um gravador de fita ou um gravador gráfico de níveis, a resposta em frequência do sistema elétrico deve ser determinada em um nível dentro dos limites de 10 dB da leitura em escala completa utilizada durante o ensaio, utilizando o ruído rosa ou pseudoaleatório.

(c) O ruído ambiente, incluindo o ruído acústico de fundo e o ruído de sistemas elétricos, deve ser gravado e determinado na área do ensaio com os ganhos do sistema fixados nos níveis que serão utilizados para as medições de ruído das aeronaves. Se os níveis de pressão sonora da aeronave não excederem os níveis de pressão sonora do ruído de fundo, em pelo menos 10 dB (A), deve ser utilizado um ponto de medição de decolagem mais próximo ao início da corrida de decolagem e os

resultados devem ser corrigidos para o ponto de medição de referência por meios de um método aprovado.

Seção G36.109 Registro, documentação e aprovação de dados.

(a) Os dados que representam as medidas físicas e as correções dos dados medidos devem ser registrados em formato permanente e anexados ao registro, exceto para os casos em que as correções às medições dos desvios normais da resposta do equipamento não precisam ser relatadas. Todas as outras correções devem ser aprovadas. Devem ser efetuadas estimativas dos erros individuais inerentes a cada uma das operações utilizadas na obtenção dos dados finais.

(b) Os níveis de pressão sonora medidos e corrigidos, obtidos com equipamentos em conformidade com as especificações da seção G36.105 deste apêndice devem ser reportados.

(c) O tipo de equipamento utilizado para a medição e análise de todos os dados acústicos, dados de desempenho do avião e dados meteorológicos deve ser reportado.

(d) Os seguintes dados atmosféricos, medidos imediatamente antes, depois ou durante cada ensaio nos pontos de observação previstos na seção G36.101 deste apêndice, devem ser reportados:

(1) A temperatura ambiente e a umidade relativa;

(2) Os valores máximo e médio das velocidades do vento e suas direções em cada execução de ensaio.

(e) Comentários sobre a topografia local, a cobertura do solo e os eventos que possam interferir as gravações sonoras devem ser relatados.

(f) A posição da aeronave em relação à trajetória de voo de referência para decolagem deve ser determinada por um método aprovado independente da instrumentação normal de voo, tal como rastreamento por radar, a triangulação de teodolito, ou técnicas fotográficas de escalonamento.

(g) As seguintes informações do avião devem ser relatadas:

(1) Tipo, modelo e números de série (se houver) dos aviões, motores e hélices;

(2) Quaisquer modificações ou equipamento não convencionais susceptíveis de afetar as características do ruído do avião;

(3) O peso máximo de decolagem certificado;

(4) Para cada voo de ensaio, a velocidade e a temperatura ambiente, na altitude de sobrevoos sobre o local de medição, devem ser determinadas por instrumentos de medição propriamente calibrados;

(5) Para cada voo de ensaio, os parâmetros de desempenho do motor, tais como a pressão ou potência de admissão, a velocidade da hélice (rpm) e outros parâmetros relevantes. Cada parâmetro deve ser determinado por instrumentos devidamente calibrados. Por exemplo, a velocidade angular (RPM) da hélice deve ser validada por um dispositivo independente com uma exatidão de ± 1 por cento, quando o avião está equipado com um tacômetro mecânico.

(6) Os dados de velocidade, de posição e de desempenho, necessários para a realização das correções requeridas na seção G36.201 deste apêndice, devem ser registrados por um método aprovado, quando o avião estiver diretamente sobre o local de medição.

Seção G36.111 Procedimentos de voo.

(a) O ponto de medição de ruído está sobre a linha central estendida da pista a uma distância de 8.200 pés (2.500 metros) a partir do início da corrida de decolagem. A aeronave deve passar sobre o ponto de medição dentro do limite de ± 10 graus em relação à vertical e dentro de 20% da altitude de referência. O programa de ensaios em voo deve ser iniciado com o peso máximo aprovado de decolagem e o peso será ajustado para o peso máximo após cada hora de voo. Cada ensaio em voo deve ser conduzido com a velocidade de melhor taxa de subida de velocidade indicada (V_y) ± 5 nós (± 9 km/h). Todos os procedimentos de ensaio, medição e correção de dados devem ser aprovados pela ANAC.

(b) A trajetória de voo de referência para decolagem deve ser calculada para as seguintes condições atmosféricas:

(1) Pressão atmosférica ao nível do mar de 1.013,25 mb (013,25 hPa);

(2) Temperatura ambiente do ar 59 ° F (15 ° C);

(3) Umidade relativa de 70 por cento; e

(4) Ausência de vento.

(c) A trajetória de voo de referência para decolagem deve ser calculada considerando dois segmentos:

(1) Primeiro segmento.

(i) A potência de decolagem deve ser utilizada a partir do ponto de liberação dos freios até o ponto em que a altura de 50 pés (15 metros) acima da pista seja alcançada.

(ii) Uma configuração constante para decolagem, selecionada pelo requerente, deve ser mantida através deste segmento;

(iii) O peso máximo do avião na liberação dos freios deve ser o máximo para o qual a certificação de ruído é requerida;

(iv) O comprimento deste primeiro segmento deve corresponder ao valor aprovado de aeronavegabilidade para uma decolagem em pista nivelada e asfaltada (ou o valor correspondente para hidroaviões).

(2) Segundo segmento.

(i) O início do segundo segmento corresponde ao final do primeiro segmento.

(ii) O avião deve estar na configuração de subida com o trem de pouso retraído, se retrátil, e configuração de flap correspondente à posição normal de subida ao longo deste segundo segmento.

(iii) A velocidade do avião deve ser a velocidade para a melhor taxa de subida (V_y);

(iv) Para aviões equipados com hélices de passo fixo, a potência de decolagem deve ser mantida durante todo o segundo segmento. Para os aviões equipados com hélices de passo variável ou de velocidade constante, a potência de decolagem e as rotações por minuto (rpm) devem ser mantidas durante todo o segundo segmento. Se limites de aeronavegabilidade não permitem a aplicação da potência de decolagem e uma rotação por minuto (rpm) até o ponto de referência, então a potência de decolagem e a rotação por minuto (rpm) devem ser mantidas enquanto for permitido por tais limitações, depois disso, a máxima potência contínua e a rotação por minuto (rpm) devem ser mantidas. O tempo máximo permitido na potência de decolagem conforme os padrões de aeronavegabilidade deve ser utilizado no segundo segmento. A altura de referência deve ser calculada assumindo os gradientes de subida adequados a cada configuração de potência utilizada.

parte c—correções de dados

Seção G36.201 Correções aos Resultados de Ensaio.

(a) Estas correções devem contabilizar os efeitos de:

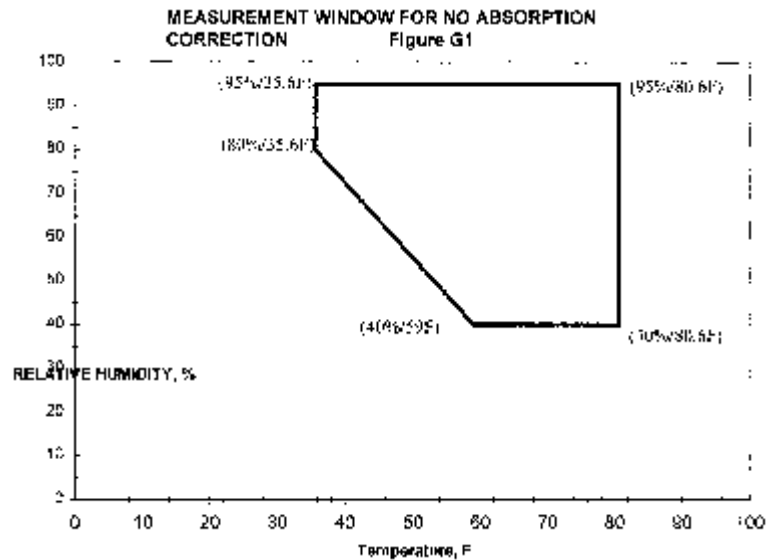
(1) Diferenças na absorção atmosférica do som entre as condições meteorológicas de ensaio e as condições de referência.

(2) Diferenças nos comprimentos da trajetória de ruído entre a trajetória de voo real do avião e a trajetória de voo de referência.

(3) A mudança no número de Mach helicoidal da ponta da hélice entre as condições de ensaio e de referência.

(4) A mudança na potência do motor entre as condições de ensaio e de referência.

(b) A correção da absorção atmosférica é necessária para os dados de ruído obtidos quando as condições de ensaio estão além dos limites especificados na Figura G1. Dados de ruído que estão fora da faixa aplicável devem ser corrigidos para 59 F e 70 por cento de umidade relativa por um método aprovado pela ANAC.



[View or download PDF](#)

Legenda da Figura:

Relative humidity: Umidade relativa

Measurement window for no absorption correction: Janela de medição para os casos em que não é necessária a correção de absorção

(c) Correções para a variação do número de Mach helicoidal de ponta da hélice não precisam ser efetuadas para os casos em que o número de Mach helicoidal da ponta da hélice seja:

(1) Igual ou inferior a 0,70 e o número de Mach helicoidal de ensaio da ponta da hélice está dentro do limite de 0,014 do número de Mach helicoidal de referência da ponta da hélice.

(2) Acima de 0,70 e igual ou inferior a 0,80 e o número de Mach helicoidal de ensaio da ponta da hélice está dentro do limite de 0,007 do número de Mach helicoidal de referência da ponta da hélice.

(3) Acima de 0,80 e o número de Mach helicoidal de ensaio da ponta da hélice está dentro do limite de 0,005 do número de Mach helicoidal de referência da ponta da hélice. Para tacômetros mecânicos, se o número de Mach helicoidal da ponta da hélice é superior a 0,8 e o número de Mach helicoidal de ensaio da ponta da hélice está dentro do limite de 0,008 do número de Mach helicoidal de referência da ponta da hélice.

(d) Quando as condições do ensaio não são aquelas especificadas, correções devem ser aplicadas por um procedimento aprovado ou pelo seguinte procedimento simplificado:

(1) Os níveis sonoros medidos obtidos nas condições meteorológicas do dia de ensaio devem ser corrigidos para as condições de referência, adicionando um incremento igual a:

$$\text{Delta (M)} = (H_{T\alpha} - 0,7 H_R) / 1000$$

onde H_T é a altura em pés sob as condições de ensaio, H_R é a altura em pés sob as condições de referência, quando a aeronave estiver diretamente sobre o ponto de medição de ruído e α é a taxa de absorção para as condições do dia de ensaio em 500 Hz, conforme especificado na norma SAE ARP 866A, intitulada "*Standard Values of Atmospheric Absorption as a function of Temperature and Humidity for use in Evaluating Aircraft Flyover Noise*", como incorporada por referência conforme a seção 36.6.

(2) Os níveis sonoros medidos em decibels devem ser corrigidos para a altura, adicionando algebricamente um aumento igual a Delta (1). Quando as condições do dia de ensaio estão dentro das especificações na figura G1:

$$\text{Delta (1)} = 22 \log (H_T/H_R)$$

onde H_T é a altitude da aeronave de ensaio quando diretamente sobre o ponto de medição de ruído e H_R é a altura de referência.

Quando as condições do dia do ensaio estão fora das especificações na figura G1:

$$\text{Delta (1)} = 20 \log (H_T/H_R)$$

(3) Os níveis sonoros medidos em decibels devem ser corrigidos para número de Mach helicoidal da ponta da hélice, adicionando algebricamente um incremento igual a:

$$\text{Delta (2)} = k \log (M_R/M_T)$$

onde M_T e M_R são números de Mach helicoidal da ponta da hélice nas condições de ensaio e de referência, respectivamente.

A constante "k" é igual à inclinação da reta obtida para valores medidos do nível sonoro em dB (A) em função do número de Mach helicoidal da ponta da hélice. O valor de k pode ser determinado a partir de dados aprovados. Um valor nominal de $k = 150$ pode ser utilizado quando M_T é menor M_R . Nenhuma correção pode ser efetuada utilizando o valor nominal de k quando M_T é maior M_R . O número de Mach helicoidal da ponta da hélice de referência M_R é o número da Mach correspondente às condições de referência (RPM, velocidade, temperatura) acima do ponto de medição.

(4) Os níveis sonoros medidos em decibels devem ser corrigidos para a potência do motor, adicionando algebricamente um incremento igual a:

$$\text{Delta (3)} = K_3 \log (P_R/P_T)$$

onde P_R e P_T as potências do motor nas condições de ensaio e de referência, respectivamente, obtidos a partir do transdutor de torque/pressão no coletor e rotação do motor (rpm). O valor da K_3 deve ser determinado a partir de dados aprovados a partir do avião de ensaio. Na ausência de dados de ensaios em voo, a critério da ANAC, um valor de $K_3 = 17$ pode ser utilizado.

Seção G36.203 Validade dos Resultados.

(a) O ponto de medição deve ser sobrevoado pelo menos seis vezes. Os resultados do ensaio devem proporcionar um valor médio de nível de ruído (L_{Amax}) dentro de um limite de confiança de 90 por

cento. O nível médio de ruído é a média aritmética das medições acústicas corridas para todas as execuções válidas de ensaio sobre o ponto de medição.

(b) As amostras devem ser grandes o suficiente para estabelecer estatisticamente um limite de confiança de 90 por cento, não excedendo $\pm 1,5$ dB (A). Nenhum resultado de ensaio pode ser omitido no processo de média a menos que a omissão seja aprovada pela ANAC.

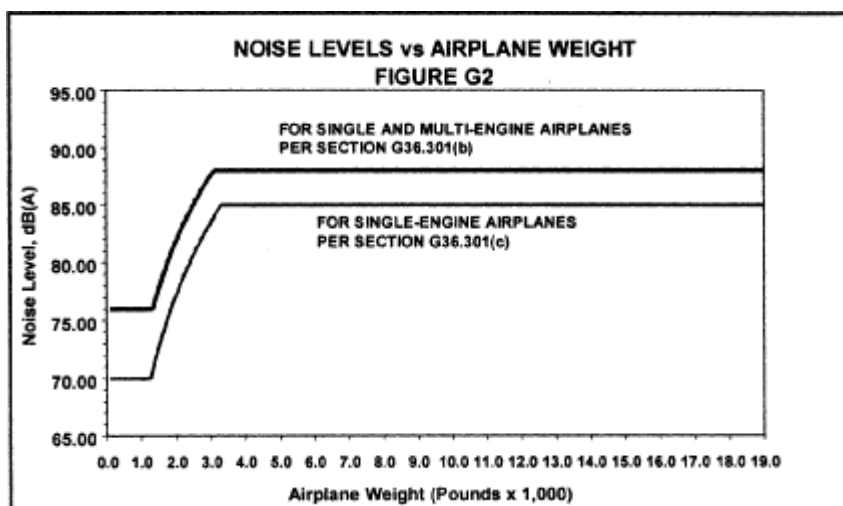
parte d—limites de ruído

Seção. G36.301 Limites de ruído para aeronaves

(a) A conformidade com esta seção deve ser mostrada com os dados de ruído medido e corrigido conforme prescrito nas Partes B e C deste apêndice.

(b) Para aviões monomotores para os quais a requisição inicial da certificação de tipo foi recebida antes de 03 de fevereiro de 2006 e aeronaves multimotores, o nível de ruído não deve exceder 76 dB (A) até o peso da aeronave de 1.320 libras (600 kg), inclusive. Para pesos de aeronaves superiores a 1.320 libras (600 kg), o limite aumenta a partir deste ponto logaritmicamente com o peso do avião, à uma taxa de 9,83 dB (A) por duplicação do peso, até quando o limite de 88 dB (A) é atingido, após o qual o limite é constante até 19.000 libras (8.618 kg), inclusive. A Figura G2 mostra os limites do nível de ruído em função do peso do avião.

(c) Para aviões monomotores os quais a requisição inicial de certificação de tipo foi recebida em ou após 3 de fevereiro de 2006, o nível de ruído não deve ultrapassar 70 dB (A) para aeronaves com peso máximo certificado para decolagem de 1.257 libras (570 kg) ou menos. Para pesos de aeronaves superiores a 1.257 libras (570 kg), o limite de ruído aumenta logaritmicamente com o peso do avião a partir desse ponto, à taxa de 10.75dB (A) por duplicação do peso, até ponto em que o limite de 85 dB (A) é atingido, após o qual o limite é constante até 19.000 libras (8.618 kg), inclusive. A Figura G2 apresenta os limites do nível de ruído para os pesos de aviões monomotores.



[View or download PDF](#)

Legenda da Figura G2:

Noise level, dB(A): Nível de ruído, dB(A).

Airplane Weight (Pounds x 1,000): Peso do Avião (Libras x 1.000)

Noise Levels vs Airplane Weight: Níveis de ruído versus Peso do avião

Figure G2: Figura G2

For single and multi-engine airplanes per paragraph G36.301(b): Para aviões mono e multimotores conforme o paragraph G36.301(b).

For single-engine airplanes per paragraph G36.301(c): Para aviões monomotores conforme o parágrafo G36.301(c).

(Secs. 313(a), 603, and 611(b), Federal Aviation Act of 1958 as amended (49 U.S.C. 1354(a), 1423, and 1431(b)); sec. 6(c), Department of Transportation Act (49 U.S.C. 1655 (c)); Title I, National Environmental Policy Act of 1969 (42 U.S.C. 4321 *et seq.*); E. O. 11514, March 5, 1970 and 14 CFR 11.45).

[Amdt. 36–16, 53 FR 47400, Nov. 22, 1988; 53 FR 50157, Dec. 13, 1988, as amended by Amdt. 36–22, 64 FR 55602, Oct. 13, 1999; Amdt. 36–54, 67 FR 45236, July 8, 2002; Amdt. 36–27, 70 FR 45504, Aug. 5, 2005; Amdt. 36–28, 71 FR 532, Jan. 4, 2006; Amdt. No. 36-31, 82 FR 46131, Oct. 4, 2017]

Apêndice H do RBAC 36 – Requisitos de Ruído para Helicópteros conforme a Subparte H

parte a—condições de referência

Seção

H36.1 *Geral.*

H36.3 *Condições de Referência de Ensaio.*

H36.5 *Símbolos e Unidades.*

parte b—medição de ruído conforme a seção 36.801

H36.101 *Ensaio de certificação de ruído e condições de medição.*

H36.103 *Condições de ensaio para decolagem.*

H36.105 *Condições de ensaio para sobrevo.*

H36.107 *Condições de ensaio para aproximação.*

H36.109 *Medição do ruído de helicóptero recebido no solo.*

H36.111 *Documentação e correção dos dados medidos.*

H36.113 *Atenuação atmosférica do som.*

parte c — avaliação e cálculo do ruído conforme a seção 36.803

H36.201 *Avaliação do ruído em EPNdB.*

H36.203 *Determinação dos níveis de ruído.*

H36.205 *Procedimentos detalhados para a correção dos dados.*

parte d — limites de ruído conforme a seção 36.805

H36.301 *Medição, avaliação e determinação de ruído.*

H36.303 [Reservado]

H36.305 *Níveis de ruído.*

parte a—condições de referência

Seção H36.1 Geral. Este apêndice prescreve os requisitos de ruído para helicópteros especificados conforme a seção 36.1, incluindo:

- (a) As condições que devem ser empregadas nos ensaios de certificação de ruído de helicóptero conforme o Apêndice H e os procedimentos de medição conforme a seção 36.801 que devem ser utilizados para medir o ruído de helicóptero durante cada ensaio;
- (b) Os procedimentos que devem ser utilizados conforme a seção 36.803 para corrigir os dados medidos para as condições de referência e para determinar o parâmetro de avaliação de ruído designado como Nível Efetivo de Ruído Percebido (EPNL); e
- (c) Os limites de ruído para os quais o cumprimento deve ser demonstrado conforme a seção 36.805.

Seção H36.3 Condições de Referência de Ensaio

(a) *Condições meteorológicas.* Os dados de posição e desempenho da aeronave e as medições do ruído devem ser corrigidos para as seguintes condições atmosféricas de referência da certificação de ruído e devem ser assumidas existir a partir da superfície do solo até a altitude da aeronave:

- (1) Pressão ao nível do mar de 2116 libras por pé quadrado (1.013,25 hPa).
- (2) Temperatura ambiente de 77 graus Fahrenheit (25 graus Celsius).
- (3) Umidade relativa de 70 por cento.
- (4) Ausência de vento.

(b) *Local de referência de ensaio.* O local de ensaio associado às condições de referência deve ser plano e não conter obstruções, na linha de visão, ao longo trajetória de voo que inclui os pontos de 10 dB-abaxo.

(c) Perfil de referência para decolagem. (1) A Figura H1 ilustra um perfil típico de decolagem, incluindo as condições de referência.

(2) A trajetória de voo de referência é definida como um segmento linear inclinado a partir do ponto de partida (1.640 pés (500 metros) da posição do microfone central e 65 pés (20 metros) acima do nível do solo) a um ângulo constante de subida β , definido pela melhor razão de subida certificada e V_y para o desempenho mínimo de motor. O ângulo constante de subida β é obtido a partir de dados do fabricante (aprovados pela ANAC) para a definição do perfil de voo nas condições de referência. O ângulo constante de subida β é desenhado a partir de C_r e continua, passando sobre a estação A, até a posição correspondente ao fim da trajetória de decolagem para a certificação de tipo, representado pela posição I_r .

(d) *Perfil de referência para sobrevoos nivelados.* O início do perfil de referência para um sobrevoos nivelado é representado pela posição D_r do helicóptero (Figura H2). O helicóptero se aproxima da posição D_r em um voo nivelado a 492 pés (150 m) acima do nível do solo quando medido na estação A. A velocidade de referência deve ser a que tiver o menor valor das quatro velocidades: $0,9V_H$; ou $0,9V_{NE}$; ou $0,45V_H + 65$ kts ($0,45V_H + 120$ km/h); ou $0,45V_{NE} + 65$ kts ($0,45V_{NE} + 120$ km/h). O helicóptero passa diretamente sobre a estação A em voo nivelado e prossegue para a posição J_r .

(e) Para propósitos de certificação do ruído, V_H é definida como a velocidade em voo nivelado obtida utilizando o torque mínimo especificado para o motor, correspondente à potência máxima contínua disponível para as condições ambientais de pressão ao nível do mar 2.116 libras por pé quadrado (1.013,25 hPa) à 77 °F (25 °C) no peso máximo relevante certificado. O valor de V_{NE} é a velocidade nunca excedida. Os valores de V_H e V_{NE} , que são utilizados para a certificação do ruído, devem ser listados no Manual de Voo aprovado da Aeronave de Asa Rotativa.

(f) *Perfil de referência para aproximação.* (1) A Figura H3 ilustra o perfil de aproximação, incluindo as condições de referência.

(i) O início do perfil de aproximação é representado pela posição E do helicóptero. A posição do helicóptero é gravada em uma distância (EK) suficientemente adequada para assegurar que a gravação do intervalo completo durante o qual o nível medido de ruído do helicóptero esteja dentro dos limites de 10 dB do Nível Máximo de Ruído Percebido Corrigido para Tom (PNLTM). A trajetória de voo de referência E_rK_r representa uma condição de voo estável em termos de torque, rpm, velocidade indicada e razão de descida resultante de um ângulo de aproximação de 6° .

(ii) O perfil de aproximação para o ensaio é definido pelo ângulo de aproximação η passando diretamente sobre a estação A à uma altura AH e indo até a posição K onde termina o perfil de aproximação para a certificação do ruído. O ângulo de aproximação η para o ensaio deve estar entre $5,5^\circ$ e $6,5^\circ$.

(2) O helicóptero se aproxima da posição H ao longo de um ângulo constante de aproximação de 6° durante o intervalo temporal de 10 dB abaixo. O helicóptero passa pela posição E e prossegue ao longo da inclinação de aproximação cruzando sobre a estação A até atingir a posição K.

Seção H36.5 Símbolos e unidades. Os seguintes símbolos e unidades, conforme utilizados neste apêndice para a certificação do ruído de helicóptero, possuem os seguintes significados:

Identificação do perfil de voo – Posições

Posição	Descrição
A	Localização do ponto de medição de ruído na estação de medição de ruído situada verticalmente abaixo da trajetória de referência de voo (decolagem, sobrevoos ou pouso).
C	Início da trajetória de voo de decolagem para certificação do ruído.

C _r	Início da trajetória de referência de voo de decolagem para certificação do ruído.
D	Início da trajetória de voo de sobrevoos para certificação do ruído.
D _r	Início da trajetória de referência de voo de sobrevoos para certificação do ruído.
E	Início da trajetória de voo de aproximação para certificação do ruído.
E _r	Início da trajetória de referência de voo de aproximação para certificação do ruído.
F	Posição sobre a trajetória de voo de decolagem diretamente acima da estação A de medição do ruído.
F _r	Posição sobre a trajetória de referência de voo de decolagem diretamente acima da estação A de medição do ruído.
G	Posição sobre a trajetória de voo de sobrevoos diretamente acima da estação A de medição de ruído.
G _r	Posição sobre a trajetória de referência de voo de sobrevoos diretamente acima da estação A de medição de ruído.
H	Posição sobre a trajetória de voo de aproximação diretamente acima da estação A de medição de ruído.
H _r	Posição sobre a trajetória de referência diretamente acima da estação A de medição de ruído.
I	Fim da trajetória de voo de decolagem para certificação de ruído de um projeto de tipo.
I _r	Fim da trajetória de referência de voo de decolagem para certificação ruído de um projeto de tipo.
J	Fim da trajetória de voo de sobrevoos para certificação de ruído de um projeto de tipo.
J _r	Fim da trajetória de referência de voo de sobrevoos para certificação de ruído de um projeto de tipo.
K	Fim da trajetória de voo de aproximação para certificação de ruído de um projeto de tipo.
K _r	Fim da trajetória de referência de voo de aproximação para certificação de ruído de um projeto de tipo.
L	Posição sobre a trajetória de voo medida de decolagem correspondente ao PNLTM na estação A.
L _r	Posição sobre a trajetória de referência de voo de decolagem correspondente ao PNLTM na estação A.
M	Posição sobre a trajetória medida de voo de sobrevoos correspondente ao PNLTM na estação A.
M _r	Posição sobre a trajetória de referência de voo de sobrevoos correspondente ao PNLTM na estação A.
N	Posição sobre a trajetória de voo medida de aproximação correspondente ao PNLTM na estação A.

N _r	Posição sobre a trajetória de referência de voo de aproximação correspondente ao PNLTM na estação A.
S	Estação lateral de medição de ruído (nota: um subscrito denota a orientação da aeronave em relação à direção do voo).

Perfil de Voo – Distâncias

Distância	Unidade	Significado
AF	Pés	<i>Altura de decolagem.</i> A distância vertical entre o helicóptero e a estação A.
AG	Pés	<i>Altura de sobrevoos.</i> A distância vertical entre o helicóptero e a estação A.
AH	Pés	<i>Altura de aproximação.</i> A distância vertical entre o helicóptero e a estação A.
AL	Pés	<i>Trajetoária medida para o ruído de decolagem.</i> A distância medida da estação A até a posição L do helicóptero.
AL _r	Pés	<i>Trajetoária de referência para o ruído de decolagem.</i> A distância da estação A até a posição de referência L _r do helicóptero.
AM	Pés	<i>Trajetoária medida para o ruído de sobrevoos.</i> A distância medida da estação A até a posição M do helicóptero.
AM _r	Pés	<i>Trajetoária de referência para o ruído de sobrevoos.</i> A distância da estação A até a posição M _r do helicóptero na trajetória de referência de voo de sobrevoos.
AN	Pés	<i>Trajetoária medida para ruído de aproximação.</i> A distância da estação A até a posição medida N do ruído de helicóptero.
AN _r	Pés	<i>Trajetoária de referência para ruído de aproximação.</i> A distância da estação A até a posição de referência N _r do helicóptero.
CI	Pés	<i>Distância da trajetória de voo para decolagem.</i> A distância a partir da posição C na qual o helicóptero estabelece um ângulo constante de razão de subida sobre a trajetória de voo de decolagem passando sobre a estação A e continuando para a posição I na qual a posição do helicóptero não precisa ser mais gravada.
DJ	Pés	<i>Distância da trajetória de voo para sobrevoos.</i> A distância a partir da posição D na qual o helicóptero está estabilizado sobre a trajetória de voo de sobrevoos passando sobre a estação A e continuando para a posição J na qual a posição do helicóptero não precisa ser mais gravada.
EK	Pés	<i>Distância da trajetória de voo para aproximação.</i> A distância a partir da posição E na qual o helicóptero estabelece um ângulo constante sobre a trajetória de voo de aproximação passando sobre a estação A e continuando para a posição K na qual a posição do helicóptero não precisa ser mais gravada.

parte b—medição de ruído conforme a seção 36.801

Seção H36.101 Ensaio de certificação de ruído e condições de medição.

(a) *Geral.* Esta seção prescreve as condições nas quais os ensaios de certificação de ruído de aeronave devem ser conduzidos e os procedimentos de medição que devem ser utilizados para a medição do ruído de helicóptero durante cada ensaio.

(b) *Requisitos para o local de ensaio.* (1) Os ensaios para a demonstração de cumprimento com os níveis estabelecidos de certificação de ruído de helicóptero devem consistir em uma série de decolagens, de sobrevoos nivelados e de aproximações durante as quais medições devem ser efetuadas nas estações de medição de ruído localizadas nos pontos de medição prescritos nesta seção.

(2) Cada ensaio de decolagem, ensaio de sobrevoos e ensaio de aproximação inclui medições simultâneas efetuadas na estação de medição de ruído no solo situada verticalmente abaixo da trajetória referência de voo e nas duas estações laterais de medição de ruído, cada uma situada a 492 pés (150 m) de cada lado da projeção da trajetória de voo de referência sobre uma linha perpendicular à projeção da trajetória de voo na estação de medição de ruído.

(3) A diferença de elevação entre qualquer uma das estações laterais de medição de ruído não pode diferir mais do que 20 pés da elevação da estação de medição de ruído situada sobre a projeção da trajetória de voo.

(4) Cada estação de medição de ruído deve estar rodeada por terreno que não tenha características de absorção sonora excessiva, tais como causada por grama espessa, densa ou alta, arbustos ou áreas arborizadas.

(5) Durante o período em que a gravação do ruído/tempo da decolagem, sobrevoos ou aproximação indique que a medição de ruído esteja dentro dos limites de 10 dB do PNLTM, nenhuma obstrução que influencie significativamente o campo sonoro da aeronave pode existir—

(i) Para qualquer estação de medição de ruído sob a trajetória ou lateral, dentro de um espaço cônico acima da posição de medição (o ponto no solo situado verticalmente abaixo do microfone), o cone sendo definido por um eixo normal ao solo e por um semiângulo de 80° a partir deste eixo; e

(ii) Para qualquer estação lateral de medição de ruído, acima da linha de visão entre o microfone e o helicóptero.

(6) Se uma série de ensaios de decolagem ou de sobrevoos é conduzida para pesos distintos do peso máximo de decolagem, para o qual a certificação do ruído é requerida, os seguintes requisitos adicionais se aplicam:

(i) Pelo menos um ensaio de decolagem e um ensaio de sobrevoos deve ser conduzido no, ou acima do, peso máximo de certificação.

(ii) Cada peso de ensaio deve estar dentro dos limites de +5 por cento ou -10 por cento do peso máximo de certificação.

(7) Cada ensaio de aproximação deve ser conduzido com a aeronave estabilizada e seguindo um ângulo de aproximação de $6,0 \pm 0,5$ graus e deve atender os requisitos da seção H36.107 deste RBAC.

(8) Se uma série de ensaios de aproximação é conduzida para pesos distintos do peso máximo de pouso, para o qual a certificação é requerida, os seguintes requisitos adicionais se aplicam:

(i) Pelo menos um ensaio de aproximação deve ser conduzido no, ou acima do peso máximo de pouso.

(ii) Cada peso utilizado no ensaio deve estar entre +5 por cento e -10 por cento do peso máximo certificado.

c) *Restrições meteorológicas.* Os ensaios devem ser conduzidos conforme as seguintes condições atmosféricas:

(1) Ausência de chuva ou outra precipitação.

(2) Temperatura ambiente do ar entre 14 °F e 95 °F (-10 °C e 35 °C), inclusive, em um ponto à 33 pés (10 metros) acima do solo na estação de medição de ruído e na aeronave. A temperatura e umidade relativa medidas em um ponto à 33 pés (10 metros) acima do solo na estação de medição de ruído devem ser utilizadas para a correção da absorção da trajetória de propagação.

(3) A umidade relativa e a temperatura ambiente em um ponto à 33 pés (10 metros) acima do solo na estação de medição de ruído e na aeronave, devem ser tais que a atenuação sonora na banda de terço de oitava centrada em 8 kHz não seja maior que 12 dB/100 metros e a umidade relativa esteja entre 20 por cento e 95 por cento, inclusive.

(4) A velocidade do vento conforme medida a 10 metros acima do solo não deve exceder 10 nós (19 km/h) e a componente de vento cruzado não deve exceder 5 nós (9 km/h). O vento deve ser determinado utilizando um período contínuo de média de trinta segundos, estendendo-se sobre o intervalo temporal de 10 dB abaixo.

(5) Nenhuma condição meteorológica anômala (incluindo turbulência) que afetará significativamente o nível de ruído da aeronave quando o ruído é gravado em cada estação de medição de ruído.

(6) As medições de velocidade do vento, temperatura e umidade relativa requeridas conforme o apêndice devem ser medidas na vizinhança das estações de medição de ruído a 10 m acima do solo. A localização das medições meteorológicas deve ser aprovada pela ANAC como representativa daquelas condições atmosféricas existentes próximas a superfície sobre a área geográfica a qual as medições de ruído da aeronave são efetuadas. Em alguns casos, uma estação meteorológica fixa (tal como aquelas encontradas em aeroportos ou outras instalações) pode atender a este requisito.

(7) As medições de temperatura e umidade relativa devem ser obtidas dentro de 30 minutos de cada ensaio de ruído.

(d) *Procedimentos de ensaio para aeronave.* (1) Os procedimentos de ensaio para aeronave devem ser conduzidos e processados de forma que proporcione a medida de avaliação de ruído designada como Nível Efetivo de Ruído Percebido (EPNL) em unidades de EPNdB conforme prescrita no Apêndice A deste RBAC.

(2) A altura e a posição lateral do helicóptero relativas à projeção em solo da trajetória de referência (a qual passa através da respectiva estação de medição do ruído no solo) devem ser determinadas utilizando um método aprovado pela ANAC. O equipamento utilizado para efetuar a determinação deve ser independente da instrumentação normal de voo. Sistemas independentes aplicáveis são o rastreamento por radar, triangulação por teodolito, trajetografia a laser, escalonamento fotográfico ou sistema diferencial de posicionamento global.

(3) A posição do helicóptero ao longo da trajetória de voo deve estar relacionada com o ruído gravado nas estações de medição de ruído por meios de sincronização dos sinais gravados a uma taxa aprovada de amostragem. A posição do helicóptero deve ser gravada, em relação à projeção em solo da trajetória de referência, durante todo o intervalo temporal em que o sinal gravado esteja dentro dos limites de 10 dB do PNLTM. O equipamento de medição e amostragem deve ser aprovado pela ANAC anteriormente ao ensaio.

(4) Dados suficientes de desempenho da aeronave para efetuar as correções requeridas, conforme a seção H36.205 deste apêndice, devem ser gravados a uma taxa de amostragem aprovada pela ANAC, utilizando um equipamento aprovado pela ANAC.

Seção H36.103 Condições de ensaio para decolagem.

(a) Esta seção, em adição aos requisitos aplicáveis das seções H36.101 e H36.205(b) deste apêndice, se aplica a todos os ensaios de ruído para decolagem conduzidos conforme este apêndice para a demonstração do cumprimento com o RBAC 36.

(b) Uma série de ensaios deve consistir em pelo menos seis voos sobre a estação de medição de ruído situada sobre a projeção em solo da trajetória de voo (com medições simultâneas em todas as três estações de medição de ruído) conforme segue:

(1) Uma velocidade de $V_y \pm 5$ nós ou a menor velocidade aprovada ± 5 nós para a subida após a decolagem, a que for maior, deve ser estabelecida e mantida durante todo intervalo temporal de 10 dB-abaxo.

(2) O trecho horizontal de cada voo de ensaio deve ser conduzido a uma altitude de 65 pés (20 metros) sobre o nível do solo na estação de medição de ruído situada sobre a projeção em solo da trajetória de voo.

(3) Ao atingir um ponto a 1640 pés (500 metros) da estação de medição de ruído, o helicóptero deve estar estabilizado na potência máxima da decolagem que corresponde à especificação mínima de potência disponível do(s) motor(es) instalado(s) para as condições ambientais de referência ou ao limite de torque da caixa de engrenagens, o que for menor.

(4) O helicóptero deve ser mantido durante todo o intervalo temporal de 10 dB-abaxo na melhor razão de velocidade de subida $V_y \pm 5$ nós ou na mínima velocidade aprovada para subida após decolagem, a que for maior, para uma temperatura ambiente de 25 °C ao nível do mar.

(5) A velocidade média do rotor não deve variar em relação ao RPM máximo operacional do rotor mais do que $\pm 1,0$ por cento durante o intervalo temporal de 10 dB-abaxo.

(6) O helicóptero deve permanecer dentro dos limites de $\pm 10^\circ$ ou ± 65 pés (± 20 metros), o que for maior, a partir da linha vertical acima da projeção em solo da trajetória de referência durante todo o intervalo temporal de 10 dB-abaxo.

(7) Uma configuração constante para decolagem, selecionada pelo requerente, deve ser mantida ao longo de todo o procedimento de referência para decolagem com a posição do trem de pouso consistente com os ensaios de certificação de aeronavegabilidade para o estabelecimento da velocidade de melhor razão de subida V_y .

Seção H36.105 Condições de ensaio para sobrevoos.

(a) Esta seção, em adição aos requisitos aplicáveis das seções H36.101 e H36.205(c) deste apêndice, se aplica a todos os ensaios de sobrevoos conduzidos conforme este apêndice para a demonstração do cumprimento com o RBAC 36.

(b) Uma série de ensaio consiste em pelo menos seis voos. O número de voos nivelados efetuados com um componente de vento de proa deve ser igual ao número de voos nivelados efetuados com

um componente de vento de cauda, com medições simultâneas em todas as três estações de medição de ruído—

- (1) Na configuração de cruzeiro para um voo nivelado;
 - (2) A uma altitude de 492 pés \pm 30 pés (150 \pm 9 metros) acima do nível do solo na estação de medição de ruído situada sobre a projeção em solo da trajetória de voo; e
 - (3) O helicóptero deve voar dentro dos limites de \pm 10° ou \pm 65 pés (\pm 20 metros), o que for maior, a partir da linha vertical acima da projeção em solo da trajetória de referência durante todo o intervalo temporal de 10 dB-abaixo.
- (c) Cada ensaio de ruído para sobrevoos deve ser conduzido—
- (1) Em uma velocidade de $0,9V_H$; $0,9V_{NE}$; $0,45V_H + 65$ nós ($0,45V_H + 120$ km/h); ou $0,45V_{NE} + 65$ nós ($0,45V_{NE} + 120$ km/h), a menor velocidade entre essas, a ser mantida ao longo de todo trecho medido de sobrevoos;
 - (2) Na velocidade média do rotor a qual não deve variar mais do que \pm 1,0 por cento em relação ao RPM máximo operacional do rotor, durante o intervalo temporal de 10 dB-abaixo.
 - (3) Com a potência estabilizada durante o período em que o nível de ruído medido do helicóptero esteja dentro de 10 dB do PNLTM.
- (d) A velocidade média não deve variar mais do que \pm 5 nós (9 km/h) em relação à velocidade de referência.

Seção H36.107 Condições de ensaio para aproximação.

- (a) Esta seção, em adição aos requisitos das seções H36.101 e H36.205(d) deste apêndice, se aplica a todos os ensaios de aproximação conduzidos conforme este apêndice para demonstração do cumprimento com o RBAC 36.
- (b) Uma série de ensaios deve consistir em pelo menos seis voos sobre a estação de medição de ruído situada sobre a projeção em solo da trajetória de voo (com medições simultâneas em todas as três estações de medição de ruído):
- (1) Com um ângulo de aproximação de $6^\circ \pm 0,5^\circ$;
 - (2) A uma altura de 394 \pm 33 pés (120 \pm 10 metros);
 - (3) O helicóptero deve voar dentro dos limites de \pm 10° ou \pm 20 metros (\pm 65 pés) de tolerância de desvio lateral, o que for maior, a partir da linha vertical acima da projeção em solo da trajetória de referência durante todo o intervalo temporal de 10 dB-abaixo;
- (4) Na velocidade estabilizada igual à melhor razão de subida certificada V_y ou à menor velocidade aprovada para aproximação, a que for maior, com a potência estabilizada durante a aproximação e sobre o ponto de referência da trajetória de voo, e continuada para um toque normal de aterrissagem; e
- (5) Na velocidade média do rotor, que não pode variar mais do que \pm 1,0 por cento da máxima RPM normal do rotor durante o intervalo temporal de 10 dB-abaixo; e
- (6) A configuração constante para aproximação utilizada nos ensaios de certificação de aeronavegabilidade, com o trem de pouso estendido, deve ser mantida ao longo de todo o procedimento de referência para aproximação.
- (c) A velocidade não deve variar mais que \pm 5 nós (\pm 9 km/h) em relação à velocidade de referência.

Seção H36.109 Medição do Ruído de Helicóptero Recebido no Solo.

O sistema de medição e os procedimentos de medição, calibração e gerais de análise a serem utilizados são fornecidos no Apêndice A, seção A36.3 deste RBAC.

Seção H36.111 Documentação e correção dos dados medidos.

(a) *Geral.* Os dados que representam as medições físicas e correções aos dados medidos, incluindo as correções às medições devido aos desvios de resposta do equipamento, devem ser gravados de forma permanente e anexados à gravação. Cada correção deve ser documentada e está sujeita à aprovação da ANAC. Deve ser efetuada uma estimativa de cada erro individual inerente a cada uma das operações empregadas na obtenção dos dados finais.

(b) *Documentação dos dados.* (1) Os níveis de pressão sonora medidos e corrigidos devem ser apresentados em níveis de banda de terço de oitava, obtidos com equipamento que atenda aos padrões prescritos na seção H36.109 deste apêndice.

(2) Devem ser documentados o tipo de equipamento utilizado para a medição e análise de todos os dados acústicos, de desempenho da aeronave e meteorológicos.

(3) Devem ser documentados os dados ambientais atmosféricos, medidos ao longo do período de ensaio, requeridos para a demonstração do cumprimento com este apêndice.

(4) Devem ser documentados as condições da topografia local, revestimento do solo ou os eventos que possam interferir com a gravação sonora.

(5) Devem ser documentadas as seguintes informações da aeronave:

(i) Tipo, modelo e número de série dos motores e dos rotores da aeronave.

(ii) Dimensões globais da aeronave e localização dos motores.

(iii) Peso total da aeronave para cada execução de ensaio.

(iv) Configuração da aeronave, incluindo as posições de trem de pouso.

(v) Velocidade em nós.

(vi) Desempenho do motor do helicóptero conforme determinado pelos instrumentos da aeronave e dados do fabricante;

(vii) Trajetória de voo da aeronave, acima do nível do solo, em pés, determinada por um método aprovado pela ANAC que seja independente da instrumentação normal de voo, tal como rastreamento por radar, triangulação por teodolito, trajetografia a laser ou técnicas de escalonamento fotográfico.

(6) A velocidade e posição da aeronave e os parâmetros de desempenho do motor devem ser gravados em uma taxa aprovada de amostragem suficientemente alta para permitir a correção destes parâmetros para as condições de referência do ensaio de certificação de ruído, prescritas na seção H36.3 deste apêndice. Deve ser documentada a posição lateral relativa à projeção em solo da trajetória de referência.

(c) *Correção de dados.* (1) A posição e os dados de desempenho da aeronave e a medição do ruído devem ser corrigidos para as condições de referência para certificação de ruído conforme prescritas nas seções H36.3 e H36.205 deste apêndice.

(2) A trajetória de voo medida deve ser corrigida por uma quantidade igual à diferença entre a trajetória de voo prevista pelo requerente para as condições de referência para certificação e a

trajetória de voo medida nas condições de ensaio. As correções necessárias relativas à trajetória de voo ou ao desempenho do helicóptero podem ser obtidas a partir de dados aprovados pela ANAC para a diferença entre as condições de medição e as condições de referência, juntamente com as correções adequadas para a atenuação sonora com a distância. A correção do Nível Efetivo de Ruído Percebido (EPNL) não pode exceder 2,0 EPNdB, exceto para a condição de voo de decolagem, onde a correção não pode exceder 4,0 EPNdB, para o qual a soma aritmética de Δ_1 (descrito na seção H36.205(f)(1)) e o termo $-7,5 \log (AL/AL_r)$ do termo Δ_2 (descrito na seção H36.205(g)(1)(i)) não pode exceder 2,0 EPNdB, para qualquer combinação do seguinte:

- (i) O helicóptero não passando verticalmente sobre a estação de medição.
- (ii) Qualquer diferença entre a projeção em solo da trajetória de referência e a projeção em solo da trajetória real de ensaio; e
- (iii) Requisitos detalhados para as correções prescritos na seção H36.205 deste apêndice.

(3) Os níveis de pressão sonora do helicóptero, dentro dos limites do intervalo temporal de 10 dB-abaixo, devem exceder os níveis médios de pressão sonora de ruído de fundo, determinados conforme a seção B36.3.9.11, em pelo menos 3 dB em cada banda de terço de oitava ou devem ser corrigidos conforme um método aprovado pela ANAC.

(d) *Validade dos resultados.* (1) Os resultados dos ensaios devem produzir três valores médios de EPNL dentro dos limites do intervalo de confiança de 90 por cento, cada valor consistindo em uma média aritmética das medições corrigidas de ruído para todas as execuções válidas de ensaio nas condições de decolagem, de sobrevoos nivelados e de aproximação. O limite de confiança de 90 por cento se aplica separadamente para decolagem, sobrevoos e aproximação.

(2) O número mínimo aceitável de amostra é seis para as medições de certificação em cada uma das condições de voo: decolagem, aproximação e sobrevoos. Para cada um dos três níveis médios de certificação de ruído, o número de amostras deve ser suficientemente grande para estabelecer estatisticamente um limite de confiança de 90 por cento o qual não exceda $\pm 1,5$ EPNdB. Nenhum resultado de ensaio pode ser omitido do processo de média, a menos que especificado de outra forma pela ANAC.

(3) Para cumprir com este apêndice um mínimo de seis decolagens, seis aproximações e seis sobrevoos nivelados é necessário. Para que este requisito possa ser considerado como cumprido, cada ocorrência de voo deve ser simultaneamente válida e gravada nas três estações de medição do ruído.

(4) Os valores aprovados de V_H e V_y , utilizados no cálculo das condições de ensaio e de referência e dos perfis de voo, devem ser documentados conjuntamente com os níveis de pressão sonora, medidos e corrigidos.

Seção H36.113 Atenuação atmosférica do som.

(a) Os valores do espectro, em bandas de terço de oitava, medidos durante os ensaios de certificação de ruído do helicóptero, conforme este apêndice, devem estar em conformidade ou ser corrigidos para as condições de referência prescritas no parágrafo H36.3(a). Cada correção deve contabilizar quaisquer diferenças na atenuação atmosférica do som entre as condições do dia de ensaio e as condições do dia de referência ao longo do caminho de propagação sonora entre a aeronave e o

microfone. A menos que as condições meteorológicas estejam dentro dos limites da janela de ensaio prescrita neste apêndice, os dados de ensaio não são aceitáveis.

(b) *Taxas de atenuação.* O procedimento para a determinação das taxas de atenuação atmosférica do som em função da distância, para cada banda de terço de oitava, deve ser determinado de acordo com a SAE ARP 866A (Incorporado por referência, veja §36.6). As equações de atenuação atmosférica são fornecidas, tanto no sistema internacional como no sistema inglês de unidades, na seção A36.7 deste RBAC.

(c) *Correção para atenuação atmosférica.* (1) Os valores calculados de EPNL para os dados medidos devem ser corrigidos quando—

(i) As condições atmosféricas ambientais de temperatura e de umidade relativa não corresponderem às condições de referência de 77 °F e 70 % respectivamente, ou

(ii) As trajetórias medidas de voo não corresponderem às trajetórias de voo de referência;

(iii) A temperatura e a umidade relativa, medidas a 33 pés (10 metros) acima do solo, devem ser utilizadas para corrigir a absorção do caminho da propagação.

(2) A taxa média de atenuação sobre o caminho completo de propagação sonora, a partir da aeronave até o microfone, deve ser calculada para cada banda de terço de oitava a partir de 50 Hz até 10.000 Hz. Essas taxas devem ser utilizadas no cálculo das correções requeridas na seção H36.111(d) deste apêndice.

parte c—avaliação e cálculo do ruído conforme a seção 36.803

Seção H36.201 Avaliação do ruído em EPNdB

(a) Nível Efetivo de Ruído Percebido (EPNL), em unidades de decibels de ruído efetivamente percebido (EPNdB), deve ser utilizado para a determinação dos valores dos níveis de ruído conforme a seção 36.803 deste RBAC. Exceto como estabelecido no parágrafo (b) desta seção, os procedimentos no apêndice A do RBAC 36 devem ser utilizados para o cálculo do EPNL. O apêndice A inclui os requisitos que governam a determinação dos valores de ruído, incluindo o cálculo de:

(1) Níveis de ruído percebido;

(2) Correções para as irregularidades espectrais;

(3) Correções de tom;

(4) Correções de duração;

(5) Níveis efetivos de ruído percebido; e

(6) Formulação matemática das tabelas de noy.

(b) Não obstante as provisões da seção A36.4.3.1(a), para a certificação de ruído de helicóptero, as correções para as irregularidades espectrais devem iniciar com o nível corrigido de pressão sonora na banda de terço de oitava centrada em 50 Hz.

Seção H36.203 Cálculo dos níveis de ruído.

(a) Para demonstrar o cumprimento com os limites de nível de ruído da seção H36.305, um único valor EPNdB deve ser obtido, para cada voo, pela média aritmética dos valores de ruído medidos simultaneamente nos três pontos de medição do ruído.

(b) O nível de ruído calculado para cada série de ensaio de ruído, isto é, decolagem, sobrevoou aproximação, deve ser a média numérica de pelo menos seis valores de EPNdB de voos distintos. O limite de confiança de 90 por cento para todas as execuções válidas de ensaio conforme a seção H36.111(d) deste apêndice se aplica separadamente aos valores de EPNdB para cada série de ensaio de ruído.

Seção H36.205 Procedimentos detalhados para a correção dos dados.

(a) *Geral.* Se as condições de ensaio não corresponderem à aquelas prescritas como as condições de referência para certificação de ruído conforme a seção H36.305 deste apêndice, o seguinte procedimento de correção deve ser aplicado:

(1) Se houver qualquer diferença entre as condições de medição e as condições de referência, uma correção apropriada deve ser efetuada ao valor de EPNL calculado a partir dos dados medidos de ruído. As condições que podem resultar em um valor diferente incluem:

(i) Absorção atmosférica do som conforme as condições de medição de ensaio que são diferentes das condições de referência do ensaio; ou

(ii) Trajetória medida de voo que é diferente da trajetória de referência de voo.

(2) Os seguintes procedimentos de correção podem produzir um ou mais valores possíveis de correção os quais devem ser adicionados algebricamente ao valor calculado de EPNL para conduzi-lo para as condições de referência:

(i) Os perfis de voo devem ser determinados para ambas as condições: de referência e de ensaio. Os procedimentos requerem que o ruído e a trajetória de voo sejam gravados com um sinal de tempo sincronizado a partir do qual o perfil de ensaio possa ser descrito, incluindo a posição da aeronave para a qual o valor de PNLTM é observado na estação de medição de ruído. Para a decolagem, o perfil de voo, corrigido para as condições de referência, pode ser obtido a partir dos dados do fabricante aprovados pela ANAC.

(ii) Os caminhos de propagação sonora, a partir da posição da aeronave até o microfone, que correspondam ao valor de PNLTM, devem ser determinados para os perfis de ensaio e de referência. Os valores do SPL no espectro do PNLTM devem ser corrigidos para os efeitos—

(A) Da mudança na absorção atmosférica do som;

(B) Da absorção atmosférica do som na diferença linear entre os comprimentos dos dois caminhos sonoros; e

(C) Da lei do inverso do quadrado devido à diferença de comprimento do caminho da propagação sonora. Os valores corrigidos do SPL devem então ser convertidos para um valor PNLTM na condição de referência. Do PNLTM para as condições de referência deve-se subtrair o valor PNLTM que foi calculado a partir dos dados medidos. A diferença resultante representa a correção que deve ser adicionada algebricamente ao valor de EPNL calculado a partir dos dados medidos.

(iii) Conforme observado na estação de medição do ruído, a distância medida ao ponto de PNLTM é diferente da distância ao ponto de PNLTM de referência e, portanto, para a razão deve ser calculada e utilizada para a determinação de um fator de correção para a duração do ruído. O nível efetivo de ruído percebido, EPNL, é determinado pela soma algébrica do valor máximo do nível de ruído percebido corrigido para tom (PNLTM) e o fator de correção para a duração.

(iv) Para o sobrevoo da aeronave, as correções alternativas para a fonte sonora requerem a aprovação da ANAC e devem ser determinadas e ajustadas para contabilizar as alterações nos níveis de ruído causadas pelas diferenças entre as condições de medição do ensaio e as condições de referência.

(b) *Perfis de decolagem.* (1) A Figura H1 ilustra um perfil típico de decolagem, incluindo as condições de referência.

(i) A trajetória de voo de referência para uma decolagem está descrita na seção H36.3(c).

(ii) Os parâmetros de ensaio são funções do desempenho e do peso do helicóptero e das condições atmosféricas de temperatura, pressão, velocidade e direção do vento.

(2) Para uma decolagem real, o helicóptero se aproxima da posição C, em um voo nivelado, a uma altura de 65 pés (20 metros) acima do nível do solo em relação à estação de medição de ruído localizada na projeção no solo da trajetória de voo. A velocidade do helicóptero será a maior velocidade obtida entre a velocidade de subida $V_{y\pm 5}$ nós e a menor velocidade aprovada para a subida após a decolagem.

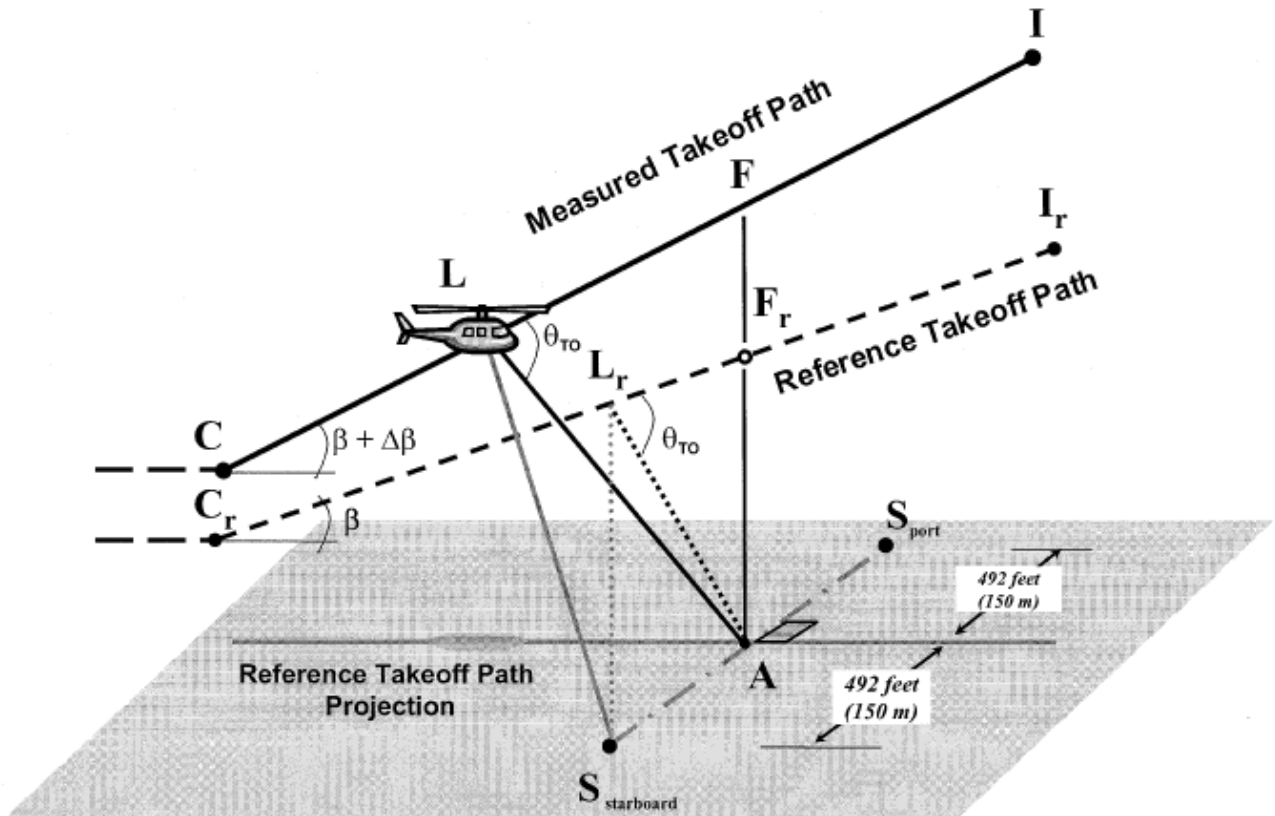


Figure H1.
Comparison of Measured and Reference Takeoff Profiles

Legenda da Figura:

- **Measured Takeoff Path:** Trajetória de voo medida para a decolagem.
- **Reference Takeoff Path:** Trajetória de voo de referência para a decolagem.
- **Reference Takeoff Path Projection:** Projeção da trajetória de voo de referência para a decolagem.
- **Figure H1 - Comparison of Measured and Reference Takeoff Profiles:** Figura H1 - Comparação dos perfis medido e de referência para a decolagem.

[View or download PDF](#)

(3) A Figura H1 ilustra as relações geométricas significantes que influenciam a propagação sonora. A Posição L representa a localização do helicóptero sobre a trajetória medida de decolagem para a qual o PNLTM é observado na estação A e L_r é a posição correspondente sobre a trajetória de referência da propagação sonora. Ambas as trajetórias de propagação AL e AL_r , formam o mesmo ângulo Θ (teta) em relação às suas respectivas trajetórias de voo.

(c) *Perfis de sobrevoos nivelados.* (1) O perfil de um sobrevoos nivelado para a certificação de ruído de um tipo é mostrado na Figura H2. A velocidade deve ser estabilizada dentro dos limites de ± 5 nós da velocidade de referência determinada utilizando os procedimentos da seção H36.3(d). O número de voos nivelados realizados com um componente de vento de proa deve ser igual ao número de voos nivelados realizados com um componente de vento de cauda.

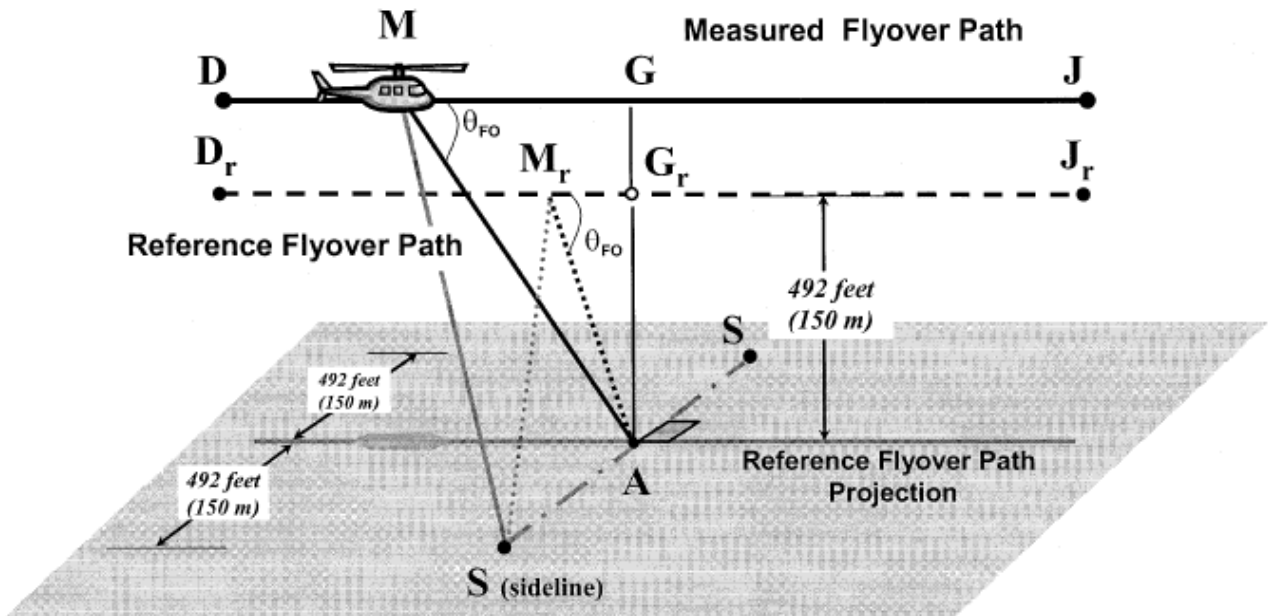


Figure H2.
Comparison of Measured and Reference Flyover Profiles

Legenda da Figura:

- **Measured Flyover Path:** Trajetória de voo medida para sobrevoos.
- **Reference Flyover Path:** Trajetória de voo de referência para sobrevoos.
- **Reference Flyover Path Projection:** Projeção da trajetória de voo de referência para sobrevoos.
- **Figure H2 - Comparison of Measured and Reference Flyover Profiles:** Figura H2 - Comparação dos perfis medido e de referência para a condição de sobrevoos.

[View or download PDF](#)

(2) A Figura H2 ilustra os perfis comparativos para sobrevoos quando as condições de ensaio não correspondem com as condições prescritas de referência. A posição do helicóptero deve ser gravada para uma distância (DJ) suficiente para assegurar a gravação de todo o intervalo no qual o nível medido de ruído do helicóptero esteja dentro dos limites de 10 dB do PNLTM, conforme requerido. O perfil de sobrevoos é definido pela altura AG a qual é função das condições operacionais controladas pelo piloto. A Posição M representa a localização do helicóptero sobre a trajetória medida de sobrevoos para a qual o PNLTM é observado na estação A e M_r é a posição correspondente sobre a trajetória de voo de referência.

(d) *Perfis de aproximação.* (1) A Figura H3 ilustra um perfil típico de aproximação incluindo as condições de referência.

(2) O helicóptero se aproxima da posição H ao longo de uma inclinação média de 6° (±0,5°) durante todo o intervalo temporal de 10 dB-abaxo. Qualquer desvio em relação à inclinação média de 6° para a aproximação deve ser aprovado pela ANAC antes da realização do ensaio.

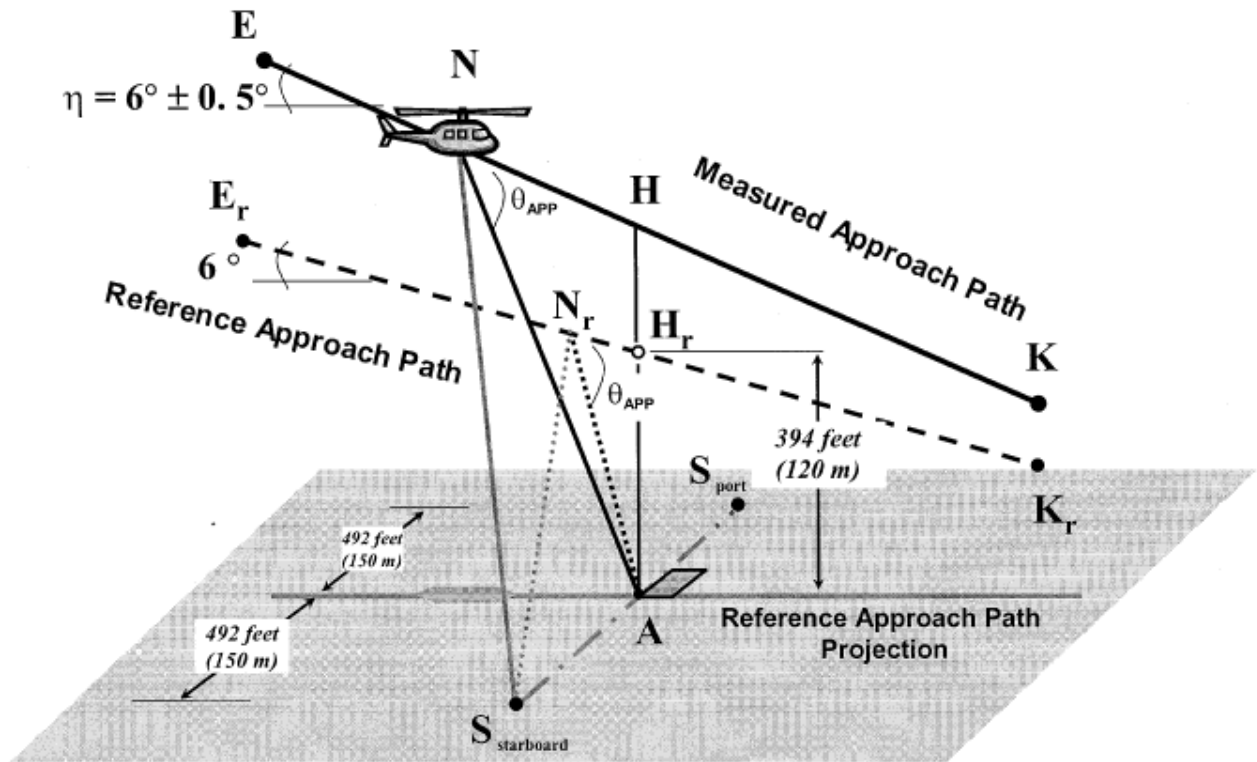


Figure H3.
Comparison of Measured and Reference Approach Profiles

Legenda da Figura:

- **Measured Approach Path:** Trajetória de voo medida para a aproximação.
- **Reference Approach Path:** Trajetória de voo de referência para a aproximação.
- **Reference Approach Path Projection:** Projeção da trajetória de voo de referência para a aproximação.
- **Figure H3 - Comparison of Measured and Reference Approach Profiles:** Figura H3 - Comparação dos perfis medido e de referência para a aproximação.

[View or download PDF](#)

(3) A Figura H3 ilustra os trechos das trajetórias de aproximação medidas e de referência incluindo as relações geométricas significantes que influenciam na propagação sonora. A trajetória medida de aproximação é representada pelo segmento EK com um ângulo admissível de aproximação Θ . As posições de referência E_r e K_r definem um ângulo de referência para uma aproximação idealizada de 6° . A posição N representa a localização do helicóptero sobre a trajetória medida de aproximação para a qual o PNLTM é observado na estação de medição A e N_r é a posição correspondente sobre a trajetória do voo de referência para a aproximação. As trajetórias medidas e de referência para a propagação do ruído são AN e AN_r , respectivamente, e ambas formam o mesmo ângulo Θ_{APP} , correspondente ao valor de PNLTM, em relação a suas trajetórias de voo de aproximação.

(e) *Correção do ruído na fonte durante um sobrevoo nivelado.* (1) Para um sobrevoo nivelado, se qualquer combinação dos três fatores seguintes, desvios da velocidade de referência, desvios da velocidade de referência do rotor e desvios da temperatura de referência, resulta em um parâmetro de correlação de ruído cujo valor desvia do valor de referência deste parâmetro, então devem ser efetuados correções ao ruído de fonte a partir dos dados do fabricante aprovados pela ANAC.

(2) As correções do número de *Mach* da ponta de pá, fora da condição de referência, devem ser baseadas na curva de sensibilidade do PNLTM em função do número de *Mach* de avanço da ponta da pá, calculado a partir dos sobrevoos realizados com diferentes velocidades, entorno da velocidade de referência. Se a aeronave de ensaio é incapaz de atingir o valor de referência, então uma extrapolação da curva de sensibilidade é permitida se os dados disponíveis cobrirem pelo menos uma faixa de 0,03 unidades de *Mach*. O número de *Mach* de avanço da ponta da pá deve ser calculado utilizando a velocidade verdadeira, temperatura do ar externo indicado a bordo e velocidade do rotor. Uma curva segregada de PNLTM em função do número de *Mach* de avanço da ponta da pá deve ser obtida para cada uma das posições das três posições de microfones empregadas na certificação, isto é central, lateral esquerda e lateral direita. A lateral esquerda e direita é definida em relação à direção do voo para cada execução de ensaio. As correções de PNLTM devem ser aplicadas para os dados de cada microfone, utilizando uma função apropriada de PNLTM.

(f) *Correções de PNLT*. Se as condições atmosféricas ambientais medidas para a temperatura e a umidade relativa diferirem daquelas prescritas como condições de referência, conforme este apêndice (77 graus F e 70 % de umidade relativa, respectivamente), correções aos valores de EPNL devem ser calculadas a partir dos dados medidos conforme o parágrafo (a) desta seção como segue:

(1) *Trajectoria de voo para decolagem*. Para a trajetória de voo de decolagem mostrada na Figura H1, o espectro do PNLTM, observado na estação A, para a aeronave na posição L, é decomposto nos seus valores individuais $SPL(i)$.

(i) Passo 1. Um conjunto de valores corrigidos é então calculado como segue:

$$SPL(i)_r = SPL(i) + C [\alpha(i) - \alpha(i)_o]AL + C \alpha(i)_o(AL - AL_r) + 20 \log (AL/AL_r)$$

onde $SPL(i)$ e $SPL(i)_r$ são os valores medidos e corrigidos dos níveis de pressão sonora, respectivamente, na *i*-ésima banda de terço de oitava. O primeiro termo de correção ajusta o efeito da mudança na absorção atmosférica do som, sendo $\alpha(i)$ e $\alpha(i)_o$ os coeficientes de atenuação sonora para as condições atmosféricas de ensaio e de referência, respectivamente, para a *i*-ésima banda de terço de oitava e AL é a trajetória da propagação sonora medida para a decolagem. A constante do fator de conversão, C , é 0,001 para o Sistema Inglês de Unidades e 0,01 para o Sistema Internacional de Unidades. O segundo termo de correção ajusta os efeitos da atenuação atmosférica devido a diferença de comprimento da trajetória de propagação sonora, sendo AL_r a trajetória de propagação sonora de referência para a decolagem. O terceiro termo de correção, conhecido como lei do “inverso do quadrado”, ajusta o efeito da diferença nos comprimentos das trajetórias de propagação sonora.

(ii) Passo 2. Os valores corrigidos do $SPL(i)_r$ são então convertidos para o PNLT na condição de referência e um termo de correção é calculado como segue:

$$\Delta_1 = PNLT - PNLTM$$

o qual representa a correção a ser adicionada algebricamente ao valor de EPNL calculado a partir dos dados medidos.

(2) *Trajectoria de voo para sobrevoos nivelados*. (i) O procedimento descrito no parágrafo (f)(1) desta seção, para as trajetórias de decolagem, é também utilizado para as trajetórias de sobrevoos nivelados, com os valores de $SPL(i)_r$ relativos às trajetórias de propagação sonora do sobrevoos mostradas na Figura H2 conforme segue:

$$SPL(i)_r = SPL(i) + C [\alpha(i) - \alpha(i)_o]AM + C \alpha(i)_o(AM - AM_r) + 20 \log (AM/AM_r)$$

onde as linhas AM e AM_r são as trajetórias de propagação sonora medida e de referência para o sobrevoos nivelado, respectivamente.

(ii) O restante do procedimento é o mesmo para a condição de sobrevoos conforme aquele prescrito no parágrafo (f)(1)(ii) desta seção em relação a trajetória de voo para decolagem.

(3) *Trajétoria de voo para aproximação.* (i) O procedimento descrito no parágrafo (f)(1) desta seção, para as trajetórias de decolagem, é também utilizado para as trajetórias de aproximação, com os valores SPL(*i*)_r relativos às trajetórias de propagação sonora da aproximação, mostradas na Figura H3, conforme segue:

$$\text{SPL}(i)_r = \text{SPL}(i) + C_{[\alpha(i) - \alpha(i)_o]} \text{AN} + C_{\alpha(i)_o} (\text{AN} - \text{AN}_r) + 20 \log (\text{AN}/\text{AN}_r)$$

onde as linhas AN e AN_r são as trajetórias de propagação sonora medida e de referência, respectivamente.

(ii) O restante do procedimento é o mesmo para a condição de aproximação conforme aquele prescrito no parágrafo (f)(1)(ii) desta seção em relação à trajetória de voo para decolagem.

(4) *Microfones laterais.* (i) O procedimento prescrito no parágrafo (f)(1) desta seção para as trajetórias de decolagem é também utilizado para a propagação até as posições laterais, com os valores SPL(*i*)_r se relacionando, conforme segue, as trajetórias laterais medidas da propagação sonora, mostradas na Figura H3 conforme segue:

$$\text{SPL}(i)_r = \text{SPL}(i) + C_{[\alpha(i) - \alpha(i)_o]} \text{SX} + C_{\alpha(i)_o} (\text{SX} - \text{SX}_r) + 20 \log (\text{SX}/\text{SX}_r)$$

onde S é a estação de medição lateral e, com base na condição de voo, as posições do helicóptero, X e X_r, correspondem à:

X = L, e X_r = L_r para decolagem

X = M, e X_r = M_r para sobrevoos

X = N, e X_r = N_r para aproximação

(ii) O restante do procedimento é o mesmo para as trajetórias laterais conforme aquele prescrito no parágrafo (f)(1)(ii) desta seção em relação a trajetória de voo para decolagem.

(g) *Correções de duração.* (1) Se as trajetórias medidas de voo para a decolagem e a aproximação não corresponderem com aquelas prescritas como trajetórias de voo corrigida e de referência, respectivamente, conforme o parágrafo A36.5(d)(2), será necessário aplicar correções da duração para os valores EPNL calculados a partir dos dados medidos. Tais correções devem ser calculadas conforme segue:

(i) *Trajétoria de voo para decolagem.* Para a trajetória de voo de decolagem mostrada na Figura H1, o termo de correção é calculado utilizando a fórmula—

$$\Delta_2 = -7,5 \log (AL/AL_r) + 10 \log (V/V_r)$$

a qual representa a correção que deve ser somada algebricamente ao valor de EPNL, calculado a partir dos dados medidos. Os comprimentos AL e AL_r são as distâncias de decolagem medidas e de referência, a partir da estação de medição de ruído A até as trajetórias de decolagem medida e de referência, respectivamente. Um sinal negativo indica que, para o caso particular da correção da duração, o valor de EPNL, calculado a partir dos dados medidos, deve ser reduzido se a trajetória medida para a decolagem estiver em uma altitude maior do que a trajetória de referência para a decolagem.

(ii) *Trajétórias de voo para sobrevoos nivelados.* Para a trajetória de voo de um sobrevoos nivelado, o termo de correção é calculado utilizando a fórmula—

$$\Delta_2 = -7,5 \log (AM/AM_r) + 10 \log (V/V_r)$$

onde AM é a distância medida de sobrevoos a partir da estação de medição de ruído A até a trajetória medida de sobrevoos e AM_r é a distância de referência a partir da estação A até a trajetória de referência de sobrevoos.

(iii) *Trajétória de voo para aproximação.* Para a trajetória de aproximação mostrada na Figura H3, o termo de correção é calculado utilizando a fórmula—

$$\Delta_2 = -7,5 \log (AN/AN_r) + 10 \log (V/V_r)$$

onde AN é a distância medida da aproximação a partir da estação de medição de ruído A até a trajetória medida de aproximação e AN_r é a distância de referência a partir da estação A até a trajetória de referência de aproximação.

(iv) *Microfones laterais.* Para a trajetória de voo do ruído lateral, o termo de correção é calculado utilizando a fórmula—

$$\Delta_2 = -7,5 \log (SX/SX_r) + 10 \log (V/V_r)$$

onde S é a estação de medição lateral e, com base na condição de voo, as posições do helicóptero, X e X_r , correspondem à:

$X = L$, e $X_r = L_r$ para decolagem

$X = M$, e $X_r = M_r$ para sobrevoos

$X = N$, e $X_r = N_r$ para aproximação

(2) O procedimento de correção descrito nesta seção deve ser aplicado para os microfones laterais nos casos de decolagem, sobrevoos e aproximação. Embora a emissão de ruído seja fortemente dependente do padrão da diretividade, variável de um tipo de helicóptero para outro, o ângulo de propagação Θ deve ser o mesmo para as trajetórias de ensaio e de referência. O ângulo de elevação ψ não deve ser restringido, mas deve ser determinado e documentado. A autoridade de certificação deve especificar as limitações aceitáveis para ψ . As correções para os dados obtidos, quando estes limites forem excedidos, devem ser aplicadas utilizando os procedimentos aprovados pela ANAC.

parte d— limites de ruído conforme a seção 36.805
Seção H36.301 Medição, avaliação e cálculo de ruído.

O cumprimento com esta parte deste apêndice deve ser demonstrado com os níveis de ruído medidos, avaliados e calculados conforme prescrito nas Partes B e C deste apêndice.

Seção H36.303 [Reservado]

Seção H36.305 Níveis de ruído.

(a) *Limites.* Para o cumprimento com este apêndice, o requerente deve demonstrar, por ensaio em voo, que os níveis de ruído calculados do helicóptero, nos pontos de medição descritos na seção H36.305(a) deste apêndice, não excedem o seguinte (com interpolação adequada entre pesos):

(1) Os limites de ruído do *Estágio 1*, para modificações acústicas de helicópteros, são os seguintes:

(i) Para os níveis de ruído calculados para decolagem, sobrevoos e aproximação, os níveis de ruído para cada helicóptero Estágio 1, que excedam os limites de ruído do Estágio 2 em mais de 2 EPNdB, não podem exceder, após a modificação no projeto de tipo, os níveis de ruído existentes antes da modificação no projeto de tipo.

(ii) Para os níveis de ruído calculados para decolagem, sobrevoos e aproximação para pouso, os níveis de ruído para cada helicóptero Estágio 1, que não excedam os limites de ruído do Estágio 2 em mais de 2 EPNdB, não podem exceder, após a modificação no projeto de tipo, os limites de ruído do Estágio 2 em mais de 2 EPNdB.

(2) Os limites de ruído do *Estágio 2* são os seguintes:

(i) *Para os níveis de ruído calculados para a decolagem* — 109 EPNdB para pesos máximos de decolagem de 176.370 libras (80.000 kg) ou maiores, reduzido de 3,01 EPNdB para redução pela metade do peso até 89 EPNdB, a partir do qual o limite é constante.

(ii) *Para níveis de ruído calculados para o sobrevoos* — 108 EPNdB para pesos máximos de 176.370 libras (80.000 kg) ou maiores, reduzido de 3,01 EPNdB para redução pela metade do peso até 88 EPNdB, a partir do qual o limite é constante.

(iii) *Para os níveis de ruído calculados para a aproximação* — 110 EPNdB para pesos máximos de 80000 kg ou mais (176.370 libras) ou maiores, reduzido de 3,01 EPNdB para redução pela metade do peso até 90 EPNdB, a partir do qual o limite é constante.

(3) Os limites de ruído do *Estágio 3* são os seguintes:

(i) *Para decolagem*—Para um helicóptero com um peso máximo certificado de decolagem de 176.370 libras (80.000 kg) ou superior, o limite de ruído é de 106 EPNdB, que diminui linearmente com o logaritmo do peso (massa) do helicóptero a uma taxa de 3,0 EPNdB para cada redução pela metade do peso (massa) até 86 EPNdB, após o qual o limite é constante.

(ii) *Para sobrevoos*— Para um helicóptero com um peso máximo de decolagem certificado de 176.370 libras (80.000 kg) ou superior, o limite de ruído é de 104 EPNdB, que diminui linearmente com o logaritmo do peso (massa) do helicóptero a uma taxa de 3,0 EPNdB para cada redução pela metade do peso (massa) até 84 EPNdB, após o qual o limite é constante.

(iii) *Para aproximação* — Para um helicóptero com um peso máximo de decolagem certificado de 176,370 libras (80,000 kg) ou superior, o limite de ruído é de 109 EPNdB, que diminui linearmente com o logaritmo do peso (massa) do helicóptero a uma taxa de 3,0 EPNdB para cada redução pela metade do peso (massa) até 89 EPNdB, após o qual o limite é constante.

(b) *Relações de compensação*. Exceto para a extensão limitada conforme parágrafo 36.11(b) deste RBAC, os limites de ruído prescritos no parágrafo (a) desta seção podem ser excedidos em um ou dois níveis de ruído de decolagem, de sobrevoos ou de aproximação calculados conforme a seção H36.203 deste apêndice se:

(1) A soma dos excessos não for maior do que 4 EPNdB;

(2) Nenhum excesso for maior do que 3 EPNdB; e

(3) Os excessos forem completamente compensados pela redução em outros níveis requeridos de ruído calculados.

[Amdt. 36–14, 53 FR 3541, Feb. 5, 1988; 53 FR 4099, Feb. 11, 1988; 53 FR 7728, Mar. 10, 1988, as amended by Amdt. 36–54, 67 FR 45237, July 8, 2002; Amdt. 36–25, 69 FR 31234, June 2, 2004; Amdt. 36–25, 69 FR 41573, July 9, 2004; Amdt. 36-30, 79 FR 12044, Mar. 4, 2014; Amdt. No. 36-31, 82 FR 46131, Oct. 4, 2017]

Apêndice I do RBAC 36 [Reservado]

Apêndice J do RBAC 36 - Procedimento Alternativo para a Certificação de Ruído de Helicópteros, conforme a Subparte H, que apresentem um Peso Máximo de Decolagem Certificado inferior à 7.000 libras

parte a—condições de referência

Seção

J36.1 *Geral*.

J36.3 *Condições de Referência para o Ensaio*.

J36.5 [Reservado]

parte b—procedimento de medição de ruído conforme a seção 36.801

J36.101 *Ensaio de certificação de ruído e condições de medição*.

J36.103 [Reservado]

J36.105 *Condições de ensaio para sobrevoos*.

J36.107 [Reservado]

J36.109 *Medição de ruído de helicóptero recebido em solo*.

J36.111 *Requisitos de documentação*.

J36.113 [Reservado]

parte c—avaliação e cálculo de ruído conforme a seção 36.803

J36.201 *Avaliação do ruído em SEL.*

J36.203 *Cálculo dos níveis de ruído.*

J36.205 *Procedimentos detalhados para correção de dados.*

parte d— procedimento de limites de ruído conforme a seção 36.805

J36.301 *Medição, avaliação e cálculo de ruído.*

J36.303 [Reservado]

J36.305 *Limites de ruído.*

parte a— condições de referência

Seção J36.1 *Geral.*

Este apêndice prescreve requisitos alternativos de certificação de ruído identificados na seção 36.1 deste RBAC e na subparte H deste RBAC para os helicópteros registrados nas categorias primária, transporte, normal e restrita com peso máximo de decolagem certificado inferior a 7.000 libras, incluindo:

- (a) As condições as quais o ensaio alternativo de certificação de ruído conforme a subparte H deste RBAC devem ser conduzidas e os procedimentos alternativos de medição que devem ser utilizados conforme a seção 36.801 deste RBAC para medir o ruído de helicóptero durante o ensaio;
- (b) Os procedimentos alternativos que devem ser utilizados conforme a seção 36.803 deste RBAC para corrigir os dados medidos para as condições de referência e para calcular a grandeza de avaliação de ruído designada como Nível de Exposição Sonora (SEL); e
- (c) Os limites de ruído para os quais o cumprimento deve ser demonstrado conforme a seção 36.805 deste RBAC.

Seção J36.3 Condições de Referência para o Ensaio.

(a) *Condições meteorológicas.* As seguintes condições atmosféricas de referência para a certificação de ruído devem ser assumidas existir a partir do solo até a altitude do helicóptero:

- (1) Pressão ao nível do mar de 2.116 libras por pé quadrado (76 centímetros de mercúrio);
- (2) Temperatura ambiente de 77 graus Fahrenheit (25 graus Celsius);
- (3) Umidade relativa de 70 por cento e
- (4) Ausência de ventos.

(b) *Local de referência para o ensaio.* O local de referência para o ensaio é plano e sem obstruções na linha de visada em toda a trajetória de voo que abrange os pontos de 10 dB-abaxo da história temporal ponderada na escala A.

(c) *Perfil de referência para o sobrevoo nivelado.* O perfil de referência para o sobrevoo é um voo nivelado, 492 pés (150 metros) acima do nível do solo, como medido na estação de medição de ruído. O perfil de referência para o sobrevoo tem uma trajetória linear e passa diretamente sobre a estação de monitoração de ruído. A velocidade é estabilizada em $0,9V_H$; $0,9V_{NE}$; $0,45V_{H+}$ 65 kts (120 km/h); ou $0,45V_{NE+}$ 65 kts (120 km/h), seja qual for a menor das quatro velocidades, e mantida durante todo o trecho medido de sobrevoo. A velocidade do rotor é estabilizada no RPM máximo de operação normal durante todo o intervalo temporal de 10 dB-abaixo.

(1) Para fins de certificação de ruído, V_H é definida como a velocidade obtida em voo nivelado utilizando a potência mínima especificada do motor correspondente à máxima potência contínua disponível para uma condição ambiente com uma pressão ao nível do mar de 2.116 psf (1.013,25 hPa) em 77 °F (25 °C) no peso máximo relevante certificado. Os valores de V_H e V_{NE} utilizados para a certificação de ruído devem estar incluídos no Manual de Voo.

(2) V_{NE} é a velocidade nunca excedida.

(d) O peso do helicóptero deve ser o peso máximo de decolagem no qual a certificação de ruído é requerida.

Seção J36.5 [Reservado]

Parte B—Procedimento de Medição de Ruído conforme a seção 36.801

Seção J36.101 *Ensaio de certificação de ruído e condições de medição.*

(a) *Geral.* Esta seção prescreve as condições em que os ensaios de certificação de ruído de helicópteros devem ser realizados e os procedimentos de medição que devem ser utilizados para medir o ruído de helicóptero durante cada ensaio.

(b) *Requisitos do local de ensaio.* (1) A estação de medição de ruído deve ser rodeada por um terreno sem características excessivas de absorção sonora, como aquelas causadas por gramas espessas, densas ou altas, arbustos ou áreas arborizadas.

(2) Durante o período em que a medição do ruído de sobrevoo está dentro de 10 dB do nível sonoro máximo ponderado pela escala A, nenhuma obstrução que influencie significativamente o campo sonoro do helicóptero pode existir dentro de um espaço cônico acima da posição de medição de ruído (o ponto no solo verticalmente abaixo do microfone), o cone é definido por um eixo perpendicular ao solo e por um meio-ângulo de 80 graus a partir deste eixo.

(c) *Restrições meteorológicas.* O ensaio deve ser realizado sob as seguintes condições atmosféricas:

(1) Nenhuma chuva ou outra precipitação;

(2) Temperatura ambiente do ar entre 36 e 95 graus Fahrenheit (2 e 35 graus Celsius) inclusive, e umidade relativa do ar entre 20 por cento e 95 por cento inclusive, exceto que o ensaio não pode ser realizado se as combinações de temperatura e umidade relativa resultem em uma taxa de atenuação atmosférica superior a 10 dB por 100 metros (30,5 dB por 1000 pés) na banda de terço de oitava centrada em 8 kiloHertz;

(3) A velocidade do vento não deve exceder a 10 nós (19 km/h) e a componente de vento cruzado não deve exceder 5 nós (9 km/h). O vento deve ser determinado utilizando um processo contínuo de média não superior a 30 segundos;

(4) As medições de temperatura ambiente, umidade relativa, velocidade do vento e direção do vento devem ser realizadas entre 4 pés (1,2 metros) e 33 pés (10 metros) acima do solo. Salvo disposição em contrário aprovada pela ANAC, a temperatura ambiente e a umidade relativa do ar devem ser medidas em uma mesma altura acima do solo;

(5) Nenhuma condição anômala de vento (incluindo turbulência) ou outras condições meteorológicas anômalas que poderão afetar significativamente o nível de ruído do helicóptero quando o ruído é gravado na estação de medição de ruído; e

(6) Se o local de medição está dentro dos limites de 6.560 pés (2.000 metros) de uma estação fixa de meteorologia (tais como aquelas encontradas em aeroportos ou outras facilidades), as medições meteorológicas documentadas para a temperatura, umidade relativa e velocidade do vento podem ser utilizadas, se aprovadas pela ANAC.

(d) *Procedimentos de ensaio para helicópteros.* (1) Os procedimentos de ensaio para helicópteros e as medições de ruído devem ser conduzidos e processados de uma forma que resulte na medida de avaliação de ruído designada de Nível de Exposição Sonora (SEL), conforme definido na seção J36.109(b) deste apêndice.

(2) Uma altura suficientemente elevada do helicóptero, em relação ao ponto de medição de ruído, para realizar as correções requeridas pela seção J36.205 deste apêndice deve ser determinada por um método aprovado pela ANAC, o qual é independente da instrumentação normal de voo, tais como o rastreamento por radar, triangulação por teodolito, trajetografia a laser ou técnicas de escalonamento fotográfico.

(3) Caso um requerente demonstre que as características de projeto do helicóptero irão impedir o voo de ser conduzido em conformidade com as condições de referência de ensaio prescritas conforme a seção J36.3 do presente apêndice, então com a aprovação da ANAC, as condições de referência de ensaio utilizadas no âmbito do presente apêndice podem variar em relação às condições de referência de requisitos de ensaio, mas apenas para a extensão demandada por aquelas características de projeto as quais fazem impossível o cumprimento com as condições de referência de ensaio.

Seção J36.103 [Reservado]

Seção J36.105 Condições do ensaio para sobrevoo.

(a) Esta seção prescreve as condições de ensaio em voo e os desvios randômicos admissíveis para os ensaios de ruído de sobrevoo conduzidos de acordo com este apêndice.

(b) As séries de ensaios devem ser compostas de pelo menos seis voos. O número de voos nivelados realizados com um componente de vento de proa deve ser igual ao número de voos nivelados realizados com um componente de vento de cauda sobre a estação de medição de ruído:

(1) Em voo nivelado e na configuração de cruzeiro;

(2) A uma altura de 492 pés de ± 50 pés (150 ± 15 metros) acima do nível do solo na estação de medição de ruído; e

(3) Dentro de ± 10 graus a partir do zênite.

(c) Cada ensaio de ruído de sobrevoo deve ser conduzido:

(1) Com a velocidade de referência especificada na seção J36.3(c) deste apêndice, com tal velocidade ajustada quando necessário para produzir o mesmo número de Mach de avanço da ponta da pá quando associado às condições de referência;

(i) O número de Mach de avanço da ponta de pá (M_{AT}) é definido como a razão entre a soma aritmética da velocidade de rotação da ponta da pá (V_R) e a velocidade verdadeira do helicóptero (V_T) sobre a velocidade do som (c) a 77 graus Fahrenheit (1135,6 ft/s ou 346,13 m/s) de tal forma que $M_{AT}=(V_R+V_T)/c$; e

(ii) A velocidade não deve variar mais de ± 3 nós (± 5 km/h) a partir da velocidade ajustada de referência ou mais que uma variação equivalente aprovada pela ANAC em relação ao número de Mach de avanço de referência da ponta da pá. A velocidade ajustada de referência deve ser mantida em todo trecho de medição de sobrevoo.

(2) Na velocidade de rotor estabilizada na potência de máximo RPM normal operacional (± 1 por cento), e

(3) Com a potência estabilizada durante o período em que o nível medido de ruído do helicóptero está dentro de 10 dB a partir do nível sonoro máximo ponderado na escala A (L_{AMAX}).

(d) O peso de ensaio do helicóptero para cada ensaio de sobrevoo deve estar entre 5 por cento acima ou 10 por cento abaixo do valor do peso máximo de decolagem para o qual a certificação sob este RBAC é requerida.

(e) Não obstante os requisitos do parágrafo (b)(2) desta seção, sobrevoos em uma altura menor aprovada pela ANAC podem ser utilizados e os resultados devem ajustados para o ponto de medição de referência por um método aprovado pela ANAC, se o ruído ambiental na área de ensaio, medido em conformidade com os requisitos prescritos na seção J36.109 do presente apêndice, estiver dentro de 15 dB(A) do valor máximo de nível de ruído do helicóptero ponderado na escala-A (L_{AMAX}), medido na estação de medição de ruído, em conformidade com a seção J36.109 do presente apêndice.

Seção J36.107 [Reservado]

Seção J36.109 Medição do ruído de helicóptero recebido em solo.

(a) *Geral.*

(1) O ruído medido do helicóptero conforme o presente apêndice para fins de certificação de ruído devem ser obtidos com equipamentos acústicos e práticas de medição aprovados pela ANAC.

(2) O parágrafo (b) desta seção identifica e prescreve as especificações para as medições de avaliação de ruído requeridas conforme este apêndice. Os parágrafos (c) e (d) desta seção

prescrevem as especificações exigidas para os equipamentos acústicos. Os parágrafos (e) e (f) desta seção prescrevem os procedimentos exigidos de calibração e de medição conforme este apêndice.

(b) *Definição da unidade de ruído.*

(1) O valor do nível de exposição sonora (SEL, ou como denotado pelo símbolo, L_{AE}), é definido como o nível, em decibels, da integral temporal da pressão sonora quadrática ponderada na escala-A (P_A) sobre um determinado período de tempo ou evento, com referência ao quadrado da pressão sonora padrão de referência do som (P_0) de 20 micropascal e uma duração de referência de um segundo.

(2) Esta unidade é definida pela expressão:

$$L_{AE} = 10 \text{ Log}_{10} \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} \left(\frac{P_A(t)}{P_0} \right)^2 dt \text{ dB}$$

$$L_{AE} = 10 \text{ Log}_{10} \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} \left(\frac{P_A(t)}{P_0} \right)^2 dt \text{ dB}$$

Onde T_0 é o tempo de integração de referência de um segundo e (t_2-t_1) é o intervalo temporal de integração.

(3) A equação integral do parágrafo (b)(2) desta seção pode também ser expressa como:

$$L_{AE} = 10 \text{ Log}_{10} \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{0.1L_A(t)} dt \text{ dB}$$

$$L_{AE} = 10 \text{ Log}_{10} \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{0.1L_A(t)} dt \text{ dB}$$

Onde $L_A(t)$ é o nível sonoro ponderado na escala A, variando no tempo.

(4) O tempo de integração (t_2-t_1) , na prática, não deve ser inferior ao intervalo de tempo definido entre o primeiro e o último instantes de tempo em que $L_A(t)$ atinge o valor de 10 dB(A) abaixo do seu valor de máximo (L_{AMAX}).

(5) O SEL pode ser aproximado pela seguinte expressão:

$$L_{AE} = L_{AMAX} + \langle \text{delta} \rangle A$$

onde $\langle \text{delta} \rangle A$ é a compensação de duração determinada por:

$$\langle \text{delta} \rangle A = 10 \log_{10}(T)$$

onde $T = (t_2-t_1)/2$ e L_{AMAX} é definido como o valor máximo, em decibels, do nível de pressão sonora ponderado na escala "A" (resposta lenta), tendo como referência o quadrado da pressão sonora padrão (P_0).

(c) *Sistema de medição.* O sistema de medição acústica deve ser constituído por equipamentos aprovados pela ANAC, equivalentes aos seguintes:

(1) Um sistema de microfone com resposta em frequência que é compatível com a exatidão do sistema de medição e análise prescrito no parágrafo (d) desta seção;

(2) Tripés ou suportes de microfone similares que minimizem a interferência com a energia sonora que está sendo medida;

(3) Equipamentos de gravação e reprodução com características, resposta em frequência e faixa dinâmica que são compatíveis com as exigências de resposta e exatidão do parágrafo (d) desta seção; e

(4) A calibração e a verificação dos sistemas de medição devem utilizar os procedimentos descritos na seção A36.3.9.

(d) *Equipamentos de captação, gravação e reprodução.*

(1) Os níveis medidos de ruído do helicóptero nos sobrevoos, conforme este apêndice, podem ser determinados diretamente por um sonômetro integrador, ou o histórico temporal do nível sonoro ponderado na escala A pode ser registrado em um gravador gráfico de níveis ajustados para a condição de “resposta-lenta” (“*slow*”) do qual o valor de SEL pode ser determinado. Com a aprovação da ANAC, o sinal de ruído pode ser gravado em fita para uma análise subsequente.

(i) Os valores de SEL de cada ensaio de sobrevoo podem ser determinados diretamente a partir de um sonômetro integrador que cumpre com os *padrões* da IEC 804 (Incorporada por referência, ver seção 36.6), para um instrumento de um Tipo 1 configurado para “resposta-lenta” (“*slow response*”).

(ii) O sinal acústico do helicóptero juntamente com os sinais de calibração especificados conforme o parágrafo (e) desta seção e o sinal de ruído de fundo exigido conforme o parágrafo (f) desta seção podem ser gravados em um gravador de fita magnética para análise subsequente com um sonômetro integrador no parágrafo (d)(1)(i) desta seção. O sistema de gravação/reprodução (incluindo a fita de áudio) do gravador de fita deve estar em conformidade com os requisitos prescritos na seção A36.3.6 do apêndice A deste RBAC. O gravador de fita deve cumprir as especificações da IEC 561 (incorporada por referência, ver seção 36.6).

(iii) As características do sistema completo devem cumprir com as recomendações fornecidas na IEC 651 (incorporada por referência, ver seção 36.6), quanto às especificações relativas aos microfones, amplificadores e as características de indicação dos instrumentos.

(iv) A resposta do sistema completo a uma onda sensivelmente plana progressiva de amplitude constante deve estar dentro dos limites da tolerância especificados na Tabela IV e na Tabela V para instrumentos do Tipo 1 na IEC 651 para a curva de ponderação "A" sobre a faixa de frequência de 45 Hz a 11.500 Hz.

(v) Um protetor de vento deve ser utilizado com o microfone durante cada uma das medições do ruído de sobrevoo do helicóptero. As correções associadas a qualquer perda por inserção produzida pelo protetor de vento, como uma função da frequência de calibração acústica requerida conforme o parágrafo (e) desta seção, devem ser aplicadas aos dados medidos e qualquer correção aplicada deve ser documentada.

(2) [Reservado]

(e) *Calibrações.*

(1) Se o sinal acústico do helicóptero é gravado para uma análise subsequente, o sistema de medição e os componentes do sistema de gravação devem ser calibrados conforme prescrito na seção A36.3.6 do apêndice A deste RBAC.

(2) Se o sinal acústico de helicóptero é medido diretamente por um sonômetro integrador:

(i) A sensibilidade global do sistema de medição deve ser verificada antes e depois da série de ensaios de sobrevoo e em intervalos (não superiores à duração de uma hora) durante os ensaios de sobrevoos utilizando um calibrador acústico de ruído de onda senoidal gerando um nível conhecido de pressão sonora em uma frequência conhecida.

(ii) O desempenho do equipamento no sistema será considerado satisfatório se, durante os ensaios de cada dia, a variação do valor de calibração não exceder 0,5 dB. Os dados de SEL coletados durante os ensaios de sobrevoos devem ser corrigidos para contabilizar qualquer variação no valor de calibração.

(iii) A análise do desempenho da calibração de cada peça do equipamento de calibração, incluindo calibradores acústicos, microfones de referência, e os dispositivos de inserção de tensão, deve ter sido efetuada durante os seis meses calendáricos precedentes ao início da série de sobrevoos de helicópteros. Cada calibração deve ser rastreável ao Instituto Nacional de Padrões e Tecnologia.

(f) *Procedimentos de medição de ruído.*

(1) O microfone deve ser capacitivo do tipo pressão, projetado para a obtenção de uma resposta quase uniforme em incidência rasante. O microfone deve ser montado com o centro do elemento sensível a 4 pés (1,2 metros) acima da superfície local do solo e deve ser orientado para a incidência sonora rasante de tal forma que o elemento sensível, o diafragma, esteja substancialmente no plano definido pela trajetória nominal de voo do helicóptero e pela estação de medição de ruído.

(2) Se um gravador de fita é utilizado, a resposta em frequência do sistema elétrico deve ser determinada em um nível que está dentro de 10 dB a partir do máximo da escala de leitura utilizada durante o ensaio, utilizando um ruído rosa ou pseudorandomico.

(3) O ruído ambiente, incluindo o ruído de fundo acústico e o ruído elétrico dos sistemas de medição, deve ser determinado na área de ensaio e os ganhos do sistema fixados nos níveis em que serão utilizados para medições de ruído do helicóptero. Se os níveis sonoros do helicóptero não excederem os níveis do ruído de fundo em pelo menos 15 dB (A), sobrevoos em uma altura menor do que aquela aprovada pela ANAC podem ser utilizados e os resultados devem ser ajustados para o ponto de medição de referência por um método aprovado pela ANAC.

(4) Se um sonômetro integrador é utilizado para medir o ruído do helicóptero, o operador do instrumento deve monitorar os níveis de ruído contínuos ponderados na escala A (resposta lenta) ao longo de cada sobrevoo para assegurar que o processo de integração do SEL inclua, no mínimo, todos os sinais de ruído entre o valor de máximo do nível sonoro ponderado na escala A (L_{AMAX}) e pontos de 10 dB-abaixo na história temporal do sobrevoo. O operador do instrumento deve registrar os níveis atuais em dB(A) no início e no fim do intervalo temporal de integração do SEL e documentar esses níveis conjuntamente com o valor de L_{AMAX} e o intervalo de integração (em

segundos) para inclusão nos dados de ruído submetidos como parte dos requisitos de documentação conforme a seção J36.111(b) deste apêndice.

Seção J36.111 Requisitos de documentação.

(a) *Geral.* Os dados que representam as medições físicas e as correções aos valores medidos, incluindo as correções às medições devido aos desvios da resposta dos equipamentos, devem ser registrados de forma permanente e anexados ao registro. Cada correção está sujeita à aprovação da ANAC.

(b) *Documentação dos dados.* Após a conclusão do ensaio, os seguintes dados devem ser incluídos no relatório de ensaio apresentado à ANAC:

(1) Os níveis sonoros medidos e corrigidos, obtidos com o equipamento em conformidade com os padrões prescritos na seção J36.109 deste apêndice;

(2) O tipo do equipamento utilizado para a medição e análise de todos os dados acústicos, de desempenho e de trajetória de voo da aeronave, e dados meteorológicos;

(3) Os dados ambientais da atmosfera requeridos para a demonstração de conformidade com este apêndice, medidos ao longo do período de ensaio;

(4) As condições da topografia local, cobertura do solo ou eventos que possam interferir com as gravações sonoras;

(5) As seguintes informações do helicóptero:

(i) Tipo, modelo e números de série, se houver, do(s) helicóptero(s), do(s) motor(es) e do(s) rotor(es);

(ii) As dimensões globais do helicóptero, localização dos motores, rotores, tipo do sistema anti-torque, o número de pás para cada rotor e as condições operacionais de referência para cada motor e rotor;

(iii) Quaisquer modificações ou equipamentos não convencionais susceptíveis de afetar as características de ruído do helicóptero;

(iv) O peso máximo de decolagem para o qual a certificação é requerida, conforme o presente apêndice;

(v) Configuração da aeronave, incluindo as posições do trem de pouso;

(vi) V_H ou V_{NE} (o que for menor) e a velocidade ajustada de referência;

(vii) Peso de decolagem da aeronave para cada execução de ensaio;

(viii) Velocidades indicada e verdadeira para cada execução de ensaio;

(ix) Velocidade no solo, se for medida, para cada execução;

(x) Desempenho do motor do helicóptero, conforme determinado a partir dos instrumentos da aeronave e de dados do fabricante, e

(xi) A trajetória de voo da aeronave acima do nível do solo, referenciada à elevação da estação de medição de ruído, em pés, determinada por um método aprovado pela ANAC, que é independente da instrumentação normal de voo, tais como rastreamento por radar, triangulação por teodolito, trajetografia a laser ou técnicas de escalonamento por fotos; e

(6) Posição e os dados de desempenho do helicóptero requeridos para realizar as correções prescritas conforme a seção J36.205 do presente apêndice e para demonstrar a conformidade com as restrições de desempenho e posição prescritas conforme a seção J36.105 deste apêndice devem ser gravadas em uma taxa de amostragem aprovada pela ANAC.

Seção J36.113 [Reservado]

Parte C — Avaliação e cálculos de ruído conforme a seção 36.803

Seção J36.201 Avaliação do Ruído em SEL.

A medida de avaliação de ruído deve ser o nível de exposição sonora (SEL) em unidades de dB(A), como prescrito no parágrafo J36.109(b) deste apêndice. O valor de SEL para cada sobrevoo pode ser determinado diretamente pelo uso de um sonômetro integrador. As especificações para o sonômetro integrador e os requisitos que governam o uso de tais instrumentos estão prescritas na seção J36.109 deste apêndice.

Seção J36.203 Cálculo dos níveis de Ruído.

(a) Para demonstrar a conformidade com os limites de nível de ruído especificados conforme a seção J36.305 do presente apêndice, um único valor de SEL em dB(A) deve ser obtido, para cada série de sobrevoos, pela média aritmética dos níveis de ruído em SEL de cada sobrevoo válido, corrigidos quando necessário para as condições de referência conforme a seção J36.205 do presente apêndice. Nenhuma execução individual de sobrevoo pode ser omitida no processo de média, salvo indicação em contrário especificada ou aprovadas pela ANAC.

(b) O número mínimo aceitável de amostras para as medições de certificação de sobrevoo de helicóptero é seis. O número de amostras deve ser grande o suficiente para estabelecer estatisticamente um limite de confiança de 90 por cento que não exceda $\pm 1,5$ dB (A).

(c) Todos os dados utilizados e os cálculos efetuados conforme esta seção, incluindo os limites de confiança calculados de 90 por cento, devem ser documentados e fornecidos conforme os requisitos de documentação da seção J36.111 deste apêndice.

Seção J36.205 Procedimentos Detalhados para Correção de Dados.

(a) Quando as condições medidas no ensaio de certificação conforme a parte B deste apêndice diferem das condições de ensaio de referência prescritas na seção J36.3 do presente apêndice, correções apropriadas devem ser efetuadas aos dados medidos de ruído em conformidade com os métodos estabelecidos nos parágrafos (b) e (c) desta seção. No mínimo, correções apropriadas devem ser efetuadas para uma altitude distinta da altitude de referência e para a diferença entre a velocidade de referência e a velocidade ajustada de referência.

(b) A correção para a uma altitude distinta da altitude de referência pode ser aproximada por:

$$\langle \text{delta} \rangle J_1 = 12,5 \log_{10}(H_T/492) \text{ dB};$$

onde $\langle \text{delta} \rangle J_1$ é a grandeza em decibels que deve ser algebricamente adicionada ao nível de ruído medido em SEL para corrigir uma trajetória de voo distinta daquela associada às condições de referência, H_T é a altura, em pés, do helicóptero de ensaio quando diretamente sobre o ponto de medição de ruído, e a constante (12,5) contabiliza os efeitos do espalhamento esférico e de duração relacionados a uma altitude distinta daquela associada às condições de referência.

(c) A correção para a diferença entre a velocidade de referência e a velocidade ajustada de referência é calculada por:

$$\langle \text{delta} \rangle J_3 = 10 \log_{10}(V_{RA}/V_R) \text{ dB};$$

Onde $\langle \text{delta} \rangle J_3$ é a grandeza em decibels que deve ser algebricamente adicionada ao nível de ruído medido em SEL para corrigir a influência do ajuste da velocidade de referência sobre a duração do evento medido de sobrevoo quando percebido na estação de medição de ruído, V_R a velocidade de referência como prescrita na seção J36.3(c) deste apêndice, e V_{RA} a velocidade ajustada de referência como prescrita na seção J36.105(c) deste apêndice.

(d) Nenhuma correção necessita ser aplicada ao ruído de fonte durante o sobrevoo além da variação do ruído de fonte contabilizada pela correção da velocidade de referência prescrita conforme a seção J36.105(c) deste apêndice.

(e) Nenhuma correção necessita ser aplicada à diferença entre a velocidade de referência no solo e a velocidade real no solo.

(f) Nenhuma correção necessita ser aplicada para a atenuação atmosférica distinta daquela associada às condições de referência.

(g) As correções em SEL devem ser inferiores a 2,0 dB(A) para as diferenças entre os procedimentos de voo de ensaio e aqueles de referência prescritos na seção J36.105 do presente apêndice, a menos que um valor maior de correção seja aprovado pela ANAC.

(h) Todos os dados utilizados e os cálculos efetuados conforme esta seção devem ser documentados e fornecidos conforme os requisitos de documentação prescritos na seção J36.111 deste apêndice.

Parte D— Procedimento dos Limites de Ruído Conforme a Seção 36.805

Seção J36.301 Medição, Avaliação e Cálculo de Ruído.

A conformidade com esta parte deste apêndice deve demonstrada com os níveis de ruído medidos, avaliados e calculados conforme prescritos nas partes B e C deste apêndice.

Seção J36.303 [Reservada]

Seção J36.305 Limites de Ruído.

Para o cumprimento com o presente apêndice, os níveis de ruído calculados do helicóptero, no ponto de medição descrito na seção J36.101 deste apêndice, devem ser demonstrados que não excedem os seguintes (com interpolação apropriada entre os pesos):

(a) Para helicópteros da categoria primária, transporte, normal, e restrita, com um peso máximo de decolagem certificado inferior a 7.000 libras que são ensaiados para ruído conforme o presente apêndice:

(1) O limite de ruído do Estágio 2 é constante em 82 decibels em SEL para helicópteros com peso máximo de decolagem certificado de até 1.737 libras (787 kg) e aumenta linearmente com o logaritmo do peso do helicóptero a uma taxa de 3,0 decibels por duplicação do peso, por conseguinte. O limite pode ser calculado pela equação:

$$L_{AE}(\text{limit}) = 82 + 3,0 [\log_{10}(\text{MTOW}/1737)/ \log_{10}(2)] \text{ dB},$$

onde MTOW é o peso máximo de decolagem, em libras, para o qual a certificação conforme o presente apêndice é requerida.

(2) O limite de ruído do Estágio 3 é constante em 82 decibels em SEL para helicópteros com peso máximo de decolagem certificado de até 3.125 libras (1.417 kg) e aumenta linearmente com o logaritmo do peso do helicóptero a uma taxa de 3,0 decibels por duplicação do peso, por conseguinte. O limite pode ser calculado pela equação:

$$L_{AE}(\text{limit}) = 82 + 3,0 [\log_{10}(\text{MTOW}/3125)/ \log_{10}(2)] \text{ dB},$$

onde MTOW é o peso máximo de decolagem, em libras.

(b) Os procedimentos requeridos nesta emenda devem ser realizados em conformidade com International Electrotechnical Commission IEC Publication No. 804, titulado “Integrating-averaging Sound Level Meters”, Primeira Edição, 1985. Essa incorporação por referência foi aprovada pelo diretor do Federal Register, de acordo com 5 USC 552 (a) e 1 CFR parte 51. Cópias podem ser obtidas no Departamento Central de la Comissão Eletrotécnica Internacional, 1, rue de Varembé, Genebra, Suíça ou a American National Standard Institute, 1430 Broadway, New York City, New York 10018, ou no Arquivo Nacional e da Administração Records (NARA). Para obter informações sobre a disponibilidade deste material em NARA, ligue para 202-741-6030, ou visite: http://www.archives.gov/federal_register/code_of_federal_regulations/ibr_locations.html.

[Doc. No. 26910, 57 FR 42855, Sept. 16, 1992, as amended by Amdt. 36–20, 57 FR 46243, Oct. 7, 1992; 69 FR 18803, Apr. 9, 2004; Amdt. 36–25, 69 FR 31234, June 2, 2004; Amdt. 36-30, 79 FR 12045, Mar. 4, 2014; Amdt. No. 36-31, 82 FR 46131, Oct. 4, 2017].

Apêndice K do RBAC 36 - Requisitos de Ruído para as Aeronaves de Rotores Basculantes (tiltrotors) conforme a Subparte K

Sec.

K1 Geral

K2 Medida de Avaliação de Ruído

K3 Pontos de Referência para Medição de Ruído

K4 Limites de Ruído

K5 Relações de Compensação
K6 Procedimentos de Referência para Certificação de Ruído
K7 Procedimentos de Ensaio

Seção K1 Geral

Este apêndice prescreve limites e procedimentos de ruído para medir o ruído e ajustar os dados às condições padrão das aeronaves de rotores basculantes (*tiltrotors*), conforme especificado na Seção 36.1 deste RBAC.

Seção K2 Medida de Avaliação de Ruído

A medida de avaliação do ruído é o nível efetivo de ruído percebido em EPNdB, a ser calculado de acordo com a Seção A36.4 do Apêndice A deste RBAC, exceto que as correções para irregularidades espectrais devem ser determinadas utilizando o nível de pressão sonora de 50 Hz encontrado na Seção H36.201 do Apêndice H deste RBAC.

Seção K3 Pontos de Referência para Medição de Ruído

Os seguintes pontos de referência de ruído devem ser utilizados para demonstrar a conformidade de aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) com a Seção K6 (Procedimentos de Referência para Certificação de Ruído) e a Seção K7 (Procedimentos de Ensaio) deste apêndice:

(a) Pontos de medição de referência para o ruído de decolagem--Como mostrado na Figura K1 abaixo:

(1) O ponto de referência da trajetória de voo para medição de ruído da linha central, designado A, está localizado no solo verticalmente abaixo da trajetória de voo de referência para decolagem. O ponto de medição está localizado a 1.640 pés (500 m) na direção horizontal de voo a partir do ponto C_r onde a transição para o voo de subida é iniciada, conforme descrito na Seção K6.2 deste apêndice;

(2) Dois pontos de medição de ruído lateral, designados como S (estibordo) e S (bombordo), estão localizados no solo perpendicularmente e simetricamente estacionados a 492 pés (150 m) de cada lado da trajetória de voo de referência para decolagem. Os pontos de medição bisseccionam o ponto de referência A da trajetória de voo da linha central.

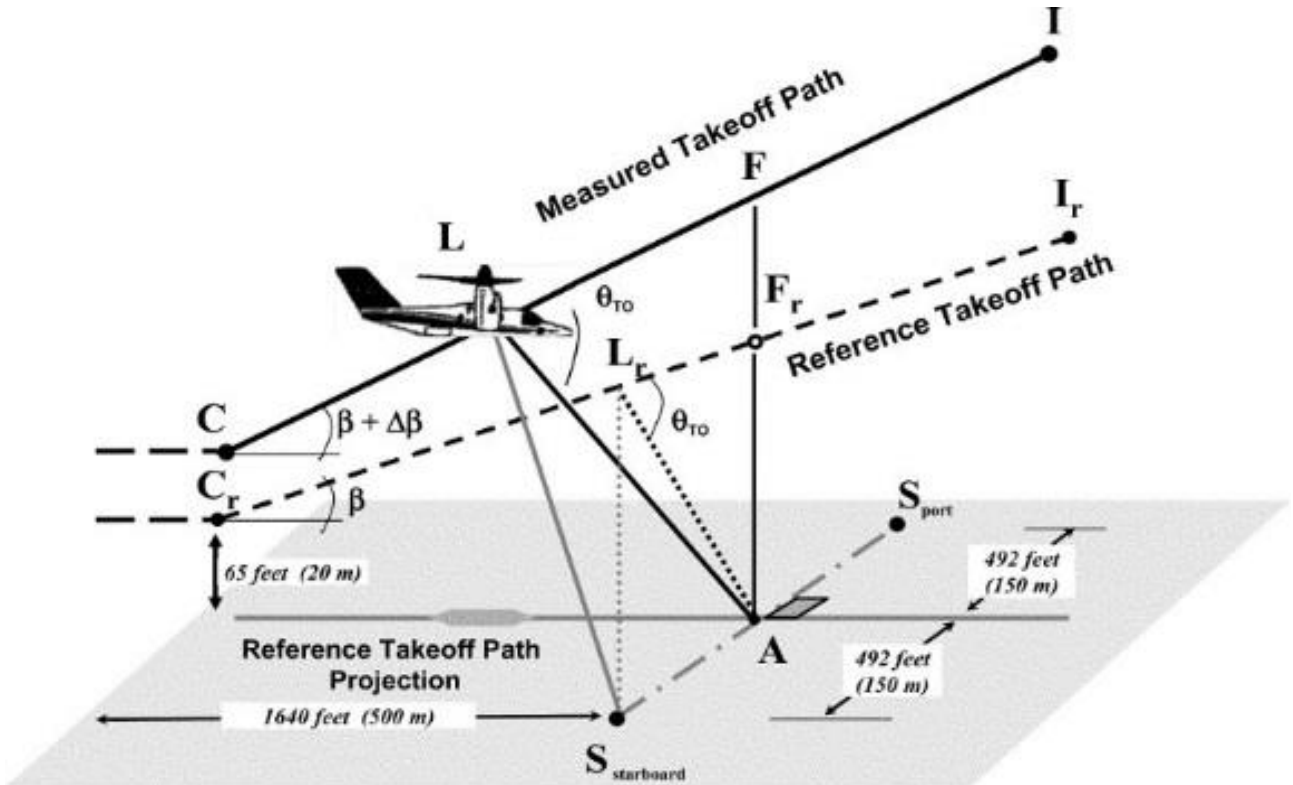


Figure K1.
Comparison of Measured and Reference Takeoff Profiles

Figura K1. Comparação dos Perfis de Voo de Referência e Medido para Decolagem
Legenda da Figura:

Measured Takeoff Path: Trajetória Medida de Decolagem

Reference Takeoff Path: Trajetória de Referência de Decolagem

Reference Takeoff Path Projection: Projeção da Trajetória de Voo de Referência para Decolagem

(b) Pontos de medição de referência para o ruído de sobrevoo--Como mostrado na Figura K2 abaixo:

(1) O ponto da trajetória de voo de referência para medição de ruído na linha central, designado A, está localizado no solo a 492 pés (150 m) verticalmente abaixo da trajetória de voo de referência para sobrevoo. O ponto de medição é definido pelo procedimento de referência de sobrevoo na Seção K6.3 deste apêndice;

(2) Dois pontos de medição de ruído na linha lateral, designados como S (linha lateral), estão localizados no solo perpendicularmente e simetricamente estacionados a 492 pés (150 m) em cada lado da trajetória de voo de referência para sobrevoo. Os pontos de medição bisseccionam o ponto de referência A da trajetória de voo da linha central.

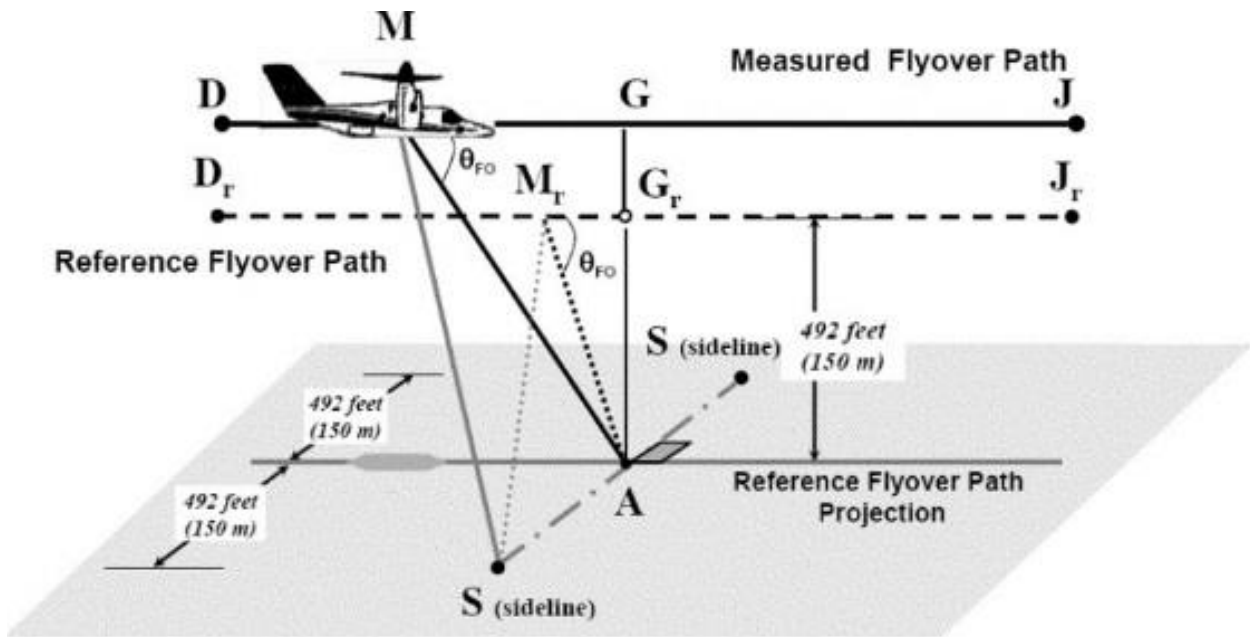


Figure K2.
Comparison of Measured and Reference Flyover Profiles

Figura K2. Comparação dos Perfis de Voo de Referência e Medido para Sobrevoos
Legenda da Figura

Measured Flyover Path: Trajetória Medida de Sobrevoos

Reference Flyover Path: Trajetória de Referência de Sobrevoos

Reference Flyover Path Projection: Projeção da Trajetória de Referência para Sobrevoos

(c) Pontos de medição de referência para o ruído de aproximação--Como mostrado na Figura K3 abaixo:

(1) O ponto de referência da trajetória de voo para medição de ruído na linha central, designado A, está localizado no solo a 394 pés (120 m) de altura, verticalmente abaixo da trajetória de voo de referência para aproximação. O ponto de medição é definido pelo procedimento de referência de aproximação na seção K6.4 deste apêndice. No nível do solo, o ponto de medição corresponde a uma posição de 3.740 pés (1.140 m) a partir da interseção da trajetória de aproximação de 6,0 graus com o plano do solo;

(2) Dois pontos de medição de ruído na linha lateral, designados como $S_{\text{estibordo}}$ e S_{bombordo} , estão localizados no solo perpendicularmente e simetricamente estacionados a 492 pés (150 m) em cada lado da trajetória de voo de referência para aproximação. Os pontos de medição bisseccionam o ponto de referência A da trajetória de voo da linha central.

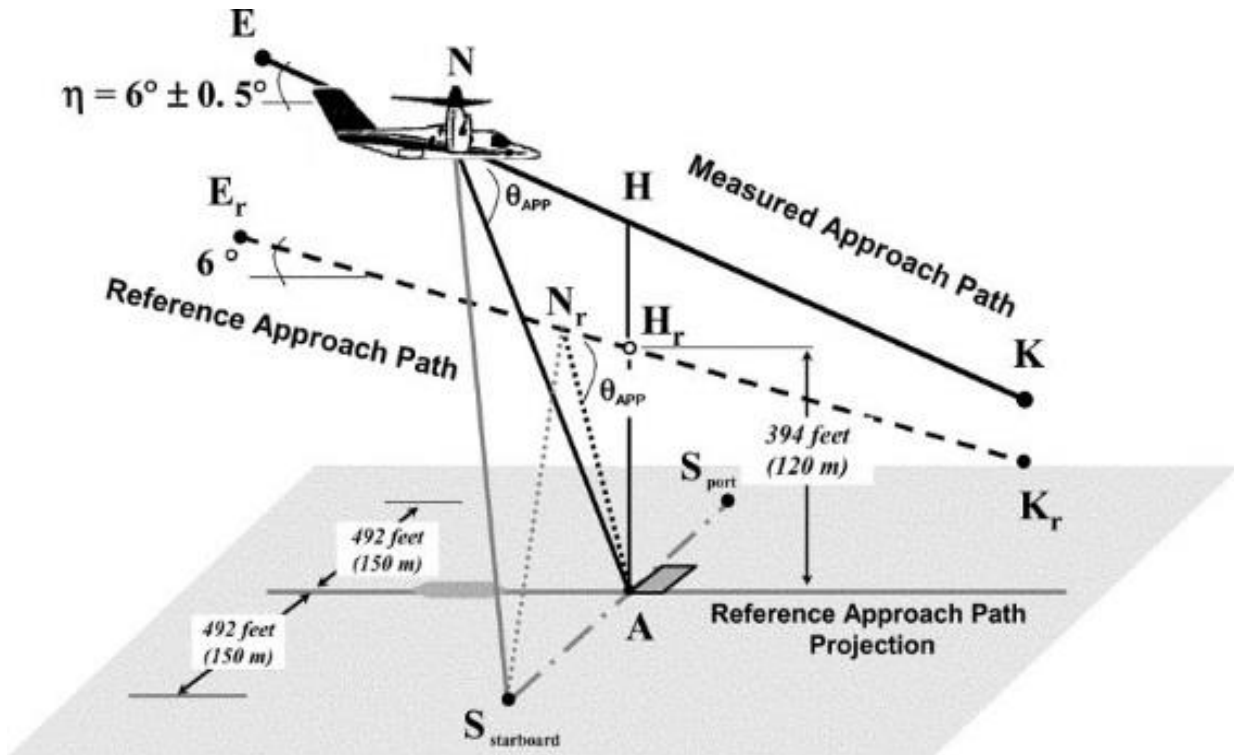


Figure K3.
Comparison of Measured and Reference Approach Profiles

Figura K3. Comparação dos Perfis de Voo de Referência e Medido para Aproximação
Legenda da Figura:

Measured Approach Path: Trajetória Medida de Aproximação

Reference Approach Path: Trajetória de Referência de Aproximação

Reference Approach Path Projection: Projeção da Trajetória de Referência para Aproximação

Seção K4 Limites de Ruído

Para uma aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*), os níveis máximos de ruído, determinados de acordo com a avaliação do ruído em EPNdB e o método de cálculo descrito na seção H36.201 do Apêndice H deste RBAC, não devem exceder os limites de ruído da seguinte forma:

(a) No ponto de referência da trajetória de voo para decolagem: para uma aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) com peso máximo certificado de decolagem (massa) de 176.370 libras (80.000 kg) ou mais, no modo VTOL/Conversão, 109 EPNdB, diminuindo linearmente com o logaritmo do peso (massa) da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) a uma taxa de 3,0 EPNdB para cada redução pela metade do peso (massa) até 89 EPNdB, após o qual o limite é constante. A Figura K4 ilustra o limite de ruído para decolagem como uma linha sólida.

(b) No ponto de referência da trajetória de sobrevo: Para uma aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) com peso máximo de decolagem certificado (massa) de 176.370 libras (80.000 kg) ou mais, no modo VTOL/Conversão, 108 EPNdB, diminuindo linearmente com o logaritmo do peso (massa) da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) a uma taxa de 3,0 EPNdB para cada redução pela metade do peso (massa) até 88 EPNdB, após o qual o limite é constante. A Figura K4 ilustra o limite de ruído de sobrevo como uma linha tracejada.

(c) No ponto de referência da trajetória de voo para aproximação: Para uma aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) com peso máximo de decolagem certificado (massa) de 176.370 libras (80.000 kg) ou mais, no modo VTOL/Conversão, 110 EPNdB, diminuindo linearmente com o logaritmo peso (massa) da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) a uma taxa de 3,0 EPNdB para cada redução pela metade do peso (massa) até 90 EPNdB, após o qual o limite é constante. A Figura K4 ilustra o limite de ruído para aproximação como uma linha traço-e-ponto.

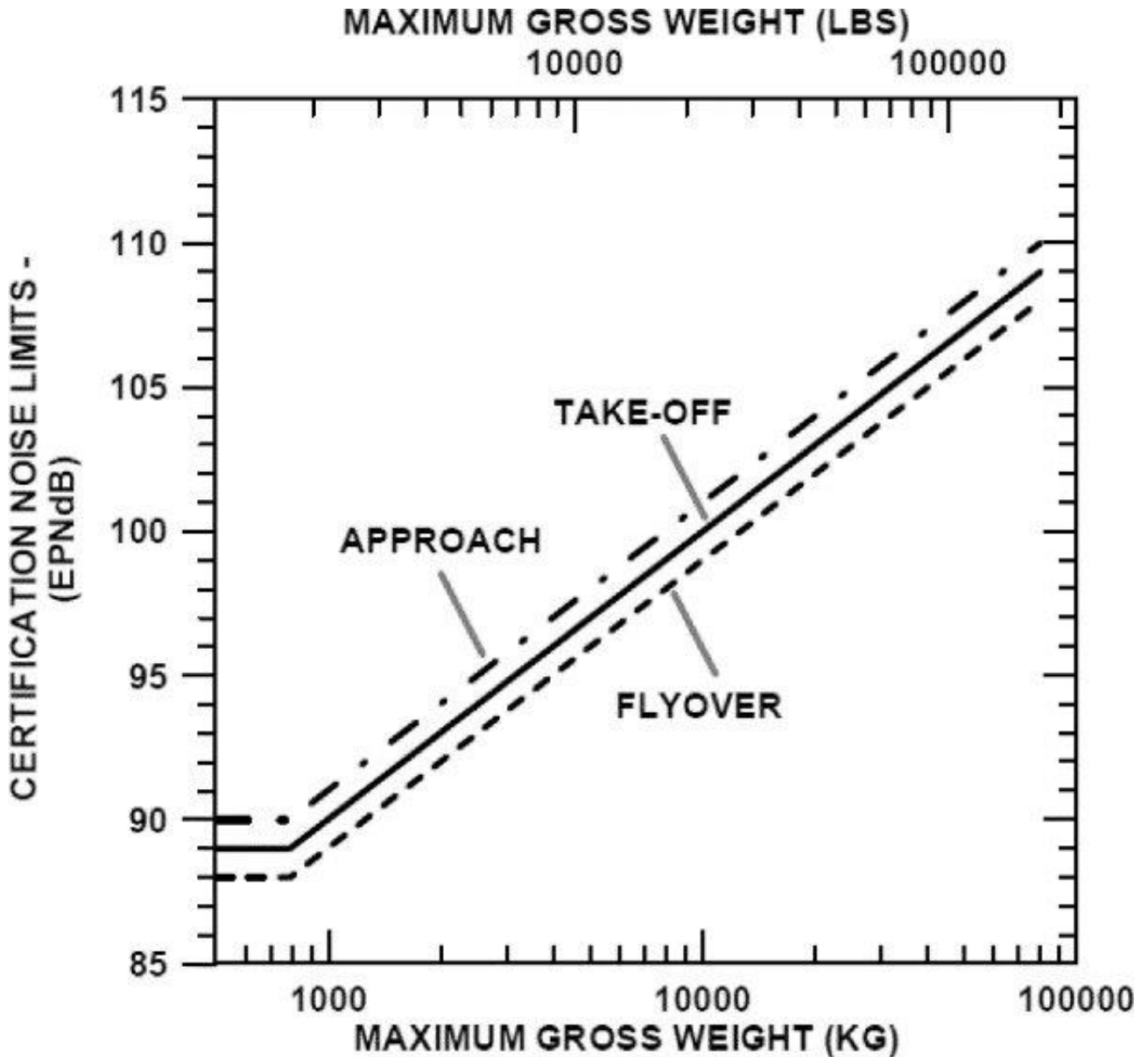


FIGURE K4.
TILTROTOR NOISE LIMITS

Figura K4. Limites de Ruído de Aeronaves de Rotores Basculantes (tiltrotors)

Legenda da Figura:

Maximum Gross Weight (lbs): Peso Máximo Bruto (lbs)

Certification Noise Limits – (EPNdB): Limites de Ruído de Certificação - (EPNdB)

Takeoff: Decolagem

Approach: Aproximação

Flyover: Sobrevo

Seção K5 Relações de Compensação

Se a medição de avaliação de ruído exceder os limites de ruído descritos em K4 deste apêndice em um ou dois pontos de medição:

- (a) A soma dos excessos não deve ser superior a 4 EPNdB;
- (b) O excesso em um único ponto não deve ser maior que 3 EPNdB; e
- (c) Qualquer excesso deve ser compensado pela margem de ruído existente em outro ponto ou pontos.

Seção K6 Procedimentos de Referência para Certificação de Ruído

K6.1 Condições Gerais

- (a) [Reservado]
- (b) [Reservado]
- (c) Os procedimentos de referência para decolagem, sobrevo e aproximação devem ser estabelecidos de acordo com as seções K6.2, K6.3 e K6.4 deste apêndice, exceto conforme especificado na seção K6.1 (d) deste apêndice.
- (d) Se as características de projeto da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) impedirem a realização de voos de ensaio de serem conduzidos de acordo com as seções K6.2, K6.3 ou K6.4 deste apêndice, o requerente deve revisar os procedimentos de ensaio e ressubmetê-los para aprovação.
- (e) As seguintes condições atmosféricas de referência devem ser utilizadas para estabelecer os procedimentos de referência:
 - (1) Pressão atmosférica ao nível do mar de 2.116 libras por pé quadrado (1.013,25 hPa);
 - (2) Temperatura do ar ambiente de 77° Fahrenheit (25° Celsius, i.e. ISA + 10° C);
 - (3) Umidade relativa de 70%; e
 - (4) Ausência de vento.
- (f) Para ensaios conduzidos de acordo com as seções K6.2, K6.3 e K6.4 deste apêndice, utilize as RPM operacionais normais máximas correspondentes ao limite de aeronavegabilidade imposto pelo fabricante. Para configurações nas quais a velocidade do rotor se vincula automaticamente à condição de voo, utilize a velocidade máxima normal de operação do rotor correspondente à condição de voo de referência. Para configurações nas quais a velocidade do rotor pode ser modificada por ação do piloto, utilize a velocidade normal mais alta do rotor especificada na seção de limitação do manual de voo para as condições de referência.

K6.2 Procedimento de Referência para Decolagem.

O procedimento de voo de referência para decolagem é o seguinte:

- (a) Uma configuração constante para decolagem deve ser mantida, incluindo o ângulo da nacele selecionado pelo requerente;
- (b) A potência da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) deve ser estabilizada na potência máxima de decolagem correspondente à potência mínima especificada do (s) motor (es) disponível (s) para as condições ambientais de referência ou o limite de torque da caixa de engrenagens, o que for menor. A potência da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) também deve ser estabilizada ao longo de uma trajetória iniciada a partir de um ponto localizado a 1.640 pés (500 m) antes do ponto de referência da trajetória de voo, a 65 pés (20 m) acima do nível do solo;
- (c) O ângulo da nacele e a melhor taxa correspondente de velocidade de subida, ou a menor velocidade aprovada para a subida após a decolagem, o que for maior, devem ser mantidos durante todo o procedimento de referência para decolagem;
- (d) A velocidade do rotor deve ser estabilizada na RPM operacional máxima normal, certificada para decolagem;
- (e) O peso (massa) das aeronaves de rotores basculantes (*tiltrotors*) deve ser o peso máximo de decolagem (massa) conforme requerido para a certificação de ruído; e
- (f) O perfil de voo de referência para decolagem é um segmento de linha reta inclinado do ponto inicial de 1.640 pés (500 m) antes do ponto central de medição do ruído e 65 pés (20 m) acima do nível do solo em um ângulo definido pela melhor taxa de subida e a velocidade correspondente ao ângulo da nacele selecionado e para o desempenho mínimo de especificação do motor.

K6.3 Procedimento de Referência para Sobrevoos.

O procedimento de voo de referência para sobrevoos é o seguinte:

- (a) A aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) deve ser estabilizada para o voo nivelado ao longo da trajetória de voo da linha central e acima do ponto de referência de medição de ruído a uma altitude de 492 pés (150 m) acima do nível do solo;
- (b) Uma configuração constante para sobrevoos selecionada pelo requerente deve ser mantida;
- (c) O peso (massa) da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) deve ser o peso máximo de decolagem (massa) requerido para a certificação de ruído;
- (d) No modo VTOL/Conversão:
 - (1) O ângulo da nacele deve estar no ponto de operação fixo autorizado mais próximo do ângulo raso da nacele certificado para velocidade nula;
 - (2) A velocidade deve ser de 0,9VCON; e
 - (3) A velocidade do rotor deve ser estabilizada na RPM operacional máxima normal certificada para voo nivelado.

K6.4 Procedimento de Referência para Aproximação.

O procedimento de referência para aproximação é o seguinte:

- (a) A aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) deve ser estabilizada para seguir uma trajetória de aproximação de 6,0 graus;
- (b) Deve ser mantida uma configuração aprovada de aeronavegabilidade, na qual ocorra o ruído máximo;
 - (1) Uma velocidade igual à melhor taxa de velocidade de subida correspondente ao ângulo da nacele, ou a menor velocidade aprovada para a aproximação, o que for maior, deve ser estabilizada e mantida; e
 - (2) A potência da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) durante a aproximação deve ser estabilizada sobre o ponto de referência da trajetória de voo e continuar como se estivesse pousando;
- (c) A velocidade do rotor deve ser estabilizada na RPM operacional normal máxima certificada para aproximação;
- (d) A configuração constante de aproximação utilizada nos ensaios de certificação para aeronavegabilidade, com o trem de pouso estendido, deve ser mantida; e
- (e) O peso (massa) da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) na aterrissagem deve ser o peso máximo de pouso (massa), conforme requerido para a certificação de ruído.

Seção K7 Procedimentos de Ensaio

K7.1 [Reservado]

K7.2 Os procedimentos de ensaio e medições de ruído devem ser conduzidos e processados para produzir a medida de avaliação de ruído designada na seção K2 deste apêndice

K7.3 Se as condições de ensaio ou procedimentos de ensaio não cumprirem com as condições ou procedimentos de referência aplicáveis à certificação de ruído prescritos por este RBAC, o requerente deve aplicar os métodos de correção descritos na seção H36.205 do Apêndice H deste RBAC aos dados acústicos medidos no ensaio.

K7.4 Os ajustes para diferenças entre os procedimentos de voo de ensaio e de referência não devem exceder:

(a) Para decolagem: 4,0 EPNdB, cuja soma aritmética do delta 1 e o termo $-7,5 \log(QK/QrKr)$ do delta 2 não deve exceder no total 2,0 EPNdB;

(b) Para sobrevoos ou aproximações: 2,0 EPNdB.

K7.5 A RPM média do rotor não deve variar da RPM operacional máxima normal em mais de 1,0% durante todo o intervalo temporal de 10 dB-abaixo.

K7.6 A velocidade da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) não deve variar em mais de 5 kts (9 km / h) da velocidade apropriada de referência para a demonstração em voo durante todo o intervalo temporal de 10 dB-abaixo.

K7.7 O número de sobrevoos nivelados efetuados com uma componente de vento de proa deve ser igual ao número de sobrevoos de nível efetuados com uma componente de vento de cauda.

K7.8 A aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) deve operar entre 10 graus a partir da vertical ou entre 65 pés (20 m) da tolerância de desvio lateral, o que for maior, acima da pista de referência e durante todo o intervalo temporal de 10dB-abaixo.

K7.9 A altitude da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) não deve variar durante cada sobrevoos em mais de 30 pés (9 m) da altitude de referência durante todo o intervalo temporal de 10dB-abaixo.

K7.10 Durante o procedimento de aproximação, a aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) deve estabelecer uma aproximação estabilizada de velocidade constante e voar entre ângulos de aproximação de 5,5 graus e 6,5 graus ao longo do intervalo temporal de 10dB-abaixo.

K7.11 Durante todos os procedimentos de ensaio, o peso (massa) da aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) não deve ser inferior a 90% e não superior a 105% do peso (massa) máximo certificado. Para cada um dos procedimentos de ensaio, de ser completado, pelo menos, um ensaio igual ou superior a esse peso (massa) máximo certificado.

K7.12 Uma aeronave de rotores basculantes (*tiltrotor*) capaz de transportar cargas externas ou equipamentos externos deve ter a certificação de ruído sem essas cargas ou equipamentos instalados.

K7.13 O valor de V_{CON} utilizado para certificação de ruído deve ser incluído no Manual de Voo aprovado.

[Amdt. 36-29, 78 FR 1139, Jan. 8, 2013]