

**AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL  
SUPERINTENDÊNCIA DE AERONAVEGABILIDADE**

**PROPOSTA DE RESOLUÇÃO PARA ESTABELECIMENTO DE CONDIÇÃO ESPECIAL A SER INCORPORADA À BASE DE CERTIFICAÇÃO DO PROJETO DE TIPO DO AVIÃO EMBRAER EMB-550, APLICÁVEL À INTERAÇÃO ENTRE SISTEMAS E ESTRUTURA**

**JUSTIFICATIVA**

**1. APRESENTAÇÃO**

**1.1.** A presente Justificativa expõe as razões que motivaram a Agência Nacional de Aviação Civil – ANAC a propor a Resolução para estabelecimento de Condição Especial a ser incorporada à base de certificação do projeto de tipo do avião Embraer EMB-550, aplicável a seu sistema de controle eletrônico de voo, para endereçar apropriadamente como os efeitos desse sistema, quando totalmente operativo e em falhas, podem se impor ao desempenho da estrutura da aeronave.

**2. EXPOSIÇÃO TÉCNICA**

**2.1. Fatos**

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, propulado por dois motores Honeywell modelo HTF7500E montados na fuselagem traseira, cuja base de certificação contempla manobras de rolamento para projeto de sistemas de comando eletrônicos.

2.1.4. O EMB-550 é equipado com um sistema de comando eletrônico no qual não há uma ligação mecânica direta ou um ganho linear entre o dispositivo de controle do piloto na cabine e a superfície de comando da aeronave como existe em aeronaves convencionais. Ao invés disso, um computador do sistema de comando manipula a superfície de controle

da aeronave baseado em sinais de entrada recebidos do dispositivo de controle da cabine. O sinal de entrada do piloto é modificado pelo computador baseado em parâmetros de voo correntes da aeronave, antes de o comando ser dado para a superfície de controle de voo.

- 2.1.5. O EMB-550 é equipado com um sistema de comando de voo eletrônico que fornece controle da aeronave através do piloto por sinais de entrada ao computador de voo. Os regulamentos de aeronavegabilidade RBAC/14 CFR *Part 25* atuais tomam em conta “leis de controle” para as quais a deflexão do aileron é proporcional à deflexão do controle do *stick*. Esses sistemas de comando não endereçam quaisquer não linearidades, i.e., situações nas quais os sinais de saída não mudam na mesma proporção que os sinais de entrada, ou outros efeitos sobre a atuação do aileron que podem ser causados pelos sistemas de comando eletrônicos.
- 2.1.6. Para aeronaves equipadas com sistemas de controle de voo, pilotos automáticos, sistemas de alívio de carga e aumento de estabilidade e controle de velocidade, sistemas de controle do *flutter* e sistemas de gerenciamento do combustível, ou como resultados de falhas que afetam o desempenho estrutural, as influências destes sistemas e suas condições de falhas devem ser tomadas em conta na demonstração de cumprimento com as subpartes C e D do RBAC/14 CFR *Part 25*.
- 2.1.7. Essa é uma nova e não usual característica comparada àquela visualizada quando os regulamentos correntes foram adotados. Em razão de um rápido melhoramento na tecnologia da aeronave, os requisitos de aeronavegabilidade aplicáveis não contêm padrões adequados e de segurança para essa característica de projeto. Esta Condição Especial para o EMB-550 contém os padrões de segurança adicionais que a GGCP considera necessário para estabelecer um nível de segurança equivalente àqueles estabelecidos pelos padrões de aeronavegabilidade existentes.
- 2.1.8. Considerando o exposto acima, esta Condição Especial está sendo proposta para ser aplicada à aeronave EMB-550 devido ao fato de o sistema de controle de voo eletrônico estar sendo incorporado ao modelo, para endereçar apropriadamente os efeitos desse sistema, quando totalmente operando e em falha, os quais podem se pode impor ao desempenho da estrutura da aeronave.
- 2.1.9. A ANAC propõe o estabelecimento de condição especial aplicável ao sistema de controle de voo eletrônico para endereçar os efeitos desse sistema, quando totalmente operativo e em falha, sobre o desempenho estrutural do projeto de tipo da aeronave EMB-550. A Condição Especial estabelece requisitos de aeronavegabilidade que se baseiam no requisito da EASA CS 25.302 *Amdt 1 – “Interaction of systems and structures”*, propondo o texto transcrito a seguir:

“Para aeronaves equipadas com sistemas que afetam o desempenho estrutural, seja diretamente ou como um resultado de falha ou mau funcionamento, a influência desses sistemas e suas condições de falhas devem ser tomadas em conta quando demonstrado cumprimento com os requisitos da Subparte C e D. O Apêndice K abaixo deve ser utilizado para avaliar o desempenho estrutural da aeronave equipada com esses sistemas.

#### Apêndice K

##### K25.1 Geral.

O seguinte critério deve ser utilizado para mostrar cumprimento com Interação de Sistemas e Estrutura para aeronaves equipadas com sistema de controle de voo, pilotos automáticos, sistemas de alívio de cargas e de aumento de estabilidade, sistemas de controle do *flutter*, e sistemas de gerenciamento de

combustível. Se este Apêndice for utilizado para outros sistemas, pode ser necessário adaptar o critério para o sistema específico.

(a) O critério definido aqui somente endereça as consequências estruturais diretas das respostas e desempenhos do sistema e não podem ser considerados isoladamente e deveriam ser incluídas na avaliação de segurança completa da aeronave. Esses critérios podem ser, em algumas circunstâncias, padrões duplicados já estabelecidos para esta avaliação. Esses critérios são somente aplicados à estrutura cuja falha poderia evitar a segurança de voo continuada e pouso. O critério específico que define limites aceitáveis sobre características de manuseio ou requisitos de estabilidade quando operando em um sistema degradado ou em modo inoperante não é fornecido neste Apêndice.

(b) Dependendo das características específicas da aeronave, estudos adicionais podem ser necessários para ir além do critério fornecido neste Apêndice de modo a demonstrar a capacidade da aeronave para encontrar outras condições realistas, tais como descrições de rajadas ou manobras alternativas para uma aeronave equipada com sistema de alívio de carga.

(c) As seguintes definições são aplicadas a este Apêndice:

Performance estrutural: Capacidade da aeronave encontrar os requisitos estruturais do RBAC/14 CFR *Part 25*.

Limitações de voo: Limitações que podem ser aplicadas para as condições de voo da aeronave seguindo ocorrências em voo e que são incluídas no manual de voo ( ex.: limitações de velocidade; evitação de condições de tempo severo, etc.).

Limitações operacionais: Limitações, incluindo limitações de voo, que podem ser aplicadas para as condições operacionais da aeronave antes do despacho ( ex.: combustível; carga paga e Limitações da Lista Mestre de Equipamentos Mínimos).

Termos probabilísticos: Os termos probabilísticos ( provável, improvável, extremamente improvável) usados neste Apêndice são os mesmos como aqueles usados no RBAC/14 CFR *Part 25.1309*.

Condição de falha: O termo condição de falha é o mesmo como aquele usado no RBAC/14 CFR *Part 25.1309*, entretanto este Apêndice se aplica somente para condições de falha para sistema que afetam a performance estrutural da aeronave ( ex.: condições de falha de sistema que induz cargas, mudança de resposta da aeronave

#### K25.2 Efeitos de Sistemas sobre Estruturas.

(a) Geral. O seguinte critério será usado na determinação da influência do sistema e suas condições de falhas sobre a estrutura da aeronave.

(b) Sistema totalmente operante. Com o sistema totalmente operante, o seguinte se aplica:

(1) Carga limite deve ser derivada em todas configurações de operação normal do sistema de todas as condições limites especificadas na Subparte C, tomando em consideração qualquer comportamento especial de tal sistema ou funções associadas ou qualquer efeito sobre a performance estrutural da aeronave que pode ocorrer até as cargas limites. Em particular, qualquer não linearidade significativa ( razão de deslocamento da superfície de comando, thresholds ou qualquer outra não linearidade do sistema) deve ser tomada em conta de um modo realístico ou conservativo quando derivar cargas limites das condições limites.

(2) A aeronave deve encontrar os requisitos de resistência do RBAC/14 CFR *Part 25* ( Resistência estática, resistência residual, usando os fatores especificados para derivar cargas finais das cargas limites definidas acima. Os efeitos de não linearidades devem ser investigados além das condições limites para assegurar que o comportamento do sistema não apresenta anomalia comparado ao comportamento abaixo das condições limites.

Entretanto, condições além das condições limites não necessitam serem consideradas quando para tanto puder ser mostrado que a aeronave tem características de projeto que não permitirá para isto exceder aquelas condições limites.

(3) A aeronave deve encontrar os requisitos de estabilidade aeroelástica do RBAC/14 CFR *Part 25.629*.

(c) Sistema em condição de falha. Para qualquer condição de falha do sistema não mostrada ser extremamente improvável, o seguinte se aplica:

(1) No tempo de ocorrência. Começando de condições de voo nivelado 1-g, um cenário realístico, incluindo ações corretivas do piloto, deve ser estabelecida para determinar as cargas ocorrendo no tempo da falha e imediatamente após a falha.

(i) Para substanciação de resistência estática, estas cargas multiplicadas por um fator apropriado de segurança que é relacionado à probabilidade de ocorrência de falhas são cargas finais para serem consideradas para projeto. O fator de segurança ( F.S.) é definido na Figura 1.

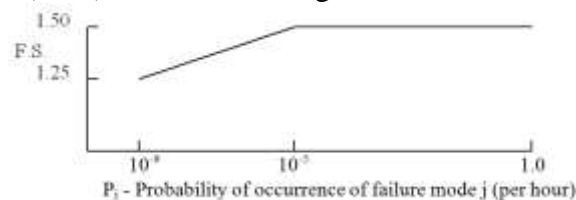


Figura 1 - Fator de segurança no tempo da ocorrência

(ii) Para substanciação de resistência residual, a aeronave deve ser capaz de suportar dois terços da carga final definida no subparágrafo (c)(1)(i). Para cabines pressurizadas, estas cargas devem ser combinadas o diferencial de pressão de operação normal.

(iii) Estar livre da instabilidade aeroelástica deve ser mostrado até as velocidades definidas no RBAC/14 CFR *Part 25.629(b)(2)*. Para condições de falha que resultam em aumentos de velocidade  $V_C/M_C$ , estar livre da instabilidade aeroelástica deve ser mostrado para velocidades aumentadas, de modo que as margens pretendidas pelo RBAC/14 CFR *Part 25.629(b)(2)* são mantidas.

(iv) Falhas do sistema que resultem em vibrações estruturais forçadas ( falhas oscilatórias) não devem produzir cargas que poderiam resultar em deformação detrimental da estrutura primária.

(2) Para a continuação do voo. Para as aeronaves no estado de sistema falhado e considerando qualquer apropriada reconfiguração e limitações de voo, o seguinte se aplica:

(i) As cargas derivadas das seguintes condições em velocidades até a  $V_C/M_C$ , ou a limitação de velocidade prescrita para o voo remanescente devem ser determinados:

(A) As condições limites de manobra simétrica especificadas no RBAC/14 CFR *Part 25.331* e no RBAC/14 CFR *Part 25.345*.

(B) As condições limites de rajada e turbulência especificadas no RBAC/14 CFR Part 25.341 e no RBAC/14 CFR Part 25.345.

(C) As condições limites de rolamento especificadas no RBAC/14 CFR Part 25.349 e as condições limites assimétricas especificadas no RBAC/14 CFR Part 25.367 e RBAC/14 CFR Part 25.427(b) e (c).

(D) As condições limites de manobras de guinadas especificadas no RBAC/14 CFR Part 25.351.

(E) As condições limites de carregamentos no solo especificadas no RBAC/14 CFR Part 25.473 e RBAC/14 CFR Part 25.491.

(ii) Para substanciação de resistência estática, cada parte da estrutura deve ser capaz para suportar as cargas no subparágrafo (2)(i) deste parágrafo multiplicado por um fator de segurança dependente sobre a probabilidade de estar neste estado de falha. O fator de segurança é definido na Figura 2.

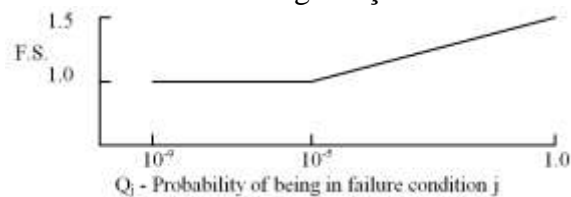


Figura 2 - Fator de segurança para continuidade do voo

$Q_j = (T_j)(P_j)$  onde:

$T_j$ =Média do tempo gasto na condição de falha j ( em horas)

$P_j$ =Probabilidade de ocorrência de modo de falha j ( por hora)

Nota: Se  $P_j$  é maior do que  $10^{-3}$ , por hora de voo então um fator de segurança 1.5 deve ser aplicado para todas as condições de carga limite especificadas na Subparte C.

(iii) Para substanciação de resistência residual, a aeronave deve ser capaz para suportar dois terços da carga final definida no subparágrafo (c)(2)(ii). Para cabines pressurizadas, estas cargas devem ser combinadas com o diferencial de pressão de operação normal.

(iv) Se as cargas induzidas pelas condições de falha tem um efeito significativo sobre a fadiga e tolerância ao dano então seus efeitos devem ser tomados em conta.

(v) Estar livre da instabilidade aeroelastica deve ser mostrado até uma velocidade determinada da Figura 3. Margens de velocidades de flutter  $V'$  e  $V''$  podem ser baseados sobre a limitação de velocidade especificadas para o voo remanescente usando as margens definidas pelo RBAC/14 CFR Part 25.629(b).

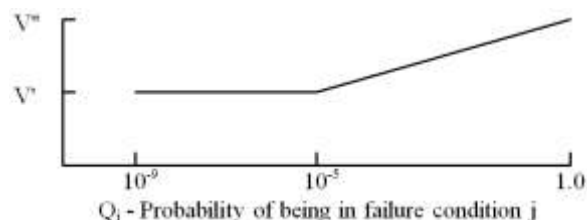


Figura 3 - Margem de velocidade

$V'$ =Margem de velocidade como definido pelo RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(2).

$V''$ =Margem de velocidade como definido RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(1).

$Q_j = (T_j)(P_j)$  onde:

$T_j$  = Média de tempo gasto na condição de falha  $j$  ( em horas)

$P_j$  = Probabilidade de ocorrência do modo de falha  $j$  ( por hora)

Nota: Se  $P_j$  é maior do que  $10^{-3}$  por hora de voo, então a margem de velocidade de *flutter* não deve ser menos do que  $V''$ .

(vi) Estar livre da instabilidade aeroelástica deve também ser mostrado até  $V'$  na Figura 3 acima, para qualquer condição de falha do sistema combinada com qualquer dano requerido ou selecionado para investigação pelo RBAC/14 CFR *Part 25.571(b)*.

(3) Considerações de certas condições de falhas podem ser requeridas por outras Subpartes do RBAC/14 CFR *Part 25* indiferente da confiança do sistema calculado. Onde a análise mostra a probabilidade destas condições de falhas serem menos do que  $10^{-9}$ , critério outro do que o especificado neste parágrafo pode ser usado para substanciação estrutural para mostrar continuidade do voo seguro e pouso.

(d) Indicações de falhas. Para o sistema de detecção de falha e indicação, o seguinte se aplica:

(1) O sistema deve ser checado para condições de falha, não extremamente improváveis, que degradam a capacidade estrutural abaixo do nível requerido pelo RBAC/14 CFR *Part 25* ou significamente reduz a confiabilidade do sistema remanescente. Tanto quanto razoavelmente praticável, a tripulação do voo deve ser alertada destas falhas antes do voo. Certos elementos do sistema de controle, tais como componentes mecânicos e hidráulicos, podem utilizar inspeções periódicas especiais, e componentes eletrônicos podem usar verificações diárias, no lugar de sistemas de detecção e indicação para alcançar o objetivo deste requisito.

Estes requisitos de certificação para manutenção devem ser limitados para componentes que não são prontamente detectável por sistemas de detecção e indicação normais e onde a história de serviço mostrar que inspeções fornecerão um nível de segurança adequado.

(2) A existência de qualquer condição de falha, não extremamente improvável, durante voo que poderia significamente afetar a capacidade estrutural da aeronave e para a qual a redução associada em aeronavegabilidade pode ser minimizada por adequadas limitações de voo, devem ser assinaladas para a tripulação. Por exemplo, condições de falha que resultam em um fator de segurança entre a resistência da aeronave e as cargas da Subparte C abaixo de 1,25 ou margens de *flutter* abaixo de  $V''$ , devem ser assinaladas para a tripulação durante o voo.

(e) Despachar com condições de falha conhecidas. Se a aeronave é para ser despachada em uma condição de falha do sistema conhecido, a qual afeta a performance estrutural da aeronave ou afeta a confiabilidade do sistema remanescente para manter a performance estrutural, então as provisões da Interação de Sistemas e Estrutura deve ser encontrado para as condições despachadas e para as falhas subseqüentes. Limitações de voo e as esperadas limitações operacionais podem ser tomadas em conta estabelecendo  $Q_j$  como a probabilidade combinada de estar nesta condição de falha despachada e as condições de falhas subseqüentes para as margens de segurança nas Figuras 2 e 3. Estas limitações devem ser tais que a probabilidade de estar neste estado de falha combinada e então subsequentemente encontrando condições de carga limite é extremamente improvável. Nenhuma redução nestas margens de

segurança é permitida se a subsequente razão de falha do sistema é maior do que  $10^{-3}$  por hora.”

Em língua inglesa:

*For aeroplanes equipped with systems that affect structural performance, either directly or as a result of a failure or malfunction, the influence of these systems and their failure conditions must be taken into account when showing compliance with the requirements of Subparts C and D. Appendix K below must be used to evaluate the structural performance of aeroplanes equipped with these systems.*

*Appendix K*

*K25.1 General.*

*The following criteria must be used for showing compliance with Interaction of Systems and Structures for aeroplanes equipped with flight control systems, autopilots, stability augmentation systems, load alleviation systems, flutter control systems, and fuel management systems. If this appendix is used for other systems, it may be necessary to adapt the criteria to the specific system.*

*(a) The criteria defined herein only address the direct structural consequences of the system responses and performances and cannot be considered in isolation but should be included in the overall safety evaluation of the aeroplane. These criteria may in some instances duplicate standards already established for this evaluation. These criteria are only applicable to structure whose failure could prevent continued safe flight and landing. Specific criteria that define acceptable limits on handling characteristics or stability requirements when operating in the system degraded or inoperative mode are not provided in this appendix.*

*(b) Depending upon the specific characteristics of the aeroplane, additional studies may be required that go beyond the criteria provided in this appendix in order to demonstrate the capability of the aeroplane to meet other realistic conditions such as alternative gust or maneuver descriptions for an aeroplane equipped with a load alleviation system.*

*(c) The following definitions are applicable to this appendix.*

*Structural performance:* *Capability of the aeroplane to meet the structural requirements of RBAC/14 CFR Part 25.*

*Flight limitations:* *Limitations that can be applied to the aeroplane flight conditions following an in-flight occurrence and that are included in the flight manual (e.g., speed limitations, avoidance of severe weather conditions, etc.).*

*Operational limitations:* *Limitations, including flight limitations, that can be applied to the aeroplane operating conditions before dispatch (e.g., fuel, payload and Master Minimum Equipment List limitations).*

*Probabilistic terms:* *The probabilistic terms (probable, improbable, extremely improbable) used in this appendix are the same as those used in RBAC/14 CFR Part 25.1309.*

*Failure condition:* *The term failure condition is the same as that used in RBAC/14 CFR Part 25.1309, however this appendix applies only to system failure conditions that affect the structural performance of the aeroplane (e.g., system failure conditions that induce loads, change the response of the aeroplane to inputs such as gusts or pilot actions, or lower flutter margins).*

*K25.2 Effects of Systems on Structures.*

(a) General. The following criteria will be used in determining the influence of a system and its failure conditions on the aeroplane structure.

(b) System fully operative. With the system fully operative, the following apply:

(1) Limit loads must be derived in all normal operating configurations of the system from all the limit conditions specified in Subpart C, taking into account any special behaviour of such a system or associated functions or any effect on the structural performance of the aeroplane that may occur up to the limit loads. In particular, any significant nonlinearity (rate of displacement of control surface, thresholds or any other system nonlinearities) must be accounted for in a realistic or conservative way when deriving limit loads from limit conditions.

(2) The aeroplane must meet the strength requirements of RBAC/14 CFR Part 25 (Static strength, residual strength), using the specified factors to derive ultimate loads from the limit loads defined above. The effect of nonlinearities must be investigated beyond limit conditions to ensure the behaviour of the system presents no anomaly compared to the behaviour below limit conditions. However, conditions beyond limit conditions need not be considered when it can be shown that the aeroplane has design features that will not allow it to exceed those limit conditions.

(3) The aeroplane must meet the aeroelastic stability requirements of RBAC/14 CFR Part 25.629.

(c) System in the failure condition. For any system failure condition not shown to be extremely improbable, the following apply:

(1) At the time of occurrence. Starting from 1-g level flight conditions, a realistic scenario, including pilot corrective actions, must be established to determine the loads occurring at the time of failure and immediately after failure.

(i) For static strength substantiation, these loads multiplied by an appropriate factor of safety that is related to the probability of occurrence of the failure are ultimate loads to be considered for design. The factor of safety (F.S.) is defined in Figure 1.

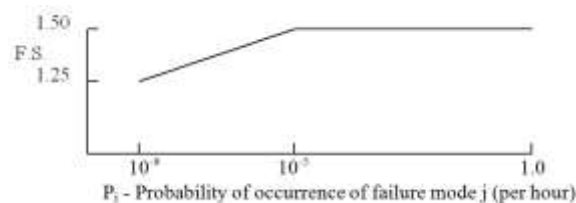


Figure 1 - Factor of safety at the time of occurrence

(ii) For residual strength substantiation, the aeroplane must be able to withstand two thirds of the ultimate loads defined in subparagraph (c)(1)(i). For pressurized cabins, these loads must be combined with the normal operating differential pressure.

(iii) Freedom from aeroelastic instability must be shown up to the speeds defined in RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(2). For failure conditions that result in speed increases beyond  $V_C/M_C$ , freedom from aeroelastic instability must be shown to increased speeds, so that the margins intended by RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(2) are maintained



(iv) Failures of the system that result in forced structural vibrations (oscillatory failures) must not produce loads that could result in detrimental deformation of primary structure.

(2) For the continuation of the flight. For the aeroplane, in the system failed state and considering any appropriate reconfiguration and flight limitations, the following apply:

(i) The loads derived from the following conditions at speeds up to  $V_C/M_C$ , or the speed limitation prescribed for the remainder of the flight must be determined:

(A) The limit symmetrical manoeuvring conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.331 and in RBAC/14 CFR Part 25.345.

(B) The limit gust and turbulence conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.341 and in RBAC/14 CFR Part 25.345.

(C) The limit rolling conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.349 and the limit unsymmetrical conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.367 and RBAC/14 CFR Part 25.427(b) and (c).

(D) The limit yaw maneuvering conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.351.

(E) The limit ground loading conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.473 and RBAC/14 CFR Part 25.491.

(ii) For static strength substantiation, each part of the structure must be able to withstand the loads in subparagraph (2)(i) of this paragraph multiplied by a factor of safety depending on the probability of being in this failure state. The factor of safety is defined in Figure 2.

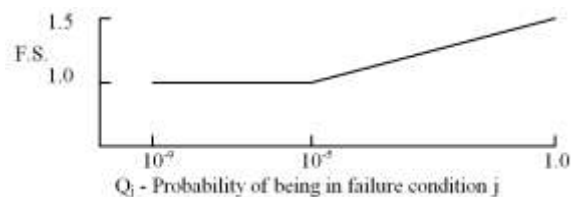


Figure 2 - Factor of safety for continuation of flight

$Q_j = (T_j)(P_j)$  where:

$T_j$ =Average time spent in failure condition j (in hours)

$P_j$ =Probability of occurrence of failure mode j (per hour)

Note: If  $P_j$  is greater than  $10^{-3}$ , per flight hour then a 1.5 factor of safety must be applied to all limit load conditions specified in Subpart C.

(iii) For residual strength substantiation, the aeroplane must be able to withstand two thirds of the ultimate loads defined in subparagraph (c)(2)(ii). For pressurized cabins, these loads must be combined with the normal operating differential pressure.

(iv) If the loads induced by the failure condition have a significant effect on fatigue or damage tolerance then their effects must be taken into account.

(v) Freedom from aeroelastic instability must be shown up to a speed determined from Figure 3. Flutter clearance speeds  $V'$  and  $V''$  may be based on the speed limitation specified for the remainder of the flight using the margins defined by RBAC/14 CFR Part 25.629(b).

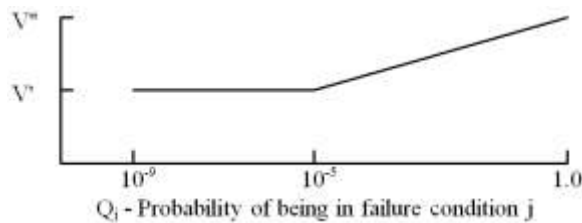


Figure 3 - Clearance speed

$V'$  = Clearance speed as defined by RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(2).

$V''$  = Clearance speed as defined by RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(1).

$Q_j = (T_j)(P_j)$  where:

$T_j$  = Average time spent in failure condition j (in hours)

$P_j$  = Probability of occurrence of failure mode j (per hour)

Note: If  $P_j$  is greater than  $10^{-3}$  per flight hour, then the flutter clearance speed must not be less than  $V''$ .

(vi) Freedom from aeroelastic instability must also be shown up to  $V'$  in Figure 3 above, for any probable system failure condition combined with any damage required or selected for investigation by RBAC/14 CFR Part 25.571(b).

(3) Consideration of certain failure conditions may be required by other Subparts of RBAC/14 CFR Part 25 regardless of calculated system reliability. Where analysis shows the probability of these failure conditions to be less than  $10^{-9}$ , criteria other than those specified in this paragraph may be used for structural substantiation to show continued safe flight and landing.

(d) Failure indications. For system failure detection and indication, the following apply:

(1) The system must be checked for failure conditions, not extremely improbable, that degrade the structural capability below the level required by RBAC/14 CFR Part 25 or significantly reduce the reliability of the remaining system. As far as reasonably practicable, the flight crew must be made aware of these failures before flight. Certain elements of the control system, such as mechanical and hydraulic components, may use special periodic inspections, and electronic components may use daily checks, in lieu of detection and indication systems to achieve the objective of this requirement.

These certification maintenance requirements must be limited to components that are not readily detectable by normal detection and indication systems and where service history shows that inspections will provide an adequate level of safety.

(2) The existence of any failure condition, not extremely improbable, during flight that could significantly affect the structural capability of the aeroplane and for which the associated reduction in airworthiness can be minimised by suitable flight limitations, must be signalled to the flight crew. For example, failure conditions that result in a factor of safety between the aeroplane strength and the loads of Subpart C below 1.25, or flutter margins below  $V''$ , must be signalled to the crew during flight.

(e) Dispatch with known failure conditions. If the aeroplane is to be dispatched in a known system failure condition that affects structural performance, or affects the reliability of the remaining system to maintain structural performance, then the provisions of Interaction of Systems and Structure must be met for the dispatched condition and for subsequent failures. Flight limitations and expected operational limitations may be taken into

*account in establishing  $Q_j$  as the combined probability of being in the dispatched failure condition and the subsequent failure condition for the safety margins in Figures 2 and 3. These limitations must be such that the probability of being in this combined failure state and then subsequently encountering limit load conditions is extremely improbable. No reduction in these safety margins is allowed if the subsequent system failure rate is greater than  $10^{-3}$  per hour.”*

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

2.1.10. A Condição Especial em questão está alinhada a decisões de outras autoridades de aviação civil, associadas aos sistemas de voo eletrônicos para endereçar os efeitos desses sistemas, quando totalmente operativos e em falha, sobre o desempenho estrutural do projeto de tipo da aeronave EMB-550, como, por exemplo, o novo requisito EASA CS 25.302 Appendix K, aplicável ao projeto de tipo dos aviões europeus.

## **2.2. Custos e benefícios da proposta**

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 30 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 – 2º andar – Jardim Aquarius  
12246-870 – São José dos Campos – SP  
Fax: (12) 3797-2330  
e-mail: [normas.aeronaves@anac.gov.br](mailto:normas.aeronaves@anac.gov.br)