AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL
SUPERINTENDÊNCIA DE AERONAVEGABILIDADE

PROPOSTA DE RESOLUÇÃO PARA ESTABELECIMENTO DE DUAS CONDIÇÕES ESPECIAIS A SEREM INCORPORADAS À BASE DE CERTIFICAÇÃO DO PROJETO DE TIPO DO AVIÃO EMBRAER EMB-550, APLICÁVEIS À PROTEÇÃO DE ENVELOPE DE VOO EM FUNÇÃO DO ALTO ÂNGULO DE ATAQUE

JUSTIFICATIVA

1. APRESENTAÇÃO

1.1. A presente Justificativa expõe as razões que motivaram a Agência Nacional de Aviação Civil – ANAC a propor as Resoluções para estabelecimento de duas Condições Especiais a serem incorporadas à base de certificação do projeto de tipo do avião Embraer EMB-550: aplicável à proteção de envelope de voo para alto ângulo de ataque; e aplicável a créditos de proteção de envelope de voo robusta em condições de formação de gelo.

2. EXPOSIÇÃO TÉCNICA

2.1. <u>Fatos</u>

2.1.1. A Embraer S.A., em 13 de abril de 2009, requereu a certificação de tipo de seu avião Embraer EMB-550, e a Condição Especial objeto desta Audiência Pública proporciona o nível de segurança necessário para viabilizar essa certificação de tipo.

2.1.2. A seção 21.16 do RBAC 21 prevê que, se a ANAC considerar que a regulamentação sobre aeronavegabilidade contida nos Regulamentos Brasileiros da Aviação Civil (RBAC) ou RBHA não contém níveis de segurança adequados a uma determinada aeronave, motor ou hélice, a ANAC emitirá Condições Especiais estabelecendo requisitos adicionais, de acordo com o RBAC 11, a fim de garantir um nível de segurança equivalente ao estabelecido nos regulamentos. É possível que algumas das características do produto aeronáutico, por serem inusitadas, não sejam cobertas pelos requisitos convencionais existentes em RBAC e, devido a isso, seja necessário o estabelecimento de requisitos especiais, por meio da deliberação de Condições Especiais.

2.1.3. Em 13 de Abril de 2009, a Embraer requereu a certificação de tipo de sua aeronave EMB-550. O EMB-550 é um jato executivo médio, categoria transporte, propelido por dois motores Honeywell modelo HTF7500E montados na fuselagem traseira, cuja base de certificação original é composta por requisitos criados para atender a aeronaves com sistema de controle convencional (ou seja, por cabos e roldanas) e também, por consequência, qualidades de voo tradicionais, o que não é aplicável ao projeto de tipo do EMB-550.

2.1.4. O EMB-550 é equipado com um sistema eletrônico de controle de voo no qual não há uma ligação mecânica direta entre os dispositivos de controle dos pilotos na cabine e as superfícies de comando da aeronave como existem nas aeronaves convencionais. Ao

invés disso, um computador do sistema de controle manipula a superfície de comando da aeronave baseado em sinais de entrada recebidos dos dispositivos de controle da cabine. Os sinais de entrada dos pilotos são modificados pelo computador com base em parâmetros de voo atualizados da aeronave e após isto o sistema comanda as deflexões das superfícies de comando de voo como aileron, profundor e leme, entre outras.

2.1.5. Uma das principais vantagens deste tipo de sistema é que ele permite a implantação de funções chamadas de "proteção de envelope", tais funções impedem que os pilotos comandem a aeronave para condições fora do especificado em projeto e, no caso da proteção tratada nesta Justificativa, impedem o avião de atingir a condição de estol ou outra condição de onde o alto ângulo de ataque provoque uma condição considerada não aceitável.

2.1.6. Sendo assim, a função de proteção de alto ângulo de ataque representa um aumento na segurança do avião frente aos projetos convencionais, visto que permite obter melhores características de voo e proporcionar diminuição de carga de trabalho da tripulação, além de também estar de acordo com o estado da arte da tecnologia atual, entretanto sua implantação não está prevista nos regulamentos atuais.

2.1.7. Assim, a fim de compatibilizar a regulamentação ao projeto da aeronave a fim de garantir níveis adequados de segurança em comparação aos requisitos criados para aeronaves convencionais, a ANAC propõe estabelecer requisitos de aeronavegabilidade, em substituição aos requisitos das seções 25.103, 25.201, 25.203 e 25.207, do RBAC 25, e modificando os parágrafos 25.21(b), 25.145(a), 25.145(b)(6) e 25.1323(d), do RBAC 25, com o texto transcrito a seguir:

"1 - Definições

Esta Condição Especial aborda características inovadoras do EMB-550 e usa terminologia que não está no RBAC 25.

As seguintes definições devem ser aplicadas:

- Sistema de proteção de alto ângulo de ataque: Um sistema que opera diretamente e de modo automático nos controles de voo do avião para limitar o ângulo de ataque máximo que pode ser atingido a um valor abaixo em que o estol aerodinâmico pode ocorrer.

- 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.

- V_{min}: 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.

- V_{min1g}: V_{min} corrigida para a condição 1g. Veja a seção 3 desta Condição Especial. É a velocidade aerodinâmica calibrada 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 do Sistema de Proteção de Alto Ângulo de Ataque

Os parágrafos do RBAC 25 em epígrafe podem ter seu cumprimento substituído 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 requeridas são as seguintes:

Exceto como estabelecido na seção 4.2, não deve ser possível durante as manobras induzidas de pilotagem encontrar um estol e as características de voo devem ser aceitáveis, como requerido na seção 5 desta Condição Especial.

O avião deve ser protegido contra o estol provocado por efeito da tesoura de vento e rajadas em baixa velocidade como se requer na seção 6 desta Condição Especial.

A habilidade do sistema de proteção de alto ângulo de ataque em acomodar qualquer redução no ângulo de ataque de estol deve ser verificada nas condições de gelo.

O sistema de proteção de alto ângulo de ataque deve ser provido em cada configuração anormal dos dispositivos de hipersustentação possíveis de serem usados em voo após as falhas de sistemas.

A confiabilidade do sistema e os efeitos das falhas devem ser aceitáveis em concordância com o requisito 25.1309 harmonizado, como definido pelo Nível Equivalente de Segurança aprovado pela Portaria nº 216, de 24 de janeiro de 2014.

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.

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 Constante e Velocidade de Referência de Estol

No lugar do RBAC 25.103, deverá ser cumprido o que se segue:

(a) A Velocidade mínima de voo constante, V_{min}, é a velocidade aerodinâmica calibrada estabilizada final quando o avião é desacelerado até o controle longitudinal é mantido no batente de maneira que a taxa de entrada não exceda 1 nó por segundo e o avião se encontra numa condição estabilizada ou quasi-estável. (Veja Apêndice A, parágrafo 3)

(1) Ao determinar V_{min}, o ângulo de ataque final não deve ser maior que o ângulo de ataque correspondente ao V_{CLMAX} determinado nos parágrafos 3(e) e 3(f) como aplicável.

(b) Reservado.

(c) A velocidade mínima de voo constante 1-g, V_{min1g}, é a velocidade aerodinâmica calibrada mínima em que o avião pode desenvolver uma força de sustentação (normal à trajetória de voo) igual ao seu peso, com um ângulo de ataque não maior que aquele correspondente ao que foi determinado para a

velocidade mínima de voo constante do parágrafo (a). Deve ser determinado para as condições de gelo e sem gelo.

(d) A velocidade de referência de estol, V_{SR}, é uma velocidade aerodinâmica calibrada definida pelo requerente. V_{SR} não deve ser menor que a velocidade de estol 1-g (V_{s-1g}). V_{SR} deve ser determinado e expresso como:

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

onde___

V_{CLMAX} = Velocidade aerodinâmica calibrada quando o coeficiente de sustentação corrigido pelo fator de carga ($\frac{n_{ZW}W}{qS}$) é o valor máximo durante a manobra prescrita no parágrafo 3(e)(8) desta Condição Especial.

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

W = Peso bruto do avião;

S = Área da asa de referência aerodinâmica; e

q = Pressão dinâmica.

(e) V_{CLMAX} é determinada nas condições não gelo com:

(1) Motores em "idle", ou, se a tração resultante causa uma diminuição significativa na velocidade de estol, não mais que tração zero na velocidade de estol;

(2) O avião em outros aspectos (tais como flapes, 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 V_{SR} é usado como um fator para determinar cumprimento com um requisito de desempenho;

(4) A posição do centro de gravidade que resulta no maior valor da velocidade de referencia de estol;

(5) O avião compensado num voo reto numa velocidade alcançável pelo sistema de compensação automática, mas não menos que 1,13 V_{SR} e não mais que 1,3 V_{SR};

(6) Reservado.

(7) O sistema de proteção de alto ângulo de ataque ajustado, por opção do requerente, para permitir um ângulo de ataque mais alto que aquele possível com o sistema com ajuste de produção normal.

(8) Iniciando a partir da condição de compensação estabilizada, aplicar o controle longitudinal para desacelerar o avião de modo que a redução de velocidade não exceda um nó por segundo.

(f) V_{CLMAX} é determinada nas condições de gelo com:

(1) Os mesmos procedimentos e configurações usados para demonstrar cumprimento com item 3(e);

(2) O sistema de proteção de alto ângulo de ataque ajustado como é usado para demonstrar cumprimento com item 3(e).

4 – Aviso de Estol

No lugar do RBAC 25.207, deverá ser cumprido o que se segue:

4.1 Operação normal

Se as condições do parágrafo 2 são satisfeitas, a segurança equivalente pretendida pelo RBAC 25.207, Aviso de Estol, deve ser considerada atendida sem a provisão de um dispositivo de aviso adicional e exclusivo.

4.2 Falha do Sistema de Proteção de Alto Ângulo de Ataque

Após as falhas do sistema de proteção de alto ângulo de ataque que não sejam extremamente improváveis, de modo que a capacidade do sistema não mais satisfaça os itens 1, 2 e 3 do parágrafo 2, o aviso de estol deve ser provido e deve proteger contra o encontro de características inaceitáveis e contra o encontro do estol.

(a) O aviso de estol com os flaps e trem de pouso em qualquer posição normal deve ser claro e distinto para o piloto e cumprir os requisitos especificados nos parágrafos (d) e (e) abaixo.

(b) O aviso de estol deve ser provido em cada configuração anormal dos dispositivos hipersustentadores prováveis de serem usados no voo após a falha de um sistema.

(c) O aviso pode ser fornecido pelas qualidades aerodinâmicas inerentes do avião ou por um dispositivo que forneça indicações claramente distinguíveis nas condições de voo esperadas. Após iniciado, o aviso de estol deve continuar até que o angulo de ataque seja reduzido para aproximadamente o correspondente daquele de início do aviso de estol. Entretanto um dispositivo de aviso de estol visual que requeira a atenção da tripulação dentro da cabine não é aceitável isoladamente. Se o dispositivo de aviso é usado deve prover um aviso em cada uma das configurações do avião prescritas nos parágrafos (a) acima e para as condições prescritas abaixo nos parágrafos (d) e (e).

(d) Nas condições de não gelo, o aviso de estol deve cumprir os seguintes requisitos:

O aviso de estol deve prover margem suficiente para a prevenção do encontro de características inaceitáveis e o encontro de estol nas condições que se seguem:

(1) Em desaceleração em reta sem potência não excedendo um nó por segundo para uma velocidade de 5 nós ou 5 por cento CAS, a que seja maior, abaixo do limiar do aviso.

(2) Em desaceleração para o estol em curva com taxas de entrada de até 3 nós por segundo ou o máxima taxa de entrada alcançável, o que seja menor,

quando a recuperação é iniciada em não menos que um segundo depois do limiar do aviso.

(e) Nas condições de gelo, o aviso de estol deve prover margem suficiente para prevenir o encontro de características inaceitáveis e o encontro de estol, em desacelerações sem potência na reta e em curva não excedendo um nó por segundo, quando então o piloto começa a manobra de recuperação com não menos de três segundos depois do limiar do aviso de estol.

(f) O avião é considerado estolado quando o comportamento do avião dá ao piloto uma indicação clara e distinta de natureza aceitável de que o avião está estolado.

As indicações aceitáveis de um estol, ocorrendo individualmente ou combinados são:

(1) Um movimento de arfagem picador que não possa ser interrompido de imediato.

(2) Vibração que tenha uma magnitude e severidade forte e efetiva para interromper qualquer redução de velocidade; ou

(3) O controle de arfagem alcança o batente traseiro e não ocorra mais aumento na atitude de arfagem quando o controle é mantido seguro todo atrás por um breve intervalo antes do início da recuperação.

(g) Um avião exibe características inaceitáveis durante as desacelerações em voo reto ou em curva se não é sempre possível produzir e corrigir rolamento e derrapagem pelo uso reversível dos controles do aileron e do pedal, ou um movimento de arfagem picador e anormal ocorra.

5 – Qualidades de Voo em Alto Ângulo de Ataque

No lugar dos RBAC 25.201 e 25.203, deverá ser cumprido o que se segue:

5.1 Demonstrações de Qualidades de Voo em Alto Ângulo de Ataque

Demonstração de características de alto ângulo de ataque nas condições de gelo e não gelo

(a) Manobras no limite do controle longitudinal, no sentido a cabrar, devem ser demonstradas em voo reto e em curva de 30° de inclinação com:

(1) O sistema de proteção de alto ângulo de ataque operando normalmente.

(2) Condições iniciais de potência de:

I: sem potência

II: A potência necessária para manter voo nivelado a 1.5 V_{SR1}, onde V_{SR1} é a velocidade de estol de referencia com flapes em posição de aproximação, o trem de pouso recolhido e o peso máximo de pouso. (Veja Apêndice A, parágrafo 5)

(3) Reservado.

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

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

(6) O avião compensado para voo reto numa velocidade alcançável pelo sistema de compensação automática.

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

(1) Iniciando numa velocidade suficientemente acima da velocidade mínima de voo constante para assegurar que uma redução de velocidade a taxa constante possa ser estabelecida, aplicar o controle longitudinal de modo que a redução da 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 tenha alcançado uma condição de voo estabilizado ou quasi-estável e deve então ser recuperado com técnicas normais.

(3) Manobras com taxas de desaceleração aumentadas

(i) Os requisitos devem também ser cumpridos com taxas de desaceleração aumentadas até o limite de ângulo de ataque, até a taxa máxima alcançável

(4) Manobra com acúmulo de gelo antes da operação do normal sistema "antigelo"

Com o acúmulo de gelo antes da operação do normal sistema "antigelo", o requisito deve ser também cumprido com desaceleração de 1kt/s até o batente traseiro (FBS).

5.2 Características em Manobras de Alto Ângulo de Ataque

Características em Alto Ângulo de Ataque

(Veja Apêndice A, parágrafo 7)

Nas condições com gelo e sem gelo:

(a) Através das manobras com uma taxa de desaceleração de não mais que 1 nó por segundo, tanto em voo reto quanto em curva de 30° de inclinação, as características do avião devem ser como se segue:

(1) Não deve haver qualquer movimento a cabrar anormal.

(2) Não deve haver qualquer movimento a picar não comandado, que seria indicativo de estol. Entretanto mudanças de atitude razoáveis associadas com a estabilização da atitude no Alfa limite quando o controle longitudinal alcança o batente seria aceitável. (Veja Apêndice A, parágrafo 7.3)

(3) Não deve haver qualquer movimento não comandado lateral ou direcional e o piloto deve reter bom controle lateral e direcional, por uso convencional dos controles, e durante toda a manobra.

(4) O avião não deve exibir vibração de uma intensidade e severidade que possa ser um impedimento à continuidade da manobra especificada no parágrafo 5.1(a) desta Condição Especial.

(b) Nas manobras com taxas de desaceleração aumentada alguma degradação das características é aceitável, associado com uma excursão transiente além do Alfa-limite estabilizado. Entretanto o avião não deve exibir características perigosas ou características que impediriam o piloto de manter o controle longitudinal no batente por um período de tempo apropriado à manobra.

(c) Deve sempre ser possível reduzir o ângulo de ataque por uso convencional dos controles.

(d) A taxa em que o avião possa ser manobrado até o Alfa-limite a partir das velocidades de compensação associadas às velocidades de operação programadas tais como V_2 e V_{REF} não deve ser desnecessariamente amortecida ou ser significantemente mais lenta que aquela possível com aviões de transporte com controle convencional.

5.3 Características até o máximo ângulo de ataque de sustentação

(a) Nas condições com gelo e condições sem gelo:

Manobras com uma taxa de desaceleração de não mais que 1 nó por segundo até um ângulo de ataque em que V_{CLMAX} foi obtida como definido no parágrafo 3 deve ser demonstrado em voo reto e em curva de 30° de inclinação com:

(1) A proteção de alto ângulo de ataque desativado ou ajustado, por opção do requerente, para permitir um ângulo de ataque mais alto que o possível com o sistema normal de produção.

(2) Sistema de aumento de tração automático inibido (se aplicável)

(3) Motores em “idle”

(4) Flapes e trem de pouso em qualquer combinação de posições possíveis

(5) O avião compensado num voo reto numa velocidade alcançável pelo sistema de compensação automática.

(b) Reservado.

(c) Durante as manobras usadas para demonstrar cumprimento com o parágrafo (a) acima, nas condições não gelo, as características de voo do avião devem ser adequadas no sentido tradicional e deve ser possível reduzir o angulo de ataque pelo uso convencional dos controles. O piloto deve manter um bom controle lateral e direcional, pelo uso convencional dos controles, por toda a manobra.

(d) Durante as manobras usadas para demonstrar cumprimento com o parágrafo (a) acima, nas condições com gelo, as características de voo do avião devem ser aceitáveis e deve ser sempre possível reduzir o ângulo de ataque por uso convencional dos controles. O piloto deve manter um bom controle lateral e direcional, pelo uso convencional dos controles, por toda a manobra.

6 – Distúrbios Atmosféricos

A operação do sistema de proteção de alto ângulo de ataque não deve afetar de maneira adversa o controle do avião em níveis esperados de distúrbios atmosféricos, nem impedir a aplicação de procedimentos de recuperação nos casos de tesoura-de-vento.

7 - Reservado

8 – Prova de Cumprimento

Adicionalmente ao parágrafo 25.21 (b), cumprir o seguinte:

(b) As qualidades de voo serão avaliadas na posição mais desfavorável de CG.

9 – No lugar dos RBAC 25.145 (a), 25.145 (b)(6) e 25.1323(d), cumprir:

No lugar do RBAC 25.145(a):

(a) Deve ser possível, em qualquer ponto entre a velocidade de compensação prescrita no parágrafo 3(e)(5) desta Condição Especial e a V_{min}, picar a aeronave de forma que a aceleração para esta velocidade de compensação selecionada seja rápida com

(1) O avião compensado na velocidade de compensação prescrita no parágrafo 3(e)(5) desta Condição Especial;

(2) O trem de pouso estendido;

(3) Os flapes retraídos (i) e estendidos (ii); e

(4) Sem potência (i) e com potência máxima contínua aplicada nos motores (ii).

No lugar do RBAC 25.145(b)(6):

(b) Com o trem de pouso estendido, sem mudança no controle de compensação, ou aplicação de mais de 50 libras (22,68 kg) de força de controle (representativa da força máxima de curto prazo que pode ser aplicada facilmente com o uso de apenas uma mão), pode ser necessário para as manobras a seguir:

(6) Sem potência, flapes estendidos, e o avião compensado em $1{,}3V_{SR1}$, obter e manter velocidades entre a V_{min} e quer $1{,}6V_{SR1}$ ou V_{FE}, o que for menor.

No lugar do RBAC 25.1323(d):

(d) De 1,23 vezes a V_{SR} até a V_{min}, a velocidade indicada deve variar sensivelmente em conjunto com a velocidade calibrada e no mesmo sentido, e, a velocidades abaixo da V_{min}, a velocidade indicada não deve variar em sentido incorreto."

Em língua inglesa:

"1 - Definitions

This Special Condition addresses novel features of the EMB-550 and uses terminology that does not appear in RBAC 25.

The following definitions shall apply:

- High incidence protection system: A system 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.

- Alpha-limit: The maximum angle of attack at which the airplane stabilizes with the high incidence protection system operating and the longitudinal control held on its aft stop.

- V_{min}: The minimum steady flight speed in the airplane configuration under consideration with the high incidence protection system operating. See section 3 of this Special Condition.

- V_{min1g}: V_{min} 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 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 Incidence Protection System

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 incidence protection system can be established by flight test, simulation, and analysis as appropriate. The capability and reliability required are as follows:

Except as provided in section 4.2, it shall not be possible during pilot induced maneuvers to encounter a stall and handling characteristics shall be acceptable, as required by section 5 of this Special Condition.

The airplane shall be protected against stalling due to the effects of wind-shears and gusts at low speeds as required by section 6 of this Special Condition.

The ability of the high incidence protection system to accommodate any reduction in stalling incidence must be verified in icing conditions

The high incidence protection system must be provided in each abnormal configuration of the high lift devices that is likely to be used in flight following system failures

The reliability of the system and the effects of failures must be acceptable in accordance with the harmonized requirement 25.1309, as defined by the Equivalent Level of Safety approved by Portaria *nº 216, in effect on January, 24, 2014.*

The high incidence 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.

The High Incidence Protection System 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

In lieu of RBAC 25.103, the following must be complied:

(a) The minimum steady flight speed, V_{min}, is the final stabilized calibrated airspeed obtained 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 or quasi-steady condition. (See Appendix A, paragraph 3)

(1) In determining V_{min}, the final angle of attack must not be greater than the angle of attack correspondent to the V_{CLMAX} determined in items 3-(e) and 3-(f) as applicable.

(b) Reserved.

(c) The one-g minimum steady flight speed, Vmin1g, 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 sub-paragraph (a) was determined. It must be determined in icing and non icing conditions.

(d) 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 (Vs-1g). 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 ($\frac{n_{zw}W}{qS}$) is first a maximum during the maneuver prescribed in sub-paragraph (e)(8) of this paragraph.

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

W = Airplane gross weight;

S = Aerodynamic reference wing area; and

q = Dynamic pressure.

(e) V_{CLMAX} is determined in non-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) Reserved.

(7) The High Incidence Protection System adjusted, at the option of the applicant, to allow higher incidence than is possible with the normal production system.

(8) Starting from the stabilized trim condition, apply the longitudinal control to decelerate the airplane so that the speed reduction does not exceed one knot per second.

(f) V_{CLMAX} is determined in icing conditions with:

(1) The same procedures and configurations used to show compliance with item 3(e);

(2) The High Incidence Protection System adjusted as used to show compliance with item 3(e).

4 - Stall Warning

In lieu of RBAC 25.207, the following must be complied:

4.1 Normal operation

If the conditions of paragraph 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.

4.2 High Incidence Protection System Failure

Following failures of the high incidence 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 protect against encountering unacceptable characteristics and against encountering 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 meet the following requirements:

Stall warning must provide sufficient margin to prevent encountering unacceptable characteristics and encountering stall in the following conditions:

(1) In power off 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) In turning flight stall deceleration 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 power off 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) An airplane is considered stalled when the behavior of the airplane gives the pilot a clear and distinctive indication of an acceptable nature that the airplane is stalled.

Acceptable indications of a stall, occurring either individually or in combination are:

(1) A nose-down pitch that cannot be readily arrested

(2) Buffeting, of a magnitude and severity that is strong and effective deterrent to further speed reduction; or

(3) The pitch control reaches the aft stop and no further increase in pitch attitude occurs when the control is held full aft for a short time before recovery is initiated

(g) An aircraft 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 Incidence

In lieu of RBAC 25.201 and 25.203, the following must be complied:

5.1 High Incidence Handling Demonstrations

RBAC 25.201: High incidence handling demonstration in icing and non icing conditions

(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 incidence protection system operating normally.

(2) Initial power conditions of:

I: Power off

II: The power 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 retracted and maximum landing weight. (See Appendix A, paragraph 5)

(3) Reserved.

(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 achievable by the automatic trim system.

(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 or quasi-steady flight condition and must then be recovered by normal recovery techniques.

(3) Maneuvers with increased deceleration rates

(i) The requirements must also be met with increased rates of entry to the incidence limit, up to the maximum rate achievable

(4) Maneuver with ice accretion prior to operation of the normal anti-ice system

With the ice accretion prior to operation of the normal anti-ice system, the requirement must also be met in deceleration at 1kt/s up to full back stick (FBS).

5.2 Characteristics in High Incidence Maneuvers

RBAC 25.203: Characteristics in High Incidence

(see Appendix A, paragraph 7)

In icing and non icing conditions:

(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 follows:

(1) There shall not be any abnormal nose-up pitching.

(2) There shall not be any 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. (See Appendix A, paragraph 7.3)

(3) There shall not be any uncommanded lateral or directional motion and the pilot must retain good lateral and directional control, by conventional use of the controls, throughout the maneuver.

(4) The airplane must not exhibit buffeting of a magnitude and severity that would act as a deterrent from completing the maneuver specified in paragraph 5.1(a) of this Special Condition.

(b) In maneuvers with increased rates of deceleration some degradation of characteristics is acceptable, associated with a transient excursion beyond the stabilized Alpha-limit. However the airplane must not exhibit dangerous 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 rate at which the airplane can be maneuvered from trim speeds associated with scheduled operating speeds such as V_2 and V_{REF} up to Alpha-limit shall not be unduly damped or be significantly slower than can be achieved on conventionally controlled transport airplanes.

5.3 Characteristics up to maximum lift angle of attack

(a) In non-icing conditions and icing conditions:

Maneuvers with a rate of deceleration of not more than 1 knot per second up to the angle of attack at which V_{CLMAX} was obtained as defined in paragraph 3 must be demonstrated in straight flight and in 30° banked turns with:

(1) The high incidence protection deactivated or adjusted, at the option of the applicant, to allow higher incidence than is possible with the normal production system.

(2) Automatic thrust increase system inhibited (if applicable)

(3) Engines idling

(4) Flaps and landing gear in any likely combination of positions

(5) The airplane trimmed for straight flight at a speed achievable by the automatic trim system.

(b) Reserved

(c) During the maneuvers used to show compliance with paragraph (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 controls. The pilot must retain good lateral and directional control, by conventional use of the controls, throughout the maneuver.

(d) During the maneuvers used to show compliance with paragraph (a) above, in icing conditions, the airplane flight characteristics must be acceptable 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.

6 - Atmospheric Disturbances

Operation of the high incidence protection system must not adversely affect aircraft control during expected levels of atmospheric disturbances, nor impede the application of recovery procedures in case of wind-shear.

7 - Reserved

8 – Proof of compliance

Add the following paragraph 25.21 (b):

(b) The flying qualities will be evaluated at the most unfavorable CG position.

9 – In lieu of RBAC 25.145(a), 25.145 (b)(6) and 25.1323(d), comply with:

In lieu of RBAC 25.145(a):

(a) It must be possible, at any point between the trim speed prescribed in paragraph 3(e)(5) of this Special Condition and V_{min}, to pitch the nose downward so that the acceleration to this selected trim speed is prompt with

(1) The airplane trimmed at the trim speed prescribed in paragraph 3(e)(5) of this Special Condition;

(2) The landing gear extended;

(3) The wing flaps (i) retracted and (ii) extended; and

(4) Power (i) off and (ii) at maximum continuous power on the engines.

In lieu of RBAC 25.145(b)(6):

(b) With the landing gear extended, no change in trim control, or exertion of more than 50 pounds control force (representative of the maximum short term force that can be applied readily by one hand) may be required for the following maneuvers:

(6) With power off, flaps extended, and the airplane trimmed at 1.3 V_{SR1}, obtain and maintain airspeeds between V_{min} and either 1.6 V_{SR1} or V_{FE}, whichever is lower.

In lieu of RBAC 25.1323(d):

(d) From 1.23 V_{SR} to V_{min}, the IAS must change perceptibly with CAS and in the same sense, and at speeds below V_{min} speed the IAS must not change in an incorrect sense."

NOTA: Em caso de dúvida considerar o texto em inglês.

2.1.8. A aplicação dessa Condição Especial a fim de estabelecer requisitos para a função de proteção para altos ângulos de ataque também afeta a determinação da velocidade de estol, especialmente em condições de formação de gelo, há a necessidade de ater-se especialmente a este cenário, por isto entende-se que também é necessário o estabelecimento da Condição Especial abaixo:

"1. Definições

Esta Condição Especial aborda características inovadoras do EMB-550 e usa terminologia que não está no RBAC 25.

As seguintes definições devem ser aplicadas:

- Sistema de proteção de alto ângulo de ataque: Um sistema que opera diretamente e de modo automático nos controles de voo do avião para limitar o ângulo de ataque máximo que pode ser atingido a um valor abaixo em que o estol aerodinâmico pode ocorrer.

- V_{min}: A velocidade mínima de voo constante na configuração do avião em consideração com o sistema de proteção de alto ângulo de ataque operante.

- V_{min1g}: V_{min} corrigida para a condição 1g. É a velocidade aerodinâmica calibrada 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. No lugar do RBAC 25.105(a)(2)(i), deverá ser cumprido o que se segue:

(a) As velocidades de decolagem prescritas pelo RBAC 25.107, a distância de aceleração e parada prescrita pelo RBAC 25.109, a trajetória de decolagem prescrita pelo RBAC 25.111, a distância de decolagem e corrida de decolagem prescritas pelo RBAC 25.113, e a trajetória líquida de decolagem prevista pelo RBAC 25.115, devem ser determinadas na configuração selecionada para a decolagem em cada peso, altitude e temperatura ambiente dentro dos limites operacionais selecionados pelo requerente:

(2) Em condições de formação de gelo, se na configuração do RBAC 25.121(b) com a acumulação de gelo de decolagem definida no Apêndice C:

(i) O perfil de velocidades V_2 em condições de não formação de gelo não prover a capacidade de manobra especificada no RBAC 25.143(h) para configuração de decolagem; ou

3. No lugar do RBAC 25.107(c), deverá ser cumprido o que se segue:

(c) Em condições de não formação de gelo a V_2, considerada velocidade calibrada, deve ser escolhida pelo requerente de forma a prover ao menos o gradiente de subida requerido pelo RBAC 25.121(b) mas não deve ser menor que –

(1) V_{2MIN};

(2) V_R mais o incremento de velocidade alcançado (de acordo com o RBAC 25.111(c)(2)) antes de chegar a uma altura de 35 metros acima da superfície da decolagem; e

(3) Uma velocidade que forneça as capacidades de manobras especificadas no RBAC 25.143(h).

4. No lugar do RBAC 25.107(g), deverá ser cumprido o que se segue:

(g) Em condições de não formação de gelo, V_{FTO}, em termos de velocidade calibrada, deve ser selecionada pelo requerente para fornecer pelo menos o gradiente de subida exigido pelo RBAC 25.121 (c), mas não pode ser inferior a –

(1) 1.18 V_{SR}; e

(2) Uma velocidade que forneça as capacidades de manobras especificadas no RBAC 25.143(h).

5. Adicionalmente ao RBAC 25.107, cumprir o parágrafo (i) abaixo:

(i) Em condições de formação de gelo considerando o acumulo de "Take-off ice" (gelo de decolagem) definido no Apêndice C a V_2 não pode ser inferior a –

(1) A velocidade V_2 estabelecida em condições de não formação de gelo; e

(2) Uma velocidade que forneça as capacidades de manobras especificadas no RBAC 25.143(h).

6. Adicionalmente ao RBAC 25.107, cumprir o parágrafo (j) abaixo:

(j) Em condições de formação de gelo considerando o acumulo de "Final take-off ice" (gelo de decolagem final) definido no Apêndice C a V_{FTO} não pode ser inferior a –

(1) A velocidade V_{FTO} estabelecida em condições de não formação de gelo; e

(2) Uma velocidade que forneça as capacidades de manobras especificadas no RBAC 25.143(h).

7. No lugar do RBAC 25.121(b)(2)(ii)(A), deverá ser cumprido o que se segue:

(b) Decolagem, trem de pouso recolhido. Na configuração de decolagem existente no ponto da trajetória de voo no qual o trem de pouso está totalmente recolhido, e na configuração utilizada no RBAC 25.111, mas sem o efeito de solo:

(2) Os requisitos do RBAC 25.121(b)(1) devem ser atendidos:

(ii) Em condições de formação de gelo com a acumulação de gelo de decolagem definida no apêndice C, se na configuração do RBAC 25.121(b) com a acumulação de gelo de decolagem:

(A) O perfil de velocidades V_2 em condições de não formação de gelo não fornecer a capacidade de manobra especificada no RBAC 25.143(h) para configuração de decolagem; ou

8. No lugar do RBAC 25.121(c)(2)(ii)(A), deverá ser cumprido o que se segue:

(c) Segmento final de decolagem. Na configuração de cruzeiro ao final da trajetória de decolagem determinada de acordo com o RBAC 25.111:

(2) Os requisitos do RBAC 25.121(c)(1) devem ser atendidos:

(ii) Em condições de formação de gelo com a acumulação de gelo de segmento final de decolagem definida no apêndice C, se na configuração do RBAC 25.121(b) com a acumulação de gelo de decolagem:

(A) O perfil de velocidades V_{FTO} em condições de não formação de gelo não fornecer a capacidade de manobras especificada no RBAC 25.143(h) para a configuração em rota; ou

9. No lugar do RBAC 25.121(d)(2)(ii), deverá ser cumprido o que se segue:

(d) Aproximação. Em uma configuração correspondente ao procedimento normal para todos os motores operando no qual a V_{SR} para esta configuração não exceda 110 por cento da V_{SR} para a relacionada configuração de pouso com todos os motores operando:

(2) Os requisitos do RBAC 25.121 (d)(1) devem ser atendidos:

(ii) Em condições de formação de gelo com o acúmulo de "gelo de aproximação" definido no Apêndice C, em uma configuração correspondente aos procedimentos normais com todos os motores em funcionamento, na qual V_{min1g} não exceda 110% da V_{min1g} considerada para pouso em condição de formação de gelo e todos os motores em funcionamento, com uma velocidade de subida estabelecida nas condições normais de pouso, mas não mais que 1.4 V_{SR} (V_{SR} determinada em condições de não formação de gelo).

10. No lugar do RBAC 25.123(b)(2)(i), deverá ser cumprido o que se segue:

(b) Os dados da trajetória líquida de voo com um motor inoperante devem representar o real desempenho de subida diminuído por um gradiente de subida de 1,1 por cento para aviões bimotores, 1,4 por cento para aviões trimotores, e 1,6 por cento para aviões quadrimotores:

(2) Em condições de formação de gelo com a acumulação de gelo de cruzeiro definida no apêndice C, se:

(i) O perfil de velocidades V_{FTO} em condições de não formação de gelo não fornecer a capacidade de manobras especificada no RBAC 25.143(h) para a configuração em rota; ou

11. No lugar do RBAC 25.125(b)(2)(ii)(A), do RBAC 25.125(b)(2)(ii)(B) e do RBAC 25.125(b)(2)(ii)(C), deverá ser cumprido o que se segue:

(b) Na determinação da distância requerida pelo RBAC 25.125(a):

(2) Uma aproximação estabilizada, com uma velocidade calibrada não inferior a V_{REF}, deve ser mantida até a altura de 50 pés (15,24 m).

(ii) Em condições de formação de gelo, V_{REF} não pode ser menor que:

(A) A velocidade determinada na alínea (b)(2)(i) deste parágrafo;

(B) Uma velocidade que forneça as capacidades de manobra especificadas no RBAC 25.143(h) considerando o acumulo de gelo de pouso definido no apêndice C."

Em língua inglesa:

"1. Definitions

This Special Condition addresses novel features of the EMB-550 and uses terminology that does not appear in RBAC 25.

The following definitions shall apply:

- High incidence protection system: A system 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.

- V_{min}: The minimum steady flight speed in the airplane configuration under consideration with the high incidence protection system operating.

- V_{min1g}: V_{min} corrected to 1g conditions. It is the minimum calibrated airspeed at which the airplane can develop a lift force 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. In lieu of RBAC 25.105(a)(2)(i), the following must be complied:

(a) The takeoff speeds prescribed by RBAC 25.107, the accelerate-stop distance prescribed by RBAC 25.109, the takeoff path prescribed by RBAC 25.111, the takeoff distance and takeoff run prescribed by RBAC 25.113, and the net takeoff flight path prescribed by RBAC 25.115, must be determined in the selected configuration for takeoff at each weight, altitude, and ambient temperature within the operational limits selected by the applicant:

(2) In icing conditions, if in the configuration of RBAC 25.121(b) with the takeoff ice accretion defined in appendix C:

(i) The V_2 speed scheduled in non icing conditions does not provide the maneuvering capability specified in RBAC 25.143(h) for the takeoff configuration; or

3. In lieu of RBAC 25.107(c), the following must be complied:

(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 RBAC 25.121(b) but may not be less than –

(1) V_{2MIN};

(2) V_R plus the speed increment attained (in accordance with RBAC 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 RBAC 25.143(h).

4. In lieu of RBAC 25.107(g), the following must be complied:

(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 RBAC 25.121(c), but may not less than–

(1) 1.18 V_{SR}; and

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

5. Additionally to RBAC 25.107, comply with the paragraph (i) as follow:

(i) In icing conditions with the "Take-off ice" accretion defined in Appendix C, V_2 may not be less than –

(1) The V_2 speed determined in non icing conditions; and

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

6. Additionally to RBAC 25.107, comply with the paragraph (j) as follow:

(j) In icing conditions with the "Final take-off ice" accretion defined in Appendix C, V_{FTO}, may not be less than -

(1) The V_{FTO} speed determined in non icing conditions; and

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

7. In lieu of RBAC 25.121(b)(2)(ii)(A), the following must be complied:

(b) Takeoff; landing gear retracted. In the takeoff configuration existing at the point of the flight path at which the landing gear is fully retracted, and in the configuration used in RBAC 25.111 but without ground effect:

(2) The requirements of RBAC 25.121(b)(1) must be met:

(ii) In icing conditions with the takeoff ice accretion defined in appendix C, if in the configuration of RBAC 25.121(b) with the takeoff ice accretion:

(A) The V_2 speed scheduled in non icing conditions does not provide the maneuvering capability specified in RBAC 25.143(h) for the takeoff configuration; or

8. In lieu of RBAC 25.121(c)(2)(ii)(A), the following must be complied:

(c) Final takeoff. In the en route configuration at the end of the takeoff path determined in accordance with RBAC 25.111:

(2) The requirements of RBAC 25.121(c)(1) must be met:

(ii) In icing conditions with the final takeoff ice accretion defined in appendix C, if in the configuration of RBAC 25.121(b) with the takeoff ice accretion:

(A) If the V_{FTO} speed scheduled in non icing conditions does not provide the maneuvering capability specified in RBAC 25.143(h) for the en-route configuration; or

9. In lieu of RBAC 25.121(d)(2)(ii), the following must be complied:

(d) Approach. In a configuration corresponding to the normal all-engines-operating procedure in which V_{SR} for this configuration does not exceed 110 percent of the V_{SR} for the related all-engines-operating landing configuration:

(2) The requirements of RBAC 25.121(d)(1) must be met:

(ii) 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 Vmin1g for this configuration does not exceed 110% of the Vmin1g 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).

10. In lieu of RBAC 25.123(b)(2)(i), the following must be complied:

(b) The one-engine-inoperative net flight path data must represent the actual climb performance diminished by a gradient of climb of 1.1 percent for two-engine airplanes, 1.4 percent for three-engine airplanes, and 1.6 percent for four-engine airplanes:

(2) In icing conditions with the en route ice accretion defined in appendix C, if:

(i) The V_{FTO} speed scheduled in non icing conditions does not provide the maneuvering capability specified in RBAC 25.143(h) for the en-route configuration, or

11. In lieu of RBAC 25.125(b)(2)(ii)(A), RBAC 25.125(b)(2)(ii)(B) and RBAC 25.125(b)(2)(ii)(C), the following must be complied:

(b) In determining the distance in RBAC 25.125(a):

(2) A stabilized approach, with a calibrated airspeed of not less than V_{REF}, must be maintained down to the 50-foot height.

(ii) In icing conditions, V_{REF} may not be less than:

(A) The speed determined in sub-paragraph (b)(2)(i) of this paragraph;

(B) A speed that provides the maneuvering capability specified in RBAC 25.143(h) with the landing ice accretion defined in appendix C."

NOTA: Em caso de dúvida considerar o texto em inglês.

2.1.9. As Condições Especiais em questão estão alinhadas com as decisões de outras autoridades de aviação civil associadas à função de proteção de alto ângulo de ataque para aeronaves com sistema de controle de voo eletrônico, como por exemplo, à *Special Condition* F-5 "*Flight Envelope Protection: High Incidence Protection Function*", da *Federal Aviation Administration* – FAA, aplicável ao projeto de tipo deste avião, que adota texto semelhante.

2.2. <u>Custos e benefícios da proposta</u>

2.2.1. Poderá haver diferença de custos de projeto e fabricação, a qual afetará apenas a Embraer S.A., que concordou com a abordagem proposta pela ANAC.

2.2.2. Como benefício, o estabelecimento da Condição Especial objeto desta análise proverá um nível de segurança equivalente ao inicialmente pretendido na concepção dos requisitos de aeronavegabilidade relacionados, para a certificação de tipo do avião EMB-550.

2.3. Fundamentação

Os fundamentos legais, regulamentares e normativos que norteiam esta proposta são os que seguem:

a) Lei nº 11.182, de 27 de setembro de 2005, art. 5º e art. 8º, IV, X;

b) RBAC 21, Emenda 01, de 1º de dezembro de 2011;

c) RBAC 25, Emenda 127, de 22 de abril de 2009;

d) MPR 020, Revisão 01, de 09 de outubro de 2009;

e) MPR 200, Revisão 02, de 02 de julho de 2010; e

f) Instrução Normativa nº 18, de 17 de fevereiro de 2009.

3. AUDIÊNCIA PÚBLICA

3.1. Convite

3.1.1. A quem possa interessar, está aberto o convite para participar deste processo de Audiência Pública, por meio da apresentação, à ANAC, por escrito, de comentários que incluam dados, sugestões e pontos de vista, com respectivas argumentações.

3.1.2. Os interessados devem enviar os comentários identificando o assunto para o endereço informado no item 3.3, por via postal ou via eletrônica (e-mail), usando o formulário disponível no endereço eletrônico:

http://www2.anac.gov.br/transparencia/audienciasPublicas.asp

3.1.3. Todos os comentários recebidos dentro do prazo desta Audiência Pública serão analisados pela ANAC. Caso necessário, dada a relevância dos comentários recebidos e necessidade de alteração substancial do texto inicialmente proposto, poderá ser instaurada nova Audiência Pública.

3.2. Período para recebimento de comentários

3.2.1. Os comentários referentes a esta Audiência Pública devem ser enviados no **prazo de 10 dias corridos** da publicação do Aviso de Convocação no DOU.

3.3. Contato

3.3.1. Para informações adicionais a respeito desta Audiência Pública, favor contatar:

Agência Nacional de Aviação Civil – ANAC
Superintendência de Aeronavegabilidade – SAR
Gerência Técnica de Processo Normativo – GTPN
Avenida Cassiano Ricardo, 521 – Bloco B – 2° andar – Jardim Aquarius
12246-870 – São José dos Campos – SP
Fax: (12) 3797-2330
e-mail: normas.aeronaves@anac.gov.br