

Título: **Condição Especial Aplicável à Interação de Sistemas e Estruturas**

Title: **Special Condition for Interaction of Systems and Structures**

Aprovação: Resolução nº 408, de 7 de fevereiro de 2017.

Origem: SAR

APLICABILIDADE

Esta Condição Especial se aplica à interação de sistemas e estruturas no avião Embraer ERJ 190-300 e em outras aeronaves a critério da ANAC.

CONDIÇÃO ESPECIAL

Esta Condição Especial complementa as seções 25.671 e 25.1309 do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil nº 25 (RBAC nº 25), Emenda 134.

“§ CE 25-045 Condição Especial Aplicável à Interação de Sistemas e Estruturas

Para aeronaves equipadas com sistemas que afetam o desempenho estrutural, seja diretamente ou como um resultado de falha ou mau funcionamento, a influência desses sistemas e suas condições de falhas devem ser tomadas em conta quando for demonstrado cumprimento com os requisitos da Subparte C e D. O Apêndice K abaixo deve ser utilizado para avaliar o desempenho estrutural da aeronave equipada com esses sistemas.

Apêndice K

K25.1 Geral.

Os seguinte critérios devem ser utilizados para mostrar cumprimento com Interação de Sistemas e Estrutura para aeronaves equipadas com sistema de controle de voo, pilotos automáticos, sistemas de alívio de cargas e de aumento de estabilidade, sistemas de controle do flutter, e sistemas de gerenciamento de combustível. Se este Apêndice for utilizado para outros sistemas, pode ser necessário adaptar os critérios para o sistema específico.

(a) Os critérios definidos aqui somente se aplicam às consequências estruturais diretas das respostas e desempenhos do sistema e não podem ser considerado isoladamente, mas devem ser incluídos na avaliação de segurança completa da aeronave. Esses critérios podem ser, em algumas circunstâncias, padrões duplicados já estabelecidos para esta avaliação. Esses critérios são somente aplicados à estrutura cuja falha poderia evitar a segurança de voo continuada e pouso.

“§ SC 25-045 Special Condition for Interaction of Systems and Structures

For aeroplanes equipped with systems that affect structural performance, either directly or as a result of a failure or malfunction, the influence of these systems and their failure conditions must be taken into account when showing compliance with the requirements of Subparts C and D. Appendix K of CS-25 must be used to evaluate the structural performance of aeroplanes equipped with these systems.

Appendix K

K25.1 General.

The following criteria must be used for showing compliance with Interaction of Systems and Structure for aeroplanes equipped with flight control systems, autopilots, stability augmentation systems, load alleviation systems, flutter control systems, and fuel management systems. If this appendix is used for other systems, it may be necessary to adapt the criteria to the specific system.

(a) The criteria defined herein only address the direct structural consequences of the system responses and performances and cannot be considered in isolation but should be included in the overall safety evaluation of the aeroplane. These criteria may in some instances duplicate standards already established for this evaluation. These criteria are only applicable to structure whose failure could prevent continued safe flight and landing. Specific criteria that define acceptable limits on handling characteristics or stability requirements when operating in the system

Os critérios específicos que definem limites aceitáveis em características de manuseio ou requisitos de estabilidade quando operando em um sistema degradado ou em modo inoperante não são fornecidos neste Apêndice.

(b) Dependendo das características específicas da aeronave, estudos adicionais podem ser necessários para ir além dos critérios fornecidos neste Apêndice de modo a demonstrar a capacidade da aeronave para encontrar outras condições realistas, tais como descrições de rajadas ou manobras alternativas para uma aeronave equipada com sistema de alívio de carga.

(c) As seguintes definições são aplicadas a este Apêndice:

Performance estrutural: Capacidade da aeronave em atender aos requisitos estruturais do RBAC/14 CFR Part 25.

Limitações de voo: Limitações que podem ser aplicadas para as condições de voo da aeronave seguindo ocorrências em voo e que são incluídas no manual de voo (ex.: limitações de velocidade; evitação de condições de tempo severo, etc.).

Limitações operacionais: Limitações, incluindo limitações de voo, que podem ser aplicadas para as condições operacionais da aeronave antes do despacho (ex.: combustível; carga paga e Limitações da Lista Mestre de Equipamentos Mínimos).

Termos probabilísticos: Os termos probabilísticos (provável, improvável, extremamente improvável) usados neste Apêndice são os mesmos usados no RBAC/14 CFR Part 25.1309.

Condição de falha: O termo condição de falha é o mesmo usado no RBAC/14 CFR Part 25.1309, entretanto este Apêndice se aplica somente para condições de falha de sistema que afetem a performance estrutural da aeronave (ex.: condições de falha de sistema que induzam cargas, mudança de resposta da aeronave a inputs como rajadas ou ações do piloto, ou margens de flutter menores).

K25.2 Efeitos de Sistemas sobre Estruturas.

(a) Geral. O seguinte critério será usado na determinação da influência do sistema e suas condições de falhas sobre a estrutura da aeronave.

(b) Sistema totalmente operante. Com o sistema totalmente operante, o seguinte se aplica:

(1) Cargas limite devem ser derivadas em todas as configurações de operação normal do sistema de todas as condições limites especificadas na Subparte C, levando em consideração qualquer comportamento especial de tal sistema ou funções associadas, ou qualquer efeito sobre a performance estrutural da aeronave que possa ocorrer até as cargas limites. Em

degraded or inoperative mode are not provided in this appendix.

(b) Depending upon the specific characteristics of the aeroplane, additional studies may be required that go beyond the criteria provided in this appendix in order to demonstrate the capability of the aeroplane to meet other realistic conditions such as alternative gust or maneuver descriptions for an aeroplane equipped with a load alleviation system.

(c) The following definitions are applicable to this appendix.

Structural performance: Capability of the aeroplane to meet the structural requirements of RBAC/14 CFR Part 25.

Flight limitations: Limitations that can be applied to the aeroplane flight conditions following an in-flight occurrence and that are included in the flight manual (e.g., speed limitations, avoidance of severe weather conditions, etc.).

Operational limitations: Limitations, including flight limitations, that can be applied to the aeroplane operating conditions before dispatch (e.g., fuel, payload and Master Minimum Equipment List limitations).

Probabilistic terms: The probabilistic terms (probable, improbable, extremely improbable) used in this appendix are the same as those used in RBAC/14 CFR Part 25.1309.

Failure condition: The term failure condition is the same as that used in RBAC/14 CFR Part 25.1309, however this appendix applies only to system failure conditions that affect the structural performance of the aeroplane (e.g., system failure conditions that induce loads, change the response of the aeroplane to inputs such as gusts or pilot actions, or lower flutter margins).

K25.2 Effects of Systems on Structures.

(a) General. The following criteria will be used in determining the influence of a system and its failure conditions on the aeroplane structure.

(b) System fully operative. With the system fully operative, the following apply:

(1) Limit loads must be derived in all normal operating configurations of the system from all the limit conditions specified in Subpart C, taking into account any special behavior of such a system or associated functions or any effect on the structural performance of the aeroplane that may occur up to the limit loads. In particular, any significant nonlinearity (rate of displacement of control surface, thresholds or any other system nonlinearities) must be accounted for in a realistic or conservative way when deriving limit loads from limit conditions.

particular, qualquer não linearidade significativa (taxa de deslocamento da superfície de comando, thresholds ou qualquer outra não linearidade do sistema) deve ser levada em conta de um modo realístico ou conservativo quando forem derivadas as cargas limites das condições limites.

(2) A aeronave deve atender aos requisitos de resistência do RBAC/14 CFR Part 25 (Resistência estática, resistência residual), usando os fatores especificados para derivar cargas finais das cargas limites definidas acima. Os efeitos de não linearidades devem ser investigados além das condições limites para assegurar que o comportamento do sistema não apresenta anomalia comparado ao comportamento abaixo das condições limites.

Entretanto, condições além das condições limites não precisam ser consideradas quando puder ser demonstrado que a aeronave tenha características de projeto que não permitam exceder aquelas condições limites.

(3) A aeronave deve atender aos requisitos de estabilidade aeroelástica do RBAC/14 CFR Part 25.629.

(c) Sistema em condição de falha. Para qualquer condição de falha do sistema demonstrada não ser extremamente improvável, o seguinte se aplica:

(1) No instante da ocorrência. Partindo-se de condições de voo nivelado 1-g, um cenário realístico, incluindo ações corretivas do piloto, deve ser estabelecido para determinar as cargas ocorrendo no momento da falha e imediatamente após a falha.

(i) Para substantiação da resistência estática, essas cargas, multiplicadas por um fator apropriado de segurança relacionado à probabilidade de ocorrência de falhas, são as cargas finais a ser consideradas para projeto. O fator de segurança (F.S.) é definido na Figura 1.

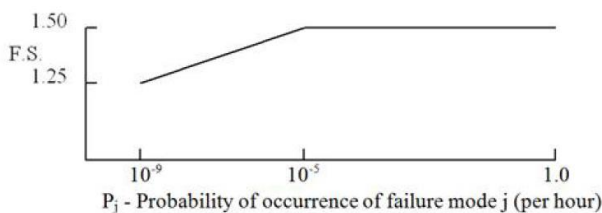


Figura 1 - Fator de segurança no tempo da ocorrência

(ii) Para substantiação da resistência residual, a aeronave deve ser capaz de suportar dois terços da carga final definida no subparágrafo (c)(1)(i). Para cabines pressurizadas, estas cargas devem ser combinadas com o diferencial de pressão de operação normal.

(iii) Deve ser demonstrado que a aeronave está livre da instabilidade aeroelástica até as velocidades definidas no RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(2). Para condições de

(2) The aeroplane must meet the strength requirements of RBAC/14 CFR Part 25 (Static strength, residual strength), using the specified factors to derive ultimate loads from the limit loads defined above. The effect of nonlinearities must be investigated beyond limit conditions to ensure the behavior of the system presents no anomaly compared to the behaviour below limit conditions.

However, conditions beyond limit conditions need not be considered when it can be shown that the aeroplane has design features that will not allow it to exceed those limit conditions.

(3) The aeroplane must meet the aeroelastic stability requirements of RBAC/14 CFR Part 25.629.

(c) System in the failure condition. For any system failure condition not shown to be extremely improbable, the following apply:

(1) At the time of occurrence. Starting from 1-g level flight conditions, a realistic scenario, including pilot corrective actions, must be established to determine the loads occurring at the time of failure and immediately after failure.

(i) For static strength substantiation, these loads multiplied by an appropriate factor of safety that is related to the probability of occurrence of the failure are ultimate loads to be considered for design. The factor of safety (F.S.) is defined in Figure 1.

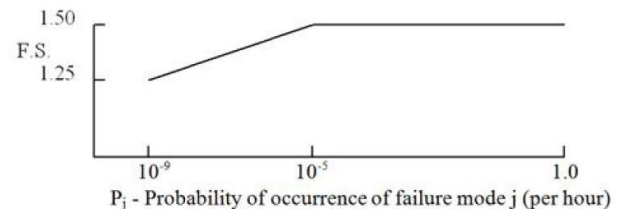


Figure 1 - Factor of safety at the time of occurrence

(ii) For residual strength substantiation, the aeroplane must be able to withstand two thirds of the ultimate loads defined in subparagraph (c)(1)(i). For pressurized cabins, these loads must be combined with the normal operating differential pressure.

(iii) Freedom from aeroelastic instability must be shown up to the speeds defined in RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(2). For failure conditions that result in speed increases beyond VC/MC, freedom from aeroelastic instability must be shown to increased speeds, so that the margins intended by RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(2) are maintained.

(iv) Failures of the system that result in forced structural vibrations (oscillatory failures) must not produce loads that could result in detrimental deformation of primary structure.

(2) For the continuation of the flight. For the aeroplane, in the system failed state and considering

falha que resultem em aumentos de velocidade VC/MC, deve ser demonstrado que a aeronave está livre da instabilidade aeroelástica nas velocidades aumentadas, de modo que as margens pretendidas pelo RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(2) sejam mantidas.

(iv) Falhas do sistema que resultem em vibrações estruturais forçadas (falhas oscilatórias) não devem produzir cargas que possam resultar em deformação detrimental da estrutura primária.

(2) Para a continuação do voo. Para as aeronaves com sistema em estado de falha e considerando qualquer reconfiguração apropriada e limitações de voo, o seguinte se aplica:

(i) As cargas derivadas das seguintes condições em velocidades até a VC/MC, ou a limitação de velocidade prescrita para o voo remanescente devem ser determinadas:

(A) as condições limites de manobra simétrica especificadas no RBAC/14 CFR Part 25.331 e no RBAC/14 CFR Part 25.345.

(B) as condições limites de rajada e turbulência especificadas no RBAC/14 CFR Part 25.341 e no RBAC/14 CFR Part 25.345.

(C) as condições limites de rolamento especificadas no RBAC/14 CFR Part 25.349 e as condições limites assimétricas especificadas no RBAC/14 CFR Part 25.367 e RBAC/14 CFR Part 25.427(b) e (c).

(D) as condições limites de manobras de guinadas especificadas no RBAC/14 CFR Part 25.351.

(E) as condições limites de carregamentos no solo especificadas no RBAC/14 CFR Part 25.473 e RBAC/14 CFR Part 25.491.

(ii) Para substanciação da resistência estática, cada parte da estrutura deve ser capaz de suportar as cargas no subparágrafo (2)(i) deste parágrafo multiplicadas por um fator de segurança dependente da probabilidade de ocorrência desse estado de falha. O fator de segurança é definido na Figura 2.

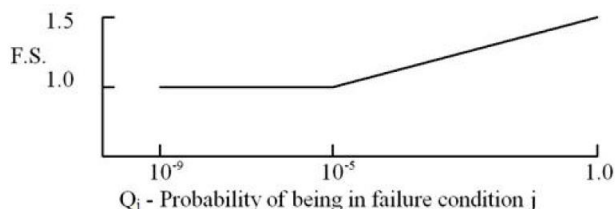


Figura 2 - Fator de segurança para continuidade do voo

$Q_j = (T_j)(P_j)$ onde:

T_j = Média do tempo gasto na condição de falha j (em horas)

P_j = Probabilidade de ocorrência do modo de falha j (por hora)

Nota: Se P_j for maior do que 10^{-3} , por hora de voo, então um fator de segurança 1.5 deve ser aplicado para todas as condições de carga limite especificadas na Subparte C.

any appropriate reconfiguration and flight limitations, the following apply:

(i) The loads derived from the following conditions at speeds up to VC / MC, or the speed limitation prescribed for the remainder of the flight must be determined:

(A) the limit symmetrical maneuvering conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.331 and in RBAC/14 CFR Part 25.345.

(B) the limit gust and turbulence conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.341 and in RBAC/14 CFR Part 25.345.

(C) the limit rolling conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.349 and the limit unsymmetrical conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.367 and RBAC/14 CFR Part 25.427(b) and (c).

(D) the limit yaw maneuvering conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.351.

(E) the limit ground loading conditions specified in RBAC/14 CFR Part 25.473 and RBAC/14 CFR Part 25.491.

(ii) For static strength substantiation, each part of the structure must be able to withstand the loads in subparagraph (2)(i) of this paragraph multiplied by a factor of safety depending on the probability of being in this failure state. The factor of safety is defined in Figure 2.

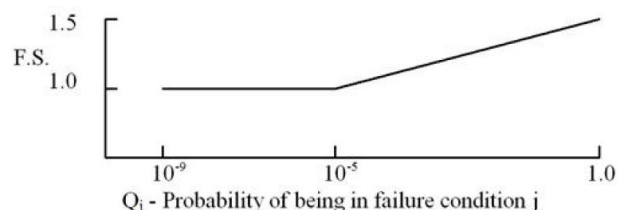


Figure 2 - Factor of safety for continuation of flight

$Q_j = (T_j)(P_j)$ where:

T_j = Average time spent in failure condition j (in hours)

P_j = Probability of occurrence of failure mode j (per hour)

Note: If P_j is greater than 10^{-3} , per flight hour then a 1.5 factor of safety must be applied to all limit load conditions specified in Subpart C.

(iii) For residual strength substantiation, the aeroplane must be able to withstand two thirds of the ultimate loads defined in subparagraph (c)(2)(ii). For pressurized cabins, these loads must be combined with the normal operating differential pressure.

(iv) If the loads induced by the failure condition have a significant effect on fatigue or damage tolerance then their effects must be taken into account.

(v) Freedom from aeroelastic instability must be shown

(iii) Para substanciação da resistência residual, a aeronave deve ser capaz de suportar dois terços da carga final definida no subparágrafo (c)(2)(ii). Para cabines pressurizadas, essas cargas devem ser combinadas com o diferencial de pressão de operação normal.

(iv) Se as cargas induzidas pelas condições de falha tiverem um efeito significativo sobre a fadiga e tolerância ao dano então seus efeitos devem ser levados em conta.

(v) Estar livre da instabilidade aeroelástica deve ser demonstrado até as velocidades determinadas da Figura 3. Margens de velocidades de Flutter V' e V'' podem ser baseadas sobre a limitação de velocidade especificadas para o voo remanescente usando as margens definidas pelo RBAC/14 CFR Part 25.629(b).

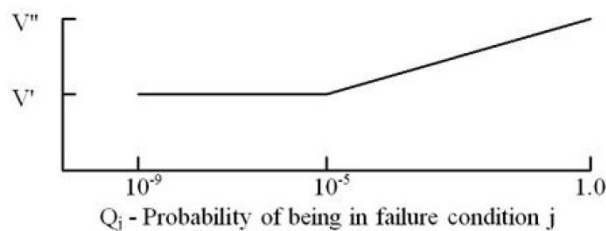


Figura 3 - Margem de velocidade

V' = Margem de velocidade como definido pelo RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(2).

V'' = Margem de velocidade como definido RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(1).

$Q_j = (T_j)(P_j)$ onde:

T_j = Média de tempo gasto na condição de falha j (em horas)

P_j = Probabilidade de ocorrência do modo de falha j (por hora)

Nota: Se P_j é maior do que 10^{-3} por hora de voo, então a margem de velocidade de flutter não deve ser menos do que V'' .

(vi) Deve também ser demonstrado que a aeronave está livre da instabilidade aeroelástica até V' na Figura 3 acima, para qualquer condição de falha do sistema combinada com qualquer dano requerido ou selecionado para investigação pelo RBAC/14 CFR Part 25.571(b).

(3) Considerações de certas condições de falhas podem ser requeridas por outras Subpartes do RBAC/14 CFR Part 25 independentemente da confiabilidade do sistema calculado. Onde a análise mostrar que a probabilidade dessas condições de falhas é menor do que 10^{-9} , outro critério que não seja o especificado neste parágrafo pode ser usado para a substanciação estrutural a fim de demonstrar a continuidade do voo seguro e pouso.

(d) Indicações de falhas. Para a detecção e indicação de falha de sistema, o seguinte se aplica:

(1) O sistema deve ser checado para condições de falha, não extremamente improváveis, que degradem a capacidade estrutural abaixo do nível requerido pelo

up to a speed determined from Figure 3. Flutter clearance speeds V' and V'' may be based on the speed limitation specified for the remainder of the flight using the margins defined by RBAC/14 CFR Part 25.629(b).

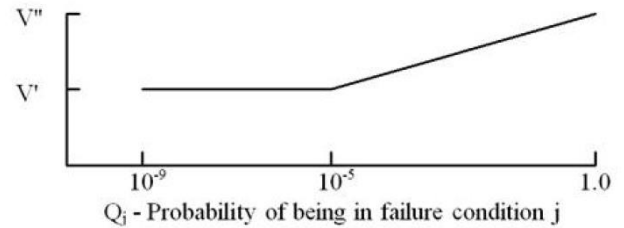


Figure 3 - Clearance speed

V' = Clearance speed as defined by RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(2).

V'' = Clearance speed as defined by RBAC/14 CFR Part 25.629(b)(1).

$Q_j = (T_j)(P_j)$ where:

T_j = Average time spent in failure condition j (in hours)

P_j = Probability of occurrence of failure mode j (per hour)

Note: If P_j is greater than 10^{-3} per flight hour, then the flutter clearance speed must not be less than V'' .

(vi) Freedom from aeroelastic instability must also be shown up to V' in Figure 3 above, for any probable system failure condition combined with any damage required or selected for investigation by RBAC/14 CFR Part 25.571(b).

(3) Consideration of certain failure conditions may be required by other Subparts of RBAC/14 CFR Part 25 regardless of calculated system reliability. Where analysis shows the probability of these failure conditions to be less than 10^{-9} , criteria other than those specified in this paragraph may be used for structural substantiation to show continued safe flight and landing.

(d) Failure indications. For system failure detection and indication, the following apply:

(1) The system must be checked for failure conditions, not extremely improbable, that degrade the structural capability below the level required by RBAC/14 CFR Part 25 or significantly reduce the reliability of the remaining system. As far as reasonably practicable, the flight crew must be made aware of these failures before flight. Certain elements of the control system, such as mechanical and hydraulic components, may use special periodic inspections, and electronic components may use daily checks, in lieu of detection and indication systems to achieve the objective of this requirement.

These certification maintenance requirements must be limited to components that are not readily detectable by normal detection and indication systems and where service history shows that inspections will provide an adequate level of safety.

(2) The existence of any failure condition, not

RBAC/14 CFR Part 25 ou significativamente reduzam a confiabilidade do sistema remanescente. Tanto quanto razoavelmente praticável, a tripulação do voo deve ser alertada dessas falhas antes do voo. Certos elementos do sistema de controle, tais como componentes mecânicos e hidráulicos, podem receber inspeções periódicas especiais, e componentes eletrônicos podem ser verificados diariamente, no lugar de sistemas de detecção e indicação, para alcançar o objetivo deste requisito.

Esses requisitos de certificação para manutenção devem ser limitados a componentes que não são prontamente detectáveis por sistemas de detecção e indicação normais e nos quais a história de serviço mostrar que inspeções fornecerão um nível de segurança adequado.

(2) A existência de qualquer condição de falha, não extremamente improvável, durante voo que possa significativamente afetar a capacidade estrutural da aeronave e para a qual a redução associada de aeronavegabilidade possa ser minimizada por adequadas limitações de voo, deve ser sinalizada para a tripulação. Por exemplo, condições de falha que resultem em um fator de segurança entre a resistência da aeronave e as cargas da Subparte C abaixo de 1,25 ou margens de flutter abaixo de V'' , devem ser sinalizadas para a tripulação durante o voo.

(e) Despacho com condições de falha conhecidas. Se for para uma aeronave ser despachada numa condição conhecida de falha de sistema, a qual afete a performance estrutural da aeronave ou afete a confiabilidade do sistema remanescente para manter a performance estrutural, então as provisões desta Condição Especial sobre interação de sistemas e estrutura devem ser atendidas para a condição despachada e para falhas subsequentes. Limitações de voo e limitações operacionais esperadas podem ser levadas em conta estabelecendo Q_j como a probabilidade combinada de ocorrência dessa condição de falha despachada e as condições de falhas subsequentes para as margens de segurança nas Figuras 2 e 3. Essas limitações devem ser tais que a probabilidade de estar nesse estado de falha combinada e então subsequentemente encontrar condições de carga limite seja extremamente improvável. Nenhuma redução nestas margens de segurança é permitida se a subsequente taxa de falha do sistema for maior do que 10^{-3} por hora.”

extremely improbable, during flight that could significantly affect the structural capability of the aeroplane and for which the associated reduction in airworthiness can be minimized by suitable flight limitations, must be signaled to the flight crew. For example, failure conditions that result in a factor of safety between the aeroplane strength and the loads of Subpart C below 1.25, or flutter margins below V'' , must be signaled to the crew during flight.

(e) Dispatch with known failure conditions. If the aeroplane is to be dispatched in a known system failure condition that affects structural performance, or affects the reliability of the remaining system to maintain structural performance, then the provisions of Interaction of Systems and Structure must be met for the dispatched condition and for subsequent failures. Flight limitations and expected operational limitations may be taken into account in establishing Q_j as the combined probability of being in the dispatched failure condition and the subsequent failure condition for the safety margins in Figures 2 and 3. These limitations must be such that the probability of being in this combined failure state and then subsequently encountering limit load conditions is extremely improbable. No reduction in these safety margins is allowed if the subsequent system failure rate is greater than 10^{-3} per hour.”

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

In case of divergence, the English version should prevail.