

FRAUNHOFER-INSTITUT FÜR WINDENERGIE UND ENERGIESYSTEMTECHNIK, IWES

ANALYSE DER BEEINFLUSSUNG VON UL-FLUGZEUGEN DURCH DEN TURBULENTEN NACHLAUF VON WINDENERGIEANLAGEN

ANALYSE DER BEEINFLUSSUNG VON UL-FLUGZEUGEN DURCH DEN TURBULENTEN NACHLAUF VON WINDENERGIEANLAGEN

An- und Abflugvorgänge am
UL-Sonderlandeplatz Linnich-Boslar in
Nachbarschaft des Windparks Broich-Boslar

Dr. Jonas Schmidt

Dr. Carlos Peralta

Dr. Bernhard Stoevesandt

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

Projektnummer: CFSD 2011/06

Projektpartner: BMR Windenergie GmbH & Co. KG

26. September 2012

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung und Übersicht	4
2	Beschreibung der Bauvorhaben	4
3	Definition von kritischen An- und Abflugszenarien	6
4	Berechnung von Böenlastvielfachen	7
5	Definitionen, Annahmen und Modellierung	8
5.1	Definition eines Standard-UL-Flugzeugs, Flugverhalten	8
5.1.1	Flugzeugdaten	8
5.1.2	Restriktion auf An- und Abflugtrajektorien	8
5.1.3	Isolation der Effekte des WEA-Nachlaufs	8
5.2	Nachlaufmodellierung und -berechnung	9
5.2.1	Reduktion auf eine einzelne, freistehende WEA	9
5.2.2	Strömungsberechnung mittels RANS und k-Epsilon Turbulenzmodell	9
5.2.3	Modellierung der WEA durch Wirkscheibenmodell	9
5.2.4	Nicht-Auflösung von Blattspitzenwirbeln im Nahbereich	10
5.3	Modellierung der örtlichen Gegebenheiten	11
5.3.1	Vernachlässigung der Topographie, Wahl der Rauigkeitslänge	11
5.3.2	Einlaufende Windprofile	11
5.3.3	Einlaufende Turbulenz	11
5.4	Numerische Berechnung	12
6	Simulationsergebnisse	12
7	Auswertung	13
7.1	Methodik	13
7.2	Szenario 1 - Trajektorie T0, WEA 3	18
7.3	Szenario 2 - Trajektorie T1, WEA 3	18
7.4	Szenario 3 - Trajektorie T2, WEA 1	18
7.5	Szenario 4 - Trajektorie T3, WEA 1	18
7.6	Szenario 5 - Trajektorie T4, WEA 5	19
8	Zusammenfassung und Beurteilung	20
A	Leistungskennlinie REpower 3.2M114	22
B	V-n-Diagramme für UL-Flugzeuge	22
C	Abschätzung Blattspitzenwirbel	22

Abbildungsverzeichnis

1	Windparkplanung	5
2	Änderung des Anstellwinkels durch senkrecht einströmende Böe	8
3	Wirkscheibe im Fall 10 m/s Windgeschwindigkeit in 10 m Höhe	10
4	Windprofile	12
5	Numerische Konvergenz	12
6	Simulationsergebnisse: Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe, Schnitt in y	14
7	Simulationsergebnisse: Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe, Schnitt in z	15
8	Simulationsergebnisse: Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe, Schnitt in y	16
9	Simulationsergebnisse: Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe, Schnitt in z	17
10	Lokales Koordinatensystem	17
11	V-n Diagramm des UL-Flugzeugtyps ,Icarus C-22'	24
12	Daten des UL-Flugzeugtyps ,Icarus C-22'	25
13	Simulation der Randwirbel der ,MEXICO'-Anlage	26
14	Auswertung: Szenario 1 bei Windg. 3.3 m/s in 10 m Höhe	27
15	Auswertung: Szenario 2 bei Windg. 3.3 m/s in 10 m Höhe	28
16	Auswertung: Szenario 3 bei Windg. 3.3 m/s in 10 m Höhe	29
17	Auswertung: Szenario 4 bei Windg. 3.3 m/s in 10 m Höhe	30
18	Auswertung: Szenario 5 bei Windg. 3.3 m/s in 10 m Höhe	31
19	Auswertung: Szenario 1 bei Windg. 10 m/s in 10 m Höhe	32
20	Auswertung: Szenario 2 bei Windg. 10 m/s in 10 m Höhe	33
21	Auswertung: Szenario 3 bei Windg. 10 m/s in 10 m Höhe	34
22	Auswertung: Szenario 4 bei Windg. 10 m/s in 10 m Höhe	35
23	Auswertung: Szenario 5 bei Windg. 10 m/s in 10 m Höhe	36

Tabellenverzeichnis

1	Basisdaten des Windenergieanlagentyps 3.2M114 von REpower	4
2	Flughöhen in Abhängigkeit vom Abstand vom Aufsetzpunkt	6
3	Definition der untersuchten Start- und Landeszenarien	6
4	Daten des UL-Flugzeugtyps Icarus C-22	8
5	Wirkscheibenparameter	10
6	Ergebnisübersicht	20

Abkürzungen und Symbole

α	Anstellwinkel
c_A	Auftriebsbeiwert
$c_{A,\alpha}$	Auftriebsanstieg des Flügels im Bogenmaß
C_μ	Konstante des k-Epsilon-Turbulenzmodells
c_p	Leistungsbeiwert
c_t	Schubbeiwert
D	Rotordurchmesser
Δ	Inkrement der nachfolgenden Größe
Δn_{nah}	Sicherheitsaufschlag Nahnachlauf
Δn_{WEA}	Maximalbeitrag der WEA zum Lastfaktor
$\Delta U_{\text{WEA}}^{\perp, \text{side}}$	Maximaler Seitenwindbeitrag der WEA
\mathbf{n}^{\parallel}	Einheitsvektor parallel zur Trajektorie
$\mathbf{n}^{\perp, \text{up}}$	Einheitsvektor senkrecht zur Trajektorie, Aufwindrichtung
$\mathbf{n}^{\perp, \text{side}}$	Einheitsvektor senkrecht zur Trajektorie, Seitenwindrichtung
ϵ	Turbulente Dissipation
g	Erdbeschleunigung
γ	An- und Abfluggradient
$^\circ$	Grad, Winkleinheit im Gradmaß
I	Turbulenzintensität
k	Abminderungsfaktor
k	Turbulente kinetische Energie
l	Turbulenzlänge
Λ	Spannweite
l_m	Mittlere Flügeltiefe
μ	Relative Flugzeugmassendichte
n	Böenlastvielfaches
N	Krafteinheit Newton
P	Elektrische Leistung
rad	Radian, Winkleinheit im Bogenmaß
RANS-Gleichungen	Reynolds-Averaged-Navier-Stokes-Gleichungen
ρ_0	Luftdichte in Meereshöhe
S	Flügelfläche
T0 – T4	Exemplarische Flugtrajektorien
U_0	Eingehende Windgeschwindigkeit in 10 m Höhe
U_0^{\parallel}	Longitudinale Windkomponente entlang Trajektorie, ohne WEA
$U_0^{\perp, \text{side}}$	Windkomponente senkrecht zu Trajektorie in Flügelebene, ohne WEA
$U_0^{\perp, \text{up}}$	Windkomponente senkrecht zu Trajektorie und Flügel, ohne WEA
U^{\parallel}	Longitudinale Windkomponente entlang Trajektorie
$U^{\perp, \text{side}}$	Windkomponente senkrecht zu Trajektorie in Flügelebene
$U^{\perp, \text{up}}$	Windkomponente senkrecht zu Trajektorie und Flügel
U'_0	Typische Wirbelwindgeschwindigkeit, ohne WEA
$U'_{w,0}$	Auf Flugzeugspannweite reskalierte Wirbelwindgeschw., ohne WEA
U'	Typische Wirbelwindgeschwindigkeit
U'_w	Auf Flugzeugspannweite reskalierte Wirbelwindgeschwindigkeit
UL-Flugzeug	Ultraleichtflugzeug
v	Windgeschwindigkeit
V	Fluggeschwindigkeit
V_c	Reisegeschwindigkeit
W	Gewichtskraft
WEA	Windenergieanlage
z_0	Rauhigkeitslänge

Rotordurchmesser	114	m
Rotorblattlänge	55,8	m
Nabenhöhe	123	m
Nennleistung (MS-seitig)	3,470	kW
Nenngeneratormoment	2,750	kNm
Nennrotordrehzahl	Ca. 12,06 (+16 %)	min ⁻¹
Nennwindgeschwindigkeit	12,0	m s ⁻¹
Anlaufgeschwindigkeit	3,0	m s ⁻¹
Abschaltgeschwindigkeit	22,0	m s ⁻¹

Tabelle 1: Technische Basisdaten des Windenergieanlagentyps 3.2M114 von REpower [3, 4].

1 Einleitung und Übersicht

Ziel dieser Untersuchung ist die Bestimmung des Gefährdungspotenzials von Windenergieanlagen (WEA) im geplanten Windparks Broich-Boslar für Ultraleicht-Flugzeuge (UL-Flugzeuge) am Sonderflugplatz Linnich-Broich. Die Realisierung des Windparks wird hier im Verbund mit einer ebenfalls geplanten Startbahnverlängerung des UL-Flugplatzes betrachtet.

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 Zehnfachen 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 [1, 2] 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. Die resultierenden Felder der Windgeschwindigkeit, der turbulenten kinetischen Energie sowie der Turbulenzlänge werden dann auf beispielhaften An- und Abflugtrajektorien ausgewertet. Diese sind so gewählt, dass sie Fälle extremer Belastung darstellen, entweder aufgrund ihrer Nähe zu einer WEA, oder durch langzeitige Einwirkung der Nachlaufturbulenzen.

Aus den auf diese Weise erhaltenen Daten werden die entsprechenden Böenlastvielfachen für den Flugzeugtyp 'Icarus C-22' bestimmt und mit dem entsprechenden V-n-Diagramm verglichen. Von den Beispielszenarien besonderer Belastung ausgehend lässt sich dann die Gefährdung am UL-Flugplatz insgesamt abschätzen und beurteilen.

2 Beschreibung der Bauvorhaben

Der Planungsentwurf des Planungsbüros BMR energy solutions vom 20.12.2011 für den Windpark Broich-Boslar und der Startbahnverlängerung des benachbarten UL-Flugplatzes Linnich-Broich ist in Abbildung 1 wiedergegeben. Elf Windenergieanlagen vom Typ REpower 3.2M114 sollen süd-östlich des UL-Flugplatzes errichtet werden. Die technischen Basisdaten dieses Anlagentyps sind in Tabelle 1 aufgelistet, die Leistungskurve ist in Anhang A zu finden.

Die gegenwärtige Start- und Landebahn des UL-Flugplatzes hat eine Gesamtlänge von 280 m zuzüglich Sicherheitsstreifen und ist in Richtung 60° bzw. 240° ausgerichtet. Sie soll auf eine Gesamtlänge von 548 m ausgebaut werden. Der minimale Abstand zwischen der Windvorrangzone

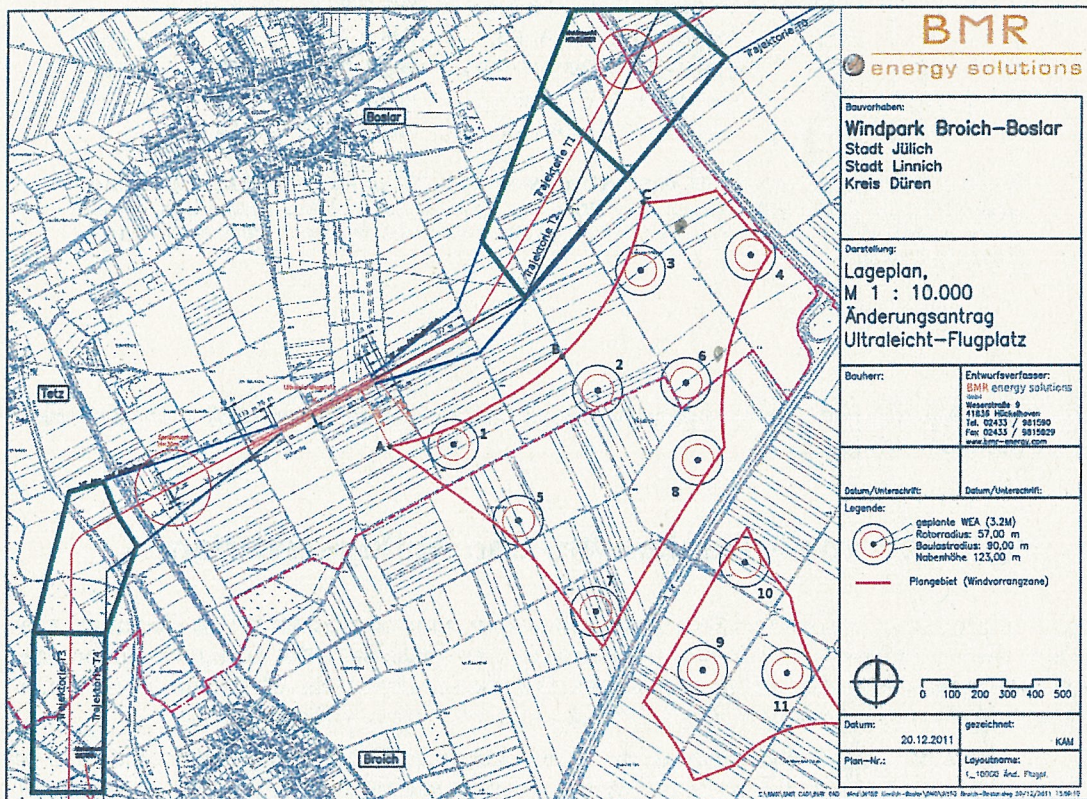


Abbildung 1: Editierte Planung des Windparks Broich-Boslar von BMR energy solutions. Eingefügt wurde eine Nummerierung der WEA sowie drei Punkte A,B,C auf der Grenze der Windvorrangzone (breite rote Linien) und die Trajektorien T0 bis T4. Innerhalb der grün begrenzten Flächen haben UL-Flugzeuge mit einem An-/Abfluggradienten von 1:10 während des Start-/Landevorgangs eine Höhe zwischen 66 m und 180 m und befinden sich somit im Haupteinflußbereich des erwarteten WEA-Nachlaufs.

Dist. [m]	Höhe [m]	Kommentar
377	37,7	Richtungsänderung bei Flug nördlich des Windparks
660	66,0	Höhe Unterkante Rotor
1230	123,0	Nabenhöhe
1800	180,0	Höhe Oberkante Rotor

Tabelle 2: Flughöhen in Abhängigkeit vom Abstand vom Aufsetzpunkt für ein UL-Flugzeug mit An- bzw. Abfluggradient 1:10.

400 Anflug ohne Richtungsänderung werden unterschritten.

Bez.	Traj.	Windricht. [°]	Beschreibung	Ursprung Nachlauf	Distanz [D]	Durchflug Nachl. [D]
1	T0	130	Querwind (SE), Abflug	WEA 3	2 - 5	1
2	T1	175	Gegenwind (S), Anflug	WEA 3	3 - 9	1 - 2
3	T2	205	Gegenwind (SSW), Anflug	WEA 1	5 - 16	7 - 9
4	T3	80	Gegenwind (E), Anflug	WEA 1	11 - 13	1 - 2
5	T4	90	Querwind (E), Anflug	WEA 5	12 - 14	1

Tabelle 3: Definition der untersuchten Start- und Landeszenarien. Die aus Abb. 1 geschätzte Distanz zwischen UL-Flugzeug und WEA sowie die geschätzte Länge des Nachlaufdurchflugs sind in Vielfachen des Rotordurchmessers $D = 114$ m angegeben. Ebenfalls angegeben sind die jeweils untersuchten Flugtrajektorien T0 bis T4.

(Punkt A in Abbildung 1) und der Startbahn beträgt 228 m, der zwischen WEA 1 und der erweiterten Startbahn beträgt 343 m.

3 Definition von kritischen An- und Abflugzenarien

Grundsätzlich kann von den Windenergieanlagen immer dann eine Gefahr für UL-Flugzeuge ausgehen, wenn sich diese im Einflußbereich des turbulenten Nachlaufs der Anlagen befinden oder wenn sie diesen durchqueren. Im Umfeld des Flugplatzes Linnich-Broich betrifft dieses hauptsächlich Start- und Landevorgänge bei Wind aus süd- bis östlichen Richtungen.

Die ideale An- und Abflugtrajektorie der UL-Flugzeuge ist in Abbildung 1 als durchgehende rote Linie gekennzeichnet und mit T1 bezeichnet. Sie ist in einen durch blaue Linien gekennzeichneten An-/Abflugbereich mit Öffnungswinkel von jeweils 10° eingeschlossen. Die Trajektorien T0 und T4 folgen diesen Zonenbegrenzungen und stellen somit die den WEA nächste Flugbahnen bei An- und Abflug am UL-Flugplatz Linnich-Broich dar.

Einige für diese Untersuchung relevante Flughöhen eines UL-Flugzeug mit einem An-/Abfluggradienten von 1:10 sind in Tabelle 2 dargestellt. Als Haupteinflußbereich der durch den Nachlauf von WEA erzeugten Turbulenzen sind demnach horizontale Entfernungen zwischen 660 m und 1800 m vom Aufsetzpunkt zu erwarten. Die entsprechenden Bereiche sind in Abbildung 1 durch grüne Linien begrenzt. Daraus ergeben sich die Windrichtungen der in Tabelle 3 definierten Start- und Landeszenarien, die im Folgenden untersucht werden sollen.

Bei einem flacherem An- und Abfluggradienten von 1:15 kommt es zu einer Verschiebung der Gefährdungsbereiche. In diesem Fall befinden sich diese dann in größerem Abstand zur Landebahn. Es ist zu erwarten, dass sich dadurch keine Verschärfung der Lage ergibt und sich somit die Ergebnisse der vorliegenden Untersuchung auf diesen Fall übertragen lassen.

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,

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

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

$$n = 1 + \Delta n, \quad [n] = 1, \quad (2)$$

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 [5] zu beschreiben durch den Ausdruck

$$\Delta L = \frac{1}{2} k \rho_0 S U V c_{A,\alpha}, \quad [L] = N, \quad (3)$$

wobei

$$\begin{aligned} \text{Luftdichte in Meereshöhe } \rho_0 &= 1.225 \text{ kg m}^{-3}, \\ \text{Abminderungsfaktor } k &= \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu}, \quad [k] = 1, \\ \text{Relative Flugzeug-Massendichte } \mu &= \frac{2m/S}{\rho_0 l_m c_{A,\alpha}}, \quad [\mu] = 1, \\ l_m &= \text{Mittlere Flügeltiefe}, \quad [l_m] = \text{m}, \\ S &= \text{Flügelfläche}, \quad [S] = \text{m}^2, \\ U &= \text{Böengeschwindigkeit}, \quad [U] = \text{m s}^{-1}, \\ V &= \text{Fluggeschwindigkeit}, \quad [V] = \text{m s}^{-1}, \\ c_{A,\alpha} &= \text{Auftriebsanstieg des Flügels (Bogenmaß)}, \quad [c_{A,\alpha}] = 1. \end{aligned}$$

Der obige Ausdruck (2) 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

$$\alpha < 10^\circ \quad (4)$$

gegeben [6]. In diesem Bereich (4) ist eine Linearisierung des Tangens zulässig. Eine Änderung des Anstellwinkels $\Delta\alpha$ durch eine senkrecht zur Fluggeschwindigkeit V einströmende Böe mit Windgeschwindigkeit U , vgl. Abb. 2, lässt sich für solche Winkel schreiben als

$$\Delta\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{U}{V} \right) \approx \frac{U}{V}, \quad [\Delta\alpha] = \text{rad}. \quad (5)$$

Eine Überschreitung des Bereichs (5) ist wegen $U \ll V$ nicht zu erwarten.

Durch die Bestimmung der maximalen Böengeschwindigkeit U am Flugzeug bei Durchflug des Nachlaufs einer WEA lässt sich also aus Gleichung (2) 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.



Abbildung 2: Änderung des Anstellwinkels durch senkrecht einströmende Böe, Bild aus [6].

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 4: Daten des UL-Flugzeugtyps 'Icarus C-22'.

5 Definitionen, Annahmen und Modellierung

5.1 Definition eines Standard-UL-Flugzeugs, Flugverhalten

5.1.1 Flugzeugdaten

Als Standard-UL-Flugzeug wird in dieser Untersuchung das Modell 'Icarus C-22' festgelegt, mit technischen Daten wie in Tabelle 4 bzw. Abbildung 12.

5.1.2 Restriktion auf An- und Abflugtrajektorien

Im Folgenden wird ein

$$\text{konstanter An- und Abfluggradient } \gamma = \frac{1}{10} \quad (6)$$

vorausgesetzt. Der An- bzw. Abflug der UL-Flugzeuge wird darüberhinaus in dieser Untersuchung auf die Szenarien in Tabelle 3 und die Trajektorien T0 bis T4 in Abbildung 1 beschränkt. Der Kurvenflug bei Kursänderungen wird nicht modelliert. Der Einfluß der durch Turbulenzen generierten Kräfte auf die Flugtrajektorien und das Gegensteuern des Piloten werden ignoriert.

Die Fluggeschwindigkeit auf den An- und Abflugtrajektorien wird konstant als

$$V = V_c = 33 \text{ m s}^{-1} \quad (7)$$

angenommen.

5.1.3 Isolation der Effekte des WEA-Nachlaufs

Durch die Vorgabe eines nicht-konstanten Höhenprofils für die horizontale Windgeschwindigkeit und die Turbulenzlänge sowie eines An- und Abstiegsgradienten entstehen auch im Fall einer abgeschalteten WEA Windgeschwindigkeitskomponenten senkrecht zur Flügelprofilsehne. Diese natürlichen Turbulenzen werden von den berechneten Turbulenzen hinter der operierenden WEA abgezogen. Die auf diese Weise erhaltenen Resultate sind als zusätzliche Effekte zur umgebungsüblichen Turbulenz bei An- und Abflug zu verstehen.

5.2 Nachlaufmodellierung und -berechnung

5.2.1 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 dahintergelegenen WEA mit deren Entfernung abklingt.

In der vorliegenden Untersuchung wird die Strömung hinter einer einzelnen, freistehenden WEA vom Typ REpower 3.2M114 berechnet. Die Ergebnisse werden dann auf die in Tabelle 3 geschilderten An- und Abflugszenarien bezogen.

5.2.2 Strömungsberechnung mittels RANS und k-Epsilon 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 Standard $k - \epsilon$ Turbulenzmodell modelliert [7]. Dieses beruht auf der Einführung und Berechnung der Größen

$$\text{Turbulente kinetische Energie } k, \quad [k] = \text{m}^2 \text{s}^{-2}, \quad (8)$$

$$\text{Turbulente Dissipation } \epsilon, \quad [\epsilon] = \text{m}^2 \text{s}^{-3}. \quad (9)$$

Aus diesen beiden Feldern und der lokalen Windgeschwindigkeit U lassen sich in diesem Turbulenzmodell die charakteristische Turbulenzgeschwindigkeit U' , die Turbulenzintensität I und die Turbulenzlänge l wie folgt berechnen:

$$\text{Turbulenzgeschwindigkeit } U' = \sqrt{\frac{2}{3}k}, \quad [U'] = \text{m s}^{-1}, \quad (10)$$

$$\text{Turbulenzintensität } I = \frac{U'}{U}, \quad [U] = \text{m s}^{-1}, \quad [I] = 1, \quad (11)$$

$$\text{Turbulenzlänge } l = C_\mu^{0.75} \frac{k^{1.5}}{\epsilon}, \quad [C_\mu] = 1, \quad [l] = \text{m}. \quad (12)$$

Die Konstante C_μ wird als $C_\mu = 0.09$ festgelegt.

Die charakteristische Turbulenzgeschwindigkeit U' bezieht sich auf typische Wirbel der Ausdehnung l . Auf Flugzeuge mit der Spannweite Λ in m im Wirbelzentrum wirkt die reskalierte Turbulenzwindgeschwindigkeit U'_w :

$$\text{Böengeschwindigkeit } U'_w = \begin{cases} \frac{\Lambda}{l} U', & \text{falls } \Lambda \leq l, \\ U', & \text{sonst.} \end{cases} \quad [U'_w] = \text{m s}^{-1}. \quad (13)$$

5.2.3 Modellierung der WEA durch Wirkscheibenmodell

In dieser Untersuchung wird der Einfluß der WEA auf das einströmende Windfeld durch das Wirkscheibenmodell [8] modelliert. Abhängig vom radialen Abstand wirkt in diesem Modell eine Kraft in der Turbinenebene. Die Rotation der Blätter, die Gondel sowie der Turm werden nicht berücksichtigt. Die Volumenkraft der Wirkscheibe für den Fall einer Windgeschwindigkeit von 10 m/s in 10 m Höhe und die Parameter aus Tabelle 5 ist in Abbildung 3 dargestellt.

Parameter	$U_0 = 3.3 \text{ m s}^{-1}$	$U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$
Scheibendicke	5 m	5 m
Auftriebsparameter	117820	262800
Drehmomentparameter	873020	1815790
Luftdichte	$1,225 \text{ kg m}^{-3}$	$1,225 \text{ kg m}^{-3}$
Innerer Radius	1,2 m	1,2 m
Äußerer Radius	57,0 m	57,0 m

Tabelle 5: Parameter der verwendeten Wirkscheiben im Rahmen des CFD-Lösers ,actuatorDiskExplicit-ForceSimpleFoam'. Ihre physikalische Bedeutung ist in [8] erklärt.

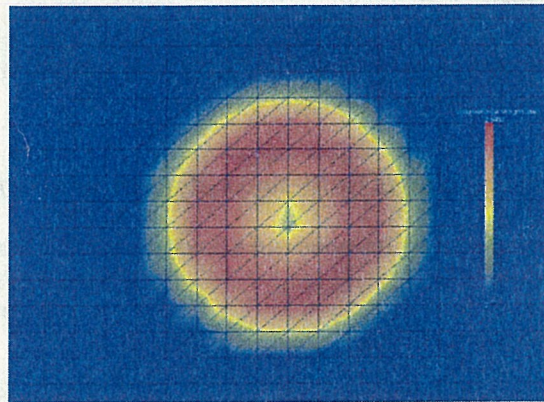


Abbildung 3: Die Volumenkraft der Wirkscheibe im Fall 10 m/s Windg. in 10 m Höhe. Gezeigt sind außerdem die Gitterzellen in der x-z-Ebene. Die Querlinien sind ein Darstellungseffekt des Programms ,ParaView'.

5.2.4 Nicht-Auflösung von Blattspitzenwirbeln im Nahbereich

Unmittelbar hinter dem Rotor einer WEA lösen sich Blattspitzenwirbel ab, welche sich etwa einem um seine Längsachse rotierenden Korkenzieher gleich hinter der Anlage herziehen, bis sie angeregt durch Umgebungsturbulenzen wechselwirken und rasch abklingen. Diese Wirbel können in der durchgeführten stationären RANS-Simulation nicht aufgelöst werden, da diese auf einer zeitlichen Mittelung und einem fixierten Gitter basiert.

Der Nahbereich des Nachlaufs einer WEA und der Zerfall von Blattspitzenwirbeln sind Gegenstand aktueller Forschung (vgl. [1, 2, 9, 10] und Referenzen dort). Der Zerfall der Blattspitzenwirbel wird maßgeblich von der Umgebungsturbulenzintensität bestimmt, welche im realen Umfeld eines on-shore Windparks stärker ausfällt als im Labor. Es gibt wenig Vermessungen für Anlagen realistischer Ausmaße, häufig wird jedoch von einem Übergang des Nahbereichs in den Fernbereich bei etwa 2 D ausgegangen. In der vorliegenden Studie wird der Mindestabstand in Szenario 1 zwischen Trajektorie T0 und WEA 3 eingenommen. Er beträgt dort 250 m, also 2,2 D, und liegt demnach im nicht scharf definierbaren Übergangsbereich.

In Anhang C werden unter Bezug auf die Modellanlage des ,MEXICO'-Projektes für diesen Bereich Sicherheitsaufschläge

$$\text{a) Schwacher Wind:} \quad \Delta n_{\text{nah}}(2, 2 D) = 0, 1, \quad (14)$$

$$\text{b) Stärkerer Wind:} \quad \Delta n_{\text{nah}}(2, 2 D) = 0, 3. \quad (15)$$

abgeschätzt.

Wenige Messungen,
viele Annahmen.

5.3 Modellierung der örtlichen Gegebenheiten

5.3.1 Vernachlässigung der Topographie, Wahl der Rauigkeitslänge

Aufgrund beinahe konstanter Werte der Höhenangaben in Abb. 1 sind die durch das komplexe Gelände verursachte Effekte vernachlässigbar. Der dadurch entstehende Fehler ist insbesondere klein gegen die von der in Abschnitt 5.2.1 beschriebene Reduktion des Problems auf eine einzelne Anlage.

Die von der Bodenoberfläche induzierten Turbulenzen werden durch die Wahl der

Rauigkeitslänge $z_0 = 5 \text{ cm}$

Bewuchs kann höher sein.

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

5.3.2 Einlaufende Windprofile

Es werden in dieser Untersuchung zwei einlaufende Windgeschwindigkeitsprofile betrachtet¹:

a) Schwacher Wind: $U_0 = 3.3 \text{ ms}^{-1}$ in 10 m Höhe, (17)

b) Stärkerer Wind: $U_0 = 10 \text{ ms}^{-1}$ in 10 m Höhe. (18)

Bei diesen Werten ist einerseits der Flugbetrieb möglich und andererseits erreichen auch die Windgeschwindigkeiten in Nabenhöhe realistische Werte für den normalen Turbinenbetrieb. Dieses wird in Abbildung 4 durch Standardhöhenprofile in neutraler Atmosphäre verdeutlicht. Diese Profile legen die Randbedingungen an die horizontale Windgeschwindigkeit v an den Seiten und der oberen Begrenzung des Simulationsgebietes in Abhängigkeit von der Höhe h fest [11]:

$$v(h) = \frac{u^*}{\kappa} \ln\left(\frac{h+z_0}{z_0}\right), \quad \kappa = 0.41, \quad [u^*] = \text{m s}^{-1}. \quad (19)$$

Die Größe u^* ist dabei eindeutig durch die Vorgabe (17) bzw. (18) festgelegt,

a) Schwächerer Wind: $u^* = 0,25 \text{ m s}^{-1}$, (20)

b) Stärkerer Wind: $u^* = 0,75 \text{ m s}^{-1}$. (21)

5.3.3 Einlaufende Turbulenz

In neutraler Atmosphäre lassen sich die Größen k und ϵ aus Gleichungen (8) und (9) approximieren durch [11]

$$k = \frac{(u^*)^2}{\sqrt{C_\mu}} = \text{konstant}, \quad (22)$$

$$\epsilon(h) = \frac{(u^*)^3}{\kappa(h+z_0)}. \quad (23)$$

Dieses bestimmt die Randbedingungen des k-Epsilon-Turbulenzmodells.

Aus der einlaufenden turbulenten kinetischen Energie (22) und $V = V_c = 33 \text{ m s}^{-1}$ ergibt sich

a) Schwacher Wind: $U'_0 = 0,37 \text{ m s}^{-1}$, $\Delta n(U'_0) = 0,07$ (24)

b) Stärkerer Wind: $U'_0 = 1,12 \text{ m s}^{-1}$, $\Delta n(U'_0) = 0,22$. (25)

Das entspricht in beiden Fällen einer Turbulenzintensität von $I \approx 8\%$ in Nabenhöhe.

¹ Alle Windgeschwindigkeitsangaben in dieser Untersuchung sind als 10-Minuten-Mittelwerte zu verstehen.

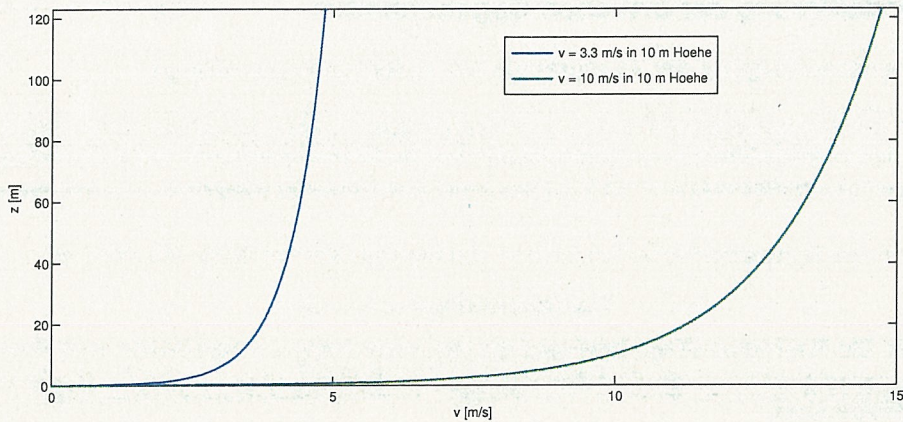


Abbildung 4: Erwartete horizontale Windgeschwindigkeit v als Funktion der Höhe h . In Nabenhöhe 123 m ergeben sich daraus erwartete Windgeschwindigkeiten von 4,7 m/s bzw. 14,4 m/s.

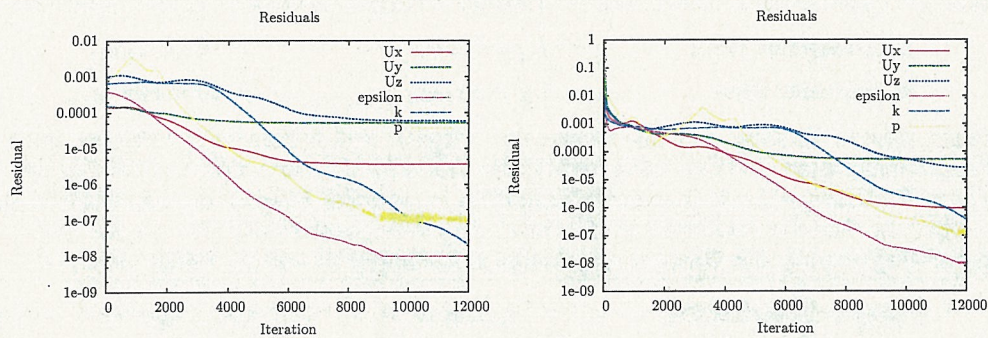


Abbildung 5: Residuen der Felder während der Berechnung der Simulationen mit Wirkscheibe. Links: $U_0 = 3.3 \text{ m s}^{-1}$. Rechts: $U_0 = 3.3 \text{ m s}^{-1}$.

5.4 Numerische Berechnung

Die RANS-Gleichungen wurden numerisch auf einem $560 \times 400 \times 84$ Gitter² simuliert, welches ein physikalisches Gebiet von der Ausmaße $3000 \text{ m} \times 2800 \text{ m} \times 500 \text{ m}$ repräsentiert. Zur Lösung wurde die Software ‚OpenFoam 2.0.1‘ und darin der CFD-Löser ‚actuatorDiskExplicitForceSimpleFoam‘ [8] verwendet, mit den Parametern aus Tabelle 5. Die Berechnung wurde auf dem Rechencluster ‚FLOW‘ der Universität Oldenburg durchgeführt, jeder Durchlauf beanspruchte 24 Prozessoren für rund 11 Stunden.

6 Simulationsergebnisse

Für jeden der beiden Windgeschwindigkeitsvorgaben (17), (18) wurden jeweils eine Simulation mit und eine ohne die die WEA repräsentierende Wirkscheibe durchgeführt. Das Konvergenzverhalten der Simulationsberechnungen für die Fälle mit operierender WEA lässt sich aus Abbildung 5 ablesen.

²Der Bereich des Gitters vor dem Rotor bei $x = 400 \text{ m}$ enthält die gleiche Anzahl Zellen wie der Bereich hinter dem Rotor.

Zur Veranschaulichung der Simulationsergebnisse zeigen die Abbildungen 6–9 Schnitte durch die xy- und xz-Ebenen in Nabenhöhe. Klar ist der Einfluß des Bodens auf den Nachlauf auszumachen. Die Turbulenzen, gemessen anhand der Größe U' aus Gleichung (10), fallen im Falle der höheren Eingangswindgeschwindigkeit deutlicher aus. Die Turbulenzlänge l ist in dem Fall dagegen weniger stark von der Rotoraktivität geprägt. In beiden Fällen werden Windgeschwindigkeitskomponenten in y- und z-Richtungen erzeugt (letztere sind nicht dargestellt), im Fall der höheren Eingangswindgeschwindigkeit ist dieser Effekt geringer.

7 Auswertung

7.1 Methodik

Für jede der untersuchten Trajektorien wurde der lokale Windgeschwindigkeitsvektor \mathbf{U} in seine Komponenten parallel und senkrecht zur Flugrichtung zerlegt,

$$\mathbf{U} = U^{\parallel} \mathbf{n}^{\parallel} + U^{\perp, \text{up}} \mathbf{n}^{\perp, \text{up}} + U^{\perp, \text{side}} \mathbf{n}^{\perp, \text{side}}, \quad (26)$$

wobei die Einheitsvektoren \mathbf{n}^{\parallel} , $\mathbf{n}^{\perp, \text{up}}$ und $\mathbf{n}^{\perp, \text{side}}$ an jedem Punkt der Trajektorie ein rechtshändiges Koordinatensystem aufspannen und \mathbf{n}^{\parallel} in Flugrichtung zeigt, wie in Abbildung 10 dargestellt. Die Komponente U^{\parallel} repräsentiert also Mit- bzw. Gegenwind, $U^{\perp, \text{up}}$ Auf- bzw. Abwind und $U^{\perp, \text{side}}$ Seitenwind.

Aus den Simulationen mit abgeschalteter Wirkscheibe werden zunächst die Komponenten U_0^{\parallel} , $U_0^{\perp, \text{up}}$, $U_0^{\perp, \text{side}}$ sowie U'_w , $U'_{w,0}$ bestimmt. Durch den vorgegebenen An- und Abfluggradienten 1:10 auf den Trajektorien sowie die einlaufende Turbulenz (vgl. Gl. (22) und (23)) sind diese Beiträge im Allgemeinen nicht Null. Von besonderem Interesse sind hier die durch die Gegenwart des Rotors erzeugten Unterschiede $\Delta U^{\parallel} = U^{\parallel} - U_0^{\parallel}$ etc. Es ergeben sich nach Gleichungen (1) und (3) zusätzliche Beiträge zu den Lastfaktoren, $\Delta n(U^{\perp, \text{up}}) - \Delta n(U_0^{\perp, \text{up}})$ und analog für U' und U'_w . In Gleichung (3) werden dabei die folgenden relativen Fluggeschwindigkeiten V verwendet:

$$\Delta n(U^{\perp, \text{up}}) : \quad V = \sqrt{(V_c - U^{\parallel})^2 + (U_0^{\perp, \text{up}} + U^{\perp, \text{up}})^2}, \quad (27)$$

$$\Delta n(U') : \quad V = \sqrt{(V_c - U^{\parallel})^2 + (|U_0^{\perp, \text{up}}| + |U'|)^2}, \quad (28)$$

$$\Delta n(U'_w) : \quad V = \sqrt{(V_c - U^{\parallel})^2 + (|U_0^{\perp, \text{up}}| + |U'_w|)^2}. \quad (29)$$

Die auf die Spannweite des Flugzeugs bezogene turbulente Windgeschwindigkeit U'_w ist etwa für Rollmomente in der Mitte eines Wirbels größerer Turbulenzlänge l relevant. Fliegt das Flugzeug dagegen von Außen in den Nachlauf ein, so wirkt die durch die typische turbulente Windgeschwindigkeit U' generierte Auftriebsveränderung. Im Folgenden werden beide Größen betrachtet; für die konservativere Analyse ist das Maximum von U' und U'_w relevant.

In diesem Sinne wird der maximale Lastfaktor Δn_{WEA} für jedes der untersuchten Szenarien als der größere Wert von $|\Delta n(U') - \Delta n(U'_w)|$ und $|\Delta n(U'_w) - \Delta n(U'_{w,0})|$ plus die maximale Schwankungsamplitude von $\Delta n(U^{\perp, \text{up}}) - \Delta n(U_0^{\perp, \text{up}})$ definiert. Der maximale Lastfaktor wird dann mit den erwarteten Umgebungsturbulenzen aus Gleichungen (24) und (25) sowie dem V-n-Diagramm aus Anhang B verglichen.

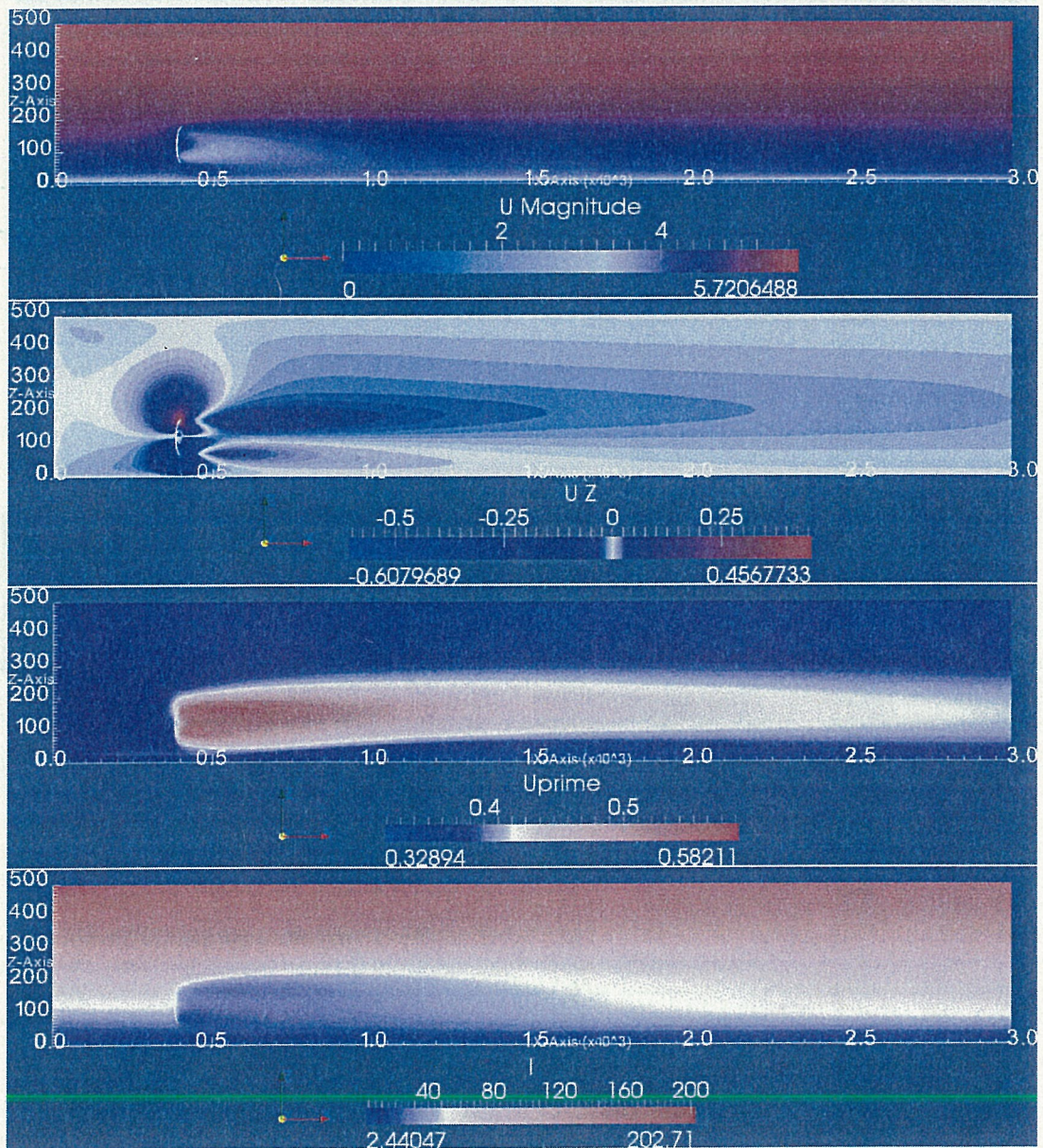


Abbildung 6: Simulationsergebnisse für den Fall Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe. Gezeigt sind Ebenen konstanter y-Koordinate durch den Turbinenmittelpunkt. Die dargestellten Größen U , U_z , U' haben die Einheit m s^{-1} , die Turbulenzlänge l hat die Einheit m.

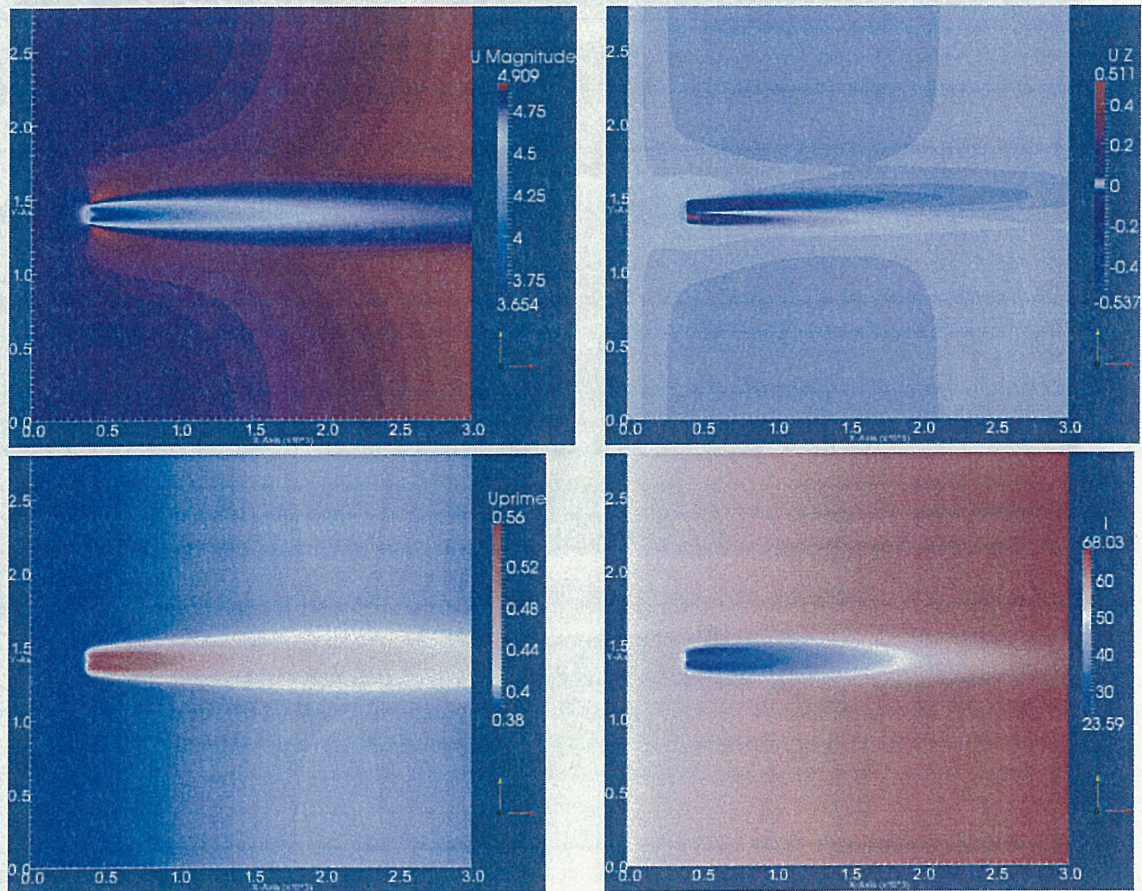


Abbildung 7: Simulationsergebnisse für den Fall Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe. Gezeigt sind Ebenen konstanter z-Koordinate durch den Turbinenmittelpunkt. Die dargestellten Größen U, U_z, U' haben die Einheit m s^{-1} , die Turbulenzlänge l hat die Einheit m.

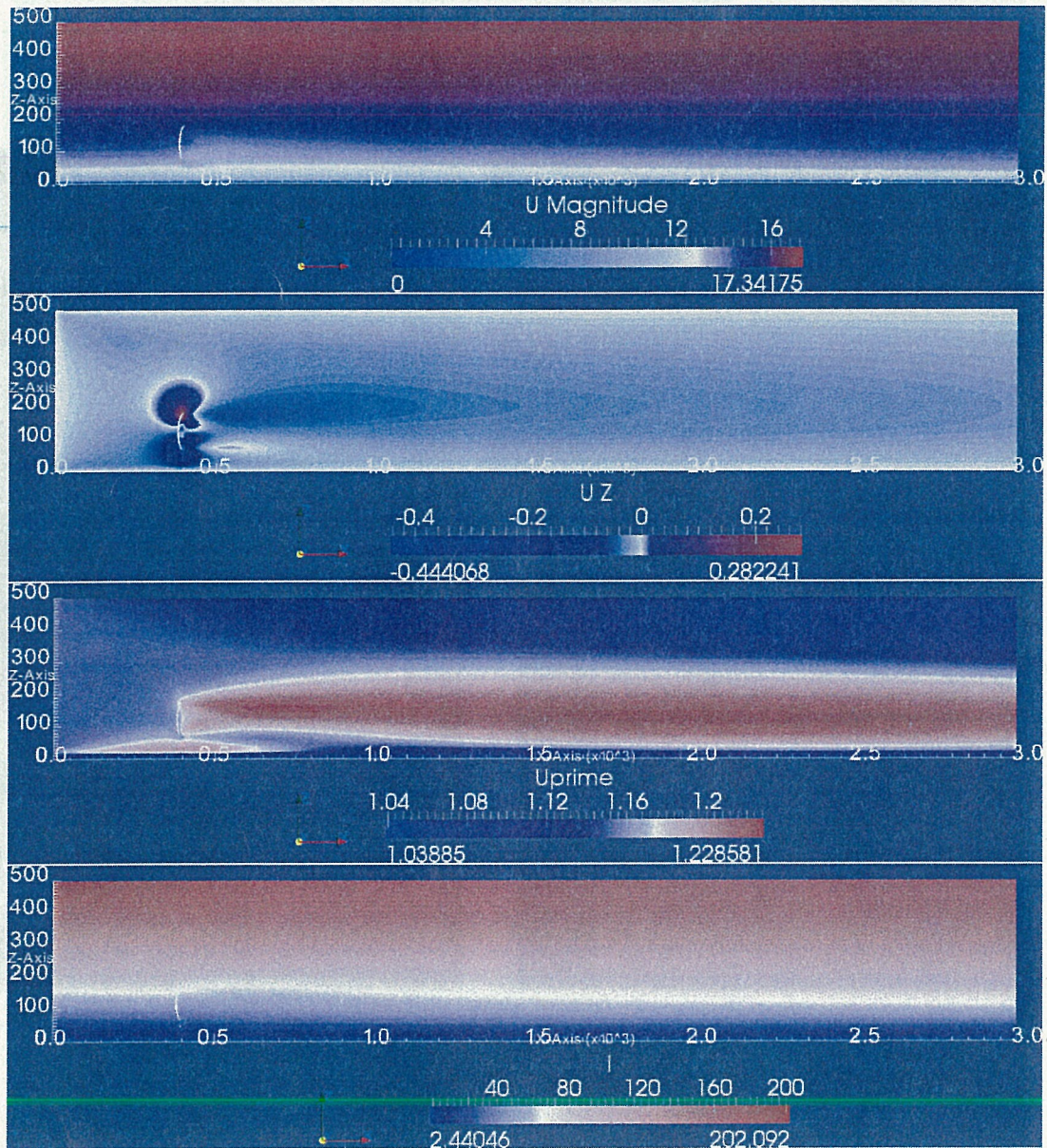


Abbildung 8: Simulationsergebnisse für den Fall Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe. Gezeigt sind Ebenen konstanter y-Koordinate durch den Turbinenmittelpunkt. Die dargestellten Größen U , U_z , U' haben die Einheit m s^{-1} , die Turbulenzlänge l hat die Einheit m.

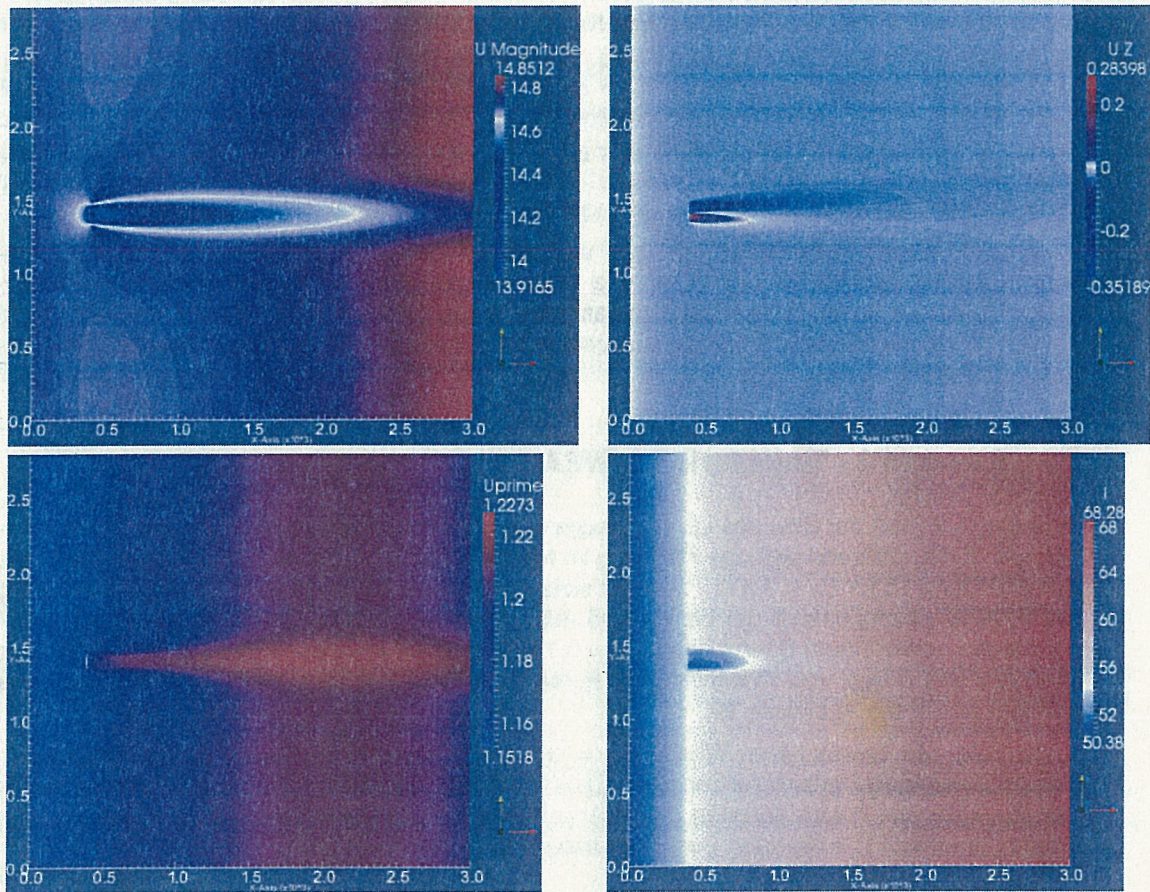


Abbildung 9: Simulationsergebnisse für den Fall Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe. Gezeigt sind Ebenen konstanter z-Koordinate durch den Turbinenmittelpunkt. Die dargestellten Größen U, U_z, U' haben die Einheit m s^{-1} , die Turbulenzlänge l hat die Einheit m.

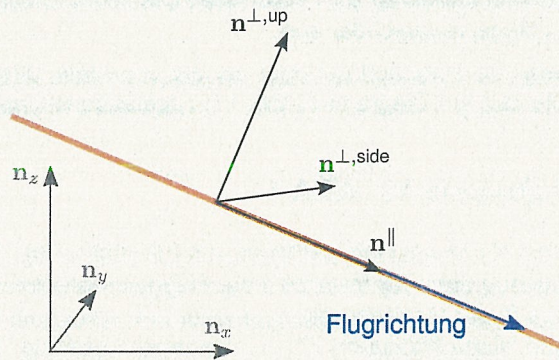


Abbildung 10: Das lokale Koordinatensystem (schwarz) auf der Trajektorie (orange) ist rotiert und verschoben gegenüber dem ortsfesten Ursprungskordinatensystem (grau).

7.2 Szenario 1 - Trajektorie T0, WEA 3

Szenario 1 ist charakterisiert durch einen Nachlaufdurchflug in geringem Abstand von der WEA bei seitlich einfallender Hauptwindrichtung, vgl. Abbildungen 14 und 19. Das UL-Flugzeug verbringt bei einer Geschwindigkeit von $V_c = 33 \text{ m s}^{-1}$ etwa 10 s im Nachlauf der Anlage, in welchen es einem plötzlichen Querwindeinbruch um bis zu 1 m/s sowie Turbulenzen von bis zu $\Delta n_{WEA} = 0,06$ ausgesetzt ist. Diese Werte gelten bei der geringeren Umgebungswindgeschwindigkeit $U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$. Im Fall $U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$ fallen die durch den Nachlauf erzeugten Effekte im Vergleich zur ungestörten Umgebung geringer aus, siehe Tabelle 6.

Der maximale Lastfaktor ist demnach vergleichbar oder geringer als die erwartete Umgebungsturbulenz aus Gleichungen (24) und (25), und wesentlich geringer als die laut V-n Diagramm (Abb. 11) zugelassene Gesamtbelastung. Dieses gilt auch unter Berücksichtigung der in Anhang C abgeschätzten Sicherheitsaufschläge für zusätzliche Effekte durch Blattspitzenwirbel nahe der WEA 3.

7.3 Szenario 2 - Trajektorie T1, WEA 3

In Szenario 2 führt der Pilot des UL-Flugzeugs etwa über Meldepunkt ‚NOVEMBER‘ einen Kurswechsel durch, während sich das Flugzeug im Nachlauf der WEA 3 bei südlichem Wind befindet. Aus Abbildung 15 für $U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$ ergibt sich, dass dieses Manöver von Einbruch und Anstieg der Seitenwindkomponente um bis zu 0,35 m/s, einem vergleichbar starken Einbruch des Gegenwindes, sowie einem Böenzuwachs von 0,1 m/s begleitet ist. Das führt zu einem maximalen Lastfaktor von $\Delta n_{WEA} = 0,03$ während der Kursänderung. Im Fall $U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$ fallen die Effekte geringer aus, siehe Abbildung 20.

Im Falle des schwächeren Windes $U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$ liegt der maximale Lastfaktor über den erwarteten Umgebungsturbulenzen $\Delta n(U_0) = 0,08$ aus Teilabbildung d) von Abbildung 15, im Fall $U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$ weit darunter, $\Delta n(U_0) = 0,3$. Beide Werte liegen weit unter der laut V-n Diagramm (Abb. 11) zulässigen Gesamtbelastung.

7.4 Szenario 3 - Trajektorie T2, WEA 1

Dieses Szenario zeichnet sich durch eine lange Aufenthaltsdauer von etwa 70 s bei Fluggeschwindigkeit $V_c = 33 \text{ m s}^{-1}$ im Einflussbereichs des Nachlaufs aus, vgl. Abbildungen 16 und 21. Dieses geht mit einem stetigen Abfall der Gegenwindkomponente um schließlich etwa 0,45 m/s im Fall $U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$ einher. Beim Einschwenken in Richtung der Landebahn verringert sich der Abwind um etwa 0,05 m/s, was den Hauptbeitrag zum maximalen Lastfaktor $\Delta n_{WEA} = 0,03$ liefert. Im Fall $U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$ fallen die Effekte vergleichbar aus.

Der maximale Lastfaktor ist demnach geringer als die erwartete Umgebungsturbulenz, und wesentlich geringer als die laut V-n Diagramm (Abb. 11) zugelassene Gesamtbelastung.

7.5 Szenario 4 - Trajektorie T3, WEA 1

In Szenario 4 geschieht die Kursänderung unmittelbar bei Eintritt in den Nachlauf. Im Fall $U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$ erfährt das Flugzeug dann für etwa 25 s bei Fluggeschwindigkeit $V_c = 33 \text{ m s}^{-1}$ einen Einbruch von etwa 0,3 m/s in der Gegenwindkomponente und etwa halb so viel oder weniger in der Seitenwindkomponente, siehe Abbildung 17. Der maximale Lastfaktor liegt bei $\Delta n_{WEA} = 0,02$. Im Fall $U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$ fallen die Effekte vergleichbar aus, siehe Abbildung 22.

Der maximale Lastfaktor ist weit geringer als die erwartete Umgebungsturbulenz aus Gleichungen (24) und (25) und die laut V-n Diagramm (Abb. 11) zugelassene Gesamtbelastung.

7.6 Szenario 5 - Trajektorie T4, WEA 5

Szenario 5 ist vergleichbar mit Szenario 4. Der Pilot erfährt die durch den Nachlauf hervorgerufenen Turbulenzen kurz nach dem Einschwenken auf Landebahnkurs. Für etwa 15s bei Fluggeschwindigkeit $V_c = 33 \text{ m s}^{-1}$ ist er im Fall $U_0 = 3.3 \text{ m s}^{-1}$ einem Einbruch des Gegenwinds um weniger als 0,25 m/s und der Seitenwindkomponente um 0,05 m/s ausgesetzt, siehe Abbildung 18. Der maximale Lastfaktor liegt bei $\Delta n_{WEA} = 0,01$. Im Fall $U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$ fallen die Effekte leicht geringer aus, siehe Abbildung 22.

Der maximale Lastfaktor ist weit geringer als die erwartete Umgebungsturbulenz aus Gleichungen (24) und (25) und die laut V-n Diagramm (Abb. 11) zugelassene Gesamtbelastung.

Szenario	Windgeschwindigkeit	Dauer	Δn_{WEA}	$\Delta U_{WEA}^{l,side}$
1	$U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$	10 s	0,06	$1,0 \text{ m s}^{-1}$
2	$U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$	15 s	0,03	$0,35 \text{ m s}^{-1}$
3	$U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$	70 s	0,03	$0,25 \text{ m s}^{-1}$
4	$U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$	25 s	0,02	$0,15 \text{ m s}^{-1}$
5	$U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$	15 s	0,01	$0,18 \text{ m s}^{-1}$
1	$U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$	10 s	0,02	$0,60 \text{ m s}^{-1}$
2	$U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$	15 s	0,02	$0,20 \text{ m s}^{-1}$
3	$U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$	70 s	0,02	$0,17 \text{ m s}^{-1}$
4	$U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$	25 s	0,02	$0,08 \text{ m s}^{-1}$
5	$U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$	15 s	0,01	$0,10 \text{ m s}^{-1}$

Tabelle 6: Ergebnisübersicht aller untersuchten Szenarien. Die Verweildauer im Nachlauf ist als Dauer bezeichnet und bezieht sich auf die angenommene Reisegeschwindigkeit $V_c = 33 \text{ m s}^{-1}$. Der maximale durch die WEA zusätzlich zu Effekten der Umgebungsturbulenz erzeugte Lastfaktor ist mit Δn_{WEA} bezeichnet, siehe Abschnitt 7.1. Die durch die WEA induzierte maximale Änderung der mittleren Seitenwindkomponente $\Delta U_{WEA}^{l,side}$ ist ebenfalls relativ zum Flug bei abgeschalteter WEA zu verstehen. Für den Punkt maximaler Effizienz der WEA bei Windgeschwindigkeit 8 m s^{-1} (etwa $U_0 = 5 \text{ m s}^{-1}$) ist zusätzlich ein Sicherheitsfaktor 2 für Δn_{WEA} , abgelesen bei $U_0 = 3.3 \text{ m s}^{-1}$, zu veranschlagen.

8 Zusammenfassung und Beurteilung

In der vorliegenden Untersuchung wurden fünf beispielhafte An- und Abflugtrajektorien von UL-Flugzeugen am UL-Flugplatz Linnich-Broich in Hinblick auf die zu erwartenden Böenlastvielfachen beim Durchflug von Nachlaufturbulenzen der im Rahmen des Windparks Broich-Boslar geplanten WEA betrachtet. Die untersuchten An- und Abflugszenarien sind in Tabelle 3 definiert. Für zwei eingehende Windprofile, welche durch die Annahme neutraler Atmosphäre sowie Windgeschwindigkeitsvorgaben $U_0 = 3.3 \text{ m s}^{-1}$ bzw. $U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$ in 10 m Höhe festgelegt wurden, wurden die durch gemittelte und turbulente Auf- und Abwinde generierten Auftriebsgewinne und -verluste berechnet, unter den in Abschnitt 5 beschriebenen Annahmen und Vereinfachungen. Diesen Rechnungen liegt Formel (3) zugrunde, die auf einer Veränderung des Anstellwinkels basiert. Die Analyse wurde für den UL-Flugzeugtyp ‚Icarus C-22‘ durchgeführt.

Die Details der Auswertung sind in Abschnitt 7 zu finden. Eine Übersicht der Ergebnisse aller untersuchten Szenarien gibt Tabelle 6. Alle dort aufgelisteten maximalen WEA-Beiträge zu den Lastfaktoren Δn_{WEA} liegen weit unter den laut dem V-n-Diagramm zulässigen Werten, vgl. Abbildung 11. Die Analyse der Abbildungen 14 bis 23 zeigt, dass auch bei Addition der Umgebungseffekte die Gesamtbelastung unkritisch bleibt. Es kann erwartet werden, dass auch auf anderen Trajektorien innerhalb des Einflugbereichs die Werte Δn_{WEA} aus Tabelle 6 nicht übertroffen werden. Dieses gilt auch für abweichende An- und Abfluggradienten im Bereich 1:10 bis 1:15.

Die Tatsache, dass die maximalen Lastfaktoren für die höhere einlaufende Windgeschwindigkeit verringern, beruht auf einer effizienteren Ausbeute der kinetischen Energie des Windes bei der niedrigeren Windgeschwindigkeit durch die WEA, vgl. Anhang A. Für den maximalen Leistungsbeiwert c_P der REpower 3.2M114 bei Windgeschwindigkeit 8 m s^{-1} (das entspricht etwa 5 m s^{-1} in 10 m Höhe) lässt sich ein Sicherheitsfaktor 2 für Δn_{WEA} , abgelesen bei $U_0 = 3.3 \text{ m s}^{-1}$ in Tabelle 6, abschätzen. Der maximale Wert liegt damit bei $\Delta n_{WEA} = 0.12$ in Szenario 1 und somit ebenfalls im unkritischen Bereich des V-n-Diagramms.

Die Art der durchgeführten Analyse mittels einer stationären RANS-Simulation bei fixiertem Gitter und einer Wirkscheibe als Rotormodell macht es unmöglich, Blattspitzenwirbel aufzulösen. Diese sind vor allem in einem Abstand von 0 bis 2 D hinter der Rotorebene zu erwarten und zerfallen aufgrund der Wechselwirkung mit der Umgebungsturbulenz. Der vorgegebene Einflugbereich sieht eine Unterschreitung dieses Abstandes nicht vor. Mit 2,2 D Abstand zu WEA 3 in Abbildung 1 liegt Trajektorie T0 jedoch innerhalb des Übergangsbereichs, der sich nicht scharf definieren lässt.

Wirbel der Umgebung müssen zu den Anlagenwirbel addiert werden

2D minimaler Abstand

In Anhang C wurden Sicherheitsaufschläge von $\Delta n_{\text{nah}} = 0,1$ bzw. $\Delta n_{\text{nah}} = 0,3$ für diese Distanz und $U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$ bzw. $U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$ abgeschätzt. Zusammen mit dem Sicherheitsfaktor von oben gilt nachwievor $\Delta n_{\text{WEA}} < 0,5$. Aufgrund eines Vergleichs mit dem V-n-Diagramm ist auch unter Berücksichtigung dieser Sicherheiten keine unverantwortbare Gefährdung des Flugbetriebs erkennbar.

Die Resultate aus Tabelle 6 beziehen sich auf die Reisegeschwindigkeit $V_c = 33 \text{ m s}^{-1}$. Im An- und Abflug ist die tatsächliche Geschwindigkeit geringer und nicht konstant. Die Fluggeschwindigkeit V geht näherungsweise linear in die Veränderung der Auftriebskraft in Formel (3) ein, bei geringerem V sind also geringere maximale Lastfaktoren zu erwarten. Die Aufenthaltsdauer des Flugzeuges im Nachlauf ist dagegen entsprechend länger.

Nicht untersucht wurde die dynamische Reaktion des UL-Flugzeugs auf die berechneten Kräfte $F = mg\Delta n$, etwa auf induzierte Rollmomente oder einen integrierten Auftriebsverlust. Derartige Berechnungen verlangen eine detaillierte Modellierung des Flugzeugs und eventuell auch der Reaktion des Piloten, was den Rahmen dieser Studie übersteigt.

Es wird darauf hingewiesen, dass die Zeitabhängigkeit der Turbulenzeinwirkung nicht im V-n-Diagramm erfasst wird. Unter Umständen sind die UL-Flugzeuge beim Nachlaufdurchflug raschen Auftriebs- und Seitenwindänderungen ausgesetzt, mitunter während Kursänderungsmanövern. Deren Untersuchung ist nicht Teil dieses Gutachtens. Eine letztliche Beurteilung der fliegerischen Herausforderungen unter Einwirkung der hier berechneten Kräfte obliegt der Erfahrung von UL-Flugzeugpiloten. Die Bedingungen beim Nachlaufdurchflug erscheinen jedoch basierend auf der vorliegenden Untersuchung nicht wesentlich gefährlicher auszufallen, als der Flug bei normaler Umgebungsturbulenz.

Die maximalen Lastfaktoren Δn_{WEA} aus Tabelle 6 sind als Effekte zusätzlich zu den Böen der natürlichen Umgebungsturbulenz zu verstehen. Sie fallen entweder vergleichbar oder sehr viel geringer aus als die entsprechenden in Gln. (24) und (25) bestimmten Werte $\Delta n(U'_0) = 0,07$ für den Fall $U_0 = 3,3 \text{ m s}^{-1}$ und $\Delta n(U'_0) = 0,22$ für $U_0 = 10 \text{ m s}^{-1}$ (vgl. auch die Teilabbildungen d) der Abbildungen 14 – 23).

Zusammenfassend lässt sich aufgrund der hier vorgestellten Untersuchung und dem Vergleich der berechneten maximalen Böenlastfaktoren mit dem V-n-Diagramm keine Gefährdung der UL-Flugzeuge durch Nachlaufturbulenzen von WEA am UL-Flugplatz Linnich-Broich feststellen.

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. Zu allgemeiner Achtsamkeit, zur Vorsicht und zu verantwortungsvollem Verhalten der UL-Flugzeugpiloten beim Durchflug der Nachlaufturbulenzen 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 diesem Gutachten gewonnenen Erkenntnisse und gezogenen Schlussfolgerungen unter allen Umständen richtig und abschließend sind.

Dieses Gutachten wurde für den Auftraggeber BMR Windenergie GmbH & Co. KG erstellt. Jede auf dem Gutachten 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 dieses Gutachtens erhoben werden.

A Leistungskennlinie REpower 3.2M114

Folgende garantierte elektrische Leistungskennlinie der WEA vom Typ REpower 3.2M114, bezogen auf die Mittelspannungsseite des Transformators, wurde aus der Referenz [4] übernommen und für die Berechnungen verwendet:

Windgeschwindigkeit v [m/s]	Elektrische Leistung P [kW]	Schubbeiwert c_t [-]	Leistungsbeiwert c_p [-]
3	18	1,05	0,107
4	144	0,85	0,360
5	319	0,80	0,408
6	590	0,80	0,437
7	969	0,80	0,452
8	1460	0,80	0,456
9	2017	0,72	0,443
10	2576	0,64	0,412
11	3009	0,57	0,362
12	3170	0,40	0,293
13	3170	0,30	0,231
14	3170	0,24	0,185
15	3170	0,19	0,150
16	3170	0,16	0,124
17	3170	0,13	0,103
18	3170	0,11	0,087
19	3170	0,10	0,074
20	3170	0,08	0,063
21	3170	0,07	0,055
22	3170	0,06	0,048

B V-n-Diagramme für UL-Flugzeuge

Das V-n-Diagramm für den UL-Flugzeugtyp ‚Icarus C-22‘ ist in Abbildung 11 dargestellt, die relevanten Flugzeugdaten sind Abbildung 12 zu entnehmen.

C Abschätzung Blattspitzenwirbel

Abbildung 13 zeigt Ergebnisse einer Simulation der ‚MEXICO‘-Modellanlage mit 5 m Durchmesser³, bei Anströmung mit konstanter Windgeschwindigkeit $U_0 = 24 \text{ m s}^{-1}$ und realistischer Blattspitzengeschwindigkeit von $70 - 80 \text{ m s}^{-1}$. Die Blattspitzenwirbel haben in diesem Fall einen halben Meter hinter dem Rotor typische azimuthale Geschwindigkeitskomponenten von grob $0,5 U_0$ und einen Durchmesser von etwa $d = 25 \text{ cm} \approx 0,05D$.

Bei der REpower 3.3M114 ist $D = 114 \text{ m}$, der entsprechend skalierte Durchmesser des Blattspitzenwirbel liegt dann in der Größenordnung $d = 5,7 \text{ m}$. Die Auftriebsänderung nach Formel (3) geht von einer Umströmung der gesamten Spannweite $\Lambda = 10 \text{ m}$ aus. Vereinfacht wirkt der Wirbel nur auf den Bruchteil $\frac{d}{\Lambda}$,

$$\Delta n_{\text{nah},0} = \frac{d}{\Lambda} \Delta n \left(\frac{1}{2} U_0 \right) = \frac{d}{\Lambda} \frac{\frac{1}{2} k \rho_0 S \left(\frac{1}{2} U_0 \right) V_c c_{A,\alpha}}{mg} \quad (30)$$

³Vielen Dank an Ivan Herraes Hernandez, ForWind Oldenburg.

Geht man nun schlicht von einem exponentiellen Abklingverhalten mit charakteristischer Skala $2D$ aus, so ergeben sich beim Abstand x vom Rotor

$$\Delta n_{\text{nah}}(x) = e^{-\frac{x}{2D}} \Delta n_{\text{nah},0}, \quad (31)$$

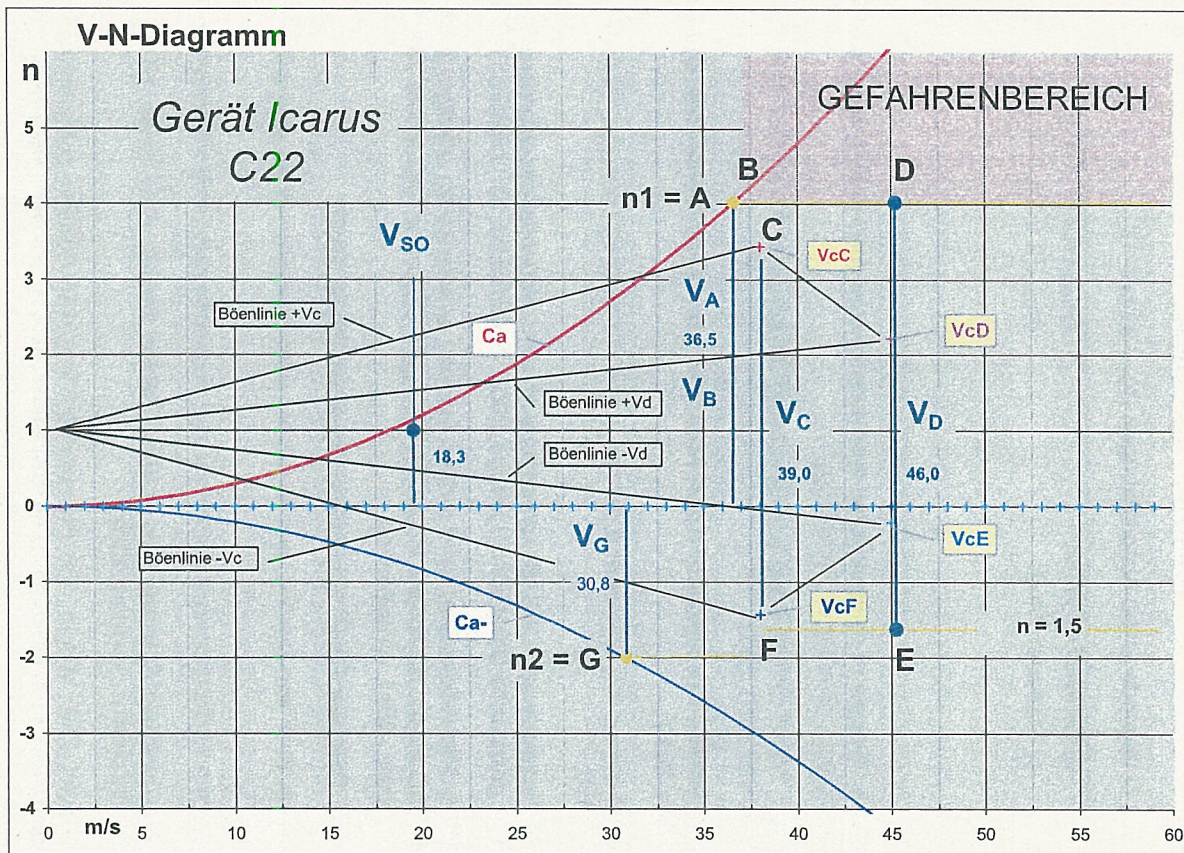
und bei $x = 2,2 D$ folgende grobe Abschätzungen ($V_c = 33 \text{ m s}^{-1}$):

a) Schwacher Wind:	$\Delta n_{\text{nah}}(2,2 D) = 0,1,$	(32)
b) Stärkerer Wind:	$\Delta n_{\text{nah}}(2,2 D) = 0,3.$	(33)

Literatur

- [1] E. Svenning, "Review of computational fluid dynamics for wind turbine wake aerodynamics," 2010. Chalmers University of Technology.
- [2] L. Vermeer, "Wind turbine wake aerodynamics," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 39, no. 6-7, pp. 467–510, 2003.
- [3] REpower Systems AG, *REpower 3.2M114 [3.2M/114m/50Hz] Produktbeschreibung Vorläufige Version*, 2010.
- [4] REpower Systems AG, *REpower 3.2M114 [3.2M/114m/50Hz] Leistungskennlinie Vorläufige Version*, 2010.
- [5] Deutsche Flugsicherung DFS, *Bekanntmachung von Lufttüchtigkeitsanforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge*, 2003. Nachrichten für Luftfahrer Teil II (17/03).
- [6] 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.
- [7] S. B. Pope, *Turbulent Flows*. Cambridge University Press, 2000.
- [8] B. Sanderse, S. P. Van Der Pijl, and B. Koren, *Implementation of an actuator disc in OpenFoam*, 2011.
- [9] M. Kloosterman, "Development of the near wake behind a horizontal axis wind turbine," 2009.
- [10] S. Ivanell, *Numerical Computations of Wind Turbine Wakes*. PhD thesis, KTH Engineering Sciences, Stockholm, Sweden, 2009.
- [11] N. Hargreaves, D.M.; Wright, "On the use of the k-epsilon model in commercial cfd software to model the neutral atmospheric boundary layer," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 95, no. 6-7, pp. 355–369, 2007.

Abbildung 11: V-n Diagramm für den UL-Flugzeugtyp 'Icarus C-22'.



Erklärungen

Wert

A = n1 Vorgabe + 4g max. 4,0 g (n)
 FAR Part 23
 bei Va 36,5 m/s

Ca+ + Auftriebs-Beiwert 1,35

B = VcB Böenlinie für Va 3,432 g (n)
 vereinfacht 15 m/s bei Vc 33,0 m/s

D = VcD Böenlinie für + Vc 2,216 g (n)
 vereinfacht 7,5 m/s bei Vb 46 m/s

D-E = Vb V-Diving Speed 46,2 m/s
 vereinfacht 1,4 x Vc 51 m/s

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

n3 +/- = 2,2 46,0 g / m/s
 n4 +/- = -0,2 46,0 g / m/s

(D-E) ~ VNE (Höchstgeschwindigkeit) 41,6 m/s
 vereinfacht 0,9 x Vb 42 m/s

n2 = G Vorgabe -2 g max. 2,0 g (n)
 FAR Part 23

Ca- - Auftriebs-Beiwert -0,95
 theoret. Vc 30,8 m/s

F = VcF Böenlinie für - Vc -1,432 g (n)
 vereinfacht 15 m/s bei Vc 46 m/s

E = VcE Böenlinie für - Vc -0,216 g (n)
 vereinfacht 15 m/s bei Vc 46 m/s

V-N-Diagramm

Gerät Icarus C22

zweisitziges UL

Gesetzliche Bestimmungen nach FAR Part 23 Merke: Ist das Lastvielfache bei Vc höher als n1 und n2 gelten die Werte n3 und n4	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

entspricht den UL- Vorgaben	Vc kmh	119	im vorges. Bereich	Vc / Vso
	Vso kmh	66	unter 65 kmh	1 : 2

Eingaben	Werte	Vorgaben	JAR 23.1505
			JAR 23.335 und a. m.

Masse	m	427 kg	Gewichtskraft	G	4189 Kgm/s ²
Fläche	S	15,2 m ²	Erdbeschleunigung	g	9,81
mittl. Flügeltiefe	lm	1,5 m	Normalatmosphäre	ρ	1,225
V-Abfang Start-Mindest V=18m/s	Vso	12,9 m/s		ρ / 2	0,613
V-Crossing 100%	Vc	33,0 m/s	Pi	π	3,1416
* beachte Ca _{max} und VcC			Stedigung in Grad Ca/α		0,111 = 1 / 9°
V-Rückenflug (nicht zulässig)	VG	30,8 m/s	Stedigung i. Bogen Ca/α	a	6,369 = 1 / 9°
V-max zulässig	VNE	41,6 m/s	Umfang Kreis = 2 π r		6,2832
Auftrieb posi.x	Ca	0,5	1°rad Bogenmass		57,32
Auftrieb posi.max. in Böen *	Ca _{max}	1,35	360 / 57,32 =		6,2805
Auftrieb neg.max. in Böen	Ca _{max}	-0,95	1°rad radial =		0,0174
Staudruck	q	667,01			
VA nach Ca _{max} für n4	VA	36,5	Tabelle Diagramm> Punkt B		
VB nach VA min.	VBA	36,5			
VB nach Vc-f *jedoch mind. VA	VBC	33,0	39	* VB muß mind. VA sein	
VB nach VNE alternativ	VBN-E	37,4	46	Lasvielfaches Böe positiv (Vc) n Bö+ 3,432 39,0 4,0 >Punkt C	
V-Diving	VD	46,2	46	Lasvielfaches Böe negativ (Vc) n Bö- -1,432 39,0 -2,0 >Punkt F	

Lasvielfaches-Böe Vc	Ude	7,625 m/s			
Lasvielfaches-Böe Vb	Ude	15,25 m/s			
				Lasvielfaches Böe positiv (Vb) n Bö+ 2,216 46,0 4,0 >Punkt D	
				Lasvielfaches Böe negativ (Vb) n Bö- -0,216 46,0 -1,5 >Punkt E	
				alternativ, wenn Werte von Vc > als Vb dann n3 und n4 einsetzen	
				Lasvielfaches Böe positiv n3 Bö+ 2,216 46,0 4,0 >Punkt D	
				Lasvielfaches Böe negativ n4 Bö- -0,216 46,0 -1,5 >Punkt E	

Formeln					
Flugz. Massenverhältnis	μg	4,8009	Mindestfluggeschw. positiv		
Böenabminderungsfaktor	k	0,4183	Mindestfluggeschw. negativ		
			VS0+	VS0-	VS0+ bei kmh
Mindestfluggeschw. positiv	VS0+	27,2	12,9	15,4	46
Mindestfluggeschw. negativ	VS0-	32,4	18,3	21,8	66
			25,8	30,8	93
			31,6	37,7	114
			36,5	43,5	131

kmh	m/s	Ca+	Ca-	VcC	VcF	VdD	VdE
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	-	-	2,22	-0,22
169	47	6,63	-4,66	-	-	-	-
173	48	6,91	-4,86	-	-	-	-
176	49	7,20	-5,07	-	-	-	-
180	50	7,50	-5,28	-	-	-	-

Abbildung 12: Daten zum V-n Diagramm für den UL-Flugzeugtyp Icarus C-22:

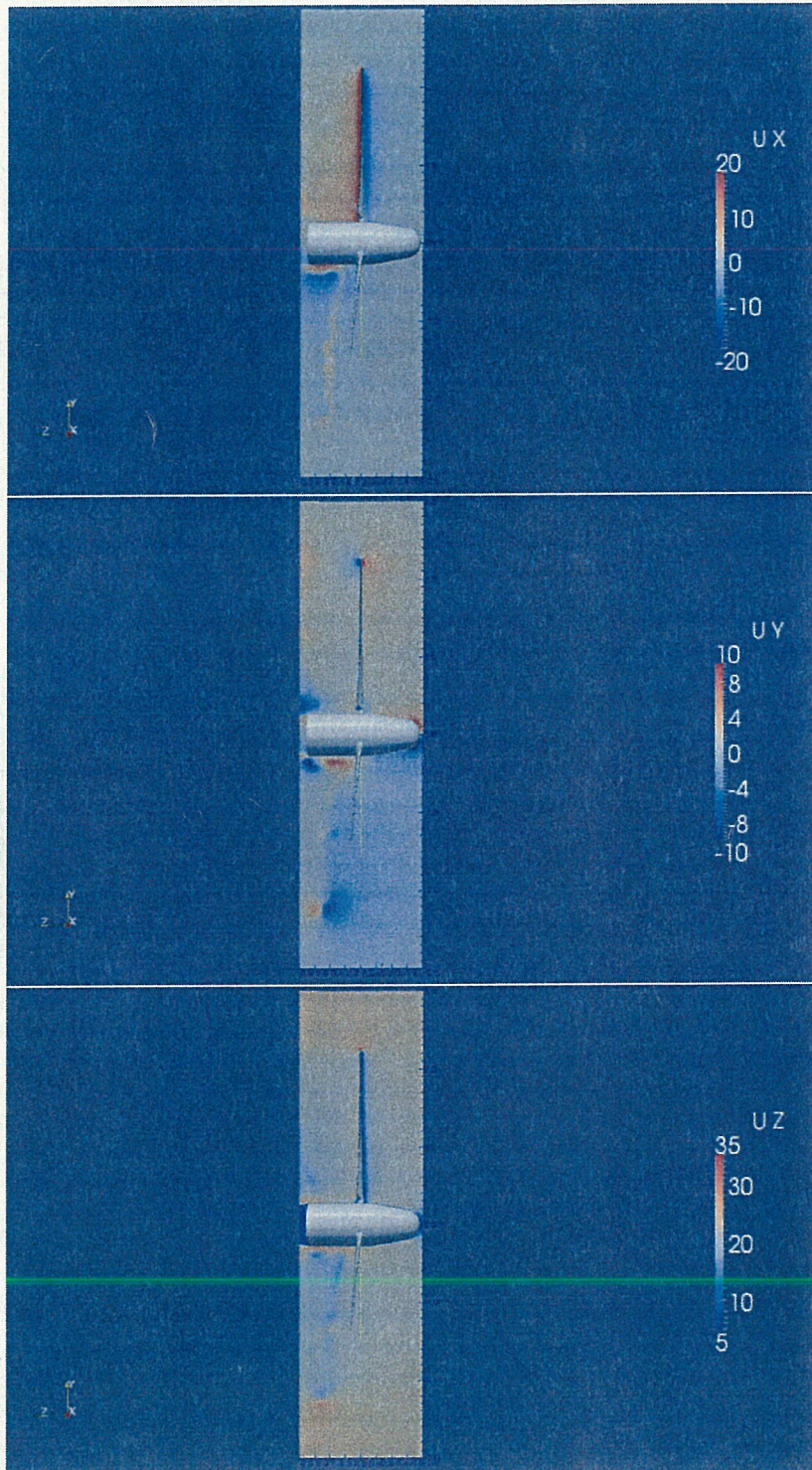


Abbildung 13: Simulation der Randwirbel der ‚MEXICO‘-Anlage. Mit freundlicher Genehmigung von Ivan Herraez Hernandez, ForWind Oldenburg.

Szenario 1, Trajektorie T0, WEA 3, Abflug,
Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe.

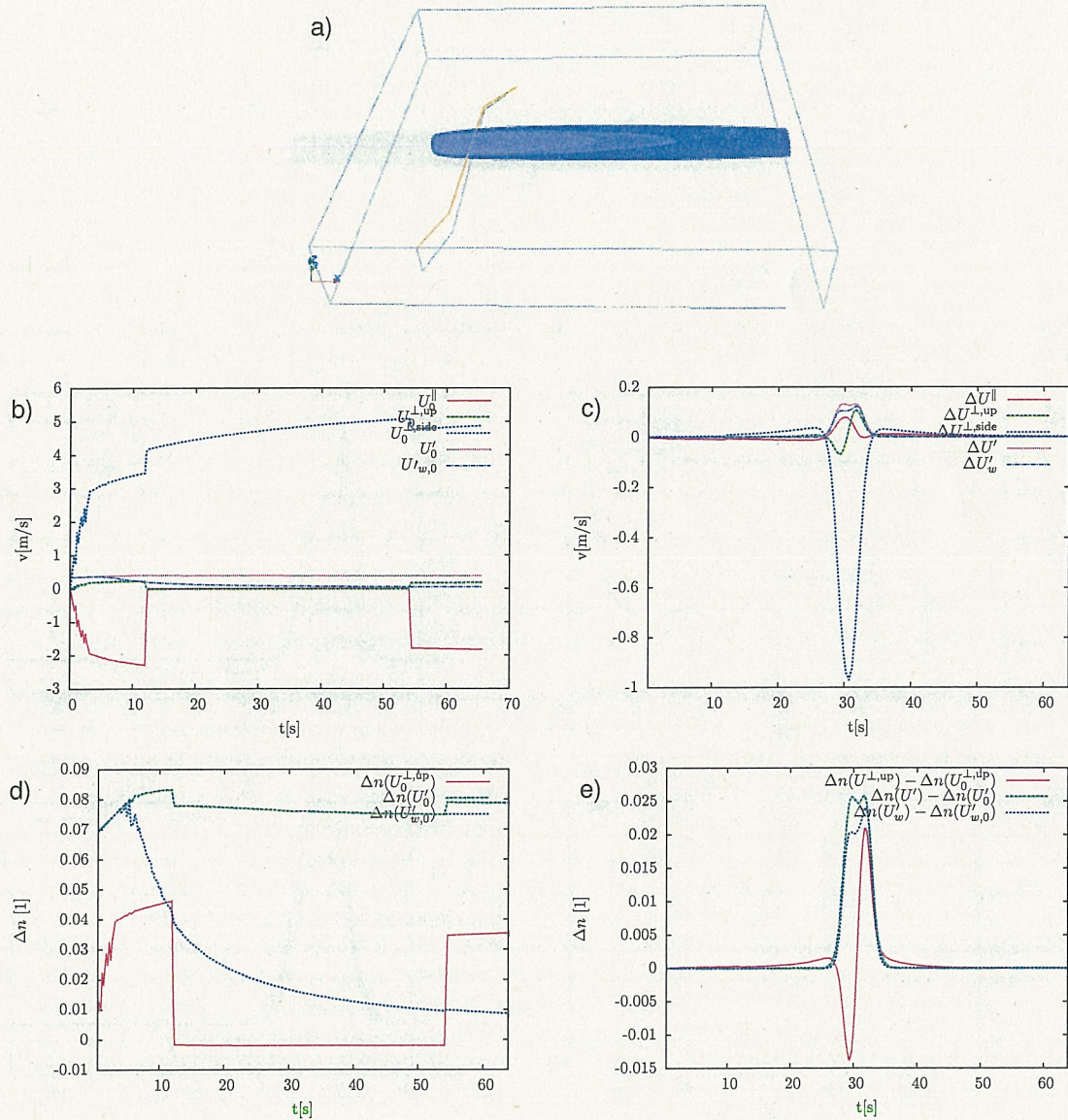


Abbildung 14: Ergebnisse für Szenario 1, Trajektorie T0, WEA 3, Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe. Teilabbildung a) zeigt die Flugtrajektorie relativ zum Nachlauf in x-Richtung, b) die Windgeschwindigkeitskomponenten longitudinal und senkrecht zur Trajektorie sowie die Turbulenzwindgeschwindigkeiten U' und U_w bei abgeschalteter WEA, c) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Windgeschwindigkeiten, d) die resultierenden Lastfaktoren Δn bei abgeschalteter WEA und e) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Lastfaktoren.

Szenario 2, Trajektorie T1, WEA 3, Anflug,
Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe.

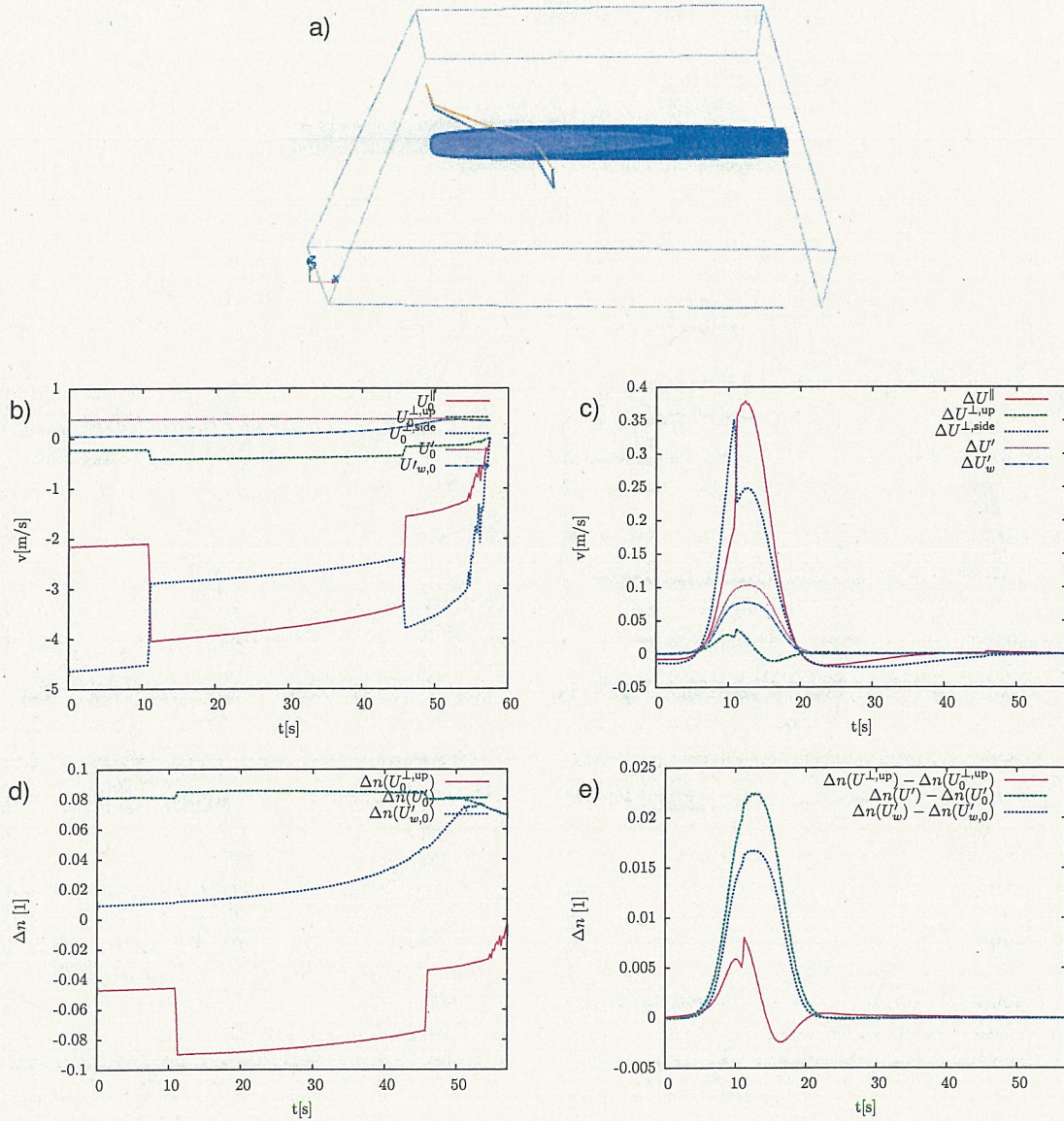


Abbildung 15: Ergebnisse für Szenario 2, Trajektorie T1, WEA 3, Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe. Teilabbildung a) zeigt die Flugtrajektorie relativ zum Nachlauf in x-Richtung, b) die Windgeschwindigkeitskomponenten longitudinal und senkrecht zur Trajektorie sowie die Turbulenzwindgeschwindigkeiten U' und U'_w bei abgeschalteter WEA, c) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Windgeschwindigkeiten, d) die resultierenden Lastfaktoren Δn bei abgeschalteter WEA und e) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Lastfaktoren.

Szenario 3, Trajektorie T2, WEA 1, Anflug,
Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe.

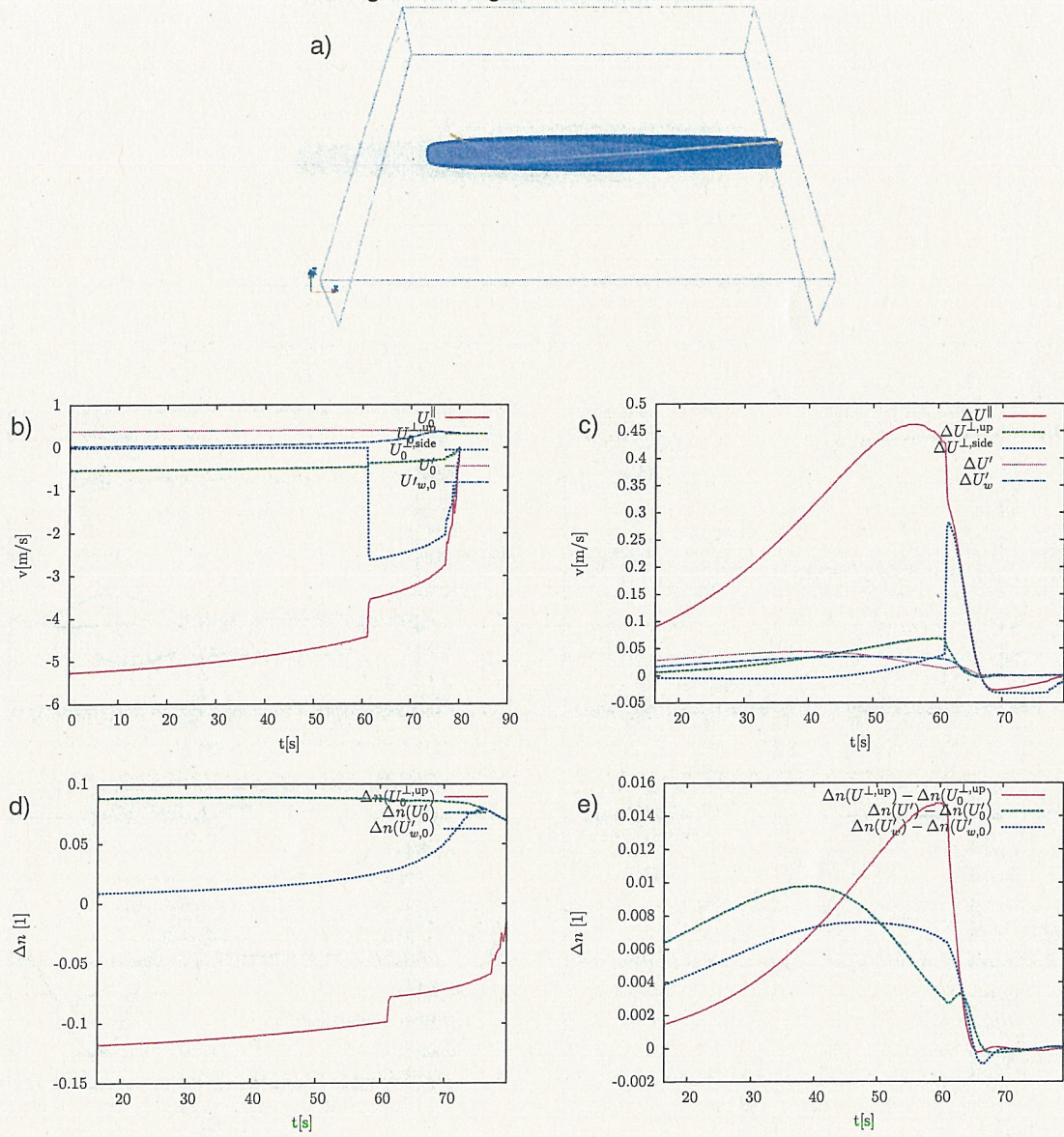


Abbildung 16: Ergebnisse für Szenario 3, Trajektorie T2, WEA 1, Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe. Teilabbildung a) zeigt die Flugtrajektorie relativ zum Nachlauf in x-Richtung, b) die Windgeschwindigkeitskomponenten longitudinal und senkrecht zur Trajektorie sowie die Turbulenzwindgeschwindigkeiten U' und U_w' bei abgeschalteter WEA, c) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Windgeschwindigkeiten, d) die resultierenden Lastfaktoren Δn bei abgeschalteter WEA und e) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Lastfaktoren.

Szenario 4, Trajektorie T3, WEA 1, Anflug,
Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe.

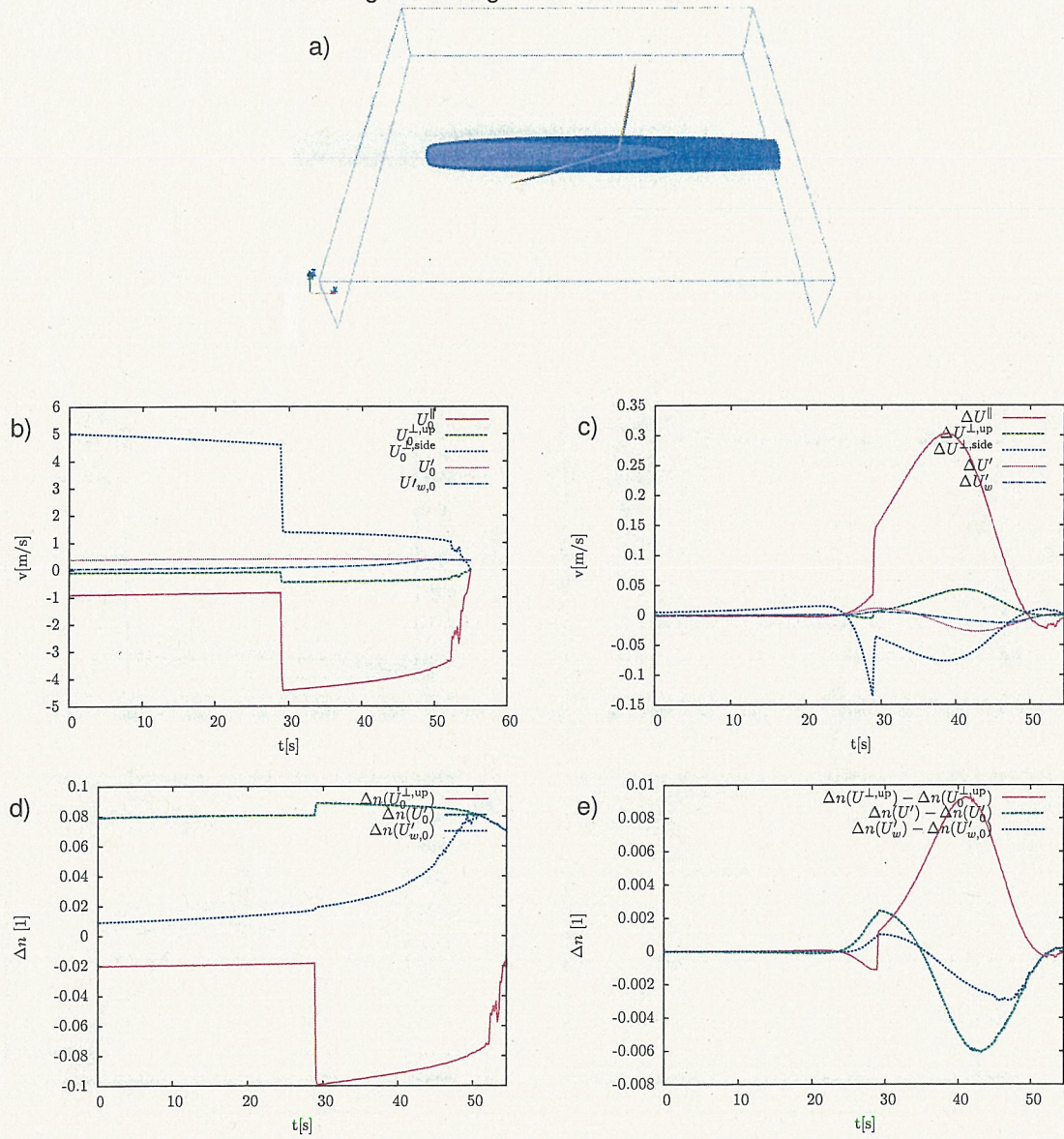


Abbildung 17: Ergebnisse für Szenario 4, Trajektorie T3, WEA 1, Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe. Teilabbildung a) zeigt die Flugtrajektorie relativ zum Nachlauf in x-Richtung, b) die Windgeschwindigkeitskomponenten longitudinal und senkrecht zur Trajektorie sowie die Turbulenzwindgeschwindigkeiten U' und U'_w bei abgeschalteter WEA, c) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Windgeschwindigkeiten, d) die resultierenden Lastfaktoren Δn bei abgeschalteter WEA und e) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Lastfaktoren.

Szenario 5, Trajektorie T4, WEA 5, Anflug,
Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe.

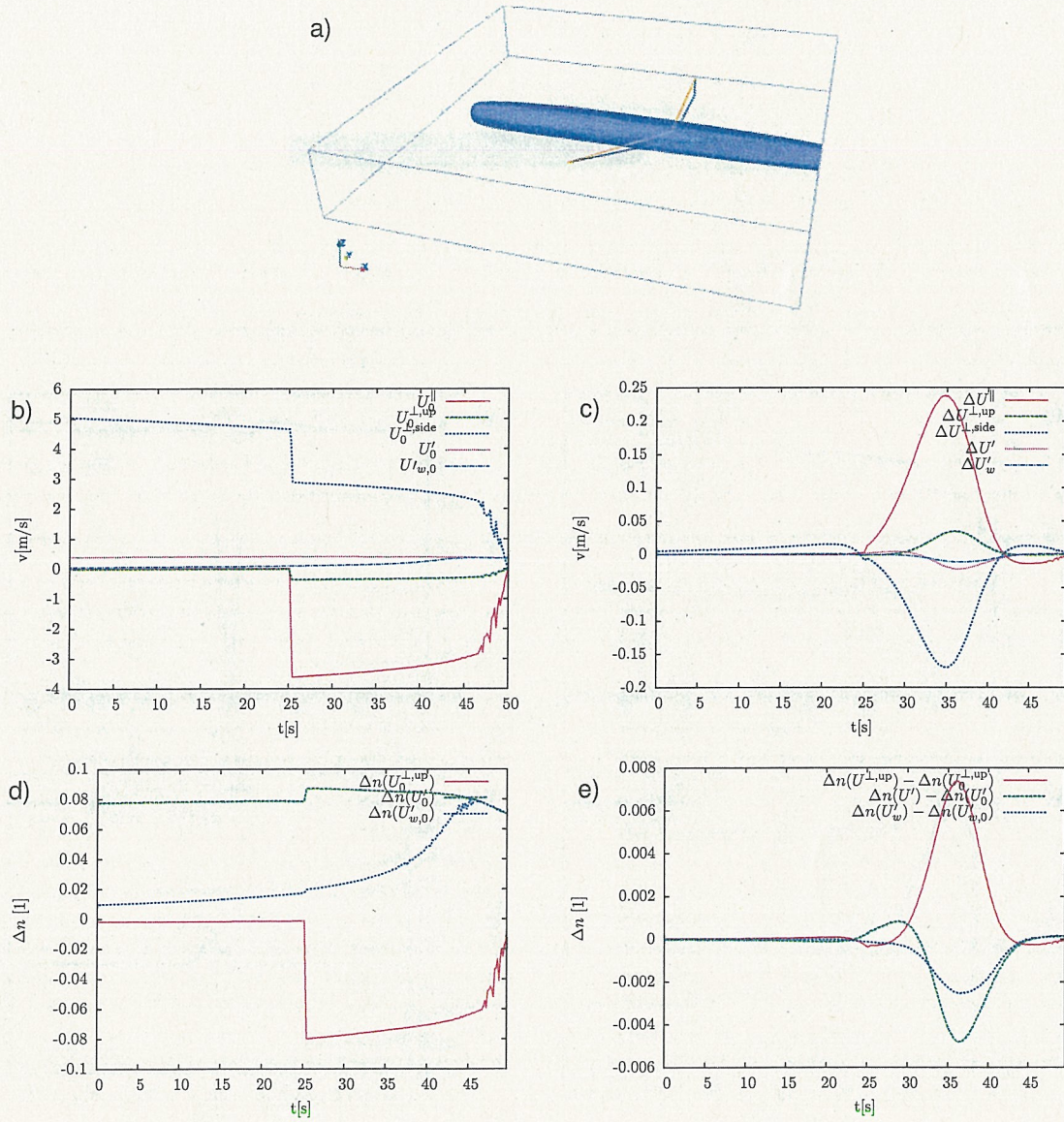


Abbildung 18: Ergebnisse für Szenario 5, Trajektorie T4, WEA 5, Windgeschwindigkeit 3.3 m/s in 10 m Höhe. Teilabbildung a) zeigt die Flugtrajektorie relativ zum Nachlauf in x-Richtung, b) die Windgeschwindigkeitskomponenten longitudinal und senkrecht zur Trajektorie sowie die Turbulenzwindgeschwindigkeiten U' und U'_w bei abgeschalteter WEA, c) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Windgeschwindigkeiten, d) die resultierenden Lastfaktoren Δn bei abgeschalteter WEA und e) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Lastfaktoren.

Szenario 1, Trajektorie T0, WEA 3, Abflug,
Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe.

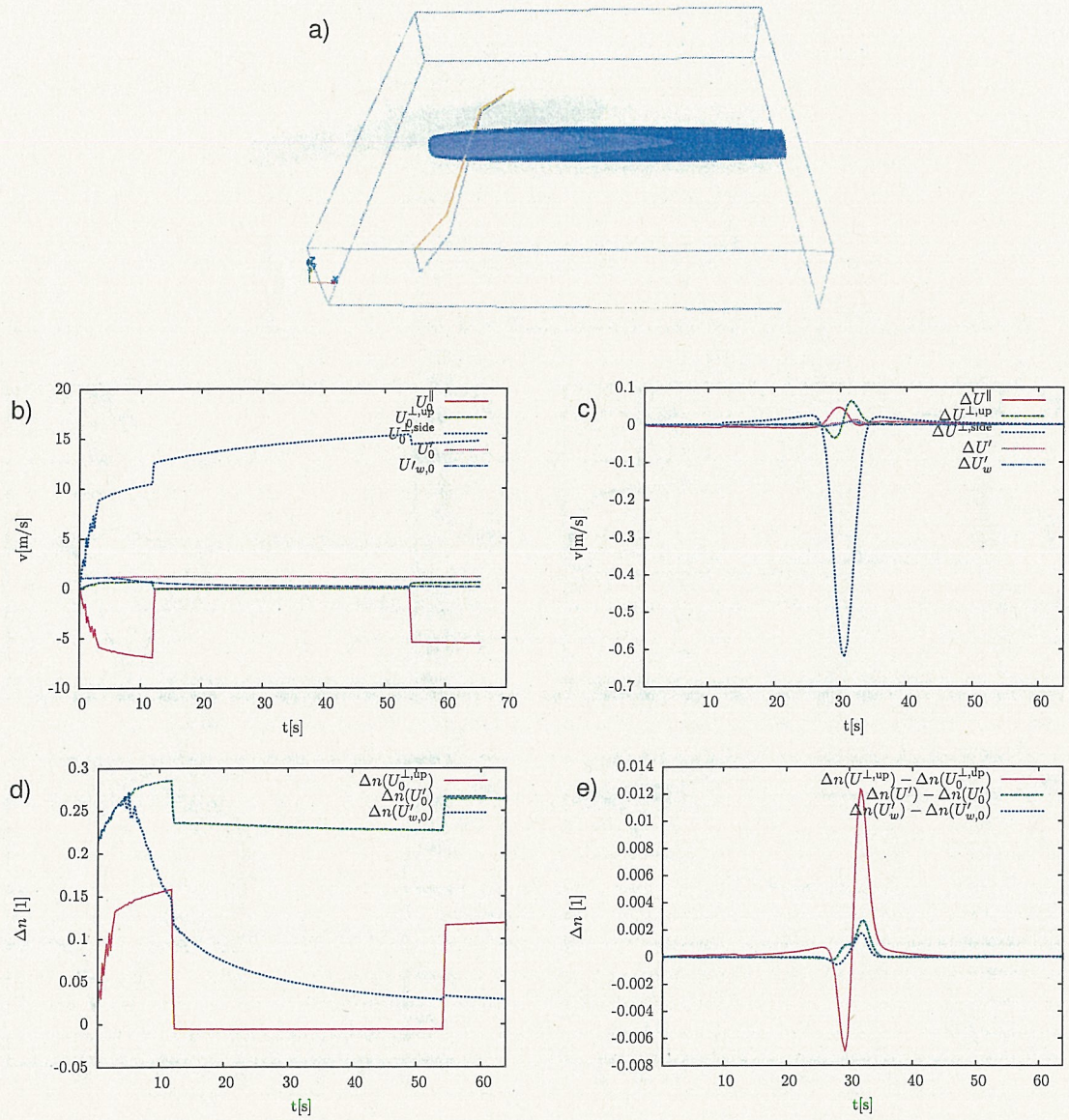


Abbildung 19: Ergebnisse für Szenario 1, Trajektorie T0, WEA 3, Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe. Teilabbildung a) zeigt die Flugtrajektorie relativ zum Nachlauf in x-Richtung, b) die Windgeschwindigkeitskomponenten longitudinal und senkrecht zur Trajektorie sowie die Turbulenzwindgeschwindigkeiten U' und U'_w bei abgeschalteter WEA, c) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Windgeschwindigkeiten, d) die resultierenden Lastfaktoren Δn bei abgeschalteter WEA und e) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Lastfaktoren.

Szenario 2, Trajektorie T1, WEA 3, Anflug,
Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe.

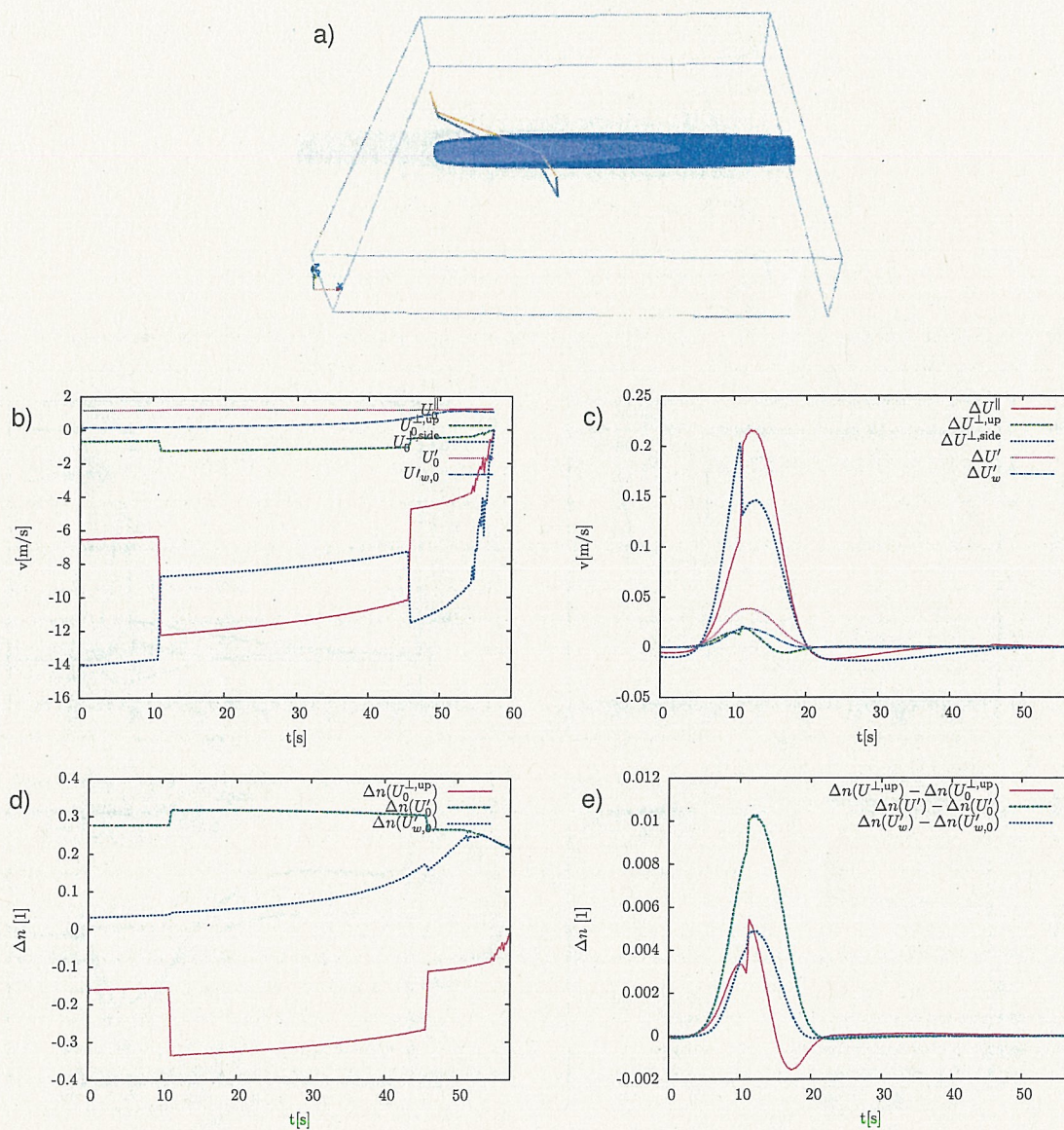


Abbildung 20: Ergebnisse für Szenario 2, Trajektorie T1, WEA 3, Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe. Teilabbildung a) zeigt die Flugtrajektorie relativ zum Nachlauf in x-Richtung, b) die Windgeschwindigkeitskomponenten longitudinal und senkrecht zur Trajektorie sowie die Turbulenzwindgeschwindigkeiten U' und U'_w bei abgeschalteter WEA, c) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Windgeschwindigkeiten, d) die resultierenden Lastfaktoren Δn bei abgeschalteter WEA und e) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Lastfaktoren.

Szenario 3, Trajektorie T2, WEA 1, Anflug,
Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe.

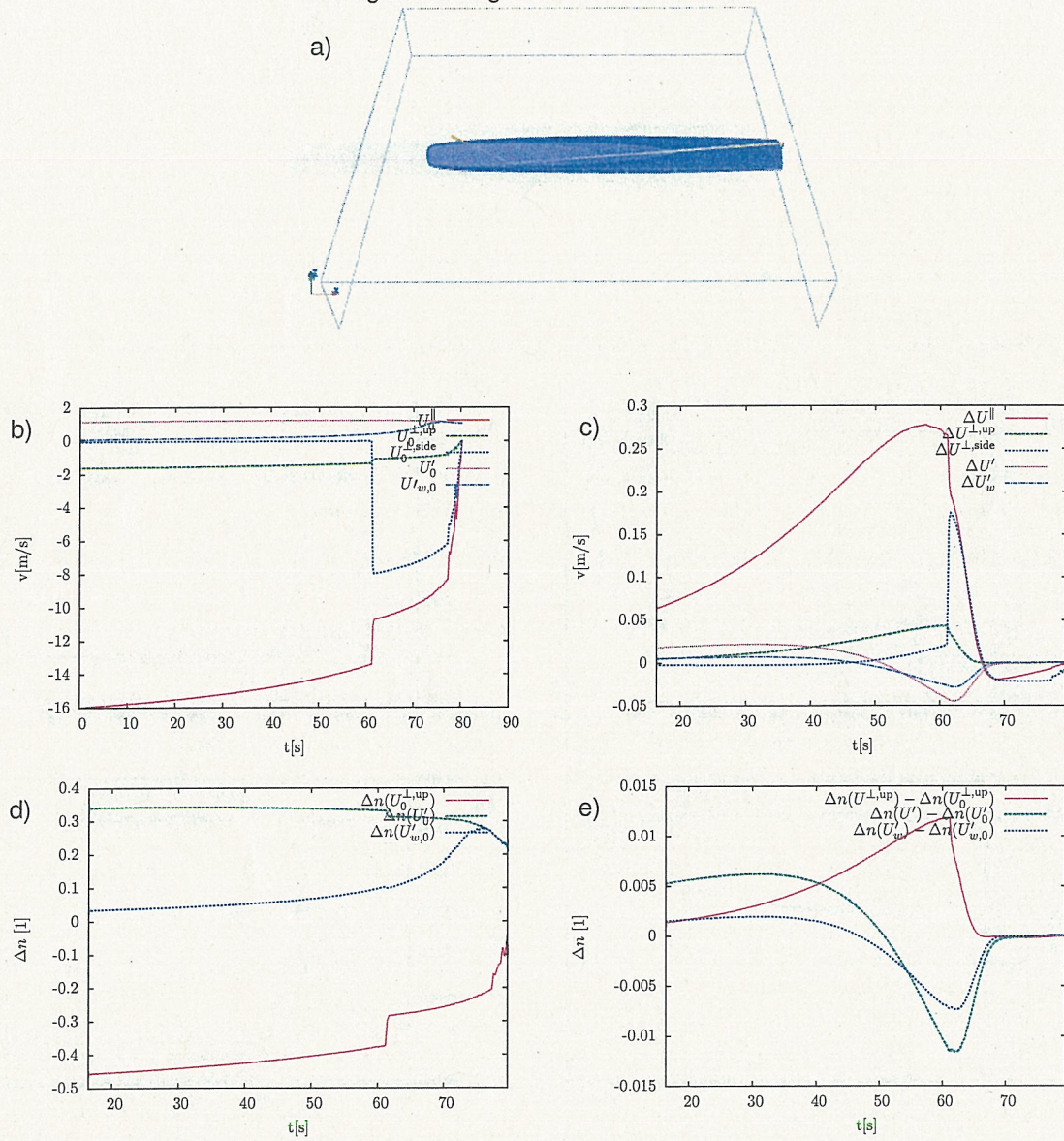


Abbildung 21: Ergebnisse für Szenario 3, Trajektorie T2, WEA 1, Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe. Teilabbildung a) zeigt die Flugtrajektorie relativ zum Nachlauf in x-Richtung, b) die Windgeschwindigkeitskomponenten longitudinal und senkrecht zur Trajektorie sowie die Turbulenzwindgeschwindigkeiten U' und U'_w bei abgeschalteter WEA, c) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Windgeschwindigkeiten, d) die resultierenden Lastfaktoren Δn bei abgeschalteter WEA und e) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Lastfaktoren.

Szenario 4, Trajektorie T3, WEA 1, Anflug,
Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe.

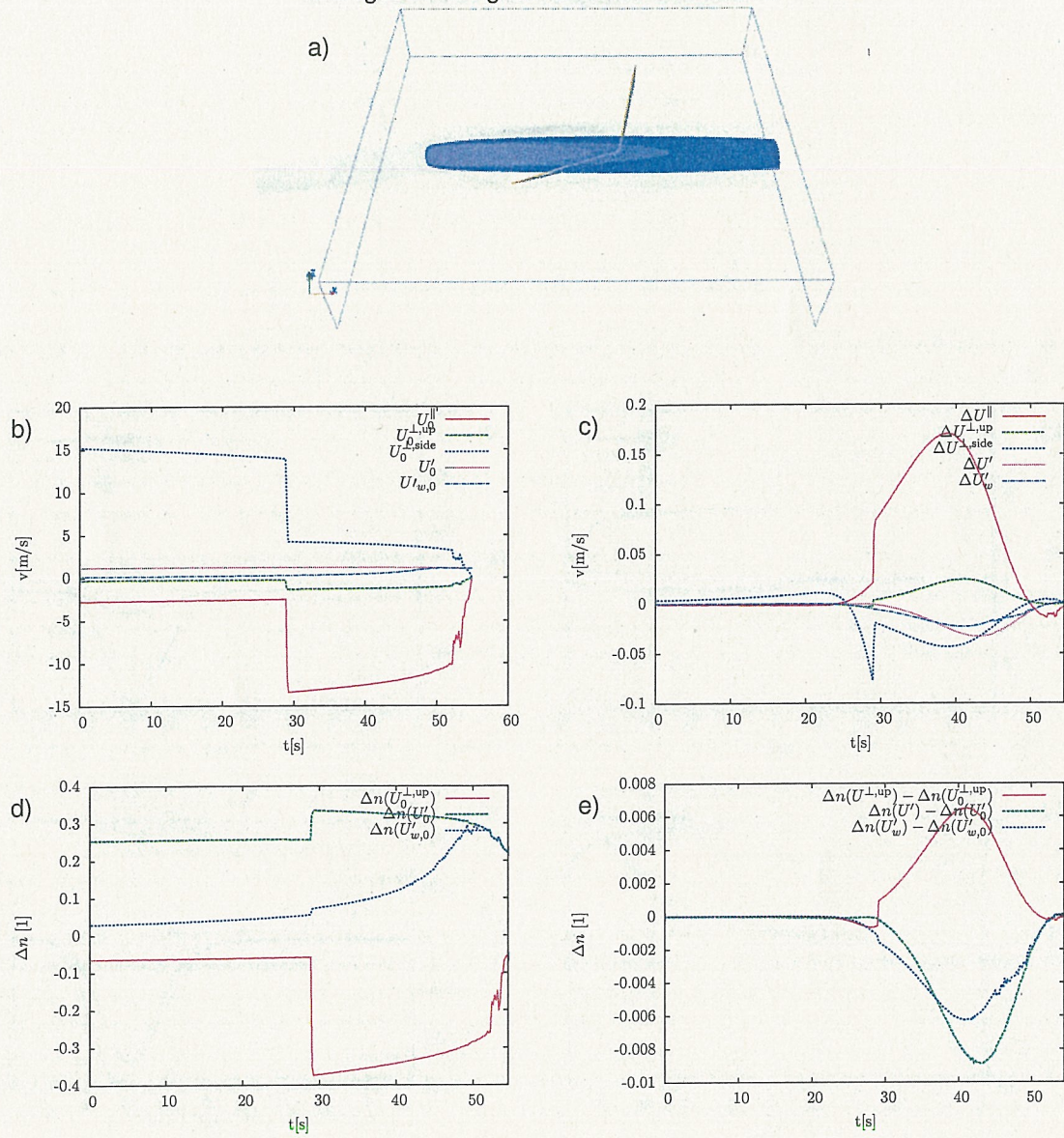


Abbildung 22: Ergebnisse für Szenario 4, Trajektorie T3, WEA 1, Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe. Teilabbildung a) zeigt die Flugtrajektorie relativ zum Nachlauf in x-Richtung, b) die Windgeschwindigkeitskomponenten longitudinal und senkrecht zur Trajektorie sowie die Turbulenzwindgeschwindigkeiten U' und U'_w bei abgeschalteter WEA, c) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Windgeschwindigkeiten, d) die resultierenden Lastfaktoren Δn bei abgeschalteter WEA und e) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Lastfaktoren.

Szenario 5, Trajektorie T4, WEA 5, Anflug,
Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe.

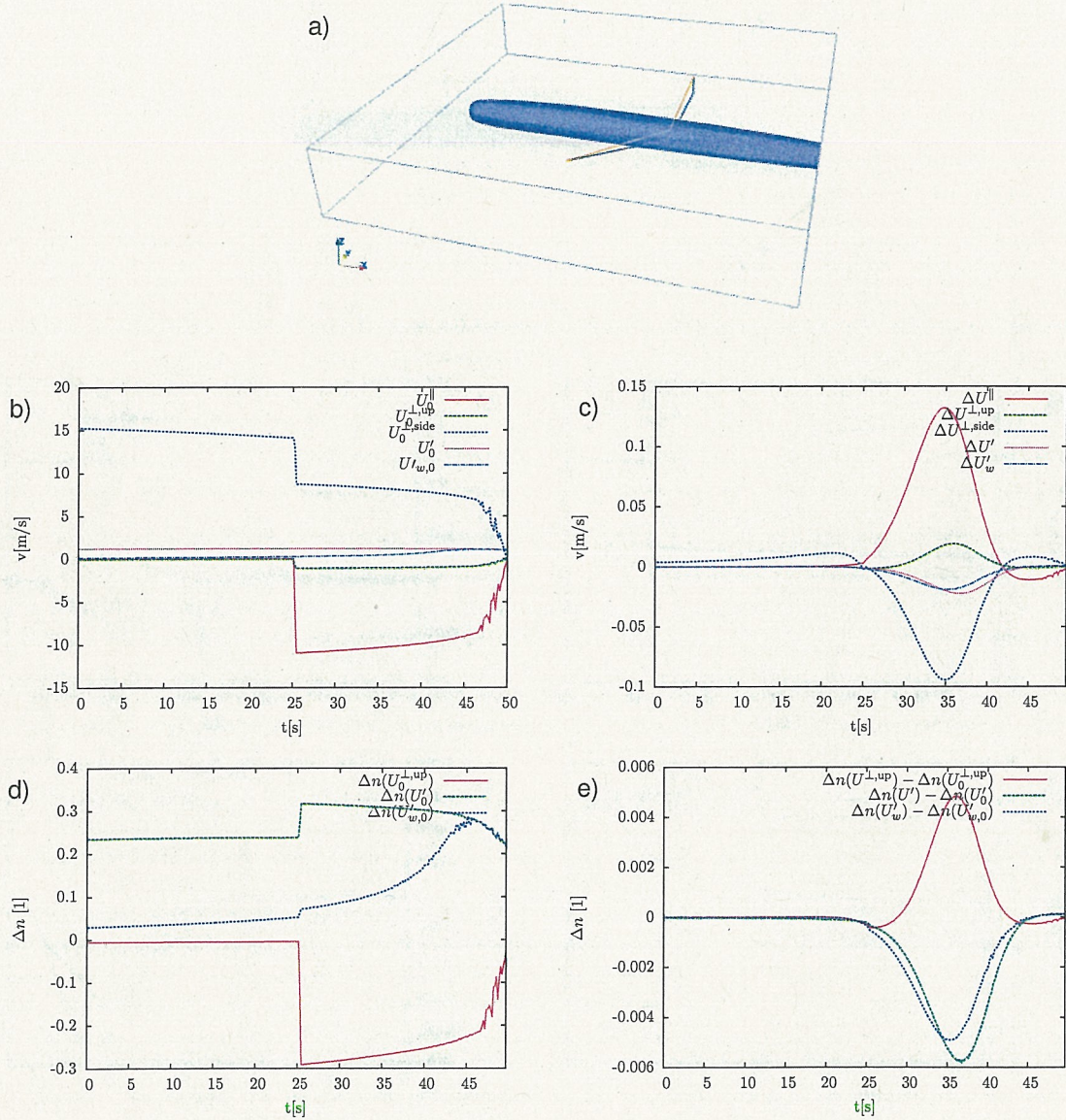


Abbildung 23: Ergebnisse für Szenario 5, Trajektorie T4, WEA 5, Windgeschwindigkeit 10 m/s in 10 m Höhe. Teilabbildung a) zeigt die Flugtrajektorie relativ zum Nachlauf in x-Richtung, b) die Windgeschwindigkeitskomponenten longitudinal und senkrecht zur Trajektorie sowie die Turbulenzwindgeschwindigkeiten U' und U_w bei abgeschalteter WEA, c) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Windgeschwindigkeiten, d) die resultierenden Lastfaktoren Δn bei abgeschalteter WEA und e) die durch die WEA erzeugten Veränderungen der Lastfaktoren.