

Título: Condição Especial aplicável à recuperação de manobra por um sistema automático de voo com uma instalação de um sistema protetor de alta velocidade incorporado nas leis de controle de voo.

Title: Special Condition for Maneuver Recovery by an Automatic Flight System with a High Speed Protection System Incorporated in Flight Control Laws.

Aprovação: Resolução nº **xx**, de **xx** de **xxxxxxxx** de 2016.

Origem: SAR

APLICABILIDADE

Esta Condição Especial se aplica à recuperação de manobra por um sistema automático de voo com uma instalação de um sistema protetor de alta velocidade incorporado nas leis de controle de voo, do avião Embraer EMB-390 e de outras aeronaves a critério da ANAC.

CONDIÇÃO ESPECIAL

Esta Condição Especial complementa o parágrafo 25.335(b)(1) do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil nº 25 (RBAC nº 25).

“§ CE 25-**XXX** aplicável à recuperação de manobra por um sistema automático de voo com uma instalação de um sistema protetor de alta velocidade incorporado nas leis de controle de voo.

No lugar do cumprimento ao RBAC/14 CFR Part 25.335(b)(1), o modelo Embraer EMB-390 deve cumprir com as seguintes condições especiais necessárias para endereçar o sistema de proteção de alta velocidade. A condição especial proposta identifica várias manobras simétricas e não simétricas que assegurarão que uma velocidade de mergulho de projeto apropriada, V_D/M_D , seja estabelecida.

O parágrafo (2) da condição especial proposta referencia a AC 25-7A, Modificação 1, seção 32.c.(3), incluída aqui para informação.

AC 25-7A, Modificação 1, seção 32, parágrafo 32.c.(3), “Perturbação de Rajada”.

Nos três ensaios de perturbações seguintes, os valores de deslocamentos devem ser apropriados ao tipo de aeronave e depender das características de estabilidade e inércia da aeronave.

Os limites inferior e superior devem ser utilizados para aeronaves com baixa e alta manobrabilidade, respectivamente.

“§ SC 25-**XXX** Special for Condition Maneuver Recovery by an Automatic Flight System with a High Speed Protection System Incorporated in Flight Control Laws.

In lieu of compliance to RBAC/14 CFR Part 25.335(b)(1), the Embraer model EMB-390 must comply with the following special condition to address the proposed high speed protection system. The proposed special condition identifies various symmetric and non-symmetric maneuvers that will ensure that an appropriate design dive speed, V_D/M_D , is established.

Paragraph (2) of the proposed special condition references AC 25-7A, Change 1, section 32.c.(3), included here for information.

AC 25-7A, Change 1, section 32, paragraph 32.c.(3), “Gust Upset”.

In the following three upset tests, the values of displacement should be appropriate to the airplane type and should depend upon airplane stability and inertia characteristics. The lower and upper limits should be used for airplanes with low and high maneuverability, respectively.

(i) With the airplane trimmed in wings-level flight, simulate a transient gust by rapidly rolling to the maximum bank angle appropriate for the airplane, but not

(i) Com a aeronave compensada em voo nivelado, simular um transiente de rajada pela rolagem rápida ao ângulo de inclinação máxima apropriado para a aeronave, mas não menos do que 45 graus e nem mais do que 60 graus. O leme e o controle longitudinal devem ser mantidos fixos durante o tempo que a inclinação requerida está sendo atingida. A velocidade de rolagem deve ser controlada nesse ângulo de inclinação. Seguindo isto, os controles devem ser abandonados por um mínimo de 3 segundos após um alerta de sobrevelocidade ou 10 segundos, o qual ocorrer primeiro.

(ii) Efetuar uma perturbação longitudinal de um cruzeiro normal. Determinar a compensação da aeronave na V_{MO}/M_{MO} utilizando a potência/tração requerida para o voo nivelado, mas com não mais do que a potência/tração máxima requerida. Segue-se a isso um decréscimo na velocidade, após o qual uma atitude de 6-12 graus do nariz para baixo, como apropriado para o tipo de aeronave, é atingida com a potência/tração e compensação inicialmente requeridas para a V_{MO}/M_{MO} em voo nivelado. Permite-se a aceleração da aeronave até 3 segundos após o alerta de sobrevelocidade. Os limites de força constantes no RBAC/14 CFR Part 25.143(c) são válidos, para aplicação de período curto.

(iii) Efetuar uma perturbação em dois eixos, consistindo de perturbações combinadas longitudinal e lateral. Efetuar a perturbação longitudinal como no parágrafo (ii) acima, e, quando for fixada a atitude de arfagem, mas antes de alcançar a V_{MO}/M_{MO} , rolar a aeronave em 15-25 graus. A atitude estabelecida deve ser mantida até 3 segundos após o alerta de sobrevelocidade.

Os parágrafos (3) e (4) da condição especial proposta indicam que deve ser improvável que ocorram falhas do sistema de proteção de alta velocidade, e essas falhas devem ser anunciadas aos pilotos. Se for conhecido que o sistema de proteção de alta velocidade esteja inoperante, então o despacho da aeronave pode ser aceito sob uma Lista de Equipamentos Mínimos (MEL) aprovada contendo linguagem similar ao parágrafo (5). O despacho sob uma MEL requeriria que fossem fornecidas velocidades de operações reduzidas apropriadas, V_{MO}/M_{MO} , no manual de voo da aeronave e no visor da cabine, e que o alerta de sobrevelocidade para exceder essas velocidades fosse equivalente àquele de uma aeronave normal, com o sistema protetor de alta velocidade operante.

Considerando o disposto acima, a ANAC propõe a seguinte condição especial:

(1) No lugar do requisito do RBAC/14 CFR Part 25.335(b)(1), se o sistema de controle de voo incluir funções que agem automaticamente para iniciar a recuperação antes do final do período de 20 segundos especificado no RBAC/14 CFR Part 25.335(b)(1), a V_D/M_D deve ser determinada a partir da maior das velocidades resultante das condições (a) e (b) abaixo.

less than 45 degrees nor more than 60 degrees. The rudder and longitudinal control should be held fixed during the time that the required bank is being attained. The rolling velocity should be arrested at this bank angle. Following this, the controls should be abandoned for a minimum of 3 seconds after overspeed warning or 10 seconds, whichever occurs first.

(ii) Perform a longitudinal upset from normal cruise. Airplane trim is determined at V_{MO}/M_{MO} using power/thrust required for level flight but with not more than maximum continuous power/thrust. This is followed by a decrease in speed after which an attitude of 6-12 degrees nose down, as appropriate for the airplane type, is attained with the power/thrust and trim initially required for V_{MO}/M_{MO} in level flight. The airplane is permitted to accelerate until 3 seconds after overspeed warning. The force limits of § 25.143(c) for short term application apply.

(iii) Perform a two-axis upset, consisting of combined longitudinal and lateral upsets. Perform the longitudinal upset, as in paragraph (ii) above, and when the pitch attitude is set, but before reaching V_{MO}/M_{MO} , roll the airplane 15-25 degrees. The established attitude should be maintained until 3 seconds after overspeed warning.

Paragraphs (3) and (4) of the proposed special condition indicate that failures of the high speed protection system must be improbable and must be announced to the pilots. If the high speed protection system is known to be inoperative, then dispatch of the airplane could be acceptable under an approved Minimum Equipment List (MEL) containing language similar to paragraph (5). Dispatch under an MEL would require that appropriate reduced operating speeds, V_{MO}/M_{MO} , are provided in the airplane flight manual, and the cockpit display of those reduced speeds, as well as the overspeed warning for exceeding those speeds, are equivalent to that of the normal airplane with the high speed protection system operative.

Considering the above, ANAC proposes the following special condition:

(1) In lieu of the requirements of RBAC/14 CFR Part 25.335(b)(1), if the flight control system includes functions that act automatically to initiate recovery before the end of the 20 second period specified in RBAC/14 CFR Part 25.335(b)(1), V_D/M_D must be determined from the greater of the speeds resulting from the conditions (a) and (b) below. The speed increase occurring

O aumento dessas velocidades nessas manobras pode ser calculado, se forem utilizados dados aerodinâmicos confiáveis ou conservativos.

(a) De uma condição inicial de voo estabilizado na V_C/M_C , a aeronave é perturbada de modo a tomar uma nova trajetória de voo de 7.5 graus abaixo da trajetória inicial. Aplica-se o controle, até a autoridade total, para tentar manter essa nova trajetória de voo. Vinte segundos após o início da perturbação, faz-se a recuperação manual com um fator de carga de 1.5g (incremento de aceleração de 0.5g), ou algum fator de carga maior que for automaticamente aplicado pelo sistema com o controle de arfagem do piloto em neutro. Fornece-se potência, como especificado no RBAC/14 CFR Part 25.175(b)(1)(iv), até o início da recuperação, instante no qual a redução de potência e o dispositivo de controle de arrasto podem ser utilizados.

(b) A partir de uma velocidade abaixo da V_C/M_C , com potência para manter um voo nivelado e estabilizado nessa velocidade, a aeronave é perturbada de modo a acelerar através da V_C/M_C em uma trajetória de voo 15 graus abaixo da trajetória inicial (ou na atitude de nariz para baixo mais íngreme que o sistema permitir com autoridade total de controle, se menor do que 15 graus). Os controles do piloto podem estar na posição neutra após alcançar V_C/M_C e antes de a recuperação ser iniciada. A recuperação pode ser iniciada três segundos após operação do sistema de alerta de alta velocidade, pela aplicação de uma carga de 1.5g (incremento de aceleração de 0.5g), ou algum fator de carga maior que for automaticamente aplicado pelo sistema com o controle de arfagem do piloto em neutro. A potência pode ser reduzida simultaneamente. Todos os outros meios de desacelerar a aeronave, cujo uso for autorizado até a mais alta velocidade alcançada na manobra, podem ser utilizados. O intervalo entre sucessivas ações do piloto não deve ser menor que um segundo.

(2) O requerente deve também demonstrar que a margem de velocidade, estabelecida como acima, não será excedida em perturbações acidentais ou induzidas por rajadas, resultando em início de mergulho a partir de atitudes não simétricas, a menos que a aeronave seja protegida pelas leis de controle de voo de entrar em condições de perturbações não simétricas. As manobras das perturbações descritas na Circular de Assessoramento – AC 25-7A, Modificação 1, seção 32, Parágrafos c.(3)(i) e (iii) podem ser utilizadas para cumprir com esse requisito.

(3) A probabilidade de qualquer falha do sistema de proteção de alta velocidade que resultar em uma velocidade excedendo aquela determinada pelos parágrafos (1) e (2) deve ser menor do que 10^{-5} por hora de voo.

(4) Falhas do sistema devem ser anunciadas ao piloto. Deve-se fornecer instruções do manual de voo que

in these maneuvers may be calculated, if reliable or conservative aerodynamic data are used.

(a) From an initial condition of stabilized flight at V_C/M_C , the airplane is upset so as to take up a new flight path 7.5 degrees below the initial path. Control application, up to full authority, is made to try and maintain this new flight path. Twenty seconds after initiating the upset, manual recovery is made at a load factor of 1.5 g (0.5 acceleration increment), or such greater load factor that is automatically applied by the system with the pilot's pitch control neutral. Power, as specified in RBAC/14 CFR Part 25.175(b)(1)(iv), is assumed until recovery is initiated, at which time power reduction and the use of pilot controlled drag devices may be used.

(b) From a speed below V_C/M_C , with power to maintain stabilized level flight at this speed, the airplane is upset so as to accelerate through V_C/M_C at a flight path 15 degrees below the initial path (or at the steepest nose down attitude that the system will permit with full control authority if less than 15 degrees). The pilot's controls may be in the neutral position after reaching V_C/M_C and before recovery is initiated. Recovery may be initiated three seconds after operation of high speed warning system by application of a load of 1.5 g (0.5 acceleration increment), or such greater load factor that is automatically applied by the system with the pilot's pitch control neutral. Power may be reduced simultaneously. All other means of decelerating the airplane, the use of which is authorized up to the highest speed reached in the maneuver, may be used. The interval between successive pilot actions must not be less than one second.

(2) The applicant must also demonstrate that the speed margin, established as above, will not be exceeded inadvertent, or gust induced, upsets resulting in initiation of the dive from non-symmetric attitudes, unless the airplane is protected by the flight control laws from getting into non-symmetric upset conditions. The upset maneuvers described in Advisory Circular 25-7A, Change 1, section 32,

Paragraphs c.(3)(i) and (iii) may be used to comply with this requirement.

(3) Any failure of the high speed protection system that would result in an airspeed exceeding those determined by paragraphs (1) and (2) must be less than 10^{-5} per flight hour.

(4) Failures of the system must be announced to the pilots. Flight manual instructions must be provided that reduces the maximum operating speeds, VMO/MMO. The operating speed must be reduced to a value that maintains a speed margin between VMO/MMO and VD/MD that is consistent with showing compliance with § 25.335(b) without the benefit of the high speed protection system.

(5) Dispatch of the airplane with the high speed

<p>reduzam as velocidades máximas de operação, V_{MO}/M_{MO}. A velocidade de operação deve ser reduzida a um valor que mantenha uma margem de velocidade V_{MO}/M_{MO} e V_D/M_D que seja consistente com a demonstração de cumprimento com o RBAC/14 CFR Part 25.335(b) sem o benefício do sistema de proteção de alta velocidade.</p> <p>(5) O despacho da aeronave com o sistema de proteção de alta velocidade inoperante pode ser permitido sob uma MEL aprovada, a qual requeriria instruções no manual de voo para indicar as máximas velocidades de operação reduzidas, como descritas no parágrafo (4). Além disso, a visualização de cabine das velocidades de operação reduzidas, bem como o alerta de sobrevelocidade para quando exceder essas velocidades, devem ser equivalentes àqueles com a aeronave normal com o sistema de proteção de alta velocidade operante. Também deve ser mostrado que nenhum dano adicional é introduzido com o sistema de proteção de alta velocidade inoperante.”</p>	<p>protection system inoperative could be allowed under an approved MEL that would require flight manual instructions to indicate reduced maximum operating speeds, as described in paragraph (4). In addition, the cockpit display of the reduced operating speeds, as well as the overspeed warning for exceeding those speeds, must be equivalent to that of the normal airplane with the high speed protection system operative. Also, it must be shown that no additional hazards are introduced with the high speed protection system inoperative.”</p>
<p style="text-align: center;">Em caso de divergência de interpretação, prevalece o texto em inglês. In case of divergence, the English version should prevail.</p>	