

Título: **Condição Especial Aplicável à Proteção de Envelope de Voo para Limitação do Fator de Carga Normal Excessivo**

Title: **Special Condition for Flight Envelope Protection: Normal Load Factor (g) Limiting Function**

Aprovação: Resolução nº 439, de 9 de agosto de 2017

Origem: SAR

APLICABILIDADE

Esta Condição Especial se aplica ao sistema de controle eletrônico de voo com relação ao efeito da proteção de envelope de fator de carga sobre a controlabilidade e manobrabilidade do avião Embraer EMB-390 e em outras aeronaves a critério da ANAC.

CONDIÇÃO ESPECIAL

Esta Condição Especial complementa o parágrafo 25.143(a), do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil nº 25 (RBAC nº 25).

“§ CE 25-059 Condição Especial Aplicável à Proteção de Envelope de Voo para Limitação do Fator de Carga Normal Excessivo

(a) O limite positivo do fator de carga não deve ser menor que:

(1) 2.5g para o EFCS em estado normal com os dispositivos de hipersustentação recolhidos até a V_{MO}/M_{MO} . O limite positivo do fator de carga pode ser gradualmente reduzido para 2.25g acima da V_{MO}/M_{MO} .

(2) 2.0g para o EFCS em estado normal com os dispositivos hipersustentadores estendidos.

(b) O limite negativo do fator de carga deve ser igual ou menor que:

(1) Menos 1.0g para o EFCS em estado normal com os dispositivos de hipersustentação recolhidos; e

(2) 0.0g para o EFCS em estado normal com os dispositivos hipersustentadores estendidos.

Os valores acima devem ser considerados como mínimos no projeto da função limite do fator de carga. Esta condição especial não impõe uma fronteira superior limite para o fator de carga normal, nem requer que esse limitador exista. Se o limite for ajustado num valor além do limite de projeto estrutural para o fator de carga de manobra “n”, indicado em §25.333(b) e 25.337(b) e (c), então deve haver um aviso tátil muito contundente no comando e que seja percebido pelo piloto como uma barreira contra uma ultrapassagem inadvertida do limite

“§ SC 25-059 Special Condition for Flight Envelope Protection: Normal Load Factor (g) Limiting Function

(a) The positive limiting load factor must not be less than:

(1) 2.5g for the EFCS normal state with the high lift devices retracted up to V_{MO}/M_{MO} . The positive limiting load factor may be gradually reduced down to 2.25g above V_{MO}/M_{MO} .

(2) 2.0g for the EFCS normal state with the high lift devices extended.

(b) The negative limiting load factor must be equal to or more negative than:

(1) Minus 1.0g for the EFCS normal state with the high lift devices retracted; and

(2) 0.0g for the EFCS normal state with high lift devices extended.

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.

Additionally, it should be demonstrated in flight that:

<p>estrutural.</p> <p>Adicionalmente, deve ser demonstrado em voo que:</p> <p>(c) O fator de carga positivo máximo alcançável pode ser limitado pelas características do sistema de controle de voo ou as proteções do envelope de voo (distinta da proteção de fator de carga) desde que:</p> <p>(1) os valores requeridos sejam prontamente alcançáveis em curva, exceto nas velocidades onde a manobra pode ser limitada pela função limitadora de AOA; e</p> <p>(2) a resposta em atitude a cabrar com asa nivelada seja satisfatória.</p> <p>(d) O fator de carga negativo máximo pode ser limitado pelas características do sistema de controle de voo ou as proteções do envelope de voo (distinta da proteção de fator de carga) desde que:</p> <p>(1) a resposta em atitude a picar seja satisfatória; e</p> <p>(2) a partir do voo nivelado, 0g é alcançado prontamente ou, alternativamente, uma mudança satisfatória de trajetória é alcançada prontamente em velocidades operacionais. Um intervalo de velocidade operacional deve ser proposto pelo requerente e concordado com a ANAC, no entanto deve começar na parte mais baixa do envelope de voo normal e conter a menor velocidade onde o piloto automático ou o comando automático de tração pode ser engajado e continuar operando. A parte mais alta deve ser a velocidade máxima - 10kts, onde velocidade máxima é V_{FE} ou V_{MO}/M_{MO}. Dez nós são considerados uma margem típica usada em velocidades de cruzeiro abaixo da V_{MO}/M_{MO}, e da V_{FE} como velocidade padrão em configurações com flape.</p> <p>A demonstração de cumprimento com os requisitos acima pode ser feita sem acúmulo de gelo na estrutura.”</p>	<p>(c) Maximum reachable positive load factor wings level may be limited by flight control system characteristics or flight envelope protections (other 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, alternatively, a satisfactory trajectory change is readily achievable at operational speeds. Operational speed interval should be proposed by the applicant and agreed by ANAC, but should start in the lower end of the normal flight envelope and must contain the lower speed where autopilot or auto throttle can be engaged and continue working. 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>	