

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 430, de 31 de maio de 2017.	Origem: SAR

APLICABILIDADE

Esta Condição Especial se aplica à proteção de envelope de voo em alto ângulo de ataque do avião Embraer ERJ 190-300 e de outras aeronaves a critério da ANAC.

CONDIÇÃO ESPECIAL

Esta Condição Especial complementa as seções 25.103, 25.201, 25.203 e 25.207 e os parágrafos 25.145(a), 25.145(b)(6), 25.1323(d), 25.105(a), 25.107, 25.121(b), 25.121(c), 25.121(d), 25.123(b) e 25.125(b), do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil nº 25 (RBAC nº 25).

<p>“§ CE 25-057 Condição Especial Aplicável à Proteção de Envelope de Voo em Alto Ângulo de Ataque</p> <p>1 - Definições</p> <p>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.</p> <p>2 - Capacidade e Confiabilidade da Função de Proteção de Alto Ângulo de Ataque</p> <p>(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 5.2;</p> <p>(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;</p> <p>(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;</p> <p>(d) A perda da função de Proteção de Alto Ângulo de Ataque deve ser demonstrada como sendo Improvável, e os efeitos de qualquer falha que afete a função de</p>	<p>“§ SC 25-057 Special Condition for Flight Envelope Protection of High Angle of Attack</p> <p>1 - Definitions</p> <p>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.</p> <p>2 - Capability and Reliability of the High Incidence Protection Function</p> <p>(a) It must not be possible to encounter a stall during the pilot induced maneuvers required by this Section, and the handling characteristics shall be acceptable as required by section 5.2;</p> <p>(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;</p> <p>(c) The ability of the High AOA Protection function to accommodate any reduction in stalling incidence must be verified in icing conditions;</p> <p>(d) Loss of the High AOA Protection function must be shown to be at least Improbable, and the effects of any failure affecting High AOA Protection function must be acceptable in accordance with § 25.1309 and § 25.671(c).</p> <p>Guidance for section 2:</p>
--	--

<p>Proteção de Alto Ângulo de Ataque devem ser aceitáveis de acordo com os requisitos § 25.1309 e § 25.671(c).</p> <p>Orientação para seção 2:</p> <p>Seção 2 - item (a) - Item (a) requer que o avião não encontre um estol durante as manobras prescritas na seção 5.1-(a-c). Comportamento do avião que se considera indicativo de um estol inclui:</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) Movimento de arfagem a cabrar abrupto ou anormal; (2) Movimento de arfagem a picar não comandado; (3) Movimento direcional ou lateral não comandado; ou (4) Vibração de magnitude e severidade que agiria como uma barreira na continuidade de manobras específicas. <p>Seção 2 - item (b) - Distúrbios Atmosféricos: Ao estabelecer cumprimento com a seção 2 da Condição Especial, o sistema de proteção de alta incidência deve ser mantido operando normalmente. Estudos em simulador e análises podem ser usadas, mas deverão ser validados por campanha limitada de ensaios em voo para confirmar as qualidades de voo, com carregamentos críticos, até o ângulo de ataque máximo mostrado ser alcançável pelos estudos e análises.</p> <p>Seção 2 - item (d) - Item (d) estabelece um requisito mínimo de disponibilidade “Improvável”. Interpreta-se como uma taxa de falha máxima de $< 1E-5/voo-hr$, consistente com os critérios do § 25.1309. Além disso, a função de proteção de Alto Ângulo de Ataque e seus sistemas de avião auxiliares devem cumprir com § 25.1309, consistente com a criticidade identificada da falha da função limite de alto ângulo de ataque e apropriada para o avião.</p> <p>3 - Velocidade Mínima de Voo Estável e Velocidade de Referência de Estol</p> <p>Cumprir no lugar do RBAC 25.103 o seguinte:</p> <p>(a) A velocidade mínima de voo constante, V_{min}, é a velocidade aerodinâmica calibrada final e estabilizada com o sistema de proteção de alta incidência operando normalmente, com o avião desacelerando até o controle longitudinal manter-se no batente, a razão de desaceleração não exceder 1 Nó por segundo, e o avião encontrar-se numa condição estabilizada.</p> <p>(1) O ângulo de ataque final ao atingir V_{min} não deve ser maior que o ângulo de ataque correspondente à V_{CLMAX} determinada no item 3-(d) como aplicável.</p> <p>(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 subparágrafo (a).</p>	<p>Section 2 - item (a) - Item (a) requires that the airplane not encounter a stall during the maneuvers prescribed in section 5.1-(a-c). Airplane behavior that is considered indicative of stall includes:</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) Abnormal or abrupt nose-up pitching; (2) Uncommanded nose-down pitching; (3) Uncommanded lateral or directional motion; or (4) Buffeting of a magnitude and severity that would act as a deterrent from completing the specified maneuvers.. <p>Section 2 - item (b) - Atmospheric Disturbances: In establishing compliance with section-2 of Special Condition, the high incidence protection system shall be assumed to be operating normally. Simulator studies and analyses may be used but will need to 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.</p> <p>Section 2 - item (d) - Item (d) establishes a minimum availability requirement of “Improbable”. Consistent with § 25.1309 criteria, this is interpreted to mean a maximum failure rate of $< 1E-5/ft-hr$. In addition, the High Angle-of-Attack Limiting Function and its supporting airplane systems must comply with § 25.1309, consistent with identified hazards for failure of the High Angle-of-Attack Limiting Function appropriate for the airplane.</p> <p>3 - Minimum Steady Flight Speed and Reference Stall Speed</p> <p>Instead of compliance with 14 CFR Section 25.103 the following applies:</p> <p>(a) The minimum steady flight speed, V_{min}, is the final stabilized calibrated airspeed obtained with the high incidence protection system 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 not exceed 1 knot per second and the airplane encounters a stabilized condition.</p> <p>(1) The final angle of attack achieving V_{min} must not be greater than the angle of attack correspondent to the V_{CLMAX} determined in items 3-(d) as applicable.</p> <p>(b) The one-g minimum steady flight speed, V_{min1g}, 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 subparagraph (a) was determined.</p> <p>(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 requirements demonstrations.</p>
--	---

(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) do RBAC 25 emenda 121. V_{SR} deve ser determinada e expressa como:

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

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 (d)(7) desta seção.

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

Coeficiente de sustentação corrigido pelo fator de carga

$$= \frac{n_{ZW} W}{qS}$$

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 e 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 cumprimento com um requisito de desempenho;

(4) A posição do centro de gravidade que resulte no valor mais alto da velocidade de estol de referência;

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

(6) A Função de Proteção de Alto Ângulo de Ataque ajustado ou desabilitado, por opção do requerente, para permitir um ângulo de ataque mais alto que o possível pelo sistema de produção normal.

(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

(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 traditional paragraph 25.103(a) of 14 CFR PART-25 amendment 121. V_{SR} must be determined and expressed as:

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

Where:

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

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

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

W = Airplane gross weight;

S = Aerodynamic reference wing area; and

q = Dynamic pressure.

(d) V_{CLMAX} is determined in non-icing and icing conditions 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 Incidence Protection Function adjusted or disabled, at the option of the applicant, to allow higher incidence than is possible with the normal production system.

(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;

(i) Aerodynamic stall as defined in Section 25.201(d); or

(ii) The angle-of-attack corresponding to V_{SR} .

<p>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 V_{SR}.</p> <p>(e) Por opção do requerente, a demonstração da V_{CLMAX} nas condições de gelo pode ser desconsiderada. Em seu lugar, aplica-se o seguinte:</p> <p>(1) O esquema de velocidade operacional para cada configuração definida em condições de gelo não seja menor que nas condições sem gelo.</p> <p>(2) Deve ser demonstrado cumprimento com o requisito 25.143(h) em ambas condições de gelo e sem gelo.</p> <p>(3) A V_{min-1g} deve ser determinada nas condições com gelo como especificado no item (b) para cada configuração de pouso, e a V_{ref} como estabelecida por 25.125 não deve ser menor que $1,17 V_{min-1g}$.</p> <p>Orientação para a seção 3 proposta:</p> <p>Seção 3 - itens (a)/(b) - V_{min}/V_{min-1g} não requer demonstração por ensaio em voo a menos que seja usada como referência (por exemplo, como uma referência para as velocidades operacionais). Nestes casos onde V_{min}/V_{min-1g} é usada somente para estabelecer intervalo de velocidade ou razão de desaceleração, pode ser determinada por análise desde que seja conservativa para assegurar a cobertura total do envelope de voo considerando os efeitos do peso, CG, tolerâncias de sistemas, e outros fatores.</p> <p>Nos casos onde V_{min}/V_{min-1g} deve ser determinado, o seguinte deve ser observado:</p> <p>(a) Configuração.</p> <p>(1) As velocidades mínimas de voo constante devem ser determinadas para todas as configurações aerodinâmicas a serem certificadas para uso nas configurações de decolagem, em rota, aproximação, e pouso.</p> <p>(2) As posições de c.g. a serem usadas devem ser aquelas que resultem na V_{min} mais alta para cada peso (c.g. dianteiro na maioria dos casos).</p> <p>(3) Devem ser conduzidos testes suficientes para determinar os efeitos do peso na V_{min}. Os efeitos da altitude (compressibilidade, Número de Reynolds) podem também ser considerados se o requerente quiser tomar crédito das variações desses parâmetros.</p> <p>(b) Procedimentos.</p> <p>(1) O avião deve ser compensado para voo reto numa velocidade 13 por cento a 30 por cento acima da V_{SR} antecipada, com os motores em “idle” e o avião na configuração em que a velocidade de voo mínima está sendo determinada. Então, usando somente o controle longitudinal primário para redução da velocidade, manter uma desaceleração constante (razão de</p>	<p>(e) At the applicant discretion, demonstration of V_{CLMAX} in icing conditions may be dismissed. Instead, the following applies:</p> <p>(1) The operational speed schedule for each defined configuration in-icing conditions is not less than that in non-icing conditions.</p> <p>(2) It must be shown compliance with requirement 25.143(h) in both icing and non-icing conditions.</p> <p>(3) The V_{min-1g} must be determined in icing conditions as specified in item (b) for each landing configuration, and the V_{ref} as established in 25.125 must not be less than $1.17 V_{min-1g}$.</p> <p>Guidance for proposed Section 3:</p> <p>Section 3 - itens (a)/(b) - V_{min}/V_{min-1g} does not requires flight test demonstration unless it is being used as a reference (for example, as a reference for operational speeds). In cases where V_{min}/V_{min-1g} are used only 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.</p> <p>In cases where V_{min}/V_{min-1g} must be determined, the following must be observed:</p> <p>(a) Configuration.</p> <p>(1) Minimum steady flight speeds should be determined for all aerodynamic configurations to be certificated for use in the takeoff, en route, approach, and landing configurations.</p> <p>(2) The c.g. positions to be used should be those that result in the highest V_{min} for each weight (forward c.g. in most cases).</p> <p>(3) Sufficient testing should be conducted to determine the effects of weight on V_{min}. Altitude effects (compressibility, Reynolds Number) may also be considered if credit for variations in these parameters is sought by the applicant.</p> <p>(b) Procedures.</p> <p>(1) The airplane should be trimmed for straight flight at a speed 13 percent to 30 percent above the anticipated V_{SR}, with the engines at idle and the airplane in the configuration for which the minimum flight speed is being determined. Then, using only the primary longitudinal control for speed reduction, target a constant deceleration (entry rate) until the airplane has reached full aft longitudinal control. The control should be maintained at the aft stop until the airplane has reached a stabilized flight condition from which V_{min} can be determined.</p> <p>(2) The High Angle-of-Attack Limiting Function is expected to provide repeatable minimum steady speeds for a particular flight condition. A sufficient number of</p>
--	---

desaceleração) até que se atinja o batente traseiro do controle longitudinal. O controle deve ser mantido no batente traseiro até que o avião alcance uma condição de voo estabilizada da qual V_{min} pode ser determinada.

(2) Espera-se que a Função Limitante de Alto Ângulo de Ataque mantenha com repetibilidade, velocidades mínimas constantes para uma condição de voo particular. Um número suficiente de manobras deve ser realizado em cada combinação crítica de peso, altitude, c.g., e configuração externa para assegurar que é este o caso.

(3) Durante os testes de velocidade mínima constante, as características de voo do avião devem também satisfazer os requisitos da seção 5.2-(a).

(c) Redução de Dados e Apresentação. A determinação da velocidade mínima de voo constante deve ser conduzida de maneira similar àquela usada para a obtenção das velocidades de referência de estol, incluindo as correções para voo 1-g, como requer § 25.103.

Seção 3 - item (a) - A razão de desaceleração deve ser obtida de forma coerente usando o tempo gasto durante a desaceleração de 1,15 a 1,05 da velocidade final esperada. Portanto, para manobras com o sistema de proteção de alto ângulo de ataque operando normalmente, a razão de desaceleração como definida deve ser calculada baseada na V_{min-1g} . Razão de desaceleração = $(1,15 - 1,05) V_{min-1g} / (\text{Tempo para desacelerar de } 1,15 * V_{min-1g} \text{ a } 1,05 * V_{min-1g})$.

Seção 3 - item (d)(7) - A razão de desaceleração deve ser obtida de forma coerente usando o tempo gasto durante a desaceleração de 1,15 a 1,05 da velocidade final esperada. Portanto, para manobras com o sistema de proteção de alto ângulo de ataque inoperativo ou modificado para permitir alcançar V_{CLMAX} , a razão de desaceleração deve ser calculada baseada na V_{s-1g} . Razão de desaceleração = $(1,15 - 1,05) V_{s-1g} / (\text{Tempo para desacelerar de } 1,15 * V_{s-1g} \text{ a } 1,05 * V_{s-1g})$.

Seção 3 - item (e)(1) - Ao adotar a opção dada no item (e):

(1) O avião deve demonstrar capacidade de manobra de acordo com RBAC 25.143(h) em velocidade calibrada constante.

(2) Uma tração ou ajuste de potência baixo normalmente será o caso crítico para demonstrar a capacidade de manobra requerida. A tração ou ajuste de potência especificados no parágrafo RBAC §25.143 (h) são os valores máximos que podem ser usados em tais casos. Entretanto, se o ângulo de ataque em que o batente do manche é alcançado (ou outra característica relevante ocorra) é reduzido com o aumento da tração ou potência, deve se assegurar que a capacidade de manobra requerida seja mantida em todos os ajustes mais altos de tração ou potência apropriados para a condição de voo.

maneuvers should be accomplished at each critical combination of weight, altitude, c.g., and external configuration to assure that is the case.

(3) During the minimum steady flight speed testing, the flight characteristics of the airplane must also satisfy the requirements of section 5.2-(a).

(c) Data Reduction and Presentation. Determination of the minimum steady flight speed should be conducted in a manner similar to that for the reference stall speeds, including the correction to 1-g flight, as required by § 25.103.

Section 3 - item (a) - The entry rate must be coherently obtained using the time elapsed during the deceleration from 1.15 to 1.05 of the final target speed. Therefore, for maneuvers with the high incidence protection system operating normally, the entry rate as defined must be calculated based in V_{min-1g} . Entry rate = $(1.15 - 1.05) V_{min-1g} / (\text{Time to decelerate from } 1.15 * V_{min-1g} \text{ to } 1.05 * V_{min-1g})$

Section 3 - item (d)(7) -The entry rate must be coherently obtained using the time elapsed during the deceleration from 1.15 to 1.05 of the final target speed. Therefore, for maneuvers with the high incidence protection system made inoperative or modified to allow reaching V_{CLMAX} , the entry rate must be calculated based in V_{s-1g} . Entry rate = $(1.15 - 1.05) V_{s-1g} / (\text{Time to decelerate from } 1.15 * V_{s-1g} \text{ to } 1.05 * V_{s-1g})$

Section 3 - item (e)(1) - Adopting the option given in item (e):

(1) The aircraft shall demonstrate maneuvering capability as per RBAC/14 CFR Part 25.143(h) at constant CAS.

(2) A low thrust or power setting normally will be the critical case for demonstrating the required maneuver capabilities. The thrust/power settings specified in paragraph 14 CFR §25.143 (h) are the maximum values that may be used in such cases. However, if the angle of attack at which the stick 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.

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

4 - Stall Warning

Instead of compliance with 14 CFR Section 25.207 the following applies:

4.1 - Normal operation

If the conditions of paragraph 2 are satisfied, equivalent safety to the intent of 14 CFR Section 25.207, Stall

(3) O ajuste de tração ou potência para a condição de todos os motores operantes na V_{2+xx} deve incluir qualquer valor usado no procedimento de redução de ruído.

4 - Aviso de Estol

No lugar do cumprimento com RBAC 25.207, aplica-se o seguinte:

4.1 - Operação Normal

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.

4.2 - Falha do Sistema de Proteção de Alto Ângulo de Ataque

Após uma falha do sistema 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 1, 2 e 3 do parágrafo 2, deve-se prover um aviso de estol e deve-se obstar a ocorrência de características inaceitáveis e estol.

(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 parágrafos (d) e (e) abaixo.

(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.

(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 parágrafo (a) acima e para as condições prescritas abaixo nos parágrafos (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.

Warning, shall be considered to have been met without provision of an additional, unique warning device.

4.2 - High Incidence Protection System Failure

Following failures of the high angle of attack protection system, not shown to be extremely improbable, such that the capability of the system no longer satisfies items 1, 2 and 3 of paragraph 2, stall warning must be provided and must prevent encountering unacceptable characteristics and stall.

(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 paragraphs (d) and (e) below.

(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.

(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 paragraph (a) above and for the conditions prescribed below in paragraphs (d) and (e) below.

(d) In non icing conditions stall warning must provide sufficient margin to prevent encountering unacceptable characteristics and encountering stall in the following conditions:

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

(2) Engines idling turning flight stall deceleration at entry rates up to 3 knots per second, 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 engines idling straight and turning flight decelerations 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 include any uncommanded pitching, lateral or directional motion, or buffeting of a magnitude and severity that would act as a deterrent to further speed reduction. An airplane exhibits unacceptable characteristics during straight or turning flight decelerations if it is not always possible to produce and

(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 incluem quaisquer movimentos de arfagem, lateral ou direcional não comandados, ou vibração aerodinâmica de uma magnitude e severidade que possa agir como uma barreira para uma redução adicional da velocidade. Um avião exibe características inaceitáveis durante desaceleração em voo reto ou em curva se não é possível sempre produzir e corrigir rolamento e derrapagem por uso reversível dos controles de aileron e leme, ou se ocorre movimento a cabrar anormal.

Orientação para a seção 4 proposta:

Seção 4 - (a) - Para ser aceitável, o aviso de estol deve ter as seguintes características:

(1) **Distinção.** A indicação do aviso de estol deve ser clara e distinta em um nível que assegure o reconhecimento positivo pelo piloto de um estol iminente.

(2) **Tempestivo.** Para os estóis de um Nó por Segundo de razão de desaceleração, o aviso de estol deve começar em uma velocidade com uma margem suficiente para permitir continuar a desaceleração abaixo da velocidade de ativação do aviso de estol com uma margem maior que 5 kts ou 5% CAS sem encontrar estol ou encontrar características inaceitáveis como definidas no item 4-(f). Para os estóis em voo em curva com razões de desaceleração acima de 3 kt/s, o aviso de estol deve começar numa velocidade com margem suficiente para permitir o piloto impedir o estol quando a ação de recuperação for iniciada não menos de 1 segundo depois da ativação do aviso de estol.

(3) **Consistência.** O aviso de estol deve ser confiável e repetitivo. O aviso deve ocorrer com flapes, trem de pouso e dispositivos de desaceleração (freio aerodinâmico) em todas as posições normalmente usadas em ambas as condições de voo reto e em curva (e deve continuar por toda a manobra de recuperação até que o ângulo de ataque seja reduzido para aproximadamente aquele valor em que o aviso de estol foi iniciado. O aviso deve ser fornecido naturalmente através das características aerodinâmicas inerentes do avião, ou artificialmente por um sistema projetado para este propósito. Se o aviso de estol artificial é fornecido para qualquer configuração do avião, ele deve existir para todas as configurações).

Seção 4 - (c) - Uma indicação de aviso de estol artificial que seja somente um dispositivo visual não é aceitável se requer atenção na cabine, ou iniba a conversação na

to correct roll and yaw by unreversed use of aileron and rudder controls, or abnormal nose-up pitching occurs.

Guidance for proposed section 4:

Section 4 - (a) – To be acceptable, the stall warning must have the following features:

(1) **Distinctiveness.** The stall warning indication must be clear and distinct to a degree that will ensure positive pilot recognition of an impending stall.

(2) **Timeliness.** For one knot per second entry rate stalls, the stall warning must begin at a speed with a sufficient margin to allow the deceleration to continue below the stall warning activation speed for the greater of 5 kts or 5% CAS without encountering stall or encountering unacceptable characteristics as defined by item 4-(f). For turning flight stalls at entry rates up to 3 kt/sec, the stall warning must begin at a speed with sufficient margin to allow the pilot to prevent stall when the recovery input is initiated not less than 1 second after stall warning activation.

(3) **Consistency.** The stall warning should be reliable and repeatable. The warning must occur with flaps, gear and deceleration device (airbrakes) in all normally used positions in both straight and turning flight (and should continue throughout the recovery maneuver until the angle-of-attack is reduced to approximately that at which the stall warning was initiated. The warning may be furnished naturally through the inherent aerodynamic characteristics of the airplane, or artificially by a system designed for this purpose. If artificial stall warning is provided for any airplane configuration, it must be provided for all configurations).

Section 4 - (c) - An artificial stall warning indication that is a solely visual device which requires attention in the cockpit, inhibits cockpit conversation or, in the event of malfunction, causes distraction that would interfere with safe operation of the airplane, is not acceptable.

Section 4 - (d) - If a stall warning required by section 4 is provided by an artificial stall warning system, the effect of production tolerances on the stall warning system should be considered when evaluating the stall warning margin required by section 4-(d).

5 - Handling Characteristics at High Incidence

Instead of compliance with 14 CFR Sections 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 paragraphs (a) through (c) must be shown to be satisfactory in icing and non-icing conditions.

<p>cabine ou, na eventualidade de uma falha, causa distração que interfira com a operação segura do avião.</p> <p>Seção 4 - (d) - Se um aviso de estol artificial é usado para cumprir o aviso de estol da seção 4, o efeito das tolerâncias de produção do sistema de aviso de estol deve ser considerado para avaliar as margens do aviso de estol requeridas pela seção 4-(d).</p> <p>5 - Qualidades de Voo em Alto Ângulo de Ataque</p> <p>No lugar do cumprimento das Seções 25.201 e 25.203 deve aplicar o seguinte:</p> <p>5.1 - Demonstrações das Características em Alto ângulo de Ataque</p> <p>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 Ataque definidas pelos parágrafos (a) até (c) devem ser demonstradas serem satisfatórias nas condições de gelo e sem gelo.</p> <p>(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:</p> <p>(1) A função de Proteção de Alto Ângulo de Ataque operando normalmente;</p> <p>(2) As condições iniciais de potência ou tração com:</p> <p>(i) Motores em “idle”; e</p> <p>(ii) Potência ou tração necessária para manter voo nivelado a 1,5 V_{SRI} (onde V_{SRI} corresponde à velocidade de referência do estol no peso máximo de pouso com flapes na posição de aproximação e o trem de pouso recolhido).</p> <p>(b) Em cada condição requerida pelo parágrafo (a) desta seção, deve ser possível cumprir os requisitos aplicáveis da seção 5.2 com --</p> <p>(1) Flapes, trem de pouso e dispositivos de desaceleração em quaisquer combinações possíveis de posições;</p> <p>(2) Pesos representativos dentro do envelope requisitado para certificação;</p> <p>(3) O centro de gravidade mais adverso para recuperação; e</p> <p>(4) O avião compensado em voo reto na velocidade prescrita em § 25.103(b)(6).</p> <p>(c) Os procedimentos a seguir devem ser usados para mostrar cumprimento nas condições sem gelo e com gelo:</p> <p>(1) Iniciando numa velocidade acima o suficiente da velocidade constante mínima para assegurar que uma redução de velocidade constante pode ser mantida, aplicar o controle longitudinal de modo que a redução de velocidade não exceda um Nó por segundo até que o controle alcance o batente.</p>	<p>(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:</p> <p>(1) The high angle-of-attack limiting function operating normally;</p> <p>(2) Initial power or thrust conditions of:</p> <p>(i) Engines idling; and</p> <p>(ii) Power or thrust necessary to maintain level flight at 1.5 V_{SRI} (where V_{SRI} corresponds to the reference stall speed at maximum landing weight with flaps in the approach position and the landing gear retracted).</p> <p>(b) In each condition required by paragraph (a) of this section, it must be possible to meet the applicable requirements of section 5.2 with --</p> <p>(1) Flaps, landing gear and deceleration devices in any likely combination of positions;</p> <p>(2) Representative weights within the range for which certification is requested;</p> <p>(3) The most adverse center of gravity for recovery; and</p> <p>(4) The airplane trimmed for straight flight at the speed prescribed in § 25.103(b)(6).</p> <p>(c) The following procedures must be used to show compliance in non-icing and icing conditions:</p> <p>(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.</p> <p>(2) The longitudinal control must be maintained at the stop until the airplane has reached a stabilized flight condition.</p> <p>(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.</p> <p>(4) The requirements in paragraphs (a)&(b) of this section must also be met with increased entry rates, up to the maximum practical rate, with and without simultaneous application of go-around power or thrust.</p> <p>(d) Sufficient robustness of the AOA limiting function must also be shown for flight in icing conditions before the ice protection system has been activated and is performing its intended function, with the ice accretion defined in appendix C, part II(e) of this part.</p> <p>Guidance for proposed section 5.1:</p> <p>Section 5.1 - (a)(2)(ii) - For power-on maneuvers, power or thrust should be set to the value required to maintain level flight at a speed of 1.5 V_{SR} at the maximum landing weight with flaps in the approach position, and the landing gear retracted. The approach flap position</p>
--	---

(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) Os requisitos nos parágrafos (a)&(b) desta seção devem ser cumpridos com uma razão aumentada de desaceleração, até a razão máxima praticável, com e sem aplicação simultânea de potência ou tração de arremetida.

(d) Deve ser também demonstrado haver robustez suficiente da função limitante de ângulo de ataque em voo nas condições de gelo antes que o sistema de proteção de gelo tenha sido ativado e esteja funcionando de acordo, com o acúmulo de gelo definido na parte II(e) do apêndice C do RBAC 25.

Orientação para a seção 5.1 proposta:

Seção 5.1 - (a)(2)(ii) - Para as manobras com potência, a potência ou tração deve ser mantida no valor necessário para manter voo nivelado numa velocidade de $1,5 V_{SR}$ no peso máximo de pouso com flapes na posição de aproximação, e o trem de pouso recolhido. A referida posição de aproximação do flape é a deflexão máxima do flape usada para demonstrar cumprimento com § 25.121(d), que especifica uma configuração na qual a velocidade de referência de estol não exceda 110 por cento da velocidade de referência de estol para a configuração de pouso relacionada.

Seção 5.1 - (b) - As configurações de teste devem incluir dispositivos de desaceleração aplicados para todas as posições de flape, a menos que haja limitações contra o uso destes dispositivos com uma posição de flape em particular. ‘Dispositivos de desaceleração’ incluem spoilers usados como freios aerodinâmicos, e reversores de tração aprovados para uso em voo. Demonstrações com dispositivos de desaceleração aplicados devem ser normalmente feitos sem potência ou tração, exceto quando o emprego de dispositivos de desaceleração com potência ou tração aplicada seja provável em operação normal (ex., abrir os spoilers durante a aproximação para pouso).

Seção 5.1 - (b) - As características no ângulo de ataque limite (AOA-limit) devem ser investigadas com a função limitante de alto ângulo de ataque operando normalmente, com o AOA-limit ajustado para o valor mais alto esperado em serviço, considerando as tolerâncias dos sistemas e fuselagem. Quaisquer outros sistemas ou dispositivos que possam alterar o comportamento do avião durante as manobras devem também estar no seu modo de funcionamento normal. A menos que o projeto do sistema de controle de voo automático do avião impeça a operação perto do AOA-limit, as características devem ser avaliadas também

referred to is the maximum flap deflection used to show compliance with § 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.

Section 5.1 - (b) - The test configurations should include deployed deceleration devices for all flap positions, unless limitations against the use of those devices with particular flap positions are imposed. ‘Deceleration devices’ include spoilers 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).

Section 5.1 - (b) - Characteristics to the AOA-limit should be investigated with the High Angle-of-Attack Limiting Function operating normally, but with the AOA-limit adjusted to the highest value expected in service, when considering airframe and system tolerances. Any other systems or devices that may alter the behavior of the airplane during the maneuvers should also be in their normal functioning mode. Unless the design of the airplane’s automatic flight control system precludes its ability to operate near the AOA-limit, characteristics should be evaluated when the airplane is flown to the AOA-limit under the control of the automatic flight control system.

Section 5.1 - (b) - Testing is specified in section 5.1-(b) to be conducted at the most adverse c.g. and weights throughout the range to be certificated. The design of the High Angle-of-Attack Limiting Function and any pitch axis EFCS control law active prior to engagement of the AOA LIMITING FUNCTION, may result in a critical weight and c.g. condition not traditionally expected. Sufficient weight and c.g. combinations should be tested to ensure that the airplane is compliant throughout the weight & c.g. envelope to be approved. Alternatively, analysis or simulation that has been shown to be valid may be used to identify critical loadings

Section 5.1 - (b) - For abnormal aerodynamic configurations covered by AFM procedures where the High Angle-of-Attack Limiting Function remains operational (not annunciated as failed), characteristics should be evaluated to the AOA-limit with the wings level in a -1 kt/sec deceleration at idle power or thrust. It should be possible to produce and to correct pitch, roll, and yaw by unreversed use of the flight controls, and there should be no uncommanded airplane motions due to aerodynamic flow breakdown. The applicant should also demonstrate that the airplane is safely controllable and maneuverable when flown at the recommended operating speed.

Section 5.1 - (b) - Characteristics should be demonstrated with the maximum allowable asymmetric

quando o avião voa no AOA-limit sob o controle do sistema de controle automático de voo.

Seção 5.1 - (b) - Os testes especificados na seção 5.1-(b) devem ser conduzidos no c.g. mais adverso e os pesos em toda a gama a ser certificada. O projeto da Função Limite de Alto Ângulo de Ataque e qualquer lei de controle em arfagem EFCS ativa antes do engajamento da função limite, pode resultar num peso crítico e condição de c.g. não esperada tradicionalmente. Combinações suficientes de peso e c.g. devem ser testadas para assegurar que o avião seja aprovado em todo envelope de peso & c.g. De modo alternativo, análises ou simulações que se demonstrem válidas podem ser usadas para identificar os carregamentos críticos.

Seção 5.1 - (b) - Para as configurações aerodinâmicas anormais contidas nos procedimentos do Manual de Voo onde a Função Limite de Alto Ângulo de Ataque permaneça operacional (não anunciada como falhada), as características devem ser avaliadas no AOA-limit com asas niveladas a -1 kt/s de desaceleração com potência ou tração em “idle”. Deve ser possível produzir e corrigir movimentos de arfagem, rolamento, e derrapagem por uso não invertido dos controles de voo, e não deve existir movimentos não comandados do avião devido ao descolamento do fluxo aerodinâmico. O requerente deve demonstrar também que o avião é seguro, controlável e manobrável ao voar nas velocidades de operação recomendadas.

Seção 5.1 - (b) - As características devem ser demonstradas com o carregamento de combustível com assimetria máxima. As demonstrações com o carregamento de combustível com assimetria máxima podem ser limitadas. Entretanto, devem cobrir os cenários críticos nas condições com gelo e sem gelo avaliando os efeitos potenciais do carregamento de combustível assimétrico para a robustez da função limite do ângulo de ataque.

Seção 5.1 - (b) - De acordo com o pretendido por § 25.21(c), as características até o AOA-limit devem ser demonstradas até a altitude máxima aprovada para operar e determinar se existem quaisquer efeitos de compressibilidade adversos nas características. Estes testes devem ser voados com trem de pouso e flapes encima no c.g. mais adverso. Potencia ou tração podem ser ajustados, como requerido, para manter aproximadamente voo nivelado e 1 Nó/segundo de desaceleração. Uma razão de descida pequena é permitida desde que o AOA-limit seja alcançado aproximadamente na altitude máxima aprovada. Características devem ser verificadas durante as manobras com asa nivelada e em curva de 30 graus de inclinação.

Seção 5.1 - (c) - Procedimentos para demonstrar cumprimento com a seção 5.1 deve levar em conta o que se segue:

fuel loading. Demonstrations with maximum allowable asymmetric fuel loading may be limited. However, it must cover the critical scenarios in icing and non-icing conditions assessing potential effects of asymmetric fuel loading on AOA limiting function robustness.

Section 5.1 - (b) - In accordance with the intent of § 25.21(c), characteristics up to the AOA-limit must be demonstrated up to the maximum approved operating altitude to determine if there are any adverse compressibility effects on characteristics. These tests should be flown with gear and flaps up at the most adverse c.g. Power or thrust may be set, as required, to maintain approximately level flight and a 1 knot/second deceleration. A slight descent rate is permissible as long as the AOA-limit is achieved at approximately the maximum approved altitude. Characteristics should be checked during a wings level and in a 30-degree banked turn maneuvers

Section 5.1 - (c) - Procedures to show compliance with section 5.1 must take in account the following:

(a) The airplane should be trimmed for hands-off flight at a speed 13 percent to 30 percent above the reference stall speed to ensure that a steady rate of entry can be established, with the appropriate power or thrust setting and configuration. Then, using only the primary longitudinal control, establish and maintain a steady deceleration consistent with that specified in section 5.1-(c)(1) or (c)(4), as appropriate, until the control reaches the aft stop. The control must be maintained at the aft stop until the airplane has reached a stabilized flight condition. Some airspeed variation while maintaining full aft control may occur. It should be shown that the airplane does not continue to decelerate to an unsafe speed if the control is maintained at the aft stop for at least 5 seconds (or as appropriate to the maneuver). Recovery to the initial trim airspeed must be possible using normal recovery techniques. No change in power/thrust or pilot selectable trim should be made throughout the deceleration to the AOA-limit and recovery.

(b) The same trim reference (for example, 1.23 VSR) should be used for both the reference stall speeds and high angle-of-attack characteristics testing.

(c) During the approach to the AOA-limit, the longitudinal control pull force should increase continuously as speed is reduced from the trimmed speed to the AOA-limit, unless compliance with specific requirements defined for the type of inceptor used is satisfied. For rates of entry not more than 1 kt/sec to the AOA-limit, there may be no uncommanded airplane response that would be indicative of aerodynamic stall as required by section 5.2- (a).

(d) Once the longitudinal control stop is reached, it must be maintained at the stop until the airplane has reached a stabilized flight condition. This does not require steady level flight, but the angle-of-attack should be

(a) O avião deve manter voo compensado numa velocidade 13 por cento a 30 por cento acima da velocidade de estol de referência para se estabelecer uma razão de desaceleração constante, com ajuste de potência ou tração e configuração apropriada. Então, usando somente o controle longitudinal primário, estabelecer e manter uma desaceleração constante consistente com aquela especificada na seção 5.1-(c)(1) ou (c)(4), como apropriado, até que o controle alcance o batente traseiro. O controle deve ser mantido no batente traseiro até que o avião alcance e estabilize numa condição de voo. Pode ocorrer alguma variação de velocidade enquanto mantém o controle no batente traseiro. Deve-se demonstrar que o avião não continua a desacelerar para uma velocidade insegura se o controle é mantido no batente traseiro por pelo menos 5 segundos (ou um tempo apropriado para a manobra). A recuperação para a velocidade de compensação inicial deve ser possível usando as técnicas normais de recuperação. Nenhuma mudança da potência/tração ou compensação selecionável pelo piloto deve ser feita durante a desaceleração até o AOA-limit e recuperação.

(b) A mesma referência de compensação (por exemplo, $1,23 V_{SR}$) deve ser usada para ambas as velocidades de referência de estol e os testes de característica de alto ângulo de ataque.

(c) Durante a aproximação para o AOA-limit, a força a cabrar no controle longitudinal deve crescer continuamente quando a velocidade é reduzida da velocidade de compensação para o AOA-limit, a menos que haja necessidade de cumprir com requisitos específicos definidos para o tipo de comando injetor usado. Para razões de desaceleração não maiores que 1 kt/s até o AOA-limit, não deve haver resposta não comandada que seria indicativa de estol aerodinâmico como requerido pela seção 5.2- (a).

(d) Assim que o controle longitudinal atingir o batente deve ser mantido no batente até que o avião alcance uma condição de voo estabilizada. Isto não requer voo nivelado estável, mas o ângulo de ataque deve permanecer razoavelmente estável com o comando no batente. Variações de arfagem e velocidade podem persistir variando residualmente, mas não devem apresentar indicações de estol ou quaisquer características que poderiam impedir o piloto de manter o controle no batente. (seção 5.2- (c)(2)) Deve ser demonstrado também que ao permanecer com o controle no batente traseiro, um nível satisfatório de controle lateral é mantido para permitir correções de proa e inclinação na condição AOA-limit. A aplicação de variações pequenas de rolamento também não devem apresentar quaisquer indicações de estol ou quaisquer características que poderiam impedir o piloto de manter o controle no batente. (seção 5.2-(c)(3))

(e) Seção 5.1-(c)(4) requer que as demonstrações de características de alto ângulo de ataque da seção 5.1-(a)&(b) também sejam demonstradas com razões

shown to remain reasonably steady while on the stop. Some level of residual pitch angle and airspeed variations may persist, but these should not present any indications of stall or any characteristics that would prevent the pilot from maintaining the control at the stop. (section 5.2- (c)(2)) 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. (section 5.2-(c)(3))

(e) Section 5.1-(c)(4) requires that the high AOA handling demonstrations of section 5.1- (a)&(b) also be shown with increased entry rates up to the maximum practical entry rate. For these maneuvers, some transient degradation in characteristics is acceptable, provided that the airplane does not exhibit hazardous characteristics and it is possible to readily correct any uncommanded response with conventional use of the controls. The maneuvers with increased entry rates up to the maximum practical entry rate are intended to demonstrate the robustness of the High Angle-of-Attack Limiting Function This maximum practical entry rate can be defined according to the type of aircraft control inceptor and the corresponding force gradient characteristics:

(1) For a conventional control column inceptor that complies with requirements §25.143(d) and §25.143(g) and satisfies the control forces gradients specified at AC 25-7C - Section 3.20 (e), entry rates up to 3kt/sec have been found acceptable.

(2) For passive sidestick controls, the maximum practical rate has been shown to be equivalent to an abrupt longitudinal step input in the sidestick, resulting in a maximum achievable rate limited by the aircraft aerodynamics and/or system characteristics.

(3) Applications with control inceptor force levels and/or force gradient schemes different than those described in items (1) and (2) may choose to substantiate through pilot-in-the-loop simulation or flight tests a different maximum practical rate between those specified in items (1) and (2).

(4) Maneuvers to demonstrate robustness of the high AOA limiting function at increased entry rates should include:

(i) At the conditions specified in section 5.1- (a), 30 deg banked steady decelerations up to maximum practical rate defined according to (e)(1, 2, 3) above to the aft control stop until a stabilized flight condition is achieved.

(ii) At the conditions specified in section 5.1- (a), except with the airplane trimmed and thrust set for level flight at $1.3 V_{SR}$, slowdown turns to the aft control stop with at least 1.5 g load factor and deceleration rates of at least

aumentadas de desaceleração até a razão máxima praticável. Para estas manobras, uma degradação transitória nas características é aceitável, desde que o avião não exiba características perigosas e seja possível corrigir prontamente qualquer resposta não comandada com o uso convencional dos controles. As manobras com razões aumentadas de desaceleração até a razão máxima praticável são para demonstrar a robustez da Função Limite de Alto Ângulo de Ataque. Esta razão máxima praticável pode ser definida de acordo com os tipos de controles do avião e as características de gradiente de força correspondente:

(1) Para um controle de coluna convencional que cumpra com os requisitos §25.143(d) e §25.143(g) e que satisfaça os gradientes de força de controle especificados na AC 25-7C - Seção 3.20 (e), são aceitáveis razões de desaceleração de até 3kt/s.

(2) Para controles laterais passivos, mostra-se que a razão máxima praticável é equivalente a uma entrada de grau longitudinal abrupta no controle, resultando numa razão máxima alcançável limitada pela aerodinâmica do avião e/ou as características dos sistemas.

(3) Para aplicações com níveis de força no controle e/ou esquemas de gradiente de força diferentes daqueles descritos nos itens (1) e (2) pode optar por substanciar através de simulação com piloto no loop ou ensaios em voo numa razão máxima praticável diferente daquelas especificadas nos itens (1) e (2).

(4) Manobras para demonstrar robustez da função limite de alto ângulo de ataque com razões aumentadas de desaceleração devem incluir:

(i) Nas condições especificadas na seção 5.1- (a), as desacelerações constantes com 30 graus de inclinação até a razão máxima praticável definida de acordo com (e)(1, 2, 3) acima até que seja atingida uma condição de voo estabilizada com o batente traseiro do controle.

(ii) Nas condições especificadas na seção 5.1- (a), com curvas de 1,5 g de fator de carga com comando no batente traseiro e desacelerando 2 Nós por segundo, exceto com o avião compensado na tração ajustada para voo nivelado com 1,3 V_{SR} . A recuperação deve ser atrasada em 3 segundos após alcançar o batente traseiro do controle.

(iii) Em todas as configurações normais de aproximação/pouso e o avião compensado para um ângulo de aproximação de 3 graus com velocidade normal de aproximação, aplicando manobras agressivas de recuperação com asas niveladas ou arremetidas com comando no batente traseiro e com e sem aplicação simultânea de tração de arremetida, e também considerando os distúrbios atmosféricos e de tesoura-de-vento.

(5) As razões máximas praticáveis como estabelecidas acima podem ser limitadas por outros fatores como

2 knots per second. Recovery should be delayed until 3 seconds after achieving the aft control stop.

(iii) At all normal approach/landing configurations and the airplane trimmed for a 3 deg glideslope at normal approach speed, aggressive wings-level pull-up or go-around maneuvers to full aft control input with and without simultaneous application of go-around thrust, including consideration for atmospheric disturbance and windshear.

(5) The maximum practical rate as established above may be limited by other factors such as the achievement of unreasonable pitch attitude or pitch rate limits which would prevent continuation of the maneuver.

Section 5.1 - (c) - The entry rate must be coherently obtained using the time elapsed during the deceleration from 1.15 to 1.05 of the final target speed. Therefore, for maneuvers with the high incidence protection system operating normally, the entry rate as defined must be calculated based in V_{min-1g} . Entry rate = $(1.15 - 1.05) V_{min-1g} / (\text{Time to decelerate from } 1.15 * V_{min-1g} \text{ to } 1.05 * V_{min-1g})$

Section 5.1 - (d) - For flight in icing conditions before the ice protection system has been activated and is performing its intended function, with the ice accretion defined in appendix C, part II (e) of this part:

(a) The handling demonstration requirements identified in section 5.1-(a) must be satisfied using the procedures specified in paragraphs section 5.1-(c)(1) to section 5.1-(c)(3).

(b) However, instead of complying with (a), if the airplane is equipped with:

(1) A primary ice detection system that automatically activates the ice protection;

(2) A tactile warning system; and

(3) A control inceptor with characteristics proved efficient discouraging further increase in AOA beyond tactical warning activation.

It must be shown that there are no signs of stall throughout deceleration of not more than 1 knot per second, in straight flight and in 30° bank turn, up to one second after the activation of the tactile warning system.

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 3 and section 5.1 must be as follow:

(a) Throughout maneuvers with a 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 follows:

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

atingir uma atitude a cabrar não razoável ou uma limitação da razão a cabrar que impediriam a continuação da manobra.

Seção 5.1 - (c) - A razão de desaceleração deve ser obtida de forma coerente usando o tempo gasto durante a desaceleração entre 1,15 e 1,05 da velocidade final pretendida. Portanto, para manobras com o sistema de proteção de alto ângulo de ataque operando normalmente, a razão de desaceleração como definida deve ser calculada baseada na $V_{\min-1g}$. Razão de desaceleração = $(1,15 - 1,05) V_{\min-1g} / (\text{Intervalo de tempo para desacelerar de } 1,15 * V_{\min-1g} \text{ a } 1,05 * V_{\min-1g})$.

Seção 5.1 - (d) - Para as condições de gelo em voo antes do sistema de proteção de gelo ser ativado e funcionar devidamente, com gelo acumulado definido no apêndice C, parte II(e) do RBAC 25:

(a) Os requisitos de demonstração de qualidade de voo identificadas na seção 5.1-(a) devem ser satisfeitas usando os procedimentos especificados nos parágrafos da seção 5.1-(c)(1) a seção 5.1-(c)(3).

(b) Entretanto, ao invés de cumprir com (a), se o avião for equipado com:

(1) Um sistema de detecção de gelo que automaticamente ativa a proteção de gelo;

(2) Um sistema de aviso tátil; e

(3) Um comando com características que se prove eficiente em desencorajar aumento de AOA além da ativação do aviso tátil.

Deve-se demonstrar que não haverá sinais de estol na manobra de desaceleração com não mais de 1 Nó por segundo, em voo reto e em 30° de inclinação de curva, até um segundo após a ativação do sistema de aviso tátil.

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 3 e seção 5.1 devem ser as seguintes:

(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 AOA-limit 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

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

(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 maneuvers.

(b) In maneuvers with increased rates of entry some degradation of characteristics is acceptable, associated with a transient excursion beyond the stabilized AOA-limit. However, the airplane must not exhibit hazardous 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 angle-of-attack by conventional use of the controls.

(d) The High Angle-of-Attack Limiting Function must not unduly damp airplane pitch rate capability preventing achievement of reasonable deceleration deemed necessary during operation.

(e) In addition to the requirements outlined by paragraphs (a) through (d) of this section, the following characteristics must be demonstrated:

(1) Maneuvers with a deceleration of not more than 1 knot per second up to the angle of attack corresponding to V_{SR} obtained per section 3 must be demonstrated in straight flight and in 30° banked turns with:

(i) The High Angle-of-Attack Limiting Function deactivated or adjusted, at the option of the applicant, to allow higher angle-of-attack than is possible with the normal production system;

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

(iii) Engines idling;

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

(v) The most adverse center of gravity for recovery; and

(vi) The airplane trimmed for straight flight at the speed prescribed in section 3 (d)(5).

(2) In icing conditions, if a reference stall speed V_{SR} has not being defined as allowed by section 3(e), compliance with section 5.2(e)(1) is not required. However, maneuvers with a deceleration of not more than 1 knot per second up to the maximum angle of attack reached during maneuvers in icing conditions from section 5.1(c)(1-4) must be demonstrated in straight flight with:

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 um impedimento para completar as manobras.

(b) Em manobras com razões de entrada aceleradas se aceita alguma degradação das características, associadas a excursões transitórias além do AOA-limit 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 Limite 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.

(e) Em adição aos requisitos explicitados nos parágrafos (a) a (d) desta seção, as características a seguir devem ser demonstradas:

(1) As manobras com uma desaceleração não maior que 1 Nó por segundo até o ângulo de ataque correspondente a V_{SR} obtida pela seção 3 deve ser demonstrada em voo reto e em curva de 30° de inclinação com:

(i) A Função Limite 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 produção;

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

(iii) Os motores em idle;

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

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

(vi) O avião compensado para voo reto na velocidade prescrita na seção 3 (d)(5).

(2) Nas condições de gelo, se uma velocidade de estol de referência V_{SR} não for definida como permitida pela seção 3(e), o cumprimento com a seção 5.2(e)(1) não é requerido. Entretanto, em manobras com uma desaceleração não maior que 1 Nó por segundo até o ângulo de ataque máximo alcançado durante as manobras nas condições de gelo da seção 5.1(c)(1-4) devem ser demonstradas em voo reto com:

(i) A Função Limite de Alto Ângulo de Ataque desativada ou ajustada, por opção do requerente, para

(i) The High Angle-of-Attack Limiting Function deactivated or adjusted, at the option of the applicant, to allow higher angle-of-attack than is possible with the normal production system;

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

(iii) Engines idling;

(iv) Flaps, landing gear, and deceleration devices in any likely combination of positions;

(v) The most adverse center of gravity for recovery; and

(vi) The airplane trimmed for straight flight at the speed prescribed in section 3 (d)(5).

(3) During the maneuvers used to show compliance with paragraphs (e)(1) and (e)(2) above, 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.

Guidance for proposed section 5.2:

Section 5.2 - (a) - 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. And, coherent with guidance material for section 5.1 (c)(2) and section 5.1 (c)(3), the aircraft may present some dynamic movements during the maneuver 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 stop.

Section 5.2 - (d) - Requires that the airplane's response to pilot inputs while trimmed at speeds within the normal flight envelope (down to V_2 and V_{ref} as appropriate) not be unusually damped or sluggish in response. The intent is to assure reasonably expected corrective inputs to maintain airspeed or landing flare inputs by the pilot result in acceptable airplane response. This should be evaluated during the increased entry rate maneuvers required by section 5.1- (c)(4).

Section 5.2 - (e) - Requires that flight characteristics up the angle-of-attack corresponding to V_{SR} be demonstrated. This would involve additional flight testing only if the proposed V_{SR} is less than V_{min1g} (i.e., the angle-of-attack for V_{SR} is greater than the AOA-limit of the High Angle-of-Attack Limiting Function). This is to be done in wings-level and 30 deg banked turns with a deceleration from the trim speed of not more than 1 kt/sec, for all flap, landing gear and decelerations device permitted in operation. At the option of the applicant, this testing may be done with the High Angle-of-Attack Limiting Function deactivated (disabled) or adjusted to a higher AOA-limit to allow full development of the angle-of-attack at

permitir o ângulo de ataque mais alto possível com o sistema normal de produção;

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

(iii) Os motores em idle;

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

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

(vi) O avião compensado para voo reto na velocidade prescrita na seção 3 (d)(5).

(3) Durante as manobras usadas para mostrar cumprimento com os parágrafos (e)(1) e (e)(2) acima, 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.

Orientações para a seção 5.2 proposta:

Seção 5.2 - (a) - Qualquer redução da atitude de arfagem associada com a estabilização do ângulo de ataque no AOA-limit deve ser alcançado suavemente, com baixa razão de arfagem, de modo que não seja possível confundir com a identificação de estol natural. E, sendo coerente o material de orientação da seção 5.1 (C)(2) e seção 5.1 (C)(3), o avião pode apresentar alguns movimentos dinâmicos durante a manobra desde que não haja movimentos laterais ou direcionais não comandados indicativos de estol que poderiam forçar uma recuperação ou impedir o piloto de continuar a manobra ou manter o controle no batente.

Seção 5.2 - (d) - Requer-se que a resposta do avião aos comandos do piloto quando compensado nas velocidades dentro do envelope de voo normal (até a V_2 ou V_{ref} quando apropriado) não deve ser amortecido de forma incomum ou lento na resposta. A intenção é assegurar de maneira razoável que comandos corretivos do piloto esperados para manter a velocidade ou os comandos do piloto para arredondamento no pouso resulte em respostas aceitáveis do avião. Deve ser avaliado durante as razões de desaceleração aumentadas requeridas na seção 5.1- (c)(4).

Seção 5.2 - (e) - Requer-se que as características de voo até o ângulo de ataque correspondente a V_{SR} seja demonstrado. Isto pode envolver voos de teste adicionais somente se a V_{SR} proposta for menor que $V_{min}1g$ (ou seja, o ângulo de ataque para V_{SR} é maior que o AOA-limit da Função Limite de Alto Ângulo de Ataque). As manobras são feitas com as asas niveladas e em curvas inclinadas de 30 graus com uma desaceleração de não mais de 1 kt/s a partir da velocidade de compensação, para todas as configurações de flape, trem de pouso e dispositivos de desaceleração permitidos na operação. Por opção do

V_{SR} . This testing is not intended to evaluate the Angle-of-Attack Limiting Function behavior at the angle-of-attack for V_{SR} , but rather demonstrate that the angle-of-attack used to define the reference stall speed can be achieved without encountering hazardous or otherwise unacceptable characteristics. As such, airframe or system tolerances need not be considered when conducting this testing.

6 - Others RBAC-25/14CFR-Part-25 Related Adjustments:

6.1 - Reference speed range adjustments:

Change RBAC Sections 25.145 (a), 25.145 (b) (6) and 25.1323(d) as follows:

§25.145 (a) " V_{min} " in lieu of "stall identification"

§25.145 (b) (6) " V_{min} " in lieu of " V_{SW} "

§25.1323 (d) "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 airplanes equipped with high AoA protection functions compliant with this special condition, if the applicant chooses to comply with section 3 item (e), not demonstrating an in-icing V_{SR} , the following modifications applies:

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"

Change RBAC 25.107(c) to read as follow:

"(c) 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)."

Change RBAC 25.107(g) to read as follow:

"(g) 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 be less than–

(1) 1.18 V_{SR} ; and

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

Add in RBAC 25.107 the item (i) as follow:

<p>requerente, este teste pode ser feito com a Função Limite de Alto Ângulo de Ataque desativado (incapacitada) ou ajustado para o maior AOA-limit que permita o desenvolvimento completo do ângulo de ataque na V_{SR}. Não é intenção de este teste avaliar o comportamento da Função Limite de Alto Ângulo de Ataque no ângulo de ataque correspondente a V_{SR}, mas demonstrar que o ângulo de ataque usado para definir a velocidade de estol de referência pode ser alcançado sem encontrar características perigosas ou inaceitáveis. Neste caso, as tolerâncias da estrutura ou sistemas não precisam ser consideradas para estes testes.</p> <p>6 - Outros Ajustes Relacionados do RBAC-25/14CFR-Part-25:</p> <p>6.1 - Ajustes da escolha da velocidade de referência:</p> <p>Alterar o RBAC Seções 25.145 (a), 25.145 (b) (6) e 25.1323(d) como se segue:</p> <p>§25.145 (a) “V_{min}” no lugar de “identificação do estol”</p> <p>§25.145 (b)(6) “V_{min}” no lugar de “VSW”</p> <p>§25.1323 (d) "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"</p> <p>6.2 - Desempenho nas condições com gelo:</p> <p>Para aviões equipados com funções de alto ângulo de ataque que cumprem esta condição especial, se o requerente opta em cumprir com a seção 3 item (e), não demonstrando uma V_{SR} gelo, as seguintes modificações se aplicam:</p> <p>Alterar o RBAC 25.105(a)(2)(i) como o texto que se segue:</p> <p>“A velocidade V_2 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>Alterar RBAC 25.107(c) como o texto que se segue:</p> <p>“(c) V_2 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) V_{2MIN};</p> <p>(2) V_R 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>Alterar RBAC 25.107(g) como o texto que se segue:</p> <p>“(g) Nas condições sem gelo, V_{FTO}, 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>“(i) In icing conditions with the “Take-off ice” accretion defined in Appendix C, V_2 may not be less than –</p> <p>(1) The V_2 speed determined in non icing conditions</p> <p>(2) A speed that provides the maneuvering capability specified in §25.143(h).”</p> <p>Add in RBAC 25.107 the item (j) as follow:</p> <p>“(j) In icing conditions with the “Final take-off ice” accretion defined in Appendix C, V_{FTO}, may not less than</p> <p>(1) The V_{FTO} speed determined in non icing conditions</p> <p>(2) A speed that provides the maneuvering capability specified in §25.143(h).”</p> <p>Change RBAC 25.121(b)(2)(ii)(A) to read as follow:</p> <p>“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”</p> <p>Change RBAC 25.121(c)(2)(ii)(A) to read as follow:</p> <p>“If the V_{FTO} 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>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 V_{min1g} for this configuration does not exceed 110% of the V_{min1g} 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 V_{SR} (V_{SR} determined in non icing conditions).”</p> <p>Change RBAC 25.123 (b)(2)(i) to read as follows:</p> <p>“The V_{FTO} 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>Delete RBAC 25.125(b)(2)(ii)(B) and replace it by RBAC 25.125(b)(2)(ii)(C) to read as follows:</p> <p>“In icing conditions, V_{ref} may not be less than:</p> <p>(A) The speed determined in sub-paragraph (b)(2)(i) of this paragraph;</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>(C) 1.17V_{min-1g} as established in section-3(e).”</p>
--	---

(1) $1,18 V_{SR}$; e

(2) Uma velocidade que forneça a capacidade de manobra especificada em §25.143(h).”

Adicionar ao RBAC 25.107 o item (i) como se segue:

“(i) Nas condições de gelo com o acúmulo de “gelo de decolagem” definido no Apêndice C, V_2 não pode ser menor que –

(1) A velocidade V_2 determinada nas condições sem gelo

(2) Uma velocidade que forneça a capacidade de manobra especificada por §25.143(h).”

Adicionar ao RBAC 25.107 o item (j) como se segue:

“(j) Nas condições de gelo com o acúmulo de “gelo de decolagem final” definida no Apêndice C, V_{FTO} , não pode ser menor que

(1) A velocidade V_{FTO} determinada nas condições sem gelo

(2) Uma velocidade que forneça a capacidade de manobra especificada em §25.143(h).”

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

“A velocidade V_2 planejada para as condições sem gelo que não forneça a capacidade de manobra especificada em § 25.143(h) para a configuração de decolagem; ou”

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”

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_{min1g} para esta configuração não exceda 110% da V_{min1g} 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).”

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”

Apagar RBAC 25.125(b)(2)(ii)(B) e substituir por RBAC 25.125(b)(2)(ii)(C) conforme o texto a seguir:

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

<p>(A) A velocidade determinada no subparágrafo (b)(2)(i) deste parágrafo;</p> <p>(B) Uma velocidade que forneça a capacidade de manobra especificada em § 25.143(h) com o acúmulo de gelo de pouso definido no apêndice C”;</p> <p>(C) $1,17V_{\text{min-1g}}$ estabelecida de acordo com a seção-3(e).””</p>	
<p>Em caso de divergência de interpretação, prevalece o texto em inglês. In case of divergence, the English version should prevail.</p>	