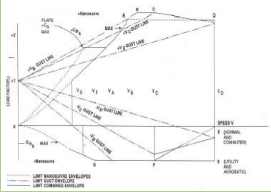


Book	Subpart	Chapter	Informationsgehalt	Nachzuweisender Aspekt	Nachweis durch	Nachweis erbracht und/oder Kapitel im Dokument	Kommentar
		.303	Konstruktionsteil				
			Sicherheitsfaktor				
			Wenn nicht anders beschrieben, gilt ein Sicherheitsfaktor von 1.5.	Faktor von 1,5	2		
			Festigkeit und Verformungsverhalten				
		.305	(a) Die Struktur darf bei maximalen Lastvielfachen sich weder unzulässig, noch dauerhaft verformen. Verformungen dürfen einen sicheren Flug nicht beeinflussen.	Strukturauslegung	2,1		Struktur berücksichtigt maximale Lastvielfache
			(b) Die Struktur muss ultimative Lastvielfache für mindestens drei Sekunden aushalten. Lokales Versagen oder strukturelle Instabilitäten zwischen maximaler und ultimativer Lastvielfache sind akzeptabel, wenn die Struktur die ultimativen Lastvielfache für drei Sekunden aushält.	Mindestens 3 Sekunden ultimative Lastvielfache aushalten ohne Verformung	2		
			Beweis für Strukturfestigkeit				
		.307	(a) Die Kriterien für Festigkeit und Verformungsverhalten aus CS 23.305 sind für jede kritische Last einzuhalten. Strukturanalyse darf nur verwendet werden, wenn Tests gezeigt haben, dass diese Methode wahrheitsgetreu funktioniert.	Für Jede kritische Last die Sicherheitsfaktoren berücksichtigen	2,0, 3, 4, 9		Testkorrekturfaktoren verwenden siehe AMC 23.307 Seite 173
			(b) Spezielle Strukturen müssen nach den Anforderungen von Subpart D von CS 23 getestet werden.		10		
			Flight Loads				
			general				
		.321	Allgemein				
			(a) Fluglastvielfache stellen ein Verhältnis von aerodynamischen Kräften (normal zur Längsachse des Flugzeuges) zum Gewicht des Flugzeuges dar. Positive Lastvielfache sind nach oben gerichtet.	Lastvielfache	2		
			Die Fluglastvielfache dieses Subparts sind einzuhalten.				
			(1) Bei jeder kritischen Höhe.	Höhen	2		
			(2) Bei jedem Gewicht, vom Leergewicht bis zum Maximalgewicht.	Gewicht	2		
			(3) Bei jedem Gewicht und jeder Höhe, bei jeder Verteilung der Fracht innerhalb der Betriebsgrenzen von CS 23.1583 bis 23.1589.	Frachtverteilung			
			(c) Falls der Effekt der Kompressibilität sich stark bemerkbar macht, muss er beachtet werden.	große Kompressibilitäten beachten			
			Symmetrische Flugbedingungen				
		.331	(a) Die passenden ausgleichenden Lasten am Höhenleitwerk müssen auf rationale oder konservative Weise bestimmt werden, wenn man die Flügelasten und Trägheitslasten für symmetrische Flugbedingungen nach CS 23.331 bis 23.341 bestimmt werden.		2	Kritische Fälle	
			(b) Das Flugzeug muss auf schrittweise zunehmende Lasten am Höhenleitwerk aufgrund von Manövern, oder Böen mit einem Massenträgheitsmoment reagieren.	Lasten , konservativ oder rationell			
			(c) Wechselseitige Beeinträchtigungen der aerodynamischen Flächen müssen berücksichtigt werden, wenn man die Fluglasten bestimmt.				
		.333	Flugkurve	V-n-Diagramm			
			Allgemein.				
			(a) Es muss bei jeder Kombination von Geschwindigkeit und Lastvielfache in den Grenzen der Flugenvelope gezeigt werden, dass die Forderungen bezüglich der Struktur aus diesem Subpart erfüllt sind.				
			Manöver-Kurve	Manoeuvring curve			
			Aus symmetrischen Manövern, entstehen die folgenden Lastvielfache, außer wenn maximale Auftriebsbeiwerte dies limitieren.				
			(1) Der positive Manöver-Lastvielfache aus CS 23.337 gilt bis zu einer Geschwindigkeit VD.	Bis zu VD gilt die positive Manöverlastvielfache von 4,5	2	V-n-Diagramm	Bis zu VD ein n von 4,5 verwenden
			(2) Der negative Manöver-Lastvielfache aus CS 23.337 bei VC und	VC	2	V-n-Diagramm	Bei VC nehmen wir n = 1.8
			(3) Der Faktor verändert sich linear vom Wert bei VC bis zu 0.0 bei VD für Flugzeuge der Normal- oder Commuter-Kategorie und -1.0 für Flugzeuge der Aerobatic oder Utility-Kategorie.	zwischen VC und VD; ab VC verändert sich der Faktor linear bis zu 0.0 bei VD	2	V-n-Diagramm	
			Böen-Kurve	Gust load curve			
			Es wird angenommen, dass das Flugzeug während dem Horizontalflug nur symmetrischen Böen ausgesetzt ist.	Horizontalflug, symmetrische Böen			
			(i) Positive (nach oben) und negative (nach unten) Böen mit 50 fps bei VC zwischen Meeresniveau und 6096 m (20000 ft). Die Windgeschwindigkeit darf linear verringert werden, von 50 fps bei 6096 m (20000 ft) zu 25 fps bei 15240 m (50000 ft) und	positive und negative Böen mit Windgeschwindigkeit 50 fps bei VC auf Höhe 20000ft. U darf linear verringert werden von 50 fps zu 25 fps bei 50000ft	2	V-n-Diagramm	
			(ii) Positive und negative Böen mit 25 fps bei VD müssen zwischen 6096 m (20000ft) berücksichtigt werden. Die Windgeschwindigkeit darf linear verringert werden, von 25 fps bei 6096 m (20000 ft) zu 12.5 fps bei 15240 m (50000 ft).	U = 25 fps bei VD; U darf linear verringert werden von U=25 fps bei 20000ft zu U =12,5 bei 5000 ft.	2	V-n-Diagramm	
			(iii) Für Commuter müssen noch starke positive und negative Böen von 66 fps bei VB zwischen Meeresniveau und 6096 m (20000 ft) berücksichtigt werden. Die Windgeschwindigkeit darf linear verringert werden, von 66 fps bei 6096 m (20000 ft) zu 38 fps bei 15240 m (50000 ft).	n/A			
			Die folgende Annahme muss gelten:				
			Die Gestalt einer Windböe ist:	$U = \frac{U_{de}}{2} \left( 1 - \cos \frac{2\pi x}{25C} \right)$			
			(i) mit s=Strecke die von der Böe getroffen ist (ft.) C=Flügelstrecke (ft.) U <sub>de</sub> =Windgeschwindigkeit von Subparagraphen (1) Linearität mit der Geschwindigkeit von VC und VD.	Gestalt einer Windböe	-		
			(ii) Die Lasten, welche sich aus Böen ergeben, verändern sich linear mit der Geschwindigkeit zwischen VC und VD.	Lasten einer Windböe verändern sich linear mit der Geschw. Zwischen VC und VD	2	Kritische Fälle	
			Flugkurve (Flight Envelope)				
			(d) 				
		Design Airspeed	Alle ausgewählten Geschwindigkeiten sind "equivalent airspeeds" (EAS), außer (a)(4).				
			Design cruising speed VC	VC			
			VC (in knots) darf nicht geringer sein, als	Vcmin			
			(i) $33(W/S)^{1/2}$ für Flugzeuge der Normal-, Utility- und Commuter-Kategorie und	Vcmin = M*(W/S)^0,5; M = 33	2		
			(ii) $36(W/S)^{1/2}$ für Flugzeuge der Aerobatic-Kategorie.				
			(iii) mit W/S=Flächenbelastung bei maximalem Abfluggewicht (lb/ft²)				
			(2) Bei Flächenbelastungen, die größer 20 sind, können die Multiplikatoren linear verringert werden bis zu einem Wert von 28,6 bei W/S=100.	Bei W/S > 20, M verringert sich linear bis 28,6 bei W/S = 100	2		Muss hier nicht berücksichtigt werden
			(3) VC darf nicht mehr sein als 0,9 VH bei Meeresniveau.	Vcmax = 0,9 * VH; VH ist die Leistung	2		
			(4) Bei Höhen, bei denen ein MD eingeführt wird, muss eine Cruise-Geschwindigkeit MC ausgewählt werden, die bei der Kompressibilität limitiert wird.				
			Design dive speed VD	VD			
			(1) VD/MD darf nicht weniger sein als 1,25 VC/MC und	VDmin = 1,25*Vc	2		
			mit Vc <sub>min</sub> , der minimum design cruising speed darf VD nicht geringer sein, als	VD			
			(2) (i) 1,40 VC <sub>min</sub> für Flugzeuge der Normal- oder Commuter-Kategorie.	Vdmin = 1,4*Vcmin	2		
			(ii) 1,50 VC <sub>min</sub> für Flugzeuge der Utility-Kategorie.	-			
			(iii) 1,55 VC <sub>min</sub> für Flugzeuge der Aerobatic-Kategorie.	-			

335	(b)	(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				
		Es muss nicht gezeigt werden, dass die Annahmen aus Subparagrah (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)	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 Lastvielfachen von 1.5 (0.5g Beschleunigungsschritt) nach oben gezogen wird. Bei mindestens 75% der maximalen Dauerleistung für Kolbenmotoren und maximaler Reiseleistung für Turbinen.					V-n-diagramm	
			(ii)	Mach 0,05 für Flugzeuge der Normal-, Utilit und Aerobatic-Kategorie. (Bei Höhen, für die MD gilt)	Mach 0.05				
			(iii)	Mach 0,07 für Flugzeuge der Commuter-Kategorie (für Höhen, für die MD gilt).	-				
		(c)	Design manoeuvring speed VA		VA				
			VA darf nicht weniger sein als VS n <sup>1/2</sup>		V <sub>Amin</sub> = VS*0,5				
			(1)	(i)	VS ist eine errechnete Abrissgeschwindigkeit, wenn die Klappen eingefahren sind. Diese Geschwindigkeit basiert auf dem maximalen senkrecht wirkendem Kraftbeiwert CNA und n sind die Manöver-Lastvielfachen.	VS ist die Geschwindigkeit bei maximalem CNA n = Manöverlastvielfache = 4,5			
		(2)	Der Wert von VA soll nicht größer sein, als der von VC.		VA <=VC				
		(d)	Design speed for maximum gust intensity VB		VB				
(1)	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 repräsentiert, oder VS1 n <sup>1/2</sup> , welcher am geringsten ist.		V <sub>bmax</sub> –Linie von CN MAX und Linie von turbulente Windgeschwindigkeit oder VS1n*0,5						
(i)	n <sub>y</sub> sind die positiven Lastvielfachen aufgrund von Böen, bei einer Geschwindigkeit VC		n=Böenlastvielfache = 3,14						
337	(a)	Limit Manöver-Lastvielfache							
		Der positive Manöver-Lastvielfache n darf nicht kleiner sein als							
		(1)	$2.1 + \frac{24000}{W + 10000}$	$2.1 + \frac{24000}{W + 10000}$	2	CS23 Ausarbeitung, Kritische Fälle	Beim Gewicht von 5kg Lastvielfache von 4,5 übersteigt 3,8		
		für Flugzeuge der Normal- und Commuter-Kategorie. (n darf nicht größer sein als 3,8)							
		(2)	4.4 für Flugzeuge der Utility-Kategorie				Wir gehören zur Kategorie Normal		
		(3)	6.0 für Flugzeuge der Aerobatic-Kategorie						
		(b)	Der negative Manöver-Lastvielfache darf nicht weniger sein, als		negative Manöverlastvielfache				
			(1)	0.4 mal dem positiven für Normal-, Utility- und Commuter-Kategorie		2	CS23	negative n ist mindestens 1,8	
			(2)	0.5 mal dem positiven für Aerobatic-Kategorie		keine			
		(c)	Lastvielfache, die geringer sind als die hier angeben, dürfen verwendet werden, wenn das Flugzeug Technik besitzt, die so designt ist, dass es unmöglich ist, diese Werte zu überschreiten.		keine	2			
341	(a)	Böen-Lastvielfache		Gust load factor					
		Jedes Flugzeug muss so designt sein, dass es Lastvielfache aus Böen auf jeder Tragfläche aushält.		Tragflächen			Jede Tragfläche: HLW, SLW		
		Böen-Lastvielfache für Canard oder Tandemflügel müssen entweder analytisch berechnet werden, oder müssen mit Sub-Paragraphen (c) konservativ berechnet werden.		Canard oder Tandemflügel					
		$n = 1 \pm \frac{kg\rho a U_{de} V_a}{2(\frac{W}{S})}$							
		mit $kg = \frac{0.88\mu g}{5.3 + \mu g}$ = Böenabminderungsfaktor							
		$\mu g = \frac{2(W/S)}{\rho Cag}$ = Flugzeugmassenverhältnis							
		(c)	U <sub>de</sub> = Abgeleitete Windgeschwindigkeit (m/s) CS 23.333 (c) ρ=Dichte der Luft bei Meeressniveau (kg/m³) ρ=Dichte der Luft bei einer speziellen Höhe (kg/m³) W/S=Flächenbelastung aufgrund des Gewichts des Flugzeuges (N/m²) C=Flügeliefe (m) g=Erdbeschleunigung (m/s²) V=EAS (m/s) a=Steigung der Kurve von CNA über den Radianten		Böenlastvielfache	2	CS23 Kritische Fälle		
		Design Kraftstoffzuladung							
		343	(a)	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 Flügel tanks, 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 als minimum Kraftstoffzuladung gewählt werden. Die Vorgaben dieses Subparagrafen sind einzuhalten.							Strukturauslegung		
(c)	Die Struktur muss maximale Lastvielfache, wenn die Flügel tanks leer sind aushalten, mit								
	(i)			90 Prozent des Manöverlastvielfachen aus CS 23.337 und					
	(ii)			Windgeschwindigkeiten bis zu 85 Prozent aus CS 23.333 (c)					
(2)	Die Ermüdungsberechnung der Struktur muss für jede Erhöhung der Spannungen im Betrieb aus Subparagrah (c)(1) belegt werden.								
(3)	Die Anforderungen an Flattern, Verformung und Vibration muss auch bei leeren Flügel tanks berücksichtigt werden.								
345	(a)			Auftriebssysteme					
				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.		Ausgeschlagene Klappen bei VF bei symm Manöver und Böen			
		(1)	Manöver bis zu einem positiven Lastfaktor von 2.0 und		n = +2	2	Berechnung der kritische Fälle		
		(2)	Positive und negative Böen von 7.62 m (25 ft) pro Sekunde, welche normal zur Flugbahn im Horizontalflug wirken.			-	unkritischer Fall		
		VF darf nicht weniger sein, als der größere Wert von 1.4 VS oder 1.8 VSF		1,8 VSF = 16,4 m/s	2		gewähltes VF ist größer als beide VF = 18 m/s		
		(b)	(1) VS ist eine errechnete Abrissgeschwindigkeit bei eingefahrenen Klappen und bei maximalem Gewicht.		9,1 m/s		V-n-Diagramm		
			VSF ist eine errechnete Abrissgeschwindigkeit bei ausgefahrenen Klappen und bei maximalem Gewicht.				Flügel auslegung VS0		
			(2)	Wenn jedoch ein automatisiertes Lastabminderungsgerät verwendet wird, muss das Flugzeug für die kritische Kombination von Geschwindigkeit und Klappenposition, welche von dem Gerät vorgegeben wird, berechnet werden.		8,5 m/s	-	kein Lastabminderungsgerät	
		(c)	Beim berechnen von äußeren Lasten auf das Flugzeug, darf man Schub, Slipstream und Nickbeschleunigung zu Null gesetzt werden.		Böen, Manöver, etc.	2		Schub, Slipstream und Nickbeschleunigung sind gleich null bei Gust und manoeuvring Lastberechnungen	
		(d)	Die Klappen, deren Betriebsmechanismus und die tragende Struktur muss so ausgelegt werden, dass die Forderungen aus Subparagrah (a) erfüllt werden. Zusätzlich muss bei ausgefahrenen Klappen bei VF die nachfolgenden Forderungen, einzeln betrachtet, belegt werden:						
(1)	Eine frontale Böe mit einer Geschwindigkeit von 7.6 m (25ft) pro Sekunde (EAS) kombiniert mit dem Slipstream des Propellers bei 75% maximum continuous power und		Gust	2	kritische Fälle				
(2)	Den Effekt des Slipstream des Propellers bei maximale Startleistung.								

.347	(a)	Es wird angenommen, dass das Flugzeug unsymmetrischen Flugbedingungen aus CS 23.349 und 23.351 ausgesetzt ist. Nicht ausbalancierte aerodynamische Momente um den Massenschwerpunkt müssen rationell oder konservativ entgegengewirkt werden. Es ist davon auszugehen, dass die Hauptmassen die Trägheitsreaktionskräfte hervorrufen.	Balancing loads	2	kritische Fälle	
	(b)	Flugzeuge, die der Aerobatic-Kategorie zugehörig sind, und zertifiziert sind, dass sie eine Snap-Roll durchführen können, müssen für zusätzliche unsymmetrische Lastvielfache, welche sich auf den Flügel und Höhenleitwerk beziehen, ausgelegt werden.	keine	-		Handelt sich um ein "Normal" Flugzeug
.349	Rollbewegungen Der Flügel und die Flügelaustiefung muss so ausgelegt werden, dass sie die folgenden Bedingungen aushalten:					
	Unsymmetrische Flügelbelastung, welche für die Kategorie gilt. Außer wenn die folgenden Werte zu unrealistischen Lasten führen. Die Rollbeschleunigung soll beibehalten werden, indem die symmetrischen Flugbedingungen aus CS 23.333 (d) modifiziert werden.					
	(a)	(1)	Für Flugzeuge, die der Aerobatic-Kategorie zugehörig sind, in den Zuständen A und F soll angenommen werden, dass 100% der Flügelbelastung der halben Spannweite auf der einen Seite und 60% dieser Last auf der anderen Seite wirken und			
	(2)	Für Flugzeuge, die der Normal-, Utility- und Commuter-Kategorie zugehörig sind, im Zustand A soll angenommen werden, dass 100% der Flügelbelastung der halben Spannweite auf der einen Seite und 75% dieser Last auf der anderen Seite wirken.				
	(b)	Die Kräfte, die aus einer Betätigung des Höhenleitwerks, oder von unterschiedlichen Geschwindigkeiten hervorgerufen werden, welche in CS 23.455 spezifiziert werden, müssen in Kombination von mindestens 2/3 des Lastvielfachen für Manöverlastvielfache für die Auslegung des Flugzeuges gewählt werden. Falls die resultierenden Werte unrealistisch sind, muss der Effekt der Flügeltorsion in Folge einer Querruderverschiebung vernachlässigt werden, wenn man dafür das folgende Inkrement zum Momentenbeiwert addiert. CS 23.333(d) $\Delta C_m = -0,016$ wenn $\Delta C_{m_0}$ das Momentenbeiwertinkrement und $\delta$ die Querruderauslenkung nach unten in Grad ist, bei der kritischen Bedingung.	Höhenleitwerk	2	kritische Fälle	komplette Manöverlastvielfache ist berücksichtigt,
.351	Gierbewegung Das Flugzeug muss für Kräfte aus dem Gieren designt sein, die sich aus den Lasten aus CS 23.441 bis 23.445 ergeben, wenn diese senkrecht auf die vertikalen Flächen wirken.		Seitenleitwerk; Overswing und Böen			
.361	Motormoment Jede Motorbefestigung und deren stützende Struktur muss für folgende Effekte ausgelegt werden					
	(a)	(1)	Ein beschränkendes Motordrehmoment entsprechend der Startleistung und Propellergeschwindigkeit, welche simultan mit 75% der maximalen Lasten aus flight condition A aus CS 23.333(d) wirken;			
	(2)	Ein beschränkendes Motordrehmoment entsprechend max. continuous power welche simultan mit den maximalen Lasten aus flight condition A aus CS 23.333(d) wirken und				
	(3)	Für Turboprop Flugzeuge gilt zusätzlich zu (a) (1) und (a) (2) ein beschränkendes Motordrehmoment entsprechend der Startleistung und Propellergeschwindigkeit, welches mit einem Faktor, der ein Ausfallen des Propellerkontrollsystems beschreibt, welcher mit 1g im level flight wirkt, multipliziert wird. Bei fehlender Berechnung muss ein Faktor von 1.6 verwendet werden.				
	(b)	Für Flugzeuge mit Turbinen müssen die Engine Mounts und deren stützende Struktur für folgende Effekte ausgelegt werden:				
	(1)	Ein beschränkendes Motordrehmoment, welche durch ein abruptes stoppen durch Ausfall oder einen Versagen der Struktur hervorgerufen wird und				
	(2)	Ein beschränkendes Motordrehmoment, welches durch das maximale Beschleunigen des Motors hervorgerufen wird.				
	(c)	Das beschränkende Motordrehmoment aus Subparagraph (a) muss durch Multiplikation des Moments mit einem Faktor erhalten werden				
	(1)	1,25 für Turboprop				
	(2)	1,33 für Motoren mit fünf oder mehr Zylindern				
.363	seitliche Kraft auf den engine mount					
	(a)	Jeder Engine Mount und dessen tragende Struktur müssen für Lastvielfache in seitlicher Richtung ausgelegt werden	Engine mount, Triebwerkbefestigung			
	(1)	1,33 oder		2	Kritische Fälle	
	(2)	1/3 der Lastvielfachen aus Flight Condition A				
	(b)	Die seitliche Kraft, die in Subparagraph (a) definiert wurde, muss unabhängig von jeder Flugphase angewandt werden.	überall angewendet			
.365	Für jedes mit Druck beaufschlagte Kompartiment gilt: Druck beaufschlagte Bauteile					
	(a)	Die Struktur des Flugzeuges muss so ausgelegt werden, dass es die maximalen Kräfte aus Flugmanövern aushält und alle Kräfte die sich in Folge eines Druckunterschiedes von minimal Druck bis zum Druck, wenn das Relief Valve öffnet, einstellen.	Strukturauslegung so dass Flieger die Manöverkräfte und Kräfte infolge von Druckunterschied		Kritische Fälle	
	(b)	Die Druckverteilung auf der Außenhaut des Flugzeuges und jegliche Spannungsspitzen müssen berücksichtigt werden.	Druckverteilung		Festigkeitsberechnung	
	(c)	Wenn beim Landen die Kabine noch mit Druck beaufschlagt ist, müssen die Landekräfte mit denen, die sich aus dem Differenzdruck, von minimal Druck bis zum Druck, wenn das Relief Valve öffnet, ergeben, addiert werden.	Landung wenn Kabine noch bedruckt ist			
	(d)	Die Struktur muss so ausgelegt werden, dass sie die Kräfte bei maximalem Differenzdruck, wenn das Überdruckventil öffnet, mit einem Faktor von 1,33 multipliziert werden. Andere Lasten dürfen vernachlässigt werden.	n=1,33 beim Öffnen von Überdruckventil	2	Kritische Fälle	
	(e)	Wenn die Druckkabine aus zwei oder mehr Bereichen besteht, diese müssen durch eine Trennwand, oder Boden getrennt sein, muss diese so ausgelegt werden, dass sie die Kräfte aushält, wenn plötzlich Druck abfällt. Dieser Zustand muss für den Ausfall der größten Öffnung in dem jeweiligen Bereich betrachtet werden. Der Luftausgleich zwischen den einzelnen Bereichen muss dabei berücksichtigt werden.	keine			
.367	Unsymmetrische Kräfte aufgrund von Motorversagen					
	Triebwerksausfall					
	Turboprop Flugzeuge müssen für unsymmetrische Kräfte, welche durch den Ausfall des Motors mit gleichzeitigem Ausfall des Widerstand limitierenden Geräts einhergehen, ausgelegt werden. Es wird angenommen, dass der Pilot richtig handelt.					
	(a)	(1)	Bei Geschwindigkeiten, die zwischen VMC und VD liegen, werden die Kräfte, die durch ein Unterbrechen des Kraftstoffzuflusses hervorgerufen werden, als Grenzlast angenommen.			
	(2)	Bei Geschwindigkeiten, die zwischen VMC und VC liegen, werden die Kräfte, die durch das Abschalten der Kompressors, oder das Ausbrechen von Turbinenschaufel entstehen, als Bruchlasten angenommen.				
	(3)	Die zeitliche Entwicklung Schubverfalls und Aufbau des Widerstands, was durch ein Triebwerksausfall resultiert, muss durch Tests fundiert oder durch andere anzuwendende Daten für die jeweilige Propeller Motor Konfiguration konkretisiert werden und				
	(4)	Die Zeit und Umfang, die ein Pilot braucht, um korrigierende Maßnahmen einzuleiten, muss konservativ geschätzt werden, dabei müssen die Charakteristika der jeweiligen Propeller Motor Konfiguration berücksichtigt werden.				
(b)	Es soll angenommen werden, dass die korrigierenden Maßnahmen des Piloten eingeleitet werden, wenn das Flugzeug die maximale Giergeschwindigkeit erreicht hat, jedoch nicht früher als 2 Sekunden nach Triebwerksausfall. Die Größe der korrigierenden Maßnahmen sollen auf die maximalen Kräfte des Piloten, welche in CS 23.397 gezeigt werden, basieren.					
Hinweise, Ausführungsregeln						

		Wenn ein hinterer Auftriebsträger verwendet wird, muss dieser für umkehrenden Luftstrom bei Design Speed ausgelegt werden. $V = 8,7\sqrt{W/S} + 8.7 \text{ (knots)}$ mit W/S Flügelbelastung bei maximalem Startgewicht (lb/ft <sup>2</sup> )		keine hinteren Auftriebsträger																											
.369	(a)																														
	(b)	Es müssen entweder aerodynamische Daten für die Flügelkonfiguration, oder ein Wert für C <sub>L</sub> = -0,8 mit einer Verteilung entlang der Flügeltiefe, die dreieckig zwischen dem Hochpunkt und der Flügelhinterkante ist und null an der Anströmfronte.																													
.371	Kreisel- und aerodynamische Kräfte																														
	Jeder Engine Mount und dessen tragende Struktur müssen für die Kräfte, die aus der Aerodynamik, dem Kreiselmoment und der Trägheit entstehen, für den Propeller und den Motor bei maximaler Drehzahl ausgelegt werden.																														
	(a)	(1) Die Bedingungen, die in CS 23.351 bis 23.423 beschrieben sind Eine mögliche Kombination der folgenden Bedingungen (i) Eine Giergeschwindigkeit von 2.5 rad/sec (ii) Einer Nickgeschwindigkeit von 1 rad/sec (iii) Einem Lastvielfachen von 2.5 und (iv) Maximum continuous thrust	Triebwerkfestigung	Flügel ist für alle entstehende aerodynamische Kräfte ausgelegt																											
	Für Flugzeuge, die akrobatische Manöver fliegen dürfen, für die gelten die Forderungen des Subparagraphen (a) und kombinierte Belastung von maximaler Gier- und Nickgeschwindigkeit.																														
	Für Flugzeuge, die in die Commuterkategorie fallen, gelten die Forderungen aus dem Subparagraphen (a) und zusätzlich die Böenforderungen aus CS 23.341.																														
	Gerät zur Geschwindigkeitsregelung Falls Geräte für die Kontrolle der Geschwindigkeit (wie Spoiler oder Widerstandklappen) verwendet werden																														
	(a)	Das Flugzeug muss für symmetrische Manöver und Böen, welche in CS 23.333, 23.337 und 23.342 beschrieben sind und für Giermanöver und seitliche Böen aus CS 23.441 und 23.443, mit den Geräten ausgefahren bei Geschwindigkeiten bis zur maximalen Geschwindigkeit des Geräts und																													
	(b)	Wenn das Gerät automatisch funktioniert oder lastlimitierende Funktionen hat, muss das Flugzeug für Böen aus Subparagraph (a) ausgelegt werden, mit den dazugehörigen Stellungen, die der Mechanismus des Geräts hergibt.																													
	Regelungsflächen und Systemkräfte																														
	.391	Die Kräfte auf den Regelungsflächen, welche in CS 23.397 bis 23.459 beschrieben sind, treten in den Situationen aus CS 23.331 bis 23.351 auf.																													
.393	Kräfte parallel zur Schmierlinie																														
	(a)	Kontrollflächen und deren tragende Gelenkhalterung sind so ausgelegt, dass sie Trägheitskräfte parallel zur Gelenkslinie aushalten.	Kontroll- bzw. Steuerflächen	2	Kritische Fälle																										
	Wenn nicht genügend rationale Daten vorhanden sind, darf die Trägheitskraft als KW angenommen werden																														
	(b)	(1) K = 24 für vertikale Flächen (2) K = 12 für horizontale Flächen (3) W = Das Gewicht, der sich bewegenden Fläche.	keine																												
	Kräfte auf ein Steuersystem																														
.395	Jedes Kontrollsystem und dessen stützende Struktur muss für 125% des errechneten Schaniernoments der sich bewegenden Kontrollfläche, unter den Bedingungen aus CS 23.391 bis 23.459, ausgelegt sein. Dazu gilt folgendes:																														
	(a)	(1) Die Systemgrenzlast muss nicht größer sein, als die Kraft, die durch den Piloten oder automatisierte Geräte hervorgerufen werden. Jedoch müssen die Kräfte des Autopiloten nicht zu denen des Piloten addiert werden. Das System muss für die maximalen Kräfte des Piloten oder des Autopiloten ausgelegt werden, je nach dem welche Kräfte höher sind. Wenn beide, Autopilot und Pilot gegensätzlich arbeiten, soll das System die Arbeit dessen ausführen, der die geringeren Kräfte hervorruft. Die Pilotenkräfte, die für die Strukturberechnung verwendet werden, sollen nicht die aus CS 23.397(b) überschreiten.																													
	(2)	Das System, muss in jedem Fall, stabil ausgelegt werden, darunter fallen Böen am Boden, Taxying, Trägheit der Kontrollsysteme und Reibung. Das Erfüllen dieses Subparagraphen kann anhand der Lastbetrachtung der minimal Kräfte aus CS 23.397 (b) gezeigt werden.																													
	(b)	Ein Faktor von 125% zur Berechnung von Schaniernomente für das Höhenleitwerk, Seitenleitwerk und Querruder. Wenn die Daten aus Flugtest gewonnen werden können, darf ein faktor von 1,0 verwendet werden.																													
	(c)	Es wird angenommen, dass die Kraft des Piloten, welche für die Berechnung der Struktur verwendet werden, nur an den jeweils zutreffenden Bedienelementen angreifen.																													
	Grenzkontrolllasten und -momente																														
	(a)	Die Luftkraft auf bewegliche Teile und die dadurch entstehende Auslenkung der Teile, darf nicht die des Piloten im Flug innerhalb der Range, welche in Subparagraph (b) beschrieben wird, überschreiten. Beim Anwenden dieses Kriterium muss der Servomechanismus berücksichtigt werden. Die Kräfte des Autopiloten müssen verwendet werden, wenn dieser höhere Kräfte bewirken kann, als der Pilot selbst.																													
.397	Die Grenzkkräfte und -momente des Piloten sind die Folgenden:																														
	<table><thead><tr><th>Control</th><th>Maximum forces or torques for design weight, weight equal to or less than 2 268 kg (5 000 lb)<sup>1</sup></th><th>Minimum forces or torques <sup>2</sup></th></tr></thead><tbody><tr><td colspan="3">Ailerons:</td></tr><tr><td>Stick</td><td>298 N (67 lbf)</td><td>178 N (40 lbf)</td></tr><tr><td>Wheel <sup>3</sup></td><td>222 DNm (10 D in lbf)<sup>4</sup></td><td>178 DNm (40 D in lbf)<sup>4</sup></td></tr><tr><td colspan="3">Elevators:</td></tr><tr><td>Stick</td><td>743 N (167 lbf)</td><td>445 N (100 lbf)</td></tr><tr><td>Wheel (symmetrical)</td><td>890N (200 lbf)</td><td>445 N (100 lbf)</td></tr><tr><td>Wheel (asymmetrical) <sup>5</sup></td><td></td><td>445 N (100 lbf)</td></tr><tr><td>Rudder</td><td>890N (200 lbf)</td><td>667 N (150 lbf)</td></tr></tbody></table>					Control	Maximum forces or torques for design weight, weight equal to or less than 2 268 kg (5 000 lb) <sup>1</sup>	Minimum forces or torques <sup>2</sup>	Ailerons:			Stick	298 N (67 lbf)	178 N (40 lbf)	Wheel <sup>3</sup>	222 DNm (10 D in lbf) <sup>4</sup>	178 DNm (40 D in lbf) <sup>4</sup>	Elevators:			Stick	743 N (167 lbf)	445 N (100 lbf)	Wheel (symmetrical)	890N (200 lbf)	445 N (100 lbf)	Wheel (asymmetrical) <sup>5</sup>		445 N (100 lbf)	Rudder	890N (200 lbf)
Control	Maximum forces or torques for design weight, weight equal to or less than 2 268 kg (5 000 lb) <sup>1</sup>	Minimum forces or torques <sup>2</sup>																													
Ailerons:																															
Stick	298 N (67 lbf)	178 N (40 lbf)																													
Wheel <sup>3</sup>	222 DNm (10 D in lbf) <sup>4</sup>	178 DNm (40 D in lbf) <sup>4</sup>																													
Elevators:																															
Stick	743 N (167 lbf)	445 N (100 lbf)																													
Wheel (symmetrical)	890N (200 lbf)	445 N (100 lbf)																													
Wheel (asymmetrical) <sup>5</sup>		445 N (100 lbf)																													
Rudder	890N (200 lbf)	667 N (150 lbf)																													
.399	Duales Kontrollsystem																														
	(a)	Jedes duale Kontrollsystem muss so ausgelegt werden, dass die Piloten gegenseitige Eingaben machen, dabei darf die einzelne Pilotenkraft nicht größer sein, als der größte Wert der folgenden																													
	(1)	0,75 mal den Kräften aus CS 23.395 oder																													
	(2)	Die minimale Kraft, welche in CS 23.397 (b) spezifiziert wird.																													
	(b)	Jedes duale Kontrollsystem muss so ausgelegt werden, dass die Piloten gemeinsam gleiche Eingaben machen, dabei wird eine einzelne Pilotenkraft von 0,75 mal der aus CS 23.395 verwendet.																													
.405	Untergeordnetes Kontrollsystem																														
Untergeordnete Kontrollsysteme, wie Reifenbremsen, Spoiler und Kontrollklappen, müssen so ausgelegt werden, dass sie die maximalen Pilotenkräfte aushalten.																															
Trimklappeneffekte																															
.407	Der Effekt von Trimklappen auf die maximalen Kräfte muss nur dort berücksichtigt werden, wo die Steuerkraft durch die maximalen Pilotenkräfte limitiert sind. In diesen Fällen sind die Klappen so ausgelenkt, dass sie den Piloten unterstützen würden. Diese Auslenkung muss mit maximalem Winkel "out of trim" berücksichtigt werden.																														
Trimklappen																															

409	Die Fläche der Trimmklappen muss für die ungünstigste von Flugeschwindigkeit und Auslenkung der Trimmklappen, welche im Flug innerhalb der Envelope möglich ist. Dabei ist jeder nutzbare Lastfall anzuwenden		Trimmklappe	2	Kritische Lastfälle															
415	Böen am Boden		Ground gust																	
	Es muss geprüft werden, ob das Kontrollsystem für die Kontrolllasten aufgrund von Böen am Boden oder Taxiing ausgelegt ist.																			
	(1)	Wenn ein Überprüfen des Kontrollsystems für Böen am Boden in Subparagraphen (2) nicht gefordert ist, der Nutzer aber wählt ein Teil für das Kontrollsystem für diese Kräfte auszulegen, müssen die Lasten vom Rudern nur bis zur nächsten Rudersperre und deren tragende Struktur getragen werden.																		
	(a)	Wenn die Kräfte des Piloten geringer sind, als die minimalen Kräfte aus CS 23.397 (b), müssen die Effekte von Böen am Boden und Taxiing auf die Kontrollflächen für das gesamte Kontrollsystem mit dieser Formel geprüft werden.  H=KcSq mit (2) H = geringstes Schaniermoment (ft lbs) c = mittlere Tiefe der Kontrollfläche (ft) S = die Kontrollflächen (sq ft) q = der dynamische Druck (psf), basierend auf der Design Speed, aber nicht weniger als 14,6 (W/S) <sup>1/2</sup> + 14,6 (fps)  K = geringster Schaniermomentfaktor für Böenlasten, der aus Subparagraph (b) hervorgeht																		
421	Der geringste Schaniermomentfaktor für Böen am Boden muss folgendermaßen bestimmt werden																			
	(b)	<table><tr><th>Surface</th><th>K</th><th>Position of controls</th></tr><tr><td>(a) Aileron</td><td>0.75</td><td>Control column locked or latched in mid-position.</td></tr><tr><td>(b) Aileron</td><td>±0.50</td><td>Ailerons at full throw; + moment on one aileron, - moment on the other.</td></tr><tr><td>(c) } Elevator (d) }</td><td>±0.75</td><td>{ (c) Elevator full up (-) (d) Elevator full down (+).</td></tr><tr><td>(e) } Rudder (f) }</td><td>±0.75</td><td>{ (e) Rudder in neutral. (f) Rudder at full throw..</td></tr></table>	Surface	K	Position of controls	(a) Aileron	0.75	Control column locked or latched in mid-position.	(b) Aileron	±0.50	Ailerons at full throw; + moment on one aileron, - moment on the other.	(c) } Elevator (d) }	±0.75	{ (c) Elevator full up (-) (d) Elevator full down (+).	(e) } Rudder (f) }	±0.75	{ (e) Rudder in neutral. (f) Rudder at full throw..			
	Surface	K	Position of controls																	
	(a) Aileron	0.75	Control column locked or latched in mid-position.																	
(b) Aileron	±0.50	Ailerons at full throw; + moment on one aileron, - moment on the other.																		
(c) } Elevator (d) }	±0.75	{ (c) Elevator full up (-) (d) Elevator full down (+).																		
(e) } Rudder (f) }	±0.75	{ (e) Rudder in neutral. (f) Rudder at full throw..																		
(c)	Für jedes Gewicht, das zwischen dem Leergewicht und dem maximalen Gewicht liegt, müssen alle Tie-Down-Punkte, deren tragende Struktur Kontrollflächen und Ruderspersysteme ausgelegt werden, wenn das Flugzeug Tied-Down ist und Böen mit einer Stärke von 120 km/h (65 knots) horizontal angreifen.																			
Höhenleitwerksfläche																				
423	Ausgleichskräfte																			
	(a)	Die Kraft auf die horizontale Fläche ist eine notwendige Kraft, damit das Gleichgewicht bei jeder Flugbedingung vorhanden ist und es zu keiner Nickbeschleunigung kommt.																		
425	(b)	Horizontale Ausgleichsflächen müssen für jede Ausgleichskraft, die an jedem Punkt der Manöverkurve (Envelope) und für die Flapsstellung aus CS 23.345 ausgelegt werden.																		
	Manöverlasten																			
427	(a)	Jede horizontale Fläche und deren tragende Struktur und der Hauptflügel von einem Canard- oder Tandemflügler, wenn diese Fläche das Nicken kontrolliert, muss für folgende Manöverlasten ausgelegt werden:  Eine plötzliche Bewegung des Nickkontrollelements bei Geschwindigkeiten bis VA, gefolgt von einer Bewegung nach vorne des Nickkontrollelements wie vom Piloten begrenzt wird oder vom Steuerfläche begrenzt wird. (was immer zuerst eintritt)																		
	(b)	Eine plötzliche Bewegung des Nickkontrollelements bei Geschwindigkeiten größer als VA, gefolgt von einer Bewegung nach vorne des Nickkontrollelements führt zu den folgenden Normal- und Winkelbeschleunigungen: <table><tr><th>Condition</th><th>Normal acceleration (n)</th><th>Angular acceleration (rad/sec.<sup>2</sup>)</th></tr><tr><td>Nose-up pitching</td><td>1.0</td><td>+ <math>\frac{39}{V} a_m</math> (<math>a_m = 1.5</math>)</td></tr><tr><td>Nose-down pitching</td><td><math>a_m</math></td><td>- <math>\frac{39}{V} a_m</math> (<math>a_m = 1.5</math>)</td></tr></table> mit $a_m$ = positive Lastvielfache, die zur Berechnung des Flugzeuges verwendet wurden V = Anfangsgeschwindigkeit in Knoten				Condition	Normal acceleration (n)	Angular acceleration (rad/sec. <sup>2</sup> )	Nose-up pitching	1.0	+ $\frac{39}{V} a_m$ ( $a_m = 1.5$ )	Nose-down pitching	$a_m$	- $\frac{39}{V} a_m$ ( $a_m = 1.5$ )						
Condition	Normal acceleration (n)	Angular acceleration (rad/sec. <sup>2</sup> )																		
Nose-up pitching	1.0	+ $\frac{39}{V} a_m$ ( $a_m = 1.5$ )																		
Nose-down pitching	$a_m$	- $\frac{39}{V} a_m$ ( $a_m = 1.5$ )																		
429	Böenlasten																			
	(a)	Jede horizontale Fläche, außer dem Flügel, muss für Kräfte, die aus den folgenden Bedingungen resultieren, ausgelegt werden																		
	(1)	Böengeschwindigkeiten, welche in CS 23.333 (c) spezifiziert sind, mit eingefahrenen Klappen und																		
	(2)	Positive und negative Böen mit 7,62 m/s (25 fps) mit nomineller Intensität bei VF, welche mit CS 23.345 (a) (2) einhergehen.																		
431	(b)	Zurückhaltend																		
	(c)	Beim bestimmen der kompletten Kraft auf die horizontale Fläche mit den Bedingungen aus Subparagraph (a), bei einem stetigen unbeschleunigten Flug bei der relevanten Ausdehnungsträgheit müssen VF, VC und VD erst noch bestimmt werden. Das Inkrement der Kraft, welche aus den Böen resultiert muss zur Ausgleichsträgheit addiert werden, um die kompletten Lasten zu erhalten.																		
	(d)	Wenn eine genaue Bestimmung des Inkrements, aufgrund von Böen, nicht möglich ist, muss diese wie folgt bestimmt werden $\Delta L_{ht} = \frac{\rho_0 K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{2} \left( 1 - \frac{da}{da} \right)$ mit $\Delta L_{ht}$ = Inkrement der horizontalen Leitwerkskraft (N) $\rho_0$ = Dichte der Luft auf Meeressniveau (kg/m <sup>3</sup> ) $K_g$ = Böenabminderungsfaktor, in CS 23.341 beschrieben $U_{de}$ = abgeleitete Windgeschwindigkeit (m/s) $V$ = EAS (m/s) $a_{ht}$ = Neigung der Leitwerkskurve (pro Radiant) $S_{ht}$ = Fläche des Leitwerks (m <sup>2</sup> ) $\left( 1 - \frac{da}{da} \right)$ = Abwindfaktor																		
	Unsymmetrische Lasten																			
433	(a)	Horizontale Flächen, außer dem Flügel, und deren tragende Struktur müssen für unsymmetrische Lasten, welchen durch Gieren oder Slipstream Effekte hervorgehen, in Kombination mit den Flugbedingungen aus CS 23.421 und 23.425 ausgelegt werden.																		
	Bei fehlenden Daten für Flugzeuge, deren Motoren, Flügel, horizontale Flächen und Rumpf konventionell platziert gilt																			
	(1)	100% der maximalen Kraft von symmetrischen Flugbedingungen sollen auf einer Fläche auf einer Seite der Symmetrie des Flugzeuges angenommen werden und																		
	(2)	Der folgende Prozentwert muss auf der anderen Seite des Flugzeuges angenommen werden % = 100-10(n-1), wenn n die positiven Manöverlastvielfache sind, dieser Wert darf nicht weniger als 80% sein																		



	(1)	95 percent of the maximum weight if the minimum fuel capacity is enough for at least one-half hour of operation at maximum continuous power plus a capacity equal to a fuel weight which is the difference between the design maximum weight and the design landing weight; or			
	(2)	The design maximum weight less the weight of 25 percent of the total fuel capacity.			
	(c)	The design landing weight of a multiengine airplane may be less than that allowed under paragraph (b) of this section if--  (2) Compliance is shown with the fuel jettisoning system requirements of Sec. 23.1001.			
0,473	(d)	The selected limit vertical inertia load factor at the center of gravity of the airplane for the ground load conditions prescribed in this subpart may not be less than that which would be obtained when landing with a descent velocity ( $V_L$ ), in feet per second, equal to $4.4(W/S)$ except that this velocity need not be more than 10 feet per second and may not be less than seven feet per second.			
	(e)	Wing lift not exceeding two-thirds of the weight of the airplane may be assumed to exist throughout the landing impact and to act through the center of gravity. The ground reaction load factor may be equal to the inertia load factor minus the ratio of the above assumed wing lift to the airplane weight.			
	(g)	No inertia load factor used for design purposes may be less than 2.67, nor may the limit ground reaction load factor be less than 2.0 at design maximum weight, unless these lower values will not be exceeded in taxiing at speeds up to takeoff speed over terrain as rough as that expected in service.	Lastvielfachen		
-477		Fahrwerksregelung			
	(a)	For a level landing, the airplane is assumed to be in the following attitudes: For airplanes with tail wheels, a normal level flight attitude. (1) (2) For airplanes with nose wheels, attitudes in which-- (i) The nose and main wheels contact the ground simultaneously; and (ii) The main wheels contact the ground and the nose wheel is just clear of the ground. The attitude used in paragraph (a)(2)(i) of this section may be used in the analysis required under paragraph (a)(2)(ii) of this section.			
.479	(b)	When investigating landing conditions, the drag components simulating the forces required to accelerate the tires and wheels up to the landing speed (spin-up) must be properly combined with the corresponding instantaneous vertical ground reactions, and the forward-acting horizontal loads resulting from rapid reduction of the spin-up drag loads (spring-back) must be combined with vertical ground reactions at the instant of the peak forward load, assuming wing lift and a tire-sliding coefficient of friction of 0.8. However, the drag loads may not be less than 25 percent of the maximum vertical ground reactions (neglecting wing lift).	keine		Bodenreibung ist vernachlässigt
	(c)	In the absence of specific tests or a more rational analysis for determining the wheel spin-up and spring-back loads for landing conditions, the method set forth in appendix D of this part must be used. If appendix D of this part is used, the drag components used for design must not be less than those given by appendix C of this part.]			
	(d)	For airplanes with tip tanks or large overhung masses (such as turbo-propeller or jet engines) supported by the wing, the tip tanks and the structure supporting the tanks or overhung masses must be designed for the effects of dynamic responses under the level landing conditions of either paragraph (a)(1) or (a)(2)(ii) of this section. In evaluating the effects of dynamic response, an airplane lift equal to the weight of the airplane may be assumed.			Auslegung ist mit $A = G$ gerechnet also Auftrieb gleich Gewichtskraft
-481	(a)	Tail down landing conditions.			
	(1)	For a tail down landing, the airplane is assumed to be in the following attitudes: For airplanes with tail wheels, an attitude in which the main and tail wheels contact the ground simultaneously.	keine		
	(2)	For airplanes with nose wheels, a stalling attitude, or the maximum angle allowing ground clearance by each part of the airplane, whichever is less.			
	(b)	For airplanes with either tail or nose wheels, ground reactions are assumed to be vertical, with the wheels up to speed before the maximum vertical load is attained.			
.483		One-wheel landing conditions.  For the one-wheel landing condition, the airplane is assumed to be in the level attitude and to contact the ground on one side of the main landing gear. In this attitude, the ground reactions must be the same as those obtained on that side under Sec. 23.479.	keine		keine Ein-Rad Landung
.485	(a)	For the side load condition, the airplane is assumed to be in a level attitude with only the main wheels contacting the ground and with the shock absorbers and tires in their static positions.			
	(b)	The limit vertical load factor must be 1.33, with the vertical ground reaction divided equally between the main wheels.	Lastvielfachen	2	kritische Fälle nicht kritisch weil unser Manöverlastvielfache größer sind als diese
	(c)	The limit side inertia factor must be 0.83, with the side ground reaction divided between the main wheels so that-- (1) 0.5 ( $W_L$ ) is acting inboard on one side; and (2) 0.33 ( $W_L$ ) is acting outboard on the other side.		2	
	(d)	The side loads prescribed in paragraph (c) of this section are assumed to be applied at the ground contact point and the drag loads may be assumed to be zero.			
-493		Braked roll conditions. Under braked roll conditions, with the shock absorbers and tires in their static positions, the following apply:	Bremslandung		
	(a)	The limit vertical load factor must be 1.33.	Alle vertikal ausgerichtete Bauteile am Flugzeug; z.B Seitenleitwerk	2	kritische Fälle Seitliche Lastvielfache von 1,33 ist anzuwenden
	(b)	The attitudes and ground contacts must be those described in Sec. 23.479 for level landings. A drag reaction equal to the vertical reaction at the wheel multiplied by a coefficient of friction of 0.8 must be applied at the ground contact point of each wheel with brakes, except that the drag reaction need not exceed the maximum value based on limiting brake torque.		2	kritische Fälle
	(c)	Supplementary conditions for tail wheels.  In determining the ground loads on the tail wheel and affected supporting structures, the following apply: (a) For the obstruction load, the limit ground reaction obtained in the tail down landing condition is assumed to act up and aft through the axle at 45°. The shock absorber and tire may be assumed to be in their static positions. (b) For the side load, a limit vertical ground reaction equal to the static load on the tail wheel, in combination with a side component of equal magnitude, is assumed. In addition-- (1) If a swivel is used, the tail wheel is assumed to be swiveled 90° to the airplane longitudinal axis with the resultant ground load passing through the axle; (2) If a lock, steering device, or shimmy damper is used, the tail wheel is also assumed to be in the trailing position with the side load acting at the ground contact point; and (3) The shock absorber and tire are assumed to be in their static positions. (c) If a tail wheel, bumper, or an energy absorption device is provided to show compliance with Sec. 23.925(b), the following apply: (1) Suitable design loads must be established for the tail wheel, bumper, or energy absorption device; and	keine		Bodenreibung ist zu vernachlässigen

	(2)	The supporting structure of the tail wheel, bumper, or energy absorption device must be designed to withstand the loads established in paragraph (c)(1) of this section.				
	.499	<p>Supplementary conditions for nose wheels. In determining the ground loads on nose wheels and affected supporting structures, and assuming that the shock absorbers and tires are in their static positions, the following conditions must be met:</p> <p>For aft loads, the limit force components at the axle must be--</p> <p>(a) (1) A vertical component of 2.25 times the static load on the wheel; and</p> <p>(2) A drag component of 0.8 times the vertical load.</p> <p>For forward loads, the limit force components at the axle must be--</p> <p>(b) (1) A vertical component of 2.25 times the static load on the wheel; and</p> <p>(2) A forward component of 0.4 times the vertical load.</p> <p>For side loads, the limit force components at ground contact must be--</p> <p>(c) (1) A vertical component of 2.25 times the static load on the wheel; and</p> <p>(2) A side component of 0.7 times the vertical load.</p> <p>For airplanes with a steerable nose wheel that is controlled by hydraulic or other power, at design takeoff weight with the nose wheel in any steerable position, the application of 1.33 times the full steering torque combined with a vertical reaction equal to 1.33 times the maximum static reaction on the nose gear must be assumed. However, if a torque limiting device is installed, the steering torque can be reduced to the maximum value allowed by that device.</p> <p>(d)</p> <p>For airplanes with a steerable nose wheel that has a direct mechanical connection to the rudder pedals, the mechanism must be designed to withstand the steering torque for the maximum pilot forces specified in Sec. 23.397(b).</p> <p>(e)</p>	keine		keine Fahrwerksauslegung	
	.507	<p>[Jacking loads.]</p> <p>The airplane must be designed for the loads developed when the aircraft is supported on jacks at the design maximum weight assuming the following load factors for landing gear jacking points at a three-point attitude and for primary flight structure jacking points in the level attitude:</p> <p>(a) (1) Vertical-load factor of 1.35 times the static reactions.</p> <p>(2) Fore, aft, and lateral load factors of 0.4 times the vertical static reactions.</p> <p>(b) The horizontal loads at the jack points must be reacted by inertia forces so as to result in no change in the direction of the resultant loads at the jack points.</p> <p>(c) The horizontal loads must be considered in all combinations with the vertical load.</p>	Lastvielfache	2	kritische Fülle	Manöverlastvielfache und Böenlastvielfache sind größer als Jacking load factor, damit geklärt
	.509	<p>[Towing loads.] [The towing loads of this section must be applied to the design of tow fittings and their immediate attaching structure.</p> <p>The towing loads specified in paragraph (d) of this section must be considered separately. These loads must be applied at the towing fittings and must act parallel to the ground. In addition--</p> <p>(a) (1) A vertical load factor equal to 1.0 must be considered acting at the center of gravity; and</p> <p>(2) The shock struts and tires must be in their static positions.</p> <p>For towing points not on the landing gear but near the plane of symmetry of the airplane, the drag and side tow load components specified for the auxiliary gear apply. For towing points located outboard of the main gear, the drag and side tow load components specified for the main gear apply. Where the specified angle of swivel cannot be reached, the maximum obtainable angle must be used.</p> <p>(b)</p> <p>The towing loads specified in paragraph (d) of this section must be reacted as follows:</p> <p>(1) The side component of the towing load at the main gear must be reacted by a side force at the static ground line of the wheel to which the load is applied.</p> <p>(2) The towing loads at the auxiliary gear and the drag components of the towing loads at the main gear must be reacted as follows:</p> <p>(i) A reaction with a maximum value equal to the vertical reaction must be applied at the axle of the wheel to which the load is applied. Enough airplane inertia to achieve equilibrium must be applied.</p> <p>(ii) The loads must be reacted by airplane inertia.</p> <p>(d) The prescribed towing loads are as follows, where W is the design maximum weight:</p> <p>[Ground load; unsymmetrical loads on multiple-wheel units.]</p>	Lastvielfache für Abschleppen des Flugzeugs	2		All diese Lastvielfache sind unkritisch weil Manöver und Böenlastvielfache größer sind
	.511	<p>(a) <i>Pivoting loads.</i> The airplane is assumed to pivot about on side on the main gear with--</p> <p>(1) The brakes on the pivoting unit locked; and</p> <p>(2) Loads corresponding to a limit vertical load factor of 1, and coefficient of friction of 0.8, applied to the main gear and its supporting structure.</p> <p><i>Unequal tire loads.</i> The loads established under Secs. 23.471 through 23.483 must be applied in turn, in a 60/40 percent distribution, to the dual wheels and tires in each dual wheel landing gear unit.</p> <p>(b) <i>Deflated tire loads.</i> For the deflated tire condition--</p> <p>(1) 60 percent of the loads established under Secs. 23.471 through 23.483 must be applied in turn to each wheel in a landing gear unit; and</p> <p>(2) 60 percent of the limit drag and side loads, and 100 percent of the limit vertical load established under Secs. 23.485 and 23.493 or lesser vertical load obtained under subparagraph (1) of this paragraph, must be applied in turn to each wheel in the dual wheel landing gear unit</p>	Lastvielfache	2	kritische Fülle	Manöverlastvielfache und Böenlastvielfache sind größer als Jacking load factor; also ist es gedeckt
	.523	<p>Design weights and center of gravity positions.</p> <p>(a) <i>Design weights.</i> The water load requirements must be met at each operating weight up to the design landing weight except that, for the takeoff condition prescribed in Sec. 23.531, the design water takeoff weight (the maximum weight for water taxi and takeoff run) must be used.</p> <p>(b) <i>Center of gravity positions.</i> The critical centers of gravity within the limits for which certification is requested must be considered to reach maximum design loads for each part of the seaplane structure.</p>	keine			kein Seaplane Design
	.525	<p>Application of loads.</p> <p>(a) Unless otherwise prescribed, the seaplane as a whole is assumed to be subjected to the loads corresponding to the load factors specified in Sec. 23.527.</p> <p>(b) In applying the loads resulting from the load factors prescribed in Sec. 23.527, the loads may be distributed over the hull or main float bottom (in order to avoid excessive local shear loads and bending moments at the location of water load application) using pressures not less than those prescribed in Sec. 23.533(c).</p> <p>(c) For twin float seaplanes, each float must be treated as an equivalent hull on a fictitious seaplane with a weight equal to one-half the weight of the twin float seaplane.</p> <p>Except in the takeoff condition of Sec. 23.531, the aerodynamic lift on the seaplane during the impact is assumed to be 2/3 of the weight of the seaplane.</p> <p>Hull and main float landing conditions.</p>	keine			kein Seaplane Design
		<p>(a) <i>Symmetrical step, bow, and stern landing.</i> For symmetrical step, bow, and stern landings, the limit water reaction load factors are those computed under Sec. 23.527. In addition--</p> <p>(1) For symmetrical step landings, the resultant water load must be applied at the keel, through the center of gravity, and must be directed perpendicularly to the keel line;</p> <p>(2) For symmetrical bow landings, the resultant water load must be applied at the keel, one-fifth of the longitudinal distance from the bow to the step, and must be directed perpendicularly to the keel line; and</p> <p>(3) For symmetrical stern landings, the resultant water load must be applied at the keel, at a point 85 percent of the longitudinal distance from the step to the stern post, and must be directed perpendicularly to the keel line.</p>	aufgabenstellung gibt kein Seaplane vor			



	<p>(b) <i>Unsymmetrical landing for hull and single float seaplanes.</i> Unsymmetrical step, bow, and stern landing conditions must be investigated. In addition--</p> <p>(1) The loading for each condition consists of an upward component and a side component equal, respectively, to 0.75 and 0.25 tan beta times the resultant load in the corresponding symmetrical landing condition; and</p> <p>(2) The point of application and direction of the upward component of the load is the same as that in the symmetrical condition, and the point of application of the side component is at the same longitudinal station as the upward component but is directed inward perpendicularly to the plane of symmetry at a point midway between the keel and the chine lines.</p> <p>(c) <i>Unsymmetrical landing; twin float seaplanes.</i> The unsymmetrical loading consists of an upward load at the step of each float of 0.75 and a side load of 0.25 tan beta at one float times the step landing load reached under Sec. 23.527. The side load is directed inboard, perpendicularly to the plane of symmetry midway between the keel and chine lines of the float, at the same longitudinal station as the upward load.</p>	<p>keine</p> <p>kein Seaplane Design</p>
.561	<p>General.</p> <p>(a) The airplane, although it may be damaged in emergency landing conditions, must be designed as prescribed in this section to protect each occupant under those conditions.</p> <p>(b) The structure must be designed to give each occupant every reasonable chance of escaping serious injury when--</p> <p>(1) Proper use is made of seats, safety belts, and shoulder harnesses provided for in the design;</p> <p>(2) The occupant experiences the static inertia loads corresponding to the following ultimate load factors--</p> <p>(i) Upward, 3.0g for normal, utility, and commuter category airplanes, or 4.5g for acrobatic category airplanes;</p> <p>(ii) Forward, 9.0g;</p> <p>(iii) Sideward, 1.5g; and</p> <p>(iv) Downward, 6.0g when certification to the emergency exit provisions of Sec. 23.807(d)(4) is requested; and</p> <p>(3) The items of mass within the cabin, that could injure an occupant, experience the static inertia loads corresponding to the following ultimate load factors--</p> <p>(i) Upward, 3.0g;</p> <p>(ii) Forward, 18.0g; and</p> <p>(iii) Sideward, 4.5g.</p> <p>(c) Each airplane with retractable landing gear must be designed to protect each occupant in a landing--</p> <p>(1) With the wheels retracted;</p> <p>(2) With moderate descent velocity; and</p> <p>(3) Assuming, in the absence of a more rational analysis--</p> <p>(i) A downward ultimate inertia force of 3g; and</p> <p>(ii) A coefficient of friction of 0.5 at the ground.</p> <p>(d) If it is not established that a turnover is unlikely during an emergency landing, the structure must be designed to protect the occupants in a complete turnover as follows:</p> <p>(1) The likelihood of a turnover may be shown by an analysis assuming the following conditions--</p> <p>(i) The most adverse combination of weight and center of gravity position;</p> <p>(ii) Longitudinal load factor of 9.0g;</p> <p>(iii) Vertical load factor of 1.0g; and</p> <p>(iv) For airplanes with tricycle landing gear, the nose wheel strut failed with the nose contacting the ground.</p> <p>(2) For determining the loads to be applied to the inverted airplane after a turnover, an upward ultimate inertia load factor of 3.0g and a coefficient of friction with the ground of 0.5 must be used.</p> <p>(e) Except as provided in Sec. 23.787(c), the supporting structure must be designed to restrain, under loads up to those specified in paragraph (b)(3) of this section, each item of mass that could injure an occupant if it came loose in a minor crash landing.</p> <p>(1) For engines mounted inside the fuselage, aft of the cabin, it must be shown by test or analysis that the engine and attached accessories, and the engine mounting structure--</p> <p>(i) Can withstand a forward acting static ultimate inertia load factor of 18.0 g plus the maximum takeoff engine thrust; or</p> <p>(ii) The airplane structure is designed to preclude the engine and its attached accessories from entering or protruding into the cabin should the engine mounts fail.</p>	<p>0</p> <p>0</p> <p>0</p> <p>Lastvielfache von 3.0</p> <p>kritische Fälle</p> <p>Manöverlastvielfache von 4,5 größer</p> <p>no design for landing gear</p> <p>kritische Fälle</p> <p>Manöver und Böen ist berücksichtigt</p> <p>Manöverlastvielfache ist 4.5g, also ist diese 3.0 nicht kritisch</p> <p>0,9</p> <p>2,1</p>
	<p><b>Emergency landing dynamic conditions.</b></p> <p>Each seat/restraint system for use in a normal, utility, or acrobatic category airplane, or in a commuter category jet airplane, must be designed to protect each occupant during an emergency landing when--</p> <p>(1) Proper use is made of seats, safety belts, and shoulder harnesses provided for in the design; and</p> <p>(2) The occupant is exposed to the loads resulting from the conditions prescribed in this section.</p> <p>Except for those seat/restraint systems that are required to meet paragraph (d) of this section, each seat/restraint system for crew or passenger occupancy in a normal, utility, or acrobatic category airplane, or in a commuter category jet airplane, must successfully complete dynamic tests or be demonstrated by rational analysis supported by dynamic tests, in accordance with each of the following conditions. These tests must be conducted with an occupant simulated by an anthropomorphic test dummy (ATD) defined by 49 CFR part 572, subpart B, or an FAA-approved equivalent, with a nominal weight of 170 pounds and seated in the normal upright position.</p> <p>(1) For the first test, the change in velocity may not be less than 31 feet per second. The seat/restraint system must be oriented in its nominal position with respect to the airplane and with the horizontal plane of the airplane pitched up 60°, with no yaw, relative to the impact vector. For seat/restraint systems to be installed in the first row of the airplane, peak deceleration must occur in not more than 0.05 seconds after impact and must reach a minimum of 19g. For all other seat/restraint systems, peak deceleration must occur in not more than 0.06 seconds after impact and must reach a minimum of 15g.</p> <p>(2) For the second test, the change in velocity may not be less than 42 feet per second. The seat/restraint system must be oriented in its nominal position with respect to the airplane and with the vertical plane of the airplane yawed 10°, with no pitch, relative to the impact vector in a direction that results in the greatest load on the shoulder harness. For seat/restraint systems to be installed in the first row of the airplane, peak deceleration must occur in not more than 0.05 seconds after impact and must reach a minimum of 26g. For all other seat/restraint systems, peak deceleration must occur in not more than 0.06 seconds after impact and must reach a minimum of 21g.</p> <p>(3) To account for floor warpage, the floor rails or attachment devices used to attach the seat/restraint system to the airframe structure must be preloaded to misalign with respect to each other by at least 10° vertically (i.e., pitch out of parallel) and one of the rails or attachment devices must be preloaded to misalign by 10° in roll prior to conducting the test defined by paragraph (b)(2) of this section.</p> <p>(c) Compliance with the following requirements must be shown during the dynamic tests conducted in accordance with paragraph (b) of this section:</p> <p>(1) The seat/restraint system must restrain the ATD although seat/restraint system components may experience deformation, elongation, displacement, or crushing intended as part of the design.</p>	

.562	(2)	The attachment between the seat/restraint system and the test fixture must remain intact, although the seat structure may have deformed.
	(3)	Each shoulder harness strap must remain on the ATD's shoulder during the impact.
	(4)	The safety belt must remain on the ATD's pelvis during the impact.
	(5)	The results of the dynamic tests must show that the occupant is protected from serious head injury.
	(i)	When contact with adjacent seats, structure, or other items in the cabin can occur, protection must be provided so that the head impact does not exceed a head injury criteria (HIC) of 1,000.
	(ii)	The value of HIC is defined as-- $HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[ \frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2.5} \right\}_{Max}$ <p>Where-- t1 is the initial integration time, expressed in seconds, t2 is the final integration time, expressed in seconds, and a(t) is the total acceleration vs. time curve for the head strike expressed as a multiple of g (units of gravity).</p>
	(iii)	Compliance with the HIC limit must be demonstrated by measuring the head impact during dynamic testing as prescribed in paragraphs (b)(1) and (b)(2) of this section or by a separate showing of compliance with the head injury criteria using test or analysis procedures.
	(6)	Loads in individual shoulder harness straps may not exceed 1,750 pounds. If dual straps are used for retaining the upper torso, the total strap loads may not exceed 2,000 pounds.
	(7)	The compression load measured between the pelvis and the lumbar spine of the ATD may not exceed 1,500 pounds.
	(d)	For all single-engine airplanes with a vs0 of more than 61 knots at maximum weight, and those multiengine airplanes of 6,000 pounds or less maximum weight with a vs0 of more than 61 knots at maximum weight that do not comply with Sec. 23.67(a)(1);
		The ultimate load factors of Sec. 23.561(b) must be increased by multiplying the load factors by the square of the ratio of the increased stall speed to 61 knots. The increased ultimate load factors need not exceed the values reached at a vs0 of 79 knots. The upward ultimate load factor for acrobatic category airplanes need not exceed 5.0 g.
	(1)	The seat/restraint system test required by paragraph (b)(1) of this section must be conducted in accordance with the following criteria:
	(i)	The change in velocity may not be less than 31 feet per second.
	(ii)	(A) The peak deceleration ( $\bar{g}$ ) if 19g and 15g must be increased and multiplied by the square of the ratio of the increased stall speed to 61 knots: $\bar{g}_p = 19.0 \left( V_{S0} / 61 \right)^2 \text{ or } \bar{g}_p = 15.0 \left( V_{S0} / 61 \right)^2$
		(B) The peak deceleration need not exceed the value reached at a vs0 of 79 knots.
	(iii)	The peak deceleration must occur in not more than time ( $t_r$ ), which must be computed as follows: $t_r = \frac{31}{32.2 (\bar{g}_p)} = \frac{96}{\bar{g}_p}$
		where-- $t_r$ = The peak deceleration calculated in accordance with paragraph (d)(2)(ii) of this section; and $t_r$ = The rise time (in seconds) to the peak deceleration.
	(c)	An alternate approach that achieves an equivalent, or greater, level of occupant protection to that required by this section may be used if substantiated on a rational basis.
		<b>Metallic pressurized cabin structures. For normal, utility, and acrobatic category airplanes, the strength, detail design, and fabrication of the metallic structure of the pressure cabin must be evaluated under one of the following:</b>
	(a)	A fatigue strength investigation in which the structure is shown by tests, or by analysis supported by test evidence, to be able to withstand the repeated loads of variable magnitude expected in service; or
.571		A fail safe strength investigation, in which it is shown by analysis, tests, or both that catastrophic failure of the structure is not probable after fatigue failure, or obvious partial failure, of a principal structural element, and that the remaining structures are able to withstand a static ultimate load factor of 75 percent of the limit load factor at $V_o$ , considering the combined effects of normal operating pressures, expected external aerodynamic pressures, and flight loads. These loads must be multiplied by a factor of 1.15 unless the dynamic effect of failure under static load are otherwise considered.
	(b)	The damage tolerance evaluation of Sec. 23.573(b).
	(c)	The damage tolerance evaluation of Sec. 23.573(b).
	(d)	If certification for operation above 41,000 feet is requested, a damage tolerance evaluation of the fuselage pressure boundary per Sec. 23.573(b) must be conducted.
		Damage tolerance and fatigue evaluation of structure.
	(a)	<b>Composite airframe structure.</b> Composite airframe structure must be evaluated under this paragraph instead of Secs. 23.571 and 23.572. The applicant must evaluate the composite airframe structure, the failure of which would result in catastrophic loss of the airplane, in each wing (including canards, tandem wings, and winglets), empennage, their carrythrough and attaching structure, moveable control surfaces and their attaching structure, fuselage, and pressure cabin using the damage-tolerance criteria prescribed in paragraphs (a)(1) through (a)(4) of this section unless shown to be impractical. If the applicant establishes that damage-tolerance criteria is impractical for a particular structure, the structure must be evaluated in accordance with paragraphs (a)(1) and (a)(6) of this section. Where bonded joints are used, the structure must also be evaluated in accordance with paragraph (a)(5) of this section. The effects of material variability and environmental conditions on the strength and durability properties of the composite materials must be accounted for in the evaluations required by this section.
	(1)	It must be demonstrated by tests, or by analysis supported by tests, that the structure is capable of carrying ultimate load with damage up to the threshold of detectability considering the inspection procedures employed.
	(2)	The growth rate or no-growth of damage that may occur from fatigue, corrosion, manufacturing flaws or impact damage, under repeated loads expected in service, must be established by tests or analysis supported by tests.
.573	(3)	The structure must be shown by residual strength tests, or analysis supported by residual strength tests, to be able to withstand critical limit flight loads, considered as ultimate loads, with the extent of detectable damage consistent with the results of the damage tolerance evaluations. For pressurized cabins, the following loads must be withstood:
	(i)	Critical limit flight loads with the combined effects of normal operating pressure and expected external aerodynamic pressures.
	(ii)	The expected external aerodynamic pressures in 1g flight combined with a cabin differential pressure equal to 1.1 times the normal operating differential pressure without any other load.
	(4)	The damage growth, between initial detectability and the value selected for residual strength demonstrations, factored to obtain inspection intervals, must allow development of an inspection program suitable for application by operation and maintenance personnel.
	(5)	For any bonded joint, the failure of which would result in catastrophic loss of the airplane, the limit load capacity must be substantiated by one of the following methods-
	(i)	The maximum disbonds of each bonded joint consistent with the capability to withstand the loads in paragraph (a)(3) of this section must be determined by analysis, tests, or both. Disbonds of each bonded joint greater than this must be prevented by design features; or

dynamische Notlandung

0

4,5,6

	<p>(ii) Proof testing must be conducted on each production article that will apply the critical limit design load to each critical bonded joint; or</p> <p>(iii) Repeatable and reliable non-destructive inspection techniques must be established that ensure the strength of each joint.</p> <p>(6) Structural components for which the damage tolerance method is shown to be impractical must be shown by component fatigue tests, or analysis supported by tests, to be able to withstand the repeated loads of variable magnitude expected in service. Sufficient component, subcomponent, element, or coupon tests must be done to establish the fatigue scatter factor and the environmental effects. Damage up to the threshold of detectability and ultimate load residual strength capability must be considered in the demonstration.</p>	
	<p>0:-General establishments, declarations, definitions</p> <p>1:-Drawings, plans, descriptions, lists</p> <p>2:-calculations</p> <p>3:-Safety analyses, error analyses</p> <p>4:-Laboratory Tests</p>	<p>5:-Ground test</p> <p>6:-Flight test</p> <p>7:-Inspections</p> <p>8:-Simulations</p> <p>9:-Equipment-/Device qualification</p>