

Título:	Condição Especial Aplicável à Proteção de Envelope de Voo para Limitação do Fator de Carga Normal Excessivo	
Title:	Special Condition for Excessive Normal Load Factor Limiting Flight Envelope Protection	
Aprovação:	Resolução ANAC nº 314, de 6 de maio de 2014	Origem: SAR

APLICABILIDADE

Esta Condição Especial se aplica à proteção de envelope de voo para limitação do fator de carga normal excessivo a ser implantada no avião Embraer EMB-550.

CONDIÇÃO ESPECIAL

Esta Condição Especial complementa a seção RBAC 25.143.

<p>“§ CE 25-024 Condição Especial Aplicável à Proteção de Envelope de Voo para Limitação do Fator de Carga Normal Excessivo</p> <p>(a) O limite do fator de carga positivo não pode ser menor do que:</p> <p>(1) 2.5g para o sistema de controle de voo eletrônico em seu estado normal com os dispositivos hiper sustentadores recolhidos; e</p> <p>(2) 2.0g para o sistema de controle de voo eletrônico em seu estado normal com os dispositivos hiper sustentadores estendidos.</p> <p>(b) O limite do fator de carga negativo não pode ser menor do que:</p> <p>(1) Menos 1.0g para o sistema de controle de voo eletrônico em seu estado normal com os dispositivos hiper sustentadores recolhidos; e</p> <p>(2) 0.0g para o sistema de controle de voo eletrônico em seu estado normal com os dispositivos hiper sustentadores estendidos.</p> <p>Os valores acima devem ser considerados como mínimos para o projeto da função limitadora de fator de carga. Esta condição especial não impõe um limite superior para o fator de carga limite, ou mesmo requer que tal limite exista. Se o limite for estabelecido em um valor superior ao fator de carga de manobra limite estrutural “n”, indicado no RBAC 25.333(b) e 25.337(b) e (c), deve existir uma indicação tátil bastante reconhecível no controle e óbvia para o piloto que sirva de impedimento para exceder inadvertidamente os limites estruturais.</p>	<p>“§ SC 25-024 Special Condition for Excessive Normal Load Factor Limiting Flight Envelope Protection</p> <p>(a) The positive limiting load factor must not be less than:</p> <p>(1) 2.5g for the EFCS normal state with the high lift devices retracted; and</p> <p>(2) 2.0g for the EFCS normal state with the high lift devices extended.</p> <p>(b) The negative limiting load factor must be equal to or more negative than:</p> <p>(1) Minus 1.0g for the EFCS normal state with the high lift devices retracted; and</p> <p>(2) 0.0g for the EFCS normal state with high lift devices extended.</p> <p>The values above shall be considered as minimum for load factor limit function design. This special condition does not impose an upper bound for the normal load factor limit, nor does it require that the limiter exist. If the limit is set at a value beyond the structural design limit maneuvering load factor “n,” indicated in §25.333(b) and 25.337(b) and (c), there should be a very positive tactile feel built into the controller and obvious to the pilot that serves as a deterrent to inadvertently exceeding the structural limit.</p> <p>Additionally, it should be demonstrated in flight that:</p> <p>(c) Maximum reachable positive load factor wings level may be limited by flight control system characteristics or flight envelope protections (other</p>
--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

<p>Adicionalmente, deve ser demonstrado em voo que:</p> <p>(c) O máximo fator de carga positivo atingível com asas niveladas pode ser limitado pelas características do sistema de controle ou proteções de envelope de voo (diferentes da proteção de fator de carga) desde que:</p> <p>(1) Os valores requeridos sejam prontamente atingíveis em curvas, exceto que em velocidades em que a manobra seria limitada pela função de limite de ângulo de ataque; e</p> <p>(2) A capacidade de resposta para cabrar com as asas niveladas seja satisfatória.</p> <p>(d) O máximo fator de carga negativo atingível com asas niveladas pode ser limitado pelas características do sistema de controle ou proteções de envelope de voo (diferentes da proteção de fator de carga) desde que:</p> <p>(1) A capacidade de resposta para picar seja satisfatória.</p> <p>(2) A partir de um voo nivelado, 0g seja prontamente atingível, ou pelo menos uma mudança de trajetória de 5°/s ou, alternativamente, uma mudança satisfatória de trajetória seja prontamente atingível em velocidades operacionais. O intervalo de velocidades operacionais deve ser proposto pela Embraer e concordado pela ANAC, mas deve começar no menor valor do envelope normal de voo. O seu limite máximo deve ser velocidade máxima menos 10 nós, onde a velocidade máxima é V_{FE} ou V_{MO}/M_{MO}. Dez nós são considerados como uma margem típica usada de velocidades de cruzeiro para a V_{MO}/M_{MO} e da V_{FE} para velocidades padrões em configurações de alta sustentação.</p> <p>A demonstração de cumprimento com os requisitos acima pode ser feita sem gelo aderido na aeronave.”</p>	<p>than load factor protection) provided:</p> <p>(1) That the required values are readily achievable in turns, except at speeds where the maneuver would be limited by the AOA limit function; and</p> <p>(2) That wings level pitch up responsiveness is satisfactory.</p> <p>(d) Maximum achievable negative load factor may be limited by flight control system characteristics or flight envelope protections (other than load factor protection) provided:</p> <p>(1) Pitch down responsiveness is satisfactory; and</p> <p>(2) From level flight, 0g is readily achievable or at least a trajectory change of 5°/s, or, alternatively, a satisfactory trajectory change is readily achievable at operational speeds. Operational speed interval should be proposed by Embraer and agreed by ANAC, but should start in the lower end of the normal flight envelope. Higher limit shall be max speed - 10kts, where max speed is V_{FE} or V_{MO}/M_{MO}. Ten knots are considered as a typical margin used in cruise speeds to V_{MO}/M_{MO} and from V_{FE} to standard speed in high lift configurations.</p> <p>Compliance demonstration with the above requirements may be performed without ice accretion on the airframe.”</p>
<p>Em caso de divergência de interpretação, prevalece o texto em inglês. In case of divergence, the English version should prevail.</p>	