		(3))	Bei Flächenbelastungen, die größer 20 sind, kann der Faktor linear verringert werden bis zu einem Wert von 1,35 bei W/S=100.	Multiplikationsfaktor kann linear verringert werden ab W/S > 20, Hier nicht umgesetzt	2		
.335	(b)			Es muss nicht gezeigt werden, dass die Annahmen aus Subparagrph (1) und (2) gelten, wenn der Unterschied zwischen VC/MC und VD/MD, der größere Wert der Folgenden ist:	1 und 2 sind zu vernachlässigen wenn VC minus VD der größere Wert ist von;	2		
		(4)	(i)	Eine resultierende Geschwindigkeitserhöhung, wenn ein Flugzeug von Ausgangsbedingungen, stabiler Flug bei VC/MC, durch eine Störung für 20 Sekunden 7.5° unterhalb der Ausgangsstrecke fliegt und dann mit einem Lastviellachen von 1.5 (0.5 g Beschleunigungsschrift) nach oben gezogen wird. Bei mindestens 75% der maximalen				
			(ii)	Dauerleistung für Kolbenmotoren und maximaler Reiseleistung für Turbinen. Mach 0.05 für Flugzeuge der Normal-, Utilit und Aerobatie-Kategorie. (Bei Höhen, für die MD gilt)	Mach 0.05			V-n-diagramm
			(iii)	Mach 0.07 für Flugzeuge der Commuter-Kategorie (für Höhen, für die MD gilt).	-			
				Design manoeuvring speed VA VA darf nicht weniger sein als VS n ^{1/2}	VA VAmin = VS^0,5			
	(c)	(1)	(i)	VS ist eine errechnete Abrissgeschwindigkeit, wenn die Klappen eingefahren sind. Diese Geschwindigkeit basiert auf dem maximalem senkrecht wirkendem Kraftbeiwert CNA und	Vs ist die Geschwindigkeit bei maximalem CNA			
		(2)		n sind die Manöver-Lastvielfachen. Der Wert von VA soll nicht größer sein, als der von VC. Design speed for maximum gust intensity VB	n = Manöverlastvielfache = 4,5 VA <=VC VB			
				VB darf nicht größer sein, als die Linie, die den maximalen Auftriebsbeiwert CN MAX kennzeichnet, und die Linie, die die turbulente Windgeschwindigkeit im V-n-Diagramm	Vbmax=Linie von CN MAX und Linie von turbulente Windgeschwindigkeit oder			
	(d)	(1)	(i)	repräsentiert, oder VSI $n_g^{1/2}$, welcher am geringsten ist. $n_g sind die positiven Lastvielfachen aufgrund von B\"{o}en, bei einer Geschwindigkeit VC$	VS1n^0,5 n=Böenlastvielfache = 3,14			
		(2)	(ii)	VS1 ist die Abrissgeschwindigkeit, wenn alle Klappen eingefahren sind. VB darf nicht größer sein als VC.	VS1 = 18,1 knoten VB <= VC			_
	П			Limit Manöver-Lastvielfache Der positive Manöver-Lastvielfache n darf nicht kleiner sein als 24000				
	(a)	(1))	$2.1 + \frac{24000}{W + 10000}$ für Flugzuege der Normal- und Commuter-Kategorie. (n darf nicht größer sein als 3.8)	$2.1 + \frac{24000}{W + 10000}$	2	CS23 Ausarbeitung, Kritische Fälle	Beim Gewicht von 5kg Lastvielfache von 4,5.Überstei 3,8
		(2)		4.4 für Flugzeuge der Utility-Kategorie				Wir gehören zur Kategorie
.337	Н	(3))	6.0 für Flugzeuge der Aerobatic-Kategorie Der negative Manöver-Lastvielfache darf nicht weniger sein, als				Normal
	(b)	(1))	0.4 mal dem positiven für Normal-, Utility- und Commuter-Kategorie	negative Manöverlastvielfache	2	CS23	negative n ist mindestens 1,8
	H	(2))	0.5 mal dem positiven für Aerobatic-Kategorie Lastvielfache, die geringer sind als die hier angegeben, dürfen verwendert werden, wenn das	keine		_	
	(c)			Flugzeug Technik besitzt, die so designt ist, dass es unmöglich ist, diese Werte zu überschreiten.	keine	2		
	(a)			Böen-Lastvielfache Jedes Flugzeug muss so designt sein, dass es Lastvielfache aus Böen auf jeder Tragfläche aushält.	Gust load factor Tragflächen			Jede Tragfläche; HLW, SLW
	(b)			Böen-Lastvielfache für Canard oder Tandemflügel müssen entweder analytisch berechnet	Canard oder Tandemflügel			
	Ë			werden, oder müssen mit Sub-Paragraphen (c) konservativ berechnet werden. $, kg\rho_0 U_{de}V_{d}$				
				$n = 1 \pm \frac{kg\rho_o U_{de}V_d}{2(\frac{W}{S})}$.				
.341				mit $kg = \frac{0.88\mu g}{5.3 + \mu g} = B\ddot{o}enabminderungsfaktor$				
	(1)			$\mu g = \frac{2(W/S)}{\rho Cag} = Flugzeugmassenverhältnis$	Da. 1	2	GGGG W. W. J. Fall	
	(c)			U _{de} = Abgeleitete Windgeschwindigkeit (m/s) CS 23.333 (c)	Böenlastvielfache	2	CS23 Kritische Fälle	
				po=Dichte der Luft bei Meeresnivau (kg/m³)				
				po=Dichte der Luft bei Meersenivau (kg/m²) p=Dichte der Luft bei einer speziellen Höhe (kg/m³) WS=Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²)				
				ρ=Dichte der Luft bei einer speziellen Höhe (kg/m²) W/S=Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C=Flügelniefe (m) g=Erdbeschleunigung (m/s²)				
				ρ=Dichte der Luft bei einer speziellen Höhe (kg/m²) W/S=Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C=Flügshieß (m) g=Frdbeschkeunigung (m/s²) V=EAS (m/s) a=Steigung der Kurve von CNA über den Radianten				
	(a)			p=Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WiS=Flächenbeösstung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C=Flügeltieft (m) ==Erdbeschleunigung (m/s²) V=EAS (m/s) ==Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tamkvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null				
	(a)			ρ=Dichte der Luft bei einer speziellen Höhe (kg/m²) W/S=Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C=Flügeliteig (m) g=Erdbeschleunigung (m/s²) V=EAS (m/s) a-Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung		-		- -
	(a) (b)			p=Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) W/S=Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C=Flügelhiefe (m) g=Erdbeschleunigung (m/s²) V=EAS (m/s) a=Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftsoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind.		-		- -
	H			o-Pichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WiS-Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C-Flügehiefe (m) «Erdbeschleunigung (m/s²) V-E-RS (m/s) a-Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftsoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flüge befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff in den Flügeltanks, als "maximum zero weight" etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht des. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen		- - -		- - -
.343	H			p«Dichte der Luft bei einer sezeiellen Höhe (kg/m²) WiS=Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C=Flügelhiefe (m) «Erdbeschleunigung (m/s²) V=EAS (m/s) «Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff den Flügeltanks, als "maximum zero weight" etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff migeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous voner zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff mingeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous		- - -		- - Strukturauslegung
.343	H			p=Dichte der Luft bei einer sreziellen Höhe (kg/m²) WS=Flächenbeösstung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C=Flügeliefe (m) g=Erdbeschleunigung (m/s²) V=EAS (m/s²) g=Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff in den Flügelanks, als 'maximum zero weight' etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff in den Flügelanks, als 'maximum zero weight' etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff in der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff mitgeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous power zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff als minimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten.		- - -		Strukturauslegung
.343	H) (i)	p=Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WiS=Fläichenbeöastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C=Flügelhiefe (m) ==Erdbeschleunigung (m/s²) V=EAS (m/s) ==Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff ohn Flügeltanks, als **maximum zero weight** etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff mitgeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous power zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff am iminimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastvielfachen aus CS 23.337 und		- - - -		- Strukturauslegung
.343	H		(ii)	po-Dichte der Luft bei einer sezeiellen Höhe (kg/m²) WiSs-Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Fluzzeuges (N/m²) C-Flügelhiefe (m) =-Erdbeschleunigung (m/s²) V-E-RS (m/s) =-Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff in den Flügeltanks, als 'maximum zero weight' etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff mitgeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous power zu flegen. Wenn diese Option gewählt werd muss der Reservekraftstoff än minimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastvielfachen aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 (d)		- - - -		Strukturauslegung
.343	H	(1)	(ii)	po-Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WiSs-Flüchenbeätung aufgrund des Gewichts des Fluzzeuges (N/m²) C-Flügeltiefe (m) ag-Erdbeschleunigung (m/s²) V-EAS (m/s) a-Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff no den Flügeltanks, als "maximum zero weight" etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen ant Reservekraftstoff mitgeführt werden, das er engelight 45 min bei maximum continuous power zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff als minimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastvielfischen aus CS 23:337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23:333 (c) Die Ermiddungsberechnung der Struktur muss für jede Erhölung der Spannungen im Betrieb aus Subparagraph (c)(1) belegt werden.				Strukturauslegung
.343	H	(1)	(ii)	p«Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WiS-Fläichenbeöastung aufgrund des Gewichts des Fluzzeuges (N/m²) C-Flügehiefe (m) «Erdbeschleunigung (m/s²) V-FLSA (m/s) «Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff ohe Flügeltanks, als "maximum zero weight" etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht das. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Resrvekraftstoff migeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous power zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff am imimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastsvielfachen aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 (c) Die Ermidungsbereich ung der Struktur muss für jede Erhöhung der Spannungen im Betrieb aus Subparagraphe (V1) belegt werden. Die Anforderungen an Flattern, Verformung und Vibration muss auch bei leeren Flügeltanks berücksichtigt werden.				- Strukturauslegung
.343	H	(1)	(ii)	p=Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WiS-Fläichenbeöastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C-Flügelhiefe (m) g=Erdbeschleunigung (m/s²) V-E-RS (m/s) g-Siegung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff den Flügeltanks, als "maximum zero weight" etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff mitgeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous power zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff am iminimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastvielfachen aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 (c) Die Ermidungsberechnung der Struktur muss für jede Erhöhung der Spannungen im Betrieb aus Subparagraph (c)(1) belegt werden. Die Anforderungen an Flattern, Verformung und Vibration muss auch bei leeren Flügeltanks berückschigt werden. Aufrieben zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme	Ausgeschlagene Klappen bei VF bei symm Manöver und Böen			Strukturauslegung
.343	H	(1)	(ii))	op-Dichte der Luft bei einer sezeiellen Höhe (kg/m²) WiSt-Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Fluzzeuges (N/m²) C-Flügelhiefe (m) «Erdbeschleunigung (m/s²) V-E-RS (m/s) «Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff in den Flügeltanks, als 'maximum zero weight' etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff mitgeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous power zu fleigen. Wenn diese Option gewählt werd muss der Reservekraftsfoff ab minimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastvielfachen aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 (c) Bie Ermüdungsberechnung der Struktur muss für jede Erhöhung der Spannungen im Betrieb aus Subparagraph (c)(1) belegt werden. Die Anforderungen an Flättern, Verformung und Vibration muss auch bei leeren Flügeltanks berücksischtigt werden. Auffriebssysteme verwendet, wird angenommen, dass das Flugzeug mit allen Klappen ausgefahren bei VF symmetrischen Manövern und Böen aushalten muss.	Ausgeschlagene Klappen bei VF bei symm			Strukturauslegung
.343	H	(1)	(ii))	po-Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WiSs-Flächenbeäutung aufgrund des Gewichts des Fluzzeuges (N/m²) C-Flügeltiefe (m) g-Erdbeschleunigung (m/s²) V-FLAS (m/s) g-Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff in den Flügeltanks, als 'maximum zero weight' etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff mitgeführt werden, das es emdglicht 45 min bei maximum continuous power zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff als minimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manövertastvielfischen aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu Se Prozent aus CS 23.333 (c) Die Ermidungsberechnung der Struktur muss für jede Erhöhung der Spannungen im Betrieb aus Subparagraphe (x)(1) belegt werden. Joe Anforderungen an Flattern, Verformung und Vibration muss auch bei leeren Flügeltanks berückschigt werden. Auffriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme	Ausgeschlagene Klappen bei VF bei symm Manöver und Böen		Berechnung der kritische Fälle unkritischer Fall	Strukturauslegung
.343	H	(1)	(ii))	po-Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WiS-Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C-Flügelhiefe (m) «Erdbeschleunigung (m/s²) V-E-RS (m/s²) «Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Karftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff den Flügeltanks, als 'maximum zero weight" etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff migeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous power zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff an iminimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks ker sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastvielfachen aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 (c) Die Ermüdungen an Flattern, Verformung und Vibration muss auch bei leeren Flügeltanks berückschigt werden. Juffriebsysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme verwendet, wird angenommen, dass das Flugzeug mit allen Klappen ausgefahren bei VF symmetrischen Manövern und Böen aushalten muss. Manöver bis zu einem positiven Lastfaktor von 2.0 und	Ausgeschlagene Klappen bei VF bei symm Manöver und Böen	2	Berechnung der kritische Fälle	gewähltes VF ist größer als be
.343	H	(1)	(ii))	p=Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WS-Flächenbesätung aufgrund des Gewichts des Fluzzeuges (N/m²) C=Flügeltiefe (m) a=Endeschleunigung (m/s²) V=EAS (m/s) a=Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff bis auf maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff ind den Flügeltanks, als "maximum zero weight" etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commutter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff mitgeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous power zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff als minimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn dies Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastsvielflachen aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 (c) Die Ermüdungsberechnung der Struktur muss für jede Erhölung der Spannungen im Betrieb aus Subparagraph (c)(1) belegt werden. Die Anforderungen an Flattern, Verformung und Vibration muss auch bei leeren Flügeltanks berücksichtigt werden. Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflüg und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme verwendet, wird angenormmen, dass das Flugzeug mit allen Klappen ausgefahren bei VF symmetrischen Manövern und Böen aushalten muss Manöver bis zu einem positiven Lastfaktor von 2.0 und Positive und negative Böen von 7.62 m (25 ft) pro Sekunde, welche normal zur Flugbahn im Horizontalflüg wirken.	Ausgeschlagene Klappen bei VF bei symm Manöver und Böen n = +2	-	Berechnung der kritische Fälle	-
.343	H	(1) (2) (3)	(ii))	po-Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WiS-Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C-Flügelhiefe (m) «Erdbeschleunigung (m/s²) V-E-RS (m/s²) «Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Karftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff den Flügeltanks, als 'maximum zero weight" etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff migeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous power zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff an iminimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks ker sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastvielfachen aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 (c) Die Ermödungserchung der Spannungen im Betrieb aus Subparagraph (c) (1) belegt werden. Die Anforderungen an Flattern, Verformung und Vibration muss auch bei leeren Flügeltanks berückschigt werden. Auffriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme verwendet, wird angenommen, dass das Flugzeug mit allen Klappen ausgefahren bei VF symmetrischen Manövern und Böen aushalten muss. Manöver bis zu einem positiven Lastfaktor von 2.0 und Positive und negative Böen von 7.62 m (25 ft) pro Sekunde, welche normal zur Flugbahn im Horizzontalfulg wirken. VF darf nicht weniger sein, als der größere Wert von 1.4 VS oder 1.8 VSF VS ist eine errechnete Abrissgeschwindigkeit bei eingefahrene Klappen und bei maximalem	Ausgeschlagene Klappen bei VF bei symm Manöver und Böen n = +2 1,8 VSF = 16,4 m/s	-	Berechnung der kritische Fälle unkritischer Fall	gewähltes VF ist größer als be
.343	(b) (c) (a)	(1) (2) (3)	(ii)))))	po-Dichte der Luft bei einer sezeiellen Höhe (kg/m²) WiSt-Flächenbeöastung aufgrund des Gewichts des Fluzzeuges (N/m²) C-Flügelhiefe (m) =Erdbeschleunigung (m/s²) V-E-RS (m/s²) v-E-RS (m/s²) =Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff in den Flügeltanks, als 'maximum zero weight' etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff mitgeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous power zu fleigen. Wenn diese Option gewählt werd muss der Reservekraftstoff am imimium Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastvielfächen aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.337 und Die Ermüdungsberechnung der Struktur muss für jede Erhöhung der Spannungen im Betrieb aus Subparagraph (c)(1) belegt werden. Die Anforderungen an Flättern, Verformung und Vibration muss auch bei leeren Flügeltanks berücksichtigt werden. Auffriebssysteme werwendet, wird angenommen, dass das Flugzeug mit allen Klappen ausgefahren bei VF symmetrischen Manövern und Böen aushalten muss. Manöver bis zu einem positiven Lastfaktor von 2.0 und Positive und negative Böen von 7.62 m (25 ft) pro Sekunde, welche normal zur Flugbahn im Horizontalflüg wirken. VF darf nicht weniger sein, als der größere Wert von 1.4 VS oder 1.8 VSF	Ausgeschlagene Klappen bei VF bei symm Manöver und Böen n = +2 1,8 VSF = 16,4 m/s	-	Berechnung der kritische Fälle unkritischer Fall V-n-Diagram	gewähltes VF ist größer als be
	(b) (c) (a)	(1) (2) (3) (1) (2)	(ii)))))	po-Dichte der Luft bei einer sezeiellen Höhe (kg/m²) ViS-Flächenbeösstung aufgrund des Gewichts des Fluzzeuges (N/m²) C-Flügelhieft (m) «Erdbeschleunigung (m/s²) V-EAS (m/s) «Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff in den Flügeltanks, als 'maximum zero weight' etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff mitgeführt werden, das es ermöglicht 45 min bei maximum continuous power zu flegen. Wenn diese Option gewählt werd muss der Reservekraftstoff än minimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastvielfachen aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 vol Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 vol Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.330 bis Ermüdungsperechnung der Struktur muss für jede Erhöhung der Spannungen im Betrieb aus Subparagraph (c)(1) belegt werden. Die Anforderungen an Flattern, Verformung und Vibration muss auch bei leeren Flügeltanks berücksichtigt werden. Auffrichssysteme verwendet, wird angenommen, dass das Flugzeug mit allen Klappen ausgefahren bei VF symmetrischen Manövern und Böen aushalten muss. Manöver bis zu einem positiven Lastfaktor von 2.0 und Positive und negative Böen von 7.62 m (25 ft) pro Sekunde, welche normal zur Flugbahn im Horizzontalflüg wirken. VF darf nicht weniger sein, als der größere Wert von 1.4 VS oder 1.8 VSF VS ist eine errechnete Abrissgeschwindigkeit bei eingefahrenen Klappen und bei maximalem Gewicht. Venn jedoch ein automatisiertes Lastabminde	Ausgeschlagene Klappen bei VF bei symm Manöver und Böen n = +2 1,8 VSF = 16,4 m/s 9,1 m/s	-	Berechnung der kritische Fälle unkritischer Fall V-n-Diagram	gewähltes VF ist größer als be VF = 18 m/s kein Lastabminderungsgerät Schub, Slipstream und Nickbeschleunigung sind glei
	(b) (c) (b) (b)	(1) (2) (3) (1) (2)	(ii)))))	po-Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WS-Flächenbeäutung aufgrund des Gewichts des Fluzzeuges (N/m²) C-Flügeltiefe (m) av-Erdeschleunigung (m/s²) V-FLAS (m/s) av-Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewählt werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff nod en Flügeltanks, als 'maximum zero weight' etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekraftstoff mitgeführt werden, das es emföglicht 45 min bei maximum continuous power zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff als minimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastvielfischen aus CS 23.337 und Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 (c) Die Ermüdungsberechnung der Struktur muss für jede Erhöhung der Spannungen im Betrich aus Subparagraph (c)(1) belgt werden. Marfürsbesysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Marty Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Geschwindigkeit mit zu Stepstemen Klappen und bei maximalem Gewicht. Wenn jedoch ein automatisiertes Lastabminderungsgerät verwendet wird, muss das Flugzeug für	Ausgeschlagene Klappen bei VF bei symm Manöver und Böen n = +2 1.8 VSF = 16.4 m/s 9.1 m/s 8.5 m/s	- 2	Berechnung der kritische Fälle unkritischer Fall V-n-Diagram	gewähltes VF ist größer als be VF = 18 m/s kein Lastabminderungsgerät Schub, Slipstream und Nickbeschleunigung sind glei
	(b) (c) (b) (b)	(1) (2) (3) (1) (2)	(ii)))))	p=Dichte der Luft bei einer sezziellen Höhe (kg/m²) WiS-Flächenbeäutung aufrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C=Flügeltiefe (m) g=Ertbeschleunigung (m/s²) V=EAS (m/s) g=Steigung der Kurve von CNA über den Radianten Design Kraftstoffzuladung Das Tankvolumen muss so gewähl werden, das alle Kraftstoffzuladungen von Null Kraftstoff bis zur maximaler Kraftstoffzuladung möglich sind. Wenn Treibstoff im Flügel befördert wird, muss das maximale Gewicht des Flugzeuges, ohne Kraftstoff in den Flügeltanks, als 'maximum zero weight" etabliert werden, wenn es weniger als das maximale Gewicht ist. Für Flugzeuge, die der Commuter-Kategorie zugehörig sind, muss ein bestimmtes Volumen an Reservekräntstoff mitgeführt werden, das es emöglicht 45 min bei maximum continuous power zu fliegen. Wenn diese Option gewählt wird, muss der Reservekraftstoff als minimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagraphen sind einzuhalten. Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügeltanks leer sind aushalten, mit 90 Prozent des Manöverlastvielfachen aus CS 23.337 und Windgesehwundigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 (c) Die Ermüdungsberechnung der Struktur muss für jede Erhöhung der Spannungen im Betrieb aus Subparagraph (c)(1) belegt werden. Die Anforderungen an Flattern, Verformung und Vibration muss auch bei leeren Flügeltanks berücksischtigt werden. Die Anforderungen an Flattern, Verformung und Vibration muss auch bei werne Flügeltanks berücksischtigt werden. Manöver bis zu einem positiven Lastfaktor von 2.0 und Positive und negative Böen von 7.62 m (25 ft) pro Sekunde, welche normal zur Flugbahn im Horizontalflug wirken. Werden zum Start, Landeanflug und Landung Klappen oder ähnliche Auftriebssysteme Werden zum Start, Landeanflug und Geschwindigkeit bei eingefahrenen Klappen und bei maximalem Gewicht. VS ist eine errechnete Abrissgeschwindigkeit bei eingefahrenen Klappen und bei maximalem Gewicht. Ver St eine errechnete Abrissgeschwindigkeit bei eingefahrenen Klapp	Ausgeschlagene Klappen bei VF bei symm Manöver und Böen n = +2 1.8 VSF = 16.4 m/s 9.1 m/s 8.5 m/s Böen, Manöver, etc.	- 2	Berechnung der kritische Fälle unkritischer Fall V-n-Diagram	gewähltes VF ist größer als b VF = 18 m/s kein Lastabminderungsgerät Schub, Slipstream und Nickbeschleunigung sind gle ull bei Gust und manoeuvri