

**Título:** **Condição Especial Aplicável à Proteção de Envelope de Voo em Alto Ângulo de Ataque**  
**Title:** **Special Condition for Flight Envelope Protection of High Angle of Attack**

**Aprovação:** Resolução nº 441, de 9 de agosto de 2017 **Origem:** SAR

## APLICABILIDADE

Esta Condição Especial se aplica à proteção de envelope de voo em alto ângulo de ataque do avião Embraer EMB-390KC e de outras aeronaves em cuja base de certificação a ANAC determine sua inclusão.

## CONDIÇÃO ESPECIAL

Esta Condição Especial complementa as Seções 25.21, 25.103, 25.105, 25.107, 25.121, 25.123, 25.125, 25.143, 25.145, 25.201, 25.203, 25.207, 25.1309 e 25.1323 do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil nº 25 (RBAC nº 25).

<p><b>“§ CE 25-061 Condição Especial Aplicável à Proteção de Envelope de Voo em Alto Ângulo de Ataque</b></p> <p><b>Proteção de Estol e Velocidades Operacionais Tabeladas</b></p> <p><b>0 – Prefácio</b></p> <p>Nos parágrafos seguintes, “em condições de gelo” significa com acúmulo de gelo (relativo à fase de voo relevante) como definido no RBAC 25, alterado conforme Emendas 25-1 a 25-129, Apêndice C.</p> <p><b>1 - Definições</b></p> <p>Esta Condição Especial aborda características inovadoras da aeronave e usa a terminologia que não está no RBAC 25.</p> <p>As seguintes definições devem ser aplicadas:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Função de proteção de alto ângulo-de-ataque: Uma função que não pode ser desabilitada e que opera diretamente e automaticamente nos controles de voo do avião para limitar o valor máximo alcançável do ângulo de ataque abaixo do que poderia ocorrer o estol aerodinâmico.</li> <li>- Alfa-limite: O ângulo de ataque máximo que o avião estabiliza com o sistema de proteção de alto ângulo de ataque operante e com o controle longitudinal seguro na posição batente traseiro.</li> <li>- <math>V_{min}</math>: A velocidade mínima de voo constante na configuração do avião em consideração com o sistema de proteção de alto ângulo de ataque operante. Veja a seção 3 desta Condição Especial.</li> </ul>	<p><b>“§ SC 25-061 Special Condition for Flight Envelope Protection of High Angle of Attack</b></p> <p><b>Stall Protection and Scheduled Operating Speeds</b></p> <p><b>0 – Foreword</b></p> <p>In the following paragraphs, “In icing conditions” means with the ice accretions (relative to the relevant flight phase) as defined in RBAC 25, as amended by Amendments 25-1 through 25-129 Appendix C.</p> <p><b>1 - Definitions</b></p> <p>This Special Condition addresses novel features of the aircraft and uses terminology that does not appear in RBAC 25.</p> <p>The following definitions shall apply:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- High AOA Protection Function: A non-overridable function that operates directly and automatically on the airplane's flight controls to limit the maximum angle of attack that can be attained to a value below that at which an aerodynamic stall would occur.</li> <li>- Alpha-limit: The maximum angle of attack at which the airplane stabilizes with the high AOA protection function operating and the longitudinal control held on its aft stop.</li> <li>- <math>V_{min}</math>: The minimum steady flight speed in the airplane configuration under consideration with the high AOA protection function operating. See section 3 of this special condition.</li> <li>- <math>V_{min-1g}</math>: <math>V_{min}</math> corrected to 1g conditions. See section 3 of this special condition. It is the minimum calibrated airspeed at which the airplane can develop a lift force</li> </ul>
--	--

-  $V_{min-1g}$ :  $V_{min}$  corrigida para a condição 1g. Veja a seção 3 desta Condição Especial. É a velocidade aerodinâmica calibrada mínima em que o avião pode desenvolver uma força de sustentação normal à trajetória de voo e igual ao peso quando em ângulo de ataque não maior que aquele determinado para  $V_{min}$ .

## 2 - Capacidade e Confiabilidade da Função de Proteção de Alto Ângulo de Ataque

Os parágrafos do RBAC 25 em epígrafe podem ser alterados em concordância com esta Condição Especial desde que possa ser estabelecida a confiabilidade e uma capacidade aceitável para o sistema de proteção de alto ângulo de ataque, por meio de ensaio em voo, simulação e análise, o que for apropriado. A capacidade e confiabilidade requerida são as seguintes:

(a) Não deve ser possível encontrar um estol em manobras induzidas por pilotagem requeridas por esta seção, e as características de voo devem ser aceitáveis como requerido pela seção 5 desta condição especial;

(b) O avião deve ser protegido contra o estol e a operação da função de Proteção de Alto Ângulo de Ataque não deve afetar o avião de maneira adversa durante as derrapagens, distúrbios atmosféricos de intensidade esperada, nem pode impedir a aplicação de procedimentos de recuperação em caso de tesoura de vento; (veja Apêndice A, parágrafo 8)

(c) A habilidade da função de Proteção de Alto Ângulo de Ataque em acomodar qualquer redução do ângulo de ataque de estol deve ser verificada em condições de gelo;

(d) A função de proteção de alto ângulo de ataque deve existir em cada configuração anormal dos dispositivos de hypersustentação provável de ser usado em voo após uma falha de sistema;

(e) A perda da função de proteção de alto ângulo de ataque deve ser demonstrada como sendo ao menos improvável, e a confiabilidade da função de proteção de alto ângulo de ataque e os efeitos das falhas devem ser aceitáveis em concordância com os requisitos RBAC 25.1309 e RBAC 25.671(c);

(f) O sistema de proteção de alto ângulo de ataque não deve impedir uma manobra normal em ângulos de arfagem até o máximo requerido para uma manobra normal, incluindo uma decolagem com todos os motores operantes mais uma margem adequada para permitir um controle satisfatório de velocidade;

(g) O sistema de proteção de alto ângulo de ataque deve ser projetado para operar e desempenhar suas funções pretendidas com ângulos de derrapagem apropriados para uma operação normal do avião.

## 3 - Velocidade Mínima de Voo Estável e Velocidade de Referência de Estol

Cumprir no lugar do RBAC 25.103 o seguinte (veja

normal to the flight path and equal to its weight when at an angle of attack not greater than that determined for  $V_{min}$ .

## 2 - Capability and Reliability of the High AOA Protection Function

Those paragraphs of RBAC 25 quoted in reference may be amended in accordance with this special condition provided that acceptable capability and reliability of the high AOA protection function can be established by flight test, simulation, and analysis as appropriate. The capability and reliability required are as follows:

(a) It must not be possible to encounter a stall during pilot induced maneuvers required by this Section, and the handling characteristics shall be acceptable, as required by Section 5 of this special condition;

(b) The airplane must be protected against stalling and the operation of the high AOA protection function must not adversely affect airplane control during sideslips, expected levels of atmospheric disturbances, nor may it impede the application of recovery procedures in case of wind-shear; (see Appendix A, paragraph 8)

(c) The ability of the high AOA protection function to accommodate any reduction in stalling incidence must be verified in icing conditions;

(d) The high AOA protection function must be provided in each abnormal configuration of the high lift devices that is likely to be used in flight following system failures;

(e) Loss of the high AOA protection function must be shown to be at least improbable, and the reliability of the high AOA protection function and the effects of failures must be acceptable in accordance with RBAC 25.1309 and RBAC 25.671(c);

(f) The high AOA protection function must not impede normal maneuvering for pitch angles up to the maximum required for normal maneuvering, including an all-engines operating takeoff plus a suitable margin to allow for satisfactory speed control;

(g) The high AOA protection function must be designed to operate and perform its intended function in sideslip angles appropriate to normal airplane operation.

## 3 - Minimum Steady Flight Speed and Reference Stall Speed

Instead of compliance with RBAC 25.103 the following applies (see Appendix A, paragraph 2):

(a) The minimum steady flight speed,  $V_{min}$ , is the final stabilized calibrated airspeed obtained with the high AOA protection function operating normally when the airplane is decelerated until the longitudinal control is hold on its stop in such a way that the entry rate does

**Apêndice A, parágrafo 2):**

(a) A velocidade mínima de voo constante,  $V_{min}$ , é a velocidade aerodinâmica calibrada final e estabilizada com a função de proteção de alto ângulo de ataque operando normalmente, quando o avião desacelerando até o controle longitudinal manter-se no batente, com uma razão de desaceleração não excedendo 1 Nó por segundo, e o avião encontrar-se numa condição estabilizada. (Veja Apêndice A, parágrafo 3)

(1) O ângulo de ataque final ao atingir  $V_{min}$  não deve ser maior que o ângulo de ataque correspondente à  $V_{CLMAX}$  determinada nos itens (d) e (e) abaixo como aplicável.

(b) A velocidade mínima de voo estável 1g,  $V_{min-1g}$ , é a velocidade calibrada mínima em que o avião pode desenvolver uma força de sustentação (normal à trajetória de voo) igual ao seu peso, conquanto que o ângulo de ataque não seja maior que o determinado com a velocidade mínima de voo estável do item (a).

(1) A  $V_{min-1g}$  deve ser demonstrada nas condições com gelo e sem gelo se for usada como uma referência para as velocidades operacionais ou outras demonstrações de requisitos.

(c) A velocidade de estol de referência,  $V_{SR}$ , é a velocidade calibrada definida pelo requerente.  $V_{SR}$  não deve ser menor que a velocidade de estol 1-g ( $V_{s-1g}$ ) como definido no parágrafo original 25.103(a).  $V_{SR}$  deve ser determinada e expressa como:

$$V_{SR} \geq V_{s-1g} = \frac{V_{CLMAX}}{\sqrt{n_{ZW}}}$$

Onde:

$V_{CLMAX}$  = Velocidade calibrada obtida com o coeficiente de sustentação corrigido pelo fator de carga no primeiro máximo durante a manobra prescrita no parágrafo (7) do item (d).

$n_{ZW}$  = Fator de carga normal à trajetória de voo na  $V_{CLMAX}$

$\frac{n_{ZW}W}{qS}$  = Coeficiente de sustentação corrigido pelo fator de carga

W = Peso bruto do avião;

S = Área da asa de referência aerodinâmica; e

Q = Pressão dinâmica.

(d)  $V_{CLMAX}$  é determinada nas condições sem gelo com:

(1) Motores em “idle”, ou, se a tração resultante causar um decréscimo apreciável na velocidade de estol, não seja maior que tração nula na velocidade de estol;

(2) O avião em outros aspectos (tais como flape, trem de pouso, e acúmulo de gelo) na condição de teste existente ou condição padrão de desempenho em que a  $V_{SR}$  é usada;

(3) O peso usado quando a  $V_{SR}$  é usada como um fator para determinar comprimento com um requisito de desempenho;

not exceed 1 knot per second and the airplane encounters a stabilized condition. (See Appendix A, paragraph 3)

(1) The final angle of attack achieving  $V_{min}$  must not be greater than the angle of attack correspondent to  $V_{CLMAX}$  determined in items (d) and (e) below as applicable.

(b) The one-g minimum steady flight speed,  $V_{min-1g}$ , is the minimum calibrated airspeed at which the airplane can develop a lift force (normal to the flight path) equal to its weight, while at an angle of attack not greater than that at which the minimum steady flight speed of item (a) was determined.

(1) The  $V_{min-1g}$  must be demonstrated in icing and non-icing conditions if it is used as a reference for operational speeds or other requirement demonstrations.

(c) The reference stall speed,  $V_{SR}$ , is a calibrated airspeed defined by the applicant.  $V_{SR}$  may not be less than a 1-g stall speed ( $V_{s-1g}$ ) as defined in RBAC 25.103(a).  $V_{SR}$  must be determined and expressed as:

$$V_{SR} \geq V_{s-1g} = \frac{V_{CLMAX}}{\sqrt{n_{ZW}}}$$

Where:

$V_{CLMAX}$  = Calibrated airspeed obtained when the load factor-corrected lift coefficient is first a maximum during the maneuver prescribed in paragraph (7) of item (d).

$n_{ZW}$  = Load factor normal to the flight path at  $V_{CLMAX}$

$\frac{n_{ZW}W}{qS}$  = Load factor-corrected lift coefficient

W = Airplane gross weight;

S = Aerodynamic reference wing area; and

Q = Dynamic pressure.

(d)  $V_{CLMAX}$  is determined in non-icing with:

(1) Engines idling, or, if that resultant thrust causes an appreciable decrease in stall speed, not more than zero thrust at the stall speed;

(2) The airplane in other respects (such as flaps, landing gear, and ice accretion) in the condition existing in the test or performance standard in which  $V_{SR}$  is being used;

(3) The weight used when  $V_{SR}$  is being used as a factor to determine compliance with a required performance standard;

(4) The center of gravity position that results in the highest value of reference stall speed;

(5) The airplane trimmed for straight flight at a speed achievable by the automatic trim system, but not less than 1.13  $V_{SR}$  and not greater than 1.3  $V_{SR}$ ;

(6) The high AOA protection function adjusted, at the

<p>(4) A posição do centro de gravidade que resulte no valor mais alto da velocidade de estol de referência;</p> <p>(5) O avião compensado para voo reto numa velocidade alcançável pelo sistema automático de compensação, mas não menor que <math>1,13 V_{SR}</math> e não maior que <math>1,3 V_{SR}</math>;</p> <p>(6) A função de proteção de alto ângulo de ataque ajustado, por opção do requerente, para permitir um ângulo de ataque mais alto quanto possível com a função de produção normal;</p> <p>(7) A partir da condição de compensação estabilizada, aplicar o controle longitudinal para desacelerar o avião em voo reto de modo que a redução de velocidade não exceda um Nó por segundo, até que uma das seguintes condições ocorra:</p> <p>(i) O estol aerodinâmico como definido pela Seção 25.201(d); ou</p> <p>(ii) O ângulo de ataque correspondente a <math>V_{SR}</math>.</p> <p>(e) Para determinação da <math>V_{CLMAX}</math> nas condições de gelo, aplica-se o seguinte: (veja Apêndice A, parágrafo 9)</p> <p>(1) Os mesmos procedimentos e configurações usados para demonstrar cumprimento com o item (d);</p> <p>(2) A função de proteção de alto ângulo de ataque ajustada conforme usada para demonstrar cumprimento com item (d).</p> <p><b>4 - Aviso de Estol</b></p> <p>No lugar do cumprimento com RBAC 25.207, aplica-se o seguinte:</p> <p><b>4.1 Operação Normal</b></p> <p>Se as condições do parágrafo 2 forem satisfeitas, considera-se ter segurança equivalente pretendida com o cumprimento do RBAC 25.207, Aviso de Estol, sem necessidade de prover qualquer equipamento adicional de aviso específico.</p> <p><b>4.2 Falha do Sistema de Proteção de Alto Ângulo de Ataque</b></p> <p>Após uma falha da função de proteção de alto ângulo de ataque, que não se demonstre ser extremamente improvável, de maneira que a capacidade do sistema não satisfaça mais os itens (a), (b) e (c) da seção 2, deve-se prover um aviso de estol e deve-se obstar a ocorrência de características inaceitáveis e estol.</p> <p>(a) O aviso de estol com os flapes e trem de pouso em qualquer posição normal deve ser claro e distinto para o piloto e cumprir com os requisitos especificados nos itens (d) e (e) abaixo.</p> <p>(b) O aviso de estol também deve ser provido em cada configuração anormal dos dispositivos hypersustentadores que seja provável de ser usado em voo após uma falha de sistemas.</p>	<p>option of the applicant, to allow higher incidence than is possible with the normal production function;</p> <p>(7) Starting from the stabilized trim condition, apply the longitudinal control to decelerate the airplane straight flight so that the speed reduction does not exceed one knot per second until one of the following has been achieved:</p> <p>(i) Aerodynamic stall as defined in RBAC 25.201(d); or</p> <p>(ii) The angle-of-attack corresponding to <math>V_{SR}</math>.</p> <p>(e) In determining <math>V_{CLMAX}</math> in icing, the following applies: (see Appendix A, paragraph 9)</p> <p>(1) The same procedures and configurations used to show compliance with item (d);</p> <p>(2) The high AOA protection function adjusted as used to show compliance with item (d).</p> <p><b>4 - Stall Warning</b></p> <p>Instead of compliance with RBAC 25.207 the following applies:</p> <p><b>4.1 Normal operation</b></p> <p>If the conditions of section 2 are satisfied, equivalent safety to the intent of RBAC 25.207, Stall Warning, shall be considered to have been met without provision of an additional, unique warning device.</p> <p><b>4.2 High AOA Protection Function Failure</b></p> <p>Following failures of the high AOA protection function, not shown to be extremely improbable, such that the capability of the function no longer satisfies items (a) through (c) of section 2, stall warning must be provided and must prevent encountering unacceptable characteristics and stall.</p> <p>(a) Stall warning with the flaps and landing gear in any normal position must be clear and distinctive to the pilot and meet the requirements specified in items (d) and (e) below.</p> <p>(b) Stall warning must also be provided in each abnormal configuration of the high lift devices that is likely to be used in flight following system failures.</p> <p>(c) The warning may be furnished either through the inherent aerodynamic qualities of the airplane or by a device that will give clearly distinguishable indications under expected conditions of flight. Once initiated, stall warning must continue until the angle of attack is reduced to approximately that at which stall warning began. However a visual stall warning device that requires the attention of the crew within the cockpit is not acceptable by itself. If a warning device is used, it must provide a warning in each of the airplane configurations prescribed in item (a) above and for the conditions prescribed below in items (d) and (e) below.</p> <p>(d) In non icing conditions stall warning must provide sufficient margin to prevent encountering</p>
--	---

(c) O aviso pode ser fornecido através das qualidades aerodinâmicas inerentes do avião ou por um dispositivo que dará indicações claramente distintas em condições de voo esperadas. Depois de iniciar, o aviso de estol deve continuar até o ângulo de ataque ser reduzido a aproximadamente ao início do aviso de estol. Entretanto um aviso de estol visual que requeira a atenção da tripulação dentro da cabine não é aceitável por si só. Se um dispositivo de aviso for usado, um aviso deve existir em cada configuração do avião prescrita no item (a) acima e para as condições prescritas abaixo nos itens (d) e (e) abaixo.

(d) Em condições não gelo, o aviso de estol deve prover margem suficiente para prevenir o encontro de características inaceitáveis e o encontro do estol nas seguintes condições:

(1) Motores em “idle” em voo reto não excedendo desaceleração de um Nó por segundo para uma velocidade 5 Nós ou 5 por cento da velocidade calibrada, o que for maior, abaixo do limiar do aviso.

(2) Motores em “idle” em voo em curva desacelerando para o estol com razões de desaceleração de até 3 Nós por segundo, quando então a recuperação é iniciada não menos de um segundo depois do limiar do aviso.

(e) O aviso de estol nas condições com gelo deve prover margem suficiente para precaver do encontro de características inaceitáveis e o encontro de estol, com motores em “idle” e desacelerações em voo reto e em curva não excedendo um nó por segundo, quando então o piloto começa uma manobra de recuperação não menos de três segundos depois do limiar do aviso de estol.

(f) As indicações de um encontro de estol para esta avaliação são quando o comportamento do avião inclui:

(1) quaisquer movimentos de arfagem, lateral ou direcional; ou

(2) vibração aerodinâmica de uma magnitude e severidade que possa agir como uma barreira para uma redução adicional da velocidade.

(g) Um avião exibe características inaceitáveis durante desaceleração em voo reto ou em curva se não é sempre possível produzir e corrigir rolamento e derrapagem por uso reversível dos controles de aileron e leme, ou se ocorre movimento a cabrar anormal.

#### 5 - Qualidades de Voo em Alto Ângulo de Ataque

No lugar do cumprimento com RBAC 25.201 e 25.203 deve aplicar o seguinte:

##### 5.1 Demonstrações das Características em Alto ângulo de Ataque

Se a função de Proteção de alto ângulo-de-ataque instalada atende os requisitos da seção 2, as demonstrações de características de alto ângulo-de-

unacceptable characteristics and encountering stall in the following conditions:

(1) In straight deceleration with engines idling not exceeding one knot per second to a speed 5 knots or 5 per cent CAS, whichever is greater, below the warning onset.

(2) In turning flight stall deceleration with engines idling at entry rates up to 3 knots per second or the maximum achievable entry rate, whichever is lower, when recovery is initiated not less than one second after the warning onset.

(e) In icing conditions stall warning must provide sufficient margin to prevent encountering unacceptable characteristics and encountering stall, in straight and turning flight decelerations with engines idling not exceeding one knot per second, when the pilot starts a recovery maneuver not less than three seconds after the onset of stall warning.

(f) Indications of a stall encounter for this evaluation when the behaviour of the airplane includes:

(1) Any uncommanded pitching, lateral or directional motion; or

(2) Buffeting of a magnitude and severity that would act as a strong and effective deterrent to further speed reduction

(g) An airplane exhibits unacceptable characteristics during straight or turning flight decelerations if it is not always possible to produce and to correct roll and yaw by unreversed use of aileron and rudder controls, or abnormal nose-up pitching occurs.

#### 5 - Handling Characteristics at High AOA

Instead of compliance with RBAC 25.201 and 25.203 the following applies:

##### 5.1 High AOA Handling Demonstrations

If a high AOA protection function is installed that meets the requirements of section 2, the high AOA handling demonstrations defined by items (a) through (b) below must be shown to be satisfactory in icing and non-icing conditions, according to the characteristics described in section 5.2. (See Appendix A, paragraph 2)

(a) Maneuvers to the limit of the longitudinal control, in the nose up sense, must be demonstrated in straight flight and in 30° banked turns with:

(1) The high AOA protection function operating normally;

(2) Initial power or thrust conditions of:

(i) Engines idling; and

(ii) Thrust or power on necessary to maintain level flight at 1.5  $V_{SR1}$ , where  $V_{SR1}$  is the reference stall speed with flaps in approach position, the landing gear

ataque definidas pelos itens (a) até (c) abaixo devem demonstrar serem satisfatórias nas condições de gelo e sem gelo, de acordo com as características descritas na seção 5.2. (Veja Apêndice A, parágrafo 2).

(a) Manobras até o limite do controle longitudinal, na direção a cabrar, devem ser demonstradas em voo reto e em curva de 30° de inclinação com:

(1) A função de Proteção de Alto Ângulo de Ataque operando normalmente;

(2) As condições iniciais de potência ou tração com:

(i) Motores em “idle”; e

(ii) Potência ou tração necessária para manter voo nivelado a  $1,5 V_{SRI}$ , onde  $V_{SRI}$  é a velocidade de referência do estol com flapes na posição de aproximação, o trem de pouso recolhido e no peso máximo de pouso. (Veja Apêndice A, parágrafo 5)

(3) O centro de gravidade mais adverso para recuperação;

(4) Flapes, trem de pouso e dispositivos de desaceleração em quaisquer combinações possíveis de posições (veja Apêndice A, parágrafo 6);

(5) Pesos representativos dentro do envelope requisitado para certificação; e

(6) O avião compensado em voo reto na velocidade prescrita pelo requerente, mas não menos que  $1,13 V_{SR}$  e não maior que  $1,3 V_{SR}$ .

(b) Os procedimentos a seguir devem ser usados para mostrar cumprimento nas condições sem gelo e com gelo:

(1) Iniciando numa velocidade acima o suficiente da velocidade constante mínima para assegurar que uma razão de redução de velocidade pode ser mantida constante, aplicar o controle longitudinal de modo que a redução de velocidade não exceda um Nó por segundo até que o controle alcance o batente (veja Apêndice A, parágrafo 3);

(2) O controle longitudinal deve ser mantido no batente até que o avião alcance uma condição de voo estabilizada;

(3) Deve ser demonstrado que o avião apresenta controle lateral satisfatório com o controle no batente, e então deve ser recuperado pelas técnicas normais de recuperação;

(4) Repetir a manobra com uma razão aumentada de desaceleração até alcançar o batente de comando, até a razão máxima praticável; e

(5) Quando demonstrar cumprimento em condições de gelo com acúmulo de gelo antes da operação normal do sistema de proteção de gelo, com o acúmulo de gelo definido no Apêndice C, parte II(e) do RBAC 25, somente os passos (1) até (3) acima precisam de demonstração.

retracted and maximum landing weight. (See Appendix A, paragraph 5)

(3) The most adverse center of gravity position for recovery;

(4) Flaps, landing gear and deceleration devices in any likely combination of positions (see Appendix A, paragraph 6);

(5) Representative weights within the range for which certification is requested; and

(6) The airplane trimmed for straight flight at a speed selected by the applicant, but not less than  $1.13 V_{SR}$  and not greater than  $1.3 V_{SR}$ .

(b) The following procedures must be used to show compliance in non icing and icing conditions:

(1) Starting at a speed sufficiently above the minimum steady flight speed to ensure that a steady rate of speed reduction can be established, apply the longitudinal control so that the speed reduction does not exceed one knot per second until the control reaches the stop (see Appendix A, paragraph 3);

(2) The longitudinal control must be maintained at the stop until the airplane has reached a stabilized flight condition;

(3) With the control at the stop it must be shown that the airplane presents a satisfactory level of lateral control, and then it must be recovered by normal recovery techniques;

(4) Repeat the maneuver with increased deceleration rate until the control reaches the stop, up to the maximum rate achievable; and

(5) When demonstrating compliance in icing conditions with ice accretion prior to operation of the normal anti-ice system, with the ice accretion defined in Appendix C, part II(e) of RBAC 25, steps (1) through (3) above need only be shown.

## 5.2 Characteristics in High AOA Maneuvers

If a high AOA protection function is installed that meets the requirements of section 2, the characteristics presented during high AOA maneuvers prescribed by section 5.1 must be as follow (see Appendix A, paragraph 7):

(a) Throughout maneuvers with a rate of deceleration of not more than 1 knot per second, both in straight flight and in 30° banked turns, the airplane's characteristics shall be as follow:

(1) There must be no abnormal nose-up pitching;

(2) There must be no uncommanded nose-down pitching, which would be indicative of stall. However reasonable attitude changes associated with stabilizing the incidence at alpha-limit as the longitudinal control reaches the stop would be acceptable;

### 5.2 Características em Manobras com Alto Ângulo de Ataque

Se houver uma função de proteção de Alto ângulo de Ataque instalada que atenda aos requisitos da seção 2, as características apresentadas durante as manobras de Alto ângulo de Ataque prescritas na seção 5.1 devem ser as seguintes (veja o Apêndice A, parágrafo 7):

(a) Nas manobras com desaceleração não maior que 1 Nó por segundo, em ambas condições de voo reto e em 30° de curva, as características do avião devem ser as seguintes:

- (1) Não deve haver um movimento cabrador anormal;
  - (2) Não deve haver um movimento picador não comandado, que possa ser um indicativo de estol. Entretanto, são aceitáveis mudanças razoáveis de atitude associadas com a estabilização do ângulo de ataque no alfa-limite quando o controle longitudinal atinge o batente;
  - (3) Não deve haver movimento lateral ou direcional não comandado que possa ser indicativo do estol, e durante a manobra o piloto deve ter um bom controle lateral e direcional por uso convencional dos controles; e
  - (4) O avião não deve exibir vibração aerodinâmica de uma magnitude e severidade que possa agir como uma barreira para completar as manobras.
- (b) Em manobras com razões aumentadas de entrada se aceita alguma degradação das características, associadas a excursões transitórias além do alfa-limite estabilizado. Entretanto, o avião não deve exibir características perigosas ou características que possam impedir o piloto de manter o controle longitudinal no batente por um período de tempo apropriado para a manobra.
- (c) Deve ser possível sempre reduzir o ângulo de ataque por uso convencional dos controles.
- (d) A função de proteção de Alto Ângulo de Ataque não deve amortecer excessivamente a capacidade de razão a cabrar do avião que impossibilite atingir uma desaceleração razoável considerada necessária durante a operação.

### 5.3 Características até o ângulo de ataque máximo de sustentação

Em adição às manobras de alto ângulo de ataque prescritas na seção 5.1, as manobras a seguir devem ser demonstradas adequadas nas condições de gelo e não-gelo até o ângulo de ataque máximo alcançado na seção 3, de acordo com as características dos itens (b) e (c) abaixo :

(a) As manobras em voo reto e em curva de 30° de inclinação com uma desaceleração não maior que 1 Nó por segundo até o ângulo de ataque correspondente a

(3) There must be no uncommanded lateral or directional motion, which would be indicative of stall, and the pilot must retain good lateral and directional control, by conventional use of the controls, throughout the maneuver; and

(4) The airplane must not exhibit buffeting of a magnitude and severity that would act as a deterrent from completing the maneuver.

(b) In maneuvers with increased rate of deceleration some degradation of characteristics is acceptable, associated with a transient excursion beyond the stabilized alpha-limit. However the airplane must not exhibit hazardous flight characteristics or characteristics that would deter the pilot from holding the longitudinal control on the stop for a period of time appropriate to the maneuver.

(c) It must always be possible to reduce incidence by conventional use of the controls.

(d) The high AOA protection function must not unduly damp airplane pitch rate capability preventing achievement of reasonable deceleration deemed necessary during maneuvers.

### 5.3 Characteristics up to maximum lift angle of attack

In addition to the high AOA maneuvers prescribed by section 5.1, the following maneuvers must be shown to be suitable in icing and non-icing conditions up to the maximum angle of attack reached in section 3, according to the characteristics in items (b) and (c) below:

(a) Maneuvers, both in straight flight and in 30° banked turns, with a rate of deceleration of not more than 1 knot per second up to the angle of attack corresponding to  $V_{CLMAX}$  obtained per section 3 with:

(1) The high AOA protection function deactivated or adjusted, at the option of the applicant, to allow higher incidence than is possible with the normal operating function;

(2) Automatic power or thrust increase system inhibited (if applicable);

(3) The most adverse center of gravity position for recovery;

(4) Engines idling;

(5) Flaps and landing gear and decelerations devices in any likely combination of positions; and

(6) The airplane trimmed for straight flight at a speed achievable by the automatic trim system, but not less than 1.13  $V_{SR}$  and not greater than 1.3  $V_{SR}$ .

(b) During the maneuvers used to show compliance with item (a) above, in non-icing conditions, the airplane flight characteristics must be suitable in the traditional sense and it must always be possible to reduce angle of attack by conventional use of the

$V_{CLMAX}$  obtida na seção 3 com:

(1) A função de proteção de Alto Ângulo de Ataque desativado ou ajustado, por opção do requerente, para permitir um ângulo de ataque maior do que é possível com o sistema normal de operação;

(2) O sistema automático de aumento de potência ou tração inibido (se aplicável);

(3) O centro de gravidade na posição mais adversa para recuperação;

(4) Os motores em idle;

(5) Os flapes, trem de pouso e dispositivos de desaceleração em quaisquer combinações de posição; e

(6) O avião compensado para voo reto numa velocidade alcançável pelo sistema automático de compensação, mas não menos que  $1,13 V_{SR}$  e não maior que  $1,3 V_{SR}$ .

(b) Durante as manobras usadas para demonstrar cumprimento com o item (a) acima, em condição sem gelo, o avião deve exibir características adequadas no sentido tradicional e deve sempre ser possível reduzir o ângulo de ataque por uso convencional dos controles. O piloto deve reter um bom controle lateral e direcional, por uso convencional dos controles, durante toda a manobra.

(c) Ao demonstrar cumprimento na condição com gelo, o avião não deve exibir características perigosas e deve sempre ser possível reduzir o ângulo de ataque por uso convencional dos controles. O piloto deve reter um bom controle lateral e direcional, por uso convencional dos controles, durante toda a manobra. (Ver Apêndice A, parágrafo 9)

## 6 – Ajustes adicionais Relacionados do RBAC-25

### 6.1 Ajustes da escolha da velocidade de referência

Para um avião equipado com a função de proteção de alto ângulo de ataque que cumpre com os requisitos da seção 2, se aplicam as seguintes modificações de requisitos:

(a) RBAC 25.145 (a): modificar " $V_{min}$ " no lugar de "identificação do estol"

(b) RBAC 25.145 (b) (6): modificar " $V_{min}$ " no lugar de " $V_{sw}$ "

(c) RBAC 25.1323 (d): modificar "de  $1,23 V_{SR}$  a  $V_{min}$ " no lugar de " $1,23 V_{SR}$  a velocidade de aviso de estol" e "velocidades abaixo da  $V_{min}$ " no lugar de "velocidades abaixo do aviso de estol"

### 6.2 Desempenho nas condições com gelo

Para aviões equipados com funções de alto ângulo de ataque que cumprem com os requisitos da seção 2, se o requerente opta em não determinar uma  $V_{SR}$  gelo ao cumprir com a seção 3 item (e), as seguintes modificações dos requisitos de desempenho se aplicam:

controls. The pilot must retain good lateral and directional control, by conventional use of the controls, throughout the maneuver.

(c) When demonstrating compliance in icing conditions, the airplane must not exhibit hazardous characteristics and it must always be possible to reduce angle of attack by conventional use of the controls. The pilot must retain good lateral and directional control, by conventional use of the controls, throughout the maneuver. (See Appendix A, paragraph 9)

## 6 – Additional RBAC 25 Related Adjustments

### 6.1 – Reference speed range adjustments

For airplane equipped with high AoA protection function compliant with the requirements of section 2, the following requirement changes apply:

(a) RBAC 25.145 (a): change  $V_{min}$  in lieu of "stall identification"

(b) RBAC 25.145 (b) (6): change  $V_{min}$  in lieu of  $V_{sw}$

(c) RBAC 25.1323 (d): change "From  $1.23 V_{SR}$  to  $V_{min}$ " in lieu of " $1.23 V_{SR}$  to stall warning speed" and "speeds below  $V_{min}$ " in lieu of "speeds below stall warning"

### 6.2 – Performance in-icing conditions

For airplane equipped with high AoA protection function compliant with the requirements of section 2, whose the applicant chooses not determining in-icing  $V_{sr}$  when complying with section 3(e), the following performance requirement changes apply: (see Appendix A, paragraph 9)

(a) Change RBAC 25.105(a)(2)(i) to read as follow:

"The  $V_2$  speed scheduled in non icing conditions does not provide the maneuvering capability specified in §25.143(h) for the takeoff configuration, or"

(b) Change RBAC 25.107(c) to read as follow:

"In non icing conditions  $V_2$ , in terms of calibrated airspeed, must be selected by the applicant to provide at least the gradient of climb required by §25.121(b) but may not be less than –

(1)  $V_{2MIN}$ ;

(2)  $V_R$  plus the speed increment attained (in accordance with §25.111(c)(2)) before reaching a height of 35 feet above the takeoff surface; and

(3) A speed that provides the maneuvering capability specified in §25.143(h)."

(c) Change RBAC 25.107(g) to read as follow:

"In non icing conditions,  $V_{FTO}$ , in terms of calibrated airspeed, must be selected by the applicant to provide at least the gradient of climb required by § 25.121(c), but may not less than–

(1)  $1.18 V_{SR}$ ; and

<p>(ver Apêndice A, parágrafo 9)</p> <p>(a) Alterar o RBAC 25.105(a)(2)(i) com o texto que se segue:</p> <p>“A velocidade <math>V_2</math> escolhida para as condições sem gelo não provê a capacidade de manobra especificada em §25.143(h) para as configurações de decolagem, ou”</p> <p>(b) Alterar RBAC 25.107(c) com o texto que se segue</p> <p>“<math>V_2</math> na condição sem gelo, em termos de velocidade calibrada, deve ser selecionada pelo requerente para prover pelo menos o gradiente de subida requerido pelo §25.121(b), mas não pode ser menos que –</p> <p>(1) <math>V_{2MIN}</math>;</p> <p>(2) <math>V_R</math> mais o incremento de velocidade obtido (de acordo com §25.111(c)(2)) antes de alcançar um altura de 35 pés acima da superfície de decolagem; e</p> <p>(3) Uma velocidade que provê a capacidade de manobra especificada em §25.143(h)”</p> <p>(c) Alterar RBAC 25.107(g) como o texto que se segue:</p> <p>“Nas condições sem gelo, <math>V_{FTO}</math>, em termos de velocidade calibrada, deve ser selecionada pelo requerente para prover pelo menos o gradiente de subida requerido por § 25.121(c), mas não pode ser menor que–</p> <p>(1) 1.18 <math>V_{SR}</math>; e</p> <p>(2) Uma velocidade que forneça a capacidade de manobra especificada em §25.143(h).”</p> <p>(d) Adicionar ao RBAC 25.107 o item (i) como se segue:</p> <p>“Nas condições de gelo com o acúmulo de “gelo de decolagem” definido no Apêndice C, <math>V_2</math> não pode ser menor que –</p> <p>(1) A velocidade <math>V_2</math> determinada nas condições sem gelo</p> <p>(2) Uma velocidade que forneça a capacidade de manobra especificada por §25.143(h).”</p> <p>(e) Adicionar ao RBAC 25.107 o item (j) como se segue:</p> <p>“Nas condições de gelo com o acúmulo de “gelo de decolagem final” definida no Apêndice C, <math>V_{FTO}</math>, não pode ser menor que</p> <p>(1) A velocidade <math>V_{FTO}</math> determinada nas condições sem gelo</p> <p>(2) Uma velocidade que forneça a capacidade de manobra especificada em §25.143(h).”</p> <p>(f) Modificar RBAC 25.121(b)(2)(ii)(A) conforme o texto a seguir:</p> <p>“A velocidade <math>V_2</math> planejada para as condições sem gelo que não forneça a capacidade de manobra especificada em § 25.143(h) para a configuração de decolagem; ou”</p>	<p>(2) A speed that provides the maneuvering capability specified in §25.143(h).”</p> <p>(d) Add in RBAC 25.107 the item (i) as follow:</p> <p>“In icing conditions with the “Take-off ice” accretion defined in Appendix C, <math>V_2</math> may not be less than –</p> <p>(1) The <math>V_2</math> speed determined in non icing conditions</p> <p>(2) A speed that provides the maneuvering capability specified in §25.143(h).”</p> <p>(e) Add in RBAC 25.107 the item (j) as follow:</p> <p>“In icing conditions with the “Final take-off ice” accretion defined in Appendix C, <math>V_{FTO}</math>, may not less than</p> <p>(1) The <math>V_{FTO}</math> speed determined in non icing conditions</p> <p>(2) A speed that provides the maneuvering capability specified in §25.143(h).”</p> <p>(f) Change RBAC 25.121(b)(2)(ii)(A) to read as follow:</p> <p>“The <math>V_2</math> speed scheduled in non icing conditions does not provide the maneuvering capability specified in § 25.143(h) for the takeoff configuration; or”</p> <p>(g) Change RBAC 25.121(c)(2)(ii)(A) to read as follow:</p> <p>“If the <math>V_{FTO}</math> speed scheduled in non icing conditions does not provide the maneuvering capability specified in § 25.143(h) for the en-route configuration; or”</p> <p>(h) Change RBAC 25.121(d)(2)(ii) to read as follow:</p> <p>“In icing condition with the approach ice accretion defined in Appendix C, in a configuration corresponding to the normal all-engines-operating procedure in which <math>V_{min-Ig}</math> for this configuration does not exceed 110% of the <math>V_{min-Ig}</math> for the related all-engines-operating landing configuration in icing, with a climb speed established with normal landing procedures, but not more than 1.4 <math>V_{SR}</math> (<math>V_{SR}</math> determined in non icing conditions).”</p> <p>(i) Change RBAC 25.123 (b)(2)(i) to read as follows:</p> <p>“The <math>V_{FTO}</math> speed scheduled in non icing conditions does not provide the maneuvering capability specified in § 25.143(h) for the en-route configuration, or”</p> <p>(j) Change RBAC 25.125(b)(2)(ii) to read as follows:</p> <p>“In icing conditions, <math>V_{REF}</math> may not be less than:</p> <p>(A) The speed determined in paragraph (b)(2)(i) of this section;</p> <p>(B) A speed that provides the maneuvering capability specified in § 25.143(h) with the landing ice accretion defined in Appendix C.”</p> <p>Appendix A - Guidance Material to Comply with Special Condition for High AOA Protection and Scheduled Operating Speeds</p> <p>1 - Introduction</p>
---	---

(g) Modificar RBAC 25.121(c)(2)(ii)(A) conforme o texto a seguir:

“Se a velocidade  $V_{FTO}$  planejada nas condições sem gelo não fornecer a capacidade de manobra especificada em § 25.143(h) para a configuração em rota; ou”

(h) Modificar RBAC 25.121(d)(2)(ii) conforme o texto a seguir:

“Nas condições de gelo com o acúmulo de gelo de aproximação definido no Apêndice C, numa configuração correspondente ao procedimento operacional normal com todos os motores operantes em que  $V_{min-1g}$  para esta configuração não exceda 110% da  $V_{min-1g}$  para a configuração de pouso correspondente com todos os motores operantes com gelo, com uma velocidade de subida estabelecida com procedimentos de pouso normais, mas não maior que  $1,4 V_{SR}$  ( $V_{SR}$  determinada nas condições sem gelo).”

(i) Modificar RBAC 25.123 (b)(2)(i) conforme o texto a seguir:

“A velocidade  $V_{FTO}$  planejada para as condições sem gelo não fornecer a capacidade de manobra especificada em § 25.143(h) para a configuração em rota, ou”

(j) Modificar RBAC 25.125(b)(2)(ii) conforme o texto a seguir:

“Nas condições com gelo,  $V_{REF}$  não pode ser menor que:

(A) A velocidade determinada no parágrafo (b)(2)(i) desta seção;

(B) Uma velocidade que forneça a capacidade de manobra especificada em § 25.143(h) com o acúmulo de gelo de pouso definido pelo Apêndice C”.

**Apêndice A – Guia para o Cumprimento com a Condição Especial de Proteção de Alto Ângulo- de-Ataque e Velocidades Operacionais de Referência**

## 1 - Introdução

Esta Guia expande vários aspectos para cumprir com a condição especial de proteção de alto ângulo-de-ataque e velocidades operacionais de referência.

## 2 – Tolerâncias de fuselagem e de proteção de ângulo-de-ataque

As manobras devem ser realizadas com tolerâncias da fuselagem e da função de proteção de alto ângulo-de-ataque ajustadas na condição mais adversa de recuperação. Entretanto, as manobras da seção 3 e 5.1 podem ser executadas com as tolerâncias nominais de fuselagem e dos ajustes das funções de proteção de alto ângulo-de-ataque se a raiz quadrada da soma combinada (raiz quadrada da soma dos quadrados de cada tolerância) dos efeitos das tolerâncias é menor que  $\pm 1$  Nó para as velocidades resultantes. Se o efeito

This Guidance Material expands various aspects to comply with special condition for High AOA Protection and Scheduled Operating Speeds.

## 2 – Airframe and AOA protection tolerances

Maneuvers should be accomplished with airframe tolerances and high AOA protection function tolerances set to the most adverse condition for recovery. However, maneuvers of section 3 and 5.1 may be accomplished with nominal airframe tolerances and high AOA protection function settings if the combined root-sum-square (square root of the sum of the squares of each tolerance) effect of the tolerances is less than  $\pm 1$  knot at those resulting speeds. If the effect is greater than  $\pm 1$  knot, the most adverse airframe tolerances and high AOA protection function tolerance should be used.

## 3 - Entry Rate

(a) The deceleration entry rate for maneuvers of sections 3 and 5.2, with the high AOA protection function operating normally, must be coherently obtained using the time elapsed during the deceleration from 1.15 to 1.05 of the final target speed ( $V_{min-1g}$ ). Therefore, the entry rate must be calculated as follows:

Entry rate (knot CAS/sec) =

$$1,15 V_{min-1g} - 1,05 V_{min-1g}$$

-----  
Time to decelerate from 1.15  $V_{min-1g}$  to 1.05  $V_{min-1g}$

(b) For maneuvers of section 5.3, with the high AOA protection function made inoperative or modified to allow reaching  $V_{CLMAX}$ , the entry rate must be calculated as follows:

Entry rate (knot CAS/sec) =

$$1.15 V_{s-1g} - 1.05 V_{s-1g}$$

-----  
Time to decelerate from 1.15  $V_{s-1g}$  to 1.05  $V_{s-1g}$

(c) When demonstrating compliance with section 3,  $V_{min-1g}$  does not require flight test demonstration unless it is being used as a reference (for example, as a reference for operational speeds). However, in cases where  $V_{min-1g}$  are used to set speed range or bleed rate, it may be determined by analysis provided that this analysis be conservative to assure the coverage of the entire flight envelope taking in account the effects of Weight, CG, system tolerances, and others.

## 4 - Maneuvering Capabilities at Scheduled Operating Speeds

When demonstrating maneuvering capability as per RBAC/14 CFR Part 25.143(h) at constant CAS:

(a) A low thrust or power setting normally should be the critical case for demonstrating the required maneuver capabilities. The thrust/power settings specified in paragraph RBAC 25.143 (h) are the

for maior que  $\pm 1$  Nó, as tolerâncias de fuselagem e da função de proteção de alto ângulo-de-ataque mais adversas devem ser usadas.

### 3 – Razão de Desaceleração

(a) A razão de desaceleração para as manobras das seções 3 e 5.2, com a função de proteção de alto ângulo-de-ataque operando normalmente, deve ser obtido de maneira coerente usando o intervalo de tempo transcorrido durante a desaceleração de 1,15 a 1,05 da velocidade final almejada ( $V_{\min-1g}$ ). Portanto, a taxa de desaceleração deve ser calculada como se segue:

Taxa de desaceleração (nó CAS/s) =

$$\frac{1,15 V_{\min-1g} - 1,05 V_{\min-1g}}{\text{Tempo de desaceleração de } 1,15 V_{\min-1g} \text{ a } 1,05 V_{\min-1g}}$$

(b) Para as manobras da seção 5.3, com a função de proteção de alto ângulo-de-ataque colocada inoperativa ou modificada para permitir alcançar  $V_{CLMAX}$ , a taxa de desaceleração deve ser calculada como se segue:

Taxa de desaceleração (nó CAS/s) =

$$\frac{1,15 V_{s-1g} - 1,05 V_{s-1g}}{\text{Tempo de desaceleração de } 1,15 V_{s-1g} \text{ a } 1,05 V_{s-1g}}$$

(c) Quando demonstrar cumprimento com a seção 3,  $V_{\min-1g}$  não requer demonstração de ensaio em voo a menos que seja usada como uma referência (por exemplo, como uma referência para as velocidades operacionais). Entretanto, nos casos onde  $V_{\min-1g}$  é usada para estabelecer intervalo de velocidade ou taxa de desaceleração, pode ser determinada por análise desde que esta análise seja conservativa para assegurar a cobertura de todo o envelope de voo levando em conta todos os efeitos do peso, CG, tolerâncias dos sistemas, e outros.

### 4 – Capacidade de Manobra nas Velocidades Operacionais de Referência

Quando demonstrar capacidade de manobra de acordo com RBAC 25.143(h) com velocidade calibrada constante:

(a) Um ajuste de tração ou potência baixo deve ser normalmente o caso crítico para demonstrar a capacidade de manobra requerida. Os ajustes de tração/potência especificados no parágrafo RBAC 25.143 (h) são os valores máximos que podem ser usados nestes casos. Entretanto, se o ângulo-de-ataque em que o batente do controle longitudinal for alcançado (ou outra característica relevante ocorra) é reduzido com o aumento da tração ou potência, deve ser assegurado que a capacidade de manobra requerida seja mantida em todos os ajustes mais altos de tração ou potência apropriados para a condição de voo;

(b) Os ajustes de tração ou potência para a condição de

maximum values that may be used in such cases. However, if the angle of attack at which the longitudinal control stop is reached (or other relevant characteristic occurs) is reduced with increasing thrust or power, it should be ensured that the required maneuver capabilities are retained at all higher thrust or power settings appropriate to the flight condition;

(b) The thrust or power setting for the all-engines operating condition at  $V_{2+xx}$  should include any value used in noise abatement procedure.

### 5 - Thrust/Power Setting for Thrust/Power on High AOA Handling Demonstration

The thrust/power setting specified in section 5.1 for thrust or power on high AOA maneuver demonstrations is that thrust/power necessary to maintain level flight at a speed of  $1.5 V_{SR1}$  at the maximum landing weight, with flaps in the approach position and the landing gear retracted, where  $V_{SR1}$  is the reference stall speed in the same conditions. The approach flap position referred to is the maximum flap deflection used to show compliance with RBAC 25.121(d), which specifies a configuration in which the reference stall speed does not exceed 110 percent of the reference stall speed for the related landing configuration.

### 6 - High AOA Maneuvers with Deceleration Devices

High AOA maneuvers of section 5.1 should include demonstrations with deceleration devices deployed for all flap positions unless limitations against the use of those devices with particular flap positions are imposed. "Deceleration devices" include spoilers when used as airbrakes, and thrust reversers approved for inflight use. Demonstrations with deceleration devices deployed should normally be carried out with power or thrust off, except where deployment of the deceleration devices with power or thrust on would likely occur in normal operations (e.g. extended spoilers during landing approach).

### 7 - Handling Characteristics at High AOA

The following additional guidance must be observed when demonstrating compliance with section 5:

(a) High AOA characteristics should be investigated with the high AOA protection function operating as per section 5. Any other systems or devices that may alter the behavior of the airplane during the maneuvers should be in their normal functioning mode;

(b) Unless the design of the airplane's automatic flight control system precludes its ability to operate near the alpha-limit, high AOA characteristics should be evaluated when the airplane is flown under the control of the automatic flight control system;

(c) Procedures for high AOA maneuvers of section 5.1 must take in account the following:

todos os motores operantes na  $V_{2+xx}$  deve incluir qualquer valor usado no procedimento de redução de ruído.

#### 5 – Ajuste de Tração/Potencia na Demonstração Qualitativa de Alto Ângulo de Ataque

O ajuste de tração/potencia especificado na seção 5.1 para a demonstração de manobras de alto ângulo-de-ataque é aquela necessária para manter voo nivelado numa velocidade de  $1,5 V_{sr1}$  no peso máximo de pouso, com flapes na posição de aproximação e o trem de pouso recolhido, onde  $V_{sr1}$  é a velocidade de estol de referência nas mesmas condições. A posição de aproximação do flape refere-se à deflexão máxima do flape usada para demonstrar cumprimento com RBAC 25.121(d), que especifica uma configuração em que a velocidade de estol de referência não exceda 110 por cento da velocidade de estol de referência para a configuração de pouso correspondente.

#### 6 – Manobras de Alto Ângulo-de-Ataque com Dispositivos de Desaceleração

As manobras de alto ângulo-de-ataque da seção 5.1 devem incluir demonstrações com dispositivos de desaceleração aplicados para todas as posições de flape a menos que haja limitações impostas ao emprego desses dispositivos em posições particulares de flapes. "Dispositivos de Desaceleração" incluem spoilers quando usados como freios aerodinâmicos, e reversores de tração quando aprovados para uso em voo. Demonstrações com dispositivos de desaceleração aplicados devem normalmente ser executados sem potencia ou tração, exceto onde o emprego do dispositivo de desaceleração com potência ou tração seja provável em operação normal (ex. spoilers abertos durante aproximação de pouso).

#### 7 – Características de Voo em Alto Ângulo-de-Ataque

As orientações adicionais a seguir devem ser observadas para demonstrar cumprimento com a seção 5:

(a) As características de alto ângulo-de-ataque devem ser investigadas com a função de proteção de alto ângulo-de-ataque operando conforme a seção 5. Quaisquer outros sistemas ou dispositivos que possam alterar o comportamento do avião durante as manobras devem estar no modo normal de funcionamento;

(b) A menos que o projeto do sistema de controle de voo automático do avião impeça a operação perto do Alfa-limite, as características em alto ângulo-de-ataque devem ser avaliadas também quando o avião voa sob o controle do sistema de controle automático de voo;

(c) Os procedimentos para as manobras de alto ângulo-de-ataque da seção 5.1 devem considerar o que se segue:

(1) Ao alcançar o batente, o controle longitudinal deve

(1) Once the longitudinal control stop is reached, it must be maintained at the stop until the airplane has reached a stabilized flight condition. Any reduction of pitch attitude associated with stabilizing the incidence at alpha-limit should be achieved smoothly, at a low pitch rate, such that it is not likely to be mistaken for natural stall identification. Some dynamic movements during the maneuver is allowed provided that there are no uncommanded lateral or directional motions indicative of stall which would force a recovery or prevent the pilot to continue the maneuver or to keep the control at the aft stop;

(2) As expressed in item 5.1(b)(3), it also must be shown while at the aft control stop that a satisfactory level of lateral control is available to allow corrections to heading and bank angle while at the AOA-limit. The application of small roll rates should also not present any indications of stall or any characteristics that would prevent the pilot from maintaining the control at the stop.

(d) In order to clarify the different criteria for acceptance of high incidence behaviour of the airplanes, the following list cites the expected behaviours:

(1) Criteria (1) through (4) defined in item 5.2(a) correspond to maneuvers, both in straight flight and in  $30^\circ$  banked turns, with entry rates up to 1kt/s with high AOA protection function operating normally, for both non-icing and icing conditions;

(2) Criteria defined in item 5.2(b) correspond to maneuvers, both in straight flight and in  $30^\circ$  banked turns, with increased deceleration rates higher than 1kt/s with high AOA protection function operating normally, for both non-icing and icing conditions;

(3) Criteria defined in item 5.3(b) correspond to maneuvers for  $V_{CLMAX}$  demonstrations in non-icing conditions, both in straight flight and in  $30^\circ$  banked turns, which flight characteristics considered suitable in the traditional sense are those compliant with the intentions of traditional RBAC 25.203; and

(4) Criteria defined in item 5.3(c) correspond to  $V_{CLMAX}$  demonstration maneuvers in icing conditions.

#### 8 - High AOA Protection at Sideslip, Atmospheric Disturbances and Wind-shear Flight Conditions

In establishing compliance with item (b) of section 2, the high AOA protection function shall be assumed to be operating normally. Simulator studies and analyses may be used; however results must be validated by limited flight testing to confirm handling qualities, at critical loadings, up to the maximum incidence shown to be reached by such studies and analyses.

#### 9 – Compliance In-Icing Conditions

(a) In establishing compliance with this special condition in icing condition, the applicant should

ser mantido no batente até que o avião alcance uma condição de voo estabilizada. Qualquer redução da atitude de arfagem associada a estabilização no alfa-limite deve ser alcançada de maneira suave, com uma variação de arfagem baixa, de modo que seja improvável identificar erroneamente como estol natural. Alguns movimentos dinâmicos durante a manobra é permitido se não são movimentos não comandados laterais ou direcionais indicativos de estol que possam forçar uma recuperação ou impedir o piloto de continuar a manobra ou manter o controle no batente traseiro;

(2) De acordo com o item 5.1(b)(3), deve-se demonstrar também um nível de controle lateral satisfatório que permita correções de direção e de rolamento com o controle no batente traseiro ao estabilizar no alfa-limite. Quaisquer variações pequenas de rolamento aplicadas não devem apresentar indicações de estol ou quaisquer características que possam impedir o piloto de manter o controle no batente.

(d) A lista a seguir detalha os comportamentos esperados de modo a tornar claros os diferentes critérios de aceitação do comportamento de alto ângulo-de-ataque dos aviões:

(1) Os critérios de (1) a (4) definidos no item 5.2(a) correspondem às manobras em voo reto e em curva de 30°, com taxa de desaceleração de até 1kt/s com a função de proteção de alto ângulo-de-ataque operando normalmente, em ambas as condições sem gelo e gelo;

(2) Os critérios definidos no item 5.2(b) correspondem às manobras em ambas as condições de voo reto e em curva de 30°, para razões de desaceleração aumentada maior que 1kt/s com a função de proteção de alto ângulo-de-ataque operando normalmente, em ambas as condições sem gelo e gelo;

(3) Os critérios definidos no item 5.3(b) correspondem às manobras para as demonstrações de  $V_{CLMAX}$  nas condições sem gelo, para ambos os voos reto e em curva de 30°, cujas características de voo consideradas adequadas no sentido tradicional são aquelas que cumprem com o pretendido pelo RBAC 25.203 tradicional; e

(4) Os critérios definidos no item 5.3(c) correspondem às manobras para as demonstrações de  $V_{CLMAX}$  nas condições de gelo.

#### 8 – Proteção de Alto Ângulo-de-Ataque em Condições de Voo em Derrapagem, Distúrbios Atmosféricos e Tesoura de Vento

Ao estabelecer cumprimento com o item (b) da seção 2, deve-se assumir operação normal da função de proteção de alto ângulo-de-ataque. Os estudos com simulador e análises podem ser usados; entretanto os resultados devem ser validados por ensaios em voo limitados para confirmar as qualidades de voo, com carregamentos críticos, até a incidência máxima prevista alcançável por tais estudos e análises.

consider that the high AOA protection function alpha-limit cannot be set at an angle of attack greater than that correspond to the maximum aerodynamic lift coefficient achievable to be demonstrated. The idea is to provide sufficient maneuvering margin in-icing condition, also when the applicant chooses to establish in-icing operational speeds not based on  $V_{SR}$  in-icing.

(b) The applicant can choose to establish operational speeds in icing not based on  $V_{SR}$  in-icing, considering that the high AOA protection function is demonstrated robust as per Section 2. In that case, demonstration of  $V_{CLMAX}$  as per item(e) of section 3 in icing conditions may be dismissed. Also, whatever the option chosen, it is necessary to demonstrate the airplane handling characteristics up to the maximum angle of attack reached in section 3 in both icing and non-icing conditions. Some degradation in handling characteristics is acceptable in-icing conditions as expressed in item 5.3(c), compared to non-icing condition (item 5.3(b)).

(c) A robust high AOA protection function permits taking credit to apply a new approach for determining operational speeds in icing condition. Section 6.2 amends all related performance requirements which allow use of operational speeds in icing condition without reference to  $V_{SR}$  in-icing.”

**9 – Cumprimento em Condições de Gelos**

(a) Ao estabelecer cumprimento com esta condição especial em condições de gelo, o requerente deve considerar que o alfa-limite da função de proteção de alto ângulo-de-ataque não pode ser ajustado para um ângulo-de-ataque maior que o correspondente ao coeficiente de sustentação aerodinâmico máximo alcançável na demonstração. O objetivo é prover margem de manobra suficiente na condição de gelo, mesmo quando o requerente optar por estabelecer as velocidades operacionais com gelo não baseadas na  $V_{sr}$  com gelo.

(b) O requerente pode optar por estabelecer as velocidades operacionais com gelo sem se basear na  $V_{sr}$  com gelo, considerando se demonstrar que a função de proteção de alto ângulo-de-ataque é robusta conforme a Seção 2. Neste caso, a demonstração da  $V_{CLMAX}$  conforme item (e) da seção 3 nas condições com gelo pode ser desconsiderada. Também, qualquer que seja a opção escolhida, é necessário demonstrar as características de voo do avião até o ângulo-de-ataque máximo alcançado na seção 3 em ambas as condições de gelo e sem gelo. É aceitável uma degradação nas características de voo em condições de gelo como expresso no item 5.3(c), ao comparar com a condição sem gelo (item 5.3(b)).

(c) Uma função de proteção de alto ângulo-de-ataque robusta permite tomar crédito para aplicar uma nova forma de determinar as velocidades operacionais na condição com gelo. Seção 6.2 revisa todos os requisitos relativos a desempenho para permitir o uso das velocidades operacionais na condição com gelo sem referencia a  $V_{sr}$  com gelo.”

Em caso de divergência de interpretação, prevalece o texto em inglês.

In case of divergence, the English version should prevail.