

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

**PROPOSTA DE RESOLUÇÃO PARA ESTABELECIMENTO DE TRÊS CONDIÇÕES  
ESPECIAIS A SEREM INCORPORADAS À BASE DE CERTIFICAÇÃO DO PROJETO  
DE TIPO DO AVIÃO EMBRAER EMB-550, APLICÁVEIS ÀS PROTEÇÕES DO  
ENVELOPE DE VOO**

**JUSTIFICATIVA**

**1. APRESENTAÇÃO**

**1.1.** A presente Justificativa expõe as razões que motivaram a Agência Nacional de Aviação Civil – ANAC a propor as Resoluções para estabelecimento de três Condições Especiais a serem incorporadas à base de certificação do projeto de tipo do avião Embraer EMB-550, aplicáveis às proteções do envelope de voo em função da adoção do sistema de controle eletrônico tipo *fly-by-wire*.

**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 as Condições Especiais objeto desta Audiência Pública proporcionam 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, propélido por dois motores Honeywell modelo HTF7500E montados na fuselagem traseira, cuja base de certificação original é composta por requisitos criados para atender a aeronaves com sistema de controle convencional (ou seja, por cabos e roldanas) e também, por consequência, qualidades de voo tradicionais, o que não se aplica ao projeto de tipo do EMB-550.

2.1.4. O EMB-550 é equipado com um sistema eletrônico de controle de voo no qual não há uma ligação mecânica direta entre os dispositivos de controle dos pilotos na cabine e

as superfícies de comando da aeronave como existem nas aeronaves convencionais. Ao invés disso, um computador do sistema de controle manipula a superfície de comando da aeronave baseado em sinais de entrada recebidos dos dispositivos de controle da cabine. Os sinais de entrada dos pilotos são modificados pelo computador com base em parâmetros de voo atualizados da aeronave e, após isso, o sistema comanda as deflexões das superfícies de comando de voo, como aileron, profundor e leme, entre outras.

2.1.5. Uma das principais vantagens desse tipo de sistema é que ele permite a implantação de funções chamadas de “proteção de envelope”. Tais funções impedem que os pilotos comandem a aeronave para valores de parâmetros fora do especificado em projeto.

2.1.6. Sendo assim, a função de proteção de envelope representa um aumento na segurança do avião frente aos projetos convencionais. Entretanto, sua implantação fez surgir uma preocupação com relação ao nível de limitação de manobra que esta infligiria sobre os pilotos.

2.1.7. Essa característica de projeto nova e não usual introduz ganhos significativos em termos de segurança por meio de proteções de envelope, melhores características de voo e diminuição de carga de trabalho da tripulação, além de também estar de acordo com o estado-da-arte da tecnologia atual.

2.1.8. Assim, a fim de compatibilizar a regulamentação ao projeto da aeronave a fim de garantir níveis adequados de segurança em comparação aos requisitos criados para aeronaves convencionais, a ANAC propõe três Condições Especiais: aplicável às condições gerais das proteções do envelope de voo; aplicável à proteção de envelope de voo para limite de arfagem, rolamento e alta velocidade; e aplicável à proteção de envelope de voo para limitação do fator de carga normal excessivo.

#### 2.1.9. **Proteção de envelope de voo, condições gerais**

2.1.9.1. Notavelmente, os sistemas de comando de voo eletrônico do tipo *fly-by-wire* permitiram o aumento da segurança e a diminuição da carga de trabalho dos pilotos, fato este verificado em aeronaves que adotam sistemas semelhantes, como o Boeing 777 e Falcon 7X entre tantas outras no mercado.

2.1.9.2. As proteções propostas podem induzir limitações no envelope de voo da aeronave a fim de impedir que um comando leve a aeronave além dos limites aerodinâmicos e, devido a isso, esse sistema também pode afetar de forma inusitada as reações da aeronave dentro e fora do envelope de voo normal.

2.1.9.3. Essas limitações, se não corretamente verificadas, podem, por exemplo, numa manobra de emergência, limitar a capacidade de manobra da aeronave devido ao acionamento das proteções.

2.1.9.4. Também há a possibilidade de alguma condição de voo, combinada a fatores adversos de diferentes ordens, fazer com que se ultrapassem os limites estruturais mesmo com as funções de proteção de envelope de voo engajados, ou até de uma função de proteção falhar e induzir a uma condição de voo perigosa.

2.1.9.5. A fim de estabelecer um nível de segurança adequada para o sistema da aeronave, em adição ao RBAC 25.143, a ANAC propõe a seguinte Condição Especial:

“1. Requisitos Limitantes Gerais

(a) As características limítrofes de cada recurso de proteção devem ser suaves, apropriadas para a fase de voo e tipo da manobra, e não conflitar com a habilidade do piloto de mudar, quando necessário, a trajetória de voo, velocidade, ou atitude da aeronave de forma satisfatória.

(b) Os valores limites dos parâmetros de proteção de voo (e se aplicável, os limiares de aviso associados) devem ser compatíveis com o seguinte:

(1) Os limites estruturais da aeronave;

(2) A segurança requerida e a capacidade de manobra da aeronave; e

(3) As margens das condições críticas. Não podem ocorrer características/condições inseguras de voo se quaisquer combinações apropriadas de fases de voo, manobra dinâmica, tolerâncias de estrutura e sistemas (ambos de construção e na vida em serviço), e condições atmosféricas variáveis, puderem produzir um parâmetro de voo com limite além do valor limite nominal de projeto.

(c) A aeronave deve ser manobrável na dinâmica pretendida dentro do intervalo adequado do limite do parâmetro. As características dinâmicas como o amortecimento e sobressinal (overshoot) devem ser apropriadas para a manobra em voo e para o limite do parâmetro em questão.

(d) Quando as limitações de envelope forem engajadas simultaneamente, isso não pode resultar em acoplamento adverso ou prioridade adversa.

## 2. Estados de Falha

(a) As falhas de sistema de controle de voo, incluindo as falhas de sensores, não podem resultar em uma condição onde um parâmetro seja limitado a um valor tão reduzido que a segurança e a manobra controlável não sejam mais possíveis. A tripulação deve ser alertada por meios adequados se falhas simples ou múltiplas do Sistema de Controle de Voo, não demonstradas ser extremamente improváveis, resultarem numa mudança nos limites de envelope e capacidade de manobra.

(b) Em caso de uma ocorrência de estado de falha do Sistema de Controle de Voo, na qual a função de proteção de envelope possa ser modificada ou eliminada enquanto está engajada, as condições/características de voo transientes não podem ser inseguras.”

Em língua inglesa:

### *“1. General Limiting Requirements*

*(a) Onset characteristics of each envelope protection feature must be smooth, appropriate to the phase of flight and type of maneuver, and not in conflict with the ability of the pilot to satisfactorily change airplane flight path, speed, or attitude as needed.*

*(b) Limit values of protected flight parameters (and if applicable, associated warning thresholds) must be compatible with the following:*

*(1) Airplane structural limits;*

*(2) Required safe and controllable maneuvering of the airplane; and*

(3) *Margins to critical conditions. Unsafe flight characteristics/conditions must not result if dynamic maneuvering, airframe and system tolerances (both manufacturing and in-service), and non-steady atmospheric conditions, in any appropriate combination and phase of flight, can produce a limited flight parameter beyond the nominal design limit value.*

(c) *The airplane must be responsive to intentional dynamic maneuvering to within a suitable range of the parameter limit. Dynamic characteristics such as damping and overshoot must also be appropriate for the flight maneuver and limit parameter in question.*

(d) *When simultaneous envelope limiting is engaged, adverse coupling or adverse priority must not result.*

## 2. Failure States

(a) *Flight Control System failures, including sensor failures, must not result in a condition where a parameter is limited to such a reduced value that safe and controllable maneuvering is no longer available. The crew must be alerted by suitable means if any change in envelope limiting or maneuverability is produced by single or multiple failures of the Flight Control System not shown to be extremely improbable.*

(b) *In case of a Flight Control System failure state occurrence, where envelope protection function can either be modified or eliminated while is engaged, resulting transient flight characteristics/conditions must not be unsafe.*

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

2.1.9.6. A Condição Especial em questão está alinhada a decisões de outras autoridades de aviação civil, associadas às funções de proteção de envelope de voo para aeronaves com sistema de controle de voo eletrônico, como por exemplo, à *Special Condition No.09 “Flight Envelope Protection: General Limiting Requirements”* (IP Notice 25-349-SC) da *Federal Aviation Administration – FAA*, aplicável ao projeto de tipo dos aviões Dassault Aviation modelo Falcon 7X.

### 2.1.10. **Proteção de envelope de voo para limite de arfagem, rolamento e alta velocidade**

2.1.10.1. Para aeronaves com sistema de controle convencional, o requisito vigente RBAC 25.143 estabelece critérios de capacidade de manobra apropriados e consagrados, no entanto, as funções de limitação de envelope de voo do sistema de controle de voo do EMB-550 provocam mudanças de características não previstas nesse requisito, pois estabelecem limites para arfagem, rolamento e velocidades.

2.1.10.2. Por resultar em limitações do envelope de voo, o sistema de controle de voo do EMB-550 pode afetar de forma inusitada um voo dentro e fora do envelope de voo normal (por exemplo, em uma manobra de emergência) com a atuação de qualquer uma das proteções, o que pode limitar a capacidade de manobra e dificultar uma manobra evasiva.

2.1.10.3. Considerando o cenário acima, para as proteções de envelope de voo para limite de arfagem, rolamento e alta velocidade a ANAC propõe, em complemento ao RBAC 25.143, a seguinte Condição Especial:

“(a) A função de limitação de arfagem não pode impedir uma manobra da aeronave até o ângulo de arfagem máximo requerido em manobras normais, incluindo para

decolagem normal com todos os motores operando, mais uma margem adequada que permita o controle satisfatório de velocidade.

(b) As funções de limitação de arfagem e rolamento não podem restringir nem impedir a obtenção de ângulos de arfagem necessários a uma manobra de emergência ou uma inclinação lateral de até 66 graus com flapes recolhidos, ou 60 graus com flapes estendidos. A estabilidade espiral positiva, que se introduz acima de 33 graus de inclinação, não pode produzir esforço excessivo do piloto sobre o manche lateral para se atingir estes ângulos de inclinação lateral. Outras proteções, que limitam adicionalmente a capacidade de rolamento em certas condições extremas de ângulo de ataque, ou atitude ou velocidade alta, são aceitáveis, desde que mantenha pelo menos uma capacidade de rolamento de 45 graus.

(1) Um limite de rolamento menor é aceitável acima do aviso de velocidade se for possível retornar ao envelope de voo normal sem causar dificuldade excessiva ou atraso na recuperação da aeronave.

(c) A operação da função de limitação de alta velocidade durante um voo com procedimentos de rotina e de descida não pode impedir a obtenção de velocidades acima do aviso de velocidade.”

Em língua inglesa:

*“(a)The pitch limiting function must not impede airplane maneuvering for pitch angles up to the maximum required for normal maneuvering, including a normal all-engines operating takeoff, plus a suitable margin to allow for satisfactory speed control.*

*(b) The pitch and roll limiting functions must not restrict nor prevent attaining pitch attitudes necessary for emergency maneuvering or bank angles up to 66 degrees with flaps up, or 60 degrees with flaps down. Positive spiral stability, which is introduced above 33 degrees bank angle, must not require excessive pilot strength on the side stick controller to achieve these bank angles. Other protections, which further limit the roll capability under certain extreme angle of attack or attitude or high speed conditions, are acceptable, as long as they allow at least 45 degrees of roll capability.*

*(1) A lower limit of roll is acceptable beyond the overspeed warning if it is possible to recover to normal flight envelope without cause undue difficult or delay to recover the aircraft.*

*(c) Operation of the high speed protection function during all routine and descent procedure flight must not impede normal attainment of speeds up to the overspeed warning.”*

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

- 2.1.10.4. A Condição Especial em questão está alinhada a decisões de outras autoridades de aviação civil, associadas às funções de limitação para arfagem, rolamento e alta velocidade para aeronaves com sistema de controle de voo eletrônico, como por exemplo, às *Special Conditions* No.11 “*Flight Envelope Protection: High Speed Limiting*” e No.12 “*Flight Envelope Protection: Pitch and Roll Limiting*” (IP Notice 25-349-SC) da *Federal Aviation Administration* – FAA, aplicável ao projeto de tipo dos aviões Dassault Aviation modelo Falcon 7X.

## 2.1.11. **Proteção de envelope para limitação do fator de carga excessivo**

- 2.1.11.1. O fator de carga normal é definido como o componente da força aerodinâmica perpendicular ao eixo longitudinal do avião dividido pelo seu peso. Ele é usado para cálculos estruturais e também representa uma medida da capacidade de manobra de uma aeronave. A escolha de seus limites (positivo e negativo) durante o projeto de uma aeronave representa um compromisso entre uma boa capacidade de manobra e uma estrutura excessivamente reforçada, o que em geral resulta em maior peso do avião.
- 2.1.11.2. Os regulamentos hoje aplicáveis ao EMB-550, RBAC 25, requerem que o projeto estrutural considere valores mínimos de fator de carga estabelecidos nas seções 25.333(b) e 25.337(b) e (c). Entretanto, não existe um requisito que estabeleça que o avião deva ter capacidade de aerodinâmica e de controle para atingir estes valores mínimos. Isso nunca foi considerado necessário, pois um projeto que tenha capacidade de manobra tão reduzida teria dificuldade em cumprir outros requisitos indiretamente relacionados à capacidade de manobra, como o 25.143 e 25.145.
- 2.1.11.3. No caso do fator de carga, tal função tem o objetivo de impedir que os pilotos comandem fatores de carga superiores aos usados no cálculo estrutural da aeronave. Em aviões convencionais tal proteção não existe de forma direta. O que o RBAC 25.143(g) exige é um gradiente de força de comando adequado para evitar que o piloto atinja tais valores limites de forma inadvertida.
- 2.1.11.4. Apesar de um requisito análogo não existir em aviões convencionais, nesse caso os limites de manobra, de forma geral, são definidos apenas pelo tamanho e limites de deflexão das superfícies de controle. No caso de projetos como o EMB-550, entretanto, tal limite pode depender de vários fatores de forma complexa, de acordo com a lei de controle definida no projeto.
- 2.1.11.5. Desta forma, faz-se necessário o estabelecimento de um valor mínimo de fator de carga a ser permitido por esta função limitadora. Tal valor mínimo de fator de carga se baseia no atualmente exigido pelos requisitos estruturais 25.333(b) e 25.337(b) e (c), mas não os toma como fixos para o caso do limite mínimo. Isso porque tal valor mínimo não é usualmente atingível por vários aviões com sistemas de controle convencional. Sendo assim, a Condição Especial estabelece que a lei de controle do EMB-550 não deve limitar sua manobrabilidade a ponto de ela ser muito inferior a projetos anteriores do mesmo fabricante.
- 2.1.11.6. Adicionalmente, a Condição Especial faz referência a outras funções de proteção de envelope que também podem limitar o fator de carga máximo e mínimo atingível pela aeronave. Em especial a função limitadora de ângulo de ataque é citada e considerada como um limite análogo ao de estol no caso de aviões convencionais. Sendo assim, se aceita que ela limite o fator de carga máximo no caso de baixas velocidades.
- 2.1.11.7. A ANAC propõe o estabelecimento da seguinte Condição Especial aplicável à função limitadora de fator de carga incorporada ao sistema de controle de voo com o objetivo de garantir que esta função não limite excessivamente as características de controle e manobra da aeronave, conforme texto abaixo, complementando o RBAC 23.143:

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

- (1) 2.5g para o sistema de controle de voo eletrônico em seu estado normal com os dispositivos hiper sustentadores recolhidos; e

(2) 2.0g para o sistema de controle de voo eletrônico em seu estado normal com com os dispositivos hiper sustentadores estendidos.

(b) O limite do fator de carga negativo não pode ser menor do que:

(1) Menos 1.0g para o sistema de controle de voo eletrônico em seu estado normal com os dispositivos hiper sustentadores recolhidos; e

(2) 2.0g para o sistema de controle de voo eletrônico em seu estado normal com os dispositivos hiper sustentadores estendidos.

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.

Adicionalmente, deve ser demonstrado em voo que:

(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:

(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

(2) A capacidade de resposta para cabrar com as asas niveladas seja satisfatória.

(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:

(1) A capacidade de resposta para picar seja satisfatória.

(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.

A demonstração de cumprimento com os requisitos acima pode ser feita sem gelo aderido na aeronave.”

Em língua inglesa:

*“(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; and*

*(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:*

(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:*

(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*

(2) *That wings level pitch up responsiveness is satisfactory.*

(d) *Maximum achievable negative load factor may be limited by flight control system characteristics or flight envelope protections (other than load factor protection) provided:*

(1) *Pitch down responsiveness is satisfactory; and*

(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.*

*Compliance demonstration with the above requirements may be performed without ice accretion on the airframe.”*

2.1.11.8. A Condição Especial em questão se baseia em Condições Especiais equivalentes aplicáveis à função limitadora de fator de carga incorporada ao sistema de controle de voo com o objetivo de garantir que esta função não limite excessivamente as características de controle e manobra da aeronave, como por exemplo, a *Special Condition* N° 25-394-SC da *Federal Aviation Administration* – FAA, aplicável ao projeto de tipo dos aviões Dassault Aviation modelo Falcon 7X e a *Special Condition* N° 25-316-SC da *Federal Aviation Administration* – FAA, aplicável ao projeto de tipo dos aviões Airbus modelo A380-800. Entretanto, ela contém os parágrafos (c) e (d), que não estão presentes nas Condições Especiais listadas acima. Tais itens estão de acordo com as Condições Especiais que agora estão sendo requeridas para projetos com tal característica pela FAA.

## **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 10 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)