

INTERNATIONAL STANDARD

NORME INTERNATIONALE



**Wind energy generation systems –
Part 8: Design of wind turbine structural components**

**Systèmes de génération d'énergie éolienne –
Partie 8: Conception des composants structurels des éoliennes**

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61400-8:2024



THIS PUBLICATION IS COPYRIGHT PROTECTED

Copyright © 2024 IEC, Geneva, Switzerland

All rights reserved. Unless otherwise specified, no part of this publication may be reproduced or utilized in any form or by any means, electronic or mechanical, including photocopying and microfilm, without permission in writing from either IEC or IEC's member National Committee in the country of the requester. If you have any questions about IEC copyright or have an enquiry about obtaining additional rights to this publication, please contact the address below or your local IEC member National Committee for further information.

Droits de reproduction réservés. Sauf indication contraire, aucune partie de cette publication ne peut être reproduite ni utilisée sous quelque forme que ce soit et par aucun procédé, électronique ou mécanique, y compris la photocopie et les microfilms, sans l'accord écrit de l'IEC ou du Comité national de l'IEC du pays du demandeur. Si vous avez des questions sur le copyright de l'IEC ou si vous désirez obtenir des droits supplémentaires sur cette publication, utilisez les coordonnées ci-après ou contactez le Comité national de l'IEC de votre pays de résidence.

IEC Secretariat
3, rue de Varembe
CH-1211 Geneva 20
Switzerland

Tel.: +41 22 919 02 11
info@iec.ch
www.iec.ch

About the IEC

The International Electrotechnical Commission (IEC) is the leading global organization that prepares and publishes International Standards for all electrical, electronic and related technologies.

About IEC publications

The technical content of IEC publications is kept under constant review by the IEC. Please make sure that you have the latest edition, a corrigendum or an amendment might have been published.

IEC publications search - webstore.iec.ch/advsearchform

The advanced search enables to find IEC publications by a variety of criteria (reference number, text, technical committee, ...). It also gives information on projects, replaced and withdrawn publications.

IEC Just Published - webstore.iec.ch/justpublished

Stay up to date on all new IEC publications. Just Published details all new publications released. Available online and once a month by email.

IEC Customer Service Centre - webstore.iec.ch/csc

If you wish to give us your feedback on this publication or need further assistance, please contact the Customer Service Centre: sales@iec.ch.

IEC Products & Services Portal - products.iec.ch

Discover our powerful search engine and read freely all the publications previews, graphical symbols and the glossary. With a subscription you will always have access to up to date content tailored to your needs.

Electropedia - www.electropedia.org

The world's leading online dictionary on electrotechnology, containing more than 22 500 terminological entries in English and French, with equivalent terms in 25 additional languages. Also known as the International Electrotechnical Vocabulary (IEV) online.

A propos de l'IEC

La Commission Electrotechnique Internationale (IEC) est la première organisation mondiale qui élabore et publie des Normes internationales pour tout ce qui a trait à l'électricité, à l'électronique et aux technologies apparentées.

A propos des publications IEC

Le contenu technique des publications IEC est constamment revu. Veuillez vous assurer que vous possédez l'édition la plus récente, un corrigendum ou amendement peut avoir été publié.

Recherche de publications IEC -

webstore.iec.ch/advsearchform

La recherche avancée permet de trouver des publications IEC en utilisant différents critères (numéro de référence, texte, comité d'études, ...). Elle donne aussi des informations sur les projets et les publications remplacées ou retirées.

IEC Just Published - webstore.iec.ch/justpublished

Restez informé sur les nouvelles publications IEC. Just Published détaille les nouvelles publications parues. Disponible en ligne et une fois par mois par email.

Service Clients - webstore.iec.ch/csc

Si vous désirez nous donner des commentaires sur cette publication ou si vous avez des questions contactez-nous: sales@iec.ch.

IEC Products & Services Portal - products.iec.ch

Découvrez notre puissant moteur de recherche et consultez gratuitement tous les aperçus des publications, symboles graphiques et le glossaire. Avec un abonnement, vous aurez toujours accès à un contenu à jour adapté à vos besoins.

Electropedia - www.electropedia.org

Le premier dictionnaire d'électrotechnologie en ligne au monde, avec plus de 22 500 articles terminologiques en anglais et en français, ainsi que les termes équivalents dans 25 langues additionnelles. Egalement appelé Vocabulaire Electrotechnique International (IEV) en ligne.

INTERNATIONAL STANDARD

NORME INTERNATIONALE



**Wind energy generation systems –
Part 8: Design of wind turbine structural components**

**Systèmes de génération d'énergie éolienne –
Partie 8: Conception des composants structurels des éoliennes**

INTERNATIONAL
ELECTROTECHNICAL
COMMISSION

COMMISSION
ELECTROTECHNIQUE
INTERNATIONALE

ICS 27.180

ISBN 978-2-8322-9063-7

**Warning! Make sure that you obtained this publication from an authorized distributor.
Attention! Veuillez vous assurer que vous avez obtenu cette publication via un distributeur agréé.**

CONTENTS

FOREWORD.....	5
INTRODUCTION.....	7
1 Scope.....	8
2 Normative references	8
3 Terms, definitions, symbols and abbreviated terms.....	10
3.1 Terms and definitions.....	10
3.2 Symbols and abbreviated terms	12
4 Reliability considerations	14
4.1 Approaches to reliability based design	14
4.2 Models and basic variables for structural verification	16
4.2.1 Reliability assessment	16
4.2.2 Material properties.....	16
4.3 Partial safety factors and reliability targets.....	16
5 Application of loads and analysis models.....	17
5.1 Loads models	17
5.2 Analysis model.....	17
5.2.1 General	17
5.2.2 Load path modelling	17
5.2.3 Application of load components	17
5.2.4 Boundary conditions	18
5.3 Modelling of nonlinear mechanical behaviour	18
5.3.1 General	18
5.3.2 Nonlinear stress effects	18
5.3.3 Application of ultimate loads	18
5.3.4 Application of fatigue loads.....	18
5.4 Partial safety factors.....	19
5.5 Partial safety factor for resistance.....	21
5.6 Nacelle and hub component considerations	22
5.6.1 General.....	22
5.6.2 Hub structure and bolts.....	22
5.6.3 Nacelle front structure (alternatively: mechanical drive-train structure)	23
5.6.4 Gearbox structure.....	23
5.6.5 Yaw structure	23
5.6.6 Nacelle rear structure	24
5.6.7 Nacelle cover and spinner	24
6 Deflection analysis	24
7 Strength verification.....	25
7.1 General.....	25
7.2 Determination of stress and strain.....	25
7.3 Material properties	25
7.3.1 Material data	25
7.3.2 Influence of size	26
7.4 Static strength assessment	26
7.4.1 Assessment process.....	26
7.4.2 Cast, forged and steel components.....	26
7.4.3 Welded structures.....	28

7.4.4	Bolted joints.....	28
7.4.5	Fibre reinforced material.....	29
7.5	Fatigue strength assessment	29
7.5.1	Fatigue strength methods	29
7.5.2	Determination of local stresses	29
7.5.3	Stress hypothesis for fatigue	29
7.5.4	S/N curves.....	30
7.5.5	Influence on fatigue strength	30
7.5.6	Partial safety factors for fatigue	31
7.5.7	Damage accumulation	32
7.5.8	Bolted joints.....	33
7.5.9	Fibre reinforced material.....	33
7.6	Fracture mechanics assessment.....	33
7.6.1	General	33
7.6.2	Define objective.....	34
7.6.3	Material parameter	34
7.6.4	Defect model	35
7.6.5	Structural model	36
7.6.6	Loading	36
7.6.7	Strength assessment	37
7.7	Fracture mechanics-based design.....	40
8	Material data for design from testing.....	41
8.1	Qualification of material	41
8.2	Derivation of static strength and impact energy properties (base material).....	41
8.3	Derivation of fatigue strength properties (base material)	41
8.4	Welded joints	42
8.5	Cast, forged and steel.....	42
8.5.1	Derivation of static strength properties.....	42
8.5.2	Fracture toughness.....	42
8.5.3	Derivation of fatigue strength properties	43
8.6	Bolts	44
8.7	Nacelle cover.....	44
9	Model verification and validation.....	44
Annex A (informative)	Model verification and validation methods	46
A.1	General.....	46
A.2	Verification.....	46
A.3	Validation (laboratory testing)	46
A.4	Validation (field testing)	46
Annex B (informative)	Welded joint stresses	47
Annex C (informative)	S-N curve determination by test, statistical evaluation and influencing factors.....	48
C.1	General.....	48
C.2	S-N curve.....	48
C.3	Specimens	48
C.4	Test procedure.....	48
C.4.1	General	48
C.4.2	Finite lifetime	49
C.4.3	Long life fatigue regime	49

C.5	Influencing factors of S-N curve	49
Annex D (informative)	Limit state equations	50
D.1	General.....	50
D.2	Yielding failure.....	50
D.3	Fatigue limit state equation	51
D.4	Fatigue assessment based on fracture mechanics	55
Annex E (informative)	Load effect uncertainty computation	58
Annex F (informative)	Considerations for structural elements.....	60
F.1	General.....	60
F.2	Global and local failures	60
F.3	Mean stress influence	61
Bibliography		63
Figure 1	– Illustration of a nacelle structure, where for example a direct drive generator is mounted behind the hub	22
Figure 2	– Idealized elastic plastic stress-strain curve	27
Figure 3	– Representative S /N curve	30
Figure 4	– Fracture mechanics calculation – process flow chart.....	34
Figure 5	– Idealized crack types	35
Figure 6	– Failure assessment diagram (FAD)	37
Figure 7	– Crack growth under cyclic loading by Paris/Erdogan	39
Figure 8	– Crack propagation and critical crack length in failure assessment diagram.....	40
Figure B.1	– Fatigue analysis procedure for the weld toe	47
Figure D.1	– Haigh diagram with R_e as the yield stress and R_m as the tensile limit	53
Figure E.1	– Model example	58
Figure F.1	– Locations of failure for local (A) and global (B) failure	60
Figure F.2	– Local and global failure for two different notch radii	61
Figure F.3	– Haigh-diagram for evaluation of mean stress influence	61
Table 1	– Component classes as in IEC 61400-1:2019	17
Table 2	– List of potential sources for modelling deviations.....	20
Table 3	– Modelling partial safety factor $\gamma_{\text{modelling}}$: yielding where coefficient of variation of yield strength is less than 15 %.....	20
Table 4	– Modelling partial safety factor, $\gamma_{\text{modelling}}$: fatigue of welded details and cast iron	21
Table 5	– Minimum resistance partial safety factors, γ_M , for welded steel for different survival probabilities of the characteristic S-N curve	21
Table 6	– Minimum resistance partial safety factors γ_M , for cast iron, forged and steel components (if not utilizing relevant design standards such as EN 1993-1-9) for different survival probabilities of the characteristic S-N curve.....	21
Table 7	– Partial safety factors γ_M for S/N-curves of cast iron materials.....	32
Table D.1	– Representative stochastic model for fatigue analysis of cast iron	55
Table E.1	– Test cases combination.....	58
Table E.2	– Result comparison validation vs simplified models and ratio δ_{mf} calculation	59

INTERNATIONAL ELECTROTECHNICAL COMMISSION

WIND ENERGY GENERATION SYSTEMS –

Part 8: Design of wind turbine structural components

FOREWORD

- 1) The International Electrotechnical Commission (IEC) is a worldwide organization for standardization comprising all national electrotechnical committees (IEC National Committees). The object of IEC is to promote international co-operation on all questions concerning standardization in the electrical and electronic fields. To this end and in addition to other activities, IEC publishes International Standards, Technical Specifications, Technical Reports, Publicly Available Specifications (PAS) and Guides (hereafter referred to as "IEC Publication(s)"). Their preparation is entrusted to technical committees; any IEC National Committee interested in the subject dealt with may participate in this preparatory work. International, governmental and non-governmental organizations liaising with the IEC also participate in this preparation. IEC collaborates closely with the International Organization for Standardization (ISO) in accordance with conditions determined by agreement between the two organizations.
- 2) The formal decisions or agreements of IEC on technical matters express, as nearly as possible, an international consensus of opinion on the relevant subjects since each technical committee has representation from all interested IEC National Committees.
- 3) IEC Publications have the form of recommendations for international use and are accepted by IEC National Committees in that sense. While all reasonable efforts are made to ensure that the technical content of IEC Publications is accurate, IEC cannot be held responsible for the way in which they are used or for any misinterpretation by any end user.
- 4) In order to promote international uniformity, IEC National Committees undertake to apply IEC Publications transparently to the maximum extent possible in their national and regional publications. Any divergence between any IEC Publication and the corresponding national or regional publication shall be clearly indicated in the latter.
- 5) IEC itself does not provide any attestation of conformity. Independent certification bodies provide conformity assessment services and, in some areas, access to IEC marks of conformity. IEC is not responsible for any services carried out by independent certification bodies.
- 6) All users should ensure that they have the latest edition of this publication.
- 7) No liability shall attach to IEC or its directors, employees, servants or agents including individual experts and members of its technical committees and IEC National Committees for any personal injury, property damage or other damage of any nature whatsoever, whether direct or indirect, or for costs (including legal fees) and expenses arising out of the publication, use of, or reliance upon, this IEC Publication or any other IEC Publications.
- 8) Attention is drawn to the Normative references cited in this publication. Use of the referenced publications is indispensable for the correct application of this publication.
- 9) IEC draws attention to the possibility that the implementation of this document may involve the use of (a) patent(s). IEC takes no position concerning the evidence, validity or applicability of any claimed patent rights in respect thereof. As of the date of publication of this document, IEC had not received notice of (a) patent(s), which may be required to implement this document. However, implementers are cautioned that this may not represent the latest information, which may be obtained from the patent database available at <https://patents.iec.ch>. IEC shall not be held responsible for identifying any or all such patent rights.

IEC 61400-8 has been prepared by IEC technical committee 88: Wind energy generation systems. It is an International Standard.

The text of this International Standard is based on the following documents:

Draft	Report on voting
88/1010/FDIS	88/1023/RVD

Full information on the voting for its approval can be found in the report on voting indicated in the above table.

The language used for the development of this International Standard is English.

This document was drafted in accordance with ISO/IEC Directives, Part 2, and developed in accordance with ISO/IEC Directives, Part 1 and ISO/IEC Directives, IEC Supplement, available at www.iec.ch/members_experts/refdocs. The main document types developed by IEC are described in greater detail at www.iec.ch/publications.

A list of all parts of the IEC 61400 series, under the general title: *Wind energy generation systems*, can be found on the IEC website.

The committee has decided that the contents of this document will remain unchanged until the stability date indicated on the IEC website under webstore.iec.ch in the data related to the specific document. At this date, the document will be

- reconfirmed,
- withdrawn, or
- revised.

IMPORTANT – The "colour inside" logo on the cover page of this document indicates that it contains colours which are considered to be useful for the correct understanding of its contents. Users should therefore print this document using a colour printer.

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61400-8:2024

INTRODUCTION

This part of the IEC 61400 series outlines the minimum requirements for the design of wind turbine nacelle-based structures and is not intended for use as a complete design specification or instruction manual.

Several different groups can be responsible for undertaking the various elements of the design, manufacture, assembly, installation and maintenance of a wind turbine nacelle and for ensuring that the requirements of this document are met. The division of responsibilities between these parties is a contractual matter and is outside the scope of this document.

The requirements stated in this document may be altered if it can be sufficiently demonstrated that the structural integrity of the system is not compromised.

The specific scope of the document is provided in Clause 1. For cases out of the scope of this document, reference should be made to relevant IEC/ISO standards.

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61400-8:2024

WIND ENERGY GENERATION SYSTEMS –

Part 8: Design of wind turbine structural components

1 Scope

This part of IEC 61400 outlines the minimum requirements for the design of wind turbine nacelle-based structures and is not intended for use as a complete design specification or instruction manual. This document focuses on the structural integrity of the structural components constituted within and in the vicinity of the nacelle, including the hub, mainframe, main shaft, associated structures of direct-drives, gearbox structures, yaw structural connection, nacelle enclosure. It also addresses connections of the structural components to control and protection mechanisms, as well as structural connections of electrical units and other mechanical systems. This document focuses primarily on ferrous material-based nacelle structures but can apply to other materials also as appropriate. The design of bolted and welded joints in the nacelle structures is included, as well as cast and forged components. Material testing requirements to use in the design process for nacelle structures are specified. While the structural connections of the gearbox and the main shaft are in the scope, the design of the gears and bearings are not included.

The safety level of the wind turbine designed according to this document shall be at or exceed the level inherent in IEC 61400-1:2019. Probabilistic methods to calibrate partial safety factors and for use in the design process are provided.

2 Normative references

The following documents are referred to in the text in such a way that some or all of their content constitutes requirements of this document. For dated references, only the edition cited applies. For undated references, the latest edition of the referenced document (including any amendments) applies.

IEC 61400-1:2019, *Wind energy generation systems – Part 1: Design requirements*

IEC 61400-3-1:2019, *Wind energy generation systems – Part 3: Design requirements for fixed offshore wind turbines*

IEC TS 61400-3-2:2019, *Wind energy generation systems – Part 3-2: Design requirements for floating offshore wind turbines*

IEC 61400-5:2020, *Wind energy generation systems – Part 5: Wind turbine blades*

IEC 61400-6:2020, *Wind energy generation systems – Part 6: Tower and foundation design requirements*

IEC 61400-13:2015, *Wind turbines – Part 13: Measurement of mechanical loads*

ISO/IEC 17025:2017, *General requirements for the competence of testing and calibration laboratories*

ISO 148-1:2016, *Metallic materials – Charpy pendulum impact test – Part 1: Test method*

ISO 945-1:2019, *Microstructure of cast irons – Part 1: Graphite classification by visual analysis*

ISO 1083:2018, *Spheroidal graphite cast irons – Classification*

ISO 1099:2017, *Metallic materials – Fatigue testing – Axial force-controlled method*

ISO 1143:2021, *Metallic materials – Rotating bar bending fatigue testing*

ISO 2394:2015, *General principles on reliability for structures*

ISO 3800:1993, *Threaded fasteners – Axial load fatigue testing – Test methods and evaluation of results*

ISO 6892-1:2019, *Metallic materials – Tensile testing – Part 1: Method of test at room temperature*

ISO 7500-1:2018, *Metallic materials – Calibration and verification of static uniaxial testing machines – Part 1: Tension/compression testing machines – Calibration and verification of the force-measuring system*

ISO 12107:2012, *Metallic materials – Fatigue testing – Statistical planning and analysis of data*

ISO 12108:2018, *Metallic materials – Fatigue testing – Fatigue crack growth method*

ISO 12135:2021, *Metallic materials – Unified method of test for the determination of quasistatic fracture toughness*

ISO/TR 14345:2012, *Fatigue – Fatigue testing of welded components – Guidance*

ISO 16269-6:2014, *Statistical interpretation of data – Part 6: Determination of statistical tolerance intervals*

ASTM-E466-21:2021, *Standard Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials*

BS 7910:2013, *Guide to methods for assessing the acceptability of flaws in metallic structures*

CEN/TS 16415:2013, *Personal fall protection equipment – Anchor devices – Recommendations for anchor devices for use by more than one person simultaneously*

EN 1090-2:2018, *Execution of steel structures and aluminium structures – Part 2: Technical requirements for steel structures*

EN 1090-3:2019, *Execution of steel structures and aluminium structures – Part 3: Technical requirements for aluminium structures*

EN 1369:2012, *Founding – Magnetic particle testing*

EN 1369:1996, *Founding – Magnetic particle inspection*

EN 1371-1:2011, *Founding – Liquid penetrant testing – Part 1: Sand, gravity die and low pressure die castings*

EN 1371-1:1997, *Founding – Liquid penetrant inspection – Part 1: Sand, gravity die and low pressure die castings*

EN 1993-1-8:2007, *Eurocode 3: Design of steel structures – Part 1-8: Design of joints*

EN 1993-1-9:2007, *Eurocode 3: Design of steel structures – Part 1-9: Fatigue*

EN 1993-1-10:2007, *Eurocode 3: Design of steel structures – Part 1-10: Material toughness and through-thickness properties*

EN 1999-1-1:2008, *Eurocode 9: Design of aluminium structures – Part 1-1: General structural rule*

EN 1999-1-3:2007, *Eurocode 9: Design of aluminium structures – Part 1-3: Structures susceptible to fatigue*

EN 12680-3:2011, *Ultrasonic examination – Part 3: Spheroidal graphite cast iron castings*

EN 50308:2004, *Wind turbines – Protective measures – Requirements for design, operation and maintenance*

DIN 50100:2016, *Load controlled fatigue testing – Execution and evaluation of cyclic tests at constant load amplitudes on metallic specimens and components*

FKM Guideline, *Fracture Mechanics Proof of Strength for Engineering Components*, 2018 (FKM – RBM-04-18)

IIW-Doc. 2259-152259-15, Hobbacher A., *Recommendations for fatigue design of welded joints and components*, International Institute of Welding, 2014

IIW-Doc. XIII-2240r2-08/XV-1289r2-08, Fricke W., *Guideline for the Fatigue Assessment by Notch Stress Analysis for Welded Structures*, 2010

VDI 2230-1:2015, *Systematic calculation of highly stressed bolted joints – Joints with one cylindrical bolt*

VDI 2230-2:2014, *Systematic calculation of high duty bolted joints – Joints with several cylindrical bolts*

VDMA 23902:2014, *Guideline for fracture mechanical strength assessment of planet carriers made of nodular cast iron EN-GJS-700-2 for wind turbine gear boxes*, Verband Deutscher Maschinen- und Anlagenbau e.V.

3 Terms, definitions, symbols and abbreviated terms

For the purposes of this document, the following terms and definitions apply.

ISO and IEC maintain terminological databases for use in standardization at the following addresses:

- IEC Electropedia: available at <http://www.electropedia.org/>
- ISO Online browsing platform: available at <http://www.iso.org/obp>

3.1 Terms and definitions

3.1.1

basquin equation

power law representation of S-N curves

3.1.2**component capacity**

maximum static stress the component can withstand

3.1.3**damage equivalent load**

equivalent constant range load

load which when repeated a certain number of cycles, causes the same amount of damage as the original combination of several loads and cycles

3.1.4**defect model**

model which is used to substitute the geometrical dimensions of an idealized defect type

3.1.5**design life**

minimum intended life of the structure, as used in the design process that the structure shall survive under fatigue

3.1.6**design load**

mechanical loads whether dynamic or static that the structure shall withstand in its design life

3.1.7**failure assessment diagram****FAD**

diagram which is used to check if there is any risk of brittle failure or plastic collapse while performing a fracture mechanic strength assessment

3.1.8**fail-safe**

design property of a structure or system which prevents its failure

3.1.9**global stresses**

stresses in terms of nominal stresses which are applicable for simple continuous structures (e.g. beams, shells, plates), where the stress can be derived out of sectional forces by analytical methods

Note 1 to entry: Notch factors may need to be considered.

3.1.10**impact energy**

energy absorbed/required to break a V-notched test sample on pendulum impact testing machine

3.1.11**limit state**

state of a structure beyond which it no longer satisfies the design requirements

3.1.12**local stresses**

local stress analysis points at specific regions of a global structure (e.g. at radii, notches) with consideration of the notch shape

3.1.13

mode I

failure mode I

crack opening mode (in tensile direction) in accordance with FKM Guideline of fracture mechanics or BS 7910

3.1.14

Paris-Erdogan equation

equation used to compute the cyclic crack growth behaviour

3.1.15

primary structures

structures which are in the main force flow of the nacelle structure (e.g. the planet carrier of the gearbox)

3.1.16

S-N curve

relation between the number of stress cycles a material can undergo before failure

3.1.17

safe-life

design life period of a system after which it should be removed from service

3.1.18

secondary structures

structures which are not in the main force flow of the nacelle structure (e.g. the housing of the gearbox)

3.1.19

structural model

model oriented to the shape and dimensions of the defect surrounding structure

3.2 Symbols and abbreviated terms

COV	coefficient of variation
EPFM	elastic plastic fracture mechanics
FAD	failure assessment diagram
FE	finite element
FEA	finite element analysis
LEFM	linear elastic fracture mechanics
LRF_f	load reserve factor against fatigue load
LRF_u	load reserve factor against ultimate load
LRF_{full}	load reserve factor with the full detailed model
$LRF_{simplified}$	load reserve factor with the simplified model
LSE	limit state equation
PSF	partial safety factor
$M_{\delta mf}$	mean value of δmf
RNA	rotor nacelle assembly (herein used without inclusion of blades)
S/N	stress cycle curve for fatigue of materials

a	depth of surface cracks, half depth of embedded cracks/ continuous embedded cracks	mm
a_0	initial crack length	mm
a_{crit}	critical crack length/limiting crack depth	mm
a_{end}	calculated crack length after calculated lifetime	mm
A	elongation at fracture	%
c	half crack length of surface and embedded cracks	mm
C	constant value in crack growth law, e.g. Paris-Erdogan equation	
da/dN	crack growth rate per load cycle	mm/load cycle
D	accumulated damage	-
E	modulus of elasticity (Young's modulus)	MPa
h	location of the crack in the depth direction	mm
L_r	FAD parameter, ratio of applied load to plastic limit load	-
J	J-Integral	kJ/m ² , N/mm
K	stress intensity factor	MPa·m ^{0,5}
K_C	fracture toughness	MPa·m ^{0,5}
K_I	stress intensity factor for crack opening mode I (tensile mode)	MPa·m ^{0,5}
K_{IC}	fracture toughness for crack opening mode I (tensile mode)	MPa·m ^{0,5}
K_r	FAD parameter, ratio of applied SIF to fracture toughness K_{mat}	MPa·m ^{0,5}
K_{mat}	characteristic value of fracture toughness	MPa·m ^{0,5}
K_v	impact energy	Joule, Nm
m	slope of S/N curve	-
M	mean stress sensitivity	-
n	exponent in crack growth law according to Paris-Erdogan equation	-
n_i	counted number of fatigue cycles in load bin i	-
N_D	number of cycles at knee in characteristic stress-life curve for test specimens, from constant amplitude tests	-
N_i	endurable number of cycles at the i^{th} load level, derived from the S/N curve	-
R	stress ratio	-
$R_{p0,2}$	yield strength	MPa
$V_{\delta_{\text{mf}}}$	coefficient of variation of δ_{mf}	
t	thickness of defect model	mm
Z	reduction of area at fracture	mm ²
γ_f	partial safety factor for loads	-
γ_n	consequence of failure factor	-
γ_M	partial safety factor accounting for uncertainties in the material parameters and resistance models	-
$\gamma_{\text{modelling}}$	partial safety factor accounting for simplifications in the load effect model	-

γ_{mt}	product of partial safety factors of $\gamma_{modelling}$ and γ_M	
δ_{mf}	ratio of load reserve factor with full model to load reserve factor with simple model	
ΔK	cyclic stress intensity factor	MPa·m ^{0,5}
β^t	annual reliability index	
ΔK_{th}	threshold value under cyclic loading	MPa·m ^{0,5}
ε_{lim}	total strain limit	%
ρ	plasticity interaction factor	-
σ_a	amplitude of occurring stress cycle	MPa
σ_A	design fatigue strength of component at N_D cycles	MPa
$\sigma_{A,R}$	value of σ_A relevant to loading cycles with minimum/maximum ratio R	MPa
σ_I	relevant stress for crack opening mode I (tensile mode)	MPa
σ_D	endurance limit at knee point of the constant amplitude S/N curve	MPa
σ_{lim}	component capacity (e.g. yield strength, tensile strength) in terms of limiting stress level	MPa
σ_m	mean stress	MPa
σ_L	component stress (e.g. von Mises equivalent stress, first principal stress)	MPa
σ_{ref}	net section stress	MPa
σ_Y	yield strength of the material	MPa

4 Reliability considerations

4.1 Approaches to reliability based design

Structures comprising the nacelle and hub components shall fulfil a set of requirements related to functionality, sustainability and integrity under normal and abnormal events. In addition, the RNA structure should fulfil a certain level of reliability balancing cost (amount of structure) and the risk of failure (likelihood of a critical failure). This is conducted through structural reliability assessments of models established for different limit state functions.

The RNA structure shall be evaluated for the limit states given in IEC 61400-1:2019 (7.6.1.1) and the structural analysis and reliability assessment shall be based on ISO 2394 and IEC 61400-1:2019, 7.1. For completeness, the limit states as described in IEC 61400-1:2019 are given below:

- analysis for ultimate strength,
- analysis for fatigue failure,
- stability analysis (e.g. buckling),
- critical deflection analysis.

Further elaboration of these limit states can be found in ISO 2394.

Three approaches for structural design assessment may be implemented as stated in ISO 2394:

- the risk informed approach,

- the reliability-based approach (probabilistic design),
- the semi-probabilistic approach (deterministic design).

Although all three approaches may be applied, wind turbine design including RNA design either follows the reliability-based -or semi-probabilistic approach. For semi-probabilistic approach, structural design standards shall be used i.e. IEC 61400-1:2019 or Eurocodes.

Reliability based assessment shall use uncertainty models which shall describe the structure and its behaviour, through which the design requirements of the structure are quantified, considering external relevant conditions. Those uncertainty models can be represented by stochastic variables or processes and a limit state approach to model the relevant failure scenarios.

Models may be simplified considering decisive factors and neglecting those factors with low impact, based on proper studies. Uncertainties quantification should follow the guidance given in ISO 2394 and IEC 61400-1:2019, Annex K.

The requirements for each LSE shall be consistent with the design equations following deterministic codes of practice as IEC 61400-1 or equations resulting from specific studies where response function of such components to different inputs are derived e.g. Petersen-Seidel (IEC 61400-6:2020) for bolt connections.

Limit state equations are built based on models describing the limit state for structural verification. A LSE with relevant basic parameters (X) is expressed as:

$$g(X) \leq 0 \quad (1)$$

where $g(X) < 0$ represents failure, in other words, an adverse state. Different forms of LSE can be found:

- those separated into one resistance function, $r(\alpha)$, and one load effect function, $s(\sigma)$, e.g. yielding limit, leading to the following expression form:

$$r(\alpha) - s(\sigma) \leq 0 \quad (2)$$

- those where a certain resistance-load effect function should comply to a given limit (ε), e.g. fatigue and Petersen-Seidel, leading to the following expression:

$$\varepsilon \pm f[r(\alpha), s(\sigma)] \leq 0 \quad (3)$$

These types of LSEs are specific to structural/component failure modes, where uncertainties related to resistance, load effect and models shall be defined.

Different LSEs for yielding and fatigue failure criteria are shown in Annex D.

RNA component reliability analysis shall follow the framework specified in ISO 2394:2015, 8.5. The following steps for component reliability analysis are recommended:

- 1) Select appropriate limit state function;
- 2) Specify appropriate time reference;
- 3) Identify basic variables and develop appropriate probabilistic models;
- 4) Compute reliability index and failure probability;
- 5) Perform sensitivity studies.

4.2 Models and basic variables for structural verification

4.2.1 Reliability assessment

Reliability assessment of RNA components shall consider calculation models describing its physical behaviour, which can be categorized as:

- actions and environmental influences,
- geometrical parameters,
- material and resistance properties, and
- active and passive control measures.

A description of each one of those physical behaviours and their models should follow those in ISO 2394.

4.2.2 Material properties

Material parameters shall be modelled by stochastic variables if a reliability-based approach is used and by characteristic/nominal values and partial safety factors if a semi-probabilistic approach is used for design. When a limit state verification is sensitive to the variability of a material property, the variability of the material property should be taken into account in a reliability assessment. Unless otherwise stated, where a low value of material or product property is unfavourable, the characteristic value should be defined as in IEC 61400-1:2019, Clause K.11.

If non-standardized material properties need to be used, then the material property values shall be determined from standardised tests performed under specified conditions, specifications of which are described in Clause 8.

4.3 Partial safety factors and reliability targets

In a semi-probabilistic approach, partial safety factors should follow those specified in recognized standards, which possess at least the reliability levels required in IEC 61400-1 or may be calibrated to a specific reliability level through a reliability-based approach i.e. as in IEC 61400-1:2019, Annex K or ISO 2394.

Target levels for reliability index β shall be based on annual failure probabilities. Different target reliability levels should be considered based on its component class classified as in Table 1. The maximum recommended annual probability of failure target for component class 2 is 5×10^{-4} ($\beta = 3,3$) as given in IEC 61400-1:2019. The annual target reliabilities for component class 3 and component class 1 may be obtained from ISO 2394.

Table 1 – Component classes as in IEC 61400-1:2019

Component class	Description
1	"fail-safe" structural components whose failure does not result in the failure of a major part of a wind turbine
2	"safe-life" structural components whose failure may lead to the failure of a major part of a wind turbine
3	"safe-life" mechanical components that link actuators and brakes to main structural components for the purpose of implementing non-redundant wind turbine protection functions

5 Application of loads and analysis models

5.1 Loads models

The loads applied on RNA components shall be determined through aeroelastic models checking for at least the critical design load cases specified in IEC 61400-1:2019. Additional load requirements for offshore applications shall be included according to IEC 61400-3-1 or IEC TS 61400-3-2. The methods used for load application shall ensure that the mechanical behaviour of the component accounts for potential non-linearities in the structure and ensure that the load path is simulated correctly.

Simplifications to the analysis model may be performed along with proper load application safety factor as described in 5.4.

5.2 Analysis model

5.2.1 General

The analysis model shall account for all relevant load bearing and stiffening components, and for the relevant supporting and constraining effects. The degree of subdivision shall take into account the geometry of the structure and its influence on the load distribution and application, the distribution of external loads, and expected stress pattern. Elements or members considered as being of secondary importance shall be accounted to assess whether they have an influence on stress distribution or inertial effect on the structure.

5.2.2 Load path modelling

Models used in the analysis of a given component shall include:

- relevant loads with the appropriate distribution over the component,
- supporting effects from other components with accurate stiffness to ensure that the component deforms correctly and is not affected by boundary conditions,
- relevant non-linear stiffness effects from other components and contacts (e.g. bolted connections and bearings),
- local deflections from other components (e.g. out of plane deformations in thin walled structures and local bending of blade roots at the bearing interface).

5.2.3 Application of load components

A load component may be represented by a force, moment, deformation or equivalent at a specific location with a specific direction.

Relevant load components and appropriate approaches for load effect calculations shall be considered for structural component verification, (e.g. loads at main bearing for the verification of the nacelle front structure). This cross-section load shall be connected to a supporting component to avoid deviation effects from boundary conditions.

Load components which contribute to the damage of the component shall be included. Load components may be omitted by introducing an additional safety factor as described in 5.4.

5.2.4 Boundary conditions

Constraints on the FE model shall be applied in sufficient distance from the analysed component in order not to influence its behaviour. Internal boundary conditions may be used to stabilize the FE model but shall not prohibit the correct load path.

5.3 Modelling of nonlinear mechanical behaviour

5.3.1 General

Nonlinearities in the load effect shall be taken into account. Simplifications may be implemented with further considerations on *PSF* based on results deviations compared to results where nonlinearities are considered. Linear superposition principle does not generally apply for non-linear behaviour.

5.3.2 Nonlinear stress effects

The structural assessment requires identification of non-linear effects of structural members that affect the components to be verified, and load components that cause inaccuracies in linear superposition of stresses.

These non-linear effects are often found in relation to:

- bearings, where radial loads cannot be superpositioned,
- contacts, where opening or sliding causes non-linear stiffness,
- material behaviour, as plastification, which affects material stiffness,
- buckling or large deflections causing non-linear stiffness,
- mechanisms with non-linear stiffness.

To simulate these effects accurately, the applied loads should be defined with the expected values without scaling and with contemporary loads to avoid superpositioning errors.

Different levels of the load components or combinations should be considered in ultimate and fatigue analyses thereof where the structure exhibits non-linear behaviour to describe the load-stress relation accurately and to locate potential weak spots in the structure.

5.3.3 Application of ultimate loads

The ultimate limit state of nacelle and hub components, also referred as extreme analysis, shall be simulated with contemporaneous load components for each load case. Guidance for the derivation of extreme design loads from contemporaneous loads can be found in IEC 61400-1:2019, Annex I. Superposition and linear extrapolation of load components shall only be used for structures with a linear behaviour at the expected load levels for extreme analysis.

All relevant loading scenarios according to IEC 61400-1:2019 shall be considered for each component.

5.3.4 Application of fatigue loads

The method for fatigue assessment should be based on the given load component for verification, its potential non-linear effects and load components combination to avoid inaccuracies from linear superposition.

Non-linear effects may be computed from load-stress relations created from multiple load levels. The number and magnitude of the load levels shall be defined for the relevant component according to the expected fatigue loads on the component, so that stress-time functions may be created by interpolation between multiple load components and levels.

Fatigue assessment shall be performed, with all relevant load components, using at least one of the following methods:

- stress-time series, created directly through models analysed for the whole-time domain loads,
- stress-time series, created from load-stress relations with the simulated load-time values. This allows for assessing non-linear effects and load component interaction,
- stress spectra, created from superposition of individual load component spectra determined by rainflow counting. This allows for simulating non-linear effects for individual load components but not load component interaction,
- damage equivalent load (constant range load) with a slope defined from the relevant SN curve for the component material. This method requires that the structure exhibits linear behaviour under fatigue loading.

Damage accumulation should be performed using Palmgren-Miner damage criterion or Fracture mechanics approach for crack growth depending on the application.

5.4 Partial safety factors

Simplified models/methods may be implemented; however, load effect evaluation from simplified models shall be checked against a verification model [1]¹, which strictly follows modelling conditions mentioned in IEC 61400-1:2019. i.e., accounts for non-linear effects, mesh convergence with the numerical models, amongst others.

In case of using a simplified model, the material partial safety factor shall be modified to be a function of factors $\gamma_{mt} = \gamma_M \times \gamma_{modelling}$, where γ_M represents the material partial safety factors from IEC 61400-1:2019, $\gamma_{modelling}$ is a partial safety factor which accounts for the load effect deviations due to simplification. Where a simplified model does not reduce the annual reliability below that of IEC 61400-1:2019, $\gamma_{modelling} = 1$ may be used. A list describing the potential source of load effect deviations is presented in Table 2.

If a detailed model verification is applied, and numerous test cases results are available from the detailed model (LRF_{full}) and numerical calculations are performed for each test case ($LRF_{simplified}$), the $\gamma_{modelling}$ factor may be calculated based on statistical evaluation of the verification/simplified domain.

In first place, the ratio of the results from the verification model and the numerical simulation should be calculated for each sample (n) following Formula (4). Secondly, stochastic parameters are identified for the set of sample points (δ_{mf}) i.e. COV ($V_{\delta mf}$) and mean value ($M_{\delta mf}$) which should be derived assuming a lognormal distribution. The number of evaluation points shall be greater than 10 and they shall be near the characteristic conditions.

$$\delta_{mf} = \frac{LRF_{full}}{LRF_{simplified}} \quad (4)$$

¹ Numbers in square brackets refer to the Bibliography.

where

LRF_{full} is the load reserve factor with the full detailed model;

$LRF_{simplified}$ is the load reserve factor with the simplified model.

The values of the modelling partial safety factors are presented in Table 3 and Table 4 for yielding and fatigue failure mode, respectively, for different uncertainties of δ_{mf} , i.e. COV – ($V_{\delta_{mf}}$) represented in Formula (4) and mean value – ($M_{\delta_{mf}}$) represented in Formula (4) calculated for an annual target reliability index of 3.1.3.

An example of the implementation is shown in Annex E.

Table 2 – List of potential sources for modelling deviations

Description	Cases
External loads	Excluding load components due to unavailability from the aeroelastic modelling (not quantified) or low impact on stress
	Simplified load component effect, e.g. quantified linearization of the load effect into the stress
Effect of external loads to analysis result	Direction simulation results, no scaling of load components
	Scaling approach with multiple or single load points
	Combination of load components: simultaneous load sensors, superposition of individual loads simulations, etc.
Numerical modelling accuracy	Supporting component effects
	Stress convergences and structure model type
Failure analysis method accuracy	Stress time series
	Stress spectra
	Damage equivalent load
	Contemporaneous load components

Table 3 – Modelling partial safety factor $\gamma_{modelling}$: yielding
where coefficient of variation of yield strength is less than 15 %

$M_{\delta_{mf}} / V_{\delta_{mf}}$	$\leq 5 \%$	$5 \% < V_{\delta_{mf}} \leq 10 \%$	$10 \% < V_{\delta_{mf}} \leq 15 \%$	$15 \% < V_{\delta_{mf}} \leq 20 \%$
$1 < M_{\delta_{mf}} \leq 1,02$	1,00	1,05	1,1	1,18
$1,02 < M_{\delta_{mf}} \leq 1,05$	1,05	1,08	1,13	1,2
$1,05 < M_{\delta_{mf}} \leq 1,10$	1,12	1,16	1,21	1,3
$1,10 < M_{\delta_{mf}} \leq 1,15$	1,26	1,3	1,36	1,46

Table 4 – Modelling partial safety factor, $\gamma_{\text{modelling}}$: fatigue of welded details and cast iron

$M_{\delta mf} / V_{\delta mf}$	$\leq 5\%$	$5\% < V_{\delta mf} \leq 10\%$	$10\% < V_{\delta mf} \leq 15\%$	$15\% < V_{\delta mf} \leq 20\%$
$1 < M_{\delta mf} \leq 1,02$	1,00	1,03	1,08	1,15
$1,02 < M_{\delta mf} \leq 1,05$	1,04	1,06	1,11	1,18
$1,05 < M_{\delta mf} \leq 1,10$	1,08	1,11	1,16	1,22
$1,10 < M_{\delta mf} \leq 1,15$	1,13	1,16	1,22	1,29

5.5 Partial safety factor for resistance

Partial safety factors for resistances shall be selected following IEC 61400-1:2019. For cases with ductile failure modes and yield strength lower than 90 % of the ultimate strength, the partial safety factor for resistance, γ_M , shall be not less than 1,1 with survival probabilities of 95 % and above. The required survival probabilities and confidence levels stated in this document are minimum values and shall be adapted in case the related applied design standard requires more conservative values. For buckling, the partial safety factor for resistance shall be chosen as per IEC 61400-1, unless it can be shown to be lower with appropriate data.

For fatigue verification, partial safety factor for resistance, γ_M , shall be not less than those presented in Table 5 based on given survival probabilities of the characteristic S-N curve and the standard deviation of the logarithm of the S-N curve material constant K. Values in Table 5 are obtained based on the resultant COV for fatigue stress ranges between 15 % to 20 %. For different values of IEC 61400-1:2019, Table K.3 should be followed. Table 5 and Table 6 are calibrated with the 90 % quantile of wind turbulence. It is possible to re-derive the values given in these tables also using a full distribution of wind turbulence.

Table 5 – Minimum resistance partial safety factors, γ_M , for welded steel for different survival probabilities of the characteristic S-N curve

Standard deviation log K	50 %	95 %	97,7 %
0,2	1,70	1,35	1,25

Table 6 – Minimum resistance partial safety factors γ_M , for cast iron, forged and steel components (if not utilizing relevant design standards such as EN 1993-1-9) for different survival probabilities of the characteristic S-N curve

Mean stress effects on damage insignificant (R is near -1)			
Standard deviation log K	50 %	95 %	97,7 %
0,2 to 0,3	1,70	1,35	1,30 ²
Mean stress effects on damage is significant			
Standard deviation log K	50 %	95 %	97,7 %
0,2 to 0,3	1,70	1,40	1,35

2 $PSF = 1,25$ is acceptable if it can be shown that the design loads are not governed by wind turbulence. For example, showing the change in design loads obtained while using 90 % wind turbulence input versus 50 % wind turbulence input is less than a tolerant value.

5.6 Nacelle and hub component considerations

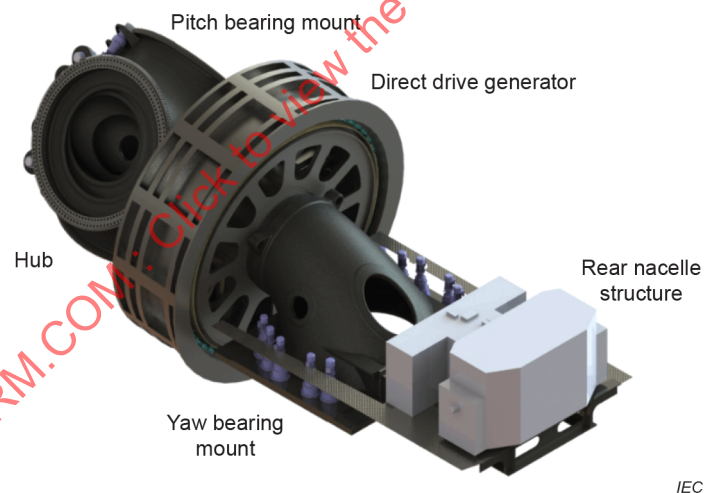
5.6.1 General

A set of considerations shall be taken into account in models representing the different RNA components. The most critical elements are mentioned in the subsequent subclauses. A typical nacelle layout is depicted in Figure 1 for clarity.

5.6.2 Hub structure and bolts

Hub structure comprises the components, including bolts in the load path between blade root and main shaft.

- The effects of blade bearings require that bending moments are combined, and multiple load levels shall be simulated.
- The proximity of the blades requires that the load interaction between blades shall be assessed.
- Difference in edge and flap stiffness of blades requires additional FE models to evaluate load scenarios with pitched blades.
- Constraining effects in the nacelle structure shall simulate the support from bearings.
- Pitch mechanism loading scenario shall include potential faults.
- Blade locking mechanism load cases shall include service and fault scenarios and simulate the correct load path.
- Transportation and installation loading scenarios for blades and hub shall include the relevant load introductions and supports.



NOTE The load carrying parts of the nacelle structure are denoted. The support for the auxiliary equipment such as hydraulic systems, power converter and transformer is denoted the nacelle rear structure. Reproduced from the INNWIND.EU project [www.innwind.eu]

SOURCE: Figure provided by the FP7 INNWIND.EU project coordinators at DTU Wind.

Figure 1 – Illustration of a nacelle structure, where for example a direct drive generator is mounted behind the hub

Safety attachment points of the nacelle shall be verified by analysis with loading in accordance with EN 50308:2004 or alternatively be load tested and approved.

5.6.3 Nacelle front structure (alternatively: mechanical drive-train structure)

The nacelle front structure comprises the components, including bolts, which transfer the loads between the hub to the yaw mechanism and the tower.

- Effects from load application by individual blade loads compared to main bearing loads shall be considered for certain components.
- Bearings require that bending moments are combined, and multiple load levels included.
- Constraining effects in yaw system and tower shall support the nacelle front structure (or mechanical drive train structure) with the correct stiffness for simulated load levels.
- Load cases for rotor lock mechanism shall include service and fault scenarios and simulate the correct load path.
- Rear structure supporting stiffness and mass distribution shall be considered.
- Loading on the rear structure shall be included, e.g., by applying linear accelerations and angular accelerations.
- Transportation and installation loading scenarios for nacelle front structure (or mechanical drive train structure) shall include the relevant load introductions and supports.

5.6.4 Gearbox structure

The gearbox structure transfers the loads from the rotating structure into the fixed structure. At least the following model considerations shall be considered if they contribute to the damage of the component:

- relevant effects of deflections or misalignment,
- generator effect on the high speed shaft, usually by means of a coupling,
- interaction with nacelle front structure via torque arm and low speed shaft,
- load cases with activated mechanical brake to simulate the correct load path,
- installation DLCs according to the rotor installation process.

5.6.5 Yaw structure

The yaw structure comprises the components, which transfers the loads from the nacelle front structure and into the tower, excluding the yaw bearing (see IEC 61400-1).

- The correct load path of yaw moments in the yaw mechanism and bending moments in the yaw bearing respectively shall be modelled by simulating the stiffness and mechanical behaviour of the components in the yaw system.
- Distribution of yaw loads between yaw mechanism components shall be considered.
- Resulting loads obtained from combining the different applied load components e.g., main bearing loads and accelerations, shall match the resulting loads observed in the yaw cross section.
- For the yaw system, the bending moments shall be combined, and multiple load levels included.
- Constraining effects in the tower shall support the yaw structure with the correct stiffness for simulated load levels.
- Accurate mass and centre of gravity of rotor and nacelle shall be ensured in the simulation.

5.6.6 Nacelle rear structure

The nacelle rear structure comprises the structural components in the nacelle which does not transfer the loads between the hub and the tower, but transfers loads from nacelle components e.g., transformer, generator, converter, cooling system, among others, into the nacelle front structure (or mechanical drive train structure). This excludes cover components.

- Accurate mass and centre of gravity of all relevant components in the rear structure shall be ensured.
- Dynamic effect shall be considered if relevant to the rear structure.
- Front structure interfaces stiffness shall be considered.
- Nacelle cover supporting effect shall be investigated and it shall be included if the impact is significant.
- Transportation and installation loading scenarios for nacelle rear structure shall include the relevant load introductions and supports.

5.6.7 Nacelle cover and spinner

The nacelle cover and spinner comprise the components functioning as protection of the nacelle from the external environment. It also comprises the transition components used for its mounting on the RNA.

- Analysis model for nacelle cover and spinner shall include sufficient part of support structure to simulate the load path accurately.
- Ultimate wind conditions shall be simulated in accordance with IEC 61400-1 and IEC 61400-3-1 applied as surface pressure with relevant aerodynamic coefficients for every part of the surface. The applied surface pressure may alternatively also be derived from adequate CFD analysis. Surface pressure or aerodynamic coefficients can also be derived from wind tunnel test or relevant building codes with an adequate representation of the cover shape.
- Floors and regular working platforms in the nacelle cover and spinner should comply with the live loading requirements from EN 50308:
 - concentrated characteristic loads of 1,5 kN over 0,2 m × 0,2 m;
 - evenly distributed characteristic loads of 3 kN/m² over an area representing the working area.
- Safety attachment points shall be verified by analysis with loading in accordance with EN 50308, CEN/TS 16415 or equivalent standards or alternatively be load tested as per relevant national standards.
- Load scenario simulation of potential accumulated spillage fluids shall be considered.
- Ultimate environmental loads shall be applied with a realistic magnitude. Surfaces where snow or ice can accumulate shall be verified with an evenly distributed surface design load of 3 kN/m² despite the elevation from ground. Different load settings taken from local standards or sufficient measurements on snow accumulation may be implemented.

Snow loads may be neglected for nacelle and spinner cover surfaces with an inclination above 45°.

6 Deflection analysis

Parts of the nacelle structure are sensitive to misalignment, and excessive deflection may cause improper function and/or interference with other components. Hence the consideration of deflection and stiffness is important in the design process, e.g. regarding the load density, the load distribution and the reaction of connecting structural members.

It shall be verified that no critical deflections affecting the structural integrity of the nacelle structures occur during the life of the wind turbine. Further guidance on the deflection analysis is provided in IEC 61400-1:2019, 7.6.5.

Deflection points within the nacelle structure that are critical for the gearbox or generator shall be considered to verify that the deflection at these points meets the design constraints for the gearbox, generator and non-structural components of the nacelle. For example, deflections of main shaft, air gap of direct drive generators and deflection of mainframe.

Access areas for personnel should be assessed so as to not exceed deflection limits required in relevant safety standards. The load requirements for deflection analysis are specified in Clause 5. The structural verification requirements that include deflection analysis are elaborated in Clause 7.

7 Strength verification

7.1 General

Strength verification is the comparison of the local design stress of the primary structures and secondary structures against the allowed local limits. Strength verification shall be performed for both ultimate and fatigue loads unless the fatigue calculation can be omitted if the component is primarily loaded by static load cases (e.g. rotor lock, transportation, single blade installation). Other components (e.g. nacelle cover) may be verified by appropriate load cases and strength requirements.

The mechanical load on the component shall be applied as discussed in Clause 5.

The partial safety factors γ_n (consequence of failure) and γ_M (materials) shall be in accordance with this document and IEC 61400-1:2019.

The presented design methods do not cover the effect of corrosion; therefore, all components shall be protected adequately against corrosion according to the appropriate standards, for example, ISO 12944-5 [2], ISO 1461 [3], ISO 14713-1 [4].

7.2 Determination of stress and strain

Component stress is affected by design and internal loads and by relative displacements of the interfaces. They can either be regarded as local stresses or global stresses. The stress level depends on loads, shape, material properties and boundary conditions.

The stress and strain shall be calculated by using appropriate mathematical models or numerical analysis tools, such as FEA.

7.3 Material properties

7.3.1 Material data

Material data shall be taken from internationally recognized standards or data from material tests according to Clause 8, considering the required survival probability and related safety factors.

The manufacturing process of cast iron with spheroidal graphite shall ensure that at least 90 % of the graphite has been segregated in the spheroidal form V and VI and in the spheroidal size between 5 and 7 according to ISO 945-1:2019. For larger wall thicknesses, requirements may be specified as per 8.1. For the ferritic types, the pearlite proportion within the grain structure of the metallic base material shall not exceed 10 % following ISO 1083:2018.

7.3.2 Influence of size

Mechanical properties are size dependent. When the size effect is not experimentally quantified, the influence of the size on the material strength is taken from internationally recognized standards, or determined by testing methods, see Clause 8.

7.4 Static strength assessment

7.4.1 Assessment process

The determination of the reserve factor is a necessary step to avoid a major failure in the wind turbine. The static strength assessment shall be in accordance with this document or other internationally recognized standards. Static strength assessment should be performed for those load combinations which result in the highest local stress for linear elastic behaviour or local strain if plastification needs to be considered. Nominal stresses may be used where applicable. Further information about the limit state function is given in Clause 4. For global and local failures, Annex F may be taken as guidance.

7.4.2 Cast, forged and steel components

7.4.2.1 Design criteria

The design criteria of the structural component shall be calculated in accordance with IEC 61400-1:2019, Formula (32) with respect to the component capacity, component stress and the relevant partial safety factors.

The reserve factor LRF_u for ultimate strength (or yield strength, where applicable) can be defined³. This only applies to linear elastic calculations.

7.4.2.2 Partial safety factors for spheroidal graphite cast iron, forged and steel components

For steel, forged components and spheroidal graphite (nodular) cast iron, the yield strength shall be used as static strength criteria considering the relevant safety factors.

All partial safety factors shall be in accordance with this document and IEC 61400-1:2019.

7.4.2.3 Partial safety factors for grey cast iron

The usage of grey (lamellar) cast iron is restricted to secondary structures, such as the gearbox housing. σ_{lim} is defined by the tensile/compressive strength of the material.

The partial safety factor γ_n shall be based on IEC 61400-1:2019. The partial safety factor γ_M shall be taken as 1,3.

³ The reserve factor can be formulated in general as:

$$LRF_u = \frac{\sigma_{lim}}{\sigma_L \times \gamma_{res}} \geq 1$$

where

σ_{lim} is the component capacity or static strength criterion (e.g. yield strength, tensile strength);

σ_L is the component stress (e.g. Mises-stress, first principal stress);

γ_{res} is the product of the relevant partial safety factors.

7.4.2.4 Stress hypothesis for ultimate or yield strength

The dimensioning of a structure or component depends on the type of possible failure. The static strength assessment should be carried out using a stress hypothesis appropriate to the type of failure, considering the material behaviour as ductile or brittle. The criteria and measures for the definition of the material shall correlate to 7.6.

- For brittle materials, the behaviour of the material is described by the maximum principal stress hypothesis. Both maximum and minimum principal stress should be considered in the strength verification.
- For ductile materials, the maximum shear strain energy hypothesis (e.g. von Mises) or the maximum shear stress hypothesis (e.g. Tresca) describes the failure mechanism.

Alternative hypothesis may be applied if they are proven by testing specimens that are representative of the assessed component.

7.4.2.5 Plastic deformation

If the yield stress is exceeded locally, the notch stress and strain will have a non-linear relation to the load level due to local yielding. The local strain shall be considered for assessment of the static strength on the component. It shall be taken into account that the local strain distribution depends on the material, the component shape (i.e. notch) and on the load level.

The total strain limit is $\varepsilon_{lim} = 1\%$ for ductile materials. In all cases, this is limited to minor plastifications, resulting from extreme load cases at local notches. However, for hotspots primarily loaded by extreme events (e.g. rotor lock), a higher total strain limit may be defined. For materials with an elongation at fracture $> 8\%$, the total strain limit of 1% may be applied as a design criterion only if it is confirmed that the stress (from the stress-strain curve) at 1% total strain is less than the ultimate stress divided by a partial safety factor of 1,3 or otherwise proven by experimental tests that reflect the actual component stress state.

The total strain limit may be elevated if this is proven by testing specimens that are representative of the assessed component.

For the evaluation of the plastic deformation, a nonlinear calculation using a characteristic elastic-plastic stress-strain curve shall be performed. Unless a stress-strain-curve based on tests is considered, see Clause 8, an idealized elastic plastic stress-strain curve similar to that of Figure 2 may be used. Other stress-strain relations (e.g. Ramberg Osgood) may be used if applicable. For notches, the Neuber concept using section factors for local failure may be applied.

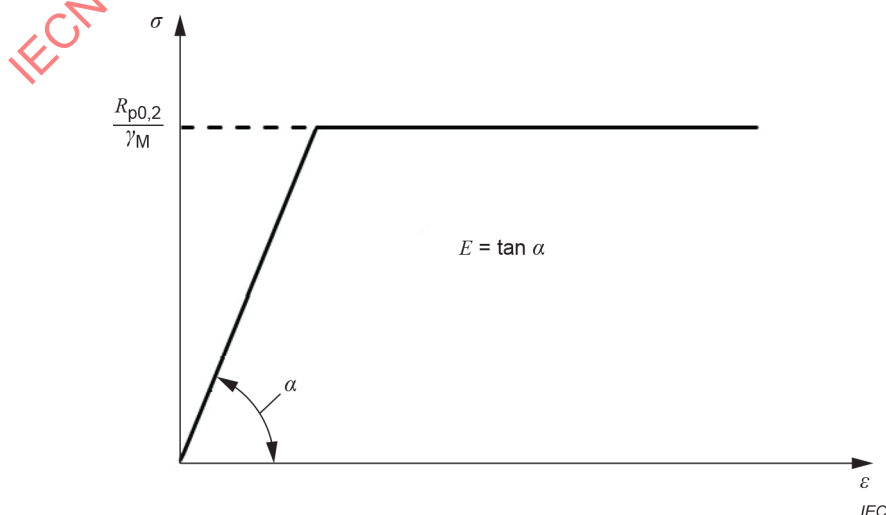


Figure 2 – Idealized elastic plastic stress-strain curve

Partial safety factors shall be applied on the load side for nonlinear calculations. In case of a bilinear material curve, it may also be applied on the $R_{p0,2}$ value. This shall be done in accordance with Clause 5.

The following influences shall be considered:

- Residual stresses/stress relocation shall be considered in a conservative manner. For consideration of beneficial effects, stability of the residual stresses shall be proven.
- Influence on fatigue life shall be evaluated.
- The stress time series of the fatigue and extreme load events shall be analysed to detect any stress conditions which exceed the static yield limit or lead to a reversal of the plastification, which shall be avoided, unless verified.
- Load cycles exceeding yield limit in the fatigue regime shall be avoided for the stress-based approach considering linear damage accumulation unless validated.
- The permissible strain depends on the function of the structure, so that, in the case of permanent elongation, proof of operability shall be given for the component and its adjacent components.

7.4.3 Welded structures

The stress calculation in welded structures shall be in accordance with standards such as Eurocode 3, IIW-Doc. 2259-15/2259-15 and IIW-Doc. XIII-2240r2-08/XV-1289r2-08.

7.4.4 Bolted joints

The analysis shall be based on standards or guidelines such as VDI 2230-1 and VDI 2230-2, EN 1993-1-8. Care should be taken when developing simulation models based on the relevant guidelines outlined, as each standard employs different concepts and assumptions in the stress analysis. Beside the stiffness of the mating components, the bolt stiffness shall be represented appropriately (longitudinal and bending stiffness) and the stiffness of the whole bolt assembly (nuts, screw head, thread) should also be taken into account, especially for joints with relatively short clamping lengths. Importantly, the simulated preload forces are dependent on the joint-tightening process, and care should be taken when determining and applying this in the model. The value of the preload force should be conservatively set depending on the failure mode under evaluation, unless a full probabilistic analysis is carried out.

Bolted joints in terms of friction, form locking or combination of both are not covered by this subclause.

Main analysis points include:

- Axial load based calculation on the critical bolt cross section including bending load, if required in the selected normative reference mentioned above.
- Axial load applied to the stress-relevant cross section of the thread (for the case where the thread is the critical cross section). Otherwise, the smallest cross-section shall be used (e.g. extension or necked-down bolts).
- Stripping of threads shall be verified and the minimum length of engaged threads dimensioned accordingly.

In general, two analysis limits are possible: elastic and plastic.

In the case of elastic analysis, the bolt should remain elastic (no loss of preload) and the stress should be compared against the yield point. Potential pre-stressing in the form of shear stress due to torsional tightening methods shall also be considered.

Alternatively, the bolt may be strained plastically (accepted loss of preload), as in the case of elastically preloaded bolts. Here ideally plastic behaviour shall be assumed. Based on the maximum preload, the ultimate load leads to plastic flow. The total strain at the bolt section that is exposed to yielding shall remain below 1 % and the loss of preload on the fatigue behaviour shall be considered. For higher strength grades than 10,9, there shall not be any plastic strain considered unless proven by tests.

Due to the extremely flat bolt force to load relationship and the preload of the bolts to the yield point, the minimum partial safety factor of material $\gamma_M = 1,1$ shall be considered and may be applied to the operational load or on the resistance side. If the partial safety factor derived from the used standards or guidelines is higher than the one from IEC 61400-1, then the higher partial safety factor shall prevail.

Evaluation of additional joint components (e.g. expansion sleeve analysis) may also be necessary.

7.4.5 Fibre reinforced material

The static strength of parts from fibre reinforced material shall be verified according to IEC 61400-5 or an equivalent standard. For spinner and nacelle cover, the verification of inter fibre fracture and buckling may be omitted.

7.5 Fatigue strength assessment

7.5.1 Fatigue strength methods

The fatigue strength analysis of structural components in the nacelle should be performed according to this document. Other internationally recognized analysis codes can be applied, if their usefulness for the applied material and specified load conditions is proven. Guidance for fatigue analyses using damage accumulation can be taken from Dowling (1972) [5], Haibach (2006) [6], Matsuishi and Endo (1969) [7] or Wegerdt, Hanel, Hänel, Wirthgen (2003) [8]. For mean stress correction, Clause F.2 of Annex F may be considered as guidance.

The fatigue strength verification for welded structures should be in accordance with standards such as EN 1993-1-9, IIW-Doc. 2259-152259-15 and IIW-Doc. XIII-2240r2-08/XV-1289r2-08, DNV-RP-C203 [9]. Informative guidance is provided in Annex B.

The analysis procedure is based on the local stress approach. In this case, the fatigue strength should be described using the accumulated damage, D , and the fatigue reserve factor, LRF_f by using the Miners rule.

It shall be stated explicitly in the calculation whether amplitude (semi-range) or range is used as the measure of fatigue stress magnitude, and any non-conforming data shall be converted appropriately. It is also necessary to include the half load cycles in the calculation. The use of amplitudes is assumed here.

7.5.2 Determination of local stresses

The local stress level (i.e. the component stress) will be determined as described in 7.2.

7.5.3 Stress hypothesis for fatigue

The selection of the stress hypothesis depends on the loading and material type of the component. In general, normal stress in critical plane approach shall be used for brittle material and cast iron, other methods like maximum principal stress, normal stress, etc. may be applied where relevant. For ductile material, several different stress hypotheses are known.

7.5.4 S/N curves

The S/N curves, such as in Figure 3, characterize the fatigue strength of the metallic material.

In alignment with IEC 61400-1, statistically assured S/N curves for the material should be used as a basis. If such S/N curves are not available, synthetic S/N curves in accordance with Haibach (2006), Godehus and Zenner (1999) [10], Wegerdt, Hanel, Hänel, Wirthgen (2003) or similar authoritative reference should be used for fatigue analyses.

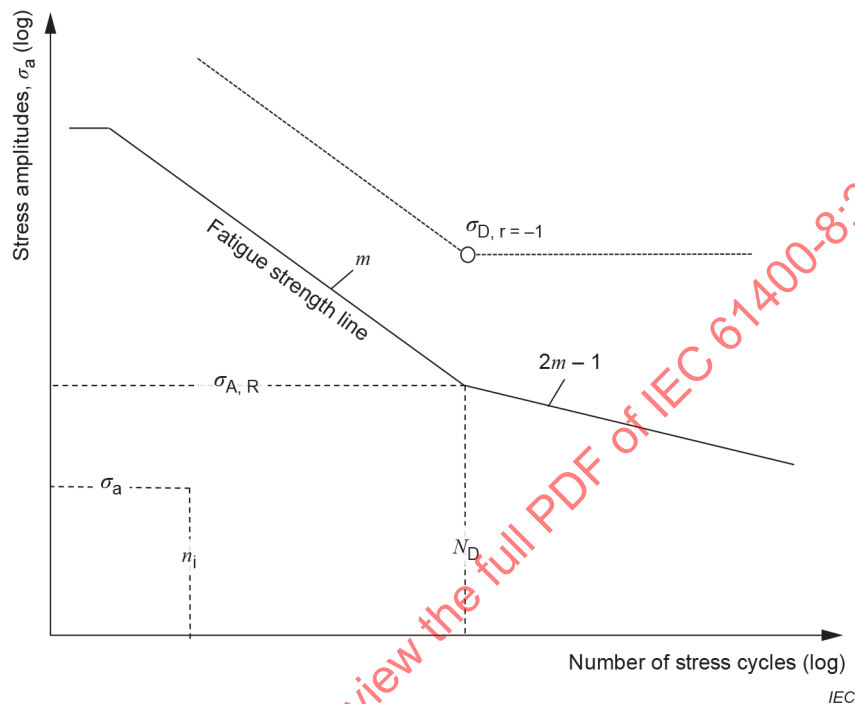


Figure 3 – Representative S /N curve

For stress cycle numbers $n_i > N_D$, the S/N curves can be extended from $\sigma_{A,R}$ with the inclination (slope) parameter $2m-1$, for variable loading, where m is the inclination parameter of the fatigue strength line, Haibach (2006). Here the limiting stress cycle number N_D is the number of cycles at which, under optimum test conditions (no corrosion effect, etc. in accordance with Clause 8), the knee point σ_D of the constant amplitude S/N curve is defined. Further concepts may be used if applicability is proven.

7.5.5 Influence on fatigue strength

The following influences on the fatigue strength and reduction factors represent additional factors for uncertainties and should be considered in the calculation of stress amplitude or stress range unless it can be verified, e.g. by tests, that the influence on the fatigue strength is negligible:

- mechanical stress influence and statistical size influence (stress gradient models and volumetric models),
- surface roughness,
- surface treatment,
- mean stress influence,
- size influence,
- manufacturing quality (e.g. cast quality, weld quality, forging quality).

The interaction of the individual influence factors may be considered by adequate methods if applicability is proven.

7.5.6 Partial safety factors for fatigue

Design S/N-curves for metallic materials may be determined in accordance with 8.3 considering the partial safety factors in Clause 5, Table 6 for the respective survival probability.

For cast iron, along with Table 6, the casting flaws shall be accounted for in the design process. The partial safety factor γ_M in Table 7 should be applied for casting flaws depending on the required local cast quality for S/N-curves. Alternatively, inner flaws may also be assessed by fracture mechanics approaches, see 7.6. Annex D may be used for the calibration of partial safety factor for fatigue.

Intermediate quality classes may be developed, e.g. based on tests or other adequate methods and shall be agreed with the relevant authorities.

The quality level on a component should be verified by non-destructive testing for the determined hot spots. The area to be tested shall be identified in the appropriate manufacturing drawings, either as-cast or as-machined. If a cast quality level of 01 or 2 is used, a 100 % testing shall be applied.

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61400-8:2024

Table 7 – Partial safety factors γ_M for S/N-curves of cast iron materials

Material behaviours	γ_M		
	01	2	3
Cast quality class according to EN 12680-3:2011	01	2	3
γ_M ($P = 50$ %, confidence level ≥ 75 %)	1,7 ^a	2	2,35
γ_M ($P = 95$ %, confidence level ≥ 75 %) if impact of mean stress corrections on damage is insignificant (R is near -1)	1,35 ^a	1,6	1,87
γ_M ($P = 95$ %, confidence level ≥ 75 %) if impact of mean stress corrections on damage is significant	1,4 ^a	1,65	1,94
γ_M ($P \geq 97,7$ %, confidence level ≥ 75 %) if impact of mean stress corrections on damage is insignificant (R is near -1)	1,3 ^a	1,53	1,8
γ_M ($P \geq 97,7$ %, confidence level ≥ 75 %) if impact of mean stress corrections on damage is significant	1,35 ^a	1,6	1,87
γ_M ($P \geq 97,7$ %, confidence level ≥ 75 %) if damage is not governed by mean stress corrections and design loads are shown to not be influenced by wind turbulence. For example, showing the change in design loads obtained while using 90 % wind turbulence input versus 50 % wind turbulence is less than a tolerant value.	1,25	1,47	1,73
UT/MT/PT quality level is limited to level 3 in general. For the UT quality level 3 area, MT/PT quality level will be limited to quality level 3. For the UT quality level 01 and level 2 area, MT/PT quality level will be limited to level 2. This will ensure that in the respective UT quality level area, the more critical surface flaws detected by MT/PT are not allowed to be bigger than internal flaws detected by UT. For machined surfaces, the worst acceptable are quality levels SM/LM/AM 2 according to EN 1369:1996 or SP/CP/LP/AP 2 according to EN 1371-1:1997. The quality levels LM/AM according to EN 1369:2012 and LP/AP according to EN 1371-1:2011 shall be converted according to Annex A of the respective standard, if the new versions are applied.			
NOTE These safety factors assume testing for surface and volumetric flaws.			
^a Based on Table 6 values.			

7.5.7 Damage accumulation

The damage D shall be calculated according to the modified Miner's rule (Haibach 2006). It shall be less than or equal to unity as per Formula (5) and IEC 61400-1:2019.

$$D = \sum_{i=1} D_i = \sum_{i=1} \frac{n_i}{N_i} \leq 1 \quad (5)$$

where n_i is the number of cycles in bin " i " and N_i is the number of cycles on the S-N curve corresponding to the stress amplitude of bin " i " according to Figure 3.

The load-reserve factor for fatigue LRF_f expresses the fatigue strength of the structural component.

The general procedure of the fatigue analysis using the Miner's rule is summarized in IEC 61400-1:2019, Annex H. Guidance of calibration of partial safety factors is provided in Annex C.

7.5.8 Bolted joints

The nominal stress approach shall be used, with both normal and bending stresses taken into account. Generally, the 1st free thread is the critical area and both bolt ends shall be analyzed.

Fatigue calculations shall be carried out with minimal assumed value of preload due to embedding, tightening method, recovery losses, losses from plastic overstretching, etc. Additionally, non-linear behaviour (e.g. due to gaps or rolling bearing behaviour) shall be taken into account.

S-N curves may be found in standards such as VDI 2230-1, EN 1993-1-9 with dependence on the diameter, the type of coating and the manufacturing process (e.g. rolls) included. Such boundary conditions have an influence on the endurance limit and the curve slope, and therefore shall be considered. Where needed, S-N curves should be formulated for variable amplitude loading and consideration of cut-off limits is not allowed.

Care shall be taken if SN-curves for large bolt diameters (> M39) are taken from guidelines, especially VDI 2230-1. SN curves may also be derived from tests, based for example on ISO 3800. Damage should be calculated in accordance with 7.5.7.

7.5.9 Fibre reinforced material

The fatigue strength of parts from fibre reinforced materials shall be verified according to IEC 61400-5 or an equivalent standard.

7.6 Fracture mechanics assessment

7.6.1 General

Static and fatigue strength assessment is based on the assumption of a perfect material composition. In case of brittle failure or other applications as mentioned in 7.6.2, it is necessary to investigate the load-carrying capabilities of metallic structural components of the nacelle with pre-existing or assumed cracks. The following steps may be followed.

Brittle material shall be assumed when the rupture strain is less than 12 % at the lowest operational temperature of the non-welded material and when the criteria according to EN 1993-1-10 are not fulfilled for welded components. Further information about the behaviour of components and systems in cold environment may be taken from VDMA 23901 [11].

The general process of a fracture mechanics calculation is shown in Figure 4. Further guidance may be taken from other guidelines and standards like BS 7910, the FKM Guideline (FKM–RBM-04-18) and VDMA 23902 (for planet carriers) for fracture mechanics assessment. For gearbox structures, the fracture mechanical verification may be omitted when an additional safety factor for static and fatigue strength is verified to be at least 1,5.

The crack opening mode I / tensile mode is representative for most applications and considered exemplarily in the following steps.

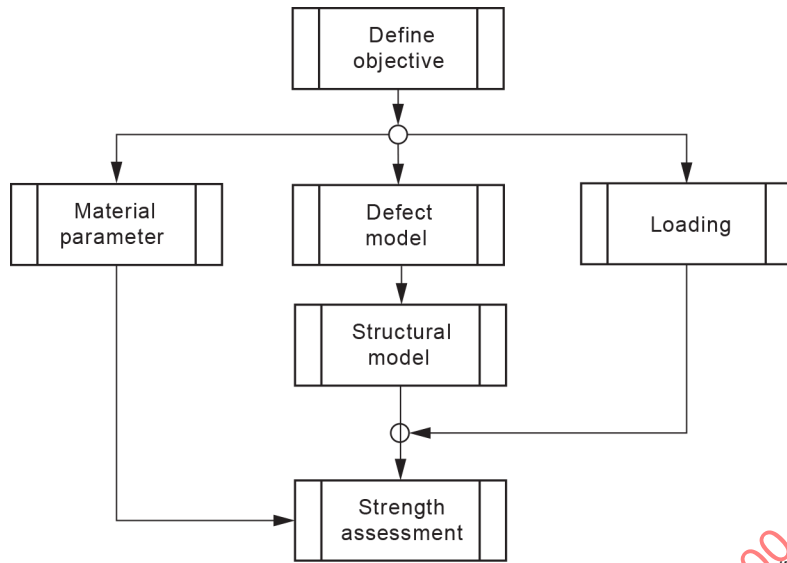


Figure 4 – Fracture mechanics calculation – process flow chart

7.6.2 Define objective

The basis for every fracture mechanics calculation is the assumption of an imperfect material including defects.

Possible reasons for crack initiation or crack shaped defects in materials are for example:

- defects due to manufacturing process,
- defects due to structural loading – crack growth.

The following objectives are characteristic for fracture mechanics calculations:

- life assessment,
- validation of permissible defects, e.g. out of cast/weld quality classes,
- evaluation of detected or possible material defects/damage tolerance and transferring findings to crack lengths according to FKM Guideline on fracture mechanics or BS 7910,
- prediction of crack growth,
- quality management/inspection interval for pre-existing cracks.

To perform the assessment, one of the available fracture mechanics assessment concepts shall be chosen. The most common ones are:

- linear elastic fracture mechanics (LEFM),
- elastic plastic fracture mechanics (EPFM).

Other concepts may also be applicable.

7.6.3 Material parameter

For the calculation of the static limit, in general the following parameters are needed:

- Fracture/material toughness, i.e. for mode I (tensile mode) and LEFM, K_{IC} / K_{mat}

For the calculation of the crack growth behaviour, the propagation rate parameters are the following for the Paris-Erdogan equation:

- C , n and threshold value ΔK_{th}

If alternative or modified methods are used, other parameters could be needed to calculate the propagation rate.

Material properties shall be derived from material codes or standardized material tests, e.g. in accordance with ISO 12108, ISO 12135 or an equivalent standard, by using specimens that are representative of the assessed component.

For the elastic-plastic fracture mechanics, the crack tip opening includes the local plasticity and is described by the J-Integral. The main focus is the advanced assessments of small cracks of ductile materials using numerical methods. The FKM Guideline fracture mechanics may be used for further guidance.

7.6.4 Defect model

A defect model is required to substitute the geometrical dimension of the defect/crack as well as the surrounding structure. Based on these models, the stress intensity factor K is determined as the loading parameter for brittle fracture (static) and crack growth (cyclic/dynamic).

Related to the objective of a fracture mechanics calculation, see 7.6.2, the relevant areas of the assessed structural component are defined, and adequate defect models are set up.

For analytical calculation models, defects/cracks are classified as follows and shown in Figure 5:

- surface cracks,
- embedded cracks,
- continuous/through cracks.

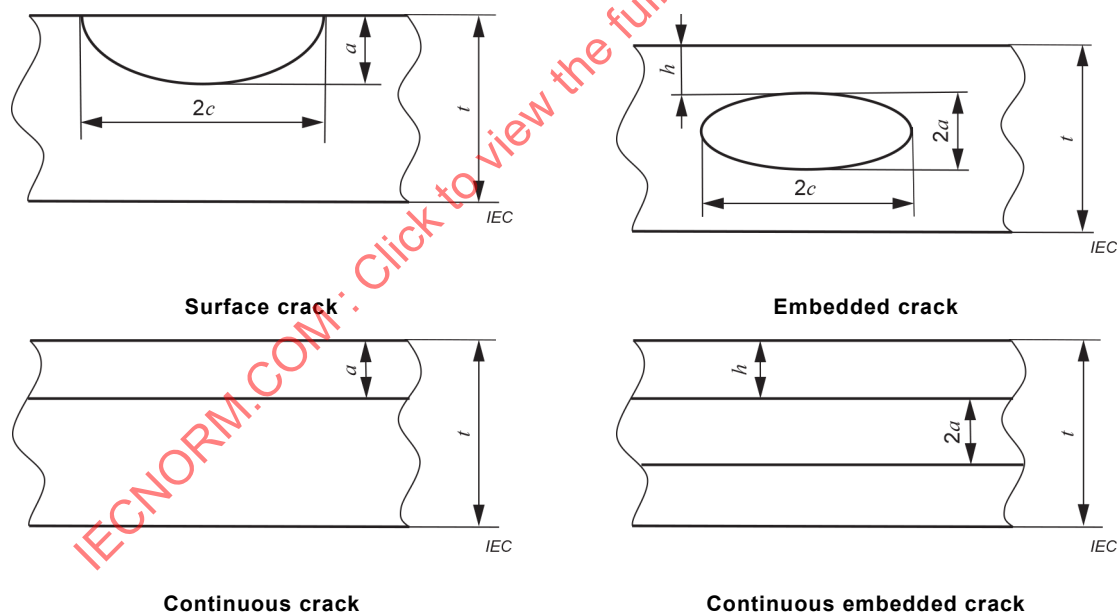


Figure 5 – Idealized crack types

The size and orientation of inner and surface defects can be detected by adequate methods, e.g. by using past data from similar component designs and testing methods or with the guidance of standards. Defects related to the manufacturing quality (e.g. cast quality, weld quality, etc.) may be quantified by non-destructive testing methods. The individual crack shape and dimensions are transferred to a crack model. For examples, refer to BS 7910 or the FKM Guideline on fracture mechanics. They include:

- crack depth a ,
- crack length c .

The " a " and " c " parameters should be determined using appropriate NDT methods in combination with the above-mentioned standards. For embedded cracks, the position of the crack in relation to the surface should be considered. For actual cracks, the crack position is derived out of non-destructive testing methods. Further guidance on how to determine the crack length out of material testing methods is given in e.g. FKM Guideline on fracture mechanics.

Due to the manufacturing process, possible defects can vary in size depending on the assumed location, e.g. for cast material in the transitory/core zone according to EN 12680-3 or for welded materials in the heat affected zone. The fracture mechanics assessment for assumed defects shall consider all relevant regions separately.

7.6.5 Structural model

For the static and cyclic fracture mechanics assessment, a structural model is required in combination with a defect model, see 7.6.4, to derive the resultant loading for fracture mechanics.

The structural model is oriented to the shape and dimensions of the defect surrounding structure. Standardized structural models like plate, cylinder or round bar can be found in the FKM Guideline on fracture mechanics.

For a more detailed analysis, the crack may be modelled by using numerical methods like FEA. In this case, the stress intensity factor K at the crack tip is derived out of the FE analysis. Specific meshing requirements in the crack region shall be observed as satisfying the principles of fracture mechanics.

7.6.6 Loading

The local loading of the crack tip depends on the structural loading as well as the crack shape and orientation. The structural loading is equivalent to the application of loads as referenced in Clause 5 and shall include the partial safety factor for loads γ_f in accordance with IEC 61400-1:2019.

The characteristic parameter for the LEFM is the stress intensity factor K at the crack tip for different crack opening modes. In the LEFM approach, elastic material behaviour is assumed while determining the critical stress (VDMA 23902).

To determine the stress intensity factor K , the structural loading, as a result of numerical or analytical calculation, shall be transferred to the fracture mechanics substitute model. For the static strength assessment, the highest stress from the critical crack opening situation shall be evaluated.

Depending on the crack position, a stress path through the wall thickness is considered to determine the nonlinear stress distribution. If the stress distribution is linearized across the cross-section, this shall be done in a conservative manner in accordance with the FKM Guideline on fracture mechanics or BS 7910.

The ultimate strength assessment and the cyclic loading leading to crack propagation shall consider the same load channels which would also be used for a static and fatigue strength assessment of the unflawed structure. The mean stress influence shall be considered by adequate means.

7.6.7 Strength assessment

7.6.7.1 Static limit state

The ultimate strength limit state for crack opening mode I is defined as:

$$K_I \leq K_{\text{mat}} \quad (6)$$

With the stress intensity factor K_I defined as:

$$K_I = f(\text{crack length, stress, geometry}) \quad (7)$$

Safety factors for the stress intensity factor shall be calculated in accordance with the FKM Guideline on fracture mechanics or BS 7910.

To address the risk of plastic collapse, this may be done by a failure assessment diagram (FAD) to check if there is any risk of both brittle material failure and plastic collapse. A general example is given in Figure 6. Other methods may also be applicable.

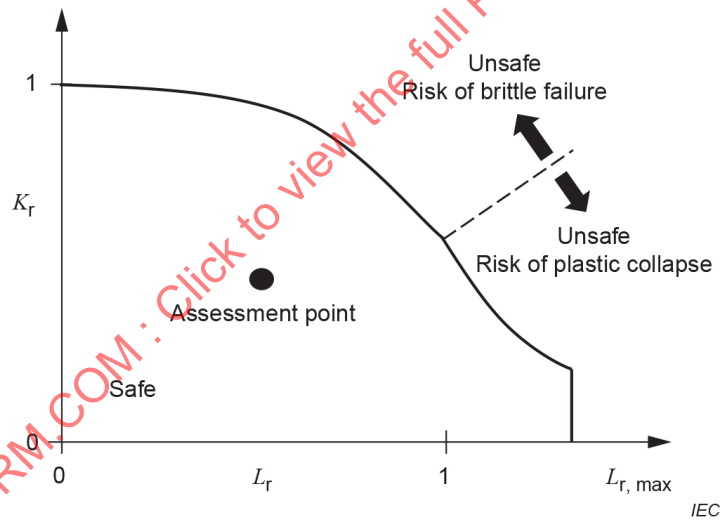


Figure 6 – Failure assessment diagram (FAD)

With

$$K_r = \frac{K_I}{K_{\text{mat}}} + \rho \quad (8)$$

And

$$L_r = \frac{\sigma_{\text{ref}}}{\sigma_Y} \quad (9)$$

where

K_I is the stress intensity factor;

K_{mat} is the corresponding material limit;

ρ is the plasticity interaction factor as defined in the FKM Guideline on fracture mechanics;

σ_{ref} is defined as the net section stress;

σ_Y is defined as the yield strength of the material according to BS 7910.

7.6.7.2 Fatigue limit state

The limit state function for dynamic crack growth shall be formulated as

$$a(t) < a_{crit} \quad (10)$$

where

$a(t)$ is the propagated crack growth;

a_0 is the initial crack length a ($t = 0$);

a_{crit} is the critical crack length/limiting crack depth (e.g. plate thickness).

The Paris-Erdogan equation is a method to compute the stable crack growth behaviour and can be formulated as:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (11)$$

Modified or alternative methods may also be applicable.

The correlation of the crack growth per load cycle da/dN and the cyclic stress intensity factor ΔK is shown in Figure 7.

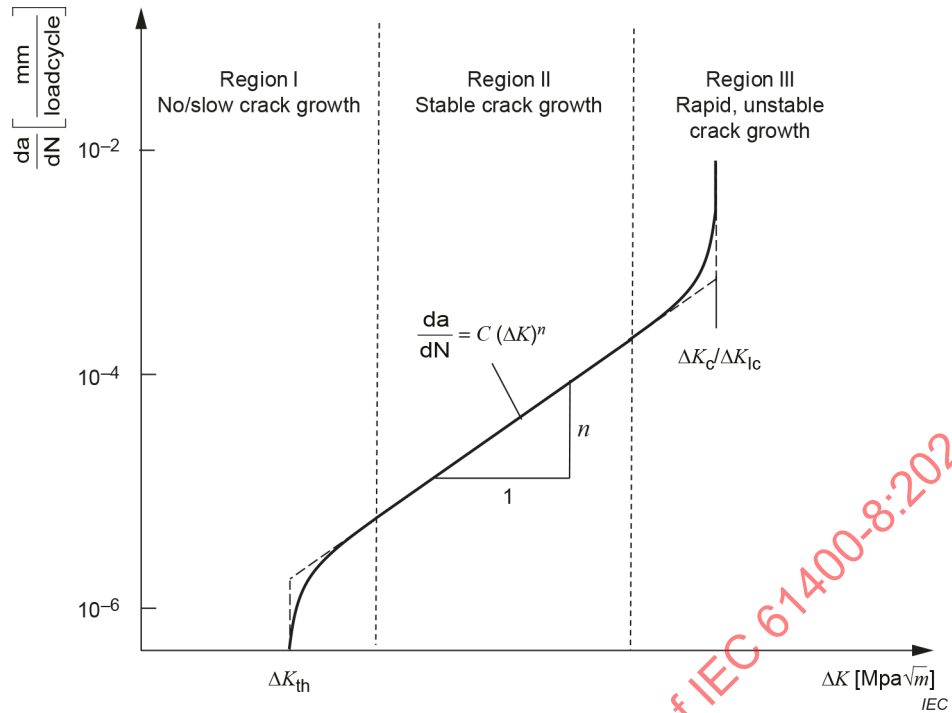


Figure 7 – Crack growth under cyclic loading by Paris/Erdogan

The lower threshold of the crack growth in region I, see Figure 7, is defined by ΔK_{th} . If the cyclic stress intensity factor ΔK is below this value, no crack propagation is initiated.

$$\Delta K \leq \Delta K_{th} \rightarrow \frac{da}{dN} = 0 \quad (12)$$

In all other cases, crack propagation is initiated. This leads to a more severe situation at the crack tip until the failure of the component, see Figure 8. If crack growth occurs, an assessment is required if this could lead to component collapse or to a limited continued operation of a wind turbine based on the remaining calculated lifetime. Furthermore, it shall be ensured that the component can still bear the specified static loads at any time.

For actual significant defects detected by non-destructive testing methods, it is required to check if an inspection interval on the wind turbine can be defined to validate the crack growth behaviour.

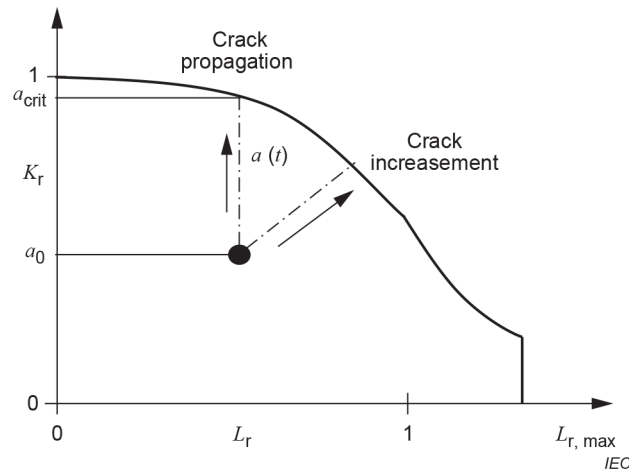


Figure 8 – Crack propagation and critical crack length in failure assessment diagram

As a conservative approach, the assessment shall start with the cyclic calculation to derive possible crack growth. The directional vector of the first principal stress of the identified most severe load case may be assumed as constant also for other load combinations in a simplified manner.

The calculated first principal stress as a function over time $\sigma_1(t)$ for each hotspot shall be processed with a Rainflow counting to calculate a stress collective including the number of occurrences of all meaningful stress load cycles. It shall be ensured that the most harmful events/extreme loads won't drive the existing or assumed cracks to lengths that will lead to instable fatigue crack growth during the remaining component lifetime. The consequent static assessment considers the propagated end crack length a_{end} .

Other means to calculate the loading at the crack tip may also be applicable.

7.7 Fracture mechanics-based design

The current practice of component design is to stay below the safe life boundary of the S/N-curve whereas the fracture mechanics approach allows the utilization of the fail-safe region. Therefore, it is possible to integrate a fracture mechanics-based design approach into the fatigue limit state procedure, see 7.5 and BS 7910:2013, Annex K giving information on the use of structural reliability methods, test results and relationship to partial safety factors.

However, this approach may be treated as a supplemental verification and not supersede the static and fatigue strength assessment which are referenced in this document.

This requires information regarding all relevant parameters needed for the fracture mechanics assessment and following an applicable law for crack growth (e.g. Paris-Erdogan equation) as the probabilistic fatigue crack growth is related to uncertainties. The most severe uncertainties are related to:

- fracture toughness of the material K_{mat} ,
- crack propagation rate parameters,
- size, distribution and position of flaws,
- time dependent loading at areas of interest.

Assumptions regarding material properties should be verified by laboratory tests using specimens derived from representative parts of the components out of locations which are sensible to the existence of defects and shall answer the question whether all relevant material related uncertainties can be quantified. Also load sequencing effects which can have an impact on the crack propagation speeds may be subject to investigation.

By addressing these uncertainties using probabilistic methods, implementations into the existing strength assessment concepts are possible as a supplementary method.

8 Material data for design from testing

8.1 Qualification of material

For qualification of new metallic material data (static and fatigue strength), it is important that the test specimens are representative of the production and construction. This includes possibility of relevant production defects, as well as production tolerances, and shall consider different charges and manufacturers.

An investigation is required in case:

- material is not regulated in specific standards,
- the material is not fully described in the standards,
- deviating strength values shall be used compared to the ones specified in the standards,
- S/N curves are determined based on tests.

Laboratories for material testing shall follow procedures according to ISO/IEC 17025.

Suitable statistical methods shall be employed to guarantee that the required survival probability is attained with the required level of confidence, see Table 5 and Table 6. Systematic error and random error shall be investigated and described. The uncertainty due to the limited sample amount shall be considered in the statistical evaluation.

Wall thickness effect shall be considered within the testing by sample extraction of relevant wall thicknesses. Reduction factors shall be applied according to respective design codes in case of effects that cannot be considered in the testing. Alternatively, reduction factors may be determined by material testing.

8.2 Derivation of static strength and impact energy properties (base material)

For the determination of statistically assured static strength data for the design, it is recommended that the test lot consists of minimum 30 samples.

Provided that a normal distribution of the test results is given, the statistical interpretation of static strength data ($R_{p0,2}$, R_m , A, KV) shall be carried out using a confidence level of $1 - \alpha = 0,95$ for a survival probability of $P = 95 \%$ for a two-sided confidence interval and an unknown variance of the population following ISO 16269-6:2014 or an equivalent standard.

8.3 Derivation of fatigue strength properties (base material)

Provided that a normal distribution of the test results is given, the evaluation of fatigue strength data shall be carried out following ISO 12107, DIN 50100 or an equivalent standard using a minimum confidence level of 95 %. Coefficient of variation (COV) for the test performed shall be verified to be in accordance with IEC calibration. The survival probability shall be chosen according to Table 6 and Table 7 for determining the related partial safety factors.

For the determination of a statistical assured S/N curve (a characteristic S/N curve), a minimum number of 21 test samples taken over different load levels is recommended for the evaluation of the limited fatigue life area. An additional 30 samples are recommended for the infinite fatigue life area (such as determined by staircase testing with a run-out limit of $1e07$ cycles) which shall be used for the estimation of stress level at the knee point of S-N curve. The proposed sample amount is derived considering the error bounds given, for example in DIN 50100 and ISO 16269-6:2014, Annex G. The second inclination shall be discretized with the assumption in 7.5.4.

A lower sample amount is acceptable for comparison purpose with standard S/N curves.

In all cases, the assumption of normality shall be evaluated quantitatively or graphically, for example with the Anderson-Darling method. In case the test population is not normally distributed, other statistical methods like maximum likelihood estimation may be applied for the data analysis. Furthermore, a recalibration of the safety factors may be necessary following IEC 61400-1:2019, Annex K. In case of outlier tests, it shall be noted that these can only be applied once per data set. Special material effects like load level dependent scatter of the test data shall be considered in the statistical evaluation.

Care shall be taken that the required survival probabilities and confidence levels depicted in this document are minimum values and shall be adapted in case the related design standard requires more conservative values, maintaining the target reliability level in IEC 61400-1.

8.4 Welded joints

Fatigue strength properties shall be derived from fatigue tests of welded specimens. To ensure reliable fatigue data is obtained, the specimens should be realistic in terms of parameters influencing the real structure's fatigue strength. This is not limited to but includes: stress or strain range; frequency; mean stress; residual stress; geometrical and local stress concentration; discontinuities; welding type and process; temperature and potential post weld or surface treatment.

The determination of new detail categories shall be in compliance with the respective design standards e.g. EN 1993-1-9, EN 1999-1-3, IIW-Doc. 2259-15259-15 and IIW-Doc. XIII-2240r2-08/XV-1289r2-08, ISO/TR 14345 can be used.

8.5 Cast, forged and steel

8.5.1 Derivation of static strength properties

The ultimate strength properties of the cast iron, forged and steels shall be derived according to ISO 6892-1 or standards covered in respective material standard. The following shall be measured and documented:

- tensile strength, R_m ,
- 0,2 % proof strength, $R_{p0,2}$,
- elongation at fracture, A ,
- reduction in the area, Z , when applicable.

8.5.2 Fracture toughness

The impact energy testing shall be carried out according to ISO 148-1. The fracture toughness determination shall be carried out according to ISO 12135.

8.5.3 Derivation of fatigue strength properties

8.5.3.1 General

Fatigue strength properties of the metallic materials in the finite life regime and long life regime may be determined by tests. The fatigue testing and statistical analysis of test results shall be according to ISO 12107 or an equivalent standard.

When the test specimens are taken from the semi-finished product or from the component itself, they shall cover the highly stressed region of the components, or the samples shall represent the realistic behaviour of the component. The specimen used for the determination of S-N curve shall be similar representative in terms of:

- material,
- heat treatment processes,
- manufacturing processes and parameters,
- local geometry and surface,
- type of load,
- type of testing machine,
- surface roughness.

The random selection of test specimens shall be performed according to ISO 12107. For axial force-controlled test, the test set-up and preparation of specimens shall be done according to ISO 1099, ASTM E466. ISO 1143 shall be used when rotating bending test method is used for the S-N curve determination.

The test machines shall be calibrated according to ISO 7500-1 with a requirement of class 1; the variation in minimum and maximum loading shall not deviate more than 3 percent.

8.5.3.2 Influences on design SN curve

The characteristic value derived from S-N curve test shall be reduced by various influencing factors, so that they can be realistically applied to estimate the component design life time. The influencing factors mainly considered are as follows.

- Mean stress affect

It is assumed that the test has been performed at the stress ratio of $R = -1$. Mean stress correction for the loading other than $R = -1$ shall be corrected according to Haigh diagram. In general, it is recommended to perform the mean stress correction on response side by correcting the markov matrix of the superposed stress time series. Clause F.3 of this document shall be referred.

- Cast quality

The cast quality for cast iron shall be defined according to EN 12680-3 and shall be assessed by ultrasonic testing and magnetic particle/dye penetrant testing according to EN 1369 and EN 1371 or an equivalent standard. The microstructures of the cast iron such as nodularity, shape and size shall be examined according to ISO 945-1. For the assumed safety factors, see Table 6 and Table 7. It shall be ensured that at least 90 % of the graphite is segregated in the spheroidal form V and VI as per 7.3. For larger wall thicknesses, a core and rim zone may be defined with appropriate proof.

NOTE Core and rim zone definition deviates from EN 12680-3 standard.

- **Surface roughness**
Surface roughness factor for polished specimen is taken as 1. An Appropriate factor shall be chosen for the design S-N curve with respect to component surface roughness. The surface roughness factor shall be calculated according to internationally recognized codes, for example, FKM Guideline [12] or DNV-ST-0361 [13] standard.
- **Fatigue notch factor/stress gradients**
Fatigue notch factor and stress gradients are material, type of loading and geometry dependent. They should be used appropriately as applicable.
- **Influence of size/thickness**
When the test specimens are prepared from the components covering the relevant wall thickness, the thickness correction factor can be neglected. The fatigue strength of the small specimen size or thickness with respect to the component shall be compensated.
- **Surface condition**
The benefit of increase in the fatigue strength may be taken into account, if the surface treatment such as surface hardening, cold rolling or peening is performed. The factors used shall be proven by test. The residual stress state shall be stable. Also, the factor shall be proved or determined experimentally.

8.6 Bolts

The mechanical properties of high strength bolts may be obtained from ISO 898-1 [1].

The fatigue properties of larger diameter bolts which are not specified in the standards may be derived by the test according to ISO 3800. The reduction factors and survival probability factors shall be considered appropriately according to 8.5.3.2 and the respective design standard (e.g. VDI 2230-1).

The tightening test to determine the torque values for preloaded bolts may be determined according to EN 1090-2:2018, Annex H.

8.7 Nacelle cover

In case the fibre reinforced material is used for the construction of the nacelle cover, the determination of applicable material properties and partial safety factors shall be derived according to IEC 61400-5 or an equivalent standard.

For the nacelle covers constructed of metallic materials, the determination of mechanical properties shall be performed according to 8.4.

The test to determine the slip factor shall include effects of creep deformation for fibre reinforced plastics. However, creep effects may be neglected for metallic parts in nacelle covers. EN 1090-2:2018, Annex G for steel and EN 1999-1-1, EN 1090-3:2019, Annex D for aluminium provide guidance.

9 Model verification and validation

Methods such as finite element models (FEM) are generally used to evaluate the stress and strain in nacelle components. These models can deviate from the real behaviour because of uncertainties in stiffness, material behaviour, tolerances, imperfections, etc. Additionally, there are influences e.g. temperature, pretension, boundary conditions, which may not be represented realistically in the models. Many general possibilities of model uncertainties are discussed in ISO 2394 and shall be considered, during the design of wind turbine nacelle structures.

There are different approaches to validate the accuracy of these models. The most established are described in Annex A. These methods may be utilized on identical nacelle structures already designed, or on structurally equivalent models in the design process. A model validation [14] shall be performed in any case.

Validated models and methods may be transferred to the design of other nacelle generations, if their construction is structurally equivalent.

If the validation is carried out after completion of design, the additional validated model may be used for a more detailed evaluation of modifications (e.g. changes of loads, upgrade components).

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61400-8:2024

Annex A (informative)

Model verification and validation methods

A.1 General

The principles of validation or verification of computational structural models may be based on the ASME Standard for Verification and Validation in Computational Solid Mechanics [14]. A theoretical validation (according to Clause A.2) is necessary and sufficient in most cases. Validation of structural finite element models (FEM) with physical measurements is not common in the wind industry, because most of the nacelle components are made of well-known materials. However, in specific cases where the behaviour of the structure cannot be represented accurately with analytical and numerical methods or if unknown influences are present (friction), validation through measurement can be beneficial (according to Clause A.3 and Clause A.4).

Where detail validation is not possible, uncertainties in the model are generally acceptable if conservative assumptions are applied during model generation.

A.2 Verification

Analytical calculation techniques can be used to verify the accuracy of the simulation models. Examples include:

- comparison of the results with other numerical and analytical calculations,
- comparison of model parameters with the recommendations of guidelines, standards and scientific publications (e.g. bolt stiffness, bolt pretension),
- comparison of the model behaviour with models of similar structures,
- model plausibility checks (e.g. internal force variable at boundary conditions, deformation shape, and strain checks (especially for submodels)),
- mesh convergence: the refinements at hotspots shall be sufficient to verify the accuracy of simulation,
- identify uncertainties (e.g. contact stiffness, bearing stiffness, etc.) and vary them in the model to find the sensitivity for the results,
- check equilibrium of forces.

A.3 Validation (laboratory testing)

If the relevant external influences on the structure are known, model results can be validated under laboratory conditions. Especially if the behaviour of the structure is hardly representable by models, tests are necessary.

Partial or complete structures can be tested.

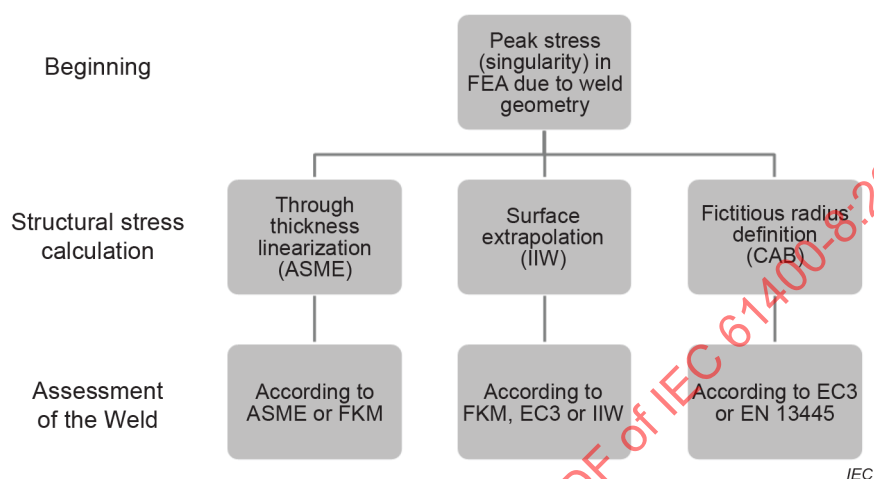
A.4 Validation (field testing)

If relevant influences cannot be represented by laboratory testing, field measurements can be used. The load measurements required in IEC 61400-13, especially those during normal operation, or calibration loads, can be used as a reference point for comparison with the model. The suggestions in IEC 61400-13 for measurement positions, procedures and methods, calibration, data processing should be considered.

Annex B (informative)

Welded joint stresses

A recommended fatigue analysis procedure for the evaluation of the weld toe can be summarized by the following simplified flow chart in Figure B.1.



NOTE EC3 implies Eurocode 3, EN 1993-1-9, IIW implies IIW-Doc. XIII-2240r2-08/XV-1289r2-08.

Figure B.1 – Fatigue analysis procedure for the weld toe

Standards such as IIW-Doc. 2259-152259-15 and IIW-Doc. XIII-2240r2-08/XV-1289r2-08, DNV RP-C203, FKM Guideline, EN 1993-1-9 or EN 13445-3 [15] may be used; they present tables with different relevant fatigue resistance values for welded structural components.

EN 1993-1-9 is about fatigue of steel structures. EN 1993-1-9:2007, Annex B provides FAT classes for the application of structural stress concepts. Depending on the dimensions and complexity of the structure, an appropriate stress computation method in combination with EN 1993-1-9 may be used.

Annex C (informative)

S-N curve determination by test, statistical evaluation and influencing factors

C.1 General

The objective of this informative annex is to describe the process to derive the S-N curve by test for the design of wind turbine metallic materials, in accordance with the requirements outlined in Clause 8 of this document.

C.2 S-N curve

Finite life regime: In finite life regime, the specimen fails after a certain number of cycles, which depends on the load amplitude. The S-N curve in this regime is represented by a straight line on a log-log scale using the Basquin equation:

$$N = C \times \sigma_a^{-m} \quad (\text{C.1})$$

where

- C is the axis intercept on the number of cycle axis (abscissa) for unit load amplitude;
- m is the slope of the straight line;
- N is the number of applied cycles;
- σ_a is the load amplitude.

C.3 Specimens

Test set-up and specimen shall meet the requirements according 8.5.2.

Care should be taken to minimize the stress concentration factor at the transition area between the test region and gripping region to avoid the failure of specimen outside the test region. When such situation is encountered, the test shall be considered invalid.

The testing frequency shall be selected in such a way that the temperature rise in the specimen doesn't affect its fatigue life. Also, it depends upon the test machine capacity and size of the specimen.

C.4 Test procedure

C.4.1 General

Different methodologies are required for the finite life and long-life fatigue (endurance limit) region that will be described in the following text. Most commonly, the test specimens are subjected to cyclic constant amplitude loading at $R = -1$. Different types of load, for example axial force, bending moments or torsion may be applied.

The results of the S-N curve test are plotted on a log-log scale. A survival probability of 50 % with a 75 % confidence level or mean S-N curve is described by a linear curve in the region of finite life. The test is performed up to a predefined number of cycles $N = 1e7$, beyond which the specimen is considered to be runout; this test in long life region is performed to determine the knee-point of S-N curve.

The results are scattered in the finite life as well as long life region. The scatter in the finite life region is along the number of cycles. Whereas for the test results in long life region, the scatter is along the stress amplitude, the scatter of test results is assumed to be log-normal distributed. The normality of the test results may be verified using the normal probability plot, the straight-line fit shows the normal distribution of test results. However, this shall be proven using statistical test methods like the Anderson-Darling test or equivalent test method.

C.4.2 Finite lifetime

In the finite life region, with the help of regression analysis, the parameters m and c can be calculated using the least square method. More advanced methods like maximum likelihood function may be used to derive the S-N curve parameters.

The test results can be represented by a straight line by taking the logarithm of Basquin equation. This regression line represents the 50 % S-N curve with slope m , the new equation in logarithmic space becomes:

$$\log N = \log C - m \times \log \sigma_a \quad (C.2)$$

where

N is the number of cycles;

C is the Y-intercept;

m is the slope of the curve on Log scale;

σ_a is the amplitude of stress.

Other methods like Pearl string method & Horizon method or load level test method according to DIN 50100 may be used in finite life region.

C.4.3 Long life fatigue regime

The objective of long life fatigue regime test is to find out the load amplitude below which the predefined ultimate number of cycles can be achieved. From the results of random samples, mean of long life fatigue strength and standard deviation of the population shall be estimated.

There are various methods proposed for the test procedure to determine long life fatigue strength. For example, probit method, staircase method, maximum likelihood method or boundary technique method. The lower limit of the fatigue strength for a required probability of failure shall be calculated according to ISO 12107. Alternatively, DIN 50100 may be used to derive the fatigue limit at required failure probability.

The second slope should be evaluated according to Haibach as shown in Figure 3; this may be used without further calibration.

C.5 Influencing factors of S-N curve

Subclause 8.5.3.2 shall be referred for influencing factors for the reduction of design S-N curve.

Annex D (informative)

Limit state equations

D.1 General

This annex intends to give guidelines on potential limit state equations which may be implemented in a probabilistic design framework for different failure modes.

D.2 Yielding failure

A representative design formula for yielding failure can be written as follows:

$$G_{\text{Yield}} = z \frac{R_c}{\gamma_R} - \gamma_f L_c \quad (\text{D.1})$$

where

R_c and L_c are characteristic values of the yielding resistance and the load effect;

z is a design parameter e.g. cross-sectional area;

γ_R and γ_f are partial safety factors for resistance and load effect, respectively.

A corresponding generic limit state formula for a yielding failure mode with stochastic variables modelling uncertainties can be written as:

$$g_{\text{Yield}} = z \times b \times \delta_i \times R - X_{\text{exp}} \times X_{\text{aero}} \times X_{\text{str}} \times X_{\text{Dyn}} \times L \quad (\text{D.2})$$

where

b is the bias (mean value) in the resistance model;

δ_i is the model uncertainty for resistance model with mean = 1;

R is the yielding resistance;

X_{exp} is the model uncertainty related to the modeling of the exposure (site assessment), such as the terrain roughness and the landscape topography, turbulence models, wake models, anemometers quality, number of measurements at met mast, horizontal and vertical extrapolation, directional variation and seasonal variations;

X_{aero} is the model uncertainty in assessment of lift and drag coefficients and additionally utilization of BEM, dynamic stall models, blades geometrical properties;

X_{str} is the model uncertainty related to the computation of the load effects given external load i.e., calculation of stress fields through numerical models, geometrical and structural properties, structural models;

L is the uncertainty related to the extreme load effect due to wind loads;

X_{Dyn} is the model uncertainty related to modeling of the dynamic response, including uncertainty in damping ratios and eigenfrequencies.

The model uncertainties X_{exp} multiplied to the stochastic variable related to the load effect L , are generally considered modelled by a lognormal distribution with mean value of 1 and a coefficient of variation V_x . The model uncertainty related to the resistance function/failure criteria is modelled as a lognormal distributed stochastic variable with a mean value equal to 1 and a coefficient of variation equal to V_δ . V_δ and the bias b may be obtained following IEC 61400-1:2019, Annex K.

D.3 Fatigue limit state equation

In general, fatigue failure is assumed to be caused by the accumulation of fatigue damage and considering the total time-history of the load effects up to the point of failure. The fatigue assessment on primary RNA components should follow the approach presented in IEC 61400-1:2019, Annex H.

The probability of failure in year t , given survival up to year t , is estimated by:

$$\Delta P_{F,t} = [P(g(t) \leq 0) - P(g(t-1) \leq 0)] \quad (\text{D.3})$$

where $g(t)$ is the limit state formula modelling failure in the time interval $[0; t]$ due to fatigue damage.

Considering that fatigue failure is based on SN-curves modelled by the Basquin's equation and Miner's rule for linear accumulation of fatigue damage,

$$N = Ks^{-m} \quad (\text{D.4})$$

where

N is the number of stress cycles to failure with constant stress ranges;
 s , K and m are parameters dependent on the fatigue critical detail and are quantified based on fatigue tests.

Generally, for a specific component to have sufficient fatigue strength, the following requirement shall be fulfilled:

$$D_{T_l} < D_{\text{adm}} \quad (\text{D.5})$$

where

D_{T_l} is the accumulated damage, in the design lifetime T_l ;

D_{adm} is the admissible accumulated fatigue damage, typically equal to 1.

The Palmgren-Miner rule is used for combining damage from separate bins of loading into the accumulated fatigue damage D in a time interval $[0; t]$ as:

$$D(t) = \sum_{i=1}^{n_{\text{bins}}} \frac{n_i \times t}{N_i(s_i)} \quad (\text{D.6})$$

where

n_{bins} is the number of bins obtained from 1 year load time series;

n_i is the number of stress cycles per year applied in bin i ;

N_i is the number of cycles to failure for a given stress range s_i in bin i ;

The number of cycles to failure considering the mean stress effect on S-N curve is calculated as:

$$N_{i,j} = K(\alpha) \left(\sigma_{a,i}(\sigma_{m,j}) \right)^{-m} \quad (\text{D.7})$$

where

$\sigma_{m,j}$ is the mean stress in bin j ;

α represents other S-N curve adjustments such as thickness effect, surface conditions and NDT.

Mean stress correction is then applied on the stress range, adjusting the stress range level to a stress ratio, $R = -1$. Based on the Haigh diagram (see Figure D.1), generally, stress ranges with specific mean stress can be converted to a stress range associated to $R = -1$ condition through a factor (φ) such as:

$$\sigma_{a,R=-1} = \sigma_{a,R} \varphi(\sigma_{a,R}, \sigma_m) \quad (\text{D.8})$$

where $\sigma_{a,R}$ and $\sigma_{a,R=-1}$ represent the actual stress range and the adjusted stress range to $R = -1$ condition, respectively. If the Modified Goodman correction is applied:

$$\sigma_{a,R=-1} = \sigma_{a,R} / \left(1 - \frac{\sigma_m}{S_u} \right) \quad (\text{D.9})$$

where S_u is the ultimate strength.

If a linear adjustment is made (see Figure D.1):

$$\sigma_{a,R=-1} = \sigma_{a,R} + M \sigma_m \quad (D.10)$$

where M is a coefficient.

Substituting Formula (D.8) in Formula (D.7), the number of cycles to failure can be represented by:

$$N_{ij} = K(\alpha) \times \left(\sigma_{a,R,i} \varphi(\sigma_{a,R,i}, \sigma_{m,j}) \right)^{-m} \quad (D.11)$$

For probabilistic design, uncertainties related to stress range and factor φ shall be considered.

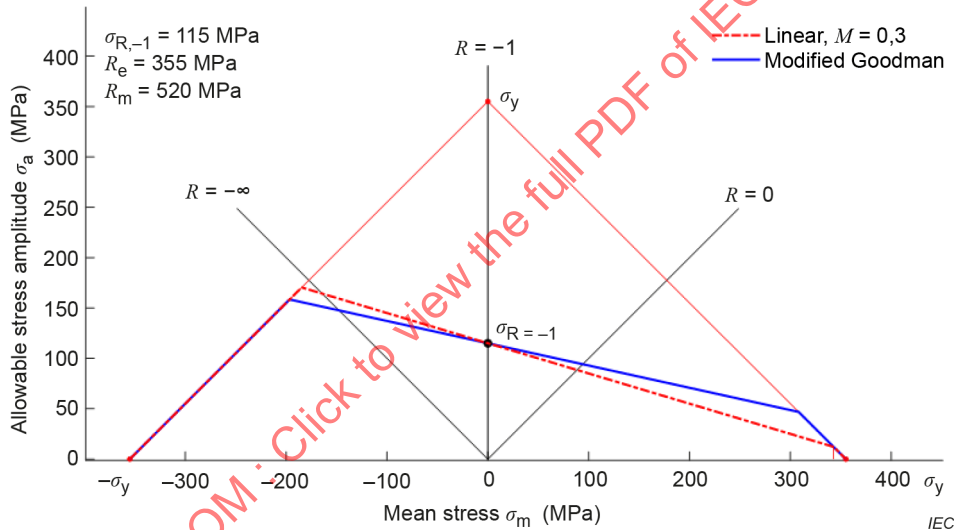


Figure D.1 – Haigh diagram with R_e as the yield stress and R_m as the tensile limit

Design formula for deterministic design can be written as follows:

$$G(z) = D_{\text{adm}} - \int_{U_{\text{in}}}^{U_{\text{out}}} \sum_{i,j=1}^{n_{\text{bins}}} FDF T_L \times \frac{\left(\sigma_{a,R,i}(z,U) \varphi(\sigma_{a,R,i}(z,U), \sigma_{m,j}(z,U)) \right)^m}{K_c(\alpha)} f_U(U) dU \quad (D.12)$$

where

z is the design parameter, e.g. cross-sectional area;

FDF is the fatigue design factor equal to $(\gamma_M \times \gamma_f)^m$ where γ_f and γ_M are partial safety factors for fatigue load and fatigue strength, respectively;

T_L is the design life time;

U_{in} is the cut-in wind speed;

U_{out} is the cut-out wind speed;

K_c is the characteristic value of K .

Alternatively, if all mean wind speeds are included in a Markov matrix, the design formula can be written as follows:

$$G(z) = D_{\text{adm}} - \sum_{i,j=1}^{n_{\text{bins}}} n_{ij} \times FDF \times T_L \times \frac{\left(\sigma_{a,R,i}(z) \varphi(\sigma_{a,R,i}(z), \sigma_{m,j}(z)) \right)^m}{K_c(\alpha)} \quad (\text{D.13})$$

Introducing stochastic variables accounting for uncertainties in fatigue loading and strength, the LSE may be written as:

$$g(t, z) = \Delta - \int_{U_{\text{in}}}^{U_{\text{out}}} \sum_{i,j=1}^{n_{\text{bins}}} n_{ij} t \frac{\left(X_{\text{Tot}} \sigma_{a,R,i}(z, U) \varphi(\sigma_{a,R,i}(z, U), \sigma_{m,j}(z, U)) \right)^m}{K(\alpha)} f_U(U) dU \quad (\text{D.14})$$

where

Δ is a stochastic variable modelling the model uncertainty related to the Miner rule for linear damage accumulation;

t is the time in years;

X_{Tot} can be represented by $X_{\text{WIND}} \times X_{\text{STR}}$, where X_{WIND} addressed uncertainties in wind load effects, site assessment, assessment of lift and drag coefficients, dynamic response calculations, among others. X_{STR} addresses the uncertainties in load effect calculation models given global fatigue loads and load sensors selection.

Alternatively, the LSE can be written as follows:

$$g(t, z) = \Delta - \sum_{i,j=1}^{n_{\text{bins}}} n_{ij} t \frac{\left(X_{\text{Tot}} \sigma_{a,R,i}(z) \varphi(\sigma_{a,R,i}(z), \sigma_{m,j}(z)) \right)^m}{K(\alpha)} \quad (\text{D.15})$$

The above formulation for a linear SN-curve can be generalised to a bi-linear SN-curve.

The stress amplitudes are generally a combination of gravity induced loads and loads driven by turbulence. For fatigue loads resulting from wind turbulence, the turbulence can, in the design, be represented by the 90 % fractile or by the full distribution of turbulence given by the mean wind speed; see IEC 61400-1. For reliability analysis, the full distribution of the turbulence is typically used.

Table D.1 shows a representative stochastic model for fatigue analysis of cast iron used as the basis for the calibration of the partial factors in 5.5.

Table D.1 – Representative stochastic model for fatigue analysis of cast iron

Variable		Distribution	Mean value	COV / Std. dev.
Δ	Model uncertainty Miner's rule	LogNormal	1	COV = 0,3
X_{Tot}	Model uncertainty stress ranges	LogNormal	1	COV = 0,17
M	Coefficient for mean stress correction	Normal	0,3	COV = 0,1
m	SN-curve parameter	Deterministic	8	
$\log K$	SN-curve parameter	Normal		Std. dev. = 0,3

D.4 Fatigue assessment based on fracture mechanics

A fracture mechanical (FM) modelling of the crack growth may be applied to model the fatigue failure. Crack propagation under cyclic loading may be modelled using the Paris-Erdogan equation:

$$\frac{da}{dN} = C \times (\Delta K(a))^n \quad (\text{D.16})$$

where

a is the crack depth;

N is the number of cycles;

C is the crack growth coefficient. A material-, environment and stress ratio specific parameter. Gives vertical position/offset of the straight line in a log-log-plot;

n is the crack growth exponent. A material-, environment and stress ratio specific parameter. Gives slope of the straight line in a log-log-plot;

$\Delta K(a)$ is the cyclic stress intensity factor.

Specific models for the stress intensity ranges $\Delta K(a)$ for 1 and 2 dimensional models can be found in BS 7910 for a number of different geometries and loading conditions. Generally, the stress intensity factor, K , is related to a through crack in the form:

$$K(I, II, III) = Y \times \sigma \times \sqrt{\pi \times a} \quad (\text{D.17})$$

or assuming ranges format:

$$\Delta K(I, II, III) = Y \times \Delta \sigma \times \sqrt{\pi \times a} \quad (\text{D.18})$$

Partial safety factors should be considered covering load, material toughness and material yield coefficients:

$$a = \gamma_a \times \mu_a \quad (D.19)$$

$$\sigma_d(t) = \gamma_\sigma \times \sigma_c(t) \quad (D.20)$$

$$S_{yd} = \frac{S_{yc}}{\gamma_M} \quad (D.21)$$

$$K_{mat} = \frac{1}{\gamma_{mat}} \times (\mu_{K_{mat}} - \sigma_{K_{mat}}) \quad (D.22)$$

where

- μ_a is the mean crack depth of the measured cracks;
- σ_d, σ_c are the design value and characteristic stresses, respectively;
- $\mu_{K_{mat}}, \sigma_{K_{mat}}$ are mean value and standard deviation of K_{mat} test results;
- S_{yd}, S_{yc} are the design value and characteristic yield strengths, respectively.

The limit state function for dynamic crack growth can be formulated in terms of crack depth as:

$$g(X, t) = a_c - a(t) \quad (D.23)$$

where

- X is the vector of random variables;
- a_c is a critical crack depth which can be estimated from cross section dimensions and in some cases combined with plastic failure limit.

Loading time series are transformed into stress intensity time series for which a stress intensity rainflow matrix is derived. This will enable the calculation of $a(t)$:

$$\int_{a_i}^{a_f} \frac{da}{Y^m \times \pi \times a} = C \times \Delta\sigma^n \times N \quad (D.24)$$

As Y and $\Delta\sigma$ are functions of crack depth, a proper time integration scheme may be adapted.

Introducing uncertainties in the crack growth expression:

$$\int_{X_{a_i}}^{a_f} \frac{da}{Y^m \times \Pi \times a} = X_C \times (X_{\text{Tot}} X_{\text{SIF}} \Delta\sigma)^n \times N \quad (\text{D.25})$$

where

- X_{a_i} is a stochastic variable related to the initial critical crack depth;
- X_C is the time in years;
- X_{Tot} can be represented by $X_{\text{WIND}} \times X_{\text{STR}}$, where X_{WIND} is related to the assessment of the fatigue wind load effects and is due site assessment, assessment of lift and drag coefficients, dynamic response calculations, among others. X_{STR} addresses the uncertainties in load effect calculation models given global fatigue loads, load sensors selection, among others;
- X_{SIF} is a stochastic variable related to the model uncertainty for calculation of stress intensity factor;
- $\Delta\sigma$ is the expected value of i^{th} bin stress range given mean wind speed U ;
- X_C is the stochastic variable related to the crack growth parameter, usually represented by $\log C$ uncertainty observed in crack growth rate curves.

The distribution of initial defect sizes may be based on collected data from existing components, which are acceptable according to quality control standards.

The FAD is used to visualize the link between the failure modes of the modelled crack, whether a brittle fracture, a plastic collapse or something in between is to be expected. The FAD is constructed as an x-y-plot of:

- crack utilization to brittle fracture, K_r ;
- crack utilization to plastic collapse, L_r ;
- design envelope, FAD.

Using the FAD approach and hence accounting for plastic collapse becomes apparent for ductile materials when the crack takes up a significant quantity of the cross section, possibly leading to plastic failure to occur before brittle fracture. In consequence, a critical value of crack size can be taken as a_c determined through the application of a fracture criterion. In that case, the maximum crack size, a_c , that can be sustained by the component will depend on the material's yield strength and fracture toughness K_{mat} . The limit state function with respect to fracture can be formulated as (JCSS):

$$g(X, t) = \min_i f(K_r, L_r) \quad (\text{D.26})$$

Annex E (informative)

Load effect uncertainty computation

The partial safety factor γ_{mt} accounting for the uncertainties due to the load effect calculation can be obtained through the statistical parameters of the ratio represented in Formula (4) and Table 3 and Table 4. Statistical parameters are identified for a set of test cases (δ_{mf}), where the coefficient of variation ($V_{\delta_{mf}}$) and mean value ($M_{\delta_{mf}}$) are obtained assuming a lognormal distribution.

In first place, the ratio of the results from the validation model and the numerical simulation should be calculated for each test case (n) following Formula (4). Each test case is subjected to different load levels. For instance, consider a model as presented in Figure E.1, in which several simplifications are introduced such as a) shell elements for plate and b) bolt modelled as bushing joints type. A validation model is built, where a) 3D solid elements with mesh convergency (stress at HS variation $< 0,5\%$) and b) detailed bolt model with pretension and frictional contact are considered.

The test cases conditions are the combination of the point mass and accelerations shown in Table E.1, and Hotspot equivalent stress for each test case from the simplified and validation model is shown in Table E.2.

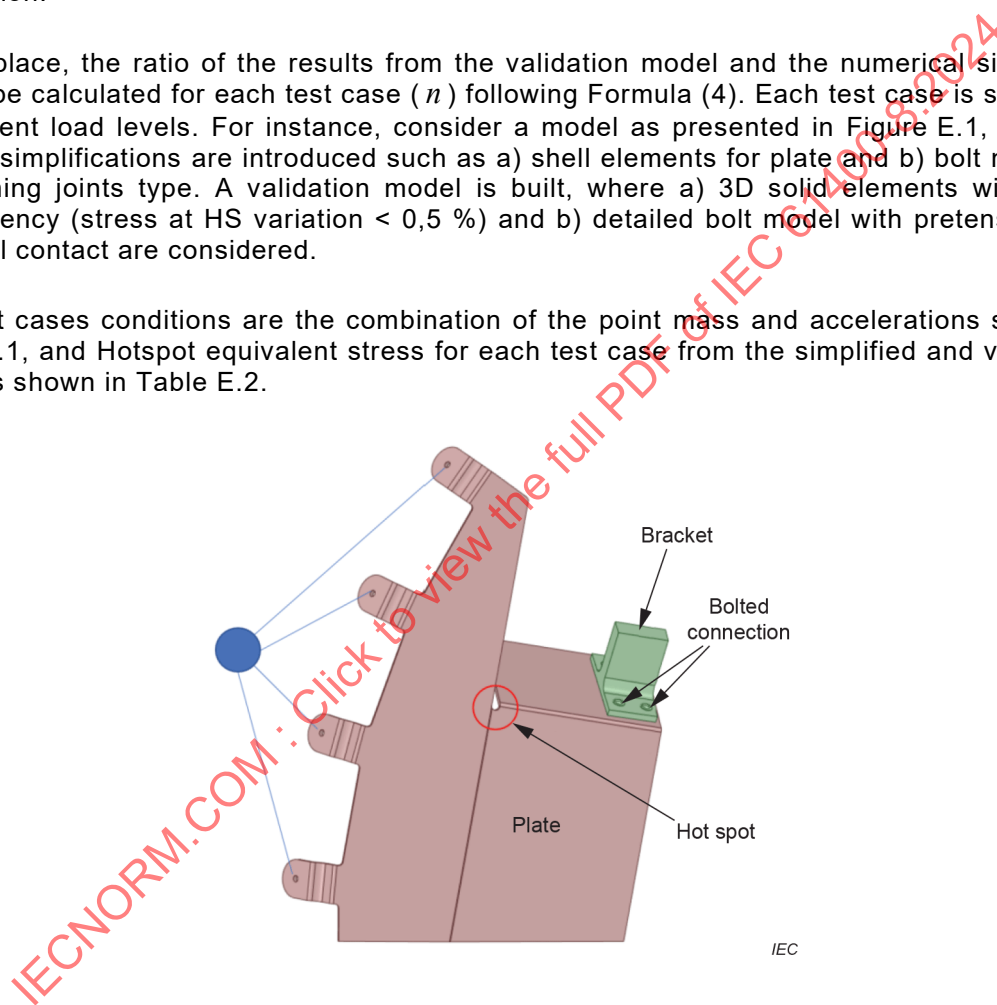


Figure E.1 – Model example

Table E.1 – Test cases combination

Mass	Acceleration X m/s^2	Acceleration Y m/s^2
m_1	ax_1	ay_1
m_2	ax_2	ay_2
m_2	ax_3	ay_3

Finally, statistical parameters are obtained by fitting a lognormal distribution type, which, for the case here presented, $M_{\delta_{mf}} = 1,06$ and $V_{\delta_{mf}} = 0,04$. Assuming fatigue assessment case, then the material safety factor based on Table 4 is:

$$\gamma_{mt} = \gamma_M \times \gamma_{modelling} = 1,25 \times 1,08 = 1,35$$

Table E.2 – Result comparison validation vs simplified models and ratio δ_{mf} calculation

Test case	Eq. stress validation MPa	Eq. stress simplified MPa	Ratio δ_{mf}
1	78	72	1,087
2	80	71	1,123
3	90	87	1,035
4	70	68	1,025
5	73	70	1,036
6	82	81	1,018
7	110	108	1,021
8	98	86	1,135
9	122	115	1,064
10	75	70	1,066
11	84	82	1,024
12	75	73	1,024
13	94	94	1,003
14	105	100	1,053
15	76	75	1,016
16	62	52	1,200

For a reference model of a gearbox' structural component (such as planet carrier, torque arm, etc.) which avoids load deviations, the following influence factors are typically included:

- the surrounding structure of the structural component, which influences the stiffness and the stress distribution,
- the interaction between the component of an FEA-assembly by using contact definitions representing the real fit configurations such as interference values, friction coefficients, etc.,
- static pre-load from elements such as shrink disc connections, bolt connections, interference fits, etc. if they influence the stress distribution and deformation of the structural component,
- reaction forces on the gear meshes in tangential, radial and axial direction,
- local stress amplitudes due to passing planets,
- the weight of the gearbox as fixed load for the housing components and as rotating load for all rotating parts,
- geometrical details such as chamfers, boreholes and spot facings if they influence the stress distribution in the considered hot spots and if they are placed in areas with elevated stress levels.

Annex F (informative)

Considerations for structural elements

F.1 General

This annex provides information in support of the analysis requirements for structural elements.

F.2 Global and local failures

A component does not always fail due to local stress at a notch. Global failure can occur at un-notched sections or sections that are less severely notched, e.g. section B in Figure F.1. Figure F.2 a) shows the component failure due to notch stress, while Figure F.2 b) shows the component failure due to section stress.

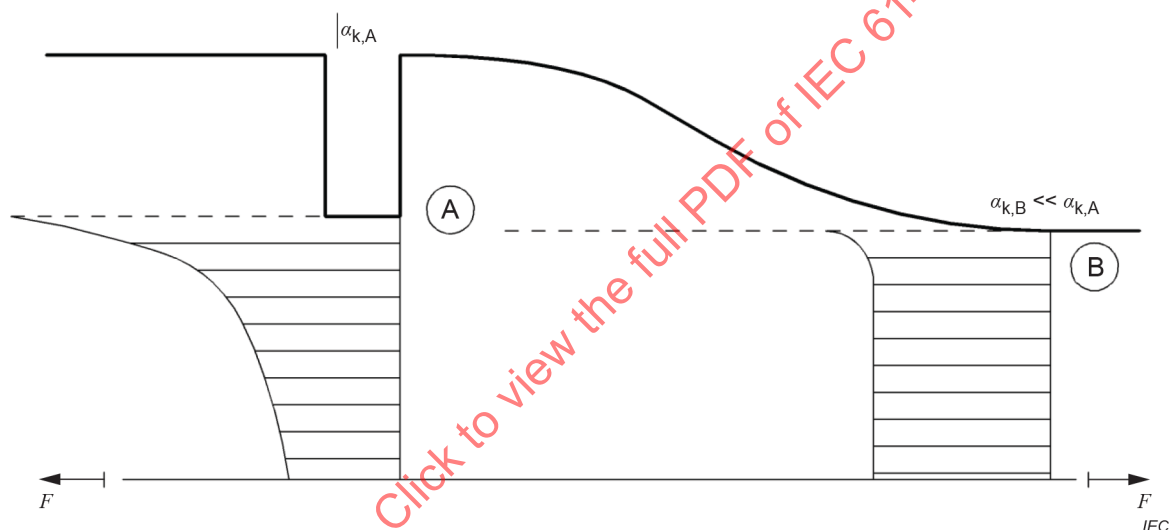


Figure F.1 – Locations of failure for local (A) and global (B) failure

The occurring stresses are restricted by the limiting stress level, σ_{lim} . The stress amplitude σ_a shall not be higher than $R_{p0,2}/\gamma_M$. For this purpose, σ_{lim} is reduced by the partial factor for consequence of failure, γ_n .

The various slopes of the curve are defined by the mean stress sensitivity M , which is defined as follows:

$$M = \frac{\sigma_D(R=-1)}{\sigma_D(R=1)} - 1 \quad (F.1)$$

The fatigue strength amplitude adjusted for the stress ratio is:

For $-\infty < R \leq 0$

$$\sigma_{A,R} = \sigma_{A,R=-1} \times \left[1 / \left[1 + M \times (1+R) / (1-R) \right] \right] \quad (F.2)$$

For $0 < R \leq 0,5$

$$\sigma_{A,R} = \sigma_{A,R=-1} \times \left[(1+M/3) / (1+M) \right] / \left[(1+M/3) \times (1+R) / (1-R) \right] \quad (F.3)$$

For $0,5 < R \leq 1$

$$\sigma_{A,R} = \sigma_{A,R=-1} \times \left[(1+M/3) / (1+M)^2 \right] \quad (F.4)$$

For $1 < R \leq +\infty$

$$\sigma_{A,R} = \sigma_{A,R=-1} \times \left[1 / (1-M) \right] \quad (F.5)$$

Bibliography

- [1] ISO 898-1:2013, *Mechanical properties of fasteners made of carbon steel and alloy steel – Part 1: Bolts, screws and studs with specified property classes – Coarse thread and fine pitch thread*
- [2] ISO 12944-5:2019, *Paints and varnishes – Corrosion protection of steel structures by protective paint systems – Part 5: Protective paint systems*
- [3] ISO 1461:2022, *Hot dip galvanized coatings on fabricated iron and steel articles – Specifications and test methods*
- [4] ISO 14713-1:2017, *Zinc coatings – Guidelines and recommendations for the protection against corrosion of iron and steel in structures – Part 1: General principles of design and corrosion resistance*
- [5] DOWLING, N.E., *Fatigue Failure Predictions for Complicated Stress-strain Histories*, *Journal of Materials*, Vol.7 No.1: p. 71-87, 1972.
- [6] HAIBACH, E. *Betriebsfestigkeit (Fatigue Strength)*, 3rd Edition, VDI Verlag 2006
- [7] MATSUISHI, M., ENDO, T., *Fatigue of Metals Subjected to Varying Stress*, *Proc. Japan Soc. of Mech. Engrs.*, n.68-2, p.37-40, 1969
- [8] WEGERDT, C., HANEL, W., et al, *Analytical Strength Assessment*
- [9] DNV-RP-C203:2021, *Fatigue design of offshore steel structures*
- [10] GUDEHUSE, H. and ZENNER H., *Leitfaden für eine Betriebsfestigkeitsrechnung*, Stahleisen GmbH 1999
- [11] VDMA 23901:2016, *Components and Systems for Wind Turbines in Cold Environments*, *Verband Deutscher Maschinen- und Anlagenbau e.V.*
- [12] FKM Guideline, *Analytical strength assessment of components made of steel, cast iron and aluminum materials in mechanical engineering*, 7th revised Edition, Forschungskuratorium Maschinenbau (FKM), Frankfurt/Main, 2020
- [13] DNV-ST-0361, *Machinery for wind turbines*
- [14] ASME V&V 10-2019, *Standard for Verification and Validation in Computational Solid Mechanics*, 2019
- [15] EN 13445-3:2014, *Unified pressure vessels – Part-3: Design*
- [16] ASTM E399-90, *Standard Test Method for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness of Metallic Materials*
- [17] ASTM E 1820-11, *Standard Test Method for Measurement of Fracture Toughness*
- [18] ASTM E 647-13, *Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates*
- [19] IIW doc. XIII-2151r4-07/XV-1254r4-07. Paris, France, October 2008

- [20] KUGUEL, R. A relation between theoretical stress concentration factor and fatigue notch factor deduced from the concept of highly stressed volume. In ASTM Proceeding, 61, pages 732–748, 1961
- [21] MARQUIS, G. and RABB, B. High Cycle Variable Amplitude Fatigue of a Nodular Cast Iron. Journal of ASTM international, 1(8):1–17, 2004
- [22] PARIS, P.C. and ERDOGAN, F., J. BASIC ENG. (TRANS. ASME), SERIES D, VOL 85, 1963, P 528-534
- [23] RADAJ, D.; VORMWALD, M.: Ermüdungsfestigkeit: Grundlagen für Ingenieure. 3., neubearb. u. erw. Aufl., 2nd Printing. Berlin und Heidelberg: Springer-Verlag, 2007
- [24] ROBERT B. Dean and WILFRID J. Dixon (1951) "Simplified Statistics for Small Numbers of Observations". Anal. Chem., 1951, 23 (4), 636–638

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61400-8:2024

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61400-8:2024

SOMMAIRE

AVANT-PROPOS	70
INTRODUCTION.....	72
1 Domaine d'application	73
2 Références normatives	73
3 Termes, définitions, symboles et abréviations.....	76
3.1 Termes et définitions	76
3.2 Symboles et abréviations	78
4 Considérations relatives à la fiabilité	80
4.1 Approches de conception fondée sur la fiabilité	80
4.2 Modèles et variables de base pour la vérification structurelle.....	82
4.2.1 Évaluation de la fiabilité.....	82
4.2.2 Propriétés du matériau	82
4.3 Facteurs de sécurité partielle et fiabilité cible.....	82
5 Application des modèles de charges et d'analyse	83
5.1 Modèles de charges.....	83
5.2 Modèle d'analyse	83
5.2.1 Généralités.....	83
5.2.2 Modélisation du chemin de charge.....	83
5.2.3 Application des composantes de charge.....	83
5.2.4 Conditions aux limites.....	84
5.3 Modélisation du comportement mécanique non linéaire	84
5.3.1 Généralités.....	84
5.3.2 Effets de contraintes non linéaires	84
5.3.3 Application de charges ultimes	84
5.3.4 Application de charges de fatigue	84
5.4 Facteurs de sécurité partielle	85
5.5 Facteur de sécurité partielle pour la résistance	87
5.6 Prise en compte des composants de la nacelle et du moyeu	88
5.6.1 Généralités.....	88
5.6.2 Structure du moyeu et boulons	88
5.6.3 Structure avant de nacelle (ou structure de transmission mécanique).....	89
5.6.4 Structure de la boîte de vitesse	90
5.6.5 Structure d'orientation	90
5.6.6 Structure arrière de la nacelle.....	90
5.6.7 Capot de la nacelle et hélice.....	91
6 Analyse de la déviation.....	91
7 Vérification de la résistance.....	92
7.1 Généralités	92
7.2 Détermination des contraintes et des déformations	92
7.3 Propriétés du matériau.....	92
7.3.1 Données relatives au matériau	92
7.3.2 Influence des dimensions	92
7.4 Évaluation de la résistance statique.....	93
7.4.1 Processus d'évaluation	93
7.4.2 Composants coulés, forgés et en acier	93
7.4.3 Structures soudées.....	95

7.4.4	Assemblages boulonnés	96
7.4.5	Matériau renforcé par des fibres	96
7.5	Évaluation de la résistance à la fatigue	97
7.5.1	Méthodes de résistance à la fatigue	97
7.5.2	Détermination des contraintes locales	97
7.5.3	Hypothèse de contrainte pour la fatigue	97
7.5.4	Courbes S/N	97
7.5.5	Influence sur la résistance à la fatigue	98
7.5.6	Facteurs de sécurité partielle pour la fatigue	99
7.5.7	Accumulation des dommages	100
7.5.8	Assemblages boulonnés	100
7.5.9	Matériau renforcé par des fibres	100
7.6	Évaluation de la mécanique de rupture	100
7.6.1	Généralités	100
7.6.2	Définir l'objectif	101
7.6.3	Paramètre du matériau	102
7.6.4	Modèle de défaut	102
7.6.5	Modèle structurel	103
7.6.6	Charge	104
7.6.7	Évaluation de la résistance	104
7.7	Conception fondée sur la mécanique de rupture	107
8	Données relatives aux matériaux pour la conception à partir d'essais	108
8.1	Qualification des matériaux	108
8.2	Détermination des propriétés de résistance statique et d'énergie d'impact (matériau de base)	109
8.3	Détermination des propriétés de résistance à la fatigue (matériau de base)	109
8.4	Assemblages soudés	109
8.5	Fonte, forge et acier	110
8.5.1	Détermination des propriétés de résistance statique	110
8.5.2	Ténacité à la rupture	110
8.5.3	Détermination des propriétés de résistance à la fatigue	110
8.6	Boulons	111
8.7	Capot de la nacelle	112
9	Vérification et validation des modèles	112
Annexe A (informative)	Méthodes de vérification et de validation des modèles	113
A.1	Généralités	113
A.2	Vérification	113
A.3	Validation (essais en laboratoire)	113
A.4	Validation (essais sur le terrain)	113
Annexe B (informative)	Contraintes des assemblages soudés	114
Annexe C (informative)	Détermination de la courbe S-N par essai, évaluation statistique et facteurs d'influence	115
C.1	Généralités	115
C.2	Courbe S-N	115
C.3	Éprouvettes	115
C.4	Procédure d'essai	115
C.4.1	Généralités	115
C.4.2	Durée de vie finie	116
C.4.3	Régime de fatigue à longue durée de vie	116

C.5 Facteurs d'influence de la courbe S-N.....	117
Annexe D (informative) Équations d'état limite	118
D.1 Généralités	118
D.2 Défaillance d'élasticité	118
D.3 Équation d'état limite de fatigue	119
D.4 Évaluation de fatigue fondée sur la mécanique de rupture	123
Annexe E (informative) Calcul des incertitudes liées à l'effet de charge	127
Annexe F (informative) Considérations relatives aux éléments structurels	129
F.1 Généralités	129
F.2 Défaillances globales et locales	129
F.3 Influence de la contrainte moyenne.....	130
Bibliographie.....	132
Figure 1 – Représentation d'une structure de nacelle, où un générateur à entraînement direct est monté derrière le moyeu, par exemple	89
Figure 2 – Courbe de contrainte-déformation élastique-plastique idéalisée	95
Figure 3 – Courbe S/N représentative	98
Figure 4 – Calcul de la mécanique de rupture – Organigramme du processus.....	101
Figure 5 – Types de fissures idéalisées	103
Figure 6 – Diagramme d'évaluation des défaillances (FAD).....	105
Figure 7 – Propagation des fissures sous charge cyclique par la loi de Paris	106
Figure 8 – Propagation et longueur critique des fissures dans le diagramme d'évaluation des défaillances	107
Figure B.1 – Procédure d'analyse de fatigue pour le bord de la soudure	114
Figure D.1 – Diagramme de Haigh où R_e est la contrainte d'élasticité et R_m est la limite de traction	121
Figure E.1 – Exemple de modèle.....	127
Figure F.1 – Emplacements de défaillance pour une défaillance locale (A) et globale (B).....	129
Figure F.2 – Défaillance locale et globale pour deux rayons d'entaille différents	130
Figure F.3 – Diagramme de Haigh pour l'évaluation de l'influence de la contrainte moyenne.....	130
Tableau 1 – Classes de composants selon l'IEC 61400-1:2019.....	82
Tableau 2 – Liste des sources potentielles d'écarts de modélisation	86
Tableau 3 – Facteur de sécurité partielle de modélisation $\gamma_{\text{modelling}}$: élasticité où le coefficient de variation de la limite d'élasticité est inférieur à 15 %	87
Tableau 4 – Facteur de sécurité partielle de modélisation $\gamma_{\text{modelling}}$: fatigue des détails soudés et de la fonte	87
Tableau 5 – Facteurs de sécurité partielle de résistance minimale, γ_M , pour l'acier soudé pour différentes probabilités de survie de la courbe caractéristique S-N	88
Tableau 6 – Facteurs de sécurité partielle de résistance minimale, γ_M , pour les composants en fonte, forgés et en acier (s'ils n'utilisent pas les normes de conception applicables telles que l'EN 1993-1-9) pour différentes probabilités de survie de la courbe caractéristique S-N.....	88

Tableau 7 – Facteurs de sécurité partielle γ_M pour les courbes S/N des matériaux en fonte	99
Tableau D.1 – Modèle stochastique représentatif pour l'analyse de fatigue de la fonte	123
Tableau E.1 – Combinaison de cas d'essai	127
Tableau E.2 – Comparaison des résultats entre les modèles de validation et simplifiés et calcul du rapport δ_{mf}	128

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61400-8:2024

COMMISSION ÉLECTROTECHNIQUE INTERNATIONALE

SYSTÈMES DE GÉNÉRATION D'ÉNERGIE ÉOLIENNE –

Partie 8: Conception des composants structurels des éoliennes

AVANT-PROPOS

- 1) La Commission Électrotechnique Internationale (IEC) est une organisation mondiale de normalisation composée de l'ensemble des comités électrotechniques nationaux (Comités nationaux de l'IEC). L'IEC a pour objet de favoriser la coopération internationale pour toutes les questions de normalisation dans les domaines de l'électricité et de l'électronique. À cet effet, l'IEC - entre autres activités - publie des Normes internationales, des Spécifications techniques, des Rapports techniques, des Spécifications accessibles au public (PAS) et des Guides (ci-après dénommés "Publication(s) de l'IEC"). Leur élaboration est confiée à des comités d'études, aux travaux desquels tout Comité national intéressé par le sujet traité peut participer. Les organisations internationales, gouvernementales et non gouvernementales, en liaison avec l'IEC, participent également aux travaux. L'IEC collabore étroitement avec l'Organisation Internationale de Normalisation (ISO), selon des conditions fixées par accord entre les deux organisations.
- 2) Les décisions ou accords officiels de l'IEC concernant les questions techniques représentent, dans la mesure du possible, un accord international sur les sujets étudiés, étant donné que les Comités nationaux de l'IEC intéressés sont représentés dans chaque comité d'études.
- 3) Les Publications de l'IEC se présentent sous la forme de recommandations internationales et sont agréées comme telles par les Comités nationaux de l'IEC. Tous les efforts raisonnables sont entrepris afin que l'IEC s'assure de l'exactitude du contenu technique de ses publications; l'IEC ne peut pas être tenue responsable de l'éventuelle mauvaise utilisation ou interprétation qui en est faite par un quelconque utilisateur final.
- 4) Dans le but d'encourager l'uniformité internationale, les Comités nationaux de l'IEC s'engagent, dans toute la mesure possible, à appliquer de façon transparente les Publications de l'IEC dans leurs publications nationales et régionales. Toutes divergences entre toutes Publications de l'IEC et toutes publications nationales ou régionales correspondantes doivent être indiquées en termes clairs dans ces dernières.
- 5) L'IEC elle-même ne fournit aucune attestation de conformité. Des organismes de certification indépendants fournissent des services d'évaluation de conformité et, dans certains secteurs, accèdent aux marques de conformité de l'IEC. L'IEC n'est responsable d'aucun des services effectués par les organismes de certification indépendants.
- 6) Tous les utilisateurs doivent s'assurer qu'ils sont en possession de la dernière édition de cette publication.
- 7) Aucune responsabilité ne doit être imputée à l'IEC, à ses administrateurs, employés, auxiliaires ou mandataires, y compris ses experts particuliers et les membres de ses comités d'études et des Comités nationaux de l'IEC, pour tout préjudice causé en cas de dommages corporels et matériels, ou de tout autre dommage de quelque nature que ce soit, directe ou indirecte, ou pour supporter les coûts (y compris les frais de justice) et les dépenses découlant de la publication ou de l'utilisation de cette Publication de l'IEC ou de toute autre Publication de l'IEC, ou au crédit qui lui est accordé.
- 8) L'attention est attirée sur les références normatives citées dans cette publication. L'utilisation de publications référencées est obligatoire pour une application correcte de la présente publication.
- 9) L'IEC attire l'attention sur le fait que la mise en application du présent document peut entraîner l'utilisation d'un ou de plusieurs brevets. L'IEC ne prend pas position quant à la preuve, à la validité et à l'applicabilité de tout droit de brevet revendiqué à cet égard. À la date de publication du présent document, l'IEC n'avait pas reçu notification qu'un ou plusieurs brevets pouvaient être nécessaires à sa mise en application. Toutefois, il y a lieu d'avertir les responsables de la mise en application du présent document que des informations plus récentes sont susceptibles de figurer dans la base de données de brevets, disponible à l'adresse <https://patents.iec.ch>. L'IEC ne saurait être tenue pour responsable de ne pas avoir identifié de tels droits de brevets.

L'IEC 61400-8 a été établie par le comité d'études 88 de l'IEC: Systèmes de génération d'énergie éolienne. Il s'agit d'une Norme internationale.

Le texte de cette Norme internationale est issu des documents suivants:

Projet	Rapport de vote
88/1010/FDIS	88/1023/RVD

Le rapport de vote indiqué dans le tableau ci-dessus donne toute information sur le vote ayant abouti à son approbation.

La langue employée pour l'élaboration de cette Norme internationale est l'anglais.

La version française de la norme n'a pas été soumise au vote.

Ce document a été rédigé selon les Directives ISO/IEC, Partie 2, il a été développé selon les Directives ISO/IEC, Partie 1 et les Directives ISO/IEC, Supplément IEC, disponibles sous www.iec.ch/members_experts/refdocs. Les principaux types de documents développés par l'IEC sont décrits plus en détail sous www.iec.ch/publications.

Une liste de toutes les parties de la série IEC 61400, publiées sous le titre général *Systèmes de génération d'énergie éolienne*, se trouve sur le site web de l'IEC.

Le comité a décidé que le contenu de ce document ne sera pas modifié avant la date de stabilité indiquée sur le site web de l'IEC sous webstore.iec.ch dans les données relatives au document recherché. À cette date, le document sera

- reconduit,
- supprimé, ou
- révisé.

IMPORTANT – Le logo "colour inside" qui se trouve sur la page de couverture de ce document indique qu'il contient des couleurs qui sont considérées comme utiles à une bonne compréhension de son contenu. Les utilisateurs devraient, par conséquent, imprimer ce document en utilisant une imprimante couleur.

INTRODUCTION

La présente partie de la série IEC 61400 définit les exigences minimales de conception des structures d'éoliennes sur nacelles et n'est pas destinée à servir de spécification intégrale de conception ou de manuel d'instructions.

Plusieurs groupes peuvent être chargés d'entreprendre les différents éléments de la conception, de la fabrication, de l'assemblage, de l'installation et de la maintenance d'une nacelle d'éolienne et de s'assurer que les exigences du présent document sont respectées. La répartition des responsabilités entre ces parties est une question contractuelle et ne relève pas du domaine d'application du présent document.

Les exigences énoncées dans le présent document peuvent être modifiées s'il peut être démontré de manière suffisante que l'intégrité structurelle du système n'est pas compromise.

Le domaine d'application spécifique du présent document est indiqué à l'Article 1. Pour les cas qui ne relèvent pas du domaine d'application du présent document, il convient de se référer aux normes IEC/ISO applicables.

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61400-8:2024

SYSTÈMES DE GÉNÉRATION D'ÉNERGIE ÉOLIENNE –

Partie 8: Conception des composants structurels des éoliennes

1 Domaine d'application

La présente partie de l'IEC 61400 définit les exigences minimales de conception des structures d'éoliennes sur nacelles et n'est pas destinée à servir de spécification de conception complète ou de manuel d'instructions. Le présent document porte sur l'intégrité structurelle des composants structurels constitués à l'intérieur et à proximité de la nacelle, y compris le moyeu, le cadre principal, l'arbre principal, les structures associées d'entraînement direct, les structures des boîtes de vitesse, la connexion structurelle d'orientation, l'enveloppe de la nacelle. Il traite également des connexions des composants structurels aux mécanismes de commande et de protection, ainsi que les connexions structurelles aux unités électriques et aux autres systèmes mécaniques. Le présent document concerne principalement les structures de nacelle en matériaux ferreux, mais peut également s'appliquer à d'autres matériaux, le cas échéant. La conception des assemblages boulonnés et soudés dans les structures de nacelle est incluse, ainsi que les composants coulés et forgés. Les exigences d'essai des matériaux à utiliser dans le processus de conception des structures de nacelle sont spécifiées. Les connexions structurelles de la boîte de vitesse et de l'arbre principal sont incluses dans le domaine d'application, mais la conception des engrenages et des roulements n'est pas incluse.

Le niveau de sécurité de l'éolienne conçue conformément au présent document doit être au moins équivalent au niveau inhérent à l'IEC 61400-1:2019. Des méthodes probabilistes pour étalonner les facteurs de sécurité partielle et pour les utiliser dans le processus de conception sont fournies.

2 Références normatives

Les documents suivants sont cités dans le texte de sorte qu'ils constituent, pour tout ou partie de leur contenu, des exigences du présent document. Pour les références datées, seule l'édition citée s'applique. Pour les références non datées, la dernière édition du document de référence s'applique (y compris les éventuels amendements).

IEC 61400-1:2019, *Systèmes de génération d'énergie éolienne – Partie 1: Exigences de conception*

IEC 61400-3-1:2019, *Systèmes de génération d'énergie éolienne – Partie 3-1: Exigences de conception des éoliennes fixes en mer fixes*

IEC TS 61400-3-2:2019, *Wind energy generation systems – Part 3-2: Design requirements for floating offshore wind turbines* (disponible en anglais seulement)

IEC 61400-5:2020, *Systèmes de génération d'énergie éolienne – Partie 5: Pales d'éoliennes*

IEC 61400-6:2020, *Systèmes de génération d'énergie éolienne – Partie 6: Exigences en matière de conception du mât et de la fondation*

IEC 61400-13:2015, *Éoliennes – Partie 13: Mesurage des charges mécaniques*

ISO/IEC 17025:2017, *Exigences générales concernant la compétence des laboratoires d'étalonnages et d'essais*

ISO 148-1:2016, *Matériaux métalliques – Essai de flexion par choc sur éprouvette Charpy – Partie 1: Méthode d'essai*

ISO 945-1:2019, *Microstructure des fontes – Partie 1: Classification du graphite par analyse visuelle*

ISO 1083:2018, *Fontes à graphite sphéroïdal – Classification*

ISO 1099:2017, *Matériaux métalliques – Essais de fatigue – Méthode par force axiale contrôlée*

ISO 1143:2021, *Matériaux métalliques – Essais de fatigue par flexion rotative de barreaux*

ISO 2394:2015, *Principes généraux de la fiabilité des constructions*

ISO 3800:1993, *Éléments de fixation filetés – Essai de fatigue sous charge axiale – Méthodes d'essai et évaluation des résultats*

ISO 6892-1:2019, *Matériaux métalliques – Essai de traction – Partie 1: Méthode d'essai à température ambiante*

ISO 7500-1:2018, *Matériaux métalliques – Étalonnage et vérification des machines pour essais statiques uniaxiaux – Partie 1: Machines d'essai de traction/compression – Étalonnage et vérification du système de mesure de force*

ISO 12107:2012, *Matériaux métalliques – Essais de fatigue – Programmation et analyse statistique de données*

ISO 12108:2018, *Matériaux métalliques – Essais de fatigue – Méthode d'essai de propagation de fissure en fatigue*

ISO 12135:2021, *Matériaux métalliques – Méthode unifiée d'essai pour la détermination de la ténacité quasi statique*

ISO/TR 14345:2012, *Fatigue – Essais de fatigue sur composants soudés – Lignes directrices*

ISO 16269-6:2014, *Interprétation statistique des données – Partie 6: Détermination des intervalles statistiques de dispersion*

ASTM-E466-21:2021, *Standard Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials*

BS 7910:2013, *Guide to methods for assessing the acceptability of flaws in metallic structures*

CEN/TS 16415:2013, *Personal fall protection equipment – Anchor devices – Recommendations for anchor devices for use by more than one person (disponible en anglais seulement)*

EN 1090-2:2018, *Exécution des structures en acier et des structures en aluminium – Partie 2: Exigences techniques pour les structures en acier*

EN 1090-3:2019, *Exécution des structures en acier et des structures en aluminium – Partie 3: Exigences techniques pour l'exécution des structures en aluminium*

EN 1369:2012, *Fonderie – Contrôle par magnétoscopie*

EN 1369:1996, *Fonderie – Contrôle par magnétoscopie*

EN 1371-1:2011, *Fonderie – Contrôle par ressuage – Partie 1: Pièces moulées au sable, en coquille, par gravité et basse pression*

EN 1371-1:1997, *Fonderie – Contrôle par ressuage – Partie 1: Pièces moulées au sable, en coquille, par gravité et basse pression*

EN 1993-1-8:2007, *Eurocode 3: Calcul des structures en acier – Partie 1-8: Calcul des assemblages*

EN 1993-1-9:2007, *Eurocode 3: Calcul des structures en acier – Partie 1-9: Fatigue*

EN 1993-1-10:2007, *Eurocode 3: Calcul des structures en acier – Partie 1-10: Choix des qualités d'acier*

EN 1999-1-1:2008, *Eurocode 9: Calcul des structures en aluminium – Partie 1-1: Règles générales*

EN 1999-1-3:2007, *Eurocode 9: Calcul des structures en aluminium – Partie 1-3: Structures sensibles à la fatigue*

EN 12680-3:2011, *Fonderie – Contrôle par ultrasons – Partie 3: Pièces moulées en fonte à graphite sphéroïdal*

EN 50308:2004, *Aérogénérateurs – Mesure de protection – Exigences pour la conception, le fonctionnement et la maintenance*

DIN 50100:2016, *Load controlled fatigue testing – Execution and evaluation of cyclic tests at constant load amplitudes on metallic specimens and components* (disponible en anglais seulement)

FKM Guideline, *Fracture Mechanics Proof of Strength for Engineering Components*, 2018 (FKM – RBM-04-18)

IIW-Doc. 2259-15/2259-15, Hobbacher A., *Recommendations for fatigue design of welded joints and components*, International Institute of Welding, 2014

IIW-Doc. XIII-2240r2-08/XV-1289r2-08, Fricke W., *Guideline for the Fatigue Assessment by Notch Stress Analysis for Welded Structures*, 2010

VDI 2230-1:2015, *Systematic calculation of highly stressed bolted joints – Joints with one cylindrical bolt*

VDI 2230-2:2014, *Systematic calculation of high duty bolted joints – Joints with several cylindrical bolts*

VDMA 23902:2014, *Guideline for fracture mechanical strength assessment of planet carriers made of nodular cast iron EN-GJS-700-2 for wind turbine gear boxes*, Verband Deutscher Maschinen- und Anlagenbau e.V.

3 Termes, définitions, symboles et abréviations

Pour les besoins du présent document, les termes et définitions suivants s'appliquent.

L'ISO et l'IEC tiennent à jour des bases de données terminologiques destinées à être utilisées en normalisation, consultables aux adresses suivantes:

- IEC Electropedia: disponible à l'adresse <http://www.electropedia.org/>
- ISO Online browsing platform: disponible à l'adresse <http://www.iso.org/obp>

3.1 Termes et définitions

3.1.1

équation de Basquin

représentation de la loi de puissance des courbes S-N

3.1.2

capacité du composant

contrainte statique maximale que le composant peut supporter

3.1.3

charge équivalente des dommages

charge équivalente à plage constante

charge qui, lorsqu'elle est répétée sur un certain nombre de cycles, provoque la même quantité de dommages que la combinaison d'origine de plusieurs charges et cycles

3.1.4

modèle de défaut

modèle qui est utilisé pour substituer les dimensions géométriques d'un type de défaut idéalisé

3.1.5

durée de vie prévue à la conception

durée de vie minimale prévue de la structure utilisée dans le processus de conception, à laquelle la structure doit survivre sous l'effet de la fatigue

3.1.6

charge de conception

charges mécaniques, dynamiques ou statiques, auxquelles la structure doit résister pendant sa durée de vie prévue à la conception

3.1.7

diagramme d'évaluation des défaillances

FAD

diagramme utilisé pour vérifier s'il existe un risque de rupture cassante ou d'effondrement plastique lors d'une évaluation de la résistance mécanique à la rupture

Note 1 à l'article: L'abréviation "FAD" est dérivée du terme anglais développé correspondant "failure assessment diagram".

3.1.8

sécurité intrinsèque

propriété de conception d'une structure ou d'un système qui empêche ses défaillances

3.1.9**contraintes globales**

contraintes nominales applicables aux structures continues simples (par exemple, poutres, coques, plaques), où la contrainte peut être obtenue à partir des forces sectionnelles par des méthodes analytiques

Note 1 à l'article: Il peut être nécessaire de prendre en compte les facteurs d'entaille.

3.1.10**énergie d'impact**

énergie absorbée/exigée pour briser un échantillon d'essai entaillé en V sur une machine d'essai de flexion par choc

3.1.11**état limite**

état d'une structure après lequel elle ne satisfait plus aux exigences de conception

3.1.12**contraintes locales**

points d'analyse des contraintes locales d'une structure globale dans des régions spécifiques (par exemple, au niveau des rayons, des entailles) en tenant compte de la forme de l'entaille

3.1.13**mode I**

mode de défaillance I

mode d'ouverture de fissure (dans la direction de la traction) conformément à la directive FKM relative à la mécanique de rupture ou à la norme BS 7910

3.1.14**loi de Paris**

équation utilisée pour calculer le comportement de propagation cyclique des fissures

3.1.15**structures principales**

structures qui se trouvent dans le flux de force principale de la structure de la nacelle (par exemple, le porte-satellites de la boîte de vitesse)

3.1.16**courbe S-N**

relation entre le nombre de cycles de contrainte qu'un matériau peut subir avant défaillance

3.1.17**durée de vie assurée**

durée de vie prévue à la conception d'un système après laquelle il convient de le mettre au rebut

3.1.18**structures secondaires**

structures qui ne se trouvent pas dans le flux de force principale de la structure de la nacelle (par exemple, le carter de la boîte de vitesse)

3.1.19**modèle structurel**

modèle adapté à la forme et aux dimensions de la structure environnante du défaut

3.2 Symboles et abréviations

COV	(Coefficient Of Variation) coefficient de variation	
EPFM	(Elastic Plastic Fracture Mechanics) mécanique de rupture plastique élastique	
FAD	(Failure Assessment Diagram) diagramme d'évaluation des défaillances	
FE	(Finite Element) élément fini	
FEA	(Finite Element Analysis) analyse par éléments finis	
LEFM	(Linear Elastic Fracture Mechanics) mécanique de rupture élastique linéaire	
LRF_f	(Load Reserve Factor against fatigue load) facteur de réserve de charge par rapport à la charge de fatigue	
LRF_u	(Load Reserve Factor against ultimate load) facteur de réserve de charge par rapport à la charge ultime	
LRF_{full}	facteur de réserve de charge avec le modèle complet détaillé	
$LRF_{simplified}$	facteur de réserve de charge avec le modèle simplifié	
LES	(Limit State Equation) équation d'état limite	
PSF	(Partial Safety Factor) facteur de sécurité partielle	
$M_{\delta mf}$	valeur moyenne de δmf	
RNA	(Rotor Nacelle Assembly) ensemble rotor-nacelle (utilisé ici sans inclure les pales)	
S/N	(Stress-Cycle Curve for fatigue of materials) courbe contrainte-cycle pour la fatigue des matériaux	
a	profondeur des fissures superficielles, demi-profondeur des fissures intégrées/fissures intégrées continues	mm
a_0	longueur de fissure initiale	mm
a_{crit}	longueur de fissure critique/profondeur de fissure limite	mm
a_{end}	longueur de fissure calculée après la durée de vie calculée	mm
A	allongement à la rupture	%
c	demi-longueur de fissure des fissures superficielles et intégrées	mm
C	valeur constante dans la loi de propagation des fissures, par exemple la loi de Paris	
da/dN	taux de propagation des fissures par cycle de charge	mm/cycle de charge
D	dommages cumulés	-
E	module d'élasticité (module de Young)	MPa
h	emplacement de la fissure dans la direction de la profondeur	mm
L_r	paramètre FAD, rapport entre la charge appliquée et la charge plastique limite	-
J	intégrale J	kJ/m ² , N/mm
K	facteur d'intensité de contrainte	Mpa·m ^{0,5}
K_C	ténacité à la rupture	Mpa·m ^{0,5}
K_I	facteur d'intensité de contrainte pour le mode I d'ouverture de fissure (mode de traction)	Mpa·m ^{0,5}
K_{IC}	ténacité à la rupture pour le mode I d'ouverture de fissure (mode de traction)	Mpa·m ^{0,5}
K_r	paramètre FAD, rapport entre le facteur d'intensité de contrainte appliqué et la ténacité à la rupture K_{mat}	Mpa·m ^{0,5}

K_{mat}	valeur caractéristique de la ténacité à la rupture	$\text{Mpa} \cdot \text{m}^{0,5}$
K_v	énergie d'impact	Joule, Nm
m	pente de la courbe S/N	-
M	sensibilité à la contrainte moyenne	-
n	exposant de la loi de propagation des fissures conformément à la loi de Paris	-
n_i	nombre de cycles de fatigue comptés dans la tranche de charge i	-
N_D	nombre de cycles au point d'inflexion de la courbe caractéristique contrainte-vie des éprouvettes, à partir d'essais à amplitude constante	-
N_i	nombre de cycles tolérables au i^{e} niveau de charge, obtenu à partir de la courbe S/N	-
R	rapport de contrainte	-
$R_{p0,2}$	limite d'élasticité	MPa
$V_{\delta_{\text{mf}}}$	coefficient de variation de δ_{mf}	-
t	épaisseur du modèle de défaut	mm
Z	réduction de la surface à la rupture	mm^2
γ_f	facteur de sécurité partielle pour les charges	-
γ_n	conséquence du facteur de défaillance	-
γ_M	facteur de sécurité partielle qui représente les incertitudes des paramètres du matériau et des modèles de résistance	-
$\gamma_{\text{modelling}}$	facteur de sécurité partielle qui représente les simplifications du modèle d'effet de charge	-
γ_{mt}	produit des facteurs de sécurité partielle de $\gamma_{\text{modelling}}$ et γ_M	-
δ_{mf}	rapport entre le facteur de réserve de charge du modèle complet et le facteur de réserve de charge du modèle simple	-
ΔK	facteur d'intensité de contrainte cyclique	$\text{MPa} \cdot \text{m}^{0,5}$
β^t	indice de fiabilité annuelle	-
ΔK_{th}	valeur de seuil sous charge cyclique	$\text{MPa} \cdot \text{m}^{0,5}$
ε_{lim}	limite de déformation totale	%
ρ	facteur d'interaction de plasticité	-
σ_a	amplitude du cycle de contrainte qui se produit	MPa
σ_A	résistance à la fatigue de conception du composant à N_D cycles	MPa
$\sigma_{A,R}$	valeur de σ_A applicable aux cycles de charge avec un rapport minimal/maximal R	MPa
σ_I	contraintes applicables pour le mode I d'ouverture de fissure (mode de traction)	MPa
σ_D	limite d'endurance au point d'inflexion de la courbe S/N à amplitude constante	MPa
σ_{lim}	capacité du composant (par exemple, limite d'élasticité, résistance à la traction) en ce qui concerne le niveau de contrainte limite	MPa
σ_m	contrainte moyenne	MPa

σ_L	contrainte du composant (par exemple, contrainte équivalente de von Mises, première contrainte principale)	MPa
σ_{ref}	contrainte de section nette	MPa
σ_Y	limite d'élasticité du matériau	MPa

4 Considérations relatives à la fiabilité

4.1 Approches de conception fondée sur la fiabilité

Les structures composées de la nacelle et des composants du moyeu doivent répondre à un ensemble d'exigences liées à la fonctionnalité, à la durabilité et à l'intégrité en cas d'événements normaux et anormaux. En outre, il convient que la structure de l'ensemble rotor-nacelle (RNA) remplisse un certain niveau de fiabilité en équilibrant le coût (montant de la structure) et le risque de défaillance (probabilité d'une défaillance critique). Ceci est réalisé par le biais d'évaluations de la fiabilité structurelle de modèles établis pour différentes fonctions d'état limite.

La structure de l'ensemble rotor-nacelle doit être évaluée pour les états limites donnés dans l'IEC 61400-1:2019 (7.6.1.1) et l'analyse structurelle et l'évaluation de la fiabilité doivent être fondées sur l'ISO 2394 et l'IEC 61400-1:2019, 7.1. À des fins d'exhaustivité, les états limites décrits dans l'IEC 61400-1:2019 sont donnés ci-dessous:

- analyse pour la résistance ultime;
- analyse pour la défaillance due à la fatigue;
- analyse de la stabilité (par exemple, flambement);
- analyse de la déviation critique.

Des précisions sur ces états limites peuvent être obtenues dans l'ISO 2394.

Trois approches pour l'évaluation de la conception structurelle peuvent être mises en œuvre, comme cela est indiqué dans l'ISO 2394:

- approche fondée sur le risque;
- approche fondée sur la fiabilité (conception probabiliste);
- approche semi-probabiliste (conception déterministe).

Même si ces trois approches peuvent être appliquées, la conception des éoliennes, y compris la conception de l'ensemble rotor-nacelle, suit l'approche fondée sur la fiabilité ou l'approche semi-probabiliste. Pour l'approche semi-probabiliste, les normes de conception structurelle doivent être utilisées, à savoir l'IEC 61400-1:2019 ou les Eurocodes.

L'évaluation fondée sur la fiabilité doit utiliser des modèles d'incertitude qui doivent décrire la structure et son comportement, par lesquels les exigences de conception de la structure sont quantifiées, compte tenu des conditions externes applicables. Ces modèles d'incertitude peuvent être représentés par des variables ou des processus stochastiques et par une approche d'état limite pour modéliser les scénarios de défaillance applicables.

Les modèles peuvent être simplifiés en tenant compte des facteurs décisifs et en négligeant ceux qui ont un faible impact, selon des études appropriées. Il convient de quantifier les incertitudes conformément aux recommandations données dans l'ISO 2394 et à l'Annexe K de l'IEC 61400-1:2019.

Les exigences pour chaque équation d'état limite (LSE) doivent être cohérentes avec les équations de conception qui suivent les codes de pratique déterministes comme l'IEC 61400-1 ou les équations qui résultent d'études spécifiques pour lesquelles la fonction de réponse de ces composants à différentes entrées est déduite, par exemple Petersen-Seidel (IEC 61400-6:2020) pour les assemblages boulonnés.

Les équations d'état limite sont construites selon des modèles qui décrivent l'état limite pour la vérification structurelle. Une LSE avec des paramètres de base applicables (X) est exprimée par:

$$g(X) \leq 0 \quad (1)$$

où $g(X) < 0$ représente une défaillance; en d'autres termes, un état défavorable. Différentes formes de LSE peuvent être observées:

- celles séparées en une fonction de résistance, $r(\alpha)$, et une fonction d'effet de charge, $s(\sigma)$, par exemple la limite d'élasticité, ce qui conduit à la forme d'expression suivante:

$$r(\alpha) - s(\sigma) \leq 0 \quad (2)$$

- celles où il convient qu'une fonction donnée d'effet résistance-charge respecte une limite donnée (ε), par exemple la fatigue et Petersen-Seidel, ce qui conduit à l'expression suivante:

$$\varepsilon \pm f[r(\alpha), s(\sigma)] \leq 0 \quad (3)$$

Ces types de LSE sont spécifiques aux modes de défaillance des structures/composants, où les incertitudes liées à la résistance, à l'effet de charge et aux modèles doivent être définies.

Différentes LSE pour les critères d'élasticité et de défaillance due à la fatigue sont données à l'Annexe D.

L'analyse de fiabilité des composants de l'ensemble rotor-nacelle doit suivre le cadre spécifié en 8.5 de l'ISO 2394:2015. Les étapes suivantes sont recommandées pour l'analyse de fiabilité des composants:

- 1) choisir la fonction d'état limite appropriée;
- 2) spécifier la référence temporelle appropriée;
- 3) identifier les variables de base et élaborer des modèles probabilistes appropriés;
- 4) calculer l'indice de fiabilité et la probabilité de défaillance;
- 5) réaliser des études de sensibilité.

4.2 Modèles et variables de base pour la vérification structurelle

4.2.1 Évaluation de la fiabilité

L'évaluation de la fiabilité des composants de l'ensemble rotor-nacelle doit tenir compte des modèles de calcul qui décrivent leur comportement physique, qui peuvent être classés comme suit:

- les actions et les influences environnementales;
- les paramètres géométriques;
- les propriétés des matériaux et les propriétés de résistance; et
- les mesures de contrôle actives et passives.

Il convient de décrire chacun de ces comportements physiques et leurs modèles conformément à l'ISO 2394.

4.2.2 Propriétés du matériau

Les paramètres du matériau doivent être modélisés par des variables stochastiques si une approche fondée sur la fiabilité est utilisée et par des valeurs caractéristiques/nominales et des facteurs de sécurité partielle si une approche semi-probabiliste est utilisée pour la conception. Lorsqu'une vérification d'état limite est sensible à la variabilité d'une propriété du matériau, il convient de prendre en compte la variabilité de la propriété du matériau dans une évaluation de la fiabilité. Sauf indication contraire, lorsqu'une faible valeur d'une propriété du matériau ou du produit est défavorable, il convient de définir la valeur caractéristique conformément à l'Article K.11 de l'IEC 61400-1:2019.

S'il est nécessaire d'utiliser des propriétés non normalisées, les valeurs de propriétés du matériau doivent être déterminées à partir d'essais normalisés réalisés dans des conditions spécifiées, dont les spécifications sont décrites à l'Article 8.

4.3 Facteurs de sécurité partielle et fiabilité cible

Dans une approche semi-probabiliste, il convient que les facteurs de sécurité partielle suivent ceux spécifiés dans les normes reconnues, qui possèdent au moins les niveaux de fiabilité requis dans l'IEC 61400-1 ou qui peuvent être étalonnés à un niveau de fiabilité spécifique par le biais d'une approche fondée sur la fiabilité, c'est-à-dire selon l'Annexe K de l'IEC 61400-1:2019 ou l'ISO 2394.

Les niveaux cibles pour l'indice de fiabilité β doivent être fondés sur les probabilités de défaillance annuelles. Il convient d'envisager différents niveaux de fiabilité cibles en fonction de la classe du composant selon le Tableau 1. La probabilité de défaillance annuelle maximale recommandée pour la classe de composants 2 est 5×10^{-4} ($\beta = 3,3$), comme cela est indiqué dans l'IEC 61400-1:2019. Les fiabilités cibles annuelles pour les classes de composants 3 et 1 peuvent être obtenues dans l'ISO 2394.

Tableau 1 – Classes de composants selon l'IEC 61400-1:2019

Classe de composants	Description
1	composants structurels "à sécurité intégrée" dont la défaillance n'aboutit pas à la défaillance d'une partie importante d'une éolienne
2	composants structurels "à durée de vie assurée" dont la défaillance peut conduire à la défaillance d'une partie importante d'une éolienne
3	composants mécaniques "à durée de vie assurée" qui relient des actionneurs et des freins aux composants structurels principaux afin de mettre en application des fonctions de protection uniques de l'éolienne

5 Application des modèles de charges et d'analyse

5.1 Modèles de charges

Les charges appliquées sur les composants de l'ensemble rotor-nacelle doivent être déterminées par des modèles aéroélastiques qui vérifient au moins les cas de charges critiques de conception spécifiés dans l'IEC 61400-1:2019. Des exigences de charge supplémentaires pour les applications en pleine mer doivent être incluses conformément à l'IEC 61400-3-1 ou l'IEC TS 61400-3-2. Les méthodes utilisées pour l'application des charges doivent assurer que le comportement mécanique du composant tient compte des non-linéarités potentielles de la structure et assurer que le chemin de charge est simulé correctement.

Des simplifications du modèle d'analyse peuvent être effectuées avec un facteur de sécurité d'application de charge approprié, comme cela est décrit en 5.4.

5.2 Modèle d'analyse

5.2.1 Généralités

Le modèle d'analyse doit tenir compte de tous les composants de roulement et de raidissement de charge applicables, ainsi que des effets de support et de contrainte applicables. Le degré de subdivision doit tenir compte de la géométrie de la structure et de son influence sur la répartition et l'application de la charge, la répartition des charges externes et le schéma de contrainte attendu. Les éléments ou parties considérés comme d'importance secondaire doivent être pris en compte afin d'évaluer s'ils ont une influence sur la répartition des contraintes ou un effet d'inertie sur la structure.

5.2.2 Modélisation du chemin de charge

Les modèles utilisés dans l'analyse d'un composant donné doivent inclure:

- les charges applicables avec la répartition appropriée sur le composant;
- les effets de support des autres composants avec une rigidité exacte pour s'assurer que le composant se déforme correctement et n'est pas dégradé par les conditions aux limites;
- les effets pertinents de rigidité non linéaire des autres composants et contacts (par exemple, les assemblages boulonnés et les roulements);
- les déviations locales des autres composants (par exemple, déformations hors plan dans les structures à parois minces et flexion locale des pieds de pale à l'interface de roulement).

5.2.3 Application des composantes de charge

Une composante de charge peut être représentée par une force, un moment, une déformation ou une caractéristique équivalente à un emplacement spécifique et dans une direction spécifique.

Les composantes de charge applicables et les approches appropriées pour les calculs des effets de charge doivent être prises en compte pour la vérification des composants structurels (par exemple, les charges au niveau du roulement principal pour la vérification de la structure avant de la nacelle). Cette charge transversale doit être reliée à un élément de support afin d'éviter les effets d'écarts dus aux conditions aux limites.

Les composantes de charge qui contribuent à l'endommagement du composant doivent être incluses. Les composantes de charge peuvent être omises par l'application d'un facteur de sécurité supplémentaire, comme cela est décrit en 5.4.

5.2.4 Conditions aux limites

Les contraintes sur le modèle FE doivent être appliquées à une distance suffisante du composant analysé afin de ne pas influencer son comportement. Les conditions aux limites internes peuvent être utilisées pour stabiliser le modèle FE, mais ne doivent pas empêcher le chemin de charge correct.

5.3 Modélisation du comportement mécanique non linéaire

5.3.1 Généralités

Les non-linéarités de l'effet de charge doivent être prises en compte. Des simplifications peuvent être mises en œuvre avec des considérations supplémentaires relatives au facteur de sécurité partielle (*PSF*), en fonction des écarts de résultats par rapport aux résultats où les non-linéarités sont prises en compte. Le principe de superposition linéaire ne s'applique généralement pas aux comportements non linéaires.

5.3.2 Effets de contraintes non linéaires

L'évaluation structurelle nécessite l'identification des effets non linéaires des parties structurelles qui ont une incidence sur les composants à vérifier, et des composantes de charge qui entraînent des inexactitudes dans la superposition linéaire des contraintes.

Ces effets non linéaires sont souvent associés:

- aux roulements, dont les charges radiales ne peuvent pas être superposées;
- aux contacts, dont l'ouverture ou le glissement entraîne une rigidité non linéaire;
- au comportement des matériaux, comme la plastification, qui dégrade leur rigidité;
- au flambement ou aux importantes déviations qui entraînent une rigidité non linéaire;
- aux mécanismes à rigidité non linéaire.

Pour simuler ces effets avec exactitude, il convient de définir les charges appliquées avec les valeurs attendues sans mise à l'échelle et avec des charges simultanées afin d'éviter les erreurs de superposition.

Il convient de prendre en compte différents niveaux de composantes ou de combinaisons de charges dans les analyses ultimes et de fatigue lorsque la structure présente un comportement non linéaire, afin de décrire avec exactitude la relation charge-contrainte et de localiser les points faibles potentiels de la structure.

5.3.3 Application de charges ultimes

L'état limite ultime des composants de la nacelle et du moyeu, également appelé analyse extrême, doit être simulé avec des composantes de charge simultanées pour chaque cas de charge. Des recommandations pour la déduction des charges de conception extrêmes à partir des charges simultanées peuvent être consultées à l'Annexe I de l'IEC 61400-1:2019. La superposition et l'extrapolation linéaire des composantes de charge ne doivent être utilisées que pour les structures qui ont un comportement linéaire aux niveaux de charge prévus pour l'analyse extrême.

Tous les scénarios de charge applicables selon l'IEC 61400-1:2019 doivent être pris en compte pour chaque composant.

5.3.4 Application de charges de fatigue

Il convient de fonder la méthode d'évaluation de la fatigue sur la composante de charge donnée pour la vérification, ses effets non linéaires potentiels et la combinaison des composantes de charge afin d'éviter les inexactitudes dues à la superposition linéaire.

Les effets non linéaires peuvent être calculés à partir des relations charge-contrainte créées à partir de plusieurs niveaux de charge. Le nombre et l'amplitude des niveaux de charge doivent être définis pour le composant correspondant en fonction des charges de fatigue prévues sur le composant, de sorte que les fonctions contrainte-temps puissent être créées par interpolation entre plusieurs composantes et niveaux de charge.

L'évaluation de la fatigue doit être effectuée, avec toutes les composantes de charge applicables, à l'aide d'au moins l'une des méthodes suivantes:

- séries contrainte-temps, créées directement par des modèles analysés pour l'ensemble des charges du domaine temporel;
- séries contrainte-temps, créées à partir des relations charge-contrainte avec les valeurs charge-temps simulées. Cela permet d'évaluer les effets non linéaires et l'interaction des composantes de charge;
- spectres de contrainte, créés à partir de la superposition des spectres des différentes composantes de charge déterminées par comptage rainflow. Cela permet de simuler les effets non linéaires des différentes composantes de charge, mais pas l'interaction des composantes de charge;
- charge équivalente des dommages (charge à plage constante) avec une pente définie à partir de la courbe S/N applicable au matériau du composant. Cette méthode exige que la structure présente un comportement linéaire sous charge de fatigue.

Il convient de procéder à l'accumulation des dommages selon le critère d'endommagement de Palmgren-Miner ou selon l'approche de la mécanique de rupture pour la propagation des fissures, en fonction de l'application.

5.4 Facteurs de sécurité partielle

Des modèles/méthodes simplifiés peuvent être mis en œuvre, cependant l'évaluation de l'effet de charge à partir de modèles simplifiés doit être vérifiée par rapport à un modèle de vérification [1]¹ qui suit strictement les conditions de modélisation mentionnées dans l'IEC 61400-1:2019, c'est-à-dire qui tient compte des effets non linéaires, de la convergence du maillage avec les modèles numériques, entre autres.

En cas d'utilisation d'un modèle simplifié, le facteur de sécurité partielle des matériaux doit être modifié en fonction des facteurs $\gamma_{mt} = \gamma_M \times \gamma_{modelling}$, où γ_M représente les facteurs de sécurité partielle des matériaux selon l'IEC 61400-1:2019, $\gamma_{modelling}$ est un facteur de sécurité partielle qui tient compte des écarts d'effet de charge dus à la simplification. Lorsqu'un modèle simplifié ne réduit pas la fiabilité annuelle au-dessous de celle de l'IEC 61400-1:2019, $\gamma_{modelling} = 1$ peut être utilisé. Une liste qui décrit les sources potentielles d'écarts de l'effet de charge est donnée dans le Tableau 2.

Si une vérification détaillée du modèle est appliquée, et si de nombreux résultats de cas d'essai sont disponibles à partir du modèle détaillé (LRF_{full}) et des calculs numériques sont effectués pour chaque cas d'essai ($LRF_{simplified}$), le facteur $\gamma_{modelling}$ peut être calculé d'après une évaluation statistique du domaine de vérification/simplifié.

¹ Les chiffres entre crochets renvoient à la Bibliographie.

En premier lieu, il convient de calculer le rapport entre les résultats du modèle de vérification et de la simulation numérique pour chaque échantillon (n) selon la Formule (4). Ensuite, les paramètres stochastiques sont identifiés pour l'ensemble des points d'échantillonnage (δ_{mf}), c'est-à-dire le coefficient de variation ($V_{\delta_{mf}}$) et la valeur moyenne ($M_{\delta_{mf}}$) qu'il convient d'obtenir en prenant pour hypothèse une loi log-normale. Le nombre de points d'évaluation doit être supérieur à 10 et ils doivent être proches des conditions caractéristiques.

$$\delta_{mf} = \frac{LRF_{full}}{LRF_{simplified}} \quad (4)$$

où

LRF_{full} est le facteur de réserve de charge avec le modèle complet détaillé;

$LRF_{simplified}$ est le facteur de réserve de charge avec le modèle simplifié.

Les valeurs des facteurs de sécurité partielle de modélisation sont indiquées dans le Tableau 3 et le Tableau 4 pour le mode d'élasticité et de défaillance due à la fatigue, respectivement, pour différentes incertitudes de δ_{mf} , c'est-à-dire le coefficient de variation ($V_{\delta_{mf}}$) représenté dans la Formule (4) et la valeur moyenne ($M_{\delta_{mf}}$) représentée dans la Formule (4), calculées pour un indice de fiabilité cible annuel de 3.1.3.

Un exemple de mise en œuvre est décrit à l'Annexe E.

Tableau 2 – Liste des sources potentielles d'écarts de modélisation

Description	Cas
Charges externes	Exclusion des composantes de charge en raison de leur indisponibilité dans la modélisation aéroélastique (non quantifiée) ou de leur faible incidence sur les contraintes
	Effet simplifié des composantes de charge, par exemple linéarisation quantifiée de l'effet de charge dans la contrainte
Effet des charges externes sur le résultat de l'analyse	Résultats de simulation directionnelle, pas de mise à l'échelle des composantes de charge
	Approche de mise à l'échelle avec un ou plusieurs points de charge
	Combinaison des composantes de charge: capteurs de charge simultanés, superposition de chacune des simulations de charge, etc.
Exactitude de la modélisation numérique	Effets des éléments de support
	Convergences des contraintes et type de modèle de structure
Exactitude de la méthode d'analyse des défaillances	Séries contrainte-temps
	Spectres de contrainte
	Charge équivalente des dommages
	Composantes de charge simultanées

Tableau 3 – Facteur de sécurité partielle de modélisation $\gamma_{\text{modelling}}$: élasticité
où le coefficient de variation de la limite d'élasticité est inférieur à 15 %

$M_{\delta mf} / V_{\delta mf}$	$\leq 5 \%$	$5 \% < V_{\delta mf} \leq 10 \%$	$10 \% < V_{\delta mf} \leq 15 \%$	$15 \% < V_{\delta mf} \leq 20 \%$
$1 < M_{\delta mf} \leq 1,02$	1,00	1,05	1,1	1,18
$1,02 < M_{\delta mf} \leq 1,05$	1,05	1,08	1,13	1,2
$1,05 < M_{\delta mf} \leq 1,10$	1,12	1,16	1,21	1,3
$1,10 < M_{\delta mf} \leq 1,15$	1,26	1,3	1,36	1,46

Tableau 4 – Facteur de sécurité partielle de modélisation $\gamma_{\text{modelling}}$: fatigue
des détails soudés et de la fonte

$M_{\delta mf} / V_{\delta mf}$	$\leq 5 \%$	$5 \% < V_{\delta mf} \leq 10 \%$	$10 \% < V_{\delta mf} \leq 15 \%$	$15 \% < V_{\delta mf} \leq 20 \%$
$1 < M_{\delta mf} \leq 1,02$	1,00	1,03	1,08	1,15
$1,02 < M_{\delta mf} \leq 1,05$	1,04	1,06	1,11	1,18
$1,05 < M_{\delta mf} \leq 1,10$	1,08	1,11	1,16	1,22
$1,10 < M_{\delta mf} \leq 1,15$	1,13	1,16	1,22	1,29

5.5 Facteur de sécurité partielle pour la résistance

Les facteurs de sécurité partielle pour la résistance doivent être choisis selon l'IEC 61400-1:2019. Pour les cas qui présentent des modes de rupture ductiles et une limite d'élasticité inférieure à 90 % de la résistance ultime, le facteur de sécurité partielle pour la résistance, γ_M , doit être au moins égal à 1,1 avec des probabilités de survie de 95 % et plus.

Les probabilités de survie et les niveaux de confiance exigés indiqués dans le présent document sont des valeurs minimales et ils doivent être adaptés si la norme de conception appliquée connexe exige des valeurs plus prudentes. Pour le flambement, le facteur de sécurité partielle pour la résistance doit être choisi conformément à l'IEC 61400-1, sauf s'il peut être démontré qu'il est inférieur avec des données appropriées.

Pour la vérification de la fatigue, le facteur de sécurité partielle pour la résistance, γ_M , doit être au moins égal à ceux indiqués dans le Tableau 5, en fonction des probabilités de survie données de la courbe caractéristique S-N et de l'écart-type du logarithme de la constante matérielle K. Les valeurs du Tableau 5 sont obtenues en fonction du coefficient de variation (COV) résultant pour les plages de contraintes de fatigue comprises entre 15 % et 20 %. Pour les différentes valeurs de l'IEC 61400-1:2019, il convient de suivre le Tableau K.3. Le Tableau 5 et le Tableau 6 sont étalonnés avec le quantile à 90 % pour la turbulence du vent. Il est possible de déterminer à nouveau les valeurs données dans ces tableaux à l'aide d'une répartition complète de la turbulence du vent.

Tableau 5 – Facteurs de sécurité partielle de résistance minimale, γ_M , pour l'acier soudé pour différentes probabilités de survie de la courbe caractéristique S-N

Écart-type log K	50 %	95 %	97,7 %
0,2	1,70	1,35	1,25

Tableau 6 – Facteurs de sécurité partielle de résistance minimale, γ_M , pour les composants en fonte, forgés et en acier (s'ils n'utilisent pas les normes de conception applicables telles que l'EN 1993-1-9) pour différentes probabilités de survie de la courbe caractéristique S-N

Effets de contrainte moyenne sur les dommages non significatifs (R est proche de -1)			
Écart-type log K	50 %	95 %	97,7 %
0,2 à 0,3	1,70	1,35	1,30 ²
Les effets de la contrainte moyenne sur les dommages sont significatifs			
Écart-type log K	50 %	95 %	97,7 %
0,2 à 0,3	1,70	1,40	1,35

5.6 Prise en compte des composants de la nacelle et du moyeu

5.6.1 Généralités

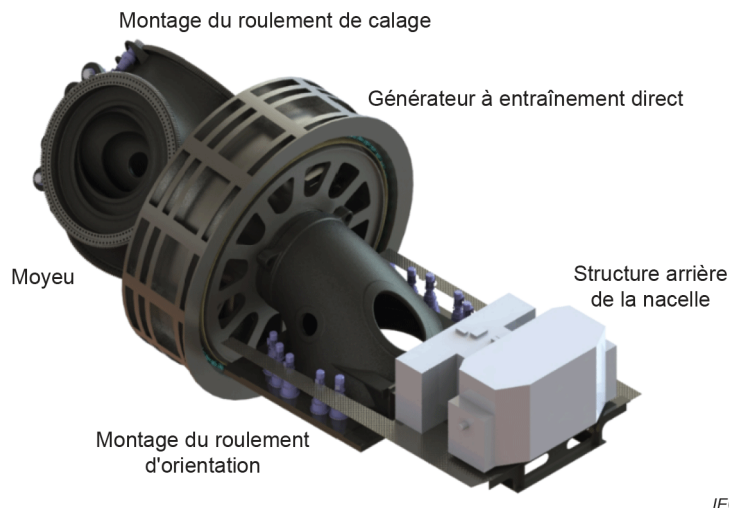
Un ensemble de considérations doit être pris en compte dans les modèles qui représentent les différents composants de l'ensemble rotor-nacelle. Les éléments les plus critiques sont mentionnés dans les paragraphes suivants. Une disposition type de nacelle est représentée sur la Figure 1 pour plus de clarté.

5.6.2 Structure du moyeu et boulons

La structure du moyeu comprend les composants, y compris les boulons dans le chemin de charge entre le pied de pale et l'arbre principal.

- Les effets des roulements de pales exigent la combinaison des moments de flexion, et plusieurs niveaux de charge doivent être simulés.
- Étant donné la proximité des pales, l'interaction des charges entre les pales doit être évaluée.
- La différence de rigidité des bords et des battements des pales exige des modèles FE supplémentaires pour évaluer les scénarios de charge avec des pales calées.
- Les effets de contrainte dans la structure de la nacelle doivent simuler le support des roulements.
- Le scénario de charge du mécanisme de calage doit inclure les pannes potentielles.
- Les cas de charges du mécanisme de verrouillage des pales doivent inclure des scénarios de maintenance et de panne et simuler le chemin de charge correct.
- Les scénarios de charge de transport et d'installation pour les pales et le moyeu doivent inclure les introductions de charge et les supports pertinents.

2 $PSF = 1,25$ est acceptable s'il peut être démontré que les charges de conception ne sont pas régies par la turbulence du vent. Par exemple, montrer que la variation des charges de conception obtenues en utilisant une entrée de turbulence du vent de 90 % par rapport à une entrée de turbulence du vent de 50 % est inférieure à une valeur de tolérance.



NOTE Les parties porteuses de charges de la structure de la nacelle sont indiquées. Le support des équipements auxiliaires tels que les systèmes hydrauliques, le convertisseur de puissance et le transformateur sont désignés comme la structure arrière de la nacelle. Reproduit à partir du projet INNWIND.EU [www.innwind.eu]

SOURCE: Figure fournie par les coordinateurs de projet INNWIND.EU du 7^e programme-cadre à DTU Wind.

Figure 1 – Représentation d'une structure de nacelle, où un générateur à entraînement direct est monté derrière le moyeu, par exemple

Les points de fixation de sécurité de la nacelle doivent être vérifiés par une analyse avec charge conformément à l'EN 50308:2004 ou, en variante, être soumis à un essai de charge et approuvés.

5.6.3 Structure avant de nacelle (ou structure de transmission mécanique)

La structure avant de la nacelle comprend les composants, y compris les boulons, qui transfèrent les charges du moyeu au mécanisme d'orientation et au mât.

- Les effets de l'application de charge par les différentes charges de pale par rapport aux charges de roulement principales doivent être pris en compte pour certains composants.
- Les roulements exigent la combinaison des moments de flexion et l'inclusion de plusieurs niveaux de charge.
- Les effets de contrainte dans le système d'orientation et le mât doivent soutenir la structure avant de la nacelle (ou structure de transmission mécanique) avec la rigidité correcte pour les niveaux de charge simulés.
- Les cas de charges du mécanisme de verrouillage du rotor doivent inclure des scénarios de maintenance et de panne et simuler le chemin de charge correct.
- La rigidité du support de la structure arrière et la répartition de la masse doivent être prises en compte.
- Les charges sur la structure arrière doivent être incluses, par exemple en appliquant des accélérations linéaires et angulaires.
- Les scénarios de charge de transport et d'installation pour la structure avant de la nacelle (ou structure de transmission mécanique) doivent inclure les introductions de charge et les supports pertinents.

5.6.4 Structure de la boîte de vitesse

La structure de la boîte de vitesse transfère les charges de la structure tournante à la structure fixe. Au moins les considérations de modèle suivantes doivent être prises en compte si elles contribuent à l'endommagement du composant:

- effets pertinents des déviations ou du désalignement;
- effet du générateur sur l'arbre à haute vitesse, généralement au moyen d'un couplage;
- interaction avec la structure avant de la nacelle par le biais du bras de couple et de l'arbre à faible vitesse;
- cas de charge avec frein mécanique activé pour simuler le chemin de charge correct;
- DLC d'installation selon le processus d'installation du rotor.

5.6.5 Structure d'orientation

La structure d'orientation comprend les composants qui transfèrent les charges de la structure avant de la nacelle vers le mât, à l'exception du roulement d'orientation (voir l'IEC 61400-1).

- Le chemin de charge correct des moments d'orientation dans le mécanisme d'orientation et des moments de flexion dans le roulement d'orientation doit être modélisé, respectivement, en simulant la rigidité et le comportement mécanique des composants du système d'orientation.
- La répartition des charges d'orientation entre les composants du mécanisme d'orientation doit être prise en compte.
- Les charges résultantes obtenues par combinaison des différentes composantes de charge appliquées, par exemple les charges et les accélérations du roulement principal, doivent correspondre aux charges résultantes observées dans la section d'orientation.
- Pour le système d'orientation, les moments de flexion doivent être combinés et plusieurs niveaux de charge inclus.
- Les effets de contrainte dans le mât doivent soutenir la structure d'orientation avec la rigidité correcte pour les niveaux de charge simulés.
- La masse et le centre de gravité exacts du rotor et de la nacelle doivent être assurés dans la simulation.

5.6.6 Structure arrière de la nacelle

La structure arrière de la nacelle comprend les composants structurels de la nacelle qui ne transfèrent pas les charges entre le moyeu et le mât, mais qui transfèrent les charges des composants de la nacelle, par exemple, le transformateur, le générateur, le convertisseur, le système de refroidissement, entre autres, vers la structure avant de la nacelle (ou structure de transmission mécanique). Cela exclut les composants du capot.

- La masse et le centre de gravité exacts de tous les composants pertinents de la structure arrière doivent être assurés.
- L'effet dynamique doit être pris en compte s'il est applicable à la structure arrière.
- La rigidité des interfaces de la structure avant doit être prise en compte.
- L'effet de support du capot de la nacelle doit être étudié et il doit être inclus si l'impact est significatif.
- Les scénarios de charge de transport et d'installation pour la structure arrière de la nacelle doivent inclure les introductions de charge et les supports pertinents.

5.6.7 Capot de la nacelle et hélice

Le capot de la nacelle et l'hélice sont les composants qui servent à protéger la nacelle de l'environnement extérieur. Cela inclut également les composants de transition utilisés pour son montage sur l'ensemble rotor-nacelle.

- Le modèle d'analyse du capot de la nacelle et de l'hélice doit inclure une partie suffisante de la structure de support pour simuler le chemin de charge avec exactitude.
- Les conditions de vent ultimes doivent être simulées conformément à l'IEC 61400-1 et à l'IEC 61400-3-1, appliquées comme pression de surface avec les coefficients aérodynamiques pertinents pour chaque partie de la surface. La pression de surface appliquée peut également être obtenue, en variante, à partir d'une analyse CFD appropriée. La pression de surface ou les coefficients aérodynamiques peuvent également être obtenus à partir d'essais en soufflerie ou des codes de construction applicables avec une représentation appropriée de la forme du capot.
- Il convient de respecter les exigences en matière de charge utile de l'EN 50308 pour les planchers et les plateformes de travail normales dans le capot de la nacelle et l'hélice:
 - charges caractéristiques concentrées de 1,5 kN sur 0,2 m x 0,2 m,
 - charges caractéristiques uniformément réparties de 3 kN/m² sur une surface qui représente la zone de travail.
- Les points de fixation de sécurité doivent être vérifiés par une analyse avec charge conformément à l'EN 50308, à la CEN/TS 16415 ou toute norme équivalente, ou en variante être soumis à un essai de charge conformément aux normes nationales pertinentes.
- La simulation du scénario de charge des fluides de déversement potentiellement accumulés doit être envisagée.
- Les charges environnementales ultimes doivent être appliquées avec une amplitude réaliste. Les surfaces où la neige ou la glace peuvent s'accumuler doivent être vérifiées avec une charge de conception de surface uniformément répartie de 3 kN/m² malgré l'élévation par rapport au sol. Des paramètres de charge différents issus de normes locales ou des mesures suffisantes concernant l'accumulation de neige peuvent être mis en œuvre. Les charges de neige peuvent être négligées pour les surfaces du capot de la nacelle et de l'hélice dont l'inclinaison est supérieure à 45°.

6 Analyse de la déviation

Les parties de la structure de la nacelle sont sensibles au désalignement, et une déviation excessive peut entraîner un mauvais fonctionnement et/ou une interférence avec d'autres composants. Par conséquent, la prise en compte de la déviation et de la rigidité est importante dans le processus de conception, par exemple en ce qui concerne la densité de charge, la répartition de charge et la réaction des parties structurelles de connexion.

Il doit être vérifié qu'aucune déviation critique qui dégrade l'intégrité structurelle des structures de la nacelle ne se produit pendant la durée de vie de l'éolienne. Des recommandations supplémentaires concernant l'analyse de la déviation sont fournies en 7.6.5 de l'IEC 61400-1:2019.

Les points de déviation dans la structure de la nacelle qui sont critiques pour la boîte de vitesse ou le générateur doivent être pris en compte pour vérifier que la déviation à ces points répond aux contraintes de conception pour la boîte de vitesse, le générateur et les composants non structurels de la nacelle. Par exemple, les déviations de l'arbre principal, l'entrefer des générateurs à entraînement direct et la déviation du cadre principal.

Il convient d'évaluer les zones d'accès pour le personnel de manière à ne pas dépasser les limites de déviation exigées dans les normes de sécurité applicables. Les exigences de charge pour l'analyse de la déviation sont spécifiées à l'Article 5. Les exigences de vérification structurelle qui incluent l'analyse de la déviation sont établies à l'Article 7.

7 Vérification de la résistance

7.1 Généralités

La vérification de la résistance est la comparaison des contraintes locales de conception des structures principales et secondaires aux limites locales admises. La vérification de la résistance doit être effectuée pour les charges ultimes et les charges de fatigue, sauf si le calcul de la fatigue peut être omis si le composant est principalement chargé par des cas de charges statiques (par exemple, blocage du rotor, transport, installation d'une pale unique). D'autres composants (par exemple, le capot de la nacelle) peuvent être vérifiés par des cas de charges et des exigences de résistance appropriés.

La charge mécanique sur le composant doit être appliquée comme cela est indiqué à l'Article 5.

Les facteurs de sécurité partielle γ_n (conséquence de la défaillance) et γ_m (matériaux) doivent être conformes au présent document et à l'IEC 61400-1:2019.

Les méthodes de conception décrites ne couvrent pas l'effet de la corrosion, par conséquent tous les composants doivent être protégés de manière adéquate contre la corrosion conformément aux normes appropriées, par exemple l'ISO 12944-5 [2], l'ISO 1461 [3] et l'ISO 14713-1 [4].

7.2 Détermination des contraintes et des déformations

Les contraintes des composants sont altérées par les charges de conception et les charges internes, ainsi que par les déplacements relatifs des interfaces. Elles peuvent être considérées comme des contraintes locales ou des contraintes globales. Le niveau de contrainte dépend des charges, de la forme, des propriétés du matériau et des conditions aux limites.

Les contraintes et les déformations doivent être calculées à l'aide de modèles mathématiques appropriés ou d'outils d'analyse numériques, tels que l'analyse par éléments finis (FEA).

7.3 Propriétés du matériau

7.3.1 Données relatives au matériau

Les données relatives au matériau doivent être issues de normes reconnues au niveau international ou de données obtenues lors d'essais du matériau conformément à l'Article 8, en tenant compte de la probabilité de survie exigée et des facteurs de sécurité connexes.

Le processus de fabrication de la fonte à graphite sphéroïdal doit assurer qu'au moins 90 % du graphite a été séparé dans la forme sphéroïdale V et VI et dans la taille sphéroïdale comprise entre 5 et 7 conformément à l'ISO 945-1:2019. Pour les épaisseurs de paroi supérieures, les exigences peuvent être spécifiées conformément au 8.1. Pour les types ferritiques, la proportion de perlite dans la structure granulaire du matériau de base métallique ne doit pas dépasser 10 % conformément à l'ISO 1083:2018.

7.3.2 Influence des dimensions

Les propriétés mécaniques dépendent des dimensions. Lorsque l'effet des dimensions n'est pas quantifié de manière expérimentale, l'influence des dimensions sur la résistance du matériau est issue de normes reconnues au niveau international, ou déterminée par des méthodes d'essai (voir l'Article 8).

7.4 Évaluation de la résistance statique

7.4.1 Processus d'évaluation

La détermination du facteur de réserve est une étape nécessaire pour éviter une défaillance majeure de l'éolienne. L'évaluation de la résistance statique doit être conforme au présent document ou à une autre norme reconnue au niveau international. Il convient d'évaluer la résistance statique pour les combinaisons de charges qui entraînent la contrainte locale la plus élevée pour un comportement élastique linéaire ou la déformation locale la plus élevée s'il est nécessaire de prendre en compte la plastification. Les contraintes nominales peuvent être utilisées le cas échéant. De plus amples informations sur la fonction d'état limite sont données à l'Article 4. Pour les défaillances globales et locales, l'Annexe F peut servir de recommandation.

7.4.2 Composants coulés, forgés et en acier

7.4.2.1 Critères de conception

Les critères de conception du composant structurel doivent être calculés conformément à la Formule (32) de l'IEC 61400-1:2019, en ce qui concerne la capacité du composant, sa contrainte et les facteurs de sécurité partielle applicables.

Le facteur de réserve LRF_u pour la résistance ultime (ou la limite d'élasticité le cas échéant) peut être défini³. Ceci ne s'applique qu'aux calculs élastiques linéaires.

7.4.2.2 Facteurs de sécurité partielle pour les composants en fonte à graphite sphéroïdal, forgés et en acier

Pour l'acier, les composants forgés et la fonte à graphite sphéroïdal (nodulaire), la limite d'élasticité doit être utilisée comme critère de résistance statique en tenant compte des facteurs de sécurité applicables.

Tous les facteurs de sécurité partielle applicables doivent être conformes au présent document et à l'IEC 61400-1:2019.

7.4.2.3 Facteurs de sécurité partielle pour la fonte grise

L'utilisation de fonte grise (lamellaire) est limitée aux structures secondaires, telles que le carter de la boîte de vitesse. σ_{lim} est défini par la résistance à la traction/compression du matériau.

Le facteur de sécurité partielle γ_n doit être fondé sur l'IEC 61400-1:2019. Le facteur de sécurité partielle γ_M doit être de 1,3.

³ Le facteur de réserve peut être formulé en général comme suit:

$$LRF_u = \frac{\sigma_{lim}}{\sigma_L \times \gamma_{res}} \geq 1$$

où

σ_{lim} est la capacité du composant ou le critère de résistance statique (par exemple, la limite d'élasticité, la résistance à la traction);

σ_L est la contrainte du composant (par exemple, contrainte de von Mises, première contrainte principale);

γ_{res} est le produit des facteurs de sécurité partielle applicables.

7.4.2.4 Hypothèse de contrainte pour la résistance ultime ou la limite d'élasticité

Le dimensionnement d'une structure ou d'un composant dépend du type de défaillance possible. Il convient d'effectuer l'évaluation de la résistance statique à l'aide d'une hypothèse de contrainte appropriée au type de défaillance, en tenant compte du comportement ductile ou fragile du matériau. Les critères et les mesures pour la définition du matériau doivent être conformes au 7.6.

- Pour les matériaux fragiles, le comportement du matériau est décrit par l'hypothèse de contrainte principale maximale. Il convient de prendre en compte les contraintes principales maximales et minimales dans la vérification de la résistance.
- Pour les matériaux ductiles, l'hypothèse de l'énergie de déformation maximale en cisaillement (par exemple, von Mises) ou l'hypothèse de la contrainte maximale en cisaillement (par exemple, Tresca) décrit le mécanisme de défaillance.

D'autres hypothèses peuvent être appliquées si elles sont prouvées au moyen d'essais sur des éprouvettes représentatives du composant évalué.

7.4.2.5 Déformation plastique

Si la contrainte d'élasticité est dépassée localement, la contrainte et la déformation de l'entaille ont une relation non linéaire avec le niveau de charge du fait de l'élasticité locale. La déformation locale doit être prise en compte pour évaluer la résistance statique du composant. Le fait que la répartition de la déformation locale dépend du matériau, de la forme du composant (c'est-à-dire l'entaille) et du niveau de charge doit être pris en compte.

La limite de déformation totale est de $\varepsilon_{lim} = 1 \%$ pour les matériaux ductiles. Dans tous les cas, cela se limite à des plastifications mineures, qui résultent de cas de charges extrêmes au niveau des entailles locales. Cependant, pour les points chauds principalement chargés par des événements extrêmes (par exemple, blocage du rotor), une limite de déformation totale supérieure peut être définie. Pour les matériaux dont l'allongement à la rupture est supérieur à 8 %, la limite de déformation totale de 1 % ne peut être appliquée comme critère de conception que s'il est confirmé que la contrainte (provenant de la courbe contrainte-déformation) à 1 % de la déformation totale est inférieure à la contrainte ultime divisée par un facteur de sécurité partielle de 1,3 ou autrement démontrée par des essais expérimentaux qui reflètent l'état de contrainte réel du composant.

La limite de déformation totale peut être augmentée si cela est prouvé au moyen d'essais sur des éprouvettes représentatives du composant évalué.

Pour l'évaluation de la déformation plastique, un calcul non linéaire à l'aide d'une courbe caractéristique de contrainte-déformation élastique-plastique doit être effectué. À moins qu'une courbe contrainte-déformation fondée sur des essais ne soit envisagée (voir l'Article 8), une courbe contrainte-déformation élastique-plastique idéalisée similaire à celle de la Figure 2 peut être utilisée. D'autres relations contrainte-déformation (par exemple, Ramberg-Osgood) peuvent être utilisées le cas échéant. Pour les entailles, le concept de Neuber qui utilise des facteurs de section pour les défaillances locales peut être utilisé.

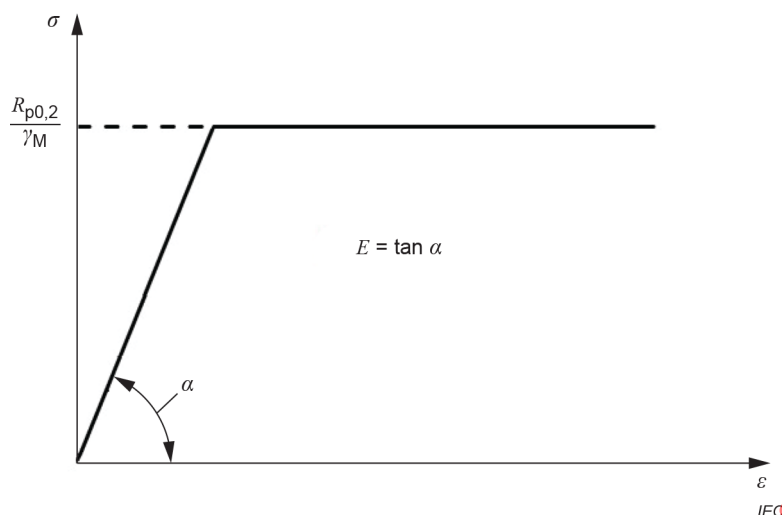


Figure 2 – Courbe de contrainte-déformation élastique-plastique idéalisée

Les facteurs de sécurité partielle doivent être appliqués du côté de la charge pour les calculs non linéaires. Dans le cas d'une courbe de matériau bilinéaire, ils peuvent également être appliqués à la valeur $R_{p0,2}$. Cela doit être fait conformément à l'Article 5.

Les influences suivantes doivent être prises en considération:

- les contraintes résiduelles/la délocalisation des contraintes doivent être examinées avec prudence. Pour la prise en compte des effets bénéfiques, la stabilité des contraintes résiduelles doit être démontrée;
- l'influence sur la durée de vie en fatigue doit être évaluée;
- les séries contrainte-temps des événements de fatigue et de charge extrêmes doivent être analysées pour détecter toute condition de contrainte qui dépasse la limite d'élasticité statique ou qui conduit à une inversion de la plastification, qui doit être évitée, sauf si elle est vérifiée;
- les cycles de charge qui dépassent la limite d'élasticité dans le régime de fatigue doivent être évités pour l'approche fondée sur les contraintes en tenant compte de l'accumulation linéaire des dommages, sauf si cela est validé;
- la déformation admissible dépend de la fonction de la structure, de sorte que, dans le cas d'un allongement permanent, la preuve de l'opérabilité doit être apportée pour le composant et les composants adjacents.

7.4.3 Structures soudées

Le calcul des contraintes dans les structures soudées doit être conforme à des normes telles que l'Eurocode 3, IIW-Doc. 2259-152259-15 et IIW-Doc. XIII-2240r2-08/XV-1289r2-08.

7.4.4 Assemblages boulonnés

L'analyse doit être fondée sur des normes ou des directives reconnues telles que VDI 2230-1 et VDI 2230-2, l'EN 1993-1-8. Il convient de prendre des précautions lors de l'élaboration de modèles de simulation fondés sur les directives applicables indiquées, car chaque norme utilise différents concepts et hypothèses dans l'analyse des contraintes. Outre la rigidité des composants en contact, la rigidité du boulon doit être représentée de manière appropriée (rigidité longitudinale et en flexion). Il convient également de prendre en compte la rigidité de l'ensemble du boulon (écrous, tête de vis, filetage), en particulier pour les assemblages qui présentent des longueurs de serrage relativement courtes. Il est important de noter que les forces de précharge simulées dépendent du processus de serrage de l'assemblage, et qu'il convient de faire preuve de prudence lors de leur détermination et de leur application dans le modèle. Il convient de fixer la valeur de la force de précharge avec prudence en fonction du mode de défaillance évalué, à moins qu'une analyse probabiliste complète ne soit effectuée.

Pour les assemblages boulonnés, le frottement, le verrouillage de forme ou la combinaison des deux ne sont pas couverts par le présent paragraphe.

Les principaux points d'analyse incluent:

- le calcul de la charge axiale à partir la section critique du boulon, y compris la charge de flexion, si cela est exigé dans la référence normative choisie mentionnée ci-dessus;
- la charge axiale appliquée à la section du filetage pertinente pour la contrainte (dans le cas où le filetage est la section critique). Sinon, la plus petite section doit être utilisée (par exemple, boulons à rallonge ou à collet);
- l'arrachement des filetages doit être vérifié et la longueur minimale des filetages utilisés doit être déterminée en conséquence.

En général, deux limites d'analyse sont possibles: élastique et plastique.

En cas d'analyse élastique, il convient que le boulon reste élastique (pas de perte de précharge) et il convient de comparer la contrainte à la limite d'élasticité. La précontrainte potentielle sous forme de contrainte en cisaillement due aux méthodes de serrage en torsion doit également être prise en compte.

En variante, le boulon peut subir une déformation plastique (perte de précharge acceptée), comme dans le cas des boulons à précharge élastique. Dans ce cas, un comportement plastique idéal doit être admis par hypothèse. En fonction de la précharge maximale, la charge ultime conduit à un écoulement plastique. La déformation totale de la section du boulon qui est exposée à l'élasticité doit rester inférieure à 1 % et la perte de précharge sur le comportement en fatigue doit être prise en compte. Pour les nuances de résistance supérieures à 10,9, aucune déformation plastique ne doit être prise en compte, sauf si elle est prouvée par des essais.

En raison de la relation extrêmement plane entre la force et la charge du boulon et de la précharge des boulons jusqu'à la limite d'élasticité, le facteur de sécurité partielle minimal du matériau $\gamma_M = 1,1$ doit être pris en compte et peut être appliqué à la charge opérationnelle ou du côté de la résistance. Si le facteur de sécurité partielle obtenu à partir des normes ou directives utilisées est supérieur à celui de l'IEC 61400-1, alors le facteur de sécurité partielle le plus élevé doit prévaloir.

L'évaluation de composants supplémentaires de l'assemblage (par exemple, analyse de la coquille d'expansion) peut également être nécessaire.

7.4.5 Matériau renforcé par des fibres

La résistance statique des pièces en matériau renforcé par des fibres doit être vérifiée conformément à l'IEC 61400-5 ou toute norme équivalente. Pour l'hélice et le capot de la nacelle, la vérification de la rupture et du flambement entre les fibres peut être omise.

7.5 Évaluation de la résistance à la fatigue

7.5.1 Méthodes de résistance à la fatigue

Il convient d'effectuer l'analyse de la résistance à la fatigue des composants structurels de la nacelle conformément au présent document. D'autres codes d'analyse reconnus au niveau international peuvent être appliqués, si leur utilité pour le matériau appliqué et pour les conditions de charge spécifiées est prouvée. Des recommandations relatives aux analyses de fatigue qui utilisent l'accumulation de dommages peuvent être tirées de Dowling (1972) [5], Haibach (2006) [6], Matsuishi et Endo (1969) [7] ou Wegerdt, Hanel, Hänel, Wirthgen (2003) [8]. Pour la correction de la contrainte moyenne, l'Article F.2 de l'Annexe F peut être pris en compte à titre de recommandation.

Il convient que la vérification de la résistance à la fatigue des structures soudées soit conforme à des normes telles que l'EN 1993-1-9, IIW-Doc. 2259-152259-15 et IIW-Doc. XIII-2240r2-08/XV-1289r2-08, DNV-RP-C203 [9]. Des recommandations informatives sont fournies à l'Annexe B.

La procédure d'analyse est fondée sur l'approche des contraintes locales. Dans ce cas, il convient de décrire la résistance à la fatigue à l'aide des dommages cumulés, D , et du facteur de réserve de fatigue, LRF_f , selon la règle de Miner.

Il doit être indiqué explicitement dans le calcul si l'amplitude (demi-plage) ou la plage est utilisée comme mesure de l'amplitude de la contrainte de fatigue, et toute donnée non conforme doit être convertie de manière appropriée. Il est également nécessaire d'inclure les demi-cycles de charge dans le calcul. L'utilisation des amplitudes est l'hypothèse retenue ici.

7.5.2 Détermination des contraintes locales

Le niveau de contrainte locale (c'est-à-dire la contrainte du composant) est déterminé comme cela est décrit en 7.2.

7.5.3 Hypothèse de contrainte pour la fatigue

Le choix de l'hypothèse de contrainte dépend de la charge et du type de matériau du composant. En général, l'approche de la contrainte normale dans le plan critique doit être utilisée pour les matériaux fragiles et la fonte; d'autres méthodes comme la contrainte principale maximale, la contrainte normale, etc., peuvent être appliquées le cas échéant. Pour les matériaux ductiles, plusieurs hypothèses de contraintes différentes sont connues.

7.5.4 Courbes S/N

Les courbes S/N, comme celle de la Figure 3, caractérisent la résistance à la fatigue du matériau métallique.

Conformément à l'IEC 61400-1, il convient d'utiliser comme base des courbes S/N statistiquement assurées pour le matériau. Si de telles courbes S/N ne sont pas disponibles, il convient d'utiliser des courbes S/N synthétiques conformes à Haibach (2006), Godehus et Zenner (1999) [10], Wegerdt, Hanel, Hänel, Wirthgen (2003) ou une référence similaire faisant autorité pour les analyses de fatigue.

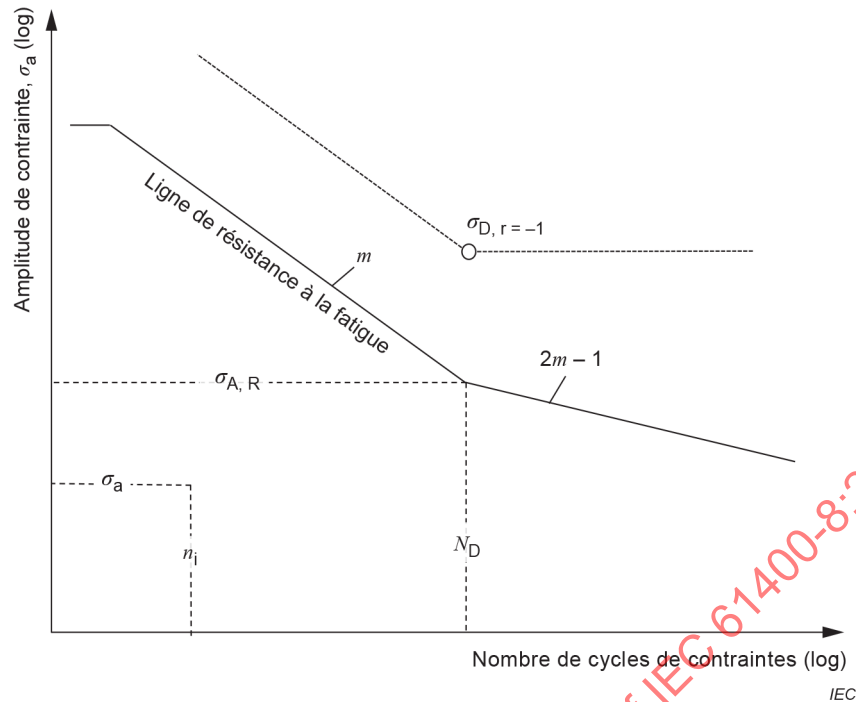


Figure 3 – Courbe S/N représentative

Pour les nombres de cycles de contrainte $n_i > N_D$, les courbes S/N peuvent être étendues à partir de $\sigma_{A,R}$ avec un paramètre d'inclinaison (pente) de $2m-1$ pour la charge variable, où m est le paramètre d'inclinaison de la ligne de résistance à la fatigue, Haibach (2006). Ici, le nombre de cycles de contrainte limite N_D est le nombre de cycles auquel, dans des conditions d'essai optimales (pas d'effet de corrosion, etc., conformément à l'Article 8), le point d'inflexion σ_D de la courbe S/N d'amplitude constante est défini. D'autres concepts peuvent être utilisés si l'applicabilité est prouvée.

7.5.5 Influence sur la résistance à la fatigue

Les influences suivantes sur la résistance à la fatigue et les facteurs de réduction représentent des facteurs d'incertitude supplémentaires et il convient d'en tenir compte dans le calcul de l'amplitude ou de la plage de contrainte, sauf s'il peut être vérifié, par exemple par des essais, que l'influence sur la résistance à la fatigue est négligeable:

- influence de la contrainte mécanique et influence statistique des dimensions (modèles de gradient de contrainte et modèles volumétriques);
- rugosité de la surface;
- traitement de surface;
- influence de la contrainte moyenne;
- influence des dimensions;
- qualité de la fabrication (par exemple, qualité de la coulée, de la soudure, du forgeage).

L'interaction des différents facteurs d'influence peut être prise en compte par des méthodes adéquates si l'applicabilité est prouvée.

7.5.6 Facteurs de sécurité partielle pour la fatigue

Les courbes S/N de conception pour les matériaux métalliques peuvent être déterminées conformément au 8.3, en prenant en compte les facteurs de sécurité partielle du Tableau 6 de l'Article 5 pour la probabilité de survie respective.

Pour la fonte, en plus du Tableau 6, les défauts de coulée doivent être pris en compte dans le processus de conception. Il convient d'appliquer le facteur de sécurité partielle γ_M du Tableau 7 pour les défauts de coulée en fonction de la qualité de coulée locale exigée pour les courbes S/N. En variante, les défauts internes peuvent également être évalués par des approches de mécanique de rupture (voir le 7.6). L'Annexe D peut être utilisée pour l'étalonnage du facteur de sécurité partielle pour la fatigue.

Des classes de qualité intermédiaire peuvent être établies, par exemple à partir d'essais ou d'autres méthodes adéquates, et doivent faire l'objet d'un accord avec les autorités compétentes.

Il convient de vérifier le niveau de qualité d'un composant par des essais non destructifs pour les points chauds déterminés. La zone soumise à l'essai doit être identifiée sur les dessins de fabrication appropriés, qu'il s'agisse d'une pièce coulée ou usinée. Si un niveau de qualité de coulée de 01 ou 2 est utilisé, un essai à 100 % doit être effectué.

Tableau 7 – Facteurs de sécurité partielle γ_M pour les courbes S/N des matériaux en fonte

Comportement des matériaux	γ_M		
Classe de qualité de la coulée selon l'EN 12680-3:2011	01	2	3
γ_M ($P = 50\%$, niveau de confiance $\geq 75\%$)	1,7 ^a	2	2,35
γ_M ($P = 95\%$, niveau de confiance $\geq 75\%$) si l'impact des corrections des contraintes moyennes sur les dommages est non significatif (R est proche de -1)	1,35 ^a	1,6	1,87
γ_M ($P = 95\%$, niveau de confiance $\geq 75\%$) si l'impact des corrections des contraintes moyennes sur les dommages est significatif	1,4 ^a	1,65	1,94
γ_M ($P \geq 97,7\%$, niveau de confiance $\geq 75\%$) si l'impact des corrections des contraintes moyennes sur les dommages est non significatif (R est proche de -1)	1,3 ^a	1,53	1,8
γ_M ($P \geq 97,7\%$, niveau de confiance $\geq 75\%$) si l'impact des corrections des contraintes moyennes sur les dommages est significatif	1,35 ^a	1,6	1,87
γ_M ($P \geq 97,7\%$, niveau de confiance $\geq 75\%$) si les dommages ne sont pas régis par les corrections des contraintes moyennes et s'il est démontré que les charges de conception ne sont pas influencées par la turbulence du vent. Par exemple, montrer que la variation des charges de conception obtenues en utilisant une entrée de turbulence du vent de 90 % par rapport à une turbulence du vent de 50 % est inférieure à une valeur de tolérance.	1,25	1,47	1,73
Le niveau de qualité UT/MT/PT est limité au niveau 3 en général. Pour la zone UT de niveau de qualité 3, le niveau de qualité MT/PT est limité au niveau de qualité 3. Pour la zone UT de niveau de qualité 01 et de niveau 2, le niveau de qualité MT/PT est limité au niveau 2. Cela permet de s'assurer que, dans la zone de niveau de qualité UT respective, il n'est pas admis que les défauts de surface les plus critiques détectés par MT/PT soient plus importants que les défauts internes détectés par UT.			
NOTE Ces facteurs de sécurité prennent pour hypothèse un essai pour les défauts de surface et volumétriques			
^a Selon les valeurs du Tableau 6.			

7.5.7 Accumulation des dommages

L'endommagement D doit être calculé selon la règle de Miner modifiée (Haibach 2006). Il doit être inférieur ou égal à 1 d'après la Formule (5) et l'IEC 61400-1:2019.

$$D = \sum_{i=1} D_i = \sum_{i=1} \frac{n_i}{N_i} \leq 1 \quad (5)$$

où n_i est le nombre de cycles dans la tranche " i " et N_i est le nombre de cycles sur la courbe S-N qui correspond à l'amplitude de contrainte de la tranche " i ", selon la Figure 3.

Le facteur de réserve de charge pour la fatigue LRF_f exprime la résistance à la fatigue du composant structurel.

La procédure générale de l'analyse de fatigue au moyen de la règle de Miner est récapitulée à l'Annexe H de l'IEC 61400-1:2019. Des recommandations pour l'étalonnage des facteurs de sécurité partielle sont fournies à l'Annexe C.

7.5.8 Assemblages boulonnés

L'approche de la contrainte nominale doit être utilisée, en prenant en compte les contraintes normales et de flexion. En général, le 1^{er} filetage libre est la zone critique et les deux extrémités du boulon doivent être analysées.

Les calculs de fatigue doivent être effectués avec une valeur minimale admise par hypothèse de la précharge due à l'intégration, à la méthode de serrage, aux pertes de récupération, aux pertes dues à l'étirement plastique excessif, etc. En outre, le comportement non linéaire (dû aux espaces ou au comportement des roulements, par exemple) doit être pris en compte.

Des courbes S/N peuvent être consultées dans des normes reconnues telles que la VDI 2230-1 ou l'EN 1993-1-9, en fonction du diamètre, du type de revêtement et du processus de fabrication (par exemple, roulis) inclus. Ces conditions aux limites ont une influence sur la limite d'endurance et sur la pente de la courbe, et doivent donc être prises en compte. Si nécessaire, il convient de formuler les courbes S/N pour une charge d'amplitude variable et la prise en compte des limites de coupure n'est pas admise.

Des précautions doivent être prises si les courbes S/N pour les boulons de diamètre conséquent (> M39) sont tirées de directives, en particulier de la VDI 2230-1. Les courbes S/N peuvent également être obtenues à partir d'essais, par exemple selon l'ISO 3800. Il convient de calculer les dommages conformément à 7.5.7.

7.5.9 Matériau renforcé par des fibres

La résistance à la fatigue des pièces en matériaux renforcés par des fibres doit être vérifiée conformément à l'IEC 61400-5 ou à une norme équivalente.

7.6 Évaluation de la mécanique de rupture

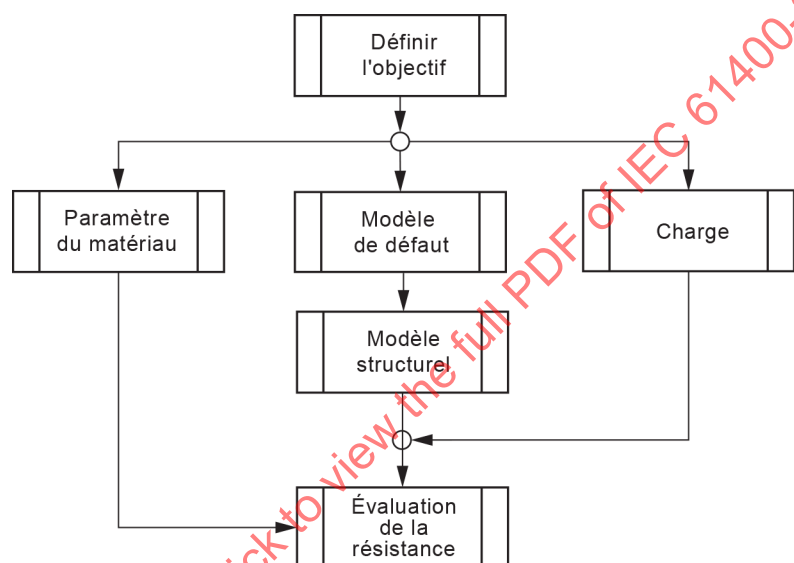
7.6.1 Généralités

L'évaluation de la résistance statique et à la fatigue est fondée sur l'hypothèse d'une composition parfaite du matériau. En cas de rupture cassante ou d'autres applications mentionnées en 7.6.2, il est nécessaire d'étudier les capacités de charge des composants structurels métalliques de la nacelle avec des fissures préexistantes ou admises par hypothèse. Les étapes suivantes peuvent être suivies.

Un matériau fragile doit être pris pour hypothèse lorsque la contrainte de rupture est inférieure à 12 % de la température de fonctionnement la plus basse du matériau non soudé et lorsque les critères selon l'EN 1993-1-10 ne sont pas remplis pour les composants soudés. Des informations supplémentaires sur le comportement des composants et des systèmes exposés à des environnements froids peuvent être tirées de la VDMA 23901 [11].

Le processus général pour le calcul d'une mécanique de rupture est représenté sur la Figure 4. D'autres recommandations peuvent être tirées d'autres directives et normes telles que la BS 7910, la directive FKM (FKM–RBM-04-18) et la VDMA 23902 (pour les porte-satellites) pour l'évaluation de la mécanique de rupture. Pour les structures de la boîte de vitesse, la vérification de la mécanique de rupture peut être omise lorsqu'il est vérifié qu'un facteur de sécurité supplémentaire pour la résistance statique et à la fatigue est d'au moins 1,5.

Le mode I d'ouverture de fissure/mode de traction est représentatif pour la plupart des applications et est pris comme exemple dans les étapes suivantes.



IEC

Figure 4 – Calcul de la mécanique de rupture – Organigramme du processus

7.6.2 Définir l'objectif

La base de tout calcul de mécanique de rupture est l'hypothèse d'un matériau imparfait qui comporte des défauts.

Les raisons possibles de l'apparition d'une fissure ou de défauts en forme de fissure dans les matériaux sont par exemple:

- des défauts dus au processus de fabrication;
- des défauts dus à la charge structurelle (propagation des fissures).

Les objectifs suivants sont caractéristiques des calculs de la mécanique de rupture:

- évaluation de la durée de vie;
- validation des défauts admissibles, par exemple en dehors des classes de qualité des coulées/soudures;
- évaluation des défauts de matériaux détectés ou possibles/de la tolérance aux dommages et transfert des résultats aux longueurs de fissures selon la directive FKM sur la mécanique de rupture ou la norme BS 7910;
- prévision de la propagation des fissures;
- gestion de la qualité/intervalle d'inspection pour les fissures préexistantes.

Pour effectuer l'évaluation, l'un des concepts d'évaluation de la mécanique de rupture disponibles doit être choisi. Les concepts les plus courants sont les suivants:

- la mécanique de rupture élastique linéaire (LEFM);
- la mécanique de rupture plastique élastique (EPFM).

D'autres concepts peuvent également être applicables.

7.6.3 Paramètre du matériau

Pour le calcul de la limite statique, les paramètres suivants sont généralement nécessaires:

- ténacité à la rupture/ténacité du matériau, à savoir pour le mode I (mode de traction) et la LEFM, K_{IC} / K_{mat}

Pour le calcul du comportement de propagation des fissures, les paramètres de vitesse de propagation sont les suivants pour l'équation de la loi de Paris:

- C , n et valeur de seuil ΔK_{th}

Si des méthodes alternatives ou modifiées sont utilisées, d'autres paramètres pourraient être nécessaires pour calculer la vitesse de propagation.

Les propriétés du matériau doivent être obtenues à partir de codes de matériaux ou d'essais de matériaux normalisés, par exemple conformément à l'ISO 12108, l'ISO 12135 ou toute norme équivalente, en utilisant des éprouvettes représentatives du composant évalué.

Pour la mécanique de rupture élastique plastique, l'ouverture de l'extrémité de la fissure inclut la plasticité locale et est décrite par l'intégrale J . L'accent est mis sur les évaluations avancées de petites fissures ou de matériaux ductiles à l'aide de méthodes numériques. La directive FKM concernant la mécanique de rupture peut être utilisée pour obtenir des recommandations supplémentaires.

7.6.4 Modèle de défaut

Un modèle de défaut est nécessaire pour substituer la dimension géométrique du défaut/de la fissure, ainsi que la structure environnante. À partir de ces modèles, le facteur d'intensité de contrainte K est déterminé comme paramètre de charge pour la rupture cassante (statique) et la propagation des fissures (cyclique/dynamique).

En fonction de l'objectif du calcul d'une mécanique de rupture (voir le 7.6.2), les zones pertinentes du composant structurel évalué sont définies et des modèles de défaut appropriés sont établis.

Pour les modèles de calcul analytique, les défauts/fissures sont classés comme suit et représentés sur la Figure 5:

- fissures superficielles;
- fissures intégrées;
- fissures continues/traversantes.

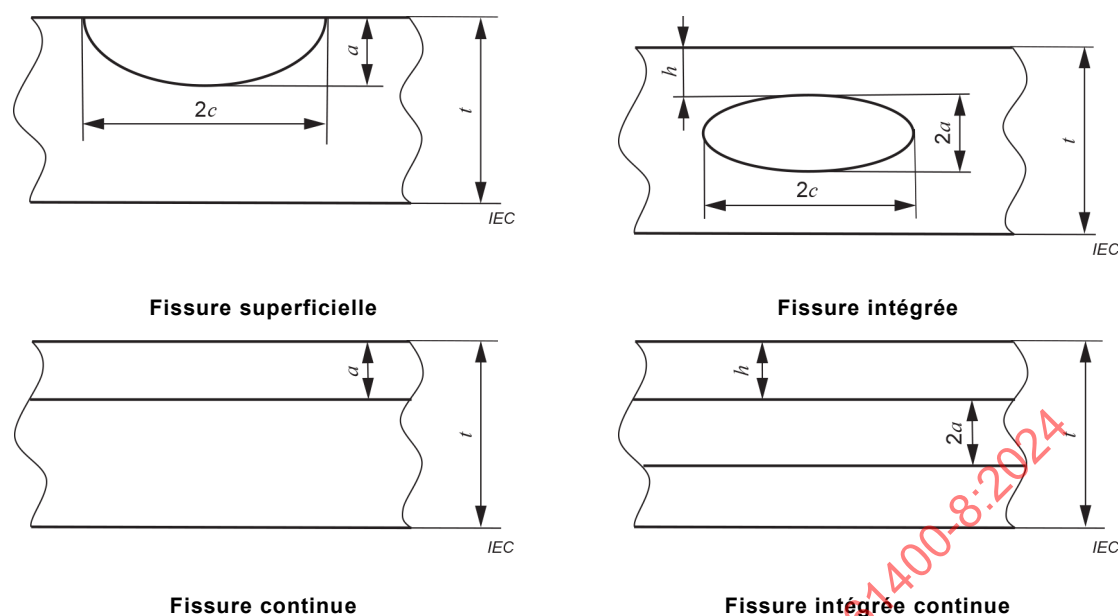


Figure 5 – Types de fissures idéalisées

La taille et l'orientation des défauts internes et de surface peuvent être détectées par des méthodes appropriées, par exemple à l'aide de données antérieures issues de conceptions de composants similaires et de méthodes d'essai ou selon les recommandations de normes. Les défauts liés à la qualité de fabrication (par exemple, la qualité de la coulée, de la soudure, etc.) peuvent être quantifiés par des méthodes d'essai non destructives. La forme et les dimensions de chaque fissure sont transférées à un modèle de fissure. Pour des exemples, se référer à la norme BS 7910 ou à la directive FKM concernant la mécanique de rupture. Ces exemples comprennent:

- la profondeur de la fissure a ;
- la longueur de la fissure c .

Il convient de déterminer les paramètres " a " et " c " au moyen des méthodes d'essais non destructifs (NDT) appropriées en combinaison avec les normes susmentionnées. Pour les fissures intégrées, il convient de prendre en compte la position de la fissure par rapport à la surface. Pour les fissures réelles, la position de la fissure est déduite des méthodes d'essai non destructives. Des recommandations supplémentaires sur la manière de déterminer la longueur de la fissure à partir des méthodes d'essai des matériaux sont données dans la directive FKM sur la mécanique de rupture.

En raison du processus de fabrication, les défauts possibles peuvent varier en taille en fonction de l'emplacement pris pour hypothèse, par exemple pour les matériaux coulés dans la zone transitoire/centrale selon l'EN 12680-3 ou pour les matériaux soudés dans la zone affectée par la chaleur. L'évaluation de la mécanique de rupture pour les défauts pris pour hypothèse doit prendre en compte toutes les régions concernées séparément.

7.6.5 Modèle structurel

Pour l'évaluation de la mécanique de rupture statique et cyclique, un modèle de structure est nécessaire en combinaison avec un modèle de défaut (voir le 7.6.4) pour déterminer la charge obtenue pour la mécanique de rupture.

Le modèle structurel est adapté à la forme et aux dimensions de la structure environnante du défaut. Des modèles de structure normalisés, par exemple plaque, cylindre ou barre ronde peuvent être obtenus dans la directive FKM sur la mécanique de rupture.

Pour une analyse plus détaillée, la fissure peut être modélisée à l'aide des méthodes numériques comme la FEA. Dans ce cas, le facteur d'intensité de contrainte K à l'extrémité de la fissure est déduit de l'analyse FE. Les exigences de maillage spécifiques dans la région de la fissure doivent être respectées afin de satisfaire aux principes de la mécanique de rupture.

7.6.6 Charge

La charge locale de l'extrémité de la fissure dépend de la charge structurelle, ainsi que de la forme et de l'orientation de la fissure. La charge structurelle est équivalente à l'application des charges référencées à l'Article 5 et doit inclure le facteur de sécurité partielle des charges γ_f selon l'IEC 61400-1:2019.

Le paramètre caractéristique de la LEFM est le facteur d'intensité de contrainte K à l'extrémité de la fissure pour différents modes d'ouverture de fissure. Dans l'approche LEFM, le comportement élastique des matériaux est admis par hypothèse lors de la détermination de la contrainte critique (VDM 23902).

Pour déterminer le facteur d'intensité de contrainte K , la charge structurelle, résultat d'un calcul numérique ou analytique, doit être transférée au modèle de substitution de la mécanique de rupture. Pour l'évaluation de la résistance statique, la contrainte la plus élevée de la situation critique d'ouverture de fissure doit être évaluée.

Selon la position de la fissure, un chemin de contrainte à travers l'épaisseur de la paroi est pris en compte pour déterminer la répartition non linéaire de la contrainte. Si la répartition de la contrainte est linéarisée à travers la section, cela doit être réalisé avec prudence, conformément à la directive FKM sur la mécanique de rupture ou à la norme BS 7910.

L'évaluation de la résistance ultime et la charge cyclique qui entraîne la propagation des fissures doivent prendre en considération les mêmes canaux de charge que ceux susceptibles d'être également utilisés pour une évaluation de la résistance statique et à la fatigue de la structure non défectueuse. L'influence de la contrainte moyenne doit être prise en compte par des moyens appropriés.

7.6.7 Évaluation de la résistance

7.6.7.1 État limite statique

L'état limite de résistance ultime pour le mode I d'ouverture de fissure est défini comme suit:

$$K_I \leq K_{\text{mat}} \quad (6)$$

Avec le facteur d'intensité de contrainte K_I défini comme:

$$K_I = f(\text{longueur de la fissure, contrainte, géométrie}) \quad (7)$$

Les facteurs de sécurité pour le facteur d'intensité de contrainte doivent être calculés conformément à la directive FKM sur la mécanique de rupture ou à la norme BS 7910.

Pour traiter le risque d'effondrement plastique, un diagramme d'évaluation des défaillances (FAD) peut être utilisé pour vérifier s'il existe un risque de rupture cassante du matériau et d'effondrement plastique. Un exemple général est donné à la Figure 6. D'autres méthodes peuvent également être applicables.

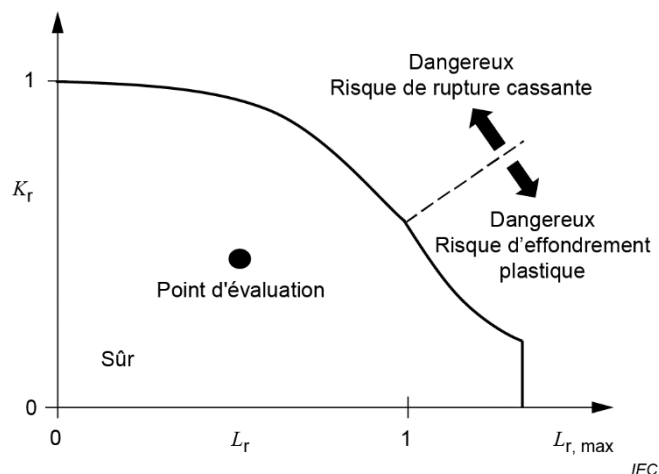


Figure 6 – Diagramme d'évaluation des défaillances (FAD)

Avec

$$K_r = \frac{K_I}{K_{\text{mat}}} + \rho \quad (8)$$

Et

$$L_r = \frac{\sigma_{\text{ref}}}{\sigma_Y} \quad (9)$$

où

K_I est le facteur d'intensité de contrainte;

K_{mat} est la limite de matériau correspondante;

ρ est le facteur d'interaction de plasticité défini dans la directive FKM sur la mécanique de rupture;

σ_{ref} est défini comme la contrainte de section nette;

σ_Y est défini comme la limite d'élasticité du matériau conformément à BS 7910.

7.6.7.2 État limite de fatigue

La fonction d'état limite pour la propagation dynamique des fissures doit être formulée comme

$$a(t) < a_{\text{crit}} \quad (10)$$

où

$a(t)$ est la propagation de la fissure propagée;

a_0 est la longueur de fissure initiale $a(t = 0)$;

a_{crit} est la longueur de fissure critique/profondeur de fissure limite (par exemple, l'épaisseur de la plaque).

L'équation de la loi de Paris est une méthode de calcul du comportement de propagation stable des fissures et peut être formulée comme suit:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (11)$$

Des méthodes modifiées ou alternatives peuvent également être applicables.

La corrélation entre la propagation des fissures par cycle de charge da/dN et le facteur d'intensité de contrainte cyclique ΔK est représentée sur la Figure 7.

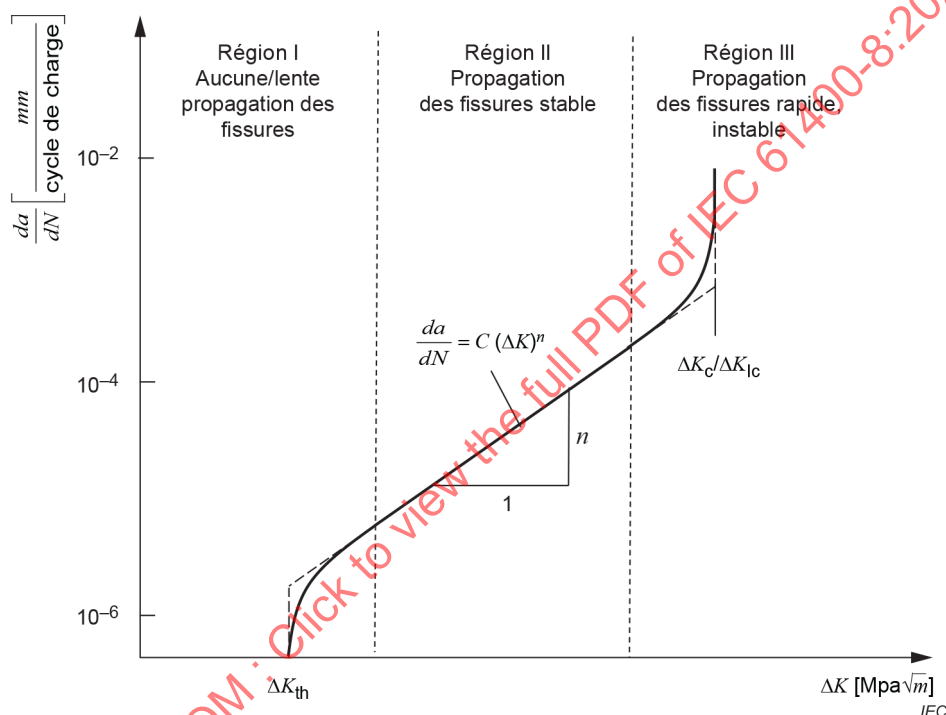


Figure 7 – Propagation des fissures sous charge cyclique par la loi de Paris

Le seuil inférieur de la propagation des fissures dans la région I (voir la Figure 7) est défini par ΔK_{th} . Si le facteur d'intensité de contrainte cyclique ΔK est inférieur à cette valeur, aucune propagation de fissure n'a lieu.

$$\Delta K \leq \Delta K_{th} \rightarrow \frac{da}{dN} = 0 \quad (12)$$

Dans tous les autres cas, la propagation des fissures a lieu. Cela conduit à une situation plus grave à l'extrémité de la fissure jusqu'à la rupture du composant (voir la Figure 8). Si une propagation de la fissure se produit, une évaluation est exigée pour déterminer si cela peut conduire à l'effondrement du composant ou à une poursuite limitée du fonctionnement de l'éolienne en fonction de la durée de vie restante calculée. En outre, on doit s'assurer que le composant peut encore supporter les charges statiques spécifiées à tout moment.

Pour les défauts significatifs réels détectés par des méthodes d'essai non destructives, une vérification est exigée pour déterminer si un intervalle d'inspection sur l'éolienne peut être défini pour valider le comportement de propagation des fissures.

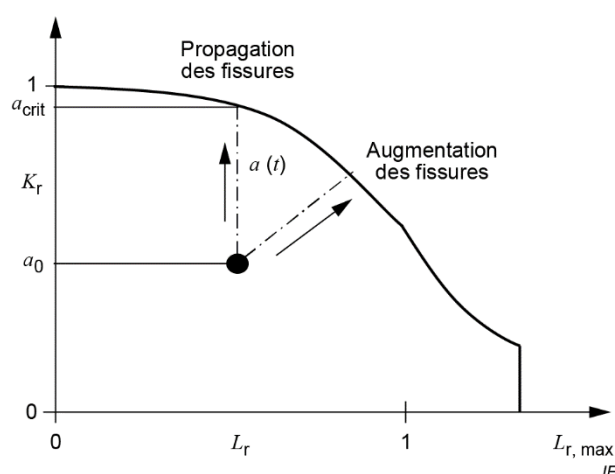


Figure 8 – Propagation et longueur critique des fissures dans le diagramme d'évaluation des défaillances

Par souci de prudence, l'évaluation doit commencer par un calcul cyclique pour déduire la propagation possible des fissures. Le vecteur directionnel de la première contrainte principale du cas de charge le plus sévère identifié peut être admis par hypothèse comme constant également pour d'autres combinaisons de charges, d'une manière simplifiée.

La première contrainte principale calculée en fonction du temps $\sigma_1(t)$ pour chaque point chaud doit être traitée avec un comptage rainflow pour calculer un ensemble de contraintes qui inclut le nombre d'occurrences de tous les cycles de charge de contrainte significatifs. On doit s'assurer que les événements les plus néfastes/les charges extrêmes ne propagent pas les fissures existantes ou admises par hypothèse sur des longueurs susceptibles d'entraîner une propagation instable des fissures due à la fatigue pendant la durée de vie restante du composant. L'évaluation statique conséquente prend en compte la longueur de la fissure finale propagée a_{end} .

D'autres moyens de calculer la charge à l'extrémité de la fissure peuvent également s'appliquer.

7.7 Conception fondée sur la mécanique de rupture

La pratique actuelle de conception des composants consiste à rester au-dessous de la limite de durée de vie assurée de la courbe S/N, alors que l'approche de la mécanique de rupture permet d'utiliser la région de sécurité intrinsèque. Par conséquent, il est possible d'intégrer une approche de conception fondée sur la mécanique de rupture dans la procédure d'état limite de fatigue; voir 7.5 et l'Annexe K de la BS 7910:2013, qui donne des informations sur l'utilisation de méthodes de fiabilité structurelle, des résultats d'essais et la relation entre les facteurs de sécurité partielle.

Cependant, cette approche peut être traitée comme une vérification supplémentaire et ne peut pas remplacer l'évaluation de la résistance statique et à la fatigue à laquelle le présent document fait référence.

Cela exige des informations concernant tous les paramètres pertinents nécessaires pour l'évaluation de la mécanique de rupture et le respect d'une loi applicable pour la propagation des fissures (par exemple, l'équation de la loi de Paris), car la propagation probabiliste des fissures due à la fatigue est liée à des incertitudes. Les incertitudes les plus importantes sont liées:

- à la ténacité à la rupture du matériau K_{mat} ;
- aux paramètres de vitesse de propagation des fissures;
- à la taille, à la répartition et à la position des défauts;
- à la charge en fonction du temps dans les zones d'intérêt.

Il convient de vérifier les hypothèses relatives aux propriétés du matériau par des essais en laboratoire à l'aide d'éprouvettes issues de parties représentatives des composants à des emplacements sensibles à l'existence de défauts et on doit répondre à la question de savoir si toutes les incertitudes applicables liées au matériau peuvent être quantifiées. Les effets de séquençement de charge qui peuvent avoir une incidence sur les vitesses de propagation des fissures peuvent également faire l'objet d'une étude.

La prise en compte de ces incertitudes à l'aide de méthodes probabilistes permet de les mettre en œuvre dans les concepts d'évaluation de la résistance existants en tant que méthode supplémentaire.

8 Données relatives aux matériaux pour la conception à partir d'essais

8.1 Qualification des matériaux

Pour la qualification des données relatives à de nouveaux matériaux métalliques (résistance statique et à la fatigue), il est important que les éprouvettes soient représentatives de la production et de la construction. Cela inclut la possibilité de défauts de production pertinents ainsi que des tolérances de production et doit prendre en compte différentes charges et différents fabricants.

Une étude est exigée quand:

- un matériau n'est pas réglementé dans des normes spécifiques;
- le matériau n'est pas entièrement décrit dans les normes;
- des valeurs de résistance différentes de celles spécifiées dans les normes doivent être utilisées;
- les courbes S/N ont été déterminées à partir d'essais.

Les laboratoires d'essai des matériaux doivent suivre les procédures définies dans l'ISO/IEC 17025.

Des méthodes statistiques appropriées doivent être utilisées pour assurer que la probabilité de survie exigée est atteinte avec le niveau de confiance exigé (voir le Tableau 5 et le Tableau 6). Les erreurs systématiques et aléatoires doivent être étudiées et décrites. L'incertitude due à la quantité limitée d'échantillons doit être prise en compte dans l'évaluation statistique.

L'effet de l'épaisseur des parois doit être pris en compte dans les essais par l'extraction d'échantillons d'épaisseurs de parois pertinentes. Des facteurs de réduction doivent être appliqués conformément aux codes de conception respectifs dans le cas d'effets qui ne peuvent pas être pris en compte dans les essais. En variante, les facteurs de réduction peuvent être déterminés par des essais sur les matériaux.