

Título:	Condição Especial Aplicável ao EFCS: Estabilidade Látero-Direcional e Longitudinal e Alerta de Baixa Energia.	
Title:	Special Condition for EFCS: Lateral-Directional and Longitudinal Stability and Low Energy Awareness.	
Aprovação:	Resolução nº 417, de 19 de abril de 2017.	Origem: SAR

APLICABILIDADE

Esta Condição Especial se aplica ao sistema de controle eletrônico de voo com relação à estabilidade látero-direcional e longitudinal, bem como a alerta de baixa energia no avião Embraer EMB-390 e de outras aeronaves a critério da ANAC.

CONDIÇÃO ESPECIAL

Esta Condição Especial complementa as Seções 25.171, 25.173, 25.175 e 25.177 do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil nº 25 (RBAC nº 25).

“§ CE 25-051 Condição Especial Aplicável ao EFCS: Estabilidade Látero-Direcional e Longitudinal e Alerta de Baixa Energia

(a) Geral. A aeronave deve demonstrar estabilidades estáticas lateral, direcional e longitudinal adequadas em quaisquer condições normalmente encontradas em serviço, incluindo sob efeito de distúrbios atmosféricos. A demonstração das estabilidades estáticas lateral, direcional e longitudinal adequadas deve ser baseada nas qualidades de voo da aeronave, incluindo a carga de trabalho do piloto e o esforço de compensação na pilotagem, usando procedimentos de testes específicos durante as avaliações de ensaio em voo.

(b) Indicação de Baixa Energia. A aeronave deve prover indicação adequada para o piloto de estado de voo com energia baixa (velocidade baixa/tração baixa/altura baixa) se equipada com sistema de controle cuja lei de controle apresente estabilidade longitudinal neutra em condições de velocidade significativamente abaixo da operação normal. "Indicação adequada" significa prover informação de aviso para alertar a tripulação de condições de operação insegura de modo a permitir as devidas ações corretivas.

(c) Estabilidade estática lateral e direcional. A estabilidade estática direcional (sendo a tendência de recuperar de uma derrapagem com o pedal livre) deve ser positiva em quaisquer posições do trem de pouso e flape, e em condição de potência simétrica, com velocidades entre 1.13 VS_{R1}, até a VFE, VLE, ou VFC/MFC (o que for aplicável).

“§ SC 25-051 Special Condition for EFCS: Lateral-Directional and Longitudinal Stability and Low Energy Awareness

(a) General. The airplane must be shown to have suitable static lateral, directional, and longitudinal stability in any condition normally encountered in service, including the effects of atmospheric disturbance. The showing of suitable static lateral, directional and longitudinal stability must be based on the airplane handling qualities, including pilot workload and pilot compensation, for specific test procedures during the flight test evaluations.

(b) Low Energy Awareness. The airplane must provide adequate awareness to the pilot of a low energy (low speed/low thrust/low height) state when fitted with flight control laws presenting neutral longitudinal stability significantly below the normal operating speeds. "Adequate awareness" means warning information must be provided to alert the crew of unsafe operating conditions and to enable them to take appropriate corrective action.

(c) Lateral-directional static stability. The static directional stability (as shown by the tendency to recover from a skid with the rudder controls free) must be positive for any landing gear and flap position and symmetrical power condition, at speeds from 1.13 VS_{R1}, up to VFE, VLE, or VFC/MFC (as appropriate).

(d) The static lateral stability (as shown by the tendency to raise the low wing in a sideslip with the

(d) A estabilidade estática lateral (sendo a tendência de levantar a asa baixa na derrapagem com o controle de aileron livre) em quaisquer posições do trem de pouso e flape, e em condição de potência simétrica, não deve ser negativa em quaisquer velocidades (exceto para as velocidades maiores que VFE onde não é preciso considerar as configurações de flape das asas estendidas, e nem nas velocidades maiores que VLE para as configurações de trem de pouso baixado) nos seguintes intervalos:

(1) De 1.13 VSR1 a VMO / MMO.

(2) De VMO/MMO a VFC/MFC, a menos que a divergência seja –

(i) Gradual;

(ii) Facilmente reconhecida pelo piloto; e

(iii) Facilmente controlável pelo piloto.

(e) Nas derrapagens constantes em linha reta, e em toda a faixa apropriada de ângulo de derrapagem encontrada na operação da aeronave, e desde que não seja menor que o ângulo obtido com metade do deslocamento de comando de pedal disponível (sem exceder a força de 180 libras -81.72 kgf no pedal), o deslocamento do comando de pedal e as forças devem ser substancialmente proporcionais ao ângulo de derrapagem no sentido estável; com fator de proporcionalidade que deve se encontrar entre os limites necessários para uma operação segura. Este requisito deve ser cumprido nas configurações e velocidades especificadas no parágrafo (c).

(f) Nos ângulos de derrapagem maiores que aqueles prescritos no parágrafo (e), até o ângulo correspondente ao obtido com o batente do comando de pedal ou com 180 libras na força aplicada no pedal, essas forças não devem se reverter, e o aumento da deflexão do pedal deve produzir aumento do ângulo de derrapagem. O cumprimento deste requisito deve ser demonstrado com derrapagens constantes em linha reta, a menos que o batente de comando de aileron seja atingido antes do batente de pedal ou 180 libras na força aplicada no pedal; neste caso a derrapagem constante em linha reta não precisa ser mantida após o batente de comando lateral. Este requisito deve ser cumprido em todas as posições aprovadas de flape e trem de pouso e nos intervalos de velocidades operacionais, e com condições correspondentes de potência apropriadas com todos os motores operantes.

(g) Quando um manche lateral ativo com retorno tátil variável é usado para injeção do comando de pilotagem para rolamento e arfagem, e cujo projeto do avião resulta num manche com características dinâmicas variáveis durante o voo, estas características variáveis não devem produzir efeito adverso na estabilidade do avião.”

aileron controls free) for any landing gear and wing-flap position and symmetric power condition, may not be negative at any airspeed (except that speeds higher than VFE need not be considered for wing-flaps extended configurations nor speeds higher than VLE for landing gear extended configurations) in the following airspeed ranges:

(1) From 1.13 VSR1 to VMO / MMO.

(2) From VMO/MMO to VFC/MFC, unless the divergence is –

(i) Gradual;

(ii) Easily recognizable by the pilot; and

(iii) Easily controllable by the pilot.

(e) In straight, steady sideslips over the range of sideslip angles appropriate to the operation of the airplane, but not less than those obtained with one-half of the available rudder control movement (but not exceeding a rudder control force of 180 pounds -81.72 kgf), rudder control movements and forces must be substantially proportional to the angle of sideslip in a stable sense; and the factor of proportionality must lie between limits found necessary for safe operation. This requirement must be met for the configurations and speeds specified in paragraph (c) of this section.

(f) For sideslip angles greater than those prescribed by paragraph (e) of this section, up to the angle at which full rudder control is used or a rudder pedal force of 180 pounds is obtained, the rudder pedal forces may not reverse, and increased rudder deflection must produce increased angles of sideslip. Compliance with this requirement must be shown using straight, steady sideslips, unless full lateral control input is achieved before reaching either full rudder control input or a rudder control force of 180 pounds; a straight, steady sideslip need not be maintained after achieving full lateral control input. This requirement must be met at all approved landing gear and wing-flap positions for the range of operating speeds and power conditions appropriate to each landing gear and wing-flap position with all engines operating.

(g) When an active side stick with variable feel profile is used as inceptor for pilot control pitch and roll, in which the airplane design results side stick characteristics that are dynamically variable during the flight, those variable characteristics must not produce adverse effect on airplane stability.”

Em caso de divergência de interpretação, prevalece o texto em inglês.

In case of divergence, the English version should prevail.