

BÖENBELASTUNG VON UL-FLUGZEUGEN DURCH DEN TURBULENTEN NACHLAUF VON WINDENERGIEANLAGEN

BÖENBELASTUNG VON UL-FLUGZEUGEN DURCH DEN TURBULENTEN NACHLAUF VON WINDENERGIEANLAGEN

Nabenhöhen zwischen 119 und 123 m

Dr. Jonas Schmidt

Dr. Elia Daniele

Dr. Bernhard Stoevesandt

Fraunhofer Institut für Windenergie und Energiesystemtechnik, IWES
in Kassel, Bremerhaven und Oldenburg

Projektnummer: 14-511-053

Projektpartner: BMR Windenergie GmbH & Co. KG

15. Oktober 2014

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung und Übersicht	4
2	Methode	4
2.1	Nachlaufmodellierung und -berechnung	4
2.1.1	Reduktion auf eine einzelne, freistehende WEA	4
2.1.2	Modellierung der WEA durch Wirkscheibenmodell	5
2.1.3	Strömungsberechnung mittels RANS und $k - \epsilon - f_P$ Turbulenzmodell	5
2.1.4	Einlaufende Wind- und Turbulenzprofile	5
2.1.5	Rechengitter und Gleichungslöser	6
2.2	Bestimmung der maximalen Böengeschwindigkeit	6
2.3	Das Referenz-UL-Flugzeug	6
2.4	Berechnung von Böenlastvielfachen	7
2.5	Prüfkriterien	8
3	Resultate für 13.3 m/s Windgeschwindigkeit in Nabenhöhe	9
3.1	Einlaufende Profile	9
3.2	Simulationsergebnisse	9
3.3	Maximale Lastfaktoren	10
3.4	Prüfkriterien	12
4	Resultate für 7.2 m/s Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe	14
4.1	Einlaufende Profile	14
4.2	Simulationsergebnisse	14
4.3	Maximale Lastfaktoren	14
4.4	Prüfkriterien	14
5	Interpolation für andere Windgeschwindigkeiten	15
6	Vergleich mit der vorangegangenen Studie	16
7	Flugempfehlungen oberhalb 50 m Höhe	16
8	Zusammenfassung	17
A	Empfohlene Minimal- und Maximalfluggeschwindigkeiten	19
B	V-n-Diagramm	19

Abbildungsverzeichnis

1	Änderung des Anstellwinkels durch senkrecht einströmende Böe	8
2	Windprofile	10
3	Simulationsergebnis GE2.5 xz-Ebene	11
4	Simulationsergebnis GE2.5 xy-Ebene	11
5	Simulationsergebnisse Rotorachse	12
6	Simulationsergebnisse Böengeschwindigkeit	13
7	Lastfaktoren $V = V_C$	13
8	Minimale und maximale Fluggeschwindigkeit	13
9	Min.- und maximale Fluggeschwindigkeit mit Sicherheitsfaktor	16
10	Windprofile bei 7.2 m/s Windgeschwindigkeit	19
11	Simulationsergebnis GE2.5 xy-Ebene, 7.2 m/s Windg.	20
12	Simulationsergebnisse $U_{Böe}$ und Δn , 7.2 m/s Windg.	20
13	V-n Diagramm des UL-Flugzeugtyps ‚Ikarus C-22‘	22
14	Daten des UL-Flugzeugtyps ‚Ikarus C-22‘	23

Tabellenverzeichnis

1	Daten des UL-Flugzeugtyps Ikarus C-22	7
2	Der Faktor γ und d_{min}	15
3	Minimal- und Maximalfluggeschwindigkeiten	21

Abkürzungen und Symbole

a	Induktionsfaktor der WEA
α	Anstellwinkel
a_n	Böenliniensteigung
c_A	Auftriebsbeiwert
$c_{A,\alpha}$	Auftriebsanstieg des Flügels im Bogenmaß
c_p	Leistungsbeiwert
c_{red}	Reduktionsfaktor
c_t	Schubbeiwert
D, D	Rotordurchmesser
ΔU	Windgeschwindigkeitsdefizitvektor im Nachlauf
ϵ	Turbulente Dissipation
g	Erdbeschleunigung
I	Turbulenzintensität
k	Abminderungsfaktor
k	Turbulente kinetische Energie
Λ	Spannweite
l_m	Mittlere Flügeltiefe
μ	Relative Flugzeugmassendichte
n	Böenlastvielfaches
n_{max}	Maximales Böenlastvielfaches
N	Krafteinheit Newton
P	Elektrische Leistung
rad	Radiant, Winkeleinheit im Bogenmaß
RANS-Gleichungen	Reynolds-Averaged-Navier-Stokes-Gleichungen
ρ_0	Luftdichte in Meereshöhe
S	Flügelfläche
$U_{Böe}$	Maximale Böenwindgeschwindigkeit
U_N	Windgeschwindigkeit auf Nabenhöhe
$U_{N,0}$	Referenzwindgeschwindigkeit auf Nabenhöhe
\mathbf{U}_0	Windgeschwindigkeitsvektor ohne WEA
U_{Nabe}	Windgeschwindigkeit in Nabenhöhe
U'	Turbulente Windgeschwindigkeit
$U(z)$	Horizontale Windgeschwindigkeitskomponente
V	Fluggeschwindigkeit, relativ zur Umgebungswindgeschwindigkeit
V_A	n_{max} -Bezugsgeschwindigkeit
V_C	Reisegeschwindigkeit
V_D	Maximalgeschwindigkeit (<i>Diving</i>)
V_{max}	Empfohlene Maximalfluggeschwindigkeit im Sink- und Steigflug
V_{min}	Empfohlene Minimalfluggeschwindigkeit
V_{SO}	Aerodynamische Minimalgeschwindigkeit
W	Gewichtskraft
WEA	Windenergieanlage
z	Höhe über Grund in m
z_0	Rauhigkeitslänge

1 Einleitung und Übersicht

Ziel dieser Untersuchung ist die Bestimmung des Gefährdungspotenzials von Windenergieanlagen (WEA) für Ultraleicht-Flugzeuge (UL-Flugzeuge). Hintergrund ist die Planung eines Windparks in der Nähe des Sonderflugplatzes Linnich-Boslar durch die Firma BMR Windenergie GmbH. Die vorliegende Studie ist die Wiederaufnahme der vorangegangenen Untersuchung aus dem Jahre 2012 [1]. Sie entspricht dem aktuellen Stand der Forschung und ersetzt die frühere Studie.

Die potentielle Gefährdung während des Flugbetriebs geht von aerodynamischen Wirbelsystemen hinter den Windenergieanlagen aus, im Folgenden Nachlauf genannt. Darunter versteht man den bekannten Effekt der Ausbildung einer Zone mit signifikant erhöhter Turbulenzintensität und verminderter mittlerer Windgeschwindigkeit hinter dem Rotor einer Windenergieanlage. Der Nachlauf kann sich über eine Länge von mehr als dem Zwanzigfachen des Rotordurchmessers erstrecken, bei abklingender Signifikanz. Form und Dissipation des Nachlaufs werden maßgeblich von der Turbulenzintensität der Umgebung beeinflusst. Für wissenschaftliche Übersichtsartikel zum Thema Nachlauf von WEA sei auf [2,3] verwiesen.

Kern dieser Studie ist die numerische Simulation des Strömungsverlaufs hinter dem Rotor einer Windenergieanlage. Dessen Einfluß auf typische einströmende Windgeschwindigkeitsprofile wird dazu mittels der Wirkscheibenmethode (engl. ‚actuator disc method‘) modelliert. Aus den Simulationsergebnissen werden die maximalen Lastfaktoren als Funktion des Abstands vom Rotorzentrum in der gesamten Rechendomäne bestimmt. Statt einer expliziten Restriktion auf die Flugtrajektorien wie in [1] verfolgen wir somit hier diese allgemeinere Vorgehensweise, welche maximal konservative Schlussfolgerungen zulässt und weniger abhängig von der konkreten Windparkkonfiguration ist.

Folgende Typen von Windenergieanlagen werden im Folgenden untersucht:

- **Senvion 3.2M:** Rotordurchmesser 114 m; Nabenhöhe 123 m; Nennleistung 3.2 MW
- **Vestas V112:** Rotordurchmesser 112 m; Nabenhöhe 119 m; Nennleistung 3.075 MW
- **Nordex N117:** Rotordurchmesser 117 m; Nabenhöhe 120 m; Nennleistung 2.4 MW
- **GE 2.5 SL:** Rotordurchmesser 120 m; Nabenhöhe 120m; Nennleistung 2.5 MW

Als Referenzflugzeug wird wie in [1] der Flugzeugtyp ‚Ikarus C-22‘ verwendet. Es werden die Anforderungen der Richtlinie *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes* [4] der *European Aviation Safety Agency* aus Abschnitten 333 und 341 bezüglich Böenlastfaktoren untersucht (vgl. auch [5]). Dabei werden ausschließlich in Flugzeugnormalrichtung einwirkende Böen, welche vom Nachlauf einzelner, freistehender Windenergieanlagen herrühren, berücksichtigt. Eine detaillierte und/oder dynamische Flugzeug- und Lastmodellierung ist nicht Teil der vorliegenden Untersuchung.

2 Methode

2.1 Nachlaufmodellierung und -berechnung

2.1.1 Reduktion auf eine einzelne, freistehende WEA

Die Berechnung des Windfeldes innerhalb eines Windparks bzw. in seiner unmittelbaren Umgebung ist Gegenstand aktueller Forschungsarbeit. Obwohl die Überlagerung der Nachlaufeffekte mehrerer WEA nicht-trivial und insbesondere nicht-linear ist, kann hier auf die Modellierung des gesamten Windparks verzichtet werden. Es ist zu erwarten, dass die dem Flugzeug nächstgelegenen WEA den größten Turbulenzbeitrag liefert und dass der Anteil der dahinter gelegenen WEA mit deren Entfernung abklingt.

2.1.2 Modellierung der WEA durch Wirkscheibenmodell

In dieser Untersuchung wird der Einfluß der WEA auf das einströmende Windfeld durch das Wirkscheibenmodell modelliert. Gemäß der Standardimplementierung in der Software OpenFOAM, Version 2.1.1, wird aus Leistungs- und Schubbeiwert die Gesamtkraft des Rotors berechnet, und dann gleichmäßig auf die entsprechenden Zellen am Ort des Rotors im Rechengitter verteilt. Die entsprechenden Beiwerte werden aus den Leistungs- und Schubbeiwertkurven für die in der Simulation vorliegende Windgeschwindigkeit im Abstand $2D$ vor dem Rotor entnommen.

2.1.3 Strömungsberechnung mittels RANS und $k - \epsilon - f_P$ Turbulenzmodell

Die Ergebnisse dieser Untersuchung beruhen auf Lösungen zeitlich gemittelter Navier-Stokes-Gleichungen, den sogenannten Reynolds-Averaged-Navier-Stokes-Gleichungen (RANS Gleichungen). Turbulenzen werden mit dem sogenannten $k - \epsilon - f_P$ Turbulenzmodell modelliert [6]. Dieses beruht auf der Einführung und Berechnung der Größen

$$\text{Turbulente kinetische Energie } k, \quad [k] = \text{m}^2 \text{s}^{-2}, \quad (1)$$

$$\text{Turbulente Dissipation } \epsilon, \quad [\epsilon] = \text{m}^2 \text{s}^{-3}, \quad (2)$$

sowie einer Korrektur der turbulenten Viskosität gemäß des rotor erzeugten Windgeschwindigkeitsgradienten.

Aus den obigen beiden Feldern und der lokalen Windgeschwindigkeit U lassen sich dann die charakteristische Turbulenzgeschwindigkeit U' und die Turbulenzintensität I wie folgt berechnen:

$$\text{Turbulenzgeschwindigkeit } U' = \sqrt{\frac{2}{3}k}, \quad [U'] = \text{m s}^{-1}, \quad (3)$$

$$\text{Turbulenzintensität } I = \frac{U'}{U}, \quad [U] = \text{m s}^{-1}, \quad [I] = 1. \quad (4)$$

Als Modellkonstanten wurden Konstanten $C_\mu = 0.033$, $C_1 = 1.176$, $C_2 = 1.92$, $C_R = 4.5$ gewählt.

2.1.4 Einlaufende Wind- und Turbulenzprofile

Aufgrund beinahe konstanter Höhenwerte am Standort Linnich-Boslar sind die durch das komplexe Gelände verursachte Effekte vernachlässigbar. Die von der Bodenoberfläche induzierten Turbulenzen werden durch die Wahl der

$$\text{Rauhigkeitslänge } z_0 = 5 \text{ cm} \quad (5)$$

Bewuchs kann höher als 5cm sein.

modelliert. Die Rauhigkeitslänge bestimmt die Höhenabhängigkeit der horizontalen eingehenden Windgeschwindigkeit sowie die Randbedingungen am Boden und der vertikalen Begrenzung des Simulationsgebietes.

Es werden in dieser Studie zwei Windgeschwindigkeitsvorgaben im Rahmen von numerischen Simulationen realisiert:

- **Fall A:** 13.3 m/s in 120 m Höhe
- **Fall B:** 7.2 m/s in 120 m Höhe

Alle in die Simulationsdomäne einlaufenden Profile wurden für beide Vorgaben durch einen eigenen konsistenten Simulationsvorlauf mit zyklischen Randbedingungen in beiden horizontalen Richtungen ermittelt. Dazu wurde der OpenFOAM-Löser `boundaryFoam` verwendet. Hierbei wurde

ein Massenstrom vorgegeben, welcher einem log-Profil für die horizontaler Windgeschwindigkeit $U(z)$ entspricht,

$$U(z) = \frac{u^*}{0.41} \ln \left(\frac{z + z_0}{z_0} \right) . \quad (6)$$

Die Schubspannungsgeschwindigkeit u^* wird durch Vorgabe der Windgeschwindigkeit in einer Referenzhöhe von 120 m fixiert.

Im Fall A laufen alle vier untersuchten Turbinentypen nahe maximaler Induktion, es kann also näherungsweise der maximale Nachlaufeffekt erwartet werden. Bei geringeren Windgeschwindigkeiten in Nabenhöhe, so etwa im Fall B, ist mit einer Reduktion des Effekts zu rechnen.

In der vorausgegangenen Studie [1] wurden ebenfalls log-Profile für die einlaufende Windgeschwindigkeit untersucht, mit 4.7 m/s sowie 14.4 m/s in Nabenhöhe. Diese Werte wurden ohne Berücksichtigung der maximalen Induktion gewählt. Hier wird wie in Abschnitt 5 beschrieben vom Fall maximaler Induktion auf andere Windgeschwindigkeiten interpoliert. Darüber hinaus wurden in [1] die Randbedingungen für die Felder k und ϵ fest vorgegeben, während hier eine selbstkonsistente Lösung angelegt wurde. Beide Änderungen der Randbedingungen stellen eine Verbesserung der Simulationsmethode dar und lassen demnach realistischere Ergebnisse erwarten.

2.1.5 Rechengitter und Gleichungslöser

Die RANS-Gleichungen wurden numerisch auf einem Gitter mit 2.1 Millionen Zellen simuliert, welches ein physikalisches Gebiet der Ausmaße $3300 \text{ m} \times 1800 \text{ m} \times 1000 \text{ m}$ repräsentiert. Der Nahbereich des Rotors wurde in zwei Stufen verfeinert, die Wirkscheibe wurde danach mit etwa 1800 Zellen abgebildet.

Zur Lösung wurde die Software ‚OpenFOAM 2.1.1‘ und darin der Standard-Löser `simpleFoam` verwendet, mit Quellterm gemäß der beschriebenen Rotorwirkscheibe.

2.2 Bestimmung der maximalen Böengeschwindigkeit

Der Nachlauf einer Windenergieanlage wirkt sich sowohl auf die lokale mittlere Windgeschwindigkeit \mathbf{U} hinter dem Rotor aus, als auch auf die Turbulenzwindgeschwindigkeit U' . Bei der hier gewählten Rechenmethode ist letztere ebenfalls nur im zeitlichen Mittel zugänglich, und auch nur als skalare Größe. Richtung und Frequenz der Fluktuation um den Mittelwert sind demnach nicht aus den Simulationsergebnissen extrahierbar.

Die zeitlich gemittelte Windgeschwindigkeit hinter dem Rotor ändert sich mitunter plötzlich beim Nachlaufdurchflug. Daher wird hier der Änderungsvektor

$$\Delta \mathbf{U} = \mathbf{U} - \mathbf{U}_0 \quad (7)$$

der mittleren Windgeschwindigkeit, verglichen mit der Windgeschwindigkeit \mathbf{U}_0 bei ausgeschalteten WEA, als effektive Böe mitberücksichtigt. Insgesamt ergibt sich die maximale Böengeschwindigkeit zu

$$U_{\text{Böe}} = |\Delta \mathbf{U}| + U' . \quad (8)$$

2.3 Das Referenz-UL-Flugzeug

Als Referenz-UL-Flugzeug wird in dieser Untersuchung das Modell ‚Ikarus C-22‘ festgelegt, mit technischen Daten wie in Tabelle 1 bzw. Abb. 14. Das V-n-Diagramm für diesen Flugzeugtyp ist in Abb. 13 wiedergegeben.

Masse	m	427	kg
Fläche	S	15,2	m ²
Mittlere Flügeltiefe	l_m	1,5	m
Flügelspannweite	Λ	10,0	m
Reisegeschwindigkeit (engl. „cruise velocity“)	V_c	33,0	m s ⁻¹
Relative Flugzeug-Massendichte	μ	4,8009	
Abminderungsfaktor	k	0,4183	
Auftriebsanstieg des Flügels (Bogenmaß)	$c_{A,\alpha}$	6,369	

Tabelle 1: Daten des UL-Flugzeugtyps „Ikarus C-22“.

2.4 Berechnung von Böenlastvielfachen

Der durch Turbulenzen (Böen) generierte Lastfaktor Δn ist definiert als die auf die Gewichtskraft W bezogene Änderung der Auftriebskraft ΔL durch eine Böe,

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{W}, \quad W = mg, \quad [\Delta n] = 1, \quad [W] = N, \quad (9)$$

mit Flugzeugmasse m in kg und Erdbeschleunigung $g = 9.81 \text{ m s}^{-2}$. Die einheitenlose Größe

$$n = 1 + \Delta n, \quad [n] = 1, \quad (10)$$

wird dann als Böenlastvielfaches bezeichnet. Die maximal zulässigen Böenlastvielfachen in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit lassen sich dem V-n-Diagramm aus Anhang B entnehmen.

Die durch eine Böe vermittelte Auftriebskraft ΔL ist gemäß [4], Abschnitt 341, zu beschreiben durch den Ausdruck

$$\Delta L = \frac{1}{2} k \rho_0 S U_{Böe}^2 V c_{A,\alpha}, \quad [L] = N, \quad (11)$$

wobei

$$\text{Luftdichte in Meereshöhe } \rho_0 = 1.225 \text{ kg m}^{-3},$$

$$\text{Abminderungsfaktor } k = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu}, \quad [k] = 1,$$

$$\text{Relative Flugzeug-Massendichte } \mu = \frac{2m/S}{\rho_0 l_m c_{A,\alpha}}, \quad [\mu] = 1,$$

$$l_m = \text{Mittlere Flügeltiefe}, \quad [l_m] = \text{m},$$

$$S = \text{Flügelfläche}, \quad [S] = \text{m}^2,$$

$$U_{Böe} = \text{Böengeschwindigkeit}, \quad [U_{Böe}] = \text{m s}^{-1},$$

$$V = \text{Relative Fluggeschwindigkeit}, \quad [V] = \text{m s}^{-1},$$

$$c_{A,\alpha} = \text{Auftriebsanstieg des Flügels (Bogenmaß)}, \quad [c_{A,\alpha}] = 1.$$

Der obige Ausdruck (10) beruht auf der Annahme kleiner Anstellwinkel α , so dass die Abhängigkeit des Auftriebskoeffizienten c_A vom Anstellwinkel α näherungsweise linear ist, $c_A = c_{A,\alpha} \alpha$. Dieses ist für

$$\alpha < 10^\circ \quad (12)$$

gegeben [7]. In diesem Bereich (12) ist eine Linearisierung des Tangens zulässig. Eine Änderung des Anstellwinkels $\Delta\alpha$ durch eine senkrecht zur Fluggeschwindigkeit V einströmende Böe mit Windgeschwindigkeit $U_{Böe}$, vgl. Abb. 1, lässt sich für solche Winkel schreiben als

$$\Delta\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{U_{Böe}}{V} \right) \approx \frac{U_{Böe}}{V}, \quad [\Delta\alpha] = \text{rad}. \quad (13)$$



Abbildung 1: Änderung des Anstellwinkels durch senkrecht einströmende Böe, Bild aus [7]. Im Bild wurde statt $U_{Böe}$ die Bezeichnung U verwendet.

Eine Überschreitung des Bereichs (13) ist wegen $U_{Böe} \ll V$ nicht zu erwarten.

Durch die Bestimmung der maximalen Böengeschwindigkeit $U_{Böe}$ am Flugzeug bei Durchflug des Nachlaufs einer WEA lässt sich also aus Gleichung (10) das Böenlastvielfache bestimmen. Ein Vergleich mit den V-n-Diagrammen in Anhang B erlaubt dann eine Abschätzung der dadurch entstehenden Lasten auf das UL-Flugzeug.

2.5 Prüfkriterien

Das V-n-Diagramm des gewählten Referenzflugzeugs ist in Abb. 13 wiedergegeben. Nach Bestimmung der maximalen Böengeschwindigkeit $U_{Böe}$ aus den Simulationsergebnissen gemäß Gleichung (8) wird für eine gegebene Fluggeschwindigkeit V der Lastfaktor n nach Gleichungen (9) – (11) bestimmt. Eine Gefährdung ist gegeben, falls das Resultat außerhalb des erlaubten Bereichs im V-n-Diagramm liegt.

Das V-n-Diagramm definiert folgende Bedingungen für den Fall $n \geq 0$ (vgl. Abgn. 13 und 14):

1. Die Fluggeschwindigkeit ist nicht geringer als $V_{SO} = 18.3$ m/s,

$$V > V_{SO} . \quad (14)$$

2. Die Fluggeschwindigkeit übersteigt $V_D = 46.2$ m/s nicht,

$$V < V_D , \quad (15)$$

3. Im Geschwindigkeitsbereich zwischen $V_A = 36.5$ m/s und V_D gilt

$$1 + \Delta n < n_{\max} = 4 \quad \text{für} \quad V_A < V < V_D . \quad (16)$$

4. Unterhalb von V_A gilt

$$1 + \Delta n < 4 \left(\frac{V}{V_A} \right)^2 \quad \text{für} \quad V \leq V_A . \quad (17)$$

5. Für UL-Flugzeuge in Flugplatznähe ist bei Lande- und Abflugvorgängen

$$1 - \Delta n \geq 0 \quad (18)$$

einzuhalten.

Die Bedingungen 1 und 2 beziehen sich allein auf die Fluggeschwindigkeit V . Diese ist in der vorliegenden Untersuchung unabhängig von der senkrecht einwirkenden Böe, damit bedarf es hier keiner weiteren Prüfung.

Bedingung 3 ist eine Bedingung an die durch den Windturbinennachlauf erzeugte Böengerade mit Böenliniensteigung a_n im V-n-Diagramm (vgl. Gl. (11)),

$$n = 1 + a_n V, \quad a_n = \frac{k \rho_0 S c_{A,\alpha}}{2mg} U_{B\ddot{o}e} = 0.006 \text{ m}^{-1} \text{ s} \left(\frac{U_{B\ddot{o}e}}{1 \text{ m s}^{-1}} \right), \quad [a_n] = \text{m}^{-1} \text{ s}. \quad (19)$$

Für gegebene Böengeschwindigkeit $U_{B\ddot{o}e}$ ist a_n konstant. Die obere Grenze (16) bei $V = V_D$ ergibt damit die Bedingung

$$U_{B\ddot{o}e} < \frac{2mg}{k \rho_0 S c_{A,\alpha}} \frac{n_{\max} - 1}{V_D} = 11.0 \text{ m s}^{-1} \quad (20)$$

Bedingung 4 beschreibt die aerodynamische Gültigkeitsgrenze des V-n-Diagramms. Der quadratisch mit der Fluggeschwindigkeit ansteigende Zusammenhang rührt von der Auftriebskraft $L \sim V^2$ her, mit maximalen Auftriebsbeiwert $C_{a+} = 1.35$. Damin lässt sich eine Minimalgeschwindigkeit V_{\min} berechnen:

$$V > V_{\min}, \quad V_{\min} = \frac{V_A}{2} \left(\frac{1}{4} a_n V_A + \sqrt{\frac{1}{16} a_n^2 V_A^2 + 1} \right). \quad (21)$$

Bedingung 5 schliesst negativen Auftriebskräfte während des Lande- und Abflugvorgangs aus. Daraus folgt eine Maximalgeschwindigkeit V_{\max} :

$$V < V_{\max}, \quad V_{\max} = \frac{1}{a_n} = 168.9 \text{ m s}^{-1} \left(\frac{U_{B\ddot{o}e}}{1 \text{ m s}^{-1}} \right)^{-1}. \quad (22)$$

Der Minimalabstand vom Rotorzentrum d_{\min} während Lande- und Abflugvorgängen ergibt sich mit (21) und (22) aus der Bedingung

$$V_{\min}(d_{\min}) = V_{\max}(d_{\min}) = \frac{V_A}{\sqrt{2}} = 25.8 \text{ m s}^{-1} \quad \text{bzw.} \quad U_{B\ddot{o}e}(d_{\min}) = 6.55 \text{ m s}^{-1}. \quad (23)$$

Das Nichterreichen der maximale Böenwindgeschwindigkeit $U_{B\ddot{o}e}(d_{\min}) = 6.55 \text{ m/s}$ für einen Rortypen entspricht $d_{\min} = 0$.

3 Resultate für 13.3 m/s Windgeschwindigkeit in Nabenhöhe

3.1 Einlaufende Profile

Die einlaufenden Profile der für die Simulation relevanten Felder \mathbf{U} , k und ϵ wurden, wie in Abschnitt 2.1.4 beschrieben, durch eine eindimensionale Vorsimulation ermittelt. Dabei wurde das log-Profil aus Gleichung (6) durch die Vorgabe einer horizontalen Windgeschwindigkeit von 13 m/s in 120 m Höhe fixiert. Die resultierenden Profile sind in Abb. 2 wiedergegeben. Es ergibt sich eine Turbulenzintensität von etwa 9 % und die realisierte Windgeschwindigkeit von $U_{N,0} = 13.3 \text{ m/s}$ in 120 m Höhe. Bei dieser Windgeschwindigkeit wird der höchste Induktionsfaktor, also die größte Böenbelastung beim Flug durch den Nachlauf der Anlage erwartet.

3.2 Simulationsergebnisse

Es wurden die in Abschnitt 1 aufgelisteten Windturbinentypen mittels der im vorherigen Abschnitt beschriebenen Methoden modelliert und mittlere Wind- und Turbulenzfelder in drei Dimensionen numerisch simuliert, für ein einlaufendes Windgeschwindigkeitsprofil mit $U_{N,0} = 13.3 \text{ m/s}$ in Nabenhöhe.

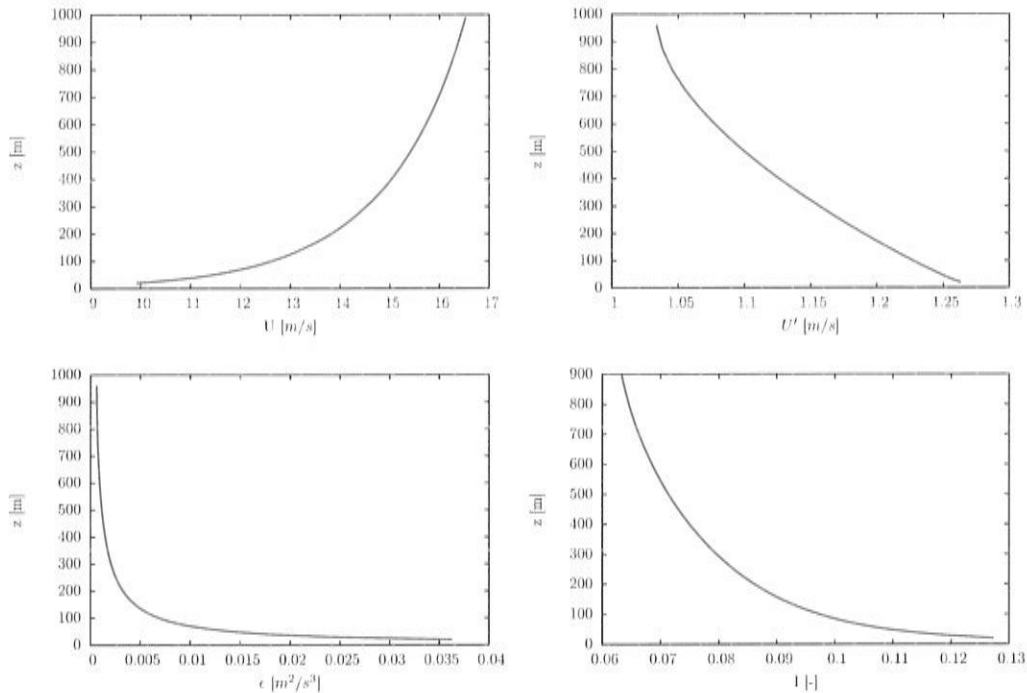


Abbildung 2: Die einlaufenden Profile der Größen U , U' , ϵ und das resultierende Profil der Turbulenzintensität I . Die Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe beträgt hier 13.3 m/s.

Abbildung 3 zeigt exemplarisch die Größe $|U|$ in der x - z -Symmetrieebene für den Anlagentyp GE2.5. Schnitte durch die Felder $|U|$ und U' auf Nabenhöhe für denselben Anlagentyp sind in Abb. 4 abgebildet. Dieselben Größen sind für alle vier untersuchten Anlagentypen entlang der jeweiligen Rotorachse in Abb. 5 dargestellt. Während der Abfall der mittleren Windgeschwindigkeit im Nahbereich des Rotors dominiert, überwiegen im weiteren Verlauf für Abstände größer $5D$ schließlich Turbulenzeffekte.

Die maximale Böengeschwindigkeit $U_{B\ddot{o}e}$ aus Gleichung (8) für die vier Rotortypen als Funktion des Abstandes vom Rotorzentrum und der Höhe ist in Abb. 6 gezeigt. Das Maximum $U_{B\ddot{o}e} = 6.8$ m/s wird für den Rotor vom Typ GE2.5 bei etwa $x = 1.25D$ erreicht, danach klingt die Böengeschwindigkeit rasch mit der Distanz vom Rotor ab. Nachlaufböen sind im Höhenbereich

$$50 \text{ m} \leq z \leq 200 \text{ m} \quad (24)$$

zu erwarten.

3.3 Maximale Lastfaktoren

Die aus den maximalen Böengeschwindigkeit $U_{B\ddot{o}e}$ berechneten Böenlastfaktoren Δn für die vier Turbinentypen sind in Abbildung 7 für Fluggeschwindigkeit $V = V_C = 33$ m/s als Funktion vom Abstand zum Rotorzentrum dargestellt. Die Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit ist nach Gleichung (11) linear. Die untersuchten Turbinentypen geben vergleichbare Resultate.

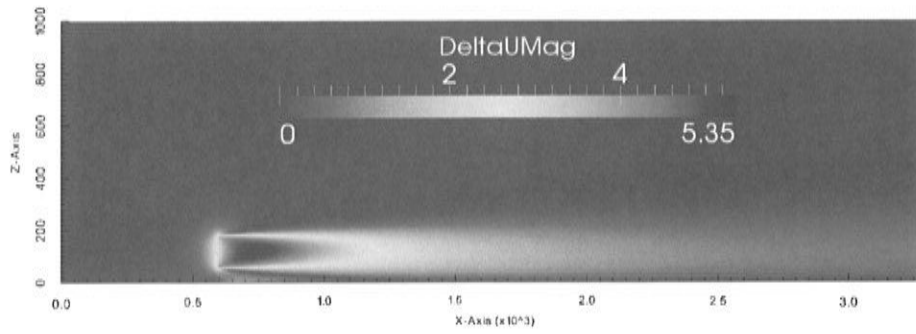


Abbildung 3: Die Größe $|\Delta U|$ in m/s für den Turbinentyp GE2.5 in der x-z-Symmetrieebene. Die Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe beträgt hier 13.3 m/s.

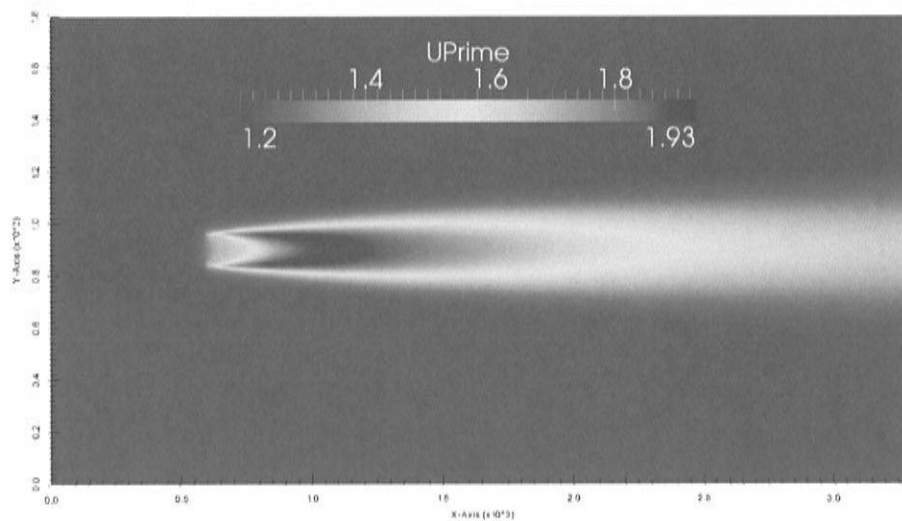
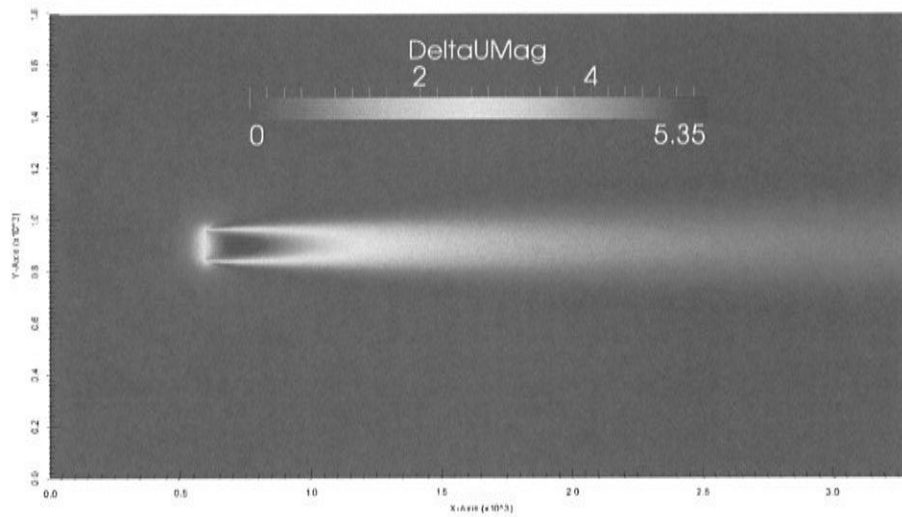


Abbildung 4: Die Größen $|\Delta U|$ und U' in m/s für den Turbinentyp GE2.5 in der x-y-Ebene auf Nabenhöhe. Die Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe beträgt hier 13.3 m/s.

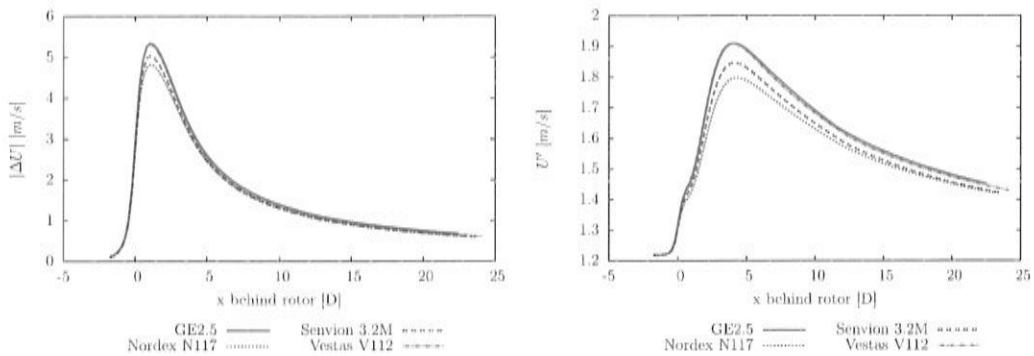


Abbildung 5: Die Größen $|\Delta U|$ und U' aller vier untersuchten Turbinentypen entlang der Rotorachse. Die Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe beträgt hier 13.3 m/s.

3.4 Prüfkriterien

Zu prüfen sind nach Abschnitt 2.5 die Bedingungen (20)–(22).

Gemäß Abbildung 6 liegt die maximale durch die untersuchten Windenergieanlagen induzierte Böengeschwindigkeit bei $U_{Böe} = 6.8$ m/s. Damit ist Bedingung (20) in allen Fällen erfüllt; der maximale Böenlastfaktor $n_{max} = 4$ wird in keinem Fall überschritten.

Die aerodynamische Grenze des V-n-Diagramms bedingt nach Gleichung (21) eine minimale Fluggeschwindigkeit, dargestellt in Abb. 8 (links) als Funktion des Abstandes vom Rotorzentrum. Bei Normalflug auf konstanter Höhe mit Reisegeschwindigkeit $V_C = 33$ m/s wird diese minimale Geschwindigkeit niemals unterschritten.

Die Geschwindigkeit beim Anstieg nach dem Abflug liegt für den gewählten Referenzflugzeugtyp typischerweise bei 22 – 24 m/s. Beim Anflug vor der Landung wird die Geschwindigkeit von etwa 25 m/s auf 15 m/s Aufsetzgeschwindigkeit gedrosselt, während das Flugzeug an Höhe verliert. In Rotornähe bei einer Höhe zwischen 50 und 200 m (vgl. Abschnitt 3.2) kann diese Fluggeschwindigkeit unterhalb der berechneten Minimalgeschwindigkeit liegen. Bei geringerer Windgeschwindigkeit ist allerdings eine Reduktion des Effekts zu erwarten, siehe Abschnitt 5.

Fluggeschwindigkeit unterhalb Minimalgeschwindigkeit

Während des An- und Abflugs in Flugplatznähe gilt zusätzlich Bedingung (18), die maximale Fluggeschwindigkeit (22) ableiten lässt. Diese ist in Abb. 8 dargestellt (rechts). Für Windenergieanlagen vom Typ GE2.5 oder Vestas V117 schneiden sich die minimale und die maximale Fluggeschwindigkeit bei 25.8 m/s und einem Mindestabstand vom Rotorzentrum

$$d_{min} = 2.15 D \quad (25)$$

Passt nicht zu Tabelle 3, S.21. Dort sind 27m/s bei ca.3,5D angegeben.

Dieser Mindestabstand hängt von der Windgeschwindigkeit in Nabennähe ab. Rechmensch kann dieser für geringere Windgeschwindigkeit komplett verschwinden, von einer Unterschreitung von $d_{min} = 2D$ wird jedoch generell abgeraten.

Zusammengenommen ergibt $V_{min} \leq V \leq V_{max}$ einen abstandsabhängigen Fluggeschwindigkeitskorridor für den An- und Abflug durch den Nachlauf einer WEA in Flugplatznähe. In Abb. 9 (rechts) sind die Kurven der Minimal- und Maximalfluggeschwindigkeit inklusive 10 % Sicherheitsauf- bzw. abschlag aufgeführt, die entsprechenden numerischen Werte sind in Tabelle 3 aufgelistet.

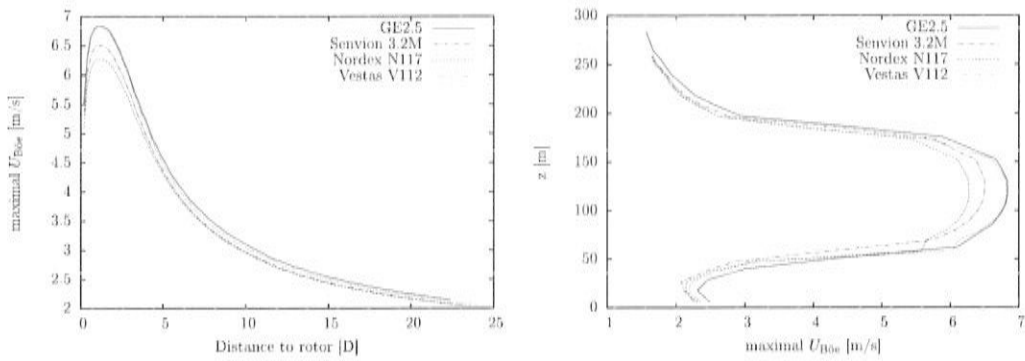


Abbildung 6: Die maximale Böengeschwindigkeit $U_{Böe}$ als Funktion der Distanz zum Rotorzentrum, nicht notwendigerweise auf der Rotorachse (links), und der Höhe z (rechts). Die Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe beträgt hier 13.3 m/s.

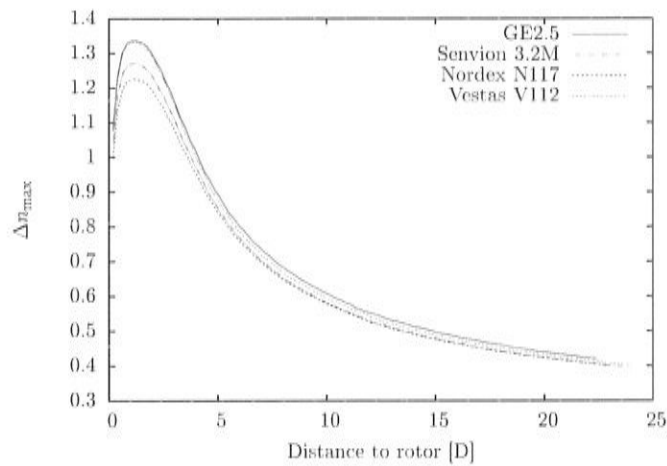


Abbildung 7: Die maximalen Lastfaktoren Δn als Funktion des Abstands vom Rotorzentrum, nicht notwendigerweise auf der Rotorachse, bei Fluggeschwindigkeit $V = V_C = 33$ m/s. Die Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe beträgt hier 13.3 m/s.

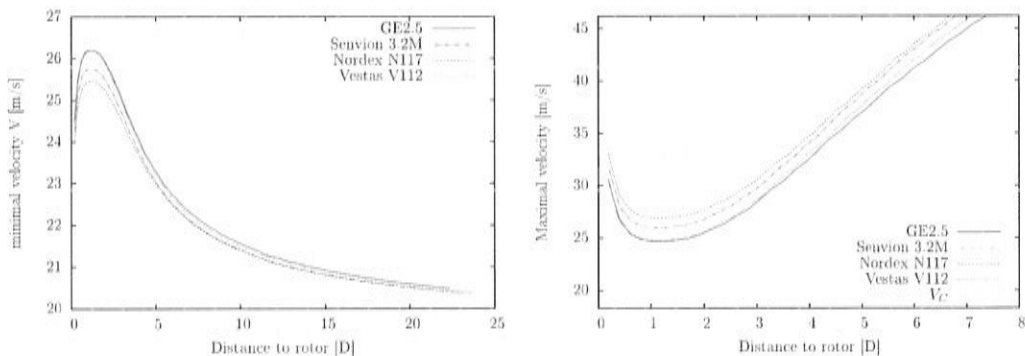


Abbildung 8: Die minimale (links) und die maximale (rechts) Fluggeschwindigkeit als Funktion des Abstands vom Rotorzentrum, nicht notwendigerweise auf der Rotorachse. Die Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe beträgt hier 13.3 m/s. Die Einhaltung der maximalen Fluggeschwindigkeit beschränkt sich auf An- und Abflugvorgänge.

4 Resultate für 7.2 m/s Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe

4.1 Einlaufende Profile

Die einlaufenden Profile der für die Simulation relevanten Felder U , k und ϵ wurden, wie in Abschnitt 2.1.4 beschrieben, durch eine eindimensionale Vorsimulation ermittelt. Dabei wurde das log-Profil aus Gleichung (6) durch die Vorgabe einer horizontalen Windgeschwindigkeit von 7 m/s in 120 m Höhe fixiert. Die resultierenden Profile sind in Abb. 10 wiedergegeben. Es ergibt sich eine Turbulenzintensität von etwa 9 % und die realisierte Windgeschwindigkeit von $U_{N,0} = 7.2$ m/s in 120 m Höhe.

4.2 Simulationsergebnisse

Abbildung 11 zeigt die Simulationsergebnisse in der x-y-Ebene. Die resultierende maximale Böengeschwindigkeit liegt gemäß Abb. 12 (links) bei $U_{B\ddot{o}e} = 5.0$ m/s. Sie wird bei einem Abstand von 1.2 D vom Rotorzentrum erreicht.

4.3 Maximale Lastfaktoren

Der aus der maximalen Böengeschwindigkeit $U_{B\ddot{o}e}$ berechnete Böenlastfaktor Δn für den Turbinentyp GE2.5 ist in Abbildung 12 für Fluggeschwindigkeit $V = V_C = 33$ m/s als Funktion vom Abstand zum Rotorzentrum dargestellt (rechts). Sie liegt für alle Abstände vom Rotor unterhalb von 1. Die Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit ist nach Gleichung (11) linear. Für die anderen Turbinentypen werden geringere Lastfaktoren erwartet.

4.4 Prüfkriterien

Zu prüfen sind nach Abschnitt 2.5 die Bedingungen (20)–(22).

Gemäß Abbildung 12 (links) liegt die maximale Böengeschwindigkeit bei $U_{B\ddot{o}e} = 5.0$ m/s. Damit ist Bedingung (20) in allen Fällen erfüllt; der maximale Böenlastfaktor $n_{\max} = 4$ wird in keinem Fall überschritten.

Die aerodynamische Grenze des V-n-Diagramms bedingt nach Gleichung (21) eine minimale Fluggeschwindigkeit, dargestellt in Abb. 9 (links) als Funktion des Abstandes vom Rotorzentrum, inklusive 10 % Sicherheitsaufschlag. Bei Normalflug auf konstanter Höhe mit Reisegeschwindigkeit $V_C = 33$ m/s wird diese minimale Geschwindigkeit niemals unterschritten.

Die Maximalfluggeschwindigkeit ist ebenfalls in Abb. 9 wiedergegeben (links), inklusive 10 % Sicherheitsaufschlag. Die Kurven der Minimal- und Maximalfluggeschwindigkeit schneiden sich nicht; bei einem Abstand von etwa 1 – 1.5 D entsteht für den An- und Abflug ein zulässiger Fluggeschwindigkeitskorridor von 26.1 – 30.4 m/s. Die entsprechenden numerischen Werte sind in Tabelle 3 aufgelistet.

Der Mindestabstand d_{\min} vom Rotorzentrum verschwindet demnach rechnerisch in diesem Fall. Von einer Unterschreitung von $d_{\min} = 2D$ wird dennoch generell abgeraten.

U_{10} [m/s]	U_{Nabe} [m/s]	γ [-]	d_{min} [D]
< 3.00		-0.46	2.0
3.00	4.40	-0.46	2.0
3.50	5.14	-0.34	2.0
4.00	5.87	-0.22	2.0
4.50	6.60	-0.10	2.0
5.00	7.34	0.02	2.0
5.50	8.07	0.14	2.0
6.00	8.81	0.26	2.0
6.50	9.54	0.38	2.0
7.00	10.27	0.50	2.0
7.50	11.01	0.62	2.0
8.00	11.74	0.74	2.0
8.50	12.48	0.86	2.5
9.00	13.21	0.99	3.5
9.50	13.94	1.00	3.5
10.00	14.68	1.00	3.5
10.50	15.41	1.00	3.5

Tabelle 2: Der Interpolationsfaktor γ sowie der empfohlenen Mindestabstand d_{min} vom Rotorzentrum, in Abhängigkeit von der gemittelten Windgeschwindigkeit in 10 m Höhe U_{10} .

5 Interpolation für andere Windgeschwindigkeiten

Alle im Abschnitt 3 dargestellten Simulationsergebnisse und deren abgeleitete Größen beziehen sich auf das in Abbildung 2 dargestellte Windgeschwindigkeitsprofil. Dieses legt die Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe als

$$U_{N,13} = 13.3 \text{ m s}^{-1} \quad (26)$$

fest, bei welcher etwa der maximale Induktionsfaktor a , also der größte relative Nachlaufeffekt erwartet wird. In Abschnitt 4 wurde dieselbe Simulationemethodik für die Anlage vom Type GE2.5 erneut durchgeführt, für die geringere Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe

$$U_{N,7} = 7.2 \text{ m s}^{-1} . \quad (27)$$

Für andere einlaufende Windgeschwindigkeiten wird eine lineare Interpolation der Resultate vorgeschlagen, solange diese $U_{N,13}$ nicht überschreiten. Andernfalls wird für Windgeschwindigkeiten in Nabenhöhe bis zu 15.5 m/s eine Verwendung der Ergebnisse für $U_{N,13}$ empfohlen, da für den Induktionsfaktor in diesem Bereich kein wesentlicher Anstieg erwartet wird.

Die lineare Interpolation wird von einer windgeschwindigkeitsabhängigen Konstante γ bestimmt. In Abhängigkeit von der gemessenen mittlere Windgeschwindigkeit U_{10} in 10 m Höhe bedeutet dieses für eine berechnete Größe X (z.B. $X = U_{\text{Böe}}$ oder $X = V_{\text{min}}$)

$$X(U_{10}) \simeq X^{U_{N,7}} + \gamma (X^{U_{N,13}} - X^{U_{N,7}}) , \quad (28)$$

wobei sich die Größe X mit hochgestellte Bezeichnung $U_{N,7}$ bzw. $U_{N,13}$ auf das gefundene Ergebnis bei ebensolcher Windgeschwindigkeiten in Nabenhöhe bezieht. Der Interpolationsfaktor γ ist in Tabelle 2 aufgelistet.

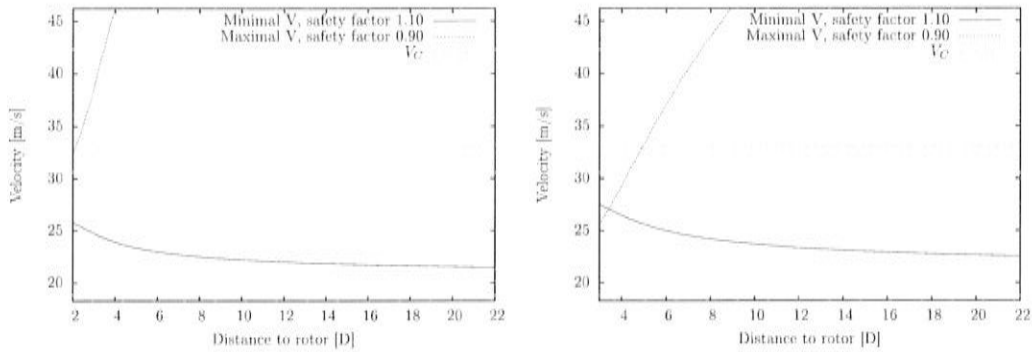


Abbildung 9: Die minimale Fluggeschwindigkeit V_{\min} und die maximale Fluggeschwindigkeit V_{\max} als Funktion des Abstands vom Rotorzentrum in Einheiten des Rotordurchmessers D , nicht notwendigerweise auf der Rotorachse, inklusive 10 % Sicherheitskorrektur. Die einlaufende Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe beträgt 7.2 m/s (links) bzw. 13.3 m/s (rechts).

6 Vergleich mit der vorangegangenen Studie

In der vorangegangenen Untersuchung [1] wurde eine schwächere Böenwindgeschwindigkeit gefunden, maximal etwa $U_{B\ddot{o}e} \lesssim 1.5$ m/s bei Fluggeschwindigkeit $V = V_C$ (vgl. [1], Abb. 7). Das entspricht einem Lastfaktor $\Delta n \lesssim 0.3$. Durch eine Reduktion auf bestimmte Flugtrajektorien und die entsprechende Windkomponente in Flugzeugnormalrichtung sank dieser Maximalwert nochmals etwa um einen Faktor 5.

Aus zweierlei Gründen wurden in der vorliegenden Untersuchung also stärkere Böenlasten gefunden: Zum einen wurde die numerische Simulation verbessert, was zu einem höheren Wert der maximalen Böengeschwindigkeit $U_{B\ddot{o}e} \lesssim 6.8$ m/s bei Fluggeschwindigkeit $V = V_C$ führte, und zum anderen wurde keine Reduktion entsprechend der Flugtrajektorie durchgeführt.

Die Verbesserung der Simulation beinhaltet die Verwendung eines aktuellen Turbulenzmodells [6], welches speziell für die Verwendung mit Wirkscheibenmodellen von Windenergieanlagenrotoren entwickelt wurde. Das in [1] verwendete Standard- $k - \epsilon$ -Turbulenzmodell ist dagegen bekannt dafür, zu schwache Nachlaufeffekte vorherzusagen. Darüber hinaus wurden selbstkonsistente Lösungen als Randbedingung für die einlaufenden Felder verwendet. Schließlich wurde die Standard-Implementierung der gleichförmigen Wirkscheibe aus OpenFOAM verwendet, da die in [1] verwendete Wirkscheibe gemäß [8] einen bekannten Implementierungsfehler enthielt.

Durch den Verzicht auf die Reduktion auf die Flugtrajektorie und die Bestimmung von höhen- und abstandsabhängigen Aussagen wird die vorliegende Untersuchung einerseits konservativer, andererseits allgemeingültiger. Für eine detaillierte Untersuchung der Flugzeugstrukturbelastung auf speziellen Flugbahnen wird die Verwendung entsprechender Flugzeugsimulationssoftware empfohlen. Dieses übersteigt jedoch den Rahmen der hier durchgeführten Analyse.

Geringe Werte in [1] durch fehlerhaftes Rechenmodell.

Fehlerhaftes Rechenmodell

Keine Untersuchungen der Belastungen auf das Flugzeug.

7 Flugempfehlungen oberhalb 50 m Höhe

Für die minimale Fluggeschwindigkeit wird ein Sicherheitsfaktor von 1.10 veranschlagt. Dieser wurde in Abb. 9 und Tab. 3 multiplikativ an die berechneten Ergebnissen für die Minimalfluggeschwindigkeiten angetragen. Für die maximale Fluggeschwindigkeit wurde ein Sicherheitsfaktor 0.90 angesetzt.

Als *relevanter Nachlaufbereich* wird im Folgenden die leeseitige Region hinter einer Windenergieanlage mit rotierendem Rotor bezeichnet, innerhalb welcher der Abstand zum Rotorzentrum weniger als $20 D$ beträgt und die Höhe mindestens $H - 0.6D$ und höchstens $H + 0.6D$. Hierbei

ist H die Nabenhöhe und D der Rotordurchmesser. Für die untersuchten Nabenhöhen ergibt sich eine Minimalhöhe des relevanten Nachlaufbereichs von etwa 50 m, vgl. dazu Abb. 6.

Aus den gefundenen Ergebnissen ergeben sich damit folgende Flugempfehlungen für die Windparkplanung mit Windenergieanlagen vergleichbar mit den hier untersuchten Modelltypen:

1. Vom Flug durch den relevanten Nachlaufbereich bei mehr als 10.5 m/s mittlerer Windgeschwindigkeit, gemessen in 10 m Höhe, wird abgeraten. Solch hohe Windgeschwindigkeiten wurden in dieser Untersuchung nicht berücksichtigt.
2. Für mittlere Windgeschwindigkeiten von 10.5 m/s oder weniger, gemessen in 10 m Höhe, ist zunächst der Interpolationsfaktor γ aus Tabelle 2 zu ermitteln. Im relevanten Nachlaufbereich sollte dann die Mindestgeschwindigkeit

$$V_{\min} = V_{\min}^{U_{N,7}} + \gamma \left(V_{\min}^{U_{N,13}} - V_{\min}^{U_{N,7}} \right), \quad (29)$$

ausgewertet für den vorliegenden Abstand vom Rotorzentrum anhand von Tabelle 3, nicht unterschritten werden.

3. Bei An- und Abflug in Flugplatznähe ist zusätzlich innerhalb des relevanten Nachlaufbereichs eine maximale Fluggeschwindigkeit einzuhalten. Diese ergibt sich aus

$$V_{\max} = V_{\max}^{U_{N,7}} + \gamma \left(V_{\max}^{U_{N,13}} - V_{\max}^{U_{N,7}} \right), \quad (30)$$

unter Verwendung der Tabellen 2 und 3.

4. Eine generelle Einhaltung eines Mindestabstands von $2 D$ vom Rotorzentrum wird empfohlen.
5. Während An- und Abflugvorgängen ist im relevanten Nachlaufbereich ein Mindestabstand vom Rotorzentrum einzuhalten, wie in Tabelle 2 in Abhängigkeit von der in 10 m Höhe gemessenen mittleren Windgeschwindigkeit aufgelistet.

Bei ungünstiger Windrichtung folgt, dass vor Eintritt in den relevanten Nachlaufbereich eine entsprechend hohe Fluggeschwindigkeit erreicht werden muss. Alternativ kann der relevante Nachlaufbereich bei niedriger Fluggeschwindigkeit unterflogen werden.

8 Zusammenfassung

? Unterfliegen bis zu 2 Km

Untersuchungsgegenstand der vorliegenden Studie war die Böenbelastung von Ultraleichtflugzeugen durch den turbulenten Nachlauf von vier marktüblichen Windenergieanlagentypen mit 2.4 – 3.2 MW Leistung und 119 – 123 m Nabenhöhe. Als Referenz-UL-Flugzeug wurde das Modell ‚Ikarus C-22‘ der Firma Comco gewählt.

Für jeden der vier Windenergieanlagentypen wurde eine numerische RANS-Strömungssimulation einer einzelnen, freistehende Anlage mit der Software OpenFOAM durchgeführt. Aus dem so gefundenen Windgeschwindigkeitsdefizit sowie der turbulenten Windgeschwindigkeit im Nachlauf der Anlage wurde die maximale Böenwindgeschwindigkeit in Abhängigkeit des Abstands vom Rotorzentrum bestimmt.

Die entsprechenden Böenlinien wurden dann mit dem V-n-Diagramm des Flugzeugs verglichen. Aus der aerodynamischen Grenze für positive Lastfaktoren wurde eine abstandsabhängige minimale Fluggeschwindigkeit ermittelt, welche im relevanten Nachlaufbereich eingehalten werden sollte. Diese Minimalgeschwindigkeit ist in Abbildung 9 dargestellt und in Tabelle 3 für einlaufende Windgeschwindigkeiten von 7.2 m/s und 13.3 m/s in 120 m Höhe aufgelistet. Für andere Windgeschwindigkeiten wurde eine lineare Interpolation vorgeschlagen, siehe Abschnitte 5 und 7.

Wie sollen die Empfehlungen praktisch eingehalten werden? Minimal- und Maximale Fluggeschwindigkeit ändern sich mit der Windgeschwindigkeit und dem Abstand zu den Windrädern.

Bei Fluggeschwindigkeiten von mindestens 28.5 m/s ist demnach der Flug in konstanter Höhe durch den Nachlauf der Windenergieanlage bei einem Mindestabstand von 2 D uneingeschränkt möglich, zum Beispiel mit Reisegeschwindigkeit 33 m/s. Bei schwachem mittleren Wind von 3 m/s in 10 m Höhe sinkt diese Minimalgeschwindigkeit auf 24.6 m/s.

Für An- und Abflugvorgänge in Flugplatznähe wurde darüber hinaus aus der Bedingung, dass negativer Auftrieb vermieden werden sollte, eine ebenfalls abstandsabhängige maximale Fluggeschwindigkeit bestimmt. Auch diese ist in Abbildung 9 und in Tabelle 3 angegeben. Ab einer Distanz von 9 D liegt die Maximalfluggeschwindigkeit stets oberhalb der höchstmöglichen Fluggeschwindigkeit $V_D = 46.2$ m/s des gewählten Flugzeugmodells. Bei schwachem mittleren Wind von 3 m/s in 10 m Höhe reduziert sich diese Distanz auf unter 3.5 D. Des Weiteren ist bei An- und Abflug ein Mindestabstand von 2 – 3.5 D vom Rotorzentrum einzuhalten. Dieser ist in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit in Tabelle 2 aufgelistet.

Bei An- und Abflug in Flugplatznähe muss demnach vor Eintritt in den relevanten Nachlaufbereich eine dem Abstand entsprechende Fluggeschwindigkeit innerhalb der erlaubten Grenzen erreicht werden. Alternativ kann der relevante Nachlaufbereich in Flugplatznähe unterflogen werden, zum Beispiel mit geringerer Fluggeschwindigkeit.

Eine detaillierte Beschreibung aller in dieser Untersuchung entwickelten Flugempfehlungen ist in Abschnitt 7 zu finden. Alle Einschränkungen gelten ausschließlich im leeseitigen Bereich eines rotierenden Rotors einer Windenergieanlage, und reduzieren sich wie beschrieben mit der Windgeschwindigkeit. Für die hier untersuchten Rotortypen betreffen sie demnach nur Flughöhen zwischen etwa 50 m und 200 m, vgl. Abb. 6. Bei einer gemessenen mittleren Windgeschwindigkeiten in 10 m Höhe von mehr als 10.5 m/s wird vom Durchflug des Nachlaufs abgeraten, da solche hohen Windgeschwindigkeiten in der vorliegenden Studie nicht berücksichtigt wurden.

Die hier getroffenen Aussagen stehen teilweise im Gegensatz der Aussagen aus der im Jahr 2012 ebenfalls vom Fraunhofer IWES angefertigten Studie [1] zum Thema. Dieses liegt zum einen an einer Verbesserung der verwendeten Methoden der numerischen Strömungsberechnung, und zum anderen an der hier präferierten, allgemeineren Herangehensweise. Diese liefert konservativere Aussagen, da letztere ohne Bezug auf konkrete Flugbahnen Gültigkeit haben (vgl. Abschnitt 6). Die hier präsentierten Ergebnisse und Schlussfolgerungen ersetzen demnach die in [1] getätigten Aussagen.

Die verwendete Methode berücksichtigt ausschließlich Böen in Flugzeugnormalenrichtung, parallel zur Flugbahn und seitlich einwirkende Böen wurden nicht untersucht. Darüber hinaus sind dynamische Effekte mit der gewählten zeitlich gemittelten Berechnungsmethode nicht erfassbar. Auch wurde keine Simulation der Lastreaktion des Flugzeugs auf das berechnete Windfeld durchgeführt. Dieselben Einschränkungen gelten für die vorherige Studie [1]. Eine entsprechende Erweiterung der Methodik könnte zu genaueren, eventuell auch weniger konservativen Ergebnissen führen, insbesondere im Sink- und Steigflug.

Zusammenfassend ist aufgrund der durchgeführten Untersuchung bei Einhaltung der in Abschnitt 7 beschriebenen Flugempfehlungen keine Gefährdung des Flugbetriebs am UL-Flugplatz Linnich-Boslar durch den geplanten benachbarten Windpark erkennbar. Darüber hinaus gaben alle vier untersuchten Windenergieagentypen vergleichbare Ergebnisse, eine Verallgemeinerung der Resultate auf andere Anlagen ähnlichen Typs erscheint daher möglich.

Abschließend sei darauf hingewiesen, dass aus Modellrechnungen gewonnene Aussagen nicht mit hundertprozentiger Sicherheit gelten können und dass nicht berücksichtigbare Phänomene zu zusätzlichen Belastungen führen können, etwa ungünstige Wetterbedingungen. Zur allgemeineren Achtsamkeit, zur Vorsicht und zu verantwortungsvollem Verhalten der UL-Flugzeugpiloten beim Durchflug der Nachlauf-turbulenzen wird geraten, sowie zum gegenseitigen Austausch über die entsprechenden Flugerfahrungen.

Die Fraunhofer-Gesellschaft steht für die Anwendung wissenschaftlicher Sorgfalt sowie die Einhaltung der allgemein anerkannten Regeln der Technik und Methodik ein, nicht jedoch dafür, dass die in dieser Studie gewonnenen Erkenntnisse und gezogenen Schlussfolgerungen unter allen Umständen richtig und abschließend sind.

!?!? Je nach Windrichtung müssten mehrere Wirbelschleppen unterflogen werden

Flugverbot über 10 m/s bei Südwest- bis Nordostwind

Dieses Gutachten ersetzt das Gutachten von 2012, das Bestandteil der Änderungsgenehmigung ist.

Keine Berücksichtigung von seitlichen Böen! Die Wirbelschleppen wirken beim Durchfliegen hauptsächlich seitlich auf die Flugzeuge ein!

Auflage: Flugempfehlung en müssen eingehalten werden.

Haftungsausschluss und Austausch der Flugerfahrungen

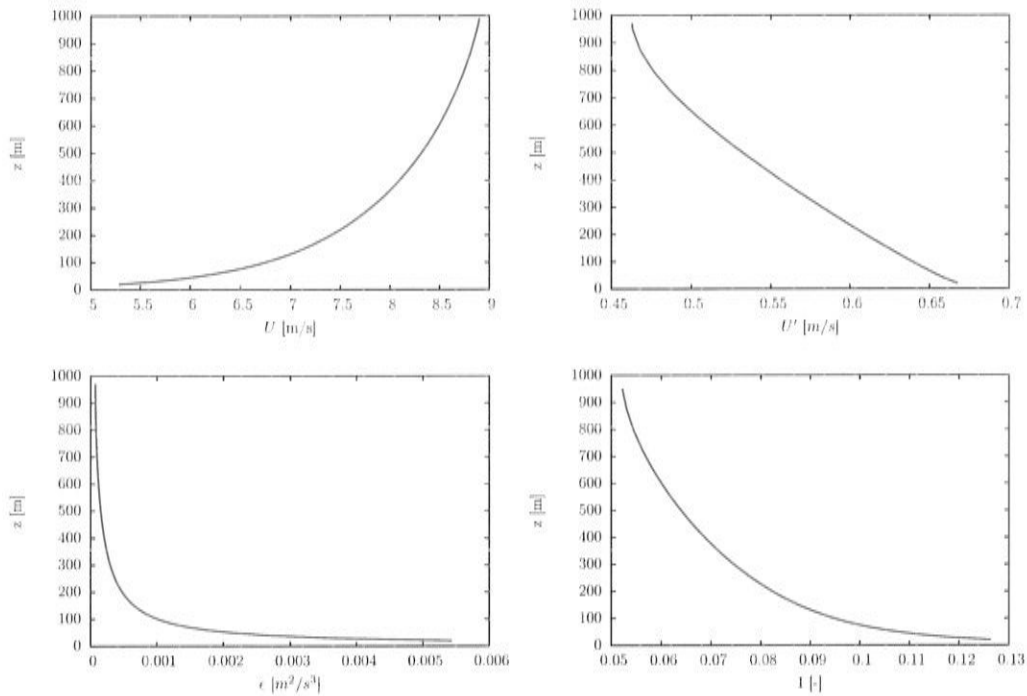


Abbildung 10: Die einlaufenden Profile der Größen U , U' , ϵ und das resultierende Profil der Turbulenzintensität I . Die Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe beträgt hier 7,2 m/s.

Diese Studie wurde für den Auftraggeber BMR Windenergie GmbH & Co. KG erstellt. Jede auf der Studie basierende Entscheidung der BMR Windenergie GmbH & Co. KG wie insbesondere auch die Weitergabe an Dritte zum Zweck der kommerziellen oder anderweitigen Verwendung erfolgt in alleiniger Verantwortung der BMR Windenergie GmbH & Co. KG. Die BMR Windenergie GmbH & Co. KG stellt die Fraunhofer-Gesellschaft insoweit von sämtlichen Ansprüchen Dritter frei, die auf Grundlage dieser Studie erhoben werden.

A Empfohlene Minimal- und Maximalfluggeschwindigkeiten

Die in Abbildung 9 dargestellte empfohlene minimale und maximale Fluggeschwindigkeit im relevanten Nachlaufbereich ist in Tabelle 3 in Tabellenform wiedergegeben. Für Erläuterungen siehe Abschnitt 7.

B V-n-Diagramm

Das V-n-Diagramm für den UL-Flugzeugtyp ‚Ikarus C-22‘ ist in Abbildung 13 dargestellt, die relevanten Flugzeugdaten sind Abbildung 14 zu entnehmen.

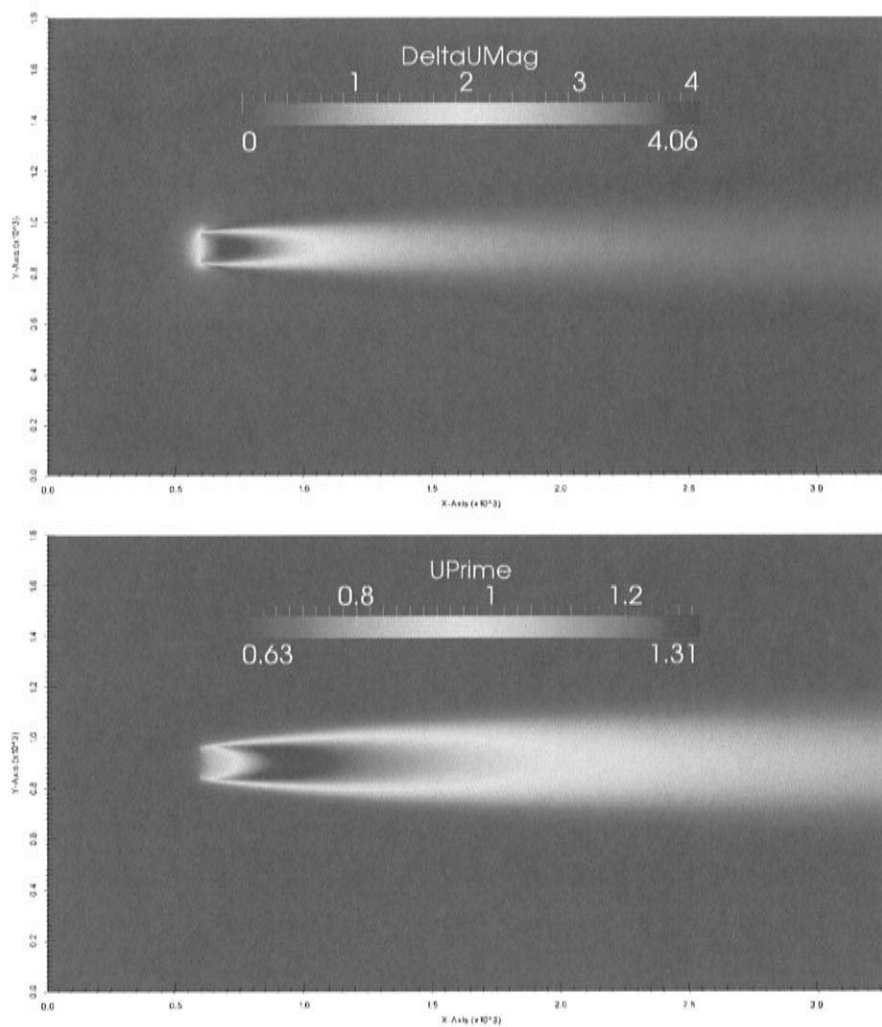


Abbildung 11: Die Größen $|\Delta U|$ und U' in m/s für den Turbinentyp GE2.5 in der x-y-Ebene auf Nabenhöhe. Die Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe beträgt hier 7.2 m/s.

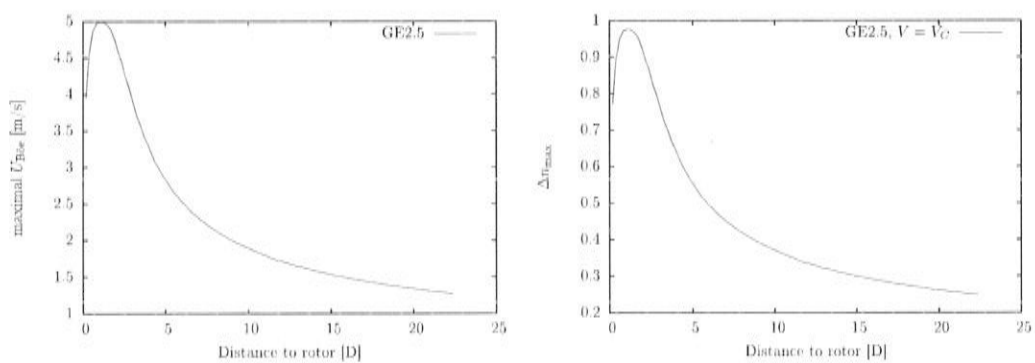


Abbildung 12: Die maximale Böengeschwindigkeit U_{B00} (links) und der Resultierende Böenlastfaktor bei $V = V_C$ (rechts) als Funktion der Distanz zum Rotorzentrum, nicht notwendigerweise auf der Rotorachse. Die Windgeschwindigkeit in 120 m Höhe beträgt hier 7.2 m/s.

Distanz [D]	$V_{\min}^{U_{N,7}}$ [m/s]	$V_{\min}^{U_{N,13}}$ [m/s]	$V_{\max}^{U_{N,7}}$ [m/s]	$V_{\max}^{U_{N,13}}$ [m/s]
2.0	25.8	28.5	32.4	22.9
2.5	25.3	28.1	35.2	24.0
3.0	24.8	27.5	38.7	25.6
3.5	24.3	27.0	42.5	27.3
4.0	23.9	26.5	46.3	29.3
4.5	23.6	26.0	50.2	31.4
5.0	23.4	25.6	53.6	33.3
5.5	23.2	25.3	57.2	35.3
6.0	23.0	25.0	60.2	37.1
6.5	22.9	24.8	63.1	38.8
7.0	22.7	24.6	65.8	40.5
7.5	22.6	24.4	68.4	42.0
8.0	22.5	24.2	70.9	43.5
8.5	22.4	24.1	73.3	44.9
9.0	22.4	23.9	75.8	46.4
9.5	22.3	23.8	78.0	47.6
10.0	22.2	23.7	80.1	48.9
10.5	22.2	23.6	82.4	50.2
11.0	22.1	23.5	84.5	51.4
11.5	22.1	23.4	87.0	52.9
12.0	22.0	23.4	88.6	53.8
12.5	22.0	23.3	90.5	54.9
13.0	21.9	23.2	92.5	56.1
13.5	21.9	23.2	94.0	56.9
14.0	21.9	23.1	96.0	58.1
14.5	21.8	23.1	97.3	58.8
15.0	21.8	23.0	99.2	59.8
15.5	21.8	23.0	100.5	60.6
16.0	21.8	22.9	102.2	61.5
16.5	21.7	22.9	103.6	62.3
17.0	21.7	22.9	105.1	63.1
17.5	21.7	22.8	106.8	64.0
18.0	21.7	22.8	108.0	64.7
18.5	21.6	22.7	109.7	65.6
19.0	21.6	22.7	110.8	66.2
19.5	21.6	22.7	112.4	67.0
20.0	21.6	22.7	113.4	67.6

Tabelle 3: Die empfohlenen Minimal- und Maximalfluggeschwindigkeiten als Funktion der Distanz zum Rotorzentrum in Einheiten des Rotordurchmessers D, dargestellt in Abbildungen 9, inklusive 10 % Sicherheitsauf- bzw. abschlag.

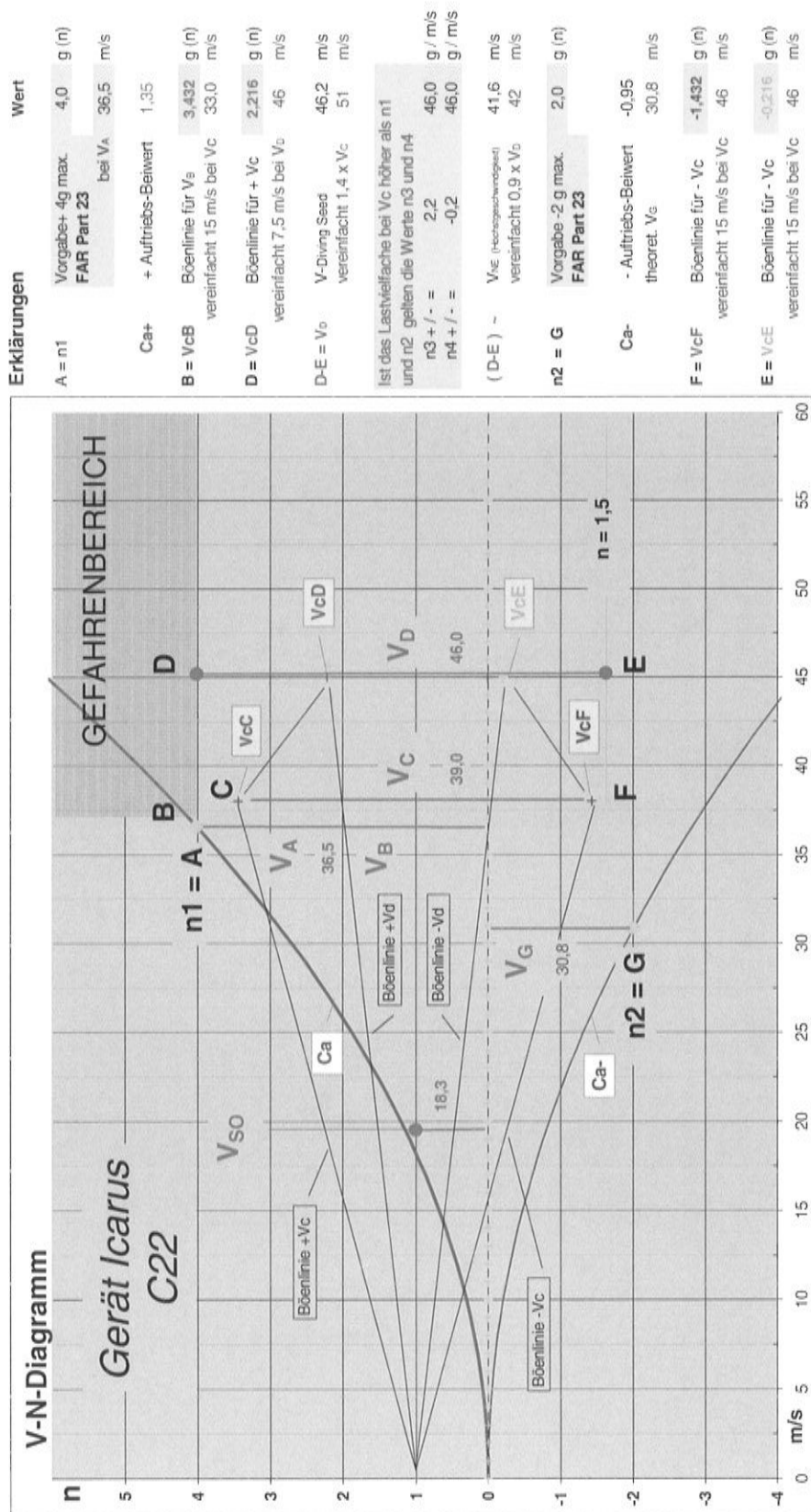


Abbildung 13: V-n Diagramm für den UL-Flugzeugtyp ,Icarus C-22'.

km/h	m/s	C _{st}	C _{st}	V _{cC}	V _{cF}	V _{dD}	V _{dE}
0	0	(= + n)	(= - n)				
4	1	0,00	0,00	-	-	-	-
7	2	0,01	-0,01	-	-	-	-
11	3	0,03	-0,02	-	-	-	-
14	4	0,05	-0,03	-	-	-	-
18	5	0,08	-0,05	-	-	-	-
22	6	0,11	-0,08	-	-	-	-
25	7	0,15	-0,10	-	-	-	-
29	8	0,19	-0,14	-	-	-	-
32	9	0,24	-0,17	-	-	-	-
36	10	0,30	-0,21	-	-	-	-
40	11	0,36	-0,26	-	-	-	-
43	12	0,43	-0,30	-	-	-	-
47	13	0,51	-0,36	-	-	-	-
50	14	0,59	-0,41	-	-	-	-
54	15	0,68	-0,48	-	-	-	-
58	16	0,77	-0,54	-	-	-	-
61	17	0,87	-0,61	-	-	-	-
65	18	0,97	-0,68	-	-	-	-
68	19	1,08	-0,76	-	-	-	-
72	20	1,20	-0,84	-	-	-	-
76	21	1,32	-0,93	-	-	-	-
79	22	1,45	-1,02	-	-	-	-
83	23	1,59	-1,12	-	-	-	-
86	24	1,73	-1,22	-	-	-	-
90	25	1,88	-1,32	-	-	-	-
94	26	2,03	-1,43	-	-	-	-
97	27	2,19	-1,54	-	-	-	-
101	28	2,35	-1,66	-	-	-	-
104	29	2,52	-1,78	-	-	-	-
108	30	2,70	-1,90	-	-	-	-
112	31	2,88	-2,03	-	-	-	-
115	32	3,07	-2,16	-	-	-	-
119	33	3,27	-2,30	-	-	-	-
122	34	3,47	-2,44	-	-	-	-
126	35	3,68	-2,59	-	-	-	-
130	36	3,89	-2,74	-	-	-	-
133	37	4,11	-2,89	-	-	-	-
137	38	4,33	-3,05	-	-	-	-
140	39	4,56	-3,21	3,43	-1,43	-	-
144	40	4,80	-3,38	-	-	-	-
148	41	5,04	-3,55	-	-	-	-
151	42	5,29	-3,72	-	-	-	-
155	43	5,55	-3,90	-	-	-	-
158	44	5,81	-4,09	-	-	-	-
162	45	6,08	-4,28	-	-	-	-
166	46	6,35	-4,47	-	-	-	-
169	47	6,63	-4,66	-	-	-	-
173	48	6,91	-4,86	-	-	-	-
176	49	7,20	-5,07	-	-	-	-
180	50	7,50	-5,28	-	-	-	-

V-N-Diagramm Gerät Icarus C22 zweisitziges UL

Gesetzliche Bestimmungen nach FAR Part 23

Mindestwerte - Kategorie	UL	Vx
Lastvielfaches n1	4,0	36,5 Va
Lastvielfaches n2	2,0	25,8
Lastvielfaches n3	1,0	21,8 Vg
Lastvielfaches n4	2,0	37,7

Merke: Ist das Lastvielfache bei Vc höher als n1 und n2, gelten die Werte n3 und n4

entspricht den UL- Vorgaben

Vc km/h	119	im vorges. Bereich	Vc / Vso
Vso km/h	66	unter 65 km/h	1 : 2

Eingaben

m	427 kg	Gewichtskraft	JAR 23.1505
S	15,2 m²	Erdbeschleunigung	JAR 23.335 und a. m.
Im	1,5 m	Normalatmosphäre	G
Vso	12,9 m/s	p/2	0,613
Vc	33,0 m/s	π	3,1416

Werte

Vg	30,8 m/s	Steigung in Grad Ca/α	0,111 = 1/9°
Vx	41,6 m/s	Steigung i. Bogen Ca/α	6,369 = 1/9°
Ca	0,5	Umfang Kreis = 2 π r	6,2832
Cdmax	1,35	1°rad Bogenmass	57,32
Cdmax	-0,95	1°rad radial =	6,2805
q	667,01	1°rad Diagramm= Punkt B	0,0174
Va	36,5	* Va muß mind. Va sein	

Va nach Va min.	39	Lasvielfaches Böe positiv (Vc)	n B0+	3,432	39,0	4,0	>Punkt C
Va nach Vc,F jedoch mind. Va	37,4	Lasvielfaches Böe negativ (Vc)	n B0-	-1,432	39,0	-2,0	>Punkt F
Va nach Vx	46,2	Lasvielfaches Böe positiv (Vc)	n B0+	2,216	46,0	4,0	>Punkt D
Va nach Vd	46,2	Lasvielfaches Böe negativ (Vc)	n B0-	-0,216	46,0	-1,5	>Punkt E

alternativ, wenn Werte von Vc > als Vc dann n3 und n4 einsetzen

Ude	7,625 m/s	Lasvielfaches Böe positiv	n3 B0+	2,216	46,0	4,0	>Punkt D
Ude	15,25 m/s	Lasvielfaches Böe negativ	n4 B0-	-0,216	46,0	-1,5	>Punkt E

Formeln

Flugz. Massenverhältnis	μ g	4,8009
Boenabminderungsfaktor	k	0,4183
Mindestflugeschw. positiv	Vso+	27,2
Mindestflugeschw. negativ	Vso-	32,4

Lasvielfaches N	n x	Mindestflugeschw. positiv	
		Vso+	Vso- bei Vc
n1 ->	0,5	12,9	15,4 m/s
n2 ->	1,0	18,3	21,8 m/s
n3 ->	2,0	25,8	30,8 m/s
n3 ->	3,0	31,6	37,7 m/s
n3 ->	4,0	36,5	43,5 m/s

Abbildung 14: Daten zum V-n Diagramm für den UL-Flugzeugtyp „Icarus C-22“.

Literatur

- [1] Fraunhofer IWES, *Analyse der Beeinflussung von UL-Flugzeugen durch den turbulenten Nachlauf von Windenergieanlagen*, 2012. Version 26. September.
- [2] E. Svenning, "Review of computational fluid dynamics for wind turbine wake aerodynamics," 2010. Chalmers University of Technology.
- [3] L. Vermeer, "Wind turbine wake aerodynamics," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 39, no. 6-7, pp. 467–510, 2003.
- [4] European Aviation Safety Agency, *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*, 2009. CS-VLS, Amendment 1.
- [5] Deutsche Flugsicherung DFS, *Bekanntmachung von Lufttüchtigkeitsanforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge*, 2003. Nachrichten für Luftfahrer Teil II (17/03).
- [6] M. P. van der Laan, N. N. Sorensen, P.-E. Réthoré, J. Mann, M. C. Kelly, N. Troldborg, J. G. Schepers, and E. Machefaux, "An improved k-epsilon model applied to a wind turbine wake in atmospheric turbulence," *Wind Energy*, 2014.
- [7] G. Glabeke, *The influence of wind turbine induced turbulence on ultralight aircraft, a CFD analysis*. PhD thesis, Katholieke Hogeschool Brugge-Oostende, Industriële Wetenschappen en Technologie., 2011. Unpublished.
- [8] B. Sanderse, S. P. Van Der Pijl, and B. Koren, *Implementation of an actuator disc in OpenFoam*, 2011.