

Luftfahrt-Bundesamt

- Abteilung Technik -

I 4 - FVK/91

Standards for Structural Substantiation
of Sailplane and Powered Sailplane Components
Consisting of Glass or Carbon Fiber Reinforced Plastics

- issued July 1991 -

I. General

These standards have been prepared to inform designers and manufacturers of GRP and CRP components on proofs and tests to be established during type investigation within the scope of the applicable airworthiness requirements in order to be able to establish and certify the airworthiness of the type. They reflect the present level of knowledge in the continuously developing field of glass and carbon fiber plastics. The present issue is the result of discussions within the working group "Neuartige Faserwerkstoffe" ("New fiber materials") consisting of representatives of sailplane industries, aeronautical research institutes, material manufacturers, academic flight groups, and the Luftfahrt-Bundesamt.

II. Materials

II.1 Material Components

The material components used (resins, glass fibers, carbon fibers, core materials, etc.) must be sufficiently specified and approved by the Luftfahrt-Bundesamt. They are to be selected and tested in accordance with the corresponding aeronautical standards. Their qualification is to be shown for the temperature range from - 55° to + 75°C.

II.2 Composite Materials

The physical and chemical properties of fabrication are to be determined on test specimens (laminates, sandwiches, etc). Especially the effects to be expected in operation are to be taken into account (e.g. particularly abrupt and short-time climatic change, impact of water, etc.). In general, this will be possible only by tests. The corresponding standards and specifications are to be observed.

Structural substantiation for moderate climate zones must be based on the environmental temperature of the so-called "hottest summer day", which according to FAR § 23.1043(b) is $t = + 38^{\circ}\text{C}$. Sun radiation causes an additional increase in the temperature of the sailplane surface. For white polished surfaces, this increase is to be accounted for by adding a Δt of at least 16°C . Therefore, the proof of strength is to be established for white surfaces for a temperature of at least $+ 54^{\circ}\text{C}$ (temperature limit for white surfaces).

When other colours are used, the temperature increase is to be determined in a comparative test with white paint to establish the resulting temperature limit. The scatter of the test results is to be accounted for by a safety margin to be agreed upon with the Luftfahrt-Bundesamt.

For exportation to countries with prevailing temperature conditions that differ from those mentioned above, the conditions to be expected are to be considered separately by the aircraft designer.

For composite materials (laminates, sandwiches, etc.)

$$\sigma_{\text{compression}} = f(t)$$

is to be determined to evaluate the effect of temperature.

III. Components

1) Load Tests for the Substantiation of Service Life

- a) First the component is to be loaded continuously at ambient temperature up to the limit load ($j = 1.0$). After having attained the limit load, the load is to be released and possible permanent deformations are to be determined. Thereafter a load up to the ultimate design load is to be applied and then released again.

Note:

In order to avoid possible pre-damaging during this preliminary test, it is considered advisable to use two identical parts and submit one of them to a load up to $j = 1.5$ and the other on which the fatigue test series is to be continued only to a load up to $j = 1.0$.

- b) The following fatigue test is to be based on a time in service of the sailplane or powered sailplane of 6,000 hours. Possible scatter of the results is to be accounted for by a scatter factor of at least 3. For the test the actual

operating conditions to be expected are to be

simulated as exactly as possible (e.g. cross country soaring flight, full acrobatic flight, initial training, flight with water ballast, etc.). A fatigue test whose load spectrum refers to the determination of the service life and/or operating hours of high-performance sailplanes only may also be applied to sailplanes and powered sailplanes used for other purposes, if the stress level attained as compared with that of the high-performance sailplane is changed by a certain value to be established by agreement with the Luftfahrt-Bundesamt.

- c) After completion of the fatigue test, the component is again to be loaded statically at a temperature of up to 54°C (minimum temperature limit for white surfaces).

Continuous load up to the limit load ($j = 1.0$). The limit load is to be maintained for 3 seconds and the deformations under this load are to be determined. Afterwards a load up to the ultimate design load is to be applied; the load increase, however, may not be as high as to distort the test results due to inertia loads. The ultimate design load is to be maintained for at least 3 seconds.

Note:

The a.m. number of operating hours is determined on the basis of an annual operating time of 300 hours. These assumptions are applicable only to sailplanes and powered sailplanes used for cross-country flight. For sailplanes and powered sailplanes used for other purposes, e.g. training, acrobatic flight, powered sailplane cruising flight with the engine running, etc., the service life, the number of take-offs and landings, powered and soaring flight with powered sailplanes, etc. are to be determined separately, unless the stress level is (as mentioned above) corrected (normally reduced) by an appropriate value.

A prolongation of service life may be approved, if substantiated by supplemental tests; the extent of these tests is to be agreed upon with the Luftfahrt-Bundesamt.

Generally, the fatigue test is limited to a wing component. Special fatigue tests on fuselage and other components are to be conducted if required by the construction or design. In cases of doubt, the Luftfahrt-Bundesamt will make the decision.

2) Test for Determining the Effects of Aging

For investigations to determine the effects of aging on the mechanical properties of GRP and CRP components, the specimens are to be preserved for 10 years by agreement with the Luftfahrt-Bundesamt.

The conditions of storage should be adapted as far as possible to the environmental conditions to be expected during operation of the sailplane or powered sailplane. According to the present level of knowledge it is considered to be sufficient, if the test specimen is without interruption stored under the following conditions:

- a) storage in a room that meets the conditions prevailing in a hangar.
storage period: 2 months
- b) storage in a closed transport trailer placed in the open air.
storage period: 2 months
- c) storage in the open air at a place which is not protected from wind or rain. In addition, direct solar radiation may not be affected.
storage period: 1 month

Storage indoors shall start in January so that the cycle is as follows:

Storage indoors in January, February, April, May, July, August, October and November. The "room" (hangar, trailer) should be changed annually.

Storage in the open air in March, June, September, and December. For wings with integral water ballast tanks care is to be taken that in June the tank is always filled with water.

During storage the component is to be serviced, maintained, and at least once a year inspected. Service and maintenance and the inspections are to be recorded.

The load tests to be conducted after a storage period of ten years will be established for each individual case by the Luftfahrt-Bundesamt. The same applies to load tests on test specimens taken from the test components.

Note:

For determining the effects of aging, generally only those components are to be preserved and stored under the above-mentioned conditions which have been submitted to a load test for the substantiation of service life. In cases of doubt, the Luftfahrt-Bundesamt will make the decision. The same applies mutatis mutandis to test specimens taken from laminates and sandwiches.

3) Static Load Test

The tests are to be performed with due regard to the temperature limit (e.g. 54°C for white surfaces) assuring that this temperature is evenly distributed in the entire structure of the component.

First the component is to be submitted to a load up to the limit load ($j = 1.0$). The load increase rate is to be selected so as to exclude the influence of inertia loads. It is recommended to take care that the limit load is not attained before the end of a period of 60 seconds. After having attained the limit load, the load is to be released and possible deformations are to be determined. Afterwards the limit load is to be applied again and maintained for 3 seconds and the deformations under this load are to be determined.

From $j = 1.0$ the load is to be increased up to the ultimate design load ($j = 1.5$); the load increase rate is to be selected so that the ultimate design load is not attained before the end of a period of 30 seconds. The ultimate design load is to be maintained for at least 3 seconds. Only then the load applied is to be increased in maximum load increments of $\Delta j = 0.15$ until a failure occurs; each load increment is to be maintained for at least 3 seconds. If the component supports the load applied last for at least 3 seconds without failure, this load - otherwise the load applied previously - will be considered to be the load-carrying strength substantiated by test. If failure occurs prior to the expiration of 3 seconds, and under the condition that the load increase has been recorded without any interruption, the load that had been attained 3 seconds before the failure occurred will be approved as the load-carrying strength substantiated by test.

In this context it is referred to JAR 22.627 in conjunction with JAR 22.619. According to these paragraphs the structure must be designed so as to avoid areas of hazardous stress concentration on the sailplane which could result in fatigue failure. This means that an additional proof by analysis or measurement is to be established that no stress peaks occur in the component that exceed the allowable operating stress level approved according to the

fatigue evaluation.

This proof may also be established in the framework of the static load test, if a factor of safety of $j = 1.15 \times 1.5 = 1.725$ is achieved.

Note:

The decision whether load tests for the substantiation of service life or only a static load test are required will be made by the Luftfahrt-Bundesamt. Deviations from the above-mentioned loading program are to be defined by agreement with the Luftfahrt-Bundesamt.

4) Making Use of Previous Tests

According to the applicable airworthiness requirements a structural substantiation by analysis will be accepted only if it has been shown for the selected design by experience and knowledge based on tests that the calculation method used provides reliable results. This means that it will be acceptable to make use of results of previous component tests, only if the properties of the material components and composite materials, the design, construction features and the load level of the new component correspond with those of the tested components.

IV. Final Remarks

The safe service life of the sailplane or powered sailplane is to be established by the approved design organization or the designer in the maintenance documents.

RICJ

 Microsoft Word - RHV99.doc
 05-14-02 08:54



**Richtlinien zur Führung des
Nachweises für die Anerkennung
von
Harz-Faser-Verbundsystemen**

**im Anwendungsbereich der Herstellung und Instandhaltung
von Segelflugzeugen und Motorseglern (RHV)**

<u>Inhalt:</u>	<u>Seite:</u>
Änderungsstand	2
Allgemeines	3
Mindestforderungen an Harz und Harz- Faser-Verbund	5
Forderungen an den Harz- Faser-Verbund nach Vorbehandlung	6
Muster zur Erstellung einer Spezifikation für den Harz -Faser-Verbund	7
Anlage 1: Aufbau der Klebproben zur Ermittlung der Bindefestigkeit von Harz-Härter-Systemen an Laminaten	16
Anlage 2: Prüfvorschriften + 45 ° Wöhlerkurven zum Wechselfestigkeitsnachweis von Harz-Faser-Verbundsystemen	17
Anlage 3: Knicksicherung für dyn. Zug- Druckversuch mit Flachproben nach der RHV-Vorschrift des Luftfahrt-Bundesamtes und des ANF	18
Anlage 4: Umrechnung der Spannungen bzw. E -Moduli auf andere Faservolumenanteile ϕ	19

Änderungsstand

Lfd. Nr.:	Betroffene Seiten	Datum	Unterschrift
1	1, 2, 5, 6, 9, 11, 12, 13, 15, 17	12/93	
2	1, 2, 6, 9, 13	12/94	
3	6, 13	8/97	
4	Neuausgabe	1/99	

Allgemeines

Diese Richtlinien geben dem Antragsteller an, welche Prüfungen und Versuche durchzuführen sind, um die Verwendbarkeit eines neuen Harz- Faser-Verbundsystems nachweisen zu können. Sie entsprechen dem heutigen Stand der Erkenntnisse über das sich ständig weiter entwickelnde Gebiet der faserverstärkten Kunststoffe.

Die vorliegende Fassung stellt das Ergebnis der Beratungen des "Arbeitskreises Neuartige Faserwerkstoffe" dar, der sich aus Vertretern der Werkstoffhersteller, der Segelflugzeugindustrie, der Luftfahrtforschung und -lehre, der Akademischen Fliegergruppen und des Luftfahrt - Bundesamtes zusammensetzt.

Abweichende Vereinbarungen von den nachfolgenden Richtlinien können getroffen werden, wenn es die technischen Gegebenheiten erforderlich machen; sie sind dem Luftfahrt- Bundesamt zur Anerkennung vorzulegen.

Nachweis der Eignung von Harz-Härter-Systemen

Die Übereinstimmung des Harz-Härter-Systems mit den auf den Seiten 5 bis 6 dieser Richtlinien festgelegten Forderungen ist nachzuweisen. Der Antragsteller hat eine Spezifikation zu erstellen, deren Umfang mindestens dem auf den Seiten 8 bis 15 angegebenen Muster entsprechen muß. Sie ist dem Luftfahrt-Bundesamt zur Anerkennung vorzulegen.

Diese vom Antragsteller erstellte Spezifikation kann jedoch keine Aussagen darüber machen, ob die vom Luftfahrzeughersteller vorgeschriebenen Mischungen des Harzsystems mit Füllstoffen bei der zu fertigenden oder zu reparierenden Zellenstruktur noch ausreichende Festigkeitswerte ergeben. Derartige Untersuchungen hat der Hersteller der Luftfahrzeuge, für die das Harzsystem eingesetzt werden soll, durchzuführen. Er hat ferner festzustellen, ob bei der Verwendung des gewählten Harz-Härter-Systems ein Bauteil mit sämtlichen angegebenen Füllstoffen und den zulässigen Fugendicken noch die geforderte Mindestfestigkeit aufweist. Auch hat er die ungünstigsten Verklebungsmöglichkeiten und den möglichen Einsatz verschiedener anerkannter EP-Laminierharzsysteme innerhalb eines Bauteils zu untersuchen und festzulegen.

Nachweis der Eignung von Geweben

Der Nachweis der Eignung von Geweben für die Herstellung von Segelflugzeugen und Motorseglern wird stellvertretend für alle Gewebetypen, die aus gleichem Fasermaterial hergestellt sind und gleiches Finish sowie Schlichte bzw. Avivage besitzen, entweder an einem Gewebe nachgewiesen, welches auf Seite 5 (Spalte 2 bis 4, Zeile 2) genannt ist oder aber an einem, welches dem dort genannten in seinen Eigenschaften möglichst weitgehend entspricht. Die Proben für die auf den Seiten 5 und 6 aufgeführten Versuche sind mit dem folgenden Harz-Härter-System herzustellen:

MGS L335/H340

Es ist nachzuweisen, daß die auf den Seiten 5 und 6 genannten Mindestwerte erreicht werden. Der Antragsteller hat eine Spezifikation zu erstellen, deren Umfang mindestens dem auf den Seiten 8 bis 15 angegebenen Mustern entsprechen muß. Sie ist dem Luftfahrt -Bundesamt zur Anerkennung vorzulegen.

Darüber hinaus ist dem Luftfahrt-Bundesamt für alle zuzulassenden Gewebe folgendes zu bescheinigen:

1. Erfüllung der Forderungen der entsprechenden DIN- Normen (z.B. DIN 65066 und LN 9169 für Filamentgewebe aus E-Glas, DIN 65147 für Filamentgewebe aus Kohlenstoff und/oder DIN 65427 für Filamentgewebe aus Aramid).
2. Wenn ein Werkstoffleistungsblatt vorhanden ist, Übereinstimmung mit dem für den jeweiligen Gewebetyp anwendbaren, gültigen Werkstoffleistungsblatt (z.B. WL 8.4565 für E-Glas mit einer flächenbezogenen Masse von 286 g/m²).

**Mindestforderungen
an Harz und Harz-Faser-Verbund**

Zeile	Eigenschaften im Zustand		verstärkt 6) GFK	verstärkt 7) CFK	verstärkt 7) SFK	unverstärkt
2	Werkstoffzustand		mit EP-Harzmassen und Filamentgewebe nach WL 8.4551.60 Bindungsart: Leinen	mit EP-Harzmassen und Filamentgewebe nach WL 8.3509.80	mit EP-Harzmassen und Aramid-Faser-gewebe nach WL 5.2236.30	mit EP-Harz-masse
3	Härtung	Std./°C				
4	Nachhärtung	Std./°C				
5	Faserorientierung		Belastung in Kettrichtung (außer Zeile 16 und 20)	Belastung in Kettrichtung (außer Zeile 16 und 20)	Belastung in Kettrichtung (außer Zeile 16 und 20)	-
6	Faservolumenanteil bei Herstellung	%	43 1)	50 1)	43 1)	-
7	Herstellung der Prüfplatten		nach DIN 65071 (Verfahren C)	nach DIN 65071 (Verfahren C)	nach DIN 65071 (Verfahren C)	nach DIN 16946
8	Dichte nach DIN 53479	g/cm ³	(1,8)	(1,5)	(1,3)	(1,1 bis 1,5)
9	Biegefestigkeit nach DIN 53452 9)	N/mm ²	400	600	300	90
10	Schlagzähigkeit nach DIN 53453 α_n	N/mm ²	-	-	-	(15 - 60)
11	Zugfestigkeit nach DIN 53455 (Probe Nr. 3) R_m	N/mm ²	-	-	-	55
12	Bruchdehnung nach DIN 53455	%	-	-	-	>4,5
13	Druckfestigkeit nach ¹¹⁾ DIN 53454 oder DIN 29971 σ_{dB}	N/mm ²	270	375	120	(120)
14	E-Modul aus Biegeversuch nach ^{9) 10)} DIN 53457	N/mm ²	(17000)	(40000)	(20000)	2800
15	Anfangs-Tangenten-E-Modul aus Zugversuch nach DIN 53457	N/mm ²	-	-	-	3000
16	Interl. Scherfestigkeit ⁸⁾ nach DIN 29971	N/mm ²	28	45	25	-
17	Schubmodul aus Torsions-schwingversuch bei 54° ²⁾ nach DIN 53455	N/mm ²	-	-	-	700
18	Biegewechselfestigkeit ³⁾	LW	-	-	-	3 x 10 ³
19	Klebefestigkeit τ_k ⁴⁾	N/mm ²	10	10	10	-
20	Wechselfestigkeit ⁵⁾ (Zug-Druck mit R = -1)	LW	100000	100000	noch nicht festgelegt	-
21	Besondere Eigenschaften	einsetzbar von -55° bis +54° C				
22	Prüfklima	wenn nicht anders angegeben, im Prüfklima 23/50-2 (DIN 50014)				

Bemerkungen / Fußnoten siehe nächste Seite

**Forderungen an den Harz-Faser-Verbund
nach Vorbehandlung unter den nachfolgenden Bedingungen**

Zeile	Eigen- schaften im Zustand	gehärtet, verstärkt G F K						
2		Prüf- u. Lager- temp. °C	Lagerzeit h d	Biege- festig- keit N/mm ²	Biege- modul N/mm ²	Druck- festig- keit N/mm ²	Klebe- festig- keit N/mm ²	Bemerkungen
3	destill. Wasser	23 ± 1	- 30	360	(17000)	250	10	
4	trockene Wärme	54 ± 2	½ -	300	(17000)	180	10	
5	Kälte	-55 ± 2	½ -	400	(17000)	-	-	
6	Eigen- schaften im Zustand	gehärtet, verstärkt C F K						
7	destill. Wasser	23 ± 1	- 30	540	(35000)	375	10	
8	trockene Wärme	54 ± 2	½ -	480	(35000)	290	10	
9	Kälte	-55 ± 2	½ -	600	(35000)	-	-	
10	Eigen- schaften im Zustand	gehärtet, verstärkt S F K						
11	destill. Wasser	23 ± 1	- 30	270	(20000)	100	10	
12	trockene Wärme	54 ± 2	½ -	270	(20000)	100	10	
13	Kälte	-55 ± 2	½ -	420	(20000)	-	-	

Bemerkungen

Alle angegebenen Werte sind Mindestwerte; Werte in () sind Richtwerte.

- 1) Innerhalb eines Bereiches von ± 2% können die Versuchsergebnisse auf einen Faservolumenanteil von 43% (CFK und SFK) bzw. 50 % (CFK) umgerechnet werden (Formeln siehe Anlage 4).
- 2) Der Verlauf des Schubmoduls über der Temperatur ist zu ermitteln.
- 3) Bei Biegespannung 50 N/mm² und nach Instituts-Bericht IB 131-83/14 des Instituts für Strukturmechanik der DLR Braunschweig, Bruchwahrscheinlichkeit 10% (LW: Lastwechsel)
- 4) Nach LBA-Spezifikation (Anhang 1) (nicht anzuwenden bei der Qualifizierung von Gewebe)
- 5) Nach Spezifikation des Arbeitskreises neuartige Faserwerkstoffe (Anhang 2)
(LW: Lastwechselzahl)
Alternativ kann der Nachweis für CFK durch Bauteilversuche mit Holmen entsprechend DLR-Bericht IB 435-88/14/1988 durchgeführt werden. Als Lastkollektiv ist das Franzmeyer-Kollektiv oder Kosmos anzuwenden.
- 6) und
- 7) Bezugsharz: MGS L335/H340
- 8) Probenform und Prüfbedingungen nach DIN 29971, Probenaufbau und Gewebe nach Anlage 2 jedoch Faserausrichtung 0°/90°
- 9) Probendicke 4 mm
- 10) Zwischen 5% und 25% der Bruchlast
- 11) 2 mm/min Belastungsgeschwindigkeit

M U S T E R

zur Erstellung einer Spezifikation

für einen

HARZ-FASER-VERBUND

Technische Daten
des Harz-Härter-Systems

Spalte Zeile	1		2	
1	Bezeichnung des Harzes			
2	Bezeichnung des Härters			
3	Eigenschaften im Zustand		der Anlieferung (Zeile 6 bis 12) der Verarbeitung (Zeile 13 bis 20)	
4	Werkstoffzustand			
5			Harz	Härter
6	Dichte bei 25° C nach DIN 51757	g/cm ³		
7	Viskosität bei 25° C nach DIN 53015	m Pa s		
8	Epoxidäquivalent nach DIN 16945	g		–
9	Aminäquivalent nach DIN 16945	g	–	
10	Flüchtigengehalt bei T = 60° C ³⁾	Gew %	≤ 0,2	
		Gewichtsteile	100	±
11	Mischungsverhältnis	Volumenteile	100	±
12		Lagerzeit bei 15 bis 25° C ¹⁾	Monate	
13	Verarbeitungstemperatur	°C	°C bis °C	
14	Rel. Feuchte bei Verarbeitung	%	°C bis °C	
15	Anfangsviskosität der Mischung bei 25° C nach DIN 53015	m Pa s		
16	Härtung	Std/° C		
17	Nachhärtung	Std/° C		
18	Temperaturanstieg (Topfzeit) nach DIN 16945 ²⁾	°C/min		
19	Beschleuniger			
20	Glasübergangstemperatur nach DIN 53445	°C	≥ 67,5	
21	Besondere Eigenschaften			
22	Verwendbarkeit (möglichst genaue Beschreibung der Verwendungsmöglichkeiten)			
23	Einsatz-Temperaturbereich mindestens		-55° C bis +54° C	
24	<u>Bemerkungen:</u> 1) Bei Lagerzeit unter 12 Monaten kein Einsatz des Systems im Rahmen der Instandhaltung 2) Diagramm 3) In Anlehnung an DIN 16945			

Technische Daten
für die Ermittlung der
mechanischen Kennwerte verwendeten Gewebe

Spalte Zeile	1	2	3	4
1		GFK	CFK	SFK
2	Filamentgarn	LN 9169 EC6-68.720	DIN 65104-8.3614.1-85 (HTF)	Synthetikfaser HMA
3	Gewebeeigenschaften nach Werkst. Leistungsblatt	8.4551.60 Bindungsart: Leinen	8.3509.80	5.2236.20
4	Hersteller			
5	Schlichte/Avivage			
6	Finish			
7	Lagerzeit bei 15° C bis 25° C			
8	Drehung der Faser Ja / nein			
9				
10				
11				
12				
13				
14				

Bemerkung: Die Erfüllung der RHV wurde unter Einhaltung der o.a. technischen Daten nachgewiesen. Sofern Änderungen im Produktionsablauf vorgenommen werden, die einen Einfluß auf die Qualifikation des Materials haben können, sind das Luftfahrt-Bundesamt, als auch der belieferte LTB, rechtzeitig davon zu unterrichten. Eine Entscheidung darüber, ob evtl. eine Nachqualifikation erforderlich ist, behält sich das Luftfahrt-Bundesamt vor.

**Mechanische Kennwerte
für Harz und Harz-Faser-Verbund (G F K)**

Zeile 1	Eigenschaften im Zustand		verstärkt G F K		unverstärkt	
			Soll	Ist	Soll	Ist
2a	Werkstoffzustand		mit EP-Harzmassen und Filamentgewebe nach WL 8.4551.60 (Bindungsart: Leinen)		mit EP-Harzmasse	
2b			Soll	Ist	Soll	Ist
3	Härtung	Std/°C	–		–	
4	Nachhärtung	Std/°C	–		–	
5	Faserorientierung		Belastung in Kett- richtung (außer Zeile 16 und 20)	Belastung in Kett- richtung (außer Zeile 16 und 20)		
6	Faservolumenanteil bei Herstellung	%	43 ¹⁾	43 ¹⁾	–	–
7	Herstellung der Prüfplatten		Nach DIN 65071 (Verfahren C)	Nach DIN 65071 (Verfahren C)	Nach DIN 16946	nach DIN 16946
8	Dichte nach DIN 53479	g/cm ³	(1,8)		1,1 bis 1,5	
9	Biegefestigkeit ⁹⁾ nach DIN 53452	N/mm ²	400		90	
10	Schlagzähigkeit nach DIN 53453 an	N/mm ²	–	–	(15 bis 60)	
11	Zugfestigkeit nach DIN 53455 (Probe Nr.3) R _m	N/mm ²	–	–	55	
12	Bruchdehnung nach DIN 53455	%	–	–	4,5	
13	Druckfestigkeit ¹¹⁾ nach DIN 53454 oder DIN 29971 σ_{Dr}	N/mm ²	270		(120)	
14	E-Modul aus ^{9) 10)} Biegeversuch nach DIN 53457	N/mm ²	(17000)		2800	
15	Anfangs-Tangenten- E-Modul aus Zugver- such nach DIN 53457	N/mm ²	–	–	3000	
16	Interl. ⁸⁾ Scherfestigkeit nach DIN 29971	N/mm ²	28		–	
17	Schubmodul aus Torsionsschwing- versuch bei 54° nach DIN 53455 ²⁾	N/mm ²	–	–	700	
18	Biegewechsel- festigkeit ³⁾	LW	–	–	3 x 10 ³	
19	Klebefestig- keit τ_k ⁴⁾	N/mm ²	10		–	
20	Wechselfestigkeit ⁵⁾ (Zug-Druck mit R = -1)	LW	100000		–	–
21	Besondere Eigenschaften		einsetzbar von -55° bis +54° C			
22	Prüfklima		Wenn nicht anders angegeben, im Prüfklima 23/50-2 (DIN 50014)			

**Mechanische Kennwerte
des Harz-Faser-Verbunds nach Vorbehandlung**

(G F K)

Spalte Zeile		2								
1	Eigenschaften im Zustand	gehärtet, verstärkt G F K								
2	Prüfmittel	Prüftemp. ° C	Lagerzeit h d		Biegefestig- keit N/mm ²	Biegemodul N/mm ²	Druck- festigkeit N/mm ²	Klebe- festigkeit N/mm ²	Bemerkungen	
3	destilliertes Wasser	Soll	23 ± 1	--	30	360	(17000)	250	10	
4		Ist		–	30					
5	trockene Wärme	Soll	54 ± 2	¼	–	300	(17000)	180	10	
6		Ist		¼	–					
7	Kälte	Soll	-55 ± 2	¼	–	400	(17000)	–	–	
8		Ist		¼	–			–	–	
9	Bemerkungen:									

Bemerkungen: Alle angegebenen Werte sind Mindestwerte; Werte in () sind Richtwerte.

- 1) Innerhalb eines Bereiches von ± 2 % können die Versuchsergebnisse auf einen Faservolumenanteil von 43 % umgerechnet werden (Formeln siehe Anlage 4).
- 2) Der Verlauf des Schubmoduls über der Temperatur ist zu ermitteln.
- 3) Bei Biegespannung 50 N/mm² und nach Instituts-Bericht IB 131-83/14 des Instituts für Strukturmechanik der DLR Braunschweig, Bruchwahrscheinlichkeit 10 % (LW: Lastwechsel)
- 4) Nach LBA-Spezifikation (Anhang 1)
(Nicht anzuwenden bei der Qualifizierung von Gewebe)
- 5) Nach Spezifikation des Arbeitskreises neuartige Faserwerkstoffe (Anhang 2)
(LW: Lastwechselzahl)
- 6) –
- 7) –
- 8) Probenform und Prüfbedingungen nach DIN 29971, Probenaufbau und Gewebe nach Anlage 2, jedoch Faserausrichtung 0°/90°
- 9) Probendicke 4 mm
- 10) Zwischen 5 % und 25 % der Bruchlast
- 11) 2 mm/min Belastungsgeschwindigkeit

**Mechanische Kennwerte
für Harz und Harz-Faser-Verbund (C F K)**

Zeile 1	Eigenschaften im Zustand		verstärkt C F K		unverstärkt	
2a	Werkstoffzustand		mit EP-Harzmassen und Filamentgewebe nach WL 8.3509.80		mit EP-Harzmasse	
2b			Soll	Ist	Soll	Ist
3	Härtung	Std/°C	–		–	
4	Nachhärtung	Std/°C	–		–	
5	Faserorientierung		Belastung in Kett- richtung (außer Zeile 16 und 20)	Belastung in Kett- richtung (außer Zeile 16 und 20)		
6	Faservolumenanteil bei Herstellung	%	50 ¹⁾	50 ¹⁾	–	–
7	Herstellung der Prüfplatten		Nach DIN 65071 (Verfahren C)	Nach DIN 65071 (Verfahren C)	Nach DIN 16946	nach DIN 16946
8	Dichte nach DIN 53479	g/cm ³	(1,5)		1,1 bis 1,5	
9	Biegefestigkeit ⁹⁾ nach DIN 53452	N/mm ²	600		90	
10	Schlagzähigkeit nach DIN 53453 ^{an}	N/mm ²	–	–	(15 bis 60)	
11	Zugfestigkeit nach DIN 53455 (Probe Nr.3) R _m	N/mm ²	–	–	55	
12	Bruchdehnung nach DIN 53455	%	–	–	4,5	
13	Druckfestigkeit ¹¹⁾ nach DIN 53454 oder DIN 29971 σ_{ab}	N/mm ²	375		(120)	
14	E-Modul aus ⁹⁾¹⁰⁾ Biegeversuch nach DIN 53457	N/mm ²	(40000)		2800	
15	Anfangs-Tangenten- E-Modul aus Zugver- such nach DIN 53457	N/mm ²	–	–	3000	
16	Interl. ⁸⁾ Scherfestigkeit nach DIN 29971	N/mm ²	45		–	
17	Schubmodul aus Torsionsschwing- versuch bei 54° nach DIN 53455 ²⁾	N/mm ²	–	–	700	
18	Biegewechsel- festigkeit ¹⁾	LW	–	–	3 × 10 ³	
19	Klebefestig- keit τ_k ⁴⁾	N/mm ²	10		–	
20	Wechselfestigkeit (Zug-Druck mit R = -1) ⁵⁾	LW	100000		–	
21	Besondere Eigenschaften		einsetzbar von -55° bis +54° C			
22	Prüfklima		Wenn nicht anders angegeben, im Prüfklima 23/50-2 (DIN 50014)			

**Mechanische Kennwerte
des Harz-Faser-Verbunds nach Vorbehandlung**

(C F K)

Spalte Zeile		1									2								
1	Eigenschaften im Zustand	gehärtet, verstärkt C F K																	
2	Prüfmittel	Prüf- temp. ° C	Lagerzeit		Biegefestig- keit N/mm ²	Biegemodul N/mm ²	Druck- festigkeit N/mm ²	Klebe- festigkeit N/mm ²	Bemerkungen										
			h	d															
3	destill. Wasser	Soll	23 ± 1	–	30	540	(35000)	375	10										
4		Ist		–	30														
5	trockene Wärme	Soll	54 ± 2	½	–	480	(35000)	290	10										
6		Ist		½	–														
7	Kälte	Soll	-55 ± 2	½	–	600	(35000)	–	–										
8		Ist		½	–			–	–										
9	Bemerkungen:																		

Bemerkungen: Alle angegebenen Werte sind Mindestwerte; Werte in () sind Richtwerte.

- 1) Innerhalb eines Bereiches von ± 2% können die Versuchsergebnisse auf einen Faservolumenanteil von 50 % umgerechnet werden (Formeln siehe Anlage 4).
- 2) Der Verlauf des Schubmoduls über der Temperatur ist zu ermitteln.
- 3) Bei Biegespannung 50 N/mm² und nach Instituts-Bericht IB 131-83/14 des Instituts für Strukturmechanik der DLR Braunschweig, Bruchwahrscheinlichkeit 10 % (LW: Lastwechsel)
- 4) Nach LBA-Spezifikation (Anhang 1)
(nicht anzuwenden bei der Qualifizierung von Gewebe)
- 5) Nach Spezifikation des Arbeitskreises neuartige Faserwerkstoffe (Anhang 2)
(LW: Lastwechselzahl)
Alternativ kann der Nachweis durch Bauteilversuche mit Holmen entsprechend DLR-Bericht IB 435-88/14/1988 durchgeführt werden. Als Lastkollektiv ist das Franzmeyer-Kollektiv oder KOSMOS anzuwenden.
- 6) –
- 7) –
- 8) Probenform und Prüfbedingungen nach DIN 29971, Probenaufbau und Gewebe nach Anlage 2, jedoch Faserausrichtung 0°/90°
- 9) Probendicke 4 mm
- 10) Zwischen 5% und 25% der Bruchlast
- 11) 2 mm/min Belastungsgeschwindigkeit

Mechanische Kennwerte
für Harz und Harz-Faser-Verbund (S F K)

Zeile 1	Eigenschaften im Zustand		unverstärkt			
			mit EP-Harzmassen und Filamentgewebe nach WL 5.2236.30		mit EP-Harzmasse	
2a	Werkstoffzustand		Soll	Ist	Soll	Ist
2b						
3	Härtung	Std/°C	–		–	
4	Nachhärtung	Std/°C	–		–	
5	Faserorientierung		Belastung in Kett- richtung (außer Zeile 16 und 20)	Belastung in Kett- richtung (außer Zeile 16 und 20)		
6	Faservolumenanteil bei Herstellung	%	43 ¹¹⁾	43 ¹¹⁾	–	–
7	Herstellung der Prüfplatten		Nach DIN 65071 (Verfahren C)	Nach DIN 65071 (Verfahren C)	Nach DIN 16946	nach DIN 16946
8	Dichte nach DIN 53479	g/cm ³	(1,3)		1,1 bis 1,5	
9	Biegefestigkeit ⁹⁾ nach DIN 53452	N/mm ²	300		90	
10	Schlagzähigkeit nach DIN 53453 α_m	N/mm ²	–	–	(15 bis 60)	
11	Zugfestigkeit nach DIN 53455 (Probe Nr.3) R_m	N/mm ²	–	–	55	
12	Bruchdehnung nach DIN 53455	%	–	–	4,5	
13	Druckfestigkeit ¹²⁾ nach DIN 53454 oder DIN 29971 σ_{dB}	N/mm ²	120		(120)	
14	E-Modul aus ⁹⁾¹⁰⁾ Biegeversuch nach DIN 53457	N/mm ²	(20000)		2800	
15	Anfangs-Tangenten- E-Modul aus Zugver- such nach DIN 53457	N/mm ²	–	–	3000	
16	Interl. ⁹⁾ Scherfestigkeit nach DIN 29971	N/mm ²	25		–	
17	Schubmodul aus Torsionsschwing- versuch bei 54° ²⁾ nach DIN 53455	N/mm ²	–	–	700	
18	Biegewechsel- festigkeit ³⁾	N/mm ²	–	–	3 x 10 ³	
19	Klebefestig- keit τ_k ⁴⁾	N/mm ²	10		–	
20	Wechselfestigkeit ⁵⁾ (Zug-Druck mit R = -1)	LW	wird noch festgelegt		–	
21	Besondere Eigenschaften		einsetzbar von -55° bis +54° C			
22	Prüfklima		Wenn nicht anders angegeben, im Prüfklima 23/50-2 (DIN 50014)			

Bemerkungen/Fußnoten siehe nächste Seite

**Mechanische Kennwerte
des Harz-Faser-Verbunds nach Vorbehandlung (S F K)**

Spalte 1		2							
Zeile									
1	Eigenschaften im Zustand	gehärtet, verstärkt S F K							
2	Prüfmittel	Prüf-temp. ° C	Lagerzeit h d	Biegefestigkeit N/mm ²	Biegemodul N/mm ²	Druckfestigkeit N/mm ²	Klebe- festigkeit N/mm ²	Bemerkungen	
3	destill. Wasser	Soll	23 ± 1	- 30	270	(20000)	100	10	
4		Ist		- 30					
5	trockene Wärme	Soll	54 ± 2	¼ -	270	(20000)	100	10	
6		Ist		¼ -					
7	Kälte	Soll	-55 ± 2	¼ -	420	(20000)	-	-	
8		Ist		¼ -			-	-	
9	Bemerkungen:								

Bemerkungen: Alle angegebenen Werte sind Mindestwerte; Werte in () sind Richtwerte.

- 1) Innerhalb eines Bereiches von ± 2% können die Versuchsergebnisse auf einen Faservolumenanteil von 43 % umgerechnet werden (Formeln siehe Anlage 4).
- 2) Der Verlauf des Schubmoduls über der Temperatur ist zu ermitteln.
- 3) Bei Biegespannung 50 N/mm² und nach Instituts-Bericht IB 131-83/14 des Instituts für Strukturmechanik der DLR Braunschweig, Bruchwahrscheinlichkeit 10% (LW: Lastwechsel)
- 4) Nach LBA-Spezifikation (Anhang 1)
(nicht anzuwenden bei der Qualifizierung von Gewebe)
- 5) Nach Spezifikation des Arbeitskreises neuartige Faserwerkstoffe (Anhang 2)
(LW: Lastwechselzahl)
- 6) -
- 7) -
- 8) Probenform und Prüfbedingungen nach DIN 29971, Probenaufbau und Gewebe nach Anlage 2, jedoch Faserausrichtung 0°/90°
- 9) Probendicke 4 mm
- 10) Zwischen 5% und 25% der Bruchlast
- 11) 2 mm/min Belastungsgeschwindigkeit

Anlage 1

**Aufbau der Klebproben
zur Ermittlung der Bindefestigkeit
von Harz-Härter-Systemen an Laminaten**

Aufleimer bei Bedarf

- a) Vorbehandlung der Klebefläche durch Abreißgewebe Interglas 7849
- b) Preßkraft: 20 N
- c) Klebstoff: Harz-Härter-System ohne Füllstoff, jedoch Verwendung eines den Füllstoff ersetzenden Gewebes der Fa. Interglas 92 110 (0/90°)
- d) Anzahl der Proben: 6
- e) Temperatur bei Herstellung: 23/50 - 2 (DIN 50014)
- f) Temperung: Wie auf Seite 8, Zeile 16 angegeben
- g) Belastungs-Geschwindigkeit: 1 mm/min.

Prüfvorschriften $\pm 45^\circ$ Wöhlerproben zum Wechselfestigkeitsnachweis
von Harz-Faser-Verbundsystemen

- Probenform:**
- Flachproben ohne Aufleimer
 - Abmessungen: 210 x 32 mm
Dicke 2 mm + 0 mm - 0,1 mm
 - Aufbau: 8 Lagen $\pm 45^\circ$, symmetrischer Aufbau, Kette und Schuß wechselnd
 - Oberfläche glatt
 - Gewebe: siehe Tabelle
 - Meßlänge: 130 mm
- Probenzahl:**
- 6 Stück
- Prüfverfahren:**
- Zug-Druck-Wechselbelastung (sinusförmig, kraftgesteuert, R = - 1, Knicksicherung)
 - Ermittlung der Lastwechselzahl LW bis zum Versagen oder Abbruch bei LW > 100000.
 - Frequenz 1,5 Hz + 0,5 - 0. Es ist darauf zu achten, daß die Oberflächentemperatur der Probe während des Versuchs 40 ° C nicht überschreitet.
 - Nach Möglichkeit Messung der Wegdifferenz und Aufzeichnung zusammen mit dem Temperaturverlauf, um Unregelmäßigkeiten während des Versuchsablaufes zu erkennen.
 - Es wird - insbesondere für SFK - empfohlen, eine Knickstütze zu verwenden. Vorschlag siehe Anlage 3.

	Gewebe nach Werkstoff-Leistungsblatt	Lastniveau [KN]
GFK	WL 8.4551.60 (Bindungsart: Leinen)	$\pm 3,0$
CFK	WL 8.3509.80	$\pm 3,0$
SFK	WL 5.2236.30	noch nicht festgelegt

Umrechnung der Spannungen bzw. E-Moduli auf andere
Faservolumenanteile ϕ

Annahme: $E_{\text{Harz}} \ll E_{\text{Faser}}$

$$E, G(\phi_2) = E, G(\phi_1) * \phi_2 / \phi_1$$

$$\sigma, \tau(\phi_2) = \sigma, \tau(\phi_1) * \phi_2 / \phi_1$$

E	Elastizitätsmodul N/mm²
G	Schubmodul N/mm²
σ	Normalspannung N/mm²
τ	Schubspannung N/mm²