



RESOLUÇÃO Nº 524, DE 02 DE AGOSTO DE 2019

Aprova emendas aos Regulamentos Brasileiros da Aviação Civil nºs 23, 21, 35, 43, 121 e 135 e altera o Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica 91.

A DIRETORIA DA AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL - ANAC, no exercício da competência que lhe foi outorgada pelo art. 11, inciso V, da Lei nº 11.182, de 27 de setembro de 2005, tendo em vista o disposto no art. 8º, incisos X e XLVI, da mencionada Lei e considerando o que consta do processo nº 00058.003831/2018-13, deliberado e aprovado na 13ª Reunião Deliberativa da Diretoria, realizada em 30 de julho de 2019,

**RESOLVE:**

Art. 1º Aprovar, nos termos do Anexo desta Resolução, a Emenda nº 64 ao Regulamento Brasileiro da Aviação Civil - RBAC nº 23, intitulado “Requisitos de aeronavegabilidade: aviões categoria normal”, em substituição integral à Emenda nº 63 do referido Regulamento.

Parágrafo único. A Emenda de que trata este artigo encontra-se disponível no Boletim de Pessoal e Serviço - BPS desta Agência (endereço eletrônico <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/boletim-de-pessoal/>) e igualmente disponíveis em sua página “Legislação” (endereço eletrônico [www.anac.gov.br/legislacao](http://www.anac.gov.br/legislacao)), na rede mundial de computadores.

Art. 2º Aprovar a Emenda nº 05 ao RBAC nº 21, intitulado “Certificação de produto e artigo aeronáuticos”, consistente nas seguintes alterações:

“21.9 .....

(a) .....

.....

(7) produzido de uma outra maneira aprovada pela ANAC.

.....” (NR)

“21.17 .....

(a) Exceto como previsto nas seções 25.2 do RBAC 25, 27.2 do RBAC 27, 29.2 do RBAC 29, e nos RBAC 26, 34, 36 e 38, um requerente de certificado de tipo deve demonstrar que a aeronave, motor de aeronave ou hélice satisfaz:

.....” (NR)

“21.24 .....

(a) .....

(1) .....

(i) for não motorizada; for um avião monomotor, com motor a pistão e aspiração natural e com velocidade de estol (VSO) igual ou inferior a 113 km/h (61 kt) como determinado no RBAC 23; ou for uma aeronave de asas rotativas com uma limitação de carga máxima no disco do rotor principal de 29 kg por metro quadrado (6 lb por pé quadrado) em condições diurnas padrão a nível do mar;

.....” (NR)

“**21.35** .....

.....

(b) .....

(2) determinar se existe razoável segurança de que a aeronave, seus componentes e seus equipamentos são confiáveis e funcionam adequadamente. Entretanto, planadores e motoplanadores e aviões de baixa velocidade de níveis de certificação 1 ou 2 como definido no RBAC 23 não necessitam executar ensaios de funcionamento e de confiabilidade.

.....” (NR)

“**21.50** .....

.....

(b) O detentor de uma aprovação de projeto, incluindo tanto um certificado de tipo ou um certificado suplementar de tipo de uma aeronave, motor ou hélice cujo requerimento para a obtenção tenha sido submetido após 28 de janeiro de 1981 deve fornecer pelo menos um conjunto completo das instruções para aeronavegabilidade continuada para o proprietário de cada aeronave, cada motor ou cada hélice quando de sua entrega ou quando da emissão do primeiro certificado de aeronavegabilidade padrão para a aeronave envolvida, o que ocorrer depois. As instruções para aeronavegabilidade continuada devem ser preparadas de acordo com as seções 23.1529 do RBAC 23, 25.1529 e 25.1729 do RBAC 25, 27.1529 do RBAC 27, 29.1529 do RBAC 29, 31.82 do RBHA 31, ou dispositivo correspondente do RBAC que venha a substituí-lo, 33.4 do RBAC 33, 35.4 do RBAC 35, com o RBAC 26, ou como especificado pelos critérios de aeronavegabilidade aplicáveis, estabelecidos pelo parágrafo 21.17(b), como aplicável. Se o detentor de uma aprovação de projeto escolher designar partes como comerciais, deve incluir nas instruções de aeronavegabilidade continuada uma lista de partes comerciais submetidas de acordo com as provisões do parágrafo (c) desta seção. Depois disto, o detentor de uma aprovação de projeto deve colocar tais instruções à disposição de qualquer pessoa a quem os RBAC requeiram o cumprimento de qualquer condição de tais instruções. Adicionalmente, modificações em instruções para aeronavegabilidade continuada devem ser colocadas à disposição de qualquer pessoa a quem os RBAC requeiram o cumprimento de qualquer uma de tais instruções.

.....” (NR)

“**21.101** .....

.....

(b) Exceto como previsto no parágrafo (g) desta seção e se os parágrafos (b)(1), (2) ou (3) desta seção são aplicáveis, o requerente pode demonstrar que a modificação e as áreas afetadas pela modificação cumprem com uma emenda, anterior ao requerimento, de um regulamento exigido pelo parágrafo (a) desta seção e de qualquer outro regulamento que a ANAC julgue diretamente relacionado. No entanto, a emenda do regulamento, anterior ao requerimento, não pode preceder nem o regulamento referenciado no certificado de tipo nem qualquer regulamento

definido nas seções 25.2 do RBAC nº 25, 27.2 do RBAC nº 27 ou 29.2 do RBAC nº 29 que esteja relacionado à modificação. O requerente pode demonstrar cumprimento com uma emenda de um regulamento, anterior ao requerimento, para os seguintes casos:

.....

(c) Um requerente de uma modificação para uma aeronave (que não seja uma aeronave de asa rotativa) com peso máximo de até 2.724 kg (6.000 libras) ou para uma aeronave de asa rotativa com peso máximo de até 1.362 kg (3.000 libras) equipada com motor que não seja à reação ou para um avião de baixa velocidade nível 1 ou para para um avião de baixa velocidade nível 2 pode demonstrar que a modificação e as áreas afetadas pela modificação cumprem com os regulamentos referenciados no certificado de tipo. No entanto, se a ANAC considerar que a modificação é significativa em uma área, a ANAC pode determinar o cumprimento com uma emenda ao regulamento referenciado no certificado de tipo aplicável à modificação e com qualquer outro regulamento que a ANAC julgar diretamente relacionado, a menos que a ANAC também julgue que o cumprimento com aquela emenda ou regulamento não contribuiria significativamente para o nível de segurança do produto modificado ou seria impraticável.

.....” (NR)

Parágrafo único. A Emenda de que trata este artigo encontra-se disponível no Boletim de Pessoal e Serviço - BPS desta Agência (endereço eletrônico <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/boletim-de-pessoal/>) e igualmente disponíveis em sua página “Legislação” (endereço eletrônico [www.anac.gov.br/legislacao](http://www.anac.gov.br/legislacao)), na rede mundial de computadores.

Art. 3º Aprovar a Emenda nº 10 ao RBAC nº 35, intitulado “Requisitos de aeronavegabilidade: hélices”, consistente nas seguintes alterações:

“35.1 .....

.....

(c) An applicant is eligible for a propeller type certificate and changes to those certificates after demonstrating compliance with subparts A, B and C of this RBAC. However, the propeller may not be installed on an airplane unless the applicant has shown compliance with paragraph 23.2400(c) of RBAC 23 or 25.907 of RBAC 25, as applicable, or compliance is not required for installation on that airplane.

.....” (NR)

“35.37 .....

.....

(c) .....

(1) the intended airplane by complying with paragraph 23.2400(c) of RBAC 23 or section 25.907 of RBAC 25, as applicable; or

.....” (NR)

“35.1 .....

.....

(c) Um requerente está qualificado a obter um certificado de tipo para hélice e modificações nos certificados após demonstrar cumprimento com as subpartes A, B e C deste RBAC. No entanto, a hélice não pode ser instalada em um avião, a

menos que o requerente tenha demonstrado cumprimento com o parágrafo 23.2400(c) do RBAC 23 ou a seção 25.907 do RBAC 25, conforme aplicável, ou o cumprimento não seja requerido para instalação naquele avião.

.....” (NR)

“**35.37** .....

.....

(c) .....

(1) no avião pretendido, por meio do cumprimento com o parágrafo 23.2400(c) do RBAC 23 ou a seção 25.907 do RBAC 25, conforme aplicável; ou

.....” (NR)

Parágrafo único. A Emenda de que trata este artigo encontra-se disponível no Boletim de Pessoal e Serviço - BPS desta Agência (endereço eletrônico <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/boletim-de-pessoal/>) e igualmente disponíveis em sua página “Legislação” (endereço eletrônico [www.anac.gov.br/legislacao](http://www.anac.gov.br/legislacao)), na rede mundial de computadores.

Art. 4º Aprovar a Emenda nº 04 ao RBAC nº 43, intitulado “Manutenção, manutenção preventiva, reconstrução e alteração”, consistente nas seguintes alterações:

“**E43.1** .....

.....

(a) .....

(2)-I realizar um ensaio de prova para demonstrar a integridade do sistema de pressão estática, da seguinte forma:

(i) Para aviões certificados de acordo com o RBAC 25, determinar se os vazamentos estão dentro das tolerâncias estabelecidas na seção 25.1325 do RBAC 25;

(ii) Para aviões certificados de acordo com o RBAC 23:

(A) Aviões não pressurizados. Evacuar o sistema de pressão estática para uma diferença de pressão de aproximadamente 1 polegada de Hg (33,86 hPa) ou até o altímetro apresente uma leitura 1.000 pés (304,8 m) acima da elevação da aeronave no momento do teste. Sem bombeamento adicional por um período de 1 minuto, a perda de altitude indicada não deve exceder 100 pés (30,48 m) no altímetro.

(B) Aviões pressurizados. Evacuar o sistema de pressão estática até obter uma diferença de pressão equivalente à máxima diferença de pressão de cabine para a qual o avião é certificado. Sem bombeamento adicional por um período de 1 minuto, a perda de altitude indicada não deve exceder 2 por cento da altitude equivalente à máxima diferença de pressão de cabine ou 100 pés (30,48 m), o que for maior.

.....” (NR)

§ 1º Fica suprimido o parágrafo E43.1(a)(2) do RBAC nº 43.

§ 2º A Emenda de que trata este artigo encontra-se disponível no Boletim de Pessoal e Serviço - BPS desta Agência (endereço eletrônico <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/boletim-de-pessoal/>) e igualmente disponíveis em sua página “Legislação” (endereço eletrônico [www.anac.gov.br/legislacao](http://www.anac.gov.br/legislacao)), na rede mundial de computadores.

Art. 5º Aprovar a Emenda nº 06 ao RBAC nº 121, intitulado “Requisitos operacionais: operações domésticas, de bandeira e suplementares”, consistente nas seguintes alterações:

“121.310 .....

.....

(b) .....

.....

(2) .....

.....

(iii) Para um avião turboélice, que não seja categoria transporte, de tipo certificado após 31 de dezembro de 1964, cada saída de emergência para passageiros marcada e cada placar de indicação dessas saídas deve ser manufaturado para ter letras brancas com altura de 1 polegada (25,4 mm), ser auto iluminado ou ser iluminado eletricamente independentemente e ter uma luminescência de pelo menos 160 microlamberts. A cor pode ser revertida se a iluminação do compartimento de passageiros for essencialmente a mesma. Nestes aviões nenhum placar deve continuar a ser utilizado se sua luminescência cair abaixo de 100 microlamberts.

.....” (NR)

Art. 6º Aprovar a Emenda nº 05 ao RBAC nº 135, intitulado “Requisitos operacionais: operações complementares e por demanda”, consistente nas seguintes alterações:

“135.169 .....

.....

(b) Somente é permitido operar um pequeno avião que tenha uma configuração para passageiros de 10 assentos ou mais, excluindo assentos para piloto, se ele for de tipo certificado no Brasil:

.....

(5) na categoria normal e atenda aos requisitos da seção 1.(a) do SFAR 41 da FAA;

(6) na categoria normal e atenda aos requisitos da seção 1.(b) do SFAR 41 da FAA;

.....

(8) na categoria normal, como um avião multimotor de nível de certificação 4 como definido no RBAC nº 23.

.....” (NR)

Parágrafo único. A Emenda de que trata este artigo encontra-se disponível no Boletim de Pessoal e Serviço - BPS desta Agência (endereço eletrônico <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/boletim-de-pessoal/>) e igualmente disponíveis em sua página “Legislação” (endereço eletrônico [www.anac.gov.br/legislacao](http://www.anac.gov.br/legislacao)), na rede mundial de computadores.

Art. 7º O Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica - RBHA 91, intitulado “Regras gerais de operação para aeronaves civis”, consistente nas seguintes alterações:

“91.205 .....

.....

(b) .....

.....

(15) um cinto de segurança aprovado ou outro sistema de retenção aprovado para cada ocupante com 2 ou mais anos de idade. Cada cinto de segurança deve ser equipado com fivelas do tipo metal-com-metal;

(16) para pequenos aviões construídos após 18 de julho de 1978, cintos de ombro ou sistemas de retenção aprovados em cada assento dianteiro. Para pequenos aviões civis construídos após 12 de dezembro de 1986, cinto de ombro ou sistema de retenção aprovado em todos os assentos. Cintos de ombro instalados em assento de tripulante de vôo devem permitir que o tripulante sentado em seu posto e com os cintos colocados e ajustados, possa exercer todas as funções necessárias à operação de vôo. Para os propósitos deste parágrafo:

.....

(18) (RESERVADO)

.....” (NR)

“91.313 .....

.....

(g) Somente é permitido operar um pequeno avião civil, categoria restrita, fabricado após 18 de julho de 1978, se cintos de ombro ou sistemas de retenção aprovados forem instalados em cada assento dianteiro. A instalação dos cintos de ombro ou sistemas de retenção em cada assento de tripulante de vôo deve permitir que o tripulante, sentado em seu posto e com os cintos colocados e ajustados ou com o sistema de retenção engajado, possa executar todas as funções necessárias à operação do voo. Para os propósitos deste parágrafo:

.....” (NR)

Art. 8º Esta Resolução entra em vigor na data de sua publicação.



Documento assinado eletronicamente por **José Ricardo Pataro Botelho de Queiroz, Diretor-Presidente**, em 06/08/2019, às 17:24, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site <http://sistemas.anac.gov.br/sei/autenticidade>, informando o código verificador **3308560** e o código CRC **48246E5D**.

## ANEXO À RESOLUÇÃO Nº 524, DE 2 DE AGOSTO DE 2019.

### REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL Nº 23 – EMENDA Nº 64

#### REQUISITOS DE AERONAVEGABILIDADE: AVIÕES CATEGORIA NORMAL

##### 23.00 Requisitos da adoção

###### (a) Geral

Para concessão de certificados de tipo para aviões categoria normal será utilizado como referência o regulamento Title 14 Code of Federal Regulations Part 23, Emenda 23-64, em vigor desde 30 de agosto de 2017, da autoridade de aviação civil Federal Aviation Administration – FAA, do Department of Transportation dos Estados Unidos da América, o qual é republicado no corpo deste RBAC, com as

adaptações necessárias e traduzido para a língua portuguesa, a partir do original contido no sítio oficial de publicação do regulamento em referência: <https://www.ecfr.gov>.

(b) Divergência editorial

Para qualquer divergência editorial entre a republicação contida no Apêndice A-I, 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 Title 14 Code of Federal Regulations Part 23, 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 emenda adotada segue a mesma numeração da emenda do regulamento adotado e indicado no parágrafo (a) desta seção.

## APÊNDICE A-I DO RBAC 23

### REPUBLICAÇÃO DO 14 CFR PART 23, EMENDA 23-64, ADOTADO PELO RBAC 23

#### Title 14: Aeronautics and Space

#### PART 23 — AIRWORTHINESS STANDARDS: NORMAL CATEGORY AIRPLANES

##### 23.1457 Cockpit voice recorders.

(a) Each cockpit voice recorder required by the operating rules must be approved and must be installed so that it will record the following:

- (1) Voice communications transmitted from or received in the airplane by radio.
- (2) Voice communications of flightcrew members on the flight deck.
- (3) Voice communications of flightcrew members on the flight deck, using the airplane's interphone system.
- (4) Voice or audio signals identifying navigation or approach aids introduced into a headset or speaker.
- (5) Voice communications of flightcrew members using the passenger loudspeaker system, if there is such a system and if the fourth channel is available in accordance with the requirements of paragraph (c)(4)(ii) of this section.
- (6) If datalink communication equipment is installed, all datalink communications, using an approved data message set. Datalink messages must be recorded as the output signal from the communications unit that translates the signal into usable data.

(b) The recording requirements of paragraph (a)(2) of this section must be met by installing a cockpit-mounted area microphone, located in the best position for recording voice communications originating at the first and second pilot stations and voice communications of other crewmembers on the flight deck when directed to those stations. The microphone must be so located and, if necessary, the preamplifiers and filters of the recorder must be so adjusted or supplemented, so that the intelligibility of the recorded communications is as high as practicable when recorded under flight cockpit noise conditions and played back. Repeated aural or visual playback of the record may be used in evaluating intelligibility.

(c) Each cockpit voice recorder must be installed so that the part of the communication or audio signals specified in paragraph (a) of this section obtained from each of the following sources is recorded on a separate channel:

- (1) For the first channel, from each boom, mask, or handheld microphone, headset, or speaker used at the first pilot station.
- (2) For the second channel from each boom, mask, or handheld microphone, headset, or speaker used at the second pilot station.
- (3) For the third channel: from the cockpit-mounted area microphone.

(4) For the fourth channel from:

(i) Each boom, mask, or handheld microphone, headset, or speaker used at the station for the third and fourth crewmembers.

(ii) If the stations specified in paragraph (c)(4)(i) of this section are not required or if the signal at such a station is picked up by another channel, each microphone on the flight deck that is used with the passenger loudspeaker system, if its signals are not picked up by another channel.

(5) And that as far as is practicable all sounds received by the microphone listed in paragraphs (c)(1), (2), and (4) of this section must be recorded without interruption irrespective of the position of the interphone-transmitter key switch. The design shall ensure that sidetone for the flightcrew is produced only when the interphone, public address system, or radio transmitters are in use.

(d) Each cockpit voice recorder must be installed so that:

(1)(i) It receives its electrical power from the bus that provides the maximum reliability for operation of the cockpit voice recorder without jeopardizing service to essential or emergency loads.

(ii) It remains powered for as long as possible without jeopardizing emergency operation of the airplane.

(2) There is an automatic means to simultaneously stop the recorder and prevent each erasure feature from functioning, within 10 minutes after crash impact.

(3) There is an aural or visual means for preflight checking of the recorder for proper operation.

(4) Any single electrical failure external to the recorder does not disable both the cockpit voice recorder and the flight data recorder.

(5) It has an independent power source:

(i) That provides  $10 \pm 1$  minutes of electrical power to operate both the cockpit voice recorder and cockpit-mounted area microphone;

(ii) That is located as close as practicable to the cockpit voice recorder; and

(iii) To which the cockpit voice recorder and cockpit-mounted area microphone are switched automatically in the event that all other power to the cockpit voice recorder is interrupted either by normal shutdown or by any other loss of power to the electrical power bus.

(6) It is in a separate container from the flight data recorder when both are required. If used to comply with only the cockpit voice recorder requirements, a combination unit may be installed.

(e) The recorder container must be located and mounted to minimize the probability of rupture of the container as a result of crash impact and consequent heat damage to the recorder from fire.

(1) Except as provided in paragraph (e)(2) of this section, the recorder container must be located as far aft as practicable, but need not be outside of the pressurized compartment, and may not be located where aft-mounted engines may crush the container during impact.

(2) If two separate combination digital flight data recorder and cockpit voice recorder units are installed instead of one cockpit voice recorder and one digital flight data recorder, the combination unit that is installed to comply with the cockpit voice recorder requirements may be located near the cockpit.

(f) If the cockpit voice recorder has a bulk erasure device, the installation must be designed to minimize the probability of inadvertent operation and actuation of the device during crash impact.

(g) Each recorder container must:

(1) Be either bright orange or bright yellow;

(2) Have reflective tape affixed to its external surface to facilitate its location under water; and

(3) Have an underwater locating device, when required by the operating rules, on or adjacent to the container, which is secured in such manner that they are not likely to be separated during crash impact.

23.1459 Flight data recorders.

(a) Each flight recorder required by the operating rules must be installed so that:

(1) It is supplied with airspeed, altitude, and directional data obtained from sources that meet the aircraft level system requirements and the functionality specified in section 23.2500;



(2) The vertical acceleration sensor is rigidly attached, and located longitudinally either within the approved center of gravity limits of the airplane, or at a distance forward or aft of these limits that does not exceed 25 percent of the airplane's mean aerodynamic chord;

(3)(i) It receives its electrical power from the bus that provides the maximum reliability for operation of the flight data recorder without jeopardizing service to essential or emergency loads;

(ii) It remains powered for as long as possible without jeopardizing emergency operation of the airplane;

(4) There is an aural or visual means for preflight checking of the recorder for proper recording of data in the storage medium;

(5) Except for recorders powered solely by the engine-driven electrical generator system, there is an automatic means to simultaneously stop a recorder that has a data erasure feature and prevent each erasure feature from functioning, within 10 minutes after crash impact;

(6) Any single electrical failure external to the recorder does not disable both the cockpit voice recorder and the flight data recorder; and

(7) It is in a separate container from the cockpit voice recorder when both are required. If used to comply with only the flight data recorder requirements, a combination unit may be installed. If a combination unit is installed as a cockpit voice recorder to comply with §23.1457(e)(2), a combination unit must be used to comply with this flight data recorder requirement.

(b) Each non-ejectable record container must be located and mounted so as to minimize the probability of container rupture resulting from crash impact and subsequent damage to the record from fire. In meeting this requirement, the record container must be located as far aft as practicable, but need not be aft of the pressurized compartment, and may not be where aft-mounted engines may crush the container upon impact.

(c) A correlation must be established between the flight recorder readings of airspeed, altitude, and heading and the corresponding readings (taking into account correction factors) of the first pilot's instruments. The correlation must cover the airspeed range over which the airplane is to be operated, the range of altitude to which the airplane is limited, and 360 degrees of heading. Correlation may be established on the ground as appropriate.

(d) Each recorder container must:

(1) Be either bright orange or bright yellow;

(2) Have reflective tape affixed to its external surface to facilitate its location under water; and

(3) Have an underwater locating device, when required by the operating rules, on or adjacent to the container, which is secured in such a manner that they are not likely to be separated during crash impact.

(e) Any novel or unique design or operational characteristics of the aircraft shall be evaluated to determine if any dedicated parameters must be recorded on flight recorders in addition to or in place of existing requirements.

#### 23.1529 Instructions for continued airworthiness.

The applicant must prepare Instructions for Continued Airworthiness, in accordance with appendix A of this regulation, that are acceptable to the ANAC. The instructions may be incomplete at type certification if a program exists to ensure their completion prior to delivery of the first airplane or issuance of a standard certificate of airworthiness, whichever occurs later.

### SUBPART A

#### GENERAL

#### 23.2000 Applicability and definitions.

(a) This regulation prescribes airworthiness standards for the issuance of type certificates, and changes to those certificates, for airplanes in the normal category.

(b) For the purposes of this regulation, the following definition applies:

Continued safe flight and landing means an airplane is capable of continued controlled flight and landing, possibly using emergency procedures, without requiring exceptional pilot skill or strength. Upon landing,

some airplane damage may occur as a result of a failure condition.

### 23.2005 Certification of normal category airplanes.

(a) Certification in the normal category applies to airplanes with a passenger-seating configuration of 19 or less and a maximum certificated takeoff weight of 19.000 pounds (8.618 kg) or less.

(b) Airplane certification levels are:

- (1) Level 1: for airplanes with a maximum seating configuration of 0 to 1 passengers.
- (2) Level 2: for airplanes with a maximum seating configuration of 2 to 6 passengers.
- (3) Level 3: for airplanes with a maximum seating configuration of 7 to 9 passengers.
- (4) Level 4: for airplanes with a maximum seating configuration of 10 to 19 passengers.

(c) Airplane performance levels are:

(1) Low speed: for airplanes with a VNO and VMO  $\leq$  250 Knots (128,6 m/s) Calibrated Airspeed (KCAS) and a MMO  $\leq$  0.6.

(2) High speed: for airplanes with a VNO or VMO  $>$  250 KCAS (128,6 m/s) or a MMO  $>$  0.6.

(d) Airplanes not certified for aerobatics may be used to perform any maneuver incident to normal flying, including:

- (1) Stalls (except whip stalls); and
- (2) Lazy eights, chandelles, and steep turns, in which the angle of bank is not more than 60 degrees.

(e) Airplanes certified for aerobatics may be used to perform maneuvers without limitations, other than those limitations established under subpart G of this regulation.

### 23.2010 Accepted means of compliance.

(a) An applicant must comply with this regulation using a means of compliance, which may include consensus standards, accepted by the ANAC.

(b) An applicant requesting acceptance of a means of compliance must provide the means of compliance to ANAC in a form and manner acceptable to ANAC.

## SUBPART B

### FLIGHT

#### PERFORMANCE

### 23.2100 Weight and center of gravity.

(a) The applicant must determine limits for weights and centers of gravity that provide for the safe operation of the airplane.

(b) The applicant must comply with each requirement of this subpart at critical combinations of weight and center of gravity within the airplane's range of loading conditions using tolerances acceptable to ANAC.

(c) The condition of the airplane at the time of determining its empty weight and center of gravity must be well defined and easily repeatable.

### 23.2105 Performance data.

(a) Unless otherwise prescribed, an airplane must meet the performance requirements of this subpart in:

- (1) Still air and standard atmospheric conditions at sea level for all airplanes; and
- (2) Ambient atmospheric conditions within the operating envelope for levels 1 and 2 high-speed and levels 3 and 4 airplanes.

(b) Unless otherwise prescribed, the applicant must develop the performance data required by this subpart for the following conditions:

- (1) Airport altitudes from sea level to 10.000 feet (3.048 meters); and

(2) Temperatures above and below standard day temperature that are within the range of operating limitations, if those temperatures could have a negative effect on performance.

(c) The procedures used for determining takeoff and landing distances must be executable consistently by pilots of average skill in atmospheric conditions expected to be encountered in service.

(d) Performance data determined in accordance with paragraph (b) of this section must account for losses due to atmospheric conditions, cooling needs, and other demands on power sources.

#### 23.2110 Stall speed.

The applicant must determine the airplane stall speed or the minimum steady flight speed for each flight configuration used in normal operations, including takeoff, climb, cruise, descent, approach, and landing. The stall speed or minimum steady flight speed determination must account for the most adverse conditions for each flight configuration with power set at:

(a) Idle or zero thrust for propulsion systems that are used primarily for thrust; and

(b) A nominal thrust for propulsion systems that are used for thrust, flight control, and/or high-lift systems.

#### 23.2115 Takeoff performance.

(a) The applicant must determine airplane takeoff performance accounting for:

(1) Stall speed safety margins;

(2) Minimum control speeds; and

(3) Climb gradients.

(b) For single engine airplanes and levels 1, 2, and 3 low-speed multiengine airplanes, takeoff performance includes the determination of ground roll and initial climb distance to 50 feet (15 meters) above the takeoff surface.

(c) For levels 1, 2, and 3 high-speed multiengine airplanes, and level 4 multiengine airplanes, takeoff performance includes a determination the following distances after a sudden critical loss of thrust:

(1) An aborted takeoff at critical speed;

(2) Ground roll and initial climb to 35 feet (11 meters) above the takeoff surface; and

(3) Net takeoff flight path.

#### 23.2120 Climb requirements.

The design must comply with the following minimum climb performance out of ground effect:

(a) With all engines operating and in the initial climb configuration:

(1) For levels 1 and 2 low-speed airplanes, a climb gradient of 8,3 percent for landplanes and 6,7 percent for seaplanes and amphibians; and

(2) For levels 1 and 2 high-speed airplanes, all level 3 airplanes, and level 4 single-engines a climb gradient after takeoff of 4 percent.

(b) After a critical loss of thrust on multiengine airplanes:

(1) For levels 1 and 2 low-speed airplanes that do not meet single-engine crashworthiness requirements, a climb gradient of 1,5 percent at a pressure altitude of 5.000 feet (1.524 meters) in the cruise configuration(s);

(2) For levels 1 and 2 high-speed airplanes, and level 3 low-speed airplanes, a 1 percent climb gradient at 400 feet (122 meters) above the takeoff surface with the landing gear retracted and flaps in the takeoff configuration(s); and

(3) For level 3 high-speed airplanes and all level 4 airplanes, a 2 percent climb gradient at 400 feet (122 meters) above the takeoff surface with the landing gear retracted and flaps in the approach configuration(s).

(c) For a balked landing, a climb gradient of 3 percent without creating undue pilot workload with the landing gear extended and flaps in the landing configuration(s).

#### 23.2125 Climb information.

(a) The applicant must determine climb performance at each weight, altitude, and ambient temperature within the operating limitations:

(1) For all single-engine airplanes;

(2) For levels 1 and 2 high-speed multiengine airplanes and level 3 multiengine airplanes, following a critical loss of thrust on takeoff in the initial climb configuration; and

(3) For all multiengine airplanes, during the enroute phase of flight with all engines operating and after a critical loss of thrust in the cruise configuration.

(b) The applicant must determine the glide performance for single-engine airplanes after a complete loss of thrust.

#### 23.2130 Landing.

The applicant must determine the following, for standard temperatures at critical combinations of weight and altitude within the operational limits:

(a) The distance, starting from a height of 50 feet (15 meters) above the landing surface, required to land and come to a stop.

(b) The approach and landing speeds, configurations, and procedures, which allow a pilot of average skill to land within the published landing distance consistently and without causing damage or injury, and which allow for a safe transition to the balked landing conditions of this regulation accounting for:

(1) Stall speed safety margin; and

(2) Minimum control speeds.

#### FLIGHT CHARACTERISTICS

##### 23.2135 Controllability.

(a) The airplane must be controllable and maneuverable, without requiring exceptional piloting skill, alertness, or strength, within the operating envelope:

(1) At all loading conditions for which certification is requested;

(2) During all phases of flight;

(3) With likely reversible flight control or propulsion system failure; and

(4) During configuration changes.

(b) The airplane must be able to complete a landing without causing substantial damage or serious injury using the steepest approved approach gradient procedures and providing a reasonable margin below  $V_{ref}$  or above approach angle of attack.

(c) VMC is the calibrated airspeed at which, following the sudden critical loss of thrust, it is possible to maintain control of the airplane. For multiengine airplanes, the applicant must determine VMC, if applicable, for the most critical configurations used in takeoff and landing operations.

(d) If the applicant requests certification of an airplane for aerobatics, the applicant must demonstrate those aerobatic maneuvers for which certification is requested and determine entry speeds.

##### 23.2140 Trim.

(a) The airplane must maintain lateral and directional trim without further force upon, or movement of, the primary flight controls or corresponding trim controls by the pilot, or the flight control system, under the following conditions:

(1) For levels 1, 2, and 3 airplanes in cruise.

(2) For level 4 airplanes in normal operations.

(b) The airplane must maintain longitudinal trim without further force upon, or movement of, the primary flight controls or corresponding trim controls by the pilot, or the flight control system, under the following conditions:

(1) Climb.

(2) Level flight.

(3) Descent.

(4) Approach.

(c) Residual control forces must not fatigue or distract the pilot during normal operations of the airplane and likely abnormal or emergency operations, including a critical loss of thrust on multiengine airplanes.

23.2145 Stability.

(a) Airplanes not certified for aerobatics must:

(1) Have static longitudinal, lateral, and directional stability in normal operations;

(2) Have dynamic short period and Dutch roll stability in normal operations; and

(3) Provide stable control force feedback throughout the operating envelope.

(b) No airplane may exhibit any divergent longitudinal stability characteristic so unstable as to increase the pilot's workload or otherwise endanger the airplane and its occupants.

23.2150 Stall characteristics, stall warning, and spins.

(a) The airplane must have controllable stall characteristics in straight flight, turning flight, and accelerated turning flight with a clear and distinctive stall warning that provides sufficient margin to prevent inadvertent stalling.

(b) Single-engine airplanes, not certified for aerobatics, must not have a tendency to inadvertently depart controlled flight.

(c) Levels 1 and 2 multiengine airplanes, not certified for aerobatics, must not have a tendency to inadvertently depart controlled flight from thrust asymmetry after a critical loss of thrust.

(d) Airplanes certified for aerobatics that include spins must have controllable stall characteristics and the ability to recover within one and one-half additional turns after initiation of the first control action from any point in a spin, not exceeding six turns or any greater number of turns for which certification is requested, while remaining within the operating limitations of the airplane.

(e) Spin characteristics in airplanes certified for aerobatics that includes spins must recover without exceeding limitations and may not result in unrecoverable spins:

(1) With any typical use of the flight or engine power controls; or

(2) Due to pilot disorientation or incapacitation.

23.2155 Ground and water handling characteristics.

For airplanes intended for operation on land or water, the airplane must have controllable longitudinal and directional handling characteristics during taxi, takeoff, and landing operations.

23.2160 Vibration, buffeting, and high-speed characteristics.

(a) Vibration and buffeting, for operations up to VD/MD, must not interfere with the control of the airplane or cause excessive fatigue to the flightcrew. Stall warning buffet within these limits is allowable.

(b) For high-speed airplanes and all airplanes with a maximum operating altitude greater than 25.000 feet (7.620 meters) pressure altitude, there must be no perceptible buffeting in cruise configuration at 1g and at any speed up to VMO/MMO, except stall buffeting.

(c) For high-speed airplanes, the applicant must determine the positive maneuvering load factors at which the onset of perceptible buffet occurs in the cruise configuration within the operational envelope. Likely inadvertent excursions beyond this boundary must not result in structural damage.

(d) High-speed airplanes must have recovery characteristics that do not result in structural damage or loss of control, beginning at any likely speed up to VMO/MMO, following:

(1) An inadvertent speed increase; and

(2) A high-speed trim upset for airplanes where dynamic pressure can impair the longitudinal trim system operation.

23.2165 Performance and flight characteristics requirements for flight in icing conditions.

(a) An applicant who requests certification for flight in icing conditions defined in part 1 of appendix C to RBAC 25, or an applicant who requests certification for flight in these icing conditions and any additional atmospheric icing conditions, must show the following in the icing conditions for which certification is requested under normal operation of the ice protection system(s):

(1) Compliance with each requirement of this subpart, except those applicable to spins and any that must be demonstrated at speeds in excess of:

(i) 250 knots (128,6 m/s) CAS;

(ii) VMO/MMO or VNE; or

(iii) A speed at which the applicant demonstrates the airframe will be free of ice accretion.

(2) The means by which stall warning is provided to the pilot for flight in icing conditions and non-icing conditions is the same.

(b) If an applicant requests certification for flight in icing conditions, the applicant must provide a means to detect any icing conditions for which certification is not requested and show the airplane's ability to avoid or exit those conditions.

(c) The applicant must develop an operating limitation to prohibit intentional flight, including takeoff and landing, into icing conditions for which the airplane is not certified to operate.

## SUBPART C

### STRUCTURES

#### 23.2200 Structural design envelope.

The applicant must determine the structural design envelope, which describes the range and limits of airplane design and operational parameters for which the applicant will show compliance with the requirements of this subpart. The applicant must account for all airplane design and operational parameters that affect structural loads, strength, durability, and aeroelasticity, including:

(a) Structural design airspeeds, landing descent speeds, and any other airspeed limitation at which the applicant must show compliance to the requirements of this subpart. The structural design airspeeds must:

(1) Be sufficiently greater than the stalling speed of the airplane to safeguard against loss of control in turbulent air; and

(2) Provide sufficient margin for the establishment of practical operational limiting airspeeds.

(b) Design maneuvering load factors not less than those, which service history shows, may occur within the structural design envelope.

(c) Inertial properties including weight, center of gravity, and mass moments of inertia, accounting for:

(1) Each critical weight from the airplane empty weight to the maximum weight; and

(2) The weight and distribution of occupants, payload, and fuel.

(d) Characteristics of airplane control systems, including range of motion and tolerances for control surfaces, high lift devices, or other moveable surfaces.

(e) Each critical altitude up to the maximum altitude.

#### 23.2205 Interaction of systems and structures.

For airplanes equipped with systems that modify structural performance, alleviate the impact of this subpart's requirements, or provide a means of compliance with this subpart, the applicant must account for the influence and failure of these systems when showing compliance with the requirements of this subpart.

### STRUCTURAL LOADS

#### 23.2210 Structural design loads.

(a) The applicant must:

(1) Determine the applicable structural design loads resulting from likely externally or internally applied pressures, forces, or moments that may occur in flight, ground and water operations, ground and water handling, and while the airplane is parked or moored.

(2) Determine the loads required by paragraph (a)(1) of this section at all critical combinations of parameters, on and within the boundaries of the structural design envelope.

(b) The magnitude and distribution of the applicable structural design loads required by this section must be based on physical principles.

#### 23.2215 Flight load conditions.

The applicant must determine the structural design loads resulting from the following flight conditions:

(a) Atmospheric gusts where the magnitude and gradient of these gusts are based on measured gust statistics.

(b) Symmetric and asymmetric maneuvers.

(c) Asymmetric thrust resulting from the failure of a powerplant unit.

#### 23.2220 Ground and water load conditions.

The applicant must determine the structural design loads resulting from taxi, takeoff, landing, and handling conditions on the applicable surface in normal and adverse attitudes and configurations.

#### 23.2225 Component loading conditions.

The applicant must determine the structural design loads acting on:

(a) Each engine mount and its supporting structure such that both are designed to withstand loads resulting from:

(1) Powerplant operation combined with flight gust and maneuver loads; and

(2) For non-reciprocating powerplants, sudden powerplant stoppage.

(b) Each flight control and high-lift surface, their associated system and supporting structure resulting from:

(1) The inertia of each surface and mass balance attachment;

(2) Flight gusts and maneuvers;

(3) Pilot or automated system inputs;

(4) System induced conditions, including jamming and friction; and

(5) Taxi, takeoff, and landing operations on the applicable surface, including downwind taxi and gusts occurring on the applicable surface.

(c) A pressurized cabin resulting from the pressurization differential:

(1) From zero up to the maximum relief pressure combined with gust and maneuver loads;

(2) From zero up to the maximum relief pressure combined with ground and water loads if the airplane may land with the cabin pressurized; and

(3) At the maximum relief pressure multiplied by 1,33, omitting all other loads.

#### 23.2230 Limit and ultimate loads.

The applicant must determine:

(a) The limit loads, which are equal to the structural design loads unless otherwise specified elsewhere in this regulation; and

(b) The ultimate loads, which are equal to the limit loads multiplied by a 1,5 factor of safety unless otherwise specified elsewhere in this regulation.

### STRUCTURAL PERFORMANCE

#### 23.2235 Structural strength.

The structure must support:

(a) Limit loads without:

(1) Interference with the safe operation of the airplane; and

(2) Detrimental permanent deformation.

(b) Ultimate loads.

23.2240 Structural durability.

(a) The applicant must develop and implement inspections or other procedures to prevent structural failures due to foreseeable causes of strength degradation, which could result in serious or fatal injuries, or extended periods of operation with reduced safety margins. Each of the inspections or other procedures developed under this section must be included in the Airworthiness Limitations Section of the Instructions for Continued Airworthiness required by section 23.1529.

(b) For Level 4 airplanes, the procedures developed for compliance with paragraph (a) of this section must be capable of detecting structural damage before the damage could result in structural failure.

(c) For pressurized airplanes:

(1) The airplane must be capable of continued safe flight and landing following a sudden release of cabin pressure, including sudden releases caused by door and window failures.

(2) For airplanes with maximum operating altitude greater than 41.000 feet (12.497 meters), the procedures developed for compliance with paragraph (a) of this section must be capable of detecting damage to the pressurized cabin structure before the damage could result in rapid decompression that would result in serious or fatal injuries.

(d) The airplane must be designed to minimize hazards to the airplane due to structural damage caused by high-energy fragments from an uncontained engine or rotating machinery failure.

23.2245 Aeroelasticity.

(a) The airplane must be free from flutter, control reversal, and divergence:

(1) At all speeds within and sufficiently beyond the structural design envelope;

(2) For any configuration and condition of operation;

(3) Accounting for critical degrees of freedom; and

(4) Accounting for any critical failures or malfunctions.

(b) The applicant must establish tolerances for all quantities that affect flutter.

DESIGN

23.2250 Design and construction principles.

(a) The applicant must design each part, article, and assembly for the expected operating conditions of the airplane.

(b) Design data must adequately define the part, article, or assembly configuration, its design features, and any materials and processes used.

(c) The applicant must determine the suitability of each design detail and part having an important bearing on safety in operations.

(d) The control system must be free from jamming, excessive friction, and excessive deflection when the airplane is subjected to expected limit airloads.

(e) Doors, canopies, and exits must be protected against inadvertent opening in flight, unless shown to create no hazard when opened in flight.

23.2255 Protection of structure.

(a) The applicant must protect each part of the airplane, including small parts such as fasteners, against deterioration or loss of strength due to any cause likely to occur in the expected operational environment.

(b) Each part of the airplane must have adequate provisions for ventilation and drainage.

(c) For each part that requires maintenance, preventive maintenance, or servicing, the applicant must incorporate a means into the aircraft design to allow such actions to be accomplished.

23.2260 Materials and processes.



- (a) The applicant must determine the suitability and durability of materials used for parts, articles, and assemblies, accounting for the effects of likely environmental conditions expected in service, the failure of which could prevent continued safe flight and landing.
- (b) The methods and processes of fabrication and assembly used must produce consistently sound structures. If a fabrication process requires close control to reach this objective, the applicant must perform the process under an approved process specification.
- (c) Except as provided in paragraphs (f) and (g) of this section, the applicant must select design values that ensure material strength with probabilities that account for the criticality of the structural element. Design values must account for the probability of structural failure due to material variability.
- (d) If material strength properties are required, a determination of those properties must be based on sufficient tests of material meeting specifications to establish design values on a statistical basis.
- (e) If thermal effects are significant on a critical component or structure under normal operating conditions, the applicant must determine those effects on allowable stresses used for design.
- (f) Design values, greater than the minimums specified by this section, may be used, where only guaranteed minimum values are normally allowed, if a specimen of each individual item is tested before use to determine that the actual strength properties of that particular item will equal or exceed those used in the design.
- (g) An applicant may use other material design values if approved by the Administrator.

#### 23.2265 Special factors of safety.

(a) The applicant must determine a special factor of safety for each critical design value for each part, article, or assembly for which that critical design value is uncertain, and for each part, article, or assembly that is:

- (1) Likely to deteriorate in service before normal replacement; or
- (2) Subject to appreciable variability because of uncertainties in manufacturing processes or inspection methods.

(b) The applicant must determine a special factor of safety using quality controls and specifications that account for each:

- (1) Type of application;
- (2) Inspection method;
- (3) Structural test requirement;
- (4) Sampling percentage; and
- (5) Process and material control.

(c) The applicant must multiply the highest pertinent special factor of safety in the design for each part of the structure by each limit and ultimate load, or ultimate load only, if there is no corresponding limit load, such as occurs with emergency condition loading.

#### STRUCTURAL OCCUPANT PROTECTION

##### 23.2270 Emergency conditions.

(a) The airplane, even when damaged in an emergency landing, must protect each occupant against injury that would preclude egress when:

- (1) Properly using safety equipment and features provided for in the design;
- (2) The occupant experiences ultimate static inertia loads likely to occur in an emergency landing; and
- (3) Items of mass, including engines or auxiliary power units (APUs), within or aft of the cabin, that could injure an occupant, experience ultimate static inertia loads likely to occur in an emergency landing.

(b) The emergency landing conditions specified in paragraph (a)(1) and (a)(2) of this section, must:

- (1) Include dynamic conditions that are likely to occur in an emergency landing; and

(2) Not generate loads experienced by the occupants, which exceed established human injury criteria for human tolerance due to restraint or contact with objects in the airplane.

(c) The airplane must provide protection for all occupants, accounting for likely flight, ground, and emergency landing conditions.

(d) Each occupant protection system must perform its intended function and not create a hazard that could cause a secondary injury to an occupant. The occupant protection system must not prevent occupant egress or interfere with the operation of the airplane when not in use.

(e) Each baggage and cargo compartment must:

(1) Be designed for its maximum weight of contents and for the critical load distributions at the maximum load factors corresponding to the flight and ground load conditions determined under this regulation;

(2) Have a means to prevent the contents of the compartment from becoming a hazard by impacting occupants or shifting; and

(3) Protect any controls, wiring, lines, equipment, or accessories whose damage or failure would affect safe operations.

## SUBPART D

### DESIGN AND CONSTRUCTION

#### 23.2300 Flight control systems.

(a) The applicant must design airplane flight control systems to:

(1) Operate easily, smoothly, and positively enough to allow proper performance of their functions.

(2) Protect against likely hazards.

(b) The applicant must design trim systems, if installed, to:

(1) Protect against inadvertent, incorrect, or abrupt trim operation.

(2) Provide a means to indicate:

(i) The direction of trim control movement relative to airplane motion;

(ii) The trim position with respect to the trim range;

(iii) The neutral position for lateral and directional trim; and

(iv) The range for takeoff for all applicant requested center of gravity ranges and configurations.

#### 23.2305 Landing gear systems.

(a) The landing gear must be designed to:

(1) Provide stable support and control to the airplane during surface operation; and

(2) Account for likely system failures and likely operation environments (including anticipated limitation exceedances and emergency procedures).

(b) All airplanes must have a reliable means of stopping the airplane with sufficient kinetic energy absorption to account for landing. Airplanes that are required to demonstrate aborted takeoff capability must account for this additional kinetic energy.

(c) For airplanes that have a system that actuates the landing gear, there is:

(1) A positive means to keep the landing gear in the landing position; and

(2) An alternative means available to bring the landing gear in the landing position when a non-deployed system position would be a hazard.

#### 23.2310 Buoyancy for seaplanes and amphibians.

Airplanes intended for operations on water, must:

(a) Provide buoyancy of 80 percent in excess of the buoyancy required to support the maximum weight of the airplane in fresh water; and

(b) Have sufficient margin so the airplane will stay afloat at rest in calm water without capsizing in case of a likely float or hull flooding.

#### OCCUPANT SYSTEM DESIGN PROTECTION

##### 23.2315 Means of egress and emergency exits.

(a) With the cabin configured for takeoff or landing, the airplane is designed to:

(1) Facilitate rapid and safe evacuation of the airplane in conditions likely to occur following an emergency landing, excluding ditching for level 1, level 2 and single engine level 3 airplanes.

(2) Have means of egress (openings, exits or emergency exits), that can be readily located and opened from the inside and outside. The means of opening must be simple and obvious and marked inside and outside the airplane.

(3) Have easy access to emergency exits when present.

(b) Airplanes approved for aerobatics must have a means to egress the airplane in flight.

##### 23.2320 Occupant physical environment.

(a) The applicant must design the airplane to:

(1) Allow clear communication between the flightcrew and passengers;

(2) Protect the pilot and flight controls from propellers; and

(3) Protect the occupants from serious injury due to damage to windshields, windows, and canopies.

(b) For level 4 airplanes, each windshield and its supporting structure directly in front of the pilot must withstand, without penetration, the impact equivalent to a two-pound bird when the velocity of the airplane is equal to the airplane's maximum approach flap speed.

(c) The airplane must provide each occupant with air at a breathable pressure, free of hazardous concentrations of gases, vapors, and smoke during normal operations and likely failures.

(d) If a pressurization system is installed in the airplane, it must be designed to protect against:

(1) Decompression to an unsafe level; and

(2) Excessive differential pressure.

(e) If an oxygen system is installed in the airplane, it must:

(1) Effectively provide oxygen to each user to prevent the effects of hypoxia; and

(2) Be free from hazards in itself, in its method of operation, and its effect upon other components.

#### FIRE AND HIGH ENERGY PROTECTION

##### 23.2325 Fire protection.

(a) The following materials must be self-extinguishing:

(1) Insulation on electrical wire and electrical cable;

(2) For levels 1, 2, and 3 airplanes, materials in the baggage and cargo compartments inaccessible in flight; and

(3) For level 4 airplanes, materials in the cockpit, cabin, baggage, and cargo compartments.

(b) The following materials must be flame resistant:

(1) For levels 1, 2 and 3 airplanes, materials in each compartment accessible in flight; and

(2) Any equipment associated with any electrical cable installation and that would overheat in the event of circuit overload or fault.

(c) Thermal/acoustic materials in the fuselage, if installed, must not be a flame propagation hazard.

(d) Sources of heat within each baggage and cargo compartment that are capable of igniting adjacent objects must be shielded and insulated to prevent such ignition.

(e) For level 4 airplanes, each baggage and cargo compartment must:

(1) Be located where a fire would be visible to the pilots, or equipped with a fire detection system and warning system; and

(2) Be accessible for the manual extinguishing of a fire, have a built-in fire extinguishing system, or be constructed and sealed to contain any fire within the compartment.

(f) There must be a means to extinguish any fire in the cabin such that:

(1) The pilot, while seated, can easily access the fire extinguishing means; and

(2) For levels 3 and 4 airplanes, passengers have a fire extinguishing means available within the passenger compartment.

(g) Each area where flammable fluids or vapors might escape by leakage of a fluid system must:

(1) Be defined; and

(2) Have a means to minimize the probability of fluid and vapor ignition, and the resultant hazard, if ignition occurs.

(h) Combustion heater installations must be protected from uncontained fire.

23.2330 Fire protection in designated fire zones and adjacent areas.

(a) Flight controls, engine mounts, and other flight structures within or adjacent to designated fire zones must be capable of withstanding the effects of a fire.

(b) Engines in a designated fire zone must remain attached to the airplane in the event of a fire.

(c) In designated fire zones, terminals, equipment, and electrical cables used during emergency procedures must be fire-resistant.

23.2335 Lightning protection.

The airplane must be protected against catastrophic effects from lightning.

## SUBPART E

### POWERPLANT

23.2400 Powerplant installation.

(a) For the purpose of this subpart, the airplane powerplant installation must include each component necessary for propulsion, which affects propulsion safety, or provides auxiliary power to the airplane.

(b) Each airplane engine and propeller must be type certificated, except for engines and propellers installed on level 1 low-speed airplanes, which may be approved under the airplane type certificate in accordance with a standard accepted by ANAC that contains airworthiness criteria ANAC has found appropriate and applicable to the specific design and intended use of the engine or propeller and provides a level of safety acceptable to ANAC.

(c) The applicant must construct and arrange each powerplant installation to account for:

(1) Likely operating conditions, including foreign object threats;

(2) Sufficient clearance of moving parts to other airplane parts and their surroundings;

(3) Likely hazards in operation including hazards to ground personnel; and

(4) Vibration and fatigue.

(d) Hazardous accumulations of fluids, vapors, or gases must be isolated from the airplane and personnel compartments, and be safely contained or discharged.

(e) Powerplant components must comply with their component limitations and installation instructions or be shown not to create a hazard.

23.2405 Automatic power or thrust control systems.

(a) An automatic power or thrust control system intended for in-flight use must be designed so no unsafe condition will result during normal operation of the system.

(b) Any single failure or likely combination of failures of an automatic power or thrust control system must not prevent continued safe flight and landing of the airplane.

(c) Inadvertent operation of an automatic power or thrust control system by the flightcrew must be prevented, or if not prevented, must not result in an unsafe condition.

(d) Unless the failure of an automatic power or thrust control system is extremely remote, the system must:

- (1) Provide a means for the flightcrew to verify the system is in an operating condition;
- (2) Provide a means for the flightcrew to override the automatic function; and
- (3) Prevent inadvertent deactivation of the system.

#### 23.2410 Powerplant installation hazard assessment.

The applicant must assess each powerplant separately and in relation to other airplane systems and installations to show that any hazard resulting from the likely failure of any powerplant system, component, or accessory will not:

- (a) Prevent continued safe flight and landing or, if continued safe flight and landing cannot be ensured, the hazard has been minimized;
- (b) Cause serious injury that may be avoided; and
- (c) Require immediate action by any crewmember for continued operation of any remaining powerplant system.

#### 23.2415 Powerplant ice protection.

(a) The airplane design, including the induction and inlet system, must prevent foreseeable accumulation of ice or snow that adversely affects powerplant operation.

(b) The powerplant installation design must prevent any accumulation of ice or snow that adversely affects powerplant operation, in those icing conditions for which certification is requested.

#### 23.2420 Reversing systems.

Each reversing system must be designed so that:

- (a) No unsafe condition will result during normal operation of the system; and
- (b) The airplane is capable of continued safe flight and landing after any single failure, likely combination of failures, or malfunction of the reversing system.

#### 23.2425 Powerplant operational characteristics.

(a) The installed powerplant must operate without any hazardous characteristics during normal and emergency operation within the range of operating limitations for the airplane and the engine.

(b) The pilot must have the capability to stop the powerplant in flight and restart the powerplant within an established operational envelope.

#### 23.2430 Fuel systems.

(a) Each fuel system must:

- (1) Be designed and arranged to provide independence between multiple fuel storage and supply systems so that failure of any one component in one system will not result in loss of fuel storage or supply of another system;
- (2) Be designed and arranged to prevent ignition of the fuel within the system by direct lightning strikes or swept lightning strokes to areas where such occurrences are highly probable, or by corona or streamer at fuel vent outlets;
- (3) Provide the fuel necessary to ensure each powerplant and auxiliary power unit functions properly in all likely operating conditions;
- (4) Provide the flightcrew with a means to determine the total useable fuel available and provide uninterrupted supply of that fuel when the system is correctly operated, accounting for likely fuel fluctuations;
- (5) Provide a means to safely remove or isolate the fuel stored in the system from the airplane;

(6) Be designed to retain fuel under all likely operating conditions and minimize hazards to the occupants during any survivable emergency landing. For level 4 airplanes, failure due to overload of the landing system must be taken into account; and

(7) Prevent hazardous contamination of the fuel supplied to each powerplant and auxiliary power unit.

(b) Each fuel storage system must:

(1) Withstand the loads under likely operating conditions without failure;

(2) Be isolated from personnel compartments and protected from hazards due to unintended temperature influences;

(3) Be designed to prevent significant loss of stored fuel from any vent system due to fuel transfer between fuel storage or supply systems, or under likely operating conditions;

(4) Provide fuel for at least one-half hour of operation at maximum continuous power or thrust; and

(5) Be capable of jettisoning fuel safely if required for landing.

(c) Each fuel storage refilling or recharging system must be designed to:

(1) Prevent improper refilling or recharging;

(2) Prevent contamination of the fuel stored during likely operating conditions; and

(3) Prevent the occurrence of any hazard to the airplane or to persons during refilling or recharging.

23.2435 Powerplant induction and exhaust systems.

(a) The air induction system for each powerplant or auxiliary power unit and their accessories must:

(1) Supply the air required by that powerplant or auxiliary power unit and its accessories under likely operating conditions;

(2) Be designed to prevent likely hazards in the event of fire or backfire;

(3) Minimize the ingestion of foreign matter; and

(4) Provide an alternate intake if blockage of the primary intake is likely.

(b) The exhaust system, including exhaust heat exchangers for each powerplant or auxiliary power unit, must:

(1) Provide a means to safely discharge potential harmful material; and

(2) Be designed to prevent likely hazards from heat, corrosion, or blockage.

23.2440 Powerplant fire protection.

(a) A powerplant, auxiliary power unit, or combustion heater that includes a flammable fluid and an ignition source for that fluid must be installed in a designated fire zone.

(b) Each designated fire zone must provide a means to isolate and mitigate hazards to the airplane in the event of fire or overheat within the zone.

(c) Each component, line, fitting, and control subject to fire conditions must:

(1) Be designed and located to prevent hazards resulting from a fire, including any located adjacent to a designated fire zone that may be affected by fire within that zone;

(2) Be fire resistant if carrying flammable fluids, gas, or air or required to operate in event of a fire; and

(3) Be fireproof or enclosed by a fire proof shield if storing concentrated flammable fluids.

(d) The applicant must provide a means to prevent hazardous quantities of flammable fluids from flowing into, within or through each designated fire zone. This means must:

(1) Not restrict flow or limit operation of any remaining powerplant or auxiliary power unit, or equipment necessary for safety;

(2) Prevent inadvertent operation; and

(3) Be located outside the fire zone unless an equal degree of safety is provided with a means inside the fire zone.

(e) A means to ensure the prompt detection of fire must be provided for each designated fire zone:

- (1) On a multiengine airplane where detection will mitigate likely hazards to the airplane; or
- (2) That contains a fire extinguisher.

(f) A means to extinguish fire within a fire zone, except a combustion heater fire zone, must be provided for:

- (1) Any fire zone located outside the pilot's view;
- (2) Any fire zone embedded within the fuselage, which must also include a redundant means to extinguish fire; and
- (3) Any fire zone on a level 4 airplane.

## SUBPART F

### EQUIPMENT

#### 23.2500 Airplane level systems requirements.

This section applies generally to installed equipment and systems unless a section of this regulation imposes requirements for a specific piece of equipment, system, or systems.

(a) The equipment and systems required for an airplane to operate safely in the kinds of operations for which certification is requested (Day VFR, Night VFR, IFR) must be designed and installed to:

- (1) Meet the level of safety applicable to the certification and performance level of the airplane; and
- (2) Perform their intended function throughout the operating and environmental limits for which the airplane is certificated.

(b) The systems and equipment not covered by paragraph (a), considered separately and in relation to other systems, must be designed and installed so their operation does not have an adverse effect on the airplane or its occupants.

#### 23.2505 Function and installation.

When installed, each item of equipment must function as intended.

#### 23.2510 Equipment, systems, and installations.

For any airplane system or equipment whose failure or abnormal operation has not been specifically addressed by another requirement in this regulation, the applicant must design and install each system and equipment, such that there is a logical and acceptable inverse relationship between the average probability and the severity of failure conditions to the extent that:

- (a) Each catastrophic failure condition is extremely improbable;
- (b) Each hazardous failure condition is extremely remote; and
- (c) Each major failure condition is remote.

#### 23.2515 Electrical and electronic system lightning protection.

An airplane approved for IFR operations must meet the following requirements, unless an applicant shows that exposure to lightning is unlikely:

(a) Each electrical or electronic system that performs a function, the failure of which would prevent the continued safe flight and landing of the airplane, must be designed and installed such that:

- (1) The function at the airplane level is not adversely affected during and after the time the airplane is exposed to lightning; and
- (2) The system recovers normal operation of that function in a timely manner after the airplane is exposed to lightning unless the system's recovery conflicts with other operational or functional requirements of the system.

(b) Each electrical and electronic system that performs a function, the failure of which would significantly reduce the capability of the airplane or the ability of the flightcrew to respond to an adverse operating condition, must be designed and installed such that the system recovers normal operation of that function in a timely manner after the airplane is exposed to lightning.

### 23.2520 High-intensity Radiated Fields (HIRF) protection.

(a) Each electrical and electronic systems that perform a function, the failure of which would prevent the continued safe flight and landing of the airplane, must be designed and installed such that:

- (1) The function at the airplane level is not adversely affected during and after the time the airplane is exposed to the HIRF environment; and
- (2) The system recovers normal operation of that function in a timely manner after the airplane is exposed to the HIRF environment, unless the system's recovery conflicts with other operational or functional requirements of the system.

(b) For airplanes approved for IFR operations, each electrical and electronic system that performs a function, the failure of which would significantly reduce the capability of the airplane or the ability of the flightcrew to respond to an adverse operating condition, must be designed and installed such that the system recovers normal operation of that function in a timely manner after the airplane is exposed to the HIRF environment.

### 23.2525 System power generation, storage, and distribution.

The power generation, storage, and distribution for any system must be designed and installed to:

- (a) Supply the power required for operation of connected loads during all intended operating conditions;
- (b) Ensure no single failure or malfunction of any one power supply, distribution system, or other utilization system will prevent the system from supplying the essential loads required for continued safe flight and landing; and
- (c) Have enough capacity, if the primary source fails, to supply essential loads, including non-continuous essential loads for the time needed to complete the function required for continued safe flight and landing.

### 23.2530 External and cockpit lighting.

- (a) The applicant must design and install all lights to minimize any adverse effects on the performance of flightcrew duties.
- (b) Any position and anti-collision lights, if required by RBHA 91, or RBAC which replaces it, must have the intensities, flash rate, colors, fields of coverage, and other characteristics to provide sufficient time for another aircraft to avoid a collision.
- (c) Any position lights, if required by RBHA 91, or RBAC which replaces it, must include a red light on the left side of the airplane, a green light on the right side of the airplane, spaced laterally as far apart as practicable, and a white light facing aft, located on an aft portion of the airplane or on the wing tips.
- (d) Any taxi and landing lights must be designed and installed so they provide sufficient light for night operations.
- (e) For seaplanes or amphibian airplanes, riding lights must provide a white light visible in clear atmospheric conditions.

### 23.2535 Safety equipment.

Safety and survival equipment, required by the operating rules, must be reliable, readily accessible, easily identifiable, and clearly marked to identify its method of operation.

### 23.2540 Flight in icing conditions.

An applicant who requests certification for flight in icing conditions defined in part 1 of appendix C to RBAC 25, or an applicant who requests certification for flight in these icing conditions and any additional atmospheric icing conditions, must show the following in the icing conditions for which certification is requested:

- (a) The ice protection system provides for safe operation.
- (b) The airplane design must provide protection from stalling when the autopilot is operating.

### 23.2545 Pressurized systems elements.

Pressurized systems must withstand appropriate proof and burst pressures.

### 23.2550 Equipment containing high-energy rotors.



Equipment containing high-energy rotors must be designed or installed to protect the occupants and airplane from uncontained fragments.

## SUBPART G

### FLIGHTCREW INTERFACE AND OTHER INFORMATION

#### 23.2600 Flightcrew interface.

(a) The pilot compartment, its equipment, and its arrangement to include pilot view, must allow each pilot to perform his or her duties, including taxi, takeoff, climb, cruise, descent, approach, landing, and perform any maneuvers within the operating envelope of the airplane, without excessive concentration, skill, alertness, or fatigue.

(b) The applicant must install flight, navigation, surveillance, and powerplant controls and displays so qualified flightcrew can monitor and perform defined tasks associated with the intended functions of systems and equipment. The system and equipment design must minimize flightcrew errors, which could result in additional hazards.

(c) For level 4 airplanes, the flightcrew interface design must allow for continued safe flight and landing after the loss of vision through any one of the windshield panels.

#### 23.2605 Installation and operation.

(a) Each item of installed equipment related to the flightcrew interface must be labelled, if applicable, as to its identification, function, or operating limitations, or any combination of these factors.

(b) There must be a discernible means of providing system operating parameters required to operate the airplane, including warnings, cautions, and normal indications to the responsible crewmember.

(c) Information concerning an unsafe system operating condition must be provided in a timely manner to the crewmember responsible for taking corrective action. The information must be clear enough to avoid likely crewmember errors.

#### 23.2610 Instrument markings, control markings, and placards.

(a) Each airplane must display in a conspicuous manner any placard and instrument marking necessary for operation.

(b) The design must clearly indicate the function of each cockpit control, other than primary flight controls.

(c) The applicant must include instrument marking and placard information in the Airplane Flight Manual.

#### 23.2615 Flight, navigation, and powerplant instruments.

(a) Installed systems must provide the flightcrew member who sets or monitors parameters for the flight, navigation, and powerplant, the information necessary to do so during each phase of flight. This information must:

(1) Be presented in a manner that the crewmember can monitor the parameter and determine trends, as needed, to operate the airplane; and

(2) Include limitations, unless the limitation cannot be exceeded in all intended operations.

(b) Indication systems that integrate the display of flight or powerplant parameters to operate the airplane or are required by the operating rules must:

(1) Not inhibit the primary display of flight or powerplant parameters needed by any flightcrew member in any normal mode of operation; and

(2) In combination with other systems, be designed and installed so information essential for continued safe flight and landing will be available to the flightcrew in a timely manner after any single failure or probable combination of failures.

#### 23.2620 Airplane flight manual.

The applicant must provide an Airplane Flight Manual that must be delivered with each airplane.

(a) The Airplane Flight Manual must contain the following information:

(1) Airplane operating limitations;

- (2) Airplane operating procedures;
- (3) Performance information;
- (4) Loading information; and
- (5) Other information that is necessary for safe operation because of design, operating, or handling characteristics.

(b) The following sections of the Airplane Flight Manual must be approved by ANAC in a manner specified by ANAC:

- (1) For low-speed, level 1 and 2 airplanes, those portions of the Airplane Flight Manual containing the information specified in paragraph (a)(1) of this section; and
- (2) For high-speed level 1 and 2 airplanes and all level 3 and 4 airplanes, those portions of the Airplane Flight Manual containing the information specified in paragraphs (a)(1) thru (a)(4) of this section.

## APPENDIX A TO PART 23

### INSTRUÇÕES PARA CONTINUAÇÃO DA SEGURANÇA

#### A23.1 Geral

(a) This appendix specifies requirements for the preparation of Instructions for Continued Airworthiness as required by this regulation.

(b) The Instructions for Continued Airworthiness for each airplane must include the Instructions for Continued Airworthiness for each engine and propeller (hereinafter designated "products"), for each appliance required by ANAC, and any required information relating to the interface of those appliances and products with the airplane. If Instructions for Continued Airworthiness are not supplied by the manufacturer of an appliance or product installed in the airplane, the Instructions for Continued Airworthiness for the airplane must include the information essential to the continued airworthiness of the airplane.

(c) The applicant must submit to ANAC a program to show how changes to the Instructions for Continued Airworthiness made by the applicant or by the manufacturers of products and appliances installed in the airplane will be distributed.

#### A23.2 Format

(a) The Instructions for Continued Airworthiness must be in the form of a manual or manuals as appropriate for the quantity of data to be provided.

(b) The format of the manual or manuals must provide for a practical arrangement.

#### A23.3 Content

The contents of the manual or manuals must be prepared in the English or Portuguese language. The Instructions for Continued Airworthiness must contain the following manuals or sections and information:

(a) Airplane maintenance manual or section.

(1) Introduction information that includes an explanation of the airplane's features and data to the extent necessary for maintenance or preventive maintenance.

(2) A description of the airplane and its systems and installations including its engines, propellers, and appliances.

(3) Basic control and operation information describing how the airplane components and systems are controlled and how they operate, including any special procedures and limitations that apply.

(4) Servicing information that covers details regarding servicing points, capacities of tanks, reservoirs, types of fluids to be used, pressures applicable to the various systems, location of access panels for inspection and servicing, locations of lubrication points, lubricants to be used, equipment required for servicing, tow instructions and limitations, mooring, jacking, and leveling information.

(b) Maintenance Instructions.

(1) Scheduling information for each part of the airplane and its engines, auxiliary power units, propellers, accessories, instruments, and equipment that provides the recommended periods at which they should be

cleaned, inspected, adjusted, tested, and lubricated, and the degree of inspection, the applicable wear tolerances, and work recommended at these periods. However, the applicant may refer to an accessory, instrument, or equipment manufacturer as the source of this information if the applicant shows that the item has an exceptionally high degree of complexity requiring specialized maintenance techniques, test equipment, or expertise. The recommended overhaul periods and necessary cross reference to the Airworthiness Limitations section of the manual must also be included. In addition, the applicant must include an inspection program that includes the frequency and extent of the inspections necessary to provide for the continued airworthiness of the airplane.

(2) Troubleshooting information describing probable malfunctions, how to recognize those malfunctions, and the remedial action for those malfunctions.

(3) Information describing the order and method of removing and replacing products and parts with any necessary precautions to be taken.

(4) Other general procedural instructions including procedures for system testing during ground running, symmetry checks, weighing and determining the center of gravity, lifting and shoring, and storage limitations.

(c) Diagrams of structural access plates and information needed to gain access for inspections when access plates are not provided.

(d) Details for the application of special inspection techniques including radiographic and ultrasonic testing where such processes are specified by the applicant.

(e) Information needed to apply protective treatments to the structure after inspection.

(f) All data relative to structural fasteners such as identification, discard recommendations, and torque values.

(g) A list of special tools needed.

(h) In addition, for level 4 airplanes, the following information must be furnished:

(1) Electrical loads applicable to the various systems;

(2) Methods of balancing control surfaces;

(3) Identification of primary and secondary structures; and

(4) Special repair methods applicable to the airplane.

A23.4 Airworthiness limitations section.

The Instructions for Continued Airworthiness must contain a section titled Airworthiness Limitations that is segregated and clearly distinguishable from the rest of the document. This section must set forth each mandatory replacement time, structural inspection interval, and related structural inspection procedure required for type certification. If the Instructions for Continued Airworthiness consist of multiple documents, the section required by this paragraph must be included in the principal manual. This section must contain a legible statement in a prominent location that reads "The Airworthiness Limitations section is ANAC approved and specifies maintenance required under section 43.16 of RBAC 43 and under section 91.403 of RBHA 91 unless an alternative program has been ANAC approved."

## REQUISITOS DE AERONAVEGABILIDADE: AVIÕES CATEGORIA NORMAL

### 23.1457 Gravadores de voz de cabine

(a) Cada gravador de voz de cabine requerido pelos regulamentos operacionais deve ser aprovado e deve ser instalado de maneira que registre o seguinte:

(1) Comunicações de voz transmitidas ou recebidas pela aeronave via rádio;

(2) Comunicações de voz dos membros da tripulação de voo na cabine de comando;

(3) Comunicações de voz dos membros da tripulação de voo na cabine de comando, utilizando o sistema de interfone da aeronave;

(4) Sinais de voz ou de áudio identificando auxílios de navegação ou aproximação reproduzidos no fone de ouvido ou alto-falante da cabine;

(5) Comunicações de voz dos membros da tripulação de voo utilizando o sistema de alto-falantes para passageiros, se este sistema existir e se o quarto canal estiver disponível de acordo com os requisitos do parágrafo (c)(4)(ii) desta seção;

(6) Se um equipamento de comunicação por enlace de dados estiver instalado, toda comunicação por enlace de dados utilizando um conjunto de mensagens de dados aprovado. As mensagens do enlace de dados devem ser gravadas na forma do sinal de saída da unidade de comunicação que traduz o sinal em dados utilizáveis.

(b) Os requisitos de gravação do parágrafo (a)(2) desta seção devem ser cumpridos através da instalação de um microfone de área instalado na cabine de comando, localizado na melhor posição para gravação das vozes originadas das estações do primeiro piloto e do segundo piloto, e da comunicação por voz de outros membros da tripulação na cabine de comando quando direcionadas às estações dos pilotos. O microfone deve estar localizado e, se necessários, os pré-amplificadores e filtros do gravador devem estar ajustados de tal maneira que a inteligibilidade das comunicações gravadas seja a mais alta o quanto praticável quando gravados em condições de ruído na cabine de voo e depois reproduzidos. Repetições dos auras ou visuais do gravador podem ser utilizadas para avaliar a inteligibilidade.

(c) Cada gravador de voz da cabine deve ser instalado de maneira que a parte da comunicação ou sinais de áudio especificados no parágrafo (a) desta seção, obtidos por cada uma das fontes abaixo, sejam gravados cada um em um canal separado:

(1) Para o primeiro canal: cada labiofone (“boom”), microfone de máscara ou de mão, “headset”, ou alto-falante usado na estação do primeiro piloto;

(2) Para o segundo canal: cada labiofone (“boom”), microfone de máscara ou de mão, “headset”, ou alto-falante usado na estação do segundo piloto;

(3) Para o terceiro canal: microfone de área da cabine de comando;

(4) Para o quarto canal:

(i) Cada labiofone (“boom”), microfone de máscara ou de mão, “headset”, ou alto-falante usados na estação para o terceiro e quarto membros da tripulação;

(ii) Se as estações especificadas no parágrafo (c)(4)(i) desta seção não forem requeridas ou se o sinal em tal estação for captado por outro canal, cada microfone na cabine de comando que for usado com o sistema de alto-falante de passageiros, se seus sinais não forem captados por outro canal;

(5) E, o quanto for possível, todos os sons recebidos pelo microfone listados nos parágrafos (c)(1), (2) e (4) desta seção devem ser registrados sem interrupção, independentemente da posição da chave de seleção do interfone/transmissor. O projeto deve garantir que o áudio de retorno do microfone para a tripulação de voo seja reproduzido somente quando os sistemas de interfone, sistema aberto de alto-falantes (“public address system”) ou transmissores de rádio estiverem em uso.

(d) Cada gravador de voz de cabine de pilotos deve ser instalado de maneira que:

(1)(i) Receba sua alimentação elétrica do barramento que fornece a máxima confiabilidade para o funcionamento do gravador de voz da cabine de comando, sem comprometer o fornecimento de alimentação elétrica aos equipamentos essenciais ou de emergência;

(ii) Permaneça alimentado durante o maior tempo possível sem comprometer a operação em emergência do avião;

(2) Exista um meio automático de simultaneamente parar o gravador e evitar o funcionamento de qualquer função de apagamento, dentro de 10 minutos após o impacto;

(3) Exista um meio aural ou visual para a verificação pré-voo do gravador quanto à sua operação adequada;

(4) Qualquer falha elétrica simples externa ao gravador não desative conjuntamente o gravador de voz da cabine de comando e o gravador de dados de voo;

(5) Tenha uma fonte de energia independente:

(i) Que forneça  $10 \pm 1$  minutos de energia elétrica para operação conjunta do gravador de voz da cabine de comando e do microfone da área da cabine de comando;

(ii) Que esteja localizada o mais próximo possível do gravador de voz da cabine de comando; e

(iii) Para a qual o gravador de voz da cabine de comando e o microfone de área da cabine de comando sejam comutados automaticamente no caso em que todas as outras fontes de energia para o gravador de voz da cabine de comando sejam interrompidas, seja por desligamento normal ou por qualquer outra perda de energia no barramento de energia elétrica;

(6) Esteja em um receptáculo separado do gravador de dados de voo quando ambos forem requeridos. Se usado para cumprir apenas os requisitos do gravador de voz da cabine de comando, uma unidade combinada pode ser instalada.

(e) O receptáculo do gravador deve estar localizado e posicionado de forma a minimizar a probabilidade de ruptura do receptáculo como resultado de um impacto e consequentes danos causados pelo calor do fogo ao gravador.

(1) Exceto o disposto no parágrafo (e)(2) desta seção, o receptáculo do gravador deve estar localizado na posição mais traseira possível, mas não precisa estar fora do compartimento pressurizado, e não pode estar localizado em região onde os motores possam esmagar o receptáculo do gravador durante o impacto;

(2) Se duas unidades combinadas distintas de gravação de dados de voo digital e de voz da cabine de comando estiverem instaladas, ao invés de um gravador de voz da cabine de comando e um gravador de dados de voo digital, a unidade combinada que estiver instalada para cumprir com os requisitos do gravador de voz da cabine de comando pode estar localizada próxima da cabine de comando.

(f) Se o gravador de voz da cabine de comando possuir um dispositivo de apagamento em massa, a instalação deve ser projetada para minimizar a probabilidade de operação inadvertida e atuação do dispositivo durante o impacto.

(g) Cada receptáculo de gravador deve:

(1) Ser de cor laranja brilhante ou amarela brilhante;

(2) Ter uma fita reflexiva fixada na sua superfície externa para facilitar a sua localização sob a água; e

(3) Ter um dispositivo de localização subaquática, quando requerido pelos regulamentos operacionais, sobre ou adjacente ao receptáculo, que seja fixado de forma a assegurar que não seja provável que sejam separados durante o impacto.

23.1459 Gravadores de dados de voo.

(a) Cada gravador de dados de voo requerido pelos regulamentos operacionais deve ser instalado de maneira que:

(1) Seja alimentado com dados de velocidade no ar, altitude e direção obtidos de fontes que atendem aos requisitos do sistema da aeronave e a funcionalidade especificada na seção 23.2500;

(2) O sensor de aceleração vertical seja rigidamente fixado e localizado longitudinalmente dentro dos limites aprovados do centro de gravidade da aeronave, ou a uma distância para a frente ou para trás desses limites que não exceda 25% da corda aerodinâmica média do avião;

(3)(i) Receba sua alimentação elétrica do barramento que fornece a máxima confiabilidade para o funcionamento do gravador de dados de voo sem comprometer o fornecimento de alimentação elétrica aos equipamentos essenciais ou de emergência;

(ii) Permaneça alimentado durante o maior tempo possível sem comprometer a operação em emergência do avião;

(4) Exista um meio aural ou visual para a verificação pré-voo do gravador quanto à adequada gravação de dados no dispositivo de armazenamento;

(5) Exceto para os gravadores alimentados unicamente pelo sistema de geração elétrica do motor, exista um meio automático para parar simultaneamente um gravador que possua recurso de apagamento de dados e evitar o funcionamento de cada função de apagamento, dentro de 10 minutos após o impacto;

(6) Qualquer falha elétrica simples externa ao gravador não desative conjuntamente o gravador de voz da cabine e o gravador de dados de voo; e

(7) Esteja em um receptáculo separado do gravador de voz da cabine de comando quando ambos forem requeridos. Se usado para cumprir apenas os requisitos de gravação de dados de voo, uma unidade combinada pode ser instalada. Se uma unidade combinada estiver instalada como gravador de voz da cabine para cumprir o parágrafo 23.1457(e)(2), uma unidade combinada deve ser usada para cumprir este requisito de gravadores de dados de voo.

(b) Cada receptáculo de gravador não ejetável deve estar localizado e montado de maneira a minimizar a probabilidade de ruptura do receptáculo resultante de um impacto e danos subsequentes à gravação devido ao fogo. Para atender a este requisito, o receptáculo do gravador deve estar localizado na posição mais traseira possível, mas não precisa estar fora do compartimento pressurizado, e não pode estar localizado em região onde os motores possam esmagar o receptáculo do gravador durante o impacto.

(c) Uma correlação deve ser estabelecida entre as leituras do gravador de voo para a velocidade no ar, altitude, direção e as leituras correspondentes (levando em consideração os fatores de correção) dos instrumentos do primeiro piloto. A correlação deve cobrir toda a faixa de operação de velocidades no ar em que a aeronave poderá operar, a faixa de altitudes que a aeronave está limitada e em todos os 360 graus de direção da proa. A correlação pode ser estabelecida no solo, conforme apropriado.

(d) Cada receptáculo de gravador deve:

(1) Ser de cor laranja brilhante ou amarela brilhante;

(2) Ter uma fita reflexiva fixado na sua superfície externa para facilitar a sua localização sob a água; e

(3) Ter um dispositivo de localização subaquática, quando requerido pelos regulamentos operacionais, sobre ou adjacente ao receptáculo do gravador, que seja preso de forma que não seja provável que sejam separados durante o impacto.

(e) Qualquer novidade ou particularidade de projeto ou de características operacionais da aeronave devem ser avaliadas para determinar se quaisquer parâmetros dedicados devem ser registrados nos gravadores de dados de voo, em adição a ou em lugar dos requisitos existentes.

### 23.1529 Instruções para Aeronavegabilidade Continuada

O requerente deve elaborar as Instruções para Aeronavegabilidade Continuada, de acordo com o apêndice A deste regulamento, que sejam aceitáveis para a ANAC. As instruções podem estar incompletas na certificação de tipo se existir um programa para garantir a sua conclusão antes da entrega do primeiro avião ou a emissão de um certificado de aeronavegabilidade padrão, o que ocorrer mais tarde.

## SUBPARTE A

### GERAL

#### 23.2000 Aplicabilidade e Definições.

(a) Este regulamento estabelece padrões de aeronavegabilidade para emissão de certificados de tipo e modificações a esses certificados para aeronaves na categoria normal.

(b) Para os propósitos desse regulamento, as seguintes definições são aplicáveis:

Continuação segura do voo e pouso significa que um avião é capaz de continuar o voo e o pouso controlados, possivelmente usando procedimentos de emergência, sem exigir habilidade ou força excepcionais do piloto. Ao pousar, alguns danos podem ocorrer no avião como resultado de uma condição de falha.

#### 23.2005 Certificação de aeronaves na categoria normal.

(a) A certificação na categoria normal se aplica aos aviões com configuração para 19 ou menos assentos para passageiros e um peso máximo de decolagem certificado de 19.000 lbs (8.618 kg) ou menos.

(b) Os níveis de certificação para avião são:

(1) Nível 1: Para aviões com uma capacidade máxima de 0 a 1 assentos para passageiros;

(2) Nível 2: Para aviões com uma capacidade máxima de 2 a 6 assentos para passageiros;

(3) Nível 3: Para aviões com uma capacidade máxima de 7 a 9 assentos para passageiros;

(4) Nível 4: Para aviões com uma capacidade máxima de 10 a 19 assentos para passageiros.

(c) Os níveis de desempenho do avião são:

(1) Baixa velocidade: para aeronaves cuja VNO e VMO sejam menores ou iguais a 250 nós (128,6 m/s) em Velocidade Calibrada (KCAS) e uma Mmo menor ou igual a 0,6;

(2) Alta velocidade: para aeronaves cuja VNO e VMO sejam maiores que 250 nós (128,6 m/s) em Velocidade Calibrada (KCAS) ou uma MMO maior que 0,6.

(d) Aviões não certificados para acrobacias podem ser utilizados para realizar qualquer manobra incidente ao voo normal, incluindo:

(1) Estol (exceto estol de badalo); e

(2) Oitos preguiçosos, chandelles e curvas acentuadas nas quais os ângulos não sejam maiores que 60 graus.

(e) Aviões certificados para acrobacias podem ser utilizados para realizar manobras sem limitações, exceto as limitações estabelecidas na subparte G deste regulamento.

23.2010 Meios aceitos de cumprimento.

(a) Um requerente deve cumprir com este regulamento utilizando um meio de cumprimento, o que pode incluir normas consensuais aceitas pela ANAC.

(b) Um requerente requisitando a aceitação de um meio de cumprimento, deve providenciar o meio de cumprimento para a ANAC em formato e maneira aceitáveis pela ANAC.

## SUBPARTE B

### VOO

#### DESEMPENHO

23.2100 Peso e centro de gravidade.

(a) O requerente deve determinar limites para pesos e centros de gravidade que possibilitem a operação segura do avião.

(b) O requerente deve cumprir com cada requisito desta subparte nas combinações críticas de peso e centro de gravidade dentro da faixa de condições de carregamento do avião usando tolerâncias aceitáveis pela ANAC.

(c) A condição do avião no momento da determinação do peso vazio e centro de gravidade deve ser bem definida e facilmente repetível.

23.2105 Dados de desempenho.

(a) Salvo disposição em contrário, um avião deve atender aos requisitos de desempenho desta subparte em:

(1) Condição atmosférica padrão ao nível do mar para todos os aviões; e

(2) Condições atmosféricas ambientais dentro do envelope operacional para aviões níveis 1 e 2 de alta velocidade e para aviões níveis 3 e 4.

(b) Salvo disposição em contrário, o requerente deve desenvolver os dados de desempenho requeridos por esta subparte para as seguintes condições:

(1) Aeroportos com altitudes do nível do mar até 10.000 pés (3.048 metros); e

(2) Temperaturas acima e abaixo do standard day temperature que estejam dentro das limitações operacionais, se aquelas temperaturas puderem ter um efeito negativo no desempenho.

(c) Os procedimentos utilizados para determinar as distâncias de decolagem e pouso devem ser executáveis de forma consistente por pilotos de habilidade mediana nas condições atmosféricas que se espera encontrar em serviço.

(d) Dados de desempenho determinados de acordo com o parágrafo (b) desta seção devem levar em conta as perdas devido às condições atmosféricas, necessidades de refrigeração e outras demandas das fontes de potência.

23.2110 Velocidade de estol.

O requerente deve determinar a velocidade de estol do avião ou a velocidade mínima de voo estabilizado para cada configuração de voo utilizada durante operações normais da aeronave, incluindo decolagem, subida, cruzeiro, descida, aproximação e pouso. A determinação da velocidade de estol ou da velocidade mínima de voo estabilizado deve levar em conta as condições mais adversas de cada configuração de voo com potência configurada em:

- (a) Posição idle ou de empuxo zero para sistemas de propulsão que são utilizados primariamente para empuxo; e
- (b) Empuxo nominal para sistemas de propulsão que são utilizados para empuxo, controle de voo, e sistemas de alta sustentação.

#### 23.2115 Desempenho de decolagem.

(a) O requerente deve determinar o desempenho de decolagem da aeronave levando em conta:

- (1) Margens de segurança para velocidade de estol;
- (2) Velocidades mínimas de controle; e
- (3) Gradientes de subida.

(b) Para aviões monomotores e aviões níveis 1, 2 e 3 multimotores de baixa velocidade, o desempenho de decolagem inclui a determinação da rolagem no solo e a distância inicial de subida até 50 pés (15 metros) acima da superfície de decolagem.

(c) Para aviões multimotores de alta velocidade dos níveis 1, 2 e 3 e os aviões multimotores de nível 4, o desempenho de decolagem inclui determinação das seguintes distâncias após uma súbita perda crítica de empuxo:

- (1) Uma decolagem interrompida na velocidade crítica;
- (2) Rolagem e subida inicial até 35 pés (11 metros) acima da superfície de decolagem; e
- (3) Trajetória líquida de decolagem.

#### 23.2120 Requisitos de subida.

O projeto deve cumprir com o seguinte desempenho mínimo de subida fora do efeito de solo:

(a) Com todos os motores operantes e na configuração inicial de subida:

- (1) Para os aviões níveis 1 e 2 de baixa velocidade, um gradiente de subida de 8,3 por cento para aviões terrestres e 6,7 por cento para hidroaviões e anfíbios; e
- (2) Para os aviões níveis 1 e 2 de alta velocidade, todos os aviões de nível 3, e aviões nível 4 monomotores, um gradiente de subida após a decolagem de 4 por cento.

(b) Após uma perda crítica de empuxo em aviões multimotores:

- (1) Para os aviões níveis 1 e 2 de baixa velocidade que não atendem aos requisitos de crashworthiness para monomotores, um gradiente de subida de 1,5 por cento a uma altitude pressão de 5.000 pés (1.524 metros) na(s) configuração(ões) de cruzeiro;
- (2) Para os aviões níveis 1 e 2 de alta velocidade e os aviões nível 3 de baixa velocidade, um gradiente de subida de 1 por cento a 400 pés (122 metros) acima da superfície de decolagem com o trem de pouso retraído e flapes na(s) configuração(ões) de decolagem; e
- (3) Para aviões nível 3 de alta velocidade e todos os aviões de nível 4, um gradiente de subida de 2 por cento a 400 pés (122 metros) acima da superfície de decolagem com o trem de pouso retraído e flapes na(s) configuração(ões) de aproximação.

(c) Para arremetida, um gradiente de subida de 3 por cento sem criar uma carga de trabalho indevida ao piloto, com o trem de pouso estendido e os flapes na(s) configuração(ões) de pouso.

#### 23.2125 Informação de subida.

(a) O requerente deve determinar o desempenho de subida em cada peso, altitude, e temperatura ambiente dentro das limitações operacionais:

- (1) Para todos os aviões monomotores;



(2) Para os aviões níveis 1 e 2 multimotores de alta velocidade e os aviões nível 3 multimotores, após uma perda crítica de empuxo na decolagem na configuração inicial de subida; e

(3) Para todos os aviões multimotores, durante a fase de voo em rota com todos os motores operando e após uma perda crítica de empuxo na configuração do cruzeiro.

(b) O requerente deve determinar o desempenho de planeio para aviões monomotores após uma perda total de empuxo.

#### 23.2130 Pouso.

O requerente deve determinar o seguinte, em temperaturas padrões nas combinações críticas de peso e altitude dentro dos limites operacionais:

(a) A distância, a partir de uma altura de 50 pés (15 metros) acima da superfície de pouso, necessária para pousar e parar.

(b) As velocidades de aproximação e pouso, configurações e procedimentos que permitam a um piloto de habilidade mediana pousar de forma consistente dentro da distância de pouso publicada e sem causar danos ou lesões, e que permita uma transição segura para as condições de arremetida deste regulamento levando em conta:

(1) Margem de segurança da velocidade de estol; e

(2) Velocidades mínimas de controle.

#### CARACTERÍSTICAS DE VOO

##### 23.2135 Controlabilidade.

(a) O avião deve ser controlável e manobrável, sem exigir habilidade, percepção ou força de pilotagem excepcionais, dentro do envelope operacional:

(1) Em todas as condições de carregamento para as quais a certificação é requerida;

(2) Durante todas as fases de voo;

(3) Com falha provável nos controles de voo reversíveis ou no sistema de propulsão; e

(4) Durante as mudanças de configuração.

(b) O avião deve ser capaz de completar um pouso sem causar danos substanciais ou lesões graves usando o procedimento aprovado para aproximação com o gradiente de descida mais acentuado e proporcionando uma margem razoável abaixo da  $V_{ref}$  ou acima do ângulo de ataque de aproximação.

(c) VMC é a velocidade calibrada em que, na sequência a uma súbita perda crítica de empuxo, é possível manter o controle do avião. Para os aviões multimotores, o requerente deve determinar a VMC, se aplicável, para as configurações mais críticas utilizadas nas operações de decolagem e pouso.

(d) Se o requerente solicitar a certificação de um avião para acrobacias aéreas, o requerente deve demonstrar aquelas manobras acrobáticas para as quais a certificação é solicitada e determinar as velocidades de entrada.

##### 23.2140 Compensadores.

(a) O avião deve manter a compensação lateral e direcional sem força ou movimentos adicionais sobre os controles primários de voo ou os controles dos compensadores correspondentes pelo piloto, ou pelo sistema de controle de voo, nas seguintes condições:

(1) Para aviões níveis 1, 2 e 3 em cruzeiro.

(2) Para aviões nível 4 em operações normais.

(b) O avião deve manter a compensação longitudinal sem força ou movimentos adicionais sobre os controles primários de voo ou os controles dos compensadores correspondentes pelo piloto, ou pelo sistema de controle de voo, nas seguintes condições:

(1) Subida.

(2) Voo nivelado.

(3) Descida.

(4) Aproximação.

(c) Forças de controle residuais não devem fatigar ou distrair o piloto durante as operações normais do avião e em prováveis operações anormais ou de emergência, incluindo perda crítica de empuxo em aviões multimotores.

23.2145 Estabilidade.

(a) Aviões não certificados para acrobacias devem:

(1) Ter estabilidade estática longitudinal, lateral e direcional em operações normais.

(2) Ter estabilidade dinâmica em curto período e em Dutch roll em operações normais; e

(3) Fornecer uma resposta estável às forças exercidas nos comandos ao longo de todo o envelope operacional.

(b) Nenhum avião pode exibir qualquer característica de estabilidade longitudinal divergente tão instável que acrescente carga de trabalho ao piloto ou que de outra forma cause perigo ao avião e seus ocupantes.

23.2150 Características de estol, alarme de estol e parafusos.

(a) O avião deve ter características de estol controláveis em voo reto, em curvas, e em curvas aceleradas com um claro e distinto alarme de estol que forneça margem suficiente para prevenir um estol inadvertido.

(b) Aviões monomotores, não certificados para acrobacias, não devem ter a tendência de perder controle em voo inadvertidamente.

(c) Aviões multimotores níveis 1 e 2, não certificados para acrobacias, não devem ter a tendência de perder controle em voo inadvertidamente por conta de assimetria de empuxo depois de uma perda crítica de empuxo.

(d) Aviões certificados para acrobacias que incluam parafusos devem ter características de estol controláveis e a capacidade de recuperar dentro de uma volta e meia após início da primeira ação de controle em qualquer ponto no parafuso, não excedendo seis voltas ou qualquer número maior de voltas para qual a certificação é requerida, sem sair dos limites operacionais do avião.

(e) As características de parafuso em aviões certificados para acrobacias que incluem parafusos devem se recuperar sem exceder as limitações e não podem resultar em parafusos irrecuperáveis:

(1) Com qualquer uso normal dos controles de voo ou de potência do motor; ou

(2) Devido à desorientação ou incapacitação do piloto.

23.2155 Características de controle no solo e em água.

Para aviões destinados à operação em terra ou água, o avião deve possuir características de controle longitudinal e direcional durante as operações de táxi, decolagem e pouso.

23.2160 Vibração, buffeting e características de alta velocidade.

(a) Vibração e buffeting para operações até VD/MD não devem interferir com o controle do avião ou causar fadiga excessiva à tripulação de voo. Um buffet indicativo de estol dentro destes limites é permissível.

(b) Para aviões de alta velocidade e todos os aviões com uma altitude máxima de operação superior a 25.000 pés (7.620 metros) de altitude pressão, não deve haver buffeting perceptível na configuração de cruzeiro em 1g e a qualquer velocidade até VMO/MMO, exceto buffeting de estol.

(c) Para aviões de alta velocidade, o requerente deve determinar os fatores de carga de manobra positivos nos quais ocorre o início do buffet perceptível na configuração de cruzeiro dentro do envelope operacional. Possíveis excursões inadvertidas para além deste limite não devem resultar em danos estruturais.

(d) Aviões de alta velocidade devem ter características de recuperação que não resultem em danos estruturais ou perda de controle, começando em qualquer velocidade provável até VMO/MMO, após:

(1) Um aumento de velocidade inadvertido; e

(2) Um disparo inadvertido de compensador para aviões onde a pressão dinâmica possa prejudicar a operação do sistema de compensação longitudinal.

23.2165 Requisitos de desempenho e características de voo para operação em condições de gelo.

(a) Um requerente que solicite certificação para voo em condições de gelo definidas na Parte 1 do Apêndice C do RBAC 25, ou um requerente que solicite certificação para voo nestas condições de gelo e qualquer condição atmosférica de gelo adicional, deve demonstrar o seguinte, nas condições de gelo para as quais a certificação é requerida soboperações normais do(s) sistema(s) de proteção contra gelo:

(1) Cumprimento com cada requisito desta subparte, exceto aqueles aplicáveis a parafusos e qualquer outro que precise ser demonstrado a velocidades superiores a:

(i) 250 nós (128,6 m/s) CAS;

(ii) VMO/MMO ou VNE; ou

(iii) Uma velocidade na qual o requerente demonstre que as estruturas não terão acúmulo de gelo.

(2) O meio pelo qual o alarme de estol é fornecido ao piloto para voo em condições de formação de gelo e fora de condições de formação de gelo seja o mesmo.

(b) Se um requerente solicitar uma certificação para voo em condições de formação de gelo, o requerente deve fornecer um meio para detectar quaisquer condições de formação de gelo para as quais a certificação não é solicitada e mostrar a capacidade do avião de evitar ou sair dessas condições.

(c) O requerente deve desenvolver uma limitação operacional para proibir voo intencional, incluindo decolagem e pouso, em condições de gelo para as quais o avião não está certificado para operar.

## SUBPARTE C

### ESTRUTURAS

23.2200 Envelope de projeto estrutural.

O requerente deve determinar o envelope de projeto estrutural, o qual descreve a extensão e os limites de projeto do avião e os parâmetros operacionais para os quais o requerente demonstrará cumprimento com os requisitos desta subparte. O requerente deve considerar todo o projeto do avião e os parâmetros operacionais que afetem cargas estruturais, resistências, durabilidade e aeroelasticidade, incluindo:

(a) Velocidades de projeto estrutural, velocidades de descida para pouso, e qualquer limitação de velocidade no ar a qual o requerente deva mostrar cumprimento com os requisitos desta subparte. As velocidades de projeto estrutural devem:

(1) Ser suficientemente maiores que a velocidade de estol do avião para prevenir a perda de controle em ar turbulento; e

(2) Fornecer margens suficientes para o estabelecimento de velocidades limites operacionais praticáveis.

(b) Fatores de carga de manobra de projeto não menores que aquelas nas quais o histórico de serviço mostre poder ocorrer dentro do envelope de projeto estrutural.

(c) Propriedades inerciais incluindo peso, centro de gravidade e momentos de inércia de massa, levando em conta:

(1) Cada peso crítico, do peso vazio da aeronave até o peso máximo; e

(2) O peso e distribuição dos ocupantes, carga paga, e combustível.

(d) Características dos sistemas de controle de avião, incluindo amplitude de movimento e tolerâncias para superfícies de controle, dispositivos de aumento de sustentação, ou outras superfícies móveis.

(e) Cada altitude crítica até a altitude máxima.

23.2205 Interação entre sistemas e estruturas.

Para aviões equipados com sistemas que modificam o desempenho estrutural, aliviam o impacto dos requisitos desta subparte, ou proveem um meio de cumprimento com esta subparte, o requerente deve levar em conta a influência e as falhas desses sistemas quando mostrando cumprimento com os requisitos desta subparte.

### CARGAS ESTRUTURAIS

23.2210 Cargas estruturais de projeto.

(a) O requerente deve:

(1) Determinar as cargas estruturais de projeto aplicáveis resultantes da aplicação de pressões, forças ou momentos prováveis, externos ou internos, que podem ocorrer em operações de voo, solo e água, controle em solo e em água, e enquanto o avião está estacionado ou atracado.

(2) Determinar as cargas requeridas pelo parágrafo (a)(1) desta seção em todas combinações críticas de parâmetros, sobre e dentro dos limites do envelope de projeto estrutural.

(b) A magnitude e distribuição das cargas estruturais de projeto aplicáveis requeridas por esta seção devem ser baseadas em princípios físicos.

23.2215 Condições para determinação das cargas em voo.

O requerente deve determinar as cargas estruturais de projeto resultantes das seguintes condições em voo:

(a) Rajadas atmosféricas onde a magnitude e o gradiente destas rajadas são baseados em medidas estatísticas de rajadas.

(b) Manobras simétricas e assimétricas.

(c) Empuxo assimétrico resultante de uma falha no grupo motopropulsor.

23.2220 Condições para determinação das cargas no solo e na água.

O requerente deve determinar as cargas estruturais de projeto resultantes das condições no táxi, decolagem, pouso e controle sobre as superfícies aplicáveis nas configurações e atitudes normais e adversas.

23.2225 Condições de carga em componentes.

O requerente deve determinar as cargas estruturais de projeto agindo sobre:

(a) Cada estrutura de fixação do motor e suas estruturas de suporte de modo que ambas sejam projetadas para suportar as cargas resultantes de:

(1) Operação do grupo motopropulsor combinado com as cargas de rajada e manobras; e

(2) Para motores não convencionais, parada súbita do grupo motopropulsor.

(b) Cada superfície de controle de voo e hipersustentação, seus sistemas e suportes estruturais associados resultantes de:

(1) Inércia de cada superfície e de cada ponto de fixação de massa de balanceamento;

(2) Rajadas e manobras em voo;

(3) Atuações do piloto ou de sistemas automatizados da aeronave;

(4) Condições induzidas pelo sistema, incluindo interferência e atrito; e

(5) Operações de táxi, decolagem e pouso sobre as superfícies aplicáveis, incluindo taxi com vento de cauda e rajadas ocorrendo sobre as superfícies aplicáveis.

(c) Cabine pressurizada, resultante do diferencial de pressurização:

(1) De zero até a pressão de alívio máxima combinada com cargas de rajada e de manobras;

(2) De zero até a pressão de alívio máxima combinada com as cargas em solo e na água se o avião puder pousar com a cabine pressurizada; e

(3) Na máxima pressão de alívio multiplicada por 1,33, omitindo todas as outras cargas.

23.2230 Cargas limites e finais.

O requerente deve determinar:

(a) As cargas limites, as quais são iguais às cargas estruturais de projeto, a não ser que seja determinado de outra forma em algum outro lugar neste regulamento; e

(b) As cargas finais, as quais são iguais às cargas limites multiplicadas por um fator de segurança de 1,5 a não ser que seja determinado de outra forma neste regulamento.

DESEMPENHO ESTRUTURAL

### 23.2235 Resistência estrutural.

A estrutura deve suportar:

(a) Cargas limites sem:

- (1) Interferência com a operação segura do avião; e
- (2) Deformações permanentes prejudiciais.

(b) Cargas finais.

### 23.2240 Durabilidade estrutural.

(a) O requerente deve desenvolver e implementar inspeções ou outros procedimentos para prevenir falhas estruturais devido a causas previsíveis de degradação de resistência, as quais poderiam resultar em danos sérios ou fatais, ou longos períodos de operação com margens de segurança reduzidas. Cada uma das inspeções ou outros procedimentos desenvolvidos sob esta seção devem ser incluídos na seção de Limitações de Aeronavegabilidade das Instruções de Aeronavegabilidade Continuada requerida pela seção 23.1529.

(b) Para aviões Nível 4, os procedimentos desenvolvidos para cumprir com o parágrafo (a) desta seção devem ser capazes de detectar danos estruturais antes que o dano possa resultar em falha estrutural.

(c) Para aviões pressurizados:

(1) O avião deve ser capaz de continuar o voo e pousar seguramente após uma despressurização súbita da cabine, incluindo despressurizações súbitas causadas pelas falhas de porta ou janela.

(2) Para aviões com altitude máxima de operação maior que 41.000 pés (12.497 metros), os procedimentos desenvolvidos para cumprir com o parágrafo (a) desta seção devem ser capazes de detectar danos na estrutura da cabine pressurizada antes que os danos possam resultar em uma rápida descompressão que resultaria em ferimentos sérios ou fatais.

(d) O avião deve ser projetado para minimizar perigos para o avião devido aos danos estruturais causados por fragmentos de alta energia de uma falha não contida do motor ou de máquina rotativa.

### 23.2245 Aeroelasticidade.

(a) O avião deve ser livre de flutter, reversões de controles e divergências:

- (1) Em todas velocidades dentro e suficientemente além do envelope estrutural de projeto;
- (2) Para qualquer configuração e condição de operação;
- (3) Levando em conta os graus de liberdade críticos; e
- (4) Levando em conta quaisquer falhas ou mau funcionamentos críticos.

(b) O requerente deve estabelecer tolerâncias para todas as quantidades que afetem flutter.

## PROJETO

### 23.2250 Princípios de projeto e construção.

(a) O requerente deve projetar cada peça, artigo e montagem para as condições de operação esperadas para o avião.

(b) Os dados de projeto devem adequadamente definir as peças, artigos ou configurações de montagem, suas características de projeto, e quaisquer materiais e processos utilizados.

(c) O requerente deve determinar a adequabilidade de cada detalhe de projeto e peças que tenham uma importante influência na segurança operacional.

(d) O sistema de controle deve ser livre de interferências, atritos excessivos e deflexões excessivas quando o avião estiver sujeito às cargas de voo limites esperadas.

(e) Portas, canopis e saídas devem ser protegidas contra aberturas inadvertidas em voo, a menos que demonstre não causar perigo quando abertas em voo.

### 23.2255 Proteção da estrutura.

(a) O requerente deve proteger cada peça do avião, incluindo pequenas peças como fixadores, contra deterioração ou perda de resistência devido a qualquer causa que seja provável de ocorrer no ambiente operacional esperado.

(b) Cada parte do avião deve ter provisões adequadas para ventilação e drenagem.

(c) Para cada peça que requeira manutenção, manutenção preventiva, ou serviço, o requerente deve incorporar um meio, no projeto do avião, para permitir que tais ações sejam cumpridas.

#### 23.2260 Materiais e processos.

(a) O requerente deve determinar a adequabilidade e durabilidade dos materiais utilizados nas peças, artigos e montagens, levando em consideração os efeitos das prováveis condições ambientais esperadas em serviço, cuja falha poderia impedir a continuação do voo e pouso seguros.

(b) Os métodos e processos de fabricação e montagem usados devem produzir estruturas consistentes com o projetado. Se um processo de fabricação requerer controles rígidos para alcançar este objetivo, o requerente deve executar o processo sob uma especificação de processo aprovada.

(c) Exceto como mencionado nos parágrafos (f) e (g) desta seção, o requerente deve selecionar valores de projeto que garantam a resistência do material com probabilidades que levem em conta a criticalidade dos elementos estruturais. Os valores de projeto devem levar em conta a probabilidade de falha estrutural devido à variabilidade do material.

(d) Se as propriedades de resistência do material forem requeridas, uma determinação daquelas propriedades deve ser baseada em testes suficientes do material cumprindo as especificações, para estabelecer valores de projeto com uma base estatística.

(e) Se efeitos térmicos são significantes em um componente crítico ou estrutura sob condições normais de operação, o requerente deve determinar aqueles efeitos nos estresses admissíveis usados para o projeto.

(f) Os valores de projeto, maiores que os mínimos especificados por esta seção, podem ser usados, somente onde os valores mínimos garantidos são normalmente permitidos, se uma amostra de cada item individual for testada antes do uso para determinar que as propriedades de resistência reais desse item em particular serão iguais ou excedem aqueles usados no projeto.

(g) Um requerente pode usar outros valores de projeto do material se aprovado pela Autoridade.

#### 23.2265 Fatores especiais de segurança.

(a) O requerente deve determinar um fator especial de segurança para cada valor de projeto crítico de cada peça, artigo ou montagem para os quais o valor crítico de projeto é incerto, e para cada peça, artigo ou montagem que seja:

(1) Provavelmente deteriorado em serviço antes de uma troca normal; ou

(2) Sujeito a apreciável variabilidade devido a incertezas nos processos de fabricação ou métodos de inspeção.

(b) O requerente deve determinar um fator especial de segurança usando controles de qualidade e especificações que leve em conta cada:

(1) Tipo de aplicação;

(2) Método de inspeção;

(3) Requisitos de teste estrutural;

(4) Porcentagem de amostra; e

(5) Controle de processo e material.

(c) O requerente deve multiplicar o maior fator especial de segurança pertinente no projeto em cada parte da estrutura por cada carga limite e final, ou somente carga final se não houver carga limite correspondente, como ocorre com as cargas de condições de emergência.

### PROTEÇÃO ESTRUTURAL DOS OCUPANTES

#### 23.2270 Condições de emergência.

(a) O avião, mesmo quando danificado em um pouso de emergência, deve proteger cada ocupante contra lesões que impediriam a evacuação quando:

- (1) Usar corretamente o equipamento de segurança e os recursos previstos no projeto;
- (2) O ocupante experimentar as cargas estáticas finais de inércia prováveis de ocorrerem em um pouso de emergência; e
- (3) Itens de massa, incluindo motores ou unidades de potência auxiliar (APUs), dentro ou atrás da cabine, que possam ferir um ocupante, quando experimentando as cargas finais de inércia prováveis de ocorrerem em um pouso de emergência.

(b) As condições de pouso de emergência especificadas no parágrafo (a)(1) e (a)(2) desta seção, devem:

- (1) Incluir condições dinâmicas que são prováveis de ocorrer em um pouso de emergência; e
- (2) Não gerar cargas experimentadas pelos ocupantes, que excedam aos critérios de ferimentos que um ser humano suporta, devido às contenções ou contato com objetos no avião.

(c) O avião deve prover proteção para todos ocupantes, levando em conta as condições prováveis de voo, solo e pouso de emergência.

(d) Cada sistema de proteção do ocupante deve exercer sua função pretendida e não criar um perigo que poderia causar um ferimento secundário em um ocupante. O sistema de proteção do ocupante não deve impedir a saída do ocupante ou interferir com a operação do avião quando não estiver em uso.

(e) Cada compartimento de bagagem e de carga deve:

- (1) Ser projetado para o peso máximo dos conteúdos e para distribuições de cargas críticas nos fatores de carga máximos correspondentes às condições de voo e solo determinadas por este regulamento;
- (2) Ter meios de prevenir que o conteúdo do compartimento venha a se tornar perigoso, por impacto com o ocupante ou por deslocamento; e
- (3) Proteger quaisquer controles, fiações, linhas, equipamentos ou acessórios, cuja falha ou dano afetariam as operações seguras.

## SUBPARTE D

### PROJETO E CONSTRUÇÃO

#### 23.2300 Sistemas de controle de voo.

(a) O requerente deve projetar sistemas de controle de voo do avião para:

(1) Operar facilmente, suavemente e positivamente o suficiente para permitir o bom desempenho de suas funções;

(2) Proteger contra riscos prováveis.

(b) O requerente deve projetar sistemas de compensação, se instalados, para:

(1) Proteger contra a operação inadvertida, incorreta ou abrupta do compensador;

(2) Fornecer um meio para indicar:

(i) A direção do movimento de controle do compensador em relação ao movimento do avião;

(ii) A posição do compensador em relação à sua faixa de operação;

(iii) A posição neutra para a compensação lateral e direcional; e

(iv) O intervalo de operação para a decolagem em todas as configurações de centro de gravidade requeridos pelo requerente.

#### 23.2305 Sistemas de trem de pouso.

(a) O trem de pouso deve ser projetado para:

(1) Fornecer suporte e controle estáveis ao avião durante a operação em superfície; e

(2) Levantar em conta possíveis falhas no sistema e prováveis ambientes de operação (incluindo extrapolação das limitações previstas e procedimentos de emergência).

(b) Todos os aviões devem ter um meio confiável de parar o avião com absorção de energia cinética suficiente para dar conta do pouso. Os aviões para os quais é requerido a demonstração da capacidade de abortar decolagem devem levar em conta essa energia cinética adicional.

(c) Para aviões que possuem um sistema que aciona o trem de pouso, deve existir:

(1) Um meio confiável para manter o trem de pouso na posição de pouso; e

(2) Um meio alternativo disponível para colocar o trem de pouso na posição de pouso, quando uma posição não-estendida do sistema seria um perigo.

23.2310 Flutuabilidade para hidroaviões e anfíbios.

Aviões destinados a operações sobre a água devem:

(a) Fornecer flutuabilidade de 80 por cento a mais que a flutuabilidade necessária para suportar o peso máximo do avião em água doce; e

(b) Ter margem suficiente para que o avião flutue em repouso em águas calmas sem virar em caso de prováveis inundações no flutuador ou casco.

#### PROJETO DO SISTEMA DE PROTEÇÃO DO OCUPANTE

23.2315 Meios de saída e saídas de emergência.

(a) Com a cabine configurada para decolagem ou pouso, o avião deve ser projetado para:

(1) Facilitar a evacuação rápida e segura do avião em condições susceptíveis de ocorrer após um pouso de emergência, excluindo pouso na água para os aviões de nível 1, nível 2 e monomotores de nível 3.

(2) Ter meios de saída (aberturas, saídas ou saídas de emergência) que possam ser facilmente localizados e abertos de dentro e de fora. Os métodos de abertura devem ser simples e óbvios e marcados dentro e fora do avião;

(3) Ter acesso fácil às saídas de emergência quando presentes.

(b) Os aviões aprovados para acrobacias aéreas devem ter meios para sair do avião em voo.

23.2320 Ambiente físico para o ocupante.

(a) O requerente deve projetar o avião para:

(1) Permitir comunicação clara entre a tripulação de voo e os passageiros;

(2) Proteger o piloto e os controles de voo, das hélices; e

(3) Proteger os ocupantes de ferimentos graves devido a danos nos para-brisas, janelas e canopies.

(b) Para os aviões de nível 4, cada pára-brisa e sua estrutura de suporte na frente do piloto devem suportar, sem penetração, o impacto equivalente a um pássaro de duas libras quando a velocidade do avião for igual à velocidade máxima de aproximação com flape.

(c) O avião deve fornecer ar a cada ocupante com uma pressão respirável, livre de concentrações perigosas de gases, vapores e fumaça durante operações normais e falhas prováveis.

(d) Se um sistema de pressurização estiver instalado no avião, ele deve ser projetado para proteger contra:

(1) Descompressão para um nível inseguro; e

(2) Pressão diferencial excessiva.

(e) Se um sistema de oxigênio estiver instalado no avião, este deve:

(1) Fornecer oxigênio efetivamente para cada usuário para evitar os efeitos da hipóxia; e

(2) Ser livre de perigos em si, em seu método de operação, e seu efeito sobre outros componentes.

#### PROTEÇÃO CONTRA FOGO E ALTA ENERGIA

23.2325 Proteção contra fogo.

(a) Os seguintes materiais devem ser autoextinguíveis:

(1) Isolamento de fios elétricos e cabos elétricos;



(2) Para aviões níveis 1, 2 e 3, materiais nos compartimentos de bagagem e de carga inacessíveis em voo; e

(3) Para aviões nível 4, materiais na cabine de comando, cabine de passageiros e nos compartimentos de carga e bagagem.

(b) Os seguintes materiais devem ser resistentes a chama:

(1) Para aviões níveis 1, 2 e 3, materiais em cada compartimento acessível em voo; e

(2) Qualquer equipamento associado a qualquer instalação de cabo elétrico que sobreaqueceria em caso de sobrecarga ou falha do circuito.

(c) Os materiais térmicos / acústicos na fuselagem, se instalados, não devem ser um risco de propagação da chama.

(d) As fontes de calor dentro de cada compartimento de bagagem e de carga que sejam capazes de inflamar objetos adjacentes devem ser protegidas e isoladas para evitar tal ignição.

(e) Para os aviões de nível 4, cada compartimento de bagagem e de carga deve:

(1) Estar localizado onde o fogo seria visível para os pilotos, ou equipado com um sistema de detecção de fogo e sistema de alerta; e

(2) Ser acessível para a extinção manual de fogo, tenha um sistema de extinção de fogo embutido ou seja construído e selado para conter qualquer fogo dentro do compartimento.

(f) Deve haver um meio para extinguir qualquer fogo na cabine, de modo que:

(1) O piloto, enquanto sentado, possa acessar facilmente os meios de extinção de fogo; e

(2) Para aviões de níveis 3 e 4, os passageiros tenham meios de extinção de fogo disponíveis no compartimento dos passageiros.

(g) Cada área em que fluidos inflamáveis ou vapores possam escapar por vazamento de um sistema de fluidos deve:

(1) Ser definido como tal; e

(2) Ter um meio para minimizar a probabilidade de ignição do fluido e vapor, e o perigo resultante, se a ignição ocorrer.

(h) As instalações dos aquecedores à combustão devem ser protegidas contra fogo não contido.

23.2330 Proteção contra incêndio em zonas definidas como de fogo e áreas adjacentes.

(a) Os controles de voo, estruturas de fixação do motor e outras estruturas de voo dentro ou adjacentes a zonas definidas como de fogo devem ser capazes de suportar os efeitos de fogo.

(b) Os motores em uma zona definida como de fogo devem permanecer fixos ao avião em caso de fogo.

(c) Em zonas definidas como de fogo, terminais, equipamentos e cabos elétricos utilizados durante procedimentos de emergência devem ser resistentes ao fogo.

23.2335 Proteção contra raios.

O avião deve ser protegido contra efeitos catastróficos de raios.

## SUBPARTE E

### GRUPO MOTOPROPULSOR

23.2400 Instalação do grupo motopropulsor.

(a) Para a finalidade desta subparte, a instalação do grupo motopropulsor do avião deve incluir cada componente necessário para propulsão que afete a segurança da propulsão ou forneça energia auxiliar ao avião.

(b) Cada motor e hélice do avião deve ser de tipo certificado, exceto para motores e hélices instalados em aviões de baixa velocidade de nível 1, que podem ser aprovados sob o certificado de tipo do avião de acordo com um padrão aceito pela ANAC que contenha critérios de aeronavegabilidade que a ANAC considerou adequados e aplicáveis ao projeto específico e ao uso pretendido do motor ou da hélice, e forneça um nível de segurança aceitável para a ANAC.

(c) O requerente deve construir e organizar cada instalação do grupo motopropulsor levando em conta:

- (1) Condições de operação prováveis, incluindo ameaças de objetos estranhos;
- (2) Espaçamento suficiente de peças móveis para outras partes do avião e seus arredores;
- (3) Perigos prováveis na operação, incluindo os perigos para o pessoal em terra; e
- (4) Vibração e fadiga.

(d) Acumulações perigosas de fluidos, vapores, ou gases devem ser isoladas dos compartimentos do avião e de pessoal, e devem ser contidas ou descarregadas com segurança.

(e) Os componentes do grupo motopropulsor devem cumprir com as limitações de seus componentes e instruções de instalação, ou deve ser demonstrado que não criam algum perigo.

23.2405 Sistemas automáticos de controle de potência ou de empuxo.

(a) Um sistema automático de controle de potência ou empuxo destinado a uso em voo deve ser projetado de forma que a operação normal do sistema não resulte em condições inseguras.

(b) Qualquer falha única ou combinação provável de falhas de um sistema automático de controle de potência ou de empuxo não deve impedir a continuação do voo e pouso seguros do avião.

(c) A operação inadvertida de um sistema automático de controle de potência ou de empuxo pela tripulação de voo deve ser impedida, ou se não for impedida, não deve resultar em uma condição insegura.

(d) A menos que a falha de um sistema automático de controle de potência ou de empuxo seja extremamente remota, o sistema deve:

- (1) Fornecer um meio para a tripulação de voo verificar se o sistema está em uma condição operacional;
- (2) Fornecer um meio para que a tripulação de voo sobreponha a função automática; e
- (3) Impedir a desativação inadvertida do sistema.

23.2410 Avaliação de risco da instalação do grupo motopropulsor.

O requerente deve avaliar cada grupo motopropulsor separadamente e em relação a outros sistemas e instalações do avião para mostrar que qualquer perigo resultante da falha provável de qualquer sistema, componente, ou acessório da propulsão não irá:

(a) Impedir a continuação do voo e pouso seguros ou, se a continuação do voo e pouso seguros não puderem ser assegurados, o perigo tenha sido minimizado;

(b) Causar ferimentos graves que possam ser evitados; e

(c) Exigir ação imediata por qualquer membro da tripulação para a continuidade de operação de qualquer sistema motopropulsor remanescente.

23.2415 Proteção contra gelo do grupo motopropulsor.

(a) O projeto do avião, incluindo o sistema de entrada e admissão de ar, deve impedir a acumulação previsível de gelo ou neve que afete a operação do grupo motopropulsor adversamente.

(b) O projeto de instalação do grupo motopropulsor deve evitar qualquer acumulação de gelo ou neve que afete adversamente a operação do grupo motopropulsor, naquelas condições de formação de gelo para as quais a certificação é solicitada.

23.2420 Sistemas de reversos.

Cada sistema de reverso deve ser projetado para que:

(a) Não haja condição insegura durante a operação normal do sistema; e

(b) O avião seja capaz de continuar o voo e pousar seguramente após qualquer falha única, combinação provável de falhas, ou mau funcionamento do sistema de reverso.

23.2425 Características operacionais do grupo motopropulsor.

(a) O grupo motopropulsor instalado deve funcionar sem quaisquer características perigosas durante a operação normal e de emergência, dentro da faixa de limitações operacionais para o avião e o motor.

(b) O piloto deve ter a capacidade de parar o grupo motopropulsor em voo e religar o grupo motopropulsor dentro de um envelope operacional estabelecido.

#### 23.2430 Sistemas de combustível.

(a) Cada sistema de combustível deve:

(1) Ser projetado e organizado para fornecer independência entre vários sistemas de armazenamento e fornecimento de combustível, de modo que a falha de qualquer componente individual em um sistema não resultará na perda de armazenamento ou fornecimento de combustível de outro sistema;

(2) Ser projetado e organizado para evitar a ignição do combustível dentro do sistema por incidência direta de raios ou condução de correntes elétricas desta resultante (“swept lightning strokes”) em áreas onde tais ocorrências sejam altamente prováveis, ou por efeito corona ou circulação em saídas de ventilação de combustível;

(3) Fornecer o combustível necessário para garantir que cada grupo motopropulsor e unidade de potência auxiliar funcionem corretamente em todas as condições de operação prováveis;

(4) Fornecer à tripulação de voo meios para determinar a quantidade total disponível de combustível utilizável e prover o fornecimento ininterrupto deste combustível quando o sistema é operado corretamente, levando em conta prováveis flutuações de combustível;

(5) Fornecer um meio seguro de remover ou isolar o combustível armazenado no sistema do avião,;

(6) Ser projetado para conter o combustível sob todas as condições de operação prováveis e minimizar os perigos para os ocupantes durante qualquer pouso de emergência com sobreviventes. Para aviões de nível 4, deve ser levada em consideração a falha por sobrecarga do sistema de trem pouso; e

(7) Evitar contaminação perigosa do combustível fornecido a cada grupo motopropulsor e unidade de potência auxiliar.

(b) Cada sistema de armazenamento de combustível deve:

(1) Resistir às cargas sob condições de operação prováveis sem falha;

(2) Ser isolado dos compartimentos de pessoal e protegido de perigos devido a influências não intencionais de temperatura;

(3) Ser projetado para evitar perda significativa de combustível armazenado a partir de qualquer sistema de ventilação devido à transferência de combustível entre os sistemas de armazenamento ou fornecimento, ou em condições operacionais prováveis;

(4) Fornecer combustível durante pelo menos meia de operação em potência ou empuxo máximos contínuos; e

(5) Ser capaz de alijar combustível com segurança, se necessário para pouso.

(c) Cada sistema de reabastecimento ou recarga de combustível deve ser projetado para:

(1) Impedir o reabastecimento ou recarga impróprios;

(2) Evitar a contaminação do combustível armazenado durante condições de operação prováveis; e

(3) Impedir a ocorrência de qualquer perigo para o avião ou para pessoas durante o reabastecimento ou recarga.

#### 23.2435 Sistemas de admissão de ar e de exaustão do grupo motopropulsor.

(a) O sistema de admissão de ar para cada grupo motopropulsor ou unidade de potência auxiliar e seus acessórios devem:

(1) Fornecer o ar requerido por esse grupo motopropulsor ou unidade auxiliar de potência e seus acessórios sob condições de operação prováveis;

(2) Ser concebido para evitar riscos prováveis em caso de fogo ou explosão;

(3) Minimizar a ingestão de matéria estranha; e

(4) Fornecer uma admissão alternativa se o bloqueio da admissão primária for provável.

(b) O sistema de exaustão, incluindo trocadores de calor de exaustão, para cada grupo motopropulsor ou unidade de potência auxiliar, deve:

- (1) Fornecer um meio para descartar de forma segura materiais potencialmente prejudiciais; e
- (2) Ser projetado para evitar riscos prováveis devido ao calor, corrosão ou bloqueio.

23.2440 Proteção contra fogo do grupo motopropulsor.

(a) Um grupo motopropulsor, uma unidade de potência auxiliar ou um aquecedor à combustão, que inclua um fluido inflamável e uma fonte de ignição para este fluido, deve ser instalado em uma zona definida como de fogo zona.

(b) Cada zona definida como de fogo deve fornecer um meio para isolar e mitigar os riscos para o avião em caso de fogo ou superaquecimento dentro da zona.

(c) Cada componente, linha, conexões e controle sujeitos a condições de fogo devem:

- (1) Ser projetados e localizados para evitar perigos resultantes de fogo, incluindo qualquer item localizado adjacente a uma zona definida como de fogo que possa ser afetada por fogo dentro dessa zona;
- (2) Ser resistentes ao fogo caso transporte fluidos inflamáveis, gás ou ar ou item necessário para operação em caso de fogo; e
- (3) Ser à prova de fogo ou recobertos por uma proteção contra fogo, caso armazene fluidos inflamáveis concentrados.

(d) O requerente deve fornecer um meio para evitar que quantidades perigosas de fluidos inflamáveis fluam para dentro ou por dentro ou através de cada zona definida como de fogo. Este meio deve:

- (1) Não restringir o fluxo ou limitar o funcionamento de qualquer sistema de propulsão ou unidades de potência auxiliar remanescentes, ou equipamento necessário para segurança;
- (2) Impedir operação inadvertida; e
- (3) Estar localizado fora da zona de fogo, a menos que um grau de segurança igual seja fornecido dentro da zona de fogo.

(e) Um meio para garantir a detecção imediata de fogo deve ser fornecido para cada zona definida como de fogo:

- (1) Em um avião multimotor onde a detecção mitigará os perigos prováveis para o avião; ou
- (2) Que contenha um extintor de incêndio.

(f) Um meio para extinguir fogo dentro de uma zona de fogo, exceto na zona de fogo do aquecedor à combustão, deve ser fornecido para:

- (1) Qualquer zona de fogo localizada fora do campo de visão do piloto;
- (2) Qualquer zona de fogo embutida na fuselagem, que também deve incluir um meio redundante para extinguir o fogo; e
- (3) Qualquer zona de fogo em um avião de nível 4.

## SUBPARTE F

### EQUIPAMENTO

23.2500 Requisitos de sistemas a nível avião.

Em termos gerais, esta seção se aplica a equipamentos e sistemas instalados, a menos que uma seção deste regulamento imponha requisitos para uma parte específica do equipamento, sistema ou sistemas.

(a) Os equipamentos ou sistemas requeridos para um avião operar de forma segura, nos modos de operação para os quais certificação é requerida (VFR diurno, VFR noturno, IFR) devem ser projetados e instalados para:

- (1) Satisfazer o nível de segurança aplicável para o nível de certificação e de desempenho do avião; e
- (2) Desempenhar sua função pretendida dentro dos limites operacionais e ambientais para os quais o avião é certificado.

(b) Os sistemas e equipamentos não cobertos pelo parágrafo (a), considerados separadamente e em relação a outros sistemas, devem ser projetados e instalados de forma que sua operação não tenha efeitos adversos sobre o avião ou seus ocupantes.

#### 23.2505 Instalação e funcionamento.

Quando instalado, cada item de um equipamento deve funcionar conforme pretendido.

#### 23.2510 Equipamentos, sistemas e instalações.

Para qualquer sistema ou equipamento do avião cuja falha ou operação anormal não tenha sido especificamente tratada por outro requisito neste regulamento, o requerente deve projetar e instalar cada sistema e equipamento, de forma que haja uma relação inversa lógica e aceitável entre a probabilidade média e a severidade das condições de falha na medida em que:

- (a) Cada condição de falha catastrófica seja extremamente improvável;
- (b) Cada condição de falha hazardous seja extremamente remota;
- (c) Cada condição de falha major seja remota.

#### 23.2515 Proteção contra efeitos de descargas atmosféricas para sistemas elétricos e eletrônicos.

Um avião aprovado para operações IFR deve atender os seguintes requisitos, a menos que o requerente demonstre que a exposição a descargas atmosféricas é improvável:

- (a) Cada sistema elétrico e eletrônico que desempenhe uma função cuja falha impediria a continuação segura do voo e pouso do avião, deve ser projetado e instalado de modo que:
  - (1) A função a nível avião não seja afetada adversamente durante e após o período em que o avião for exposto à descarga atmosférica; e
  - (2) O sistema recupere a operação normal daquela função em tempo hábil após o avião ser exposto à descarga atmosférica, a menos que a recuperação do sistema entre em conflito com outros requisitos operacionais ou funcionais do sistema.
- (b) Cada sistema elétrico e eletrônico que desempenhe uma função cuja falha reduziria significativamente a capacidade do avião ou a habilidade da tripulação de voo de reagir a uma condição adversa de operação, deve ser projetado e instalado de modo que o sistema recupere a operação normal daquela função em tempo hábil após o avião ser exposto à descarga atmosférica.

#### 23.2520 Proteção contra efeitos de campos irradiados de alta intensidade (HIRF).

- (a) Cada sistema elétrico e eletrônico que desempenhe uma função, cuja falha impediria a continuação segura do voo e pouso do avião, deve ser projetado e instalado de modo que:
  - (1) A função a nível avião não seja afetada adversamente durante e após o período em que o avião for exposto ao ambiente com HIRF; e
  - (2) O sistema recupere a operação normal daquela função em tempo hábil após o avião ser exposto ao ambiente com HIRF, a menos que a recuperação do sistema entre em conflito com outros requisitos operacionais ou funcionais do sistema.
- (b) Para aviões aprovados para operações IFR, cada sistema elétrico e eletrônico que desempenhe uma função, cuja falha reduziria significativamente a capacidade do avião ou a habilidade da tripulação de voo de reagir a uma condição adversa de operação, deve ser projetado e instalado de modo que o sistema recupere a operação normal daquela função em tempo hábil após o avião ser exposto ao ambiente com HIRF.

#### 23.2525 Sistema de geração, armazenamento e distribuição de energia.

A geração, armazenamento e distribuição de energia para qualquer sistema devem ser projetados e instalados para:

- (a) Prover a energia requerida para operação das cargas conectadas durante todas as condições de operação pretendidas;
- (b) Garantir que nenhuma falha simples ou o mau funcionamento de qualquer fonte de energia, sistema de distribuição ou outro sistema utilizado impedirá o sistema de suprir as cargas essenciais para a continuação segura do voo e pouso do avião; e

(c) Ter capacidade suficiente, caso a fonte primária falhe, de suprir as cargas essenciais, incluindo as cargas essenciais não-contínuas pelo tempo necessário para completar a função requerida para a continuação segura do voo e pouso.

#### 23.2530 Iluminação externa e de cabine de pilotos.

(a) O requerente deve projetar e instalar todas as luzes de forma a minimizar quaisquer efeitos adversos à realização das tarefas da tripulação de voo.

(b) Qualquer luz de posição e anticolisão se requerida pelo RBHA 91, ou RBAC que venha a substituí-lo, deve atender as intensidades, frequência de lampejo, cores, campos de cobertura, e outras características que permitam tempo suficiente para outra aeronave evitar uma colisão.

(c) Qualquer luz de posição, se requerida pelo RBHA 91, ou RBAC que venha a substituí-lo, deve incluir uma luz vermelha no lado esquerdo do avião, uma luz verde no lado direito do avião, lateralmente espaçadas o mais distante possível, e uma luz branca voltada para trás, localizada na parte traseira do avião ou nas pontas das asas.

(d) Quaisquer luzes de táxi e de pouso devem ser projetadas e instaladas de forma a prover iluminação suficiente para operações noturnas.

(e) Para hidroavião ou aviões anfíbios, luzes de ancoragem devem prover uma luz branca visível em condições atmosféricas limpas.

#### 23.2535 Equipamentos de segurança.

Equipamentos de segurança e sobrevivência, requeridos pelas regras operacionais, devem ser confiáveis, prontamente acessíveis, facilmente identificáveis, e claramente marcados para identificar seus métodos de operação.

#### 23.2540 Voo em condições de gelo.

Um requerente que solicite certificação para voo em condições de gelo definidas na parte 1 do apêndice C do RBAC 25, ou um requerente que solicite certificação para voo nessas condições de formação de gelo e em qualquer outra condição atmosférica de formação de gelo, deve demonstrar o seguinte para as condições de formação de gelo para as quais a certificação é requerida:

(a) O sistema de proteção contra gelo proporciona uma operação segura.

(b) O projeto do avião deve proporcionar proteção contra estol quando o piloto automático estiver operando.

#### 23.2545 Elementos de sistemas pressurizados.

Sistemas pressurizados devem resistir a pressões de prova e estouro adequadas.

#### 23.2550 Equipamentos contendo rotores de alta energia.

Equipamentos contendo rotores de alta energia devem ser projetados ou instalados de forma a proteger os ocupantes e o avião de fragmentos não-contidos.

### SUBPARTE G

## INTERFACE COM A TRIPULAÇÃO E OUTRAS INFORMAÇÕES

#### 23.2600 Interface com a tripulação.

(a) O compartimento do piloto, seus equipamentos, e sua organização incluindo a visão do piloto, devem permitir que cada piloto realize suas tarefas, incluindo táxi, decolagem, subida, cruzeiro, descida, aproximação, pouso e realizar quaisquer manobras dentro do envelope operacional do avião, sem concentração, habilidade, estado de alerta ou fadiga excessivas.

(b) O requerente deve instalar controles e mostradores de voo, navegação, vigilância e do grupo motopropulsor, de modo que a tripulação de voo qualificada possa monitorar e desempenhar tarefas definidas, associadas às funções pretendidas dos sistemas e equipamentos. O projeto do sistema e equipamento deve minimizar erros da tripulação de voo, que poderiam resultar em riscos adicionais.

(c) Para os aviões de nível 4, o projeto da interface da tripulação de voo deve permitir a continuação do voo e pouso seguros após a perda de visão através de qualquer um dos painéis do para-brisa.

### 23.2605 Instalação e operação.

(a) Cada item de equipamento instalado relacionado à interface da tripulação de voo deve ser rotulado, se aplicável, quanto à sua identificação, função ou limitações de operação ou qualquer combinação desses fatores.

(b) Deve haver um meio discernível de fornecer os parâmetros operacionais do sistema requeridos para operar o avião, incluindo avisos de atenção, alertas de perigo e indicações normais para o tripulante responsável.

(c) As informações relativas a uma condição insegura de operação do sistema devem ser fornecidas em tempo hábil ao tripulante responsável por tomar medidas corretivas. A informação deve ser clara o suficiente para evitar erros prováveis da tripulação.

### 23.2610 Marcação de instrumentos, marcação de controles e placares.

(a) Cada avião deve exibir de forma conspícua qualquer placar e marcação de instrumento necessários para operação.

(b) O projeto deve indicar claramente a função de cada controle da cabine de pilotos, que não sejam os controles primários de voo.

(c) O requerente deve incluir as marcações de instrumentos e informações de placares no Manual de Voo do Avião.

### 23.2615 Instrumentos de voo, navegação e de propulsão.

(a) Os sistemas instalados devem fornecer ao integrante da tripulação de voo que define ou monitora os parâmetros de voo, de navegação e do grupo motopropulsor, as informações necessárias para fazê-lo, durante cada fase do voo. Esta informação deve:

(1) Ser apresentada de forma que o tripulante possa monitorar o parâmetro e determinar as tendências, conforme necessário, para operar o avião; e

(2) Incluir limitações, a menos que a limitação não possa ser excedida em nenhuma das operações pretendidas.

(b) Sistemas de indicação que integram a exibição de parâmetros de voo ou do grupo motopropulsor necessários para operar o avião ou que são exigidos pelas regras operacionais devem:

(1) Não inibir o mostrador primário de parâmetros de voo ou do grupo motopropulsor necessários para qualquer membro da tripulação de voo em qualquer modo de operação normal; e

(2) Em combinação com outros sistemas, ser projetado e instalado de modo que as informações essenciais para a continuação segura do voo e pouso estejam disponíveis para a tripulação de voo em tempo hábil após qualquer falha individual ou provável combinação de falhas.

### 23.2620 Manual de voo do avião.

O requerente deve fornecer um Manual de Voo do Avião que deve ser entregue com cada avião.

(a) O Manual de Voo do Avião deve conter as seguintes informações:

(1) Limitações operacionais do avião;

(2) Procedimentos operacionais do avião;

(3) Informação de desempenho;

(4) Informações de carregamento; e

(5) Outras informações necessárias para uma operação segura devido a características de projeto, operação ou manuseio.

(b) As seguintes seções do Manual de Voo do Avião devem ser aprovadas pela ANAC em uma maneira especificada pela ANAC:

(1) Para aviões de baixa velocidade, nível 1 e 2, as partes do Manual de Voo do Avião contendo as informações especificadas no parágrafo (a)(1) desta seção; e

(2) Para aviões de alta velocidade de nível 1 e 2, todos os aviões de nível 3 e 4, as partes do Manual de Voo do Avião contendo as informações especificadas nos parágrafos (a)(1) à (a)(4) desta seção.

## APÊNDICE A AO RBAC 23

### INSTRUÇÕES PARA AERONAVEGABILIDADE CONTINUADA

#### A23.1 Geral

(a) Este apêndice especifica os requisitos para a preparação das Instruções para Aeronavegabilidade Continuada conforme exigido por este regulamento.

(b) As Instruções para Aeronavegabilidade Continuada para cada avião devem incluir as Instruções de Aeronavegabilidade Continuada para cada motor e hélice (doravante denominados "produtos"), para cada equipamento exigido pela ANAC e qualquer informação necessária relacionada à interface desses equipamentos e produtos com o avião. Se as Instruções para Aeronavegabilidade Continuada não forem fornecidas pelo fabricante de um equipamento ou produto instalado no avião, as Instruções para Aeronavegabilidade Continuada do avião devem incluir as informações essenciais para a aeronavegabilidade continuada do avião.

(c) O requerente deve submeter à ANAC um programa para mostrar como as mudanças nas Instruções de Aeronavegabilidade Continuada, feitas pelo requerente ou pelos fabricantes de produtos e equipamentos instalados no avião, serão distribuídas.

#### A23.2 Formato

(a) As Instruções para Aeronavegabilidade Continuada devem ser na forma de um manual ou manuais, conforme apropriado à quantidade de dados a serem fornecidos.

(b) O formato do manual ou dos manuais deve garantir uma organização prática.

#### A23.3 Conteúdo

O conteúdo do manual, ou dos manuais, deve ser preparado nos idiomas inglês ou português. As Instruções para Aeronavegabilidade Continuada devem conter os seguintes manuais ou seções e informações:

(a) Manual ou seção de manutenção do avião.

(1) Informação introdutória que inclua uma explicação dos dados e das características do avião na medida necessária para manutenção ou manutenção preventiva;

(2) Uma descrição do avião e seus sistemas e instalações, incluindo seus motores, hélices e equipamentos;

(3) Informações básicas de controle e operação descrevendo como os componentes e sistemas do avião são controlados e como eles operam, incluindo quaisquer procedimentos especiais e limitações aplicáveis;

(4) Informações de serviço que cubram detalhes sobre pontos de serviço, capacidades de tanques, reservatórios, tipos de fluidos a serem utilizados, pressões aplicáveis aos vários sistemas, localização dos painéis de acesso para inspeção e serviço, pontos de lubrificação, lubrificantes a serem usados, equipamentos necessários para serviço, instruções e limitações de reboque, informações de amarração, levantamento e nivelamento.

(b) Instruções de manutenção.

(1) Informações calendárias para cada parte do avião e seus motores, unidades auxiliares de potência, hélices, acessórios, instrumentos e equipamentos que forneçam os períodos recomendados em que devem ser limpos, inspecionados, ajustados, testados e lubrificados, e o nível de inspeção, as tolerâncias de desgaste aplicáveis e as tarefas recomendadas nestes períodos. No entanto, o requerente pode fazer referência a um fabricante de acessórios, instrumentos ou equipamentos como fonte dessas informações se o requerente demonstrar que o item possui um grau de complexidade excepcionalmente alto, requerendo técnicas de manutenção especializadas, equipamentos de teste ou conhecimentos especializados. Os períodos de "overhaul" (revisão completa) recomendados e a necessária referência cruzada à seção de Limitações de Aeronavegabilidade do manual também devem ser incluídos. Além disso, o requerente deve incluir um programa de inspeção que inclua a frequência e a extensão das inspeções necessárias para assegurar a manutenção da aeronavegabilidade do avião;

(2) Informações para solução de problemas que descrevem falhas prováveis, como reconhecer aquelas falhas, e as ações corretivas para aquelas falhas;



- (3) Informações que descrevam a ordem e o método de remoção e substituição de produtos e peças com as precauções necessárias a serem tomadas;
- (4) Outras instruções processuais gerais, incluindo procedimentos para testes de sistema durante o funcionamento no solo com motor girando, verificações de simetria, pesagem e determinação do centro de gravidade, levantamento e escoramento, e limitações de armazenagem.
- (c) Diagramas estruturais de janelas de inspeção e informações necessárias para ter acesso para inspeções, quando as janelas de inspeção não forem fornecidas.
- (d) Detalhes para a aplicação de técnicas de inspeção especiais, incluindo testes radiográficos e ultrassônicos, em que tais processos são especificados pelo requerente.
- (e) Informações necessárias para aplicar tratamentos de proteção à estrutura após a inspeção.
- (f) Todos os dados relativos a fixadores estruturais, como identificação, recomendações de descarte e valores de torque.
- (g) Uma lista de ferramentas especiais necessárias.
- (h) Além disso, para os aviões de nível 4, as seguintes informações devem ser fornecidas:
- (1) Cargas elétricas aplicáveis aos vários sistemas;
  - (2) Métodos de balanceamento de superfícies de controle;
  - (3) Identificação de estruturas primárias e secundárias; e
  - (4) Métodos de reparos especiais aplicáveis ao avião.

#### A23.4 Seção de limitações de aeronavegabilidade.

As Instruções para Aeronavegabilidade Continua devem conter uma seção intitulada Limitações de Aeronavegabilidade que seja segregada e claramente distinguível do resto do documento. Esta seção deve estabelecer cada tempo de substituição obrigatório, intervalo de inspeção estrutural e o relacionado procedimento de inspeção estrutural necessário para certificação de tipo. Se as Instruções de Aeronavegabilidade Continuada consistirem de múltiplos documentos, a seção requerida por este parágrafo deve ser incluída no manual principal. Esta seção deve conter uma declaração legível em uma localização proeminente em que se leia "A seção de Limitações de Aeronavegabilidade é aprovada pela ANAC e especifica a manutenção requerida pelas seções 43.16 do RBAC 43 e 91.403 do RBHA 91, a menos que um programa alternativo tenha sido aprovado pela ANAC".