



# Gottfried Wilhelm Leibniz Universität Hannover

Fakultät für Mathematik und Physik

Institut für Meteorologie und Klimatologie

---

## Masterarbeit

Flugsimulationen in mit LES generierten bodennahen turbulenten  
Windfeldern

---

vorgelegt von:

**Sebastian Giersch**

Matrikelnummer: 2843160

Anschrift: Kralheiderstraße 16, 33649 Bielefeld

Kontakt: [giersch@muk.uni-hannover.de](mailto:giersch@muk.uni-hannover.de)

Studienfach: Meteorologie

Fachsemester: 6. Mastersemester

Erstprüfer: Prof. Dr. Siegfried Raasch

Zweitprüfer: Prof. Dr. Günter Groß

Hannover, Mai 2017

## Vorwort

Die Ihnen vorliegende Masterarbeit entstand im Rahmen des Masterstudienganges der Meteorologie an der Gottfried Wilhelm Leibniz Universität Hannover zur Erlangung des Abschlusses Master of Science. So beschäftigte ich mich als Mitglied der Arbeitsgruppe PALM am Institut für Meteorologie und Klimatologie knapp ein Jahr lang von Anfang 2016 bis Anfang 2017 intensiv mit der Forschung und dem Schreiben dieser Arbeit. Die Thematik ergab sich durch mehrere in der Vergangenheit gemachte Erfahrungen und Gespräche meines Professors Dr. Siegfried Raasch mit Piloten oder anderen Personengruppen mit Bezug zu Flugsimulatoren und numerischer Strömungssimulation für Flughafenumgebungen. In diesem Zuge möchte ich deshalb Herrn Raasch für das in mich gesetzte Vertrauen und für jegliche Unterstützung bedanken. Insbesondere die von Ihm geschaffene und mit der Arbeit verbundene Möglichkeit zur Teilnahme an Konferenzen und die in die Wege geleiteten Treffen mit Piloten und Ingenieuren brachten mich als Wissenschaftler weiter. Außerdem danke ich Professor Dr. Günter Groß für seine Zeit und Mühen als Zweitprüfer. Grundsätzlich hat mich die Arbeit sowohl in der Theorie als auch in der Praxis ausreichend gefordert, wobei vor allem die Begegnungen mit Piloten und Ingenieuren eine interessante und hilfreiche Abwechslung waren. In diesem Zusammenhang sind in erster Linie die Flugsimulatorbegehung im Lufthansa Trainingszentrum Berlin-Schönefeld unter der Leitung von Dieter Müller-Danert und die Pilotenbefragungen mit Sebastian Franz, Benjamin Neumann, Phillip Hellbach und Moritz Horejschi zu nennen. Ein ganz besonderer Dank gilt deshalb auch diesen Herrschaften.

Insbesondere der theoretische Teil um das Dryden-Modell war sehr fordernd und brachte mich an meine Grenzen. Leider war die teilweise ausbleibende oder unbefriedigende Rückmeldung bei Fragen an bestimmte Stellen und Personen hinsichtlich der numerischen Umsetzung des Modells sehr demotivierend. Dennoch blieben solche Situationen eher die Ausnahme.

Hinsichtlich der Betreuung gilt mein besonderer Dank Christoph Knigge, der mir immer freundlich bei jeglicher Fragestellung zu Seite stand und im hohen Maße zusammen mit meinem betreuenden Professor Herrn Raasch gute Motivationsarbeit geleistet hat, sodass die Arbeit zu einem zufriedenstellenden Abschluss gebracht werden konnte. Zu letzterem trugen auch die Korrekturleser Jan-Niklas Weiß und Katja Lohmüller bei, durch dessen Hilfe die finale Überarbeitung der Masterarbeit erst möglich wurde.

Abschließend möchte ich noch meiner Familie und insbesondere meiner Freundin danken, die mich in meinem Schreibprozess hauptsächlich moralisch unterstützt und mir den Rücken in den stressigen Phasen frei gehalten haben. Nur durch diese Unterstützung konnte ich die Arbeit erfolgreich beenden, weshalb ich sie auch diesen Personen widmen möchte.

Ich hoffe, dass Sie viel Spaß beim Lesen dieser Arbeit haben werden.

Sebastian Giersch

Hannover, 10. Mai 2017

## Kurzzusammenfassung

Flugsimulatoren sollen Piloten unter möglichst realistischen Bedingungen auf den Flugbetrieb und das Flugzeugverhalten vorbereiten. Dabei ist auch das turbulente Windfeld von großer Relevanz. Derzeit wird dieses in Flugsimulatoren über die Angabe von mittleren Winden in unterschiedlichen Höhen berücksichtigt. Zudem versuchen statistische Modelle die atmosphärische Turbulenz wiederzugeben. Dadurch ist eine Berücksichtigung bodennaher Turbulenzeffekte, wie die Störung des Windes durch Topographie, nicht möglich. Piloten bestätigen jedoch, dass dies vor allem während des Landeanflugs wünschenswert wäre. Darüber hinaus weisen Piloten darauf hin, dass auch Simulationen im homogenen Gelände nicht realistisch in Bezug auf das turbulente Windfeld sind. Somit würde eine verbesserte Darstellung der Windverhältnisse in Flugsimulatoren Piloten realistischer auf Landungen vorbereiten, wodurch die Unfallgefahr und die Anzahl an Durchstartmanövern reduziert werden könnte. Ziel der Arbeit ist es daher, Flüge unter Hinzunahme möglichst realer turbulenter Windfelder zu simulieren, um die Auswirkungen der Windfelder auf das Flugverhalten von Passagiermaschinen direkt prüfen zu können und zukünftige Flugsimulatoren zu verbessern. Dazu sollen mit dem Grobstruktursimulationsmodell PALM turbulente Windfelder generiert werden, um diese anschließend in den frei verfügbaren Flugsimulator *FlightGear* einzuspeisen und mit den ursprünglichen vom Flugsimulator selbst simulierten Winddaten zu vergleichen. Nachfolgend gilt es zu prüfen, inwieweit die Verwendung der PALM-Daten gegenüber dem bisher in *FlightGear* eingesetzten Dryden-Modell zu einer Änderung der berechneten Fluglage führt. Die Windfelder von PALM sollen sowohl für eine homogene Oberfläche als auch unter Berücksichtigung eines einzelnen idealisierten Gebäudes erzeugt werden.

Der Vergleich des von *FlightGear* simulierten Windfeldes mit der von PALM generierten homogenen und heterogenen Situation verdeutlicht die erheblich schwächere und daher für ein Starkwindereignis unrealistische Turbulenz im *FlightGear*-Windfeld. Ebenso gibt PALM mit einem logarithmischen Verlauf der mittleren Windgeschwindigkeit die tatsächliche bodennahe Situation besser wieder als die lineare Approximation von *FlightGear*. Die Turbulenzspektren von PALM folgen dem für den Inertialbereich typischen  $\Omega^{-\frac{5}{3}}$ -Gesetz, wohingegen die Spektren von *FlightGear* in diesem Bereich proportional zu  $\Omega^{-2}$  sind. Die Unterschiede zwischen den Windfeldern von FG und PALM wirken sich erkennbar auf die Flugsimulationen aus. Die Flüge innerhalb der PALM-Felder sind durch eine stärkere strukturelle Belastung des Flugzeugs und größere Überschreitungen existierender Grenzwerte gekennzeichnet. Zudem kann unter Verwendung des heterogenen Windfeldes der Gebäudeeinfluss auf das Flugzeugverhalten über plötzliche unvorhersehbare Bewegungen, welche die Wahrscheinlichkeit eines Absturzes erhöhen, identifiziert werden.

Zukünftig gilt es, die von PALM generierten Winddaten in für Trainingszwecke geeignete Flugsimulatoren zu implementieren, um hierdurch eine aussagekräftige Bewertung dieser Methodik von Piloten zu erhalten. Dazu bedarf es einer Kooperation mit den für die zertifizierten Flugsimulatoren zuständigen Stellen.

## Abstract

Flight simulators shall prepare pilots for the air traffic and the flight characteristics as realistic as possible. Thereby, the turbulent wind field plays a crucial role. Currently, it is just considered by specifying the average wind speed in different heights. In addition to that, statistical models attempt to reproduce the atmospheric turbulence. Thus, the consideration of near-ground turbulence effects, such as the disturbance of the wind by topography, is not possible. Pilots, however, confirm that considering near-ground turbulence generated by the surrounding topography would be desirable, in particular during the final approach. They also point out that even for homogeneous terrain flight simulations are not realistic concerning the turbulent wind field. Hence, an improved representation of the wind conditions in flight simulators would prepare pilots more realistically to the approach so that the risk of accidents and the number of go-arounds could be reduced. The objective of this work is to simulate flights with the usage of more realistic turbulent wind data to examine the occurred effects on the flight behavior of a passenger plane and improve future flight simulations. For this purpose turbulent wind fields shall be generated by using the large-eddy simulation model PALM in order to feed them into the Open Source flight simulator *FlightGear* and to compare them with the original wind data simulated by the flight simulator itself. Subsequently, it needs to be examined to what extent the usage of PALM data leads to a change in the calculated flight behavior compared to the previous approach of a Dryden turbulence model. The wind fields of PALM shall be generated for both a homogeneous surface and a idealized terrain taking into account a single building.

The comparison of the wind field provided by *FlightGear* with the homogeneous and heterogeneous situation generated by PALM illustrates the much weaker and therefore unrealistic turbulence in *FlightGear*'s wind field for the case of a strong wind event. Likewise, PALM's simulated logarithmic course of the mean wind represents the actual situation close to the ground much better than the linear approximation of *FlightGear*. Also the turbulence spectra of PALM follow the  $\Omega^{-\frac{5}{3}}$ -law, which is typical for the inertial subrange, while the spectra of *FlightGear* are proportional to  $\Omega^{-2}$  in this range. These significant differences between the wind fields of FG and PALM have a noticeable affect on the flight simulations. The flights carried out within the PALM fields are characterized by a stronger structural load on the aircraft and greater exceedances of existing limits. Furthermore, the influence of the building on the aircraft behavior can be clearly identified using the heterogeneous wind field. This influence is mainly expressed through sudden unpredictable movements of the aircraft, whereby a crash becomes much more probable.

In the future, it will be necessary to implement the wind data generated with PALM in flight simulators suitable for training purposes in order to obtain a meaningful assessment of this methodology from pilots. Such an assessment would require a cooperation with the authorities responsible for certified flight simulators.

# Inhaltsverzeichnis

<b>Vorwort</b>	<b>I</b>
<b>Kurzzusammenfassung</b>	<b>II</b>
<b>Abstract</b>	<b>III</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>VI</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>IX</b>
<b>Abkürzungsverzeichnis</b>	<b>X</b>
<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>XI</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Motivation . . . . .	1
1.2 Turbulenz in der atmosphärischen Grenzschicht . . . . .	2
1.3 Numerische Simulation turbulenter Strömungen . . . . .	5
1.4 Bedeutung turbulenter Windfelder im realen und simulierten Flugbetrieb . . . . .	8
1.5 Piloteninterviews und Flugsimulatorbegehung . . . . .	11
1.6 Fragestellungen und Struktur der Arbeit . . . . .	16
<b>2 Beschreibung turbulenter Windfelder mit Bezug zum Flugverkehr</b>	<b>18</b>
2.1 Statistische Beschreibung . . . . .	18
2.2 Grenzwerte des Windfeldes und der Flugzeugbewegung bei landenden Flugzeugen	22
<b>3 Berücksichtigung der Turbulenz in Flugsimulatoren</b>	<b>30</b>
3.1 Charakteristika typischer Turbulenzmodelle . . . . .	31
3.2 Dryden-Turbulenzmodell . . . . .	33
3.2.1 Herleitung der Dryden-Turbulenzspektren . . . . .	33
3.2.2 Generierung eines turbulenten Dryden-Signals . . . . .	42
<b>4 Das Flugsimulationsmodell FlightGear</b>	<b>48</b>
4.1 Generelle Programmstruktur und Funktionsweise . . . . .	48
4.2 Berücksichtigung des Wetters . . . . .	53
4.2.1 Implementierte Wettermodelle . . . . .	54
4.2.2 Simulation atmosphärischer Turbulenz . . . . .	60
<b>5 Das LES-Modell PALM</b>	<b>67</b>
5.1 Grundgleichungen und deren Filterung . . . . .	67
5.2 Zeitliche und räumliche Diskretisierung . . . . .	72
5.3 Anfangs- und Randbedingungen . . . . .	75
5.4 Berücksichtigung von Topographie . . . . .	78
<b>6 Erzeugung der 3D-Windfelddaten mit PALM</b>	<b>81</b>

<b>7</b>	<b>Kopplung zwischen FlightGear und PALM</b>	<b>85</b>
<b>8</b>	<b>Flugsimulationen durch die von FlightGear und PALM bereitgestellten Windfelder</b>	<b>93</b>
8.1	Flüge durch die von FlightGear berechneten Windfelder . . . . .	94
8.2	Flüge durch die von PALM berechneten Windfelder . . . . .	102
8.2.1	Fallbeispiel homogenes Gebiet . . . . .	102
8.2.2	Fallbeispiel idealisiertes Gebäude . . . . .	110
8.3	Vergleich zwischen den einzelnen Flugsimulationen und den zugrundeliegenden Windfeldern . . . . .	118
<b>9</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>123</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>127</b>

# Abbildungsverzeichnis

1.1	Darstellung der spektralen Dichte der turbulenten kinetischen Energie innerhalb der unteren Troposphäre. . . . .	2
1.2	Darstellung der aufgelösten und modellierten Skalenbereiche anhand des gesamten atmosphärischen Energiespektrums bei der DNS. . . . .	6
1.3	Darstellung der aufgelösten und modellierten Skalenbereiche anhand des atmosphärischen Energiespektrums unter Verwendung der RANS-Gleichungen. . . . .	7
1.4	Darstellung der aufgelösten und modellierten Skalenbereiche anhand des gesamten atmosphärischen Energiespektrums bei der LES. . . . .	7
1.5	Statistische Verteilung von Flugunfällen mit Todesfolge und sämtlichen Todesfällen an Bord auf die unterschiedlichen Flugphasen. . . . .	9
1.6	Einstellungsmöglichkeiten hinsichtlich der atmosphärischen Turbulenz im 777-200LR Flugsimulator der Lufthansa . . . . .	15
2.1	Visualisierung der vom NLR angegebenen Grenzwerte für die Änderung des mittleren Gegen- und Seitenwindes. . . . .	25
2.2	Anschauliche Visualisierung der wirkenden Kräfte und des resultierenden Lastfaktors bei einem Kurvenflug. . . . .	28
2.3	Grenze zwischen riskanten und ungefährlichen Rollwinkeln in Abhängigkeit von der Höhe. . . . .	29
3.1	Wesentliche Schritte zur Berücksichtigung der Turbulenz in Flugsimulatoren. . . . .	30
3.2	Anschauliche Bedeutung der fundamentalen Autokorrelationsfunktionen. . . . .	34
3.3	Typische Ausrichtung der Koordinatenachsen bei der Bestimmung turbulenter Windgeschwindigkeiten und deren statistischen Eigenschaften. . . . .	35
3.4	Definition der turbulenten Winkelgeschwindigkeiten im flugzeugbezogenen Koordinatensystem. . . . .	39
3.5	Verarbeitung von Weißem Rauschen mittels Übertragungsfunktionen zur Erzeugung der turbulenten linearen Windgeschwindigkeitssignale. . . . .	42
4.1	Methodik zur Definition von funktionalen Zusammenhängen in den Konfigurationsdateien für <i>JSBSim</i> am Beispiel der Auftriebskraft. . . . .	50
4.2	Darstellung von <i>Properties</i> über den <i>Property</i> Browser. . . . .	50
4.3	Möglicher Inhalt der zur Steuerung der FG-Ausgabe notwendigen XML-Datei. . . . .	52
4.4	Allgemeiner Wetterdialog von FG. . . . .	54
4.5	BW-Dialog zum Anzeigen und Ändern der relevanten meteorologischen Parameter in verschiedenen Höhenniveaus. . . . .	55
4.6	AW-Dialog von FG . . . . .	57
4.7	Dialog zur Vorgabe von Windgeschwindigkeit und -richtung in verschiedenen Höhenniveaus unter Verwendung vom AW. . . . .	59
4.8	Überschreitungswahrscheinlichkeiten der Standardabweichung in Abhängigkeit zur Höhe und die entsprechende Zuordnung der Turbulenzlevel. . . . .	63
5.1	Anordnung der Variablen in einem Arakawa-C-Gitter. . . . .	72
5.2	Dreidimensionale Anordnung der Topographie auf dem Arakawa-C-Gitter. . . . .	79
5.3	Umsetzung der zweieinhalbdimensionalen Topographie in PALM am Beispiel eines <i>xz</i> -Querschnittes. . . . .	80

6.1	Verwendetes Modellgebiet für die Situation ohne Topographie. . . . .	81
6.2	Verwendetes horizontales Modellgebiet für die heterogene Situation. . . . .	83
7.1	Programmablaufplan zur Berechnung der für das Flugzeugverhalten relevanten Windinformationen. . . . .	86
7.2	Drehung des in FG eingelesenen Windfeldes am Beispiel des Flughafens in San Francisco für die heterogene Situation. . . . .	87
7.3	Konvergenzverhalten der aus unterschiedlich langen Flugsimulationen gewonnenen Varianzen für eine Höhe von 50 m AGL. . . . .	89
7.4	Darstellung des mittleren horizontalen Windgeschwindigkeitsprofils beim Test- windfeld. . . . .	90
7.5	Vertikalprofile der Varianz für die einzelnen Geschwindigkeitskomponenten beim Testwindfeld. . . . .	91
8.1	Vertikalprofil des von FG simulierten mittleren horizontalen Windes und der tatsächlich vom Flugzeug registrierten totalen Windgeschwindigkeit während einer Landung im von FG generierten Windfeld. . . . .	95
8.2	Vertikalprofile der von FG simulierten Varianzen der turbulenten Windgeschwin- digkeiten. . . . .	96
8.3	Vertikalprofile der von FG simulierten Varianzen der turbulenten Winkelgeschwin- digkeiten. . . . .	97
8.4	Spektrale Leistungsdichte der turbulenten Komponenten in 50 m und 100 m Höhe für das FG-Windfeld. . . . .	99
8.5	Zeitlicher Verlauf des Lastfaktors für drei unterschiedliche ILS-Landungen im von FG simulierten Windfeld. . . . .	101
8.6	Vertikalprofil des von PALM simulierten mittleren horizontalen Windes und der tatsächlich vom Flugzeug registrierten totalen Windgeschwindigkeit während einer Landung im von PALM generierten Windfeld. . . . .	103
8.7	Vertikalprofile der von PALM simulierten Varianzen der turbulenten Windge- schwindigkeiten für den homogenen Fall. . . . .	104
8.8	Vertikalprofile der von PALM simulierten Varianzen der turbulenten Winkelge- schwindigkeiten für den homogenen Fall. . . . .	105
8.9	Spektrale Leistungsdichte der sechs Komponenten in 50 m und 100 m Höhe für das PALM-Windfeld im homogenen Fall. . . . .	107
8.10	Zeitlicher Verlauf des Lastfaktors für drei unterschiedliche ILS-Landungen im von PALM simulierten homogenen Fall. . . . .	109
8.11	Horizontalschnitte der zeitlich gemittelten horizontalen Windgeschwindigkeit in 20 m und 60 m Höhe für den heterogenen Fall. . . . .	111
8.12	Vertikalschnitt der zeitlich gemittelten horizontalen Windgeschwindigkeit entlang der erweiterten Landebahn für den heterogenen Fall. . . . .	112
8.13	Mittlere horizontale Strömung in 20 m Höhe für den heterogenen Fall. . . . .	113
8.14	Mittlere horizontale Windgeschwindigkeit entlang des idealen Gleitpfades für die letzten 1000 ft im heterogenen Fall. . . . .	114
8.15	Instantane horizontale Windgeschwindigkeit entlang des idealen Gleitpfades für die letzten 1000 ft im heterogenen Fall. . . . .	115

8.16 Mittlere horizontale Windgeschwindigkeit parallel zur Landebahn für unterschiedliche Höhenniveaus im heterogenen Fall. . . . .	116
8.17 Zeitlicher Verlauf des Lastfaktors für drei unterschiedliche ILS-Landungen im von PALM simulierten heterogenen Fall. . . . .	118

## Tabellenverzeichnis

2.1	Überblick über Werte des <i>Maximum Demonstrated Crosswind</i> in Knoten für verschiedene Verkehrsflugzeuge. . . . .	24
2.2	Typische Werte des RMS der Windfluktuationen zur Beschreibung gängiger Turbulenzlevel. . . . .	27
4.1	Tabelle aus dem Programmcode von FG zur Bestimmung des zur Vorgabe der Standardabweichungen relevanten Index. . . . .	61
4.2	Linker Teilbereich der Tabelle aus dem Programmcode von FG zur Bestimmung der Standardabweichung für die linearen Geschwindigkeitskomponenten. . . . .	62

## Abkürzungsverzeichnis

<b>AGL</b>	Above Ground Level
<b>AGS</b>	Atmosphärische Grenzschicht
<b>AMSL</b>	Above Mean Sea Level
<b>AW</b>	Advanced Weather
<b>BW</b>	Basic Weather
<b>CG</b>	Center of Gravity
<b>DNS</b>	Direct Numerical Simulation
<b>DoD</b>	Department of Defense
<b>EASA</b>	European Aviation Safety Agency
<b>FAA</b>	Federal Aviation Administration
<b>FDM</b>	Flight Dynamics Model
<b>FFT</b>	Fast Fourier Transformation
<b>FG</b>	FlightGear
<b>FL</b>	Flight Level
<b>ICAO</b>	International Civil Aviation Organization
<b>ILS</b>	Instrument Landing System
<b>LES</b>	Large-Eddy Simulation
<b>MDC</b>	Maximum Demonstrated Crosswind
<b>METAR</b>	Meteorological Aerodrome Report
<b>NASA</b>	National Aeronautics and Space Administration
<b>NED</b>	North-East-Down
<b>NetCDF</b>	Network Common Data Form
<b>NLR</b>	Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium
<b>NN</b>	Normalnull
<b>NSG</b>	Navier-Stokes-Gleichung
<b>NTSB</b>	National Transportation Safety Board
<b>PALM</b>	Parallelized Large-Eddy Simulation Model
<b>PSD</b>	Power Spectral Density
<b>QNH</b>	Atmospheric Pressure (Q) at Nautical Height
<b>RANS</b>	Reynolds-Averaged-Navier-Stokes
<b>RMS</b>	Root Mean Square
<b>RMSE</b>	Root Mean Square Error
<b>SGS</b>	Subgrid-scale
<b>SGS-TKE</b>	Subgrid-scale turbulent kinetic energy
<b>TKE</b>	Turbulente kinetische Energie
<b>XML</b>	Extensible Markup Language

# Symbolverzeichnis

## Griechische Symbole

$\alpha_i$	Realisierung einer turbulenten Größe, $i \in \{1, 2, 3\}$
$\delta_{ij}$	Kronecker-Delta, $i, j \in \{1, 2, 3\}$
$\Delta_f$	Charakteristische Filterweite
$\Delta_g$	Charakteristische Gitterweite
$\Delta t$	Zeitschritt
$\Delta t_{\text{CFL}}$	Zeitschritt nach dem Courant-Friedrichs-Lewy-Kriterium
$\Delta t_{\text{Diff}}$	Zeitschritt nach dem Diffusionskriterium
$\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta x_i$	Gitterweite in x-, y- und z-Richtung, $i \in \{1, 2, 3\}$
$\epsilon$	Viskose Dissipationsrate der TKE pro Masseneinheit
$\epsilon_{ijk}$	Levi-Civita-Symbol, $i, j, k \in \{1, 2, 3\}$
$\eta$	Kolmogorov-Längenskala
$\theta$	Potentielle Temperatur
$\theta_b$	Querneigungswinkel
$\kappa$	Kreiswellenzahl
$\nu$	Kinematische Viskosität eines Fluids
$\nu_\psi$	Molekularer Diffusionskoeffizient für einen passiven Skalar
$\vec{\xi}, \xi$	Räumliche vektorielle Verschiebung und dessen Betrag
$\xi_1, \xi_2, \xi_3, \xi_i$	Komponenten der räumlichen vektoriellen Verschiebung, $i \in \{1, 2, 3\}$
$\pi$	Kreiszahl
$\Pi$	Exner Funktion
$\rho$	Dichte von trockener Luft
$\rho_w$	Dichte von feuchter Luft
$\sigma$	Standardabweichung der Windgeschwindigkeit
$\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w, \sigma_i$	Standardabweichung der einzelnen Windgeschwindigkeitskomponenten, $i \in \{1, 2, 3\}$
$\sigma_p, \sigma_q, \sigma_r, \sigma_i$	Standardabweichung der Winkelgeschwindigkeit um die x-, y- und z-Achse, $i \in \{4, 5, 6\}$
$\sigma_N$	Standardabweichung von bandbegrenztem Weißem Rauschen
$\tau$	Zeitliche Verschiebung
$\nu$	Kolmogorov-Geschwindigkeitsskala
$\varphi$	Geographische Breite
$\Phi$	Spektrale Leistungsdichte
$\Phi_{u_g}, \Phi_{v_g}, \Phi_{w_g}, \Phi_i$	Eindimensionale spektrale Leistungsdichte für die turbulenten Geschwindigkeitskomponenten entlang der x-, y-, z-Achse, $i \in \{1, 2, 3\}$
$\Phi_{p_g}, \Phi_{q_g}, \Phi_{r_g}, \Phi_i$	Eindimensionale spektrale Leistungsdichte für die turbulenten Winkelgeschwindigkeitskomponenten um die x-, y-, z-Achse, $i \in \{4, 5, 6\}$

$\Phi_{ii}$	Eindimensionale spektrale Leistungsdichte bezogen auf die x-, y-, z-Achse, $i \in \{1, 2, 3\}$
$\Phi_{nn}, \Phi_{pp}$	Eindimensionale spektrale Leistungsdichte für $u'_n$ und $u'_p$
$\Phi_{\text{noise}}$	Signal mit den gleichen Eigenschaften wie Weißes Rauschen
$\psi$	Beliebiges passives Skalar
$\Psi$	Beliebige Variable
$\omega$	Kreisfrequenz
$\Omega$	Kreiswellenzahl
$\Omega_e$	Winkelgeschwindigkeit der Erde
$\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_i$	Komponenten des Kreiswellenzahlvektors, $i \in \{1, 2, 3\}$
$\Omega_{\text{max}}$	Maximal auflösbare Kreiswellenzahl
$\Omega_{\text{min}}$	Minimal auflösbare Kreiswellenzahl

## Lateinische Symbole

$b$	Spannweite eines Flugzeugs
$B$	Bandbreite eines Signals
$c_p$	Spezifische Wärmekapazität von trockener Luft bei konstantem Druck
$e$	Subgridskalige turbulente kinetische Energie
$\tilde{E}_{\text{Tsp}}$	Spektrale Dichte der turbulenten kinetischen Energie
$f$	Frequenz
$f(\xi), g(\xi)$	Fundamentale dimensionslose longitudinale und transversale Autokorrelationsfunktionen
$f_{\text{dt}}$	Sicherheitsfaktor für die Wahl des Zeitschritts
$f_j$	Coriolisparameter, $j \in \{1, 2, 3\}$
$f_{\text{max}}$	Maximal auflösbare räumliche Frequenz
$f_{\text{min}}$	Minimal auflösbare räumliche Frequenz
$f_A$	Datenausgabefrequenz
$g$	Schwerebeschleunigung
$g_n$	Normfallbeschleunigung
$G_{u_g}, G_{v_g}, G_{w_g}, G_i$	Übertragungsfunktion zur Erzeugung synthetischer turbulenter Windgeschwindigkeiten, $i \in \{1, 2, 3\}$
$G_{p_g}, G_{q_g}, G_{r_g}, G_i$	Übertragungsfunktion zur Erzeugung synthetischer turbulenter Windgeschwindigkeiten, $i \in \{4, 5, 6\}$
$h$	Flughöhe
$i, j, k, n$	Laufindizes
$K_h$	Turbulenter Diffusionskoeffizient für Wärme
$K_m$	Turbulenter Diffusionskoeffizient für Impuls
$l_c$	Charakteristische Längenskala der großen energietragenden Wirbel
$L$	Charakteristische Längenskala eines Systems
$L_i$	Integrale turbulente Längenskala entlang der x-, y-, z-Achse, $i \in \{1, 2, 3\}$

$L_m$	Räumliche Ausdehnung des Modellgebiets
$L_n, L_p$	Longitudinale und transversale integrale Längenskala für die turbulenten Geschwindigkeitskomponenten parallel und normal zum Verschiebungsvektor
$L_u, L_v, L_w$	Integrale Längenskala für die longitudinale, laterale und vertikale turbulente Windgeschwindigkeit
$L_x$	Mittelungsstrecke in x-Richtung
$M_L$	Molare Masse der Luft
$n$	Lastfaktor
$nx, ny, nz$	Modellgebietsgrenze in $x$ -, $y$ - und $z$ -Richtung, an deren die prognostischen Gleichungen noch gelöst werden
$N$	Anzahl der Elemente einer Menge
$N_g$	Gitterpunktanzahl
$N_{u_g}, N_{v_g}, N_{w_g}, N_{p_g}$	Eingangssignal mit den Eigenschaften von Weißem Rauschen für die Generierung der jeweiligen turbulenten Komponente
$p$	Hydrostatischer Luftdruck
$p, q, r$	Winkelgeschwindigkeiten um die $x$ -, $y$ -, und $z$ -Achse
$p_g, q_g, r_g$	Turbulenter Winkelgeschwindigkeitsanteil um die $x$ -, $y$ -, und $z$ -Achse
$p_L$	Synoptisch-skalige Druckabweichung
$Q_\psi$	Quellen und Senken eines passiven Skalars
$R$	Korrelationsfunktion
$R_d$	Spezifische Gaskonstante trockener Luft
$Re$	Reynolds-Zahl
$Re_t$	Turbulente Reynolds-Zahl
$R_{ij}$	Korrelationsfunktion für die $i$ -te und $j$ -te turbulente Geschwindigkeitskomponente, $i, j \in \{1, 2, 3\}$
$R_L$	Individuelle Gaskonstante der Luft
$R_{nn}, R_{pp}$	Fundamentale eindimensionale Autokorrelationsfunktionen für $u'_n$ und $u'_p$
$R_u$	Universelle Gaskonstante
$R_{u_g}, R_{v_g}, R_{w_g}$	Eindimensionale Autokorrelationsfunktion für die turbulenten Geschwindigkeitskomponenten entlang der $x$ -, $y$ -, $z$ -Achse
$s$	Komplexe Kreisfrequenz
$s_{ij}$	Deformationstensor
$t$	Zeit
$t^n$	Diskrete Zeitpunkte nach Simulationsbeginn, $n \in \{0, 1, \dots\}$
$T$	Absolute Temperatur
$T_d$	Taupunkt
$T_i$	Integrale turbulente Zeitskala für eine bestimmte Raumrichtung, $i \in \{1, 2, 3\}$
$T_m$	Mittelungszeitraum

$T_v$	Virtuelle Temperatur
$T_A$	Abtastintervall
$u_c$	Charakteristische Geschwindigkeitsskala der großen energietragenden Wirbel
$u_g, v_g, w_g$	Turbulenter Windgeschwindigkeitsanteil entlang der x-, y-, und z-Achse
$u, v, w, u_i$	Komponenten des Windvektors, $i \in \{1, 2, 3\}$
$u_{\max}, v_{\max}, w_{\max}, u_{i_{\max}}$	Komponenten der maximalen Strömungsgeschwindigkeit im Simulationsgebiet, $i \in \{1, 2, 3\}$
$u_{\text{vorl}}, v_{\text{vorl}}, w_{\text{vorl}}, u_{i_{\text{vorl}}}$	Komponenten des vorläufigen Geschwindigkeitsfeldes, $i \in \{1, 2, 3\}$
$u'_n, u'_p$	Turbulenter Geschwindigkeitsanteil normal und parallel zum Verschiebungsvektor
$u_G, v_G, u_{G_k}$	Komponenten des geostrophischen Windvektors, $k \in \{1, 2\}$
$U$	Charakteristische Geschwindigkeitsskala eines Systems
$v_h$	Horizontale Windgeschwindigkeit
$V$	Volumen
$V_{20\text{ft}}$	Betrag des Windgeschwindigkeitsvektors in 20 ft Höhe über Grund
$V_t$	Wahre Fluggeschwindigkeit
$x, y, z, x_i$	Kartesische Koordinaten, $i \in \{1, 2, 3\}$

### Mittelungen und Indizes angewendet auf eine Variable $\Psi$

$\Psi_0$	Grundzustand
$\Psi_{\text{ref}}$	Referenzwert
$\Psi^*$	Abweichung vom Grundzustand
$\bar{\Psi}$	Gemittelte Größe
$\Psi'$	Abweichung vom Mittelwert
$\Psi''$	Subskaliger Anteil einer gefilterten turbulenten Größe

### Operatoren

$d/dt$	Totales Differential
$\partial$	Partieller Differentialoperator
$\int$	Unbestimmtes Integral
$\int_a^b$	Bestimmtes Integral mit den Integrationsgrenzen $a$ und $b$
$\mathcal{F}$	Fourier-Integral
$\mathcal{L}$	Laplace-Integral

# 1 Einleitung

## 1.1 Motivation

Turbulente Windfelder sind für Piloten ein nicht zu vernachlässigendes Risiko und insbesondere für die Landephase von Bedeutung (z. B. Khatwa und Helmreich, 1999). So zeigen mehrere Berichte staatlicher Organisationen, dass bereits in der Vergangenheit das turbulente Windfeld zu Unfällen geführt hat (z. B. BFU, 2010; AAIB, 2012). Für Piloten besteht neben dem regulären Flugbetrieb ausschließlich im Flugsimulator die Möglichkeit, den Umgang mit Turbulenz und starken mittleren Windgeschwindigkeiten zu trainieren und dadurch das Risiko eines durch das Windfeld bedingten Unfalls zu reduzieren. Allerdings bestätigen einige Veröffentlichungen, wie diejenige von Etkin (1981) oder ein Unfallbericht der nationalen Behörde für Transportsicherheit (engl. *National Transportation Safety Board*, NTSB) (2010), dass das turbulente Windfeld und dessen Einfluss auf den Flugzustand in Flugsimulatoren nicht realistisch genug erfasst wird. Dadurch können Piloten auf die tatsächlichen Gegebenheiten während einer Landung nicht ausreichend vorbereitet werden. Die realitätsferne Darstellung der Windsituation in Flugsimulatoren wird ebenfalls durch mehrere mit Piloten durchgeführten Interviews, welche im Folgenden noch vorgestellt werden, bestätigt.

Eine Möglichkeit zur Verbesserung der Darstellung turbulenter Windfelder in Flugsimulatoren ist es, die bisherige in der Regel rein statistische Turbulenzgenerierung und explizite Vorgabe mittlerer Windgeschwindigkeiten durch tatsächliche Winddaten aus einem Strömungssimulationsmodell zu ersetzen. Um hierbei möglichst realistische Turbulenzdaten zu erzeugen, sollte das verwendete Modell die Turbulenz explizit auflösen, weshalb im weiteren Verlauf der Arbeit die Methode der sogenannten Grobstruktursimulation (engl. *Large-Eddy Simulation*, LES) angewendet wird. Außerdem erfordert die Einspeisung von mit einem LES-Modell erzeugten Daten in einen Flugsimulator den Zugang zu eben solch einem möglichst für Pilotentraining zertifizierten Flugsimulator. Allerdings ist dieser umfassende Zugang derzeit nicht möglich, da im Gegensatz zu den Piloten die Hersteller der Simulatoren, dessen Betreiber und die Kunden (in der Regel Fluggesellschaften) keine Notwendigkeit darin sehen, die Berücksichtigung des Windfeldes in Flugsimulatoren zu verbessern. Aus diesem Grund musste auf einen einfacheren Desktop-Flugsimulator zurückgegriffen werden.

Mit diesen Vorbemerkungen ergibt sich das weitere Vorgehen im Rahmen der Einleitung wie folgt: Zuerst werden in Abschnitt 1.2 typische bodennahe Turbulenzeigenschaften hervorgehoben, welche im optimalen Fall alle in Flugsimulatoren ihre Berücksichtigung finden. Anschließend erfolgt eine grundlegende Beschreibung numerischer Methoden, die versuchen, turbulente Strömungen und deren Eigenschaften zu erfassen. Dabei wird unter anderem deutlich, warum ausgerechnet ein LES-Modell zur Erzeugung der in den Flugsimulator einzuspeisenden Daten verwendet werden soll. Abschnitt 1.4 behandelt die Bedeutung von turbulenten Windfeldern im Flugbetrieb, um abermals aufzuzeigen, dass das Windfeld eine der wichtigsten meteorologischen Einflussgrößen mit Bezug zur Flugsicherheit ist und dennoch in Flugsimulatoren unzureichend abgebildet wird. Letzteres verdeutlicht abermals der Abschnitt 1.5, in dem die Ergebnisse einiger Piloteninterviews vorgestellt und die während einer Flugsimulatorbegehung gemachten Erfahrungen diskutiert werden. Abschließend sollen die konkreten mit dieser Arbeit zu beantwortenden Fragestellungen aufgezeigt werden. Dabei wird auch die gewählte Struktur der Arbeit erläutert.

## 1.2 Turbulenz in der atmosphärischen Grenzschicht

Turbulente Bewegungen strömender Fluide sind gekennzeichnet durch eine meist dreidimensionale, ungeordnete und schwer zu prognostizierende Struktur, welche zudem empfindlich auf Anfangs- und Randbedingungen des betrachteten Systems reagiert. Solch eine chaotische und scheinbar zufällige Bewegungsform kann als eine Überlagerung von verschiedenen Wirbeln unterschiedlichster Größenordnung angesehen werden. Die Stärke der Wirbel ist dabei durch das Turbulenzspektrum bestimmt, welches manchmal auch als Energiespektrum oder Leistungsdichtespektrum der Turbulenz bezeichnet wird. Ein typisches Beispiel eines solchen Spektrums, wie es in der Troposphäre nahe der Erdoberfläche auftritt, ist in der folgenden Abbildung 1.1 dargestellt. Zu erkennen sind hierbei drei unterschiedliche spektrale Bereiche, die sich wie folgt voneinander unterscheiden lassen: Der Produktionsbereich **P** ist gekennzeichnet durch die großen energietragenden Wirbel, denen durch Windscherung und Auftriebskräfte turbulente kinetische Energie (TKE) zugeführt wird. Im Inertialbereich **I** hingegen wird Energie weder verbraucht noch produziert, sondern lediglich von größerer zu immer kleinerer Skala weitergegeben. Schließlich dissipiert die TKE bei den kleinsten Wirbeln aufgrund der molekularen Reibung, weshalb dieser Teil des Spektrums als Dissipationsbereich **D** bezeichnet wird. Der gesamte Vorgang der zuvor beschriebenen Weitergabe von TKE wird unter dem Begriff der Energiekaskade zusammengefasst und wurde erstmals von Richardson (1920) beschrieben. Kolmogorov (1941; 1962) leitete für den Inertial- und Dissipationsbereich Gesetzmäßigkeiten her, die unter anderem das 5/3-Gesetz, die Kolmogorov-Längenskala und die Kolmogorov-Geschwindigkeitsskala beinhalten. Ersteres beschreibt die Abhängigkeit der spektralen Dichte der TKE  $\tilde{E}_{\text{Tsp}}$  von der Kreiswellenzahl ( $\Omega$ ) im Inertialbereich und lautet

$$\tilde{E}_{\text{Tsp}} \sim \Omega^{-5/3}. \quad (1.1)$$

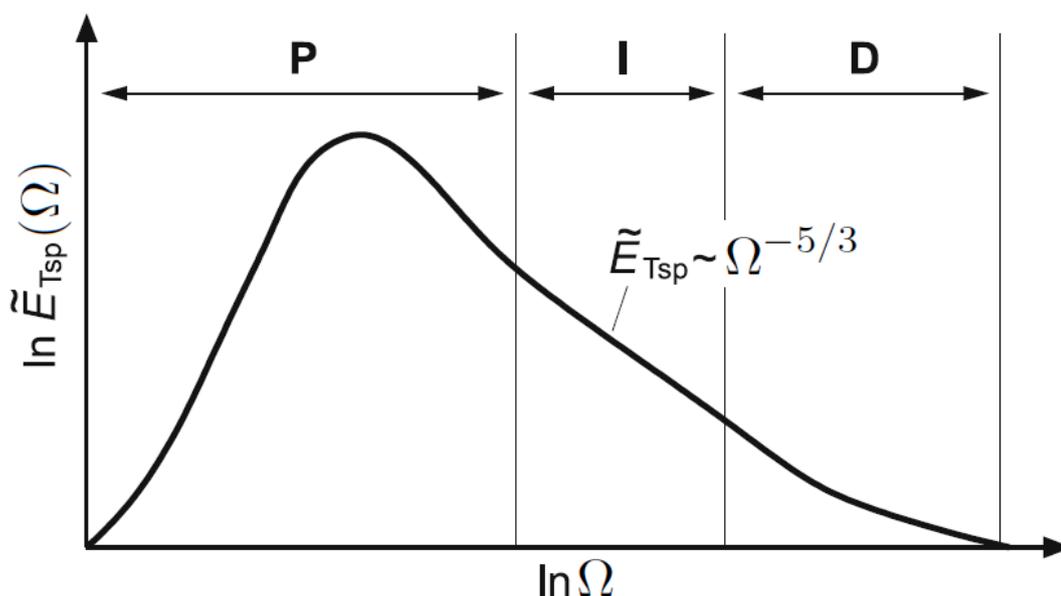


Abbildung 1.1: Darstellung eines Turbulenzspektrums innerhalb der unteren Troposphäre mit dem Produktionsbereich **P**, dem Inertialbereich **I** und dem Dissipationsbereich **D**. Gezeigt ist der Logarithmus der spektralen Dichte der turbulenten kinetischen Energie  $\tilde{E}_{\text{Tsp}}$  in Abhängigkeit vom Logarithmus der Kreiswellenzahl  $\Omega$  (Kraus, 2008, S. 45).

Die Kolmogorov-Längenskala  $\eta$  und die Kolmogorov-Geschwindigkeitsskala  $v$  gelten für den Dissipationsbereich und sind durch die Gleichungen

$$\eta = \left( \frac{\nu^3}{\epsilon} \right)^{1/4} \quad (1.2)$$

und

$$v = (\nu\epsilon)^{1/4} \quad (1.3)$$

festgelegt, wobei  $\nu$  die kinematische Viskosität und  $\epsilon$  die viskose Dissipationsrate der TKE pro Masseneinheit beschreibt. Dabei legt  $\eta$  die charakteristische Länge und  $v$  die charakteristische Geschwindigkeit der dissipativen Wirbel fest.

Jedoch ist nicht jede Strömung zwangsläufig turbulent und muss den zuvor beschriebenen Gesetzmäßigkeiten folgen. Ebenso sind laminare, das heißt in Schichten strömende Fluide, denkbar. Als Beurteilungskriterium, ob eine Strömung laminar oder turbulent ist, dient die nach Reynolds (1883; 1895) benannte Reynolds-Zahl  $Re$ . Diese ist über die charakteristische Geschwindigkeits- und Längenskala  $U$  beziehungsweise  $L$  und die kinematische Viskosität einer Strömung wie folgt definiert:

$$Re = \frac{UL}{\nu}. \quad (1.4)$$

Anschaulich ausgedrückt beschreibt die Reynolds-Zahl das Verhältnis von Trägheitskraft zur viskosen Reibungskraft. Dieser Sachverhalt lässt sich beispielsweise über eine Skalenanalyse der Impulserhaltungsgleichung, auch Navier-Stokes-Gleichung (NSG) genannt, herleiten (z. B. Hantel, 2013, S. 257). In der Literatur werden einige kritische Werte angegeben, ab denen die kleinste Störung im Fluid ausreicht, um einen turbulenten Zustand zu erzeugen. Ein typischer Wert für die kritische Reynolds-Zahl ist 2300 (z. B. Schlichting und Gersten, 2006, S. 10).

Analog zur Gleichung 1.4 lässt sich mit der charakteristischen Geschwindigkeit  $u_c$  und der charakteristischen Größe  $l_c$  der energietragenden Wirbel in einer Strömung die turbulente Reynolds-Zahl

$$Re_t = \frac{u_c l_c}{\nu} \quad (1.5)$$

definieren.  $Re_t$  dient unter anderem der Abschätzung, wie stark die energietragenden Wirbel von der Viskosität der Strömung beeinflusst werden.  $Re$  und  $Re_t$  haben in der Regel dieselbe Größenordnung, wobei  $Re_t \leq Re$  gilt. Die Ungleichung ist vor allem damit zu begründen, dass die charakteristische Länge der energietragenden Wirbel  $l_c$  diejenige eines ganzen Systems  $L$  (z. B. der Durchmesser eines Rohres) nicht überschreiten kann. Neben der Gleichung 1.5 kann die turbulente Reynolds-Zahl einer Strömung auch über die Beziehung

$$Re_t^{3/4} \sim \frac{l_c}{\eta} \quad (1.6)$$

abgeschätzt werden (vgl. Wyngaard, 2010, S. 17).

Innerhalb der Erdatmosphäre ist die Luftströmung vor allem in dem unteren Bereich der

Troposphäre, der sogenannten atmosphärischen Grenzschicht (AGS), überwiegend turbulent. Dies zeigt sich durch eine Abschätzung der Reynolds-Zahl. Mit den für die AGS typischen Werten von  $U = 1 \text{ m s}^{-1}$ ,  $L = 10^3 \text{ m}$  und  $\nu = 10^{-5} \text{ m}^2 \text{ s}^{-1}$  ergibt sich mit  $10^8$  eine Reynolds-Zahl deutlich größer als 2300. In starken Gewitterzellen kann  $Re$  auch Werte von  $10^{10}$  annehmen, da in diesem Fall  $U$  und  $L$  eine Größenordnung mehr aufweisen. Die vertikale Erstreckung der durch die Turbulenz beeinflussten AGS lässt sich auf unterschiedliche Art und Weise definieren. Eine eher qualitative Definition findet sich zum Beispiel in Stull (1988, S. 2). Dort ist die AGS der Bereich der Troposphäre, in dem der direkte Einfluss des Bodens (z. B. seine Rauheit) über eine Zeitskala von weniger als eine Stunde zu spüren ist. Eine ebenfalls gebräuchliche Definition führt die vertikale Erstreckung der AGS auf die Richtung des geotropischen Windes zurück. Dort, wo der tatsächliche Wind erstmals die Richtung des geostrophischen Windes erreicht, liegt die Obergrenze der AGS (z. B. Etling, 2008, S. 320). Unabhängig von der Definition variiert die Höhe dieser Schicht sowohl räumlich als auch zeitlich. Denkbar sind Variationen von teils unter 100 Metern bis hin zu wenigen Kilometern über einen Zeitraum von 24 h. Dass die Schicht überhaupt solche Höhen erreichen kann, hängt mit der Turbulenz zusammen. So wäre ein vertikaler Transport physikalischer Größen über mehrere 100 Meter hinweg und an einem einzigen Tag ohne die bodennahe Turbulenz nicht möglich. Diese ist in Bezug auf Austauschprozesse wesentlich effektiver als beispielsweise die molekulare Diffusion. Eine weitere Differenzierung der AGS in die sogenannte laminare Unterschicht, Prandtl-Schicht und Ekman-Schicht ist möglich, soll an dieser Stelle jedoch nicht weiter vertieft werden.

Zusammenfassend und ergänzend zu den obigen Ausführungen lassen sich nun folgende zentrale Eigenschaften der Turbulenz in der AGS festhalten (vgl. Barr et al., 1974, S. 235; Fröhlich, 2006, S. 15):

1. Dreidimensionalität und Nichtlinearität: Die bodennahe Turbulenz ist ein dreidimensionales und nichtlineares Phänomen. Dies zeigt sich unter anderem in der NSG, welche für die mathematische Beschreibung turbulenter Fluide unverzichtbar ist.
2. Instationarität und Inhomogenität: Die vorhandene atmosphärische Turbulenz variiert sowohl zeitlich als auch räumlich.
3. Anisotropie: Die Turbulenz in der AGS ist richtungsabhängig.
4. Sensitivität: Die sich herausbildende atmosphärische bodennahe Turbulenz ist im hohen Maße abhängig von den Anfangs- und Randbedingungen des Systems. So spielt beispielsweise die stromaufwärts vorhandene Topographie eine entscheidende Rolle für das Erscheinungsbild der Turbulenz an einem bestimmten Ort.
5. Diffusivität: Turbulente Strömungen weisen im Vergleich zu laminaren Strömungen einen effektiveren räumlichen Austausch von Impuls, Wärme und Masse auf.
6. Dissipation: Die Turbulenz ist dissipativ. Dies bedeutet, dass die turbulente kinetische Energie in einem abgeschlossenen System abnimmt, wenn keine Bewegungsenergie hinzugefügt wird.
7. Mehrskaligkeit: Turbulente Bewegungen können auf vielen räumlichen und zeitlichen Skalen stattfinden, die sich wiederum überlagern und miteinander wechselwirken.

8. **Energiekaskade:** Die turbulente kinetische Energie, welche aus mechanischen oder thermischen Gründen generiert wurde, wird von den großen Wirbelstrukturen hin zu kleineren transferiert, wo sie schließlich dissipiert.
9. *Non-Gaussian:* Die Wahrscheinlichkeitsverteilungen der an einem Ort auftretenden turbulenten Strömungs- beziehungsweise Windgeschwindigkeitsanteile entsprechen keinem Gauß-Prozess.

Anhand der Eigenschaften 1-9 ist nachvollziehbar, dass die mathematische und numerische Beschreibung der turbulenten Luftströmung innerhalb der AGS sehr schwierig und komplex ist. Dennoch gelingt vor allem die numerische Beschreibung aufgrund unterschiedlichster Gründe, wie die stetig steigende Rechenleistung heutiger Computer, immer besser. Prinzipiell werden zur Beschreibung turbulenter Fluide die Erhaltungsgleichungen für die Masse, den Impuls und die Energie als Grundlage herangezogen. Für die allgemeine Impulserhaltungsgleichung beziehungsweise NSG existieren jedoch bisher keine exakten allgemeingültigen Lösungen. Dies ist auf die Nichtlinearität der Gleichung und der Phänomene, die jene beschreibt, zurückzuführen. Nicht ohne Grund wird die Turbulenz oft als ein ungelöstes Problem der klassischen Physik bezeichnet (z.B. Nelkin, 1992; Moin und Kim, 1997). Dennoch ermöglichen heutzutage bestimmte Messgeräte wie Scintillometer, statistische Ansätze, Windkanal- und Tankexperimente oder auch numerische Strömungssimulationen eine detaillierte Untersuchung beziehungsweise Beschreibung der atmosphärischen Turbulenz. Dies ist notwendig, um die vielen turbulenten Phänomene wie zum Beispiel Wolken- und Niederschlagbildung, Staubteufel, Konvektion, Entrainment oder Wirbelschleppen, besser verstehen zu können. Insbesondere durch numerische Strömungsmodelle besteht aufgrund schnell wachsender Rechenressourcen das Potential, neue Erkenntnisse bezüglich turbulenter Fluide zu erlangen.

Wie eingangs bereits erwähnt wird im weiteren Verlauf ein zur Generierung turbulenter Windfelder geeignetes Strömungssimulationsmodell angewendet, um die resultierenden Windinformationen in einen Flugsimulator einzuspeisen. Zum Verständnis des verwendeten Modells und dessen Vorteile gegenüber anderen Methodiken sind einige Vorbemerkungen notwendig. Aus diesem Grund sollen im anschließenden Abschnitt typische Herangehensweisen und Problematiken in der numerischen Strömungssimulation von turbulenten Fluiden erläutert werden.

### 1.3 Numerische Simulation turbulenter Strömungen

Die Untersuchung und Beschreibung von Turbulenz mittels numerischer Simulationsmodelle begann in den 1960er Jahren (z.B. Glushko, 1966; Hirt, 1969) und basiert, wie in Abschnitt 1.2 bereits angeklungen, auf physikalischen Erhaltungsgleichungen, insbesondere der NSG. Seither haben sich drei grundsätzliche Simulationstechniken durchgesetzt, welche die Turbulenz innerhalb einer Strömung unterschiedlich berücksichtigen. Einerseits gibt es die Methode der direkten numerischen Simulation (engl. *Direct Numerical Simulation*, DNS), bei der die verwendeten Strömungsgleichungen direkt gelöst werden. Damit ist die DNS, abgesehen von den unvermeidlichen numerischen Approximationen, exakt, wodurch das gesamte Energiespektrum explizit aufgelöst wird. Dies ist in der Abbildung 1.2 graphisch verdeutlicht, wobei zwei Maxima auftreten. Das Erste ist in der Makroturbulenz zu finden, welche die Zyklonen und Antizyklonen beinhaltet, wohingegen das zweite Energiemaximum durch die Mikroturbulenz hervorgerufen wird. Die

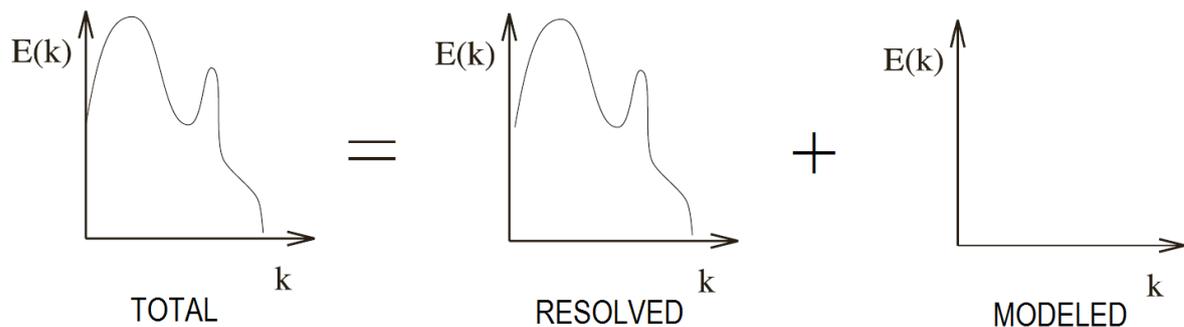


Abbildung 1.2: Darstellung der aufgelösten und modellierten Skalenbereiche anhand des gesamten atmosphärischen Energiespektrums bei der DNS (in Anlehnung an Sagaut, 2006).  $k$  beschreibt hierbei die Kreiswellenzahl.

Berechnung von Orszag und Patterson (1972) gilt in der Fachliteratur als erste erfolgreich durchgeführte DNS eines turbulenten Fluids. Relativ früh stellte sich heraus, dass das Turbulenzspektrum in gewöhnlichen atmosphärischen Strömungen mit turbulenten Reynolds-Zahlen zwischen  $10^8$  und  $10^{10}$  nicht explizit aufgelöst werden kann, zumindest nicht mit realistischen Rechenzeiten auf Hochleistungsrechnern von maximal mehreren Wochen. So schätzte Corrsin (1961) die Gitterpunktanzahl, welche benötigt wird, um eine direkte numerische Simulation eines turbulenten Fluids mit  $Re_t \simeq 10^4$  durchzuführen<sup>1</sup>, auf  $4 \cdot 10^{14}$ . Solch eine Abschätzung der benötigten Gitterpunktanzahl kann über die Gleichung 1.6 erfolgen. So braucht es, um alle Wirbel des Turbulenzspektrums in einer dreidimensionalen Strömung auflösen zu können, ein Gitter mit der Größenordnung von  $(l_c/\eta)^3$  Gitterpunkten. Bei Werten der turbulenten Reynolds-Zahl von  $10^8$ , wie sie in der AGS typisch sind, ergibt sich aus Gleichung 1.6 mit  $10^{18}$  noch einmal eine deutlich höhere Anzahl an Gitterpunkten als die von Corrsin (1961) berechnete Größenordnung (vgl. Wyngaard, 2010, S. 55). Selbst auf den weltweit leistungsfähigsten Rechnern können entsprechende Simulationen mit einer solch hohen Anzahl an Gitterpunkten auf absehbare Zeit nicht realisiert werden. Aus diesem Grund eignet sich die DNS nicht für die Turbulenzuntersuchung innerhalb der AGS.

Mit der Methode der Reynolds-gemittelten NSG (engl. *Reynolds-Averaged-Navier-Stokes equation*, RANS *equation*), welche die Berechnung des mittleren Zustands eines turbulenten Fluids erlaubt, kann die Problematik der begrenzten Rechenkapazität umgangen werden. Die zugrundeliegenden Gleichungen werden hierbei Ensemble-gemittelt. Aufgrund der Nichtlinearität der NSG tritt dabei ein zusätzlicher Term auf, der als Reynoldsscher Spannungstensor (engl. *Reynolds-stress*) bezeichnet wird. Dieser beschreibt die turbulenten Impulsflüsse und damit den Einfluss der Turbulenz auf die Strömungsverhältnisse des betrachteten Fluids. Der Tensor stellt in den Gleichungen eine weitere, unbekannte Größe dar und muss parametrisiert werden, um den Einfluss des gesamten Turbulenzspektrums auf die mittleren Größen beziehungsweise Transporte zu berücksichtigen. Dies gelingt allerdings nur mit gewissen Ungenauigkeiten, die zusätzlich zu den numerischen Approximationen die Realität verfälschen. Außerdem wird durch die angewendete Mittelbildung das gesamte Turbulenzspektrum nicht mehr explizit aufgelöst. Somit können ausschließlich mittlere Eigenschaften einer Strömung erfasst werden. Dies zeigt auch die Abbildung 1.3. Daher ist

<sup>1</sup> Entspricht beispielsweise einer gerührten Tasse Tee mit  $u_c = 10^{-1} \text{ m s}^{-1}$ ,  $l_c = 10^{-1} \text{ m}$  (ähnlich dem Durchmesser der Tasse) und  $\nu = 10^{-6} \text{ m}^2 \text{ s}^{-1}$  (vgl. Wyngaard, 2010, S. 20).

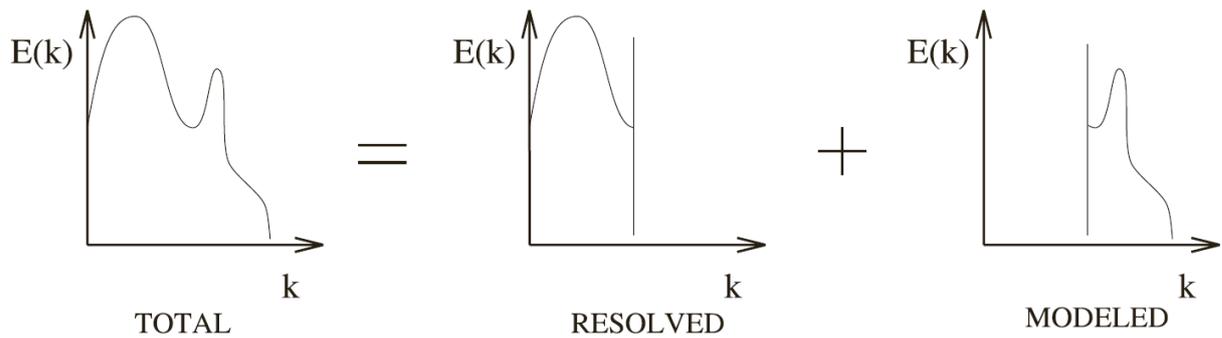


Abbildung 1.3: Darstellung der aufgelösten und modellierten Skalenbereiche anhand des gesamten atmosphärischen Energiespektrums unter Verwendung der RANS-Gleichungen (in Anlehnung an Sagaut, 2006).  $k$  beschreibt hierbei die Kreiswellenzahl.

die Methode zur Untersuchung der Turbulenz und deren Eigenschaften ungeeignet. Dennoch haben RANS-Simulationen den entscheidenden Vorteil, für die numerische Lösung im Vergleich zur DNS deutlich weniger an Rechenleistung zu benötigen. Aus diesem Grund können selbst Strömungen mit hohen Reynolds-Zahlen, wie sie in der AGS vorkommen, oder auch die für die Wettervorhersage so wichtigen großskaligen atmosphärischen Zirkulationen, berechnet werden. Dabei ist jedoch immer zu beachten, dass die Lösung nur die mittleren Größen beschreibt und die Turbulenz lediglich in den Parametrisierungsansätzen berücksichtigt wird.

Die dritte verwendete Methode ist die Grobstruktursimulation. Das zugrundeliegende Konzept geht auf Lilly (1967) zurück und wurde erstmals erfolgreich von Deardorff für eine turbulente Kanalströmung (Deardorff, 1970a) und anschließend für die AGS (Deardorff, 1970b) angewendet. Die Grobstruktursimulation basiert auf der Idee, die energiereichen und für die turbulenten Transporte wichtigen großskaligen Wirbel einer Strömung explizit zu berechnen, wohingegen die kleineren Turbulenzstrukturen parametrisiert beziehungsweise modelliert werden. Dieses Prinzip ist in der Abbildung 1.4 verdeutlicht. Somit liegt der LES eine Skalentrennung in eine Grob- und Feinstruktur zugrunde, die mathematisch durch eine räumliche Filterung realisiert wird (vgl. Abschnitt 5.1). Dabei kann die Filterung sowohl explizit durch vorgegebene Filterfunktionen, als auch implizit durch die Diskretisierung der zugrundeliegenden Gleichungen und die damit verbundene Wahl einer charakteristischen Gitterweite  $\Delta_g$  realisiert werden. Bei einer

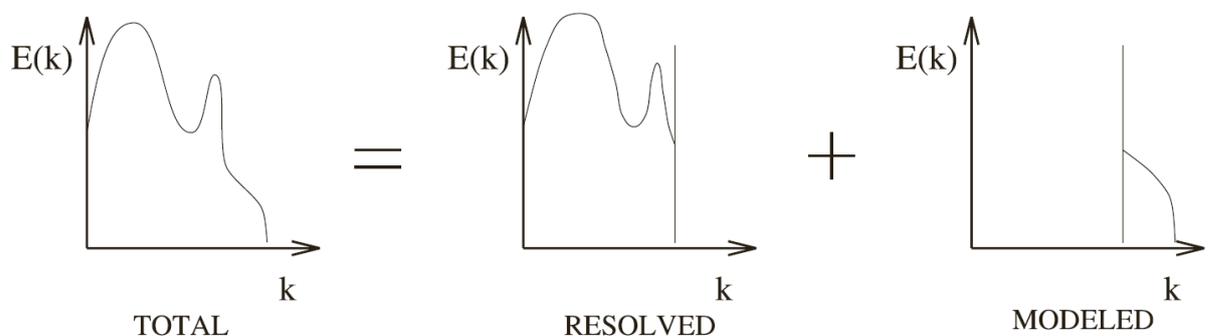


Abbildung 1.4: Darstellung der aufgelösten und modellierten Skalenbereiche anhand des gesamten atmosphärischen Energiespektrums bei der LES (Sagaut, 2006, S. 7).  $k$  beschreibt hierbei die Kreiswellenzahl.

impliziten Filterung wird für die turbulenten Skalen kleiner als  $\Delta_g$  der Begriff subgridskaliger oder subskaliger Anteil (engl. *subgrid-scale*, SGS) verwendet. Handelt es sich hingegen um eine explizite Filterung, beispielsweise um einen sogenannten *wave-cutoff filter*, der alle räumlichen Fluktuationen kleiner als die charakteristische Filterweite  $\Delta_f$  entfernt, werden Skalen kleiner als  $\Delta_f$  mit *subfilter-scale* bezeichnet.  $\Delta_f$  wie auch  $\Delta_g$  werden dabei so gewählt, dass  $l_c \gg \Delta_f \gg \eta$  beziehungsweise  $l_c \gg \Delta_g \gg \eta$  gilt. In einem Modellgebiet mit der Größe  $L_m$  in jede Raumrichtung wären dadurch größenordnungsmäßig  $(L_m/\Delta_f)^3$  Gitterpunkte notwendig, um die gefilterten Größen beziehungsweise größeren Wirbel auflösen zu können. Da heutzutage die Berechnung einer turbulenten Strömung mittels LES auf einem numerischen Gitter mit  $10^{10}$  Gitterpunkten und mehr realisierbar ist, könnten bei einem  $1 \text{ km}^3$  großen Modellgebiet Turbulenzstrukturen von einem Meter und mehr explizit aufgelöst werden. Somit ist die LES als ein Mittelweg zwischen der DNS und der Simulation über die RANS-Gleichungen anzusehen.

Die drei vorgestellten Methoden haben gezeigt, dass aufgrund der begrenzten Rechenressourcen nur LES-Modelle in der Lage sind, turbulente Luftströmungen mit hohen Reynolds-Zahlen zu simulieren und dabei die Turbulenz möglichst umfassend und explizit zu erfassen. So ermöglicht die Grobstruktursimulation einen Kompromiss zwischen verfügbarer Rechenleistung und der expliziten Simulation möglichst vieler Turbulenzelemente. Zudem konnten viele Studien in der Vergangenheit nachweisen, dass die aus LES gewonnenen mittleren Größen besser mit Experimenten oder Messungen übereinstimmen als diejenigen aus RANS-Modellen. (z. B. Rollet-Miet et al., 1999; Gousseau et al., 2011; Tominaga und Stathopoulos, 2011). Somit wird LES in verschiedensten Anwendungsbereichen wie zum Beispiel im Rahmen von Grenzschichtprozessen (z. B. Raasch und Franke, 2011), Windkraftanlagen (z. B. Wu und Porté-Agel, 2012), städtischen Luftströmungen (z. B. Letzel et al., 2008), Wolken- und Niederschlagsprozessen (z. B. Riechelmann et al., 2015) oder Ozeanströmungen (z. B. Noh et al., 2004) eingesetzt.

Im weiteren Verlauf soll die Anwendung von LES und die Bedeutung der Turbulenz im Zusammenhang mit der Luftfahrt hervorgehoben werden. So ist vor allem der Einfluss turbulenter Windfelder auf den Flugverkehr zu diskutieren. Dies soll im nächsten Abschnitt geschehen.

#### 1.4 Bedeutung turbulenter Windfelder im realen und simulierten Flugbetrieb

Flugzeuge bewegen sich typischerweise innerhalb der Troposphäre zwischen dem Bodenniveau und zwölf Kilometern Höhe. Dabei tritt unterschiedlich starke Turbulenz auf, die sich in einer abrupten Änderung der Windgeschwindigkeit und/oder Windrichtung widerspiegelt und dementsprechend die auf ein Flugzeug wirkenden Kräfte und Momente beeinflusst. Hoblit (1988, S. 6) listet einige für den Luftraum bedeutende Entstehungsmechanismen turbulenter Luftströmungen auf. So beeinflussen einerseits die Windfluktuationen innerhalb wolkenfreier Luftschichten (engl. *Clear Air Turbulence*) das Flugverhalten. Die Entstehung dieses Phänomens ist auf Windscherungen, beispielsweise im Bereich des Jetstreams, zurückzuführen. Aber auch das Um- und Überströmen der Luft an Gebirgen kann bis in größere Höhen Turbulenz in wolkenfreien Luftschichten auslösen. Andererseits kann im Zusammenhang mit konvektiven Ereignissen starke Turbulenz auftreten, welche im Gegensatz zu der *Clear Air Turbulence* nicht dynamisch, sondern thermisch induziert wird. Aber auch Phänomene auf synoptischer Skala, wie Stürme oder Warm-/Kaltfronten, sind zum Teil mit Windfluktuationen verbunden, die den Luftverkehr beeinträchtigen. In der AGS

ist für die Turbulenz zusätzlich jegliche Art von Bodenrauigkeit (z. B. Gebäude, Wälder oder Hügel) verantwortlich.

In der Vergangenheit konnte eine Vielzahl von Flugunfällen registriert werden, in denen turbulente Windfelder zumindest ein mitverantwortlicher Faktor waren. Brunstein (1978) berichtet von 729 Unfällen in den Jahren 1964 bis 1975, die von den US-amerikanischen Fluggesellschaften registriert wurden. Davon konnten 183 ( $\approx 25\%$ ) auf turbulente Luftbewegungen zurückgeführt werden, bei denen Personen verletzt oder getötet wurden und/oder erhebliche Schäden am Flugzeug aufgetreten sind. Ernste Zwischenfälle dieser Art treten insbesondere während der kritischen Phasen des Startvorgangs, verbunden mit dem Abheben des Flugzeugs, des Landeanflugs und der Landung selbst, zu der auch das Ausrollen zählt, auf. Dies verdeutlicht auch die Abbildung 1.5, in der neben dem prozentualen Anteil der einzelnen Flugphasen an der Gesamtflugzeit auch die statistische Verteilung von tödlichen Flugunfällen und Todesfällen an Bord auf die einzelnen Flugphasen dargestellt ist. Trotz der sehr geringen Anteile des Starts, Anfangssteigflugs, Endanflugs und der Landung an der Gesamtflugzeit (6%), geschehen während dieser Phasen die meisten Unfälle (61%). Dabei geht vor allem von der finalen Landephase mit der Landung selbst die größte Gefahr aus, da hier, im Gegensatz zum Start, die Schubkraft schrittweise reduziert wird. Dadurch ist die Geschwindigkeit des Flugzeugs bei der Landung mit beispielsweise 130 kn bei einer A320 Maschine geringer als beim Abheben ( $\approx 150$  kn), wodurch turbulente Winde einen größeren Einfluss auf das Flugverhalten haben können. Außerdem ist die Steigrate direkt nach dem Start für gewöhnlich größer als die Sinkrate bei der finalen Landephase. Somit ist das Flugzeug bei der Landung für einen längeren Zeitraum der bodennahen Turbulenz ausgesetzt, die aufgrund der an der Erdoberfläche befindlichen Rauigkeitselemente meist stärker ausgeprägt ist als in größeren Höhen. Zudem ist bodennah die Reaktionszeit für Piloten, um auf Wind-

## Fatal Accidents and Onboard Fatalities by Phase of Flight

Worldwide Commercial Jet Fleet | 2005 through 2014

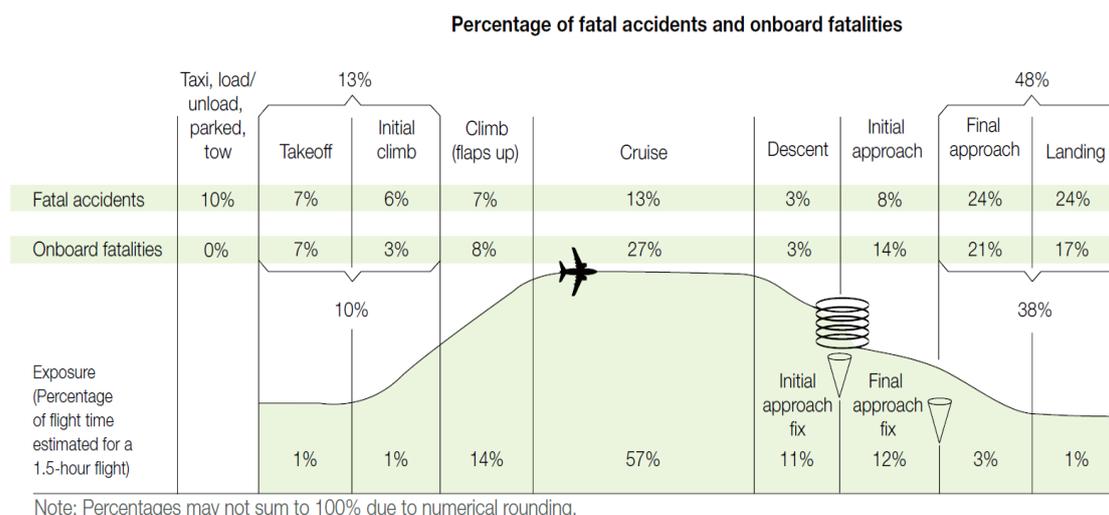


Abbildung 1.5: Statistische Verteilung von Flugunfällen mit Todesfolge und sämtlichen Todesfällen an Bord auf die unterschiedlichen Flugphasen für den Zeitraum 2005 bis 2014. Außerdem ist der relative Anteil der einzelnen Flugphasen an der Gesamtflugzeit abgebildet (Boeing Commercial Airplanes, 2015).

schwankungen reagieren zu können, deutlich geringer im Vergleich zur Reise Flughöhe. Daher kann davon ausgegangen werden, dass die infolge stark turbulenter Windfelder entstandenen Flugunfälle hauptsächlich während der Landephase auftreten. Dies spiegelt sich ebenfalls in der Abbildung 1.5 wieder, auch wenn hier grundsätzlich alle Unfallursachen berücksichtigt worden sind. Des Weiteren verdeutlicht ein Bericht von Khatwa und Helmreich (1999), dass der Landeanflug und die Landung selbst, unter anderem wegen dem turbulenten Windfeld, am gefährlichsten sind. So zeigt sich für den Zeitraum von 1984 bis 1997, dass bei einem Drittel aller ernstzunehmenden Zwischenfälle und aufgetretenen Unfälle während der Landephase widrige Windverhältnisse involviert waren (Khatwa und Helmreich, 1999, S. 5). Außerdem nehme die Turbulenz in einem Ranking der für die Unfälle während der Landephase primär verantwortlichen Faktoren immerhin noch den siebten Platz ein (Khatwa und Helmreich, 1999, S. 22).

Darüber hinaus belegen auf Basis von LES durchgeführte Untersuchungen, dass durch die zunehmende Bebauung an und um Flughäfen zusätzliche Turbulenzeffekte auftreten und dadurch die Gefahr eines Flugzeugunfalls im Landeanflug steigt (z. B. Krüs et al., 2003; Chan et al., 2010). Auch einzelne Unfallberichte verdeutlichen die potentielle Gefährdung des Flugverkehrs durch das Windfeld vor allem für landende Flugzeuge (z. B. BFU, 2010; AAIB, 2012). Aus diesen Gründen sollen sich die weiteren Betrachtungen auf die Landephase eines kommerziellen Flugzeugs beschränken.

Wie zuvor deutlich geworden ist, geht von starken Winden und Windfluktuationen insbesondere beim Landeanflug eine erhöhte Gefährdung für den Flugverkehr aus. So können stark schwankende Rücken- und Seitenwinde harte Landungen durch plötzliches Absacken, Kursabweichungen bis hin zum Verlassen der Landebahn oder Fehlanflüge mit Durchstartmanövern verursachen. Auch Bodenberührungen der Tragflächen und daraus resultierende Schäden am Flugzeug sind möglich. Beim Auftreten starker mittlerer Seitenwinde gibt es mit dem sogenannten *sideslip approach* und dem *crabbed approach* zwei grundlegende Flugmanöver, um möglichst sicher und stabilisiert zu landen. Dennoch kann auch hierbei die atmosphärische Turbulenz die auf das Flugzeug wirkenden Kräfte plötzlich verändern und beispielsweise ein ungewolltes Rollen (Drehung des Flugzeugs um die Längsachse), Gieren (Drehung des Flugzeugs um die Hochachse), oder Nicken (Drehung des Flugzeuges um die Querachse) verursachen (vgl. Krüs, 2016). Für Piloten hat dies ein intensives Training der Landephase zur Folge, um auch bei stark turbulenten Windfeldern sicher landen zu können. Auch die Flugmanöver und richtigen Verhaltensweisen in kritischen Windsituationen müssen zuvor erlernt werden, was im Wesentlichen auf zwei verschiedene Arten geschehen kann. Einerseits benötigen die Piloten Erfahrungen mit realen Windfeldern. Dies ist nur über genügend Flugstunden realisierbar. Andererseits besteht die Möglichkeit, in Flugsimulatoren unter möglichst realistischen Bedingungen das Landen bei widrigen Windverhältnissen zu üben. Jedoch werden turbulente Schwankungen des Windfeldes in Flugsimulatoren sowohl bodennah als auch in größeren Höhen meist nur durch statistische Turbulenzmodelle berücksichtigt, welche ein synthetisches Turbulenzsignal erzeugen (z. B. Etkin, 1972; Cook, 2013). Die bei diesem Ansatz gemachten Annahmen (vgl. Kapitel 3) verfälschen typische Eigenschaften der natürlichen Turbulenz. Insbesondere die bodennahen Schwankungen des Windes, herbeigeführt durch Vegetationskanten, Orographie oder die an die Landbahn angrenzende Bebauung, können über rein statistische Ansätze kaum erfasst werden. Daher ist es nicht weiter verwunderlich, dass Piloten die in einem Flugsimulator modellierten turbulenten Windfelder zum Teil als nicht

realistisch empfinden. Diese Einschätzung von Piloten wird auch in den Veröffentlichungen von Barnes und Parsons (1972) und Etkin (1981) aufgezeigt. Zudem verdeutlichen die im Rahmen der vorliegenden Masterarbeit durchgeführten Pilotenbefragungen (vgl. Abschnitt 1.5) und ein von der Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung veröffentlichter Bericht zu einem Zwischenfall im Jahr 2008 am Hamburger Flughafen (BFU, 2010) das Unvermögen heutiger Flugsimulatoren, turbulente Windfelder realistisch zu erfassen. In dem Untersuchungsbericht heißt es beispielsweise: „Das Wettergeschehen mit dem Einfluss durch außergewöhnlich starke Böen war für beide Besatzungsmitglieder eine Ausnahmesituation. Weder in der Ausbildung zum Verkehrsflugzeugführer noch bei Trainings- und Überprüfungsflügen im Flugsimulator wurden vergleichbare Situationen der Wirklichkeit entsprechend gezielt geübt“. Des Weiteren wird explizit auf Flugsimulatoren und deren Fähigkeit, bodennahe stark böige Windfelder realitätsnah darzustellen, Bezug genommen. So heißt es weiter: „Darüber hinaus waren die Simulatoren technisch nur bedingt in der Lage, vergleichbare Seitenwindsituationen im bodennahen Bereich wirklichkeitsgetreu darzustellen“. Diese Aussage wird abermals durch einen Unfallbericht der US-amerikanischen Verkehrsbehörde *National Transportation Safety Board* untermauert. So trainierte der Kapitän eines in dem Bericht erwähnten Unglücksfluges in einem 737-500 Flugsimulator, der turbulente Windschwankungen bis in eine Höhe von 50 ft über Grund nicht berücksichtigte. Dadurch war der Simulator nicht im Stande, böige Windsituationen nahe der Erdoberfläche wiederzugeben (NTSB, 2010, S. 51). Zudem werden in dem Bericht durchgeführte Flugsimulationen beschrieben, in den Piloten bei mittleren Winden von 60 kn abheben konnten, ohne abzustürzen, obwohl dies den Autoren nach nicht möglich sein dürfte. Auch wurden Starts bei mittleren Seitenwinden von 25 kn und 35 kn nicht als übermäßig schwierig empfunden (NTSB, 2010, S. 34). Diese Befunde deuten ebenfalls darauf hin, dass die Simulation des Windfeldes und dessen Übertragung auf den Flugzustand nicht realistisch umgesetzt werden.

Wie zuvor bereits erwähnt, konnte das Unvermögen heutiger Flugsimulatoren, turbulente Windfelder realistisch zu erfassen, ebenfalls mittels durchgeführter Befragungen von insgesamt drei Piloten bestätigt werden (P. Hellbach, Germanwings, 2015, persönliche Kommunikation; B. Neumann, Germanwings, 2016, persönliche Kommunikation; S. Franz, TUIfly, 2016, persönliche Kommunikation). Detailliertere Inhalte der einzelnen Interviews, weitere Informationen hinsichtlich der Turbulenzberücksichtigung in Flugsimulatoren und dessen Einstellungsmöglichkeiten bezüglich der Simulation des Windfeldes sind im folgenden Abschnitt aufgeführt.

### 1.5 Piloteninterviews und Flugsimulatorbegehung

Die durchgeführten Interviews sollten in erster Linie klären, wie Piloten das simulierte bodennahe Windfeld in einem für Ausbildungszwecke geeigneten Flugsimulator wahrnehmen. Hierbei ging es vor allem um die bodennahe Turbulenz in der Atmosphäre während der Landephase. Befragt wurden insgesamt drei Piloten mit entsprechender Lizenz zur Steuerung von Passagiermaschinen. Zum einen war dies Sebastian Franz von TUIfly, der zusätzlich für die Pilotenausbildung und das Flugsimulatortraining im Unternehmen zuständig ist. Zur Zeit der Befragung wies Herr Franz mit knapp 5500 die meisten Flugstunden aller Befragten auf. Während dieser Zeit wurden von ihm typischerweise innerdeutsche und innereuropäische Flughäfen mit dem Kurz- und Mittelstreckenflugzeug Boeing 737 angefliegen. Des Weiteren wurden Interviews mit Benjamin Neumann

und Phillip Hellbach geführt. Beide arbeiteten zur Zeit der Befragung für Germanwings und wiesen knapp 1200 beziehungsweise 500 Flugstunden auf. Der dabei geflogene Flugzeugtyp war der A320, mit dem beide Piloten ebenfalls ausschließlich innereuropäische Flüge durchgeführt haben. Die im Folgenden aufgeführten Aussagen sind sinngemäß aus allen drei Befragungen herausgearbeitet worden.

Alle drei befragten Piloten bestätigten während der Interviews den hohen Stellenwert der sogenannten *Full Flight* Simulatoren für die Pilotenausbildung und darüber hinaus. So seien die Flugstunden im Simulator der erste Schritt, um sich mit dem Fliegen in der Realität vertraut zu machen und dabei beispielsweise bestimmte Landetechniken wie den *sideslip* oder *crabbed approach* zu üben. Zudem würden ausschließlich Flugsimulatoren das Training von selten auftretenden Szenarien wie Triebwerksausfällen ermöglichen. Auch nach der Ausbildung müssten mindestens ein Mal im Jahr Flugstunden im Simulator stattfinden, um die Fluglizenz nicht zu verlieren. In diesem Zusammenhang schilderten die Befragten, dass Piloten durch die Fluggesellschaften typischerweise halbjährig oder vierteljährig zum Training im Simulator verpflichtet werden. Heutzutage seien Flüge in *Full Flight* Simulatoren sogar soweit anerkannt, dass sie einem richtigen Flug ebenbürtig sind und daher bis zu einem gewissen Grad Flugstunden in der Realität gegen Flugstunden im Simulator ausgetauscht werden könnten.

Gerade wegen dieser großen Bedeutung von simulierten Flügen ist eine stetige Verbesserung jener auch für die befragten Piloten wünschenswert. Hierbei spielt die Simulation des turbulenten Windfeldes und dessen Veränderung durch die umliegende Topographie eine wichtige Rolle. Den Aussagen der Piloten zufolge wirke die Variation des Windfeldes zum jetzigen Zeitpunkt statisch, wiederkehrend, periodisch hinterlegt und vorhersehbar. Dies gelte sowohl für den mittleren Wind als auch für die turbulenten Schwankungen. Zudem seien bei den gängigen Trainingsszenarien keine größeren abrupten Drehungen des Windes oder plötzlich auftretende Windgeschwindigkeitsvariationen spürbar, die darauf hindeuten würden, dass sich der Wind, zum Beispiel durch die Topographie, schlagartig ändert. Spüren würden die Piloten neben der kontinuierlichen und wenig überraschenden Turbulenz lediglich linear hinterlegte Modifikationen der mittleren Windrichtung und -geschwindigkeit. Das Gefühl eines wenig überraschenden und vorhersagbaren Windes läge vor allem an der Verwendung von „Standardwindmodellen“, in welchen, den Erfahrungen der Piloten zufolge, ausschließlich in gewissen Höhen eine mittlere Windrichtung und -geschwindigkeit vorgegeben wird. Dabei sind Drehungen des mittleren Windes in der Vertikalen zwischen 20° und 30° typisch, ebenso wie eine kontinuierlich zunehmende mittlere Windgeschwindigkeit. Die Turbulenz käme hierbei zusätzlich ins Spiel und würde für das bereits erwähnte recht monotone Wackeln des Flugzeugs sorgen, das je nach eingestelltem Turbulenzlevels unterschiedlich stark ausfalle. Insbesondere habe die Simulation des turbulenten Windfeldes bei Extremwetterereignissen wie starken Stürmen oder Gewittern wenig mit der Realität zu tun. Dies gelte vor allem für den Endanflug (engl. *final approach*) beziehungsweise die letzten Sekunden vor dem Aufsetzen, da hier das Flugzeug aufgrund der Schubreduktion gegenüber Windscherungen und Böen besonders anfällig sei. Auch der während der Landung zunehmende Einfluss der Bodenrauigkeit auf das Windfeld sei kaum bis gar nicht zu spüren. So wird, dem Urteil der Piloten nach, die durch Bebauung, Vegetationskanten oder Orographie erzeugte Turbulenz und Windscherung im Flugsimulator nicht berücksichtigt. Dies wäre aber wünschenswert, um auch flughafenspezifische Topographien und deren Auswirkungen auf das Windfeld in möglichst realistischer Art und Weise im Simulator

wiedergeben zu können. Herr Neumann berichtete beispielsweise über Geschwindigkeitsfluktuationen von  $\pm 20$  kn, die beim Anflug der Landebahn 15/33 in Hamburg keine Seltenheit sind und seiner Meinung nach größtenteils mit der umliegenden Bebauung zusammenhängen. Von einem weiteren Beispiel für flughafenspezifische Risiken durch turbulente Windfelder berichtete auch Herr Franz. So sorgen Südwestwinde ab einer Stärke von 12 kn des Öfteren zu unruhigen Anflügen auf die Landbahn 09/27 in Hannover. Der Grund hierfür seien die umliegenden Parkhäuser und Verwaltungsgebäude, an denen zusätzlich Turbulenz generiert werden würde. Ein weiterer während der Interviews oft erwähnter Flughafen war derjenige in Funchal auf der portugiesischen Insel Madeira, welcher bei allen drei Piloten wegen der dortigen Topographie als einer der anspruchsvollsten hinsichtlich vorherrschenden Windverhältnisse gilt. Dies läge vor allem an den starken und plötzlich auftretenden Richtungs- und Geschwindigkeitsänderungen des Windes im Lee des Gebirges. Generell sind sich die befragten Piloten jedoch einig, dass solch topographische Einflüsse auf den Wind, die zu den zuvor beschriebenen Besonderheiten einzelner Flughäfen führen, bisher von keinem Flugsimulator annähernd erfasst werden. Somit bliebe den Piloten keine andere Wahl, als auf die eigenen oder von Kollegen berichteten Erfahrungen zurückzugreifen.

Zusammenfassend bleibt festzuhalten, dass alle befragten Piloten sowohl die Böigkeit des Windes beziehungsweise die atmosphärische Turbulenz, als auch die durch Topographie bedingte Modifikation des Windfeldes als ein alltägliches Flugrisiko ansehen. Der Umgang mit diesem Risiko werde im Flugsimulator jedoch nicht ausreichend geübt. Ein Grund hierfür ist die unzureichende Simulation des turbulenten Windfeldes. Dies gelte vor allem für Extremwetterereignisse wie starke Tiefdruckgebiete oder Gewitter. Außerdem scheinen die Auswirkungen flughafenspezifischer Topographien auf das Windfeld überhaupt nicht simuliert zu werden. Zusätzlich lässt die Verwendung von Standardwindmodellen mit statistisch hinterlegter Turbulenz die Windvariationen unrealistisch und vorhersagbar erscheinen.

Im Anschluss an die Piloteninterviews wurden zwei für Trainingszwecke geeignete Flugsimulatoren in Hinblick auf mögliche Einstellungen des turbulenten atmosphärischen Windfeldes untersucht, wobei auf den Boeing 777-200LR und den Boeing 737-300 Flugsimulator der Lufthansa Flight Training GmbH am Standort Berlin zurückgegriffen wurde. Die Simulatorbegehung erfolgte unter der Leitung von Dieter Müller-Danert, der in seiner Funktion als Entwicklungsingenieur verschiedene *Full Flight* Simulatoren betreut. Die im folgenden getätigten Aussagen und Erkenntnisse basieren dabei auf dem E-Mail-Verkehr sowie persönlichen Gesprächen mit Herrn Müller-Danert und praktisch durchgeführten Tests in den Simulatoren. Außerdem lag das Benutzerhandbuch eines typischen, durchaus hoch entwickelten und allgemein als sehr gut anerkannten Boeing 777-200LR Simulators von dem Hersteller *Canadian Aviation Electronics* vor (LFT, 2014). So kann unter anderem festgehalten werden, dass auch Herr Müller-Danert ein gewisses Verbesserungspotential in der Simulation der Turbulenz beziehungsweise des turbulenten Windfeldes sieht. Beispielsweise zeigte sich bei den Tests im Flugsimulator und durch das persönliche Gespräche, dass lokale Windverhältnisse in Flugsimulatoren überhaupt nicht berücksichtigt werden, wodurch jeder Flughafen, bezogen auf das turbulente Windfeld, gleich erscheint. Dementsprechend würde sich der Wind immer unabhängig von den topographischen Gegebenheiten in der unmittelbarer Nähe des Flughafens verhalten. Zwar bestünde nach den Aussagen von Herrn Müller-Danert die Möglichkeit, mit den vorhandenen Ressourcen im Simulator lokale Verhältnisse mit etwas

Geschick nachzuahmen, jedoch bräuchte solch ein Vorgehen viel Vorbereitungszeit. Dies sei aus finanzieller Sicht nicht realisierbar, da die Zeit in *Full Flight* Simulatoren teuer sei und der finanzielle Mehraufwand in keinem Verhältnis zu einer möglichen Verbesserung der simulierten Windsituation stünde.

Darüber hinaus zeigten die Einstellungsmöglichkeiten im Flugsimulator und die Auszüge des Benutzerhandbuchs, dass es dem leitenden Instrukteur eines simulierten Fluges üblicherweise nur möglich ist, einen festen mittleren und ausschließlich horizontalen Wind in drei Höhengniveaus vorzugeben. So ist die Angabe einer Windrichtung ( $1^\circ - 360^\circ$ ) und -geschwindigkeit an der Erdoberfläche (0 kn - 50 kn), einem oberen Niveau im Bereich der Tropopause (standardmäßig 36089 ft, 0 kn - 200 kn) und in einer Zwischenschicht (standardmäßig 18000 ft, 0 kn - 200 kn) möglich. Hierbei ist zu bedenken, dass die Erdoberfläche, das heißt das unterste zu beeinflussende Höhengniveau, meistens nicht auf null Meter über Grund liegt, sondern ein wenig höher angesetzt ist. Laut den Spezifikationen der Lufthansa für Flugsimulatoren sollte der Oberflächenwind die Luftströmung auf 9 m (30 ft) über Grund widerspiegeln. Erst darunter wird der für die Prandtl-Schicht typische logarithmische Rückgang des Windes gefordert. In Kombination zu den oben erwähnten Windangaben in unterschiedlicher Höhe kann die Berücksichtigung der Oberflächenreibung abgeschaltet oder aktiviert werden. Bei Deaktivierung erfolgt lediglich eine lineare Interpolation der Richtung und Geschwindigkeit zwischen den einzelnen Höhengniveaus, wobei das mittlere Windfeld oberhalb der höchsten angegebenen Schicht konstant bleibt. Andernfalls wird der mittlere Wind wie folgt variiert: Die Geschwindigkeit des vorgegebenen stationären Bodenwindes erhöht sich vertikal um 2 kn/1000 ft. Dieser Gradient wird bis in eine Höhe von 3000 ft oberhalb der eingestellten Referenzlandebahnhöhe verwendet. Auch die mittlere Windrichtung wird in diesem Höhenbereich verändert, indem sich der Windvektor auf der Nordhalbkugel um 20 Grad nach rechts und auf der Südhalbkugel um den gleichen Betrag nach links dreht. Anschließend erfolgt die zuvor beschriebene lineare Interpolation zu den höheren Schichten hin. Zusätzlich zum Bodenwind kann ein sogenanntes Böen-Inkrement mit einem Wert zwischen 0 kn und 25 kn belegt werden, welcher die Differenz zwischen der stationären Windgeschwindigkeit und den möglichen Spitzenböen beschreibt. Beträgt beispielsweise der mittlere Wind in der aktuellen Flughöhe 15 kn und das Böen-Inkrement wurde auf 10 kn gesetzt, variiert der instantane Wind zufällig zwischen 15 kn und 25 kn. Dies entspricht im Grunde nichts anderem als künstlich erzeugter Turbulenz mit niedriger Frequenz, die rein zufällige Windfluktuationen erlaubt, ohne bestimmten Gesetzmäßigkeiten zu gehorchen. Des Weiteren lässt sich die Intensität der hochfrequenten Windfluktuationen beziehungsweise Turbulenz in festen Stufen (leicht, moderat, schwer) oder in Prozent (0 % - 100 % ) einstellen. Dies verdeutlicht die Abbildung 1.6, welche aus dem bereits erwähnten Benutzerhandbuch des Lufthansa Trainingszentrums in Berlin entnommen wurde. Bei näherer Betrachtung ist zu erkennen, dass mit der Angabe einer gewissen Intensität gleichzeitig die Art der Turbulenz ausgewählt wird, wobei hier zwischen Turbulenz in Verbindung mit Gewittern, *Clear Air Turbulence* und bodennaher Turbulenz unterschieden wird. Dabei kann zeitgleich nur eine der drei Optionen ausgewählt werden. Um die getätigten Einstellungen aktiv zu schalten, muss das im unteren Teil der Abbildung 1.6 angeordnete Feld *IOS Manually Entered Turbulence* aktiviert sein. Darüber hinaus sind unter *TYPE* noch weitere Turbulenztypen aufgelistet, die hauptsächlich in Verbindung mit speziellen Effekten oder Einstellungen stehen, die im Flugsimulator verwendet werden können. So besteht die Option, Unwetter in Verbindung

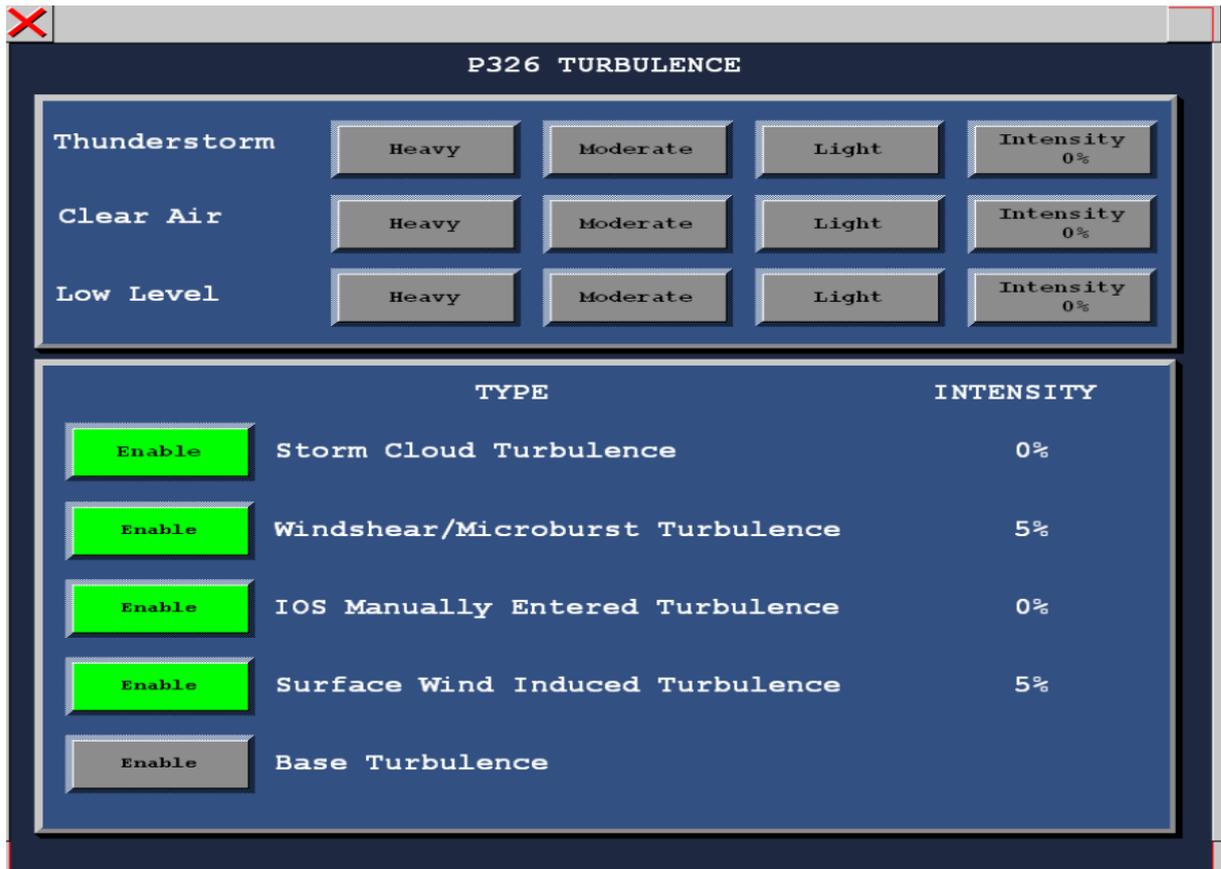


Abbildung 1.6: Einstellungsmöglichkeiten hinsichtlich der atmosphärischen Turbulenz im 777-200LR Flugsimulator der Lufthansa (LFT, 2014).

mit Frontendurchgängen zu simulieren oder auch vorgefertigte Windscherungs- und Microburst-szenarien zu verwenden. Da diese in erster Linie die mittleren Winde auf verschiedenste Art und Weise modifizieren, kann über den in Abbildung 1.6 gezeigten Dialog zusätzlich noch die Turbulenz als überlagertes Phänomen berücksichtigt werden. Dies geschieht über die Aktivierung des entsprechenden Typs (z. B. *Storm Cloud Turbulence*). Die rechtsseitig aufgelisteten Intensitäten von 0% und 5% verdeutlichen lediglich, dass die Turbulenz des jeweiligen Typs aktiv geschaltet wurde oder nicht. Dementsprechend ist die Basisturbulenz in der Abbildung 1.6 deaktiviert. Die Intensitäten können jedoch nicht vom Instrukteur selbst geregelt werden (abgesehen von der *IOS Manually Entered Turbulence*), sondern verändern sich automatisch mit dem gewählten Windscherungs-/ MicroburstszENARIO oder der Position eines Flugzeugs, beispielsweise innerhalb einer Gewitterwolke. Die über den Bodenwind gesteuerte Turbulenz (engl. *Surface Wind Induced Turbulence*) bietet die Möglichkeit, mehr oder weniger zufällige Windschwankungen ausschließlich im Reibungsbereich der Erdoberfläche, das heißt innerhalb der AGS, zu erzeugen und ist nur bei vorhandenem mittleren Bodenwind spürbar. Mit der kaum eingesetzten Option der Basisturbulenz, welche wie die über den Bodenwind gesteuerte Turbulenz nur eine Intensität von 5% annimmt, kann ein weiterer Turbulenztyp aktiviert werden, der kleinere Windschwankungen unabhängig von der Flugposition simulieren soll. Das Ziel hierbei ist allein die Vermittlung eines etwas realistischeren Fluggefühls. An dieser Stelle sei noch erwähnt, dass unabhängig von der eingestellten Turbulenz immer eine Überlagerung mit dem definierten Böen-Inkrement und mittleren Wind stattfindet. Zudem spielen vertikale Winde wenn überhaupt

nur in vorgefertigten Windszenarien oder bei dem Passieren einer Wetterfront eine Rolle. Mehr Details zu den verwendeten Modellen und mathematischen Formulierungen sind dem Instrukteur des simulierten Fluges meist nicht bekannt. Lediglich die Hersteller der *Full Flight* Simulatoren kennen weitere Einzelheiten.

Abschließend bleibt festzuhalten, dass die während der Simulatorbegehung und aus dem Benutzerhandbuch gesammelten Erkenntnisse gut mit den Aussagen der Piloten übereinstimmen, sodass sich der Ausgangspunkt für die nachfolgenden Überlegungen und Untersuchungen wie folgt darstellen lässt: Das turbulente Windfeld wird in heutigen Flugsimulatoren über die Verwendung dreidimensionaler statischer Turbulenzmodelle in Kombination mit linearen vertikalen Änderungsraten des mittleren und meist ausschließlich horizontalen Windes nicht ausreichend erfasst. Insbesondere lokale Windverhältnisse werden gänzlich vernachlässigt. Auch die Anwendung mehr oder weniger komplizierter Windszenarien zur Übung von Mircoburst- und Windscherungssituationen oder die Verwendung unterschiedlicher Turbulenztypen führt zu keiner signifikanten Verbesserung der Simulation des Windfeldes. So sind die vom Hersteller gelieferten Softwarepakete größtenteils darauf ausgerichtet, die bezogen auf den Wind recht überschaubaren Spezifikationen der Simulatorbetreiber zu erfüllen, sodass wiederum deren Kunden (in der Regel Fluggesellschaften) zufriedengestellt werden können. Da mit einer Verbesserung auch immer Kosten verbunden sind, scheuen sich zur Zeit alle Beteiligten, neue Updates durchzuführen oder zu fordern. Dennoch besteht an dieser Stelle Handlungsbedarf, um die im Abschnitt 1.4 angesprochenen Risiken einer Landung zu minimieren und Unfällen, bei denen das Windfeld einer der ausschlaggebenden Faktoren ist, vorzubeugen.

Eine potentielle Möglichkeit die Berücksichtigung der bodennahen atmosphärischen Strömung in Flugsimulatoren zu verbessern, ist die Generierung turbulenter Windfelder mittels turbulenzauflösender Modelle. Abschnitt 1.3 hat gezeigt, dass sich hierfür nur die Grobstruktursimulation als numerische Methode anbietet, mit der es möglich ist, die für ein Flugzeug relevanten turbulenten Skalen explizit zu simulieren. Die mittels LES berechneten Windfelder könnten dann in Flugsimulatoren eingespeist werden, um durch einen realistischeren Input hinsichtlich des atmosphärischen Windgeschwindigkeitsfeldes das Flugzeugverhalten besser simulieren zu können. Dadurch würde das für Piloten unverzichtbare Flugsimulatortraining weiter verbessert werden, insbesondere mit der Zielsetzung, die Unfallrate und die Anzahl an Durchstartmanövern aufgrund turbulenter Winde bei landenden Flugzeugen zu senken. Vor diesem Hintergrund sollen im anschließenden Abschnitt die konkreten Fragestellungen vorgestellt werden, die es im weiteren Verlauf zu beantworten gilt. Zudem soll sowohl die Struktur der Arbeit, als auch die Herangehensweise an die zuvor beschriebene Problematik erläutert werden.

### 1.6 Fragestellungen und Struktur der Arbeit

Abschnitt 1.4 hat verdeutlicht, dass das turbulente atmosphärische Windfeld für Flugzeuge, speziell während der Landephase, eine potentielle Gefahr darstellen kann. Insbesondere die durch Vegetationskanten oder Gebäude induzierte Turbulenz hat in der Vergangenheit schon zu kritischen Flugzuständen während der unmittelbaren Landephase geführt (vgl. Krüs, 2016). Aus diesem Grund soll im folgenden Kapitel, nach einer Einführung zur statistischen Beschreibung von turbulenten Windfeldern, geklärt werden, ab wann bestimmte Windverhältnisse als kritisch für ein landendes Flugzeug anzusehen sind. Hierbei geht es im Grundsätzlichen um windfeldbezogene

und flugzeugbezogene Grenzwerte beziehungsweise Schwellenwerte, die das Risiko einer Landung und die potentielle Unfallgefahr beim Aufsetzen des Flugzeugs verdeutlichen.

Darüber hinaus wurde bereits darauf hingewiesen, dass Piloten die bodennahen Turbulenzeffekte in Flugsimulatoren zum Teil als nicht realistisch empfinden, wodurch Landungen bei widrigen Windverhältnissen in einem komplexen Gelände nur unzureichend trainiert werden können. Bisher sind zur Berücksichtigung der Turbulenz in Flugsimulatoren überwiegend statistische Methoden implementiert. Diese sollen in Kapitel 3 zuerst allgemein und anschließend anhand eines typischen Modells, dem sogenannten Dryden-Turbulenzmodell, erläutert werden. Eine weitere bereits erwähnte Idee zur Berücksichtigung des turbulenten Windfeldes in Flugsimulatoren ist die Einspeisung von mit LES erzeugten Windfeldern. So sollen nachfolgend dreidimensionale turbulente Winddaten eines Starkwindereignisses in den frei verfügbaren Flugsimulator *FlightGear* (FG) eingelesen werden, wobei die turbulenten Geschwindigkeitsfelder mit dem ebenfalls frei zugänglichen *Parallelized Large-Eddy Simulation Model* (PALM) generiert werden. Die Beschreibung der Modelle FG und PALM mit den für die Untersuchungen wichtigen Bestandteilen findet in Kapitel 4 beziehungsweise 5 statt. Anschließend werden in Kapitel 6 die zur Erzeugung der turbulenten PALM-Windfelder notwendigen Set-ups vorgestellt. Der daran anknüpfende siebte Teil umfasst die Beschreibung der Kopplung beider Modelle mit dem Hauptziel, die generelle Umsetzbarkeit des Ansatzes, externe turbulente Windfelder in Flugsimulatoren einzuspeisen, zu überprüfen. In diesem Zusammenhang soll erklärt werden, an welchen Schnittstellen eine Einspeisung der Windinformationen erfolgt und wie der Flugsimulator FG diese weiterverarbeitet. Im vorletzten Teil, dem Kapitel 8, geht es um die eigentlichen Flugsimulationen. Hierbei werden zuerst Flüge durch die von FG berechneten turbulenten Windfelder durchgeführt und ausgewertet, bevor daran anknüpfend Flüge durch die von PALM generierten Windfelder simuliert werden. Dabei sollen möglichst vergleichbare synoptische Situationen angenommen und ebenso gleichartige Flugrouten geflogen werden, um einen ebenfalls in Kapitel 8 durchgeführten Vergleich der Windfelder und Flüge zu ermöglichen. Für den Fall der mit PALM-Winddaten ausgeführten Flugsimulationen werden zudem unterschiedliche Rahmenbedingungen hinsichtlich des Geländes angenommen. So sollen Windfelder unter dem Einfluss eines homogenen Untergrunds und unter Berücksichtigung von Bodenheterogenitäten in der Form eines idealisierten Flughafengebäudes durchflogen werden. Auf diese Art und Weise kann auch eine Untersuchung des Flugverhaltens stattfinden, wenn Gebäude das mittlere Windfeld und die Turbulenzstatistik modifizieren. Zum Abschluss des Kapitels 8 soll die Frage beantwortet werden, inwieweit sich die Flugzustandsdaten in Abhängigkeit vom verwendeten Windfeld ändern. Hierbei gilt es insbesondere zu klären, ob und in welcher Wiederholungsrate kritische Zustände auftreten.

Schließlich folgt im Kapitel 9 eine Zusammenfassung aller zentralen Ergebnisse mit dem Ziel, eine Einschätzung hinsichtlich der Frage abzugeben, ob Flugsimulationen in mit PALM generierten Windfeldern realistischer sind oder doch die bisherigen, überwiegend statistisch geprägten Ansätze ausreichen. Auch ein Ausblick auf zukünftige Fragestellungen und Überlegungen ist in diesem Kapitel aufgeführt.

## 2 Beschreibung turbulenter Windfelder mit Bezug zum Flugverkehr

Die Einleitung hat gezeigt, dass Piloten besonders innerhalb der AGS mit turbulenten Windfeldern rechnen müssen, wobei von der finalen Landephase und der Landung selbst das größte Unfallrisiko ausgeht. Aus diesem Grund ist es von großer Bedeutung die aktuellen Windverhältnisse an Flughäfen zu kennen und diese zu beschreiben. Nur so können Unfälle bei der Landung, beispielsweise durch stark turbulente Seitenwinde, verhindert werden. Zur Beschreibung und Charakterisierung turbulenter Windfelder stehen unter anderem statische Größen zur Verfügung. Diejenigen, welche für die weiteren Betrachtungen relevant sind, werden zu Beginn dieses Kapitels in Abschnitt 2.1 eingeführt. Zusätzlich werden einige Begrifflichkeiten, wie der Ausdruck einer Böe oder der homogenen Turbulenz, definiert, da diese Begriffe in der Literatur zum Teil unterschiedlich verwendet werden. Außerdem erfolgt im Abschnitt 2.2 eine Einführung bereits existierender Grenzwerte, ab denen Piloten keine Landungen mehr durchführen sollten beziehungsweise ein erhöhtes Risiko eines Flugunfalls besteht. Dabei beziehen sich die Grenzwerte sowohl auf das Windfeld als auch auf das resultierende Flugverhalten. Somit kann in Kapitel 8 entschieden werden, ob die simulierten Flüge beziehungsweise Landungen als gefährlich einzustufen sind oder nicht.

### 2.1 Statistische Beschreibung

Für die Beschreibung und Charakterisierung turbulenter Windfelder sind statistische Größen und Konzepte von großer Bedeutung. Daher sollen im nachfolgendem Abschnitt einige der relevanten Größen und Konzepte eingeführt werden. Aus Übersichtsgründen erfolgt dabei eine räumlich rein eindimensionale Betrachtung aller Funktionen. So lässt sich die von der Zeit  $t$  und dem Ort  $x$  abhängige Windgeschwindigkeitskomponente  $u_i$  gemäß der Gleichung

$$u_i(x, t) = \bar{u}_i(x, t) + u'_i(x, t) \quad (2.1)$$

in einen mittleren Anteil  $\bar{u}_i$  und einer Abweichung  $u'_i$  davon aufspalten. Dieser Ansatz wird häufig bei der Beschreibung turbulenter Größen durchgeführt und geht auf Reynolds (1895) zurück. Der mittlere Anteil kann auf unterschiedliche Art und Weise interpretiert werden. Bei kontinuierlich definierten Funktionen wäre ein Ensemblemittel<sup>2</sup> über  $N$  Ensemblemitglieder beziehungsweise  $N$  verschiedene Realisierungen gemäß der Gleichung

$$\bar{u}_i(x, t) = \lim_{N \rightarrow \infty} \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N u_i(x, t; n) \quad (2.2)$$

möglich. Der Laufindex  $n$  beschreibt hier lediglich die einzelnen Mitglieder des Ensembles. Ebenso ist ein zeitliches Mittel einer einzelnen Realisierung  $\alpha_1$  über die Dauer  $2T_m$  nach Gleichung

$$\bar{u}_i(x, t, T_m; \alpha_1) = \frac{1}{2T_m} \int_{-T_m}^{T_m} u_i(x, t + t'; \alpha_1) dt' \quad (2.3)$$

---

<sup>2</sup> Ein Ensemble, das heißt eine Ansammlung verschiedener Messreihen beziehungsweise Realisierungen einer turbulenten Größe, wird erzeugt, indem eine physikalische Situation mehrmals und unter möglichst denselben Anfangsbedingungen wiederholt wird.

und ein räumliches Mittel einer einzelnen Realisierung  $\alpha_2$  über die Strecke  $2L_x$  entsprechend der Gleichung

$$\bar{u}_i(x, t, L_x; \alpha_2) = \frac{1}{2L_x} \int_{-L_x}^{L_x} u_i(x + x', t; \alpha_2) dx' \quad (2.4)$$

denkbar. In der Realität liegen für die Bestimmung der mittleren Windgeschwindigkeiten meist jedoch keine analytischen Funktionen vor, weshalb auf diskrete Messreihen zurückgegriffen werden muss, die über eine gewisse Zeitperiode oder Strecke hinweg ermittelt wurden. In diesem Fall wäre eine typische Mittelbildung das arithmetische Mittel, welches sich mittels der Gleichung

$$\bar{u}_i = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N u_{i_k} \quad (2.5)$$

beschreiben lässt.  $N$  kennzeichnet in diesem Fall die Anzahl der für die Mittelbildung berücksichtigten Messwerte und der Laufindex  $k$  die Messwerte selbst. Prinzipiell gilt per Definition immer  $\overline{u'_i} = 0$ , unabhängig von der verwendeten Mittelungsmethode. Im Folgenden ist mit der Notation  $\bar{\Psi}$ , sofern nicht anders beschrieben, lediglich eine gemittelte Größe einer beliebigen Variable  $\Psi$  gemeint, die mit einer der vier Methoden (2.2) - (2.5) bestimmt wurde.

Nach der Aufspaltung der Windgeschwindigkeitskomponenten gemäß Gleichung (2.1) wird die Größe  $\bar{u}_i(x, t)$  meist als mittlerer Wind und  $u'_i(x, t)$  als turbulente Abweichung aufgefasst. Insbesondere für die zuletzt genannte Größe existieren noch weitere oft verwendete Bezeichnungen wie Windfluktuationen, kontinuierliche Turbulenz/Böen (engl. continuous turbulence/gusts) oder einfach allgemein die Turbulenz. Darüber hinaus taucht in der Literatur immer wieder der Begriff einer diskreten Böe auf, welche eine Störung der mittleren Windgeschwindigkeit als ein zufälliges Einzelereignis beschreibt und der kontinuierlichen Turbulenz überlagert ist. Diskrete Böen dienen vor allem dazu, einzelne ungewöhnlich starke Windschwankungen zu beschreiben. So setzt sich die Windgeschwindigkeit in der Atmosphäre im Grunde aus drei Anteilen zusammen. Den ersten Beitrag liefert der mittlere, in Flugsimulationen oft als stationär angenommene Wind. Hinzu kommen ein mehr oder weniger zufälliger turbulenter Anteil, beispielsweise charakterisiert durch ein gewähltes Turbulenzspektrum, und einzelne diskrete Böen (vgl. Cook, 2013, 443–446). Da der Begriff einer Böe in der Literatur jedoch nicht eindeutig definiert ist, werden nachfolgend alle Abweichungen von dem stationären beziehungsweise mittleren Wind grundsätzlich unter dem Begriff der Turbulenz zusammengefasst.

Für die weitere Analyse werden immer wieder quadratische Mittelwerte (engl. *root mean square*, RMS), Standardabweichungen oder Varianzen der Windgeschwindigkeit eine wichtige Rolle, da diese Größen das Ausmaß der Abweichungen vom mittleren Wind und damit die Stärke der Turbulenz quantifizieren. Der RMS der Windfluktuationen ist für die einzelnen Geschwindigkeitskomponenten über den Zusammenhang

$$\sigma_i = \underbrace{\left( \overline{(u_i - \bar{u}_i)^2} \right)^{\frac{1}{2}}}_1 = \underbrace{\left( \overline{u_i'^2} \right)^{\frac{1}{2}}}_2 = \underbrace{\left( \overline{(u_i' - \overline{u_i'})^2} \right)^{\frac{1}{2}}}_3 \quad (2.6)$$

definiert, wobei im dritten Term die Beziehung  $\overline{u_i'} = 0$  angewendet wurde. Dabei ist zu erkennen, dass der RMS der Windfluktuationen (2. Term) der Standardabweichung (engl. *root-mean-square*

*error*, RMSE) der Windgeschwindigkeitskomponenten (1. Term) entspricht. Zudem beschreibt der RMSE der Windfluktuationen selbst (3. Term) die gleiche mathematische Größe, nämlich den RMS eben dieser Fluktuationen. Die bereits erwähnte Varianz, oder auch mittlere quadratische Abweichung einer Windgeschwindigkeitskomponente, ist über  $\sigma_i^2$  festgelegt. Unter der Annahme einer diskreten Zahlenreihe mit  $N$  Messwerten ergäbe sich für die Varianz

$$\sigma_i^2 = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (u_{i_k} - \bar{u}_i)^2 = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N u'_{i_k}{}^2 = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (u'_{i_k} - \underbrace{\bar{u}'_i}_{=0})^2. \quad (2.7)$$

Somit beschreiben der RMSE der Windgeschwindigkeiten und der RMS beziehungsweise RMSE der Windfluktuationen dieselbe Größe.

In Verbindung mit turbulenten Signalen werden zur statistischen Beschreibung häufig unverzichtbare Vereinfachungen angenommen wie Stationarität, Homogenität oder Ergodizität. Stationarität bedeutet, dass die statistischen Eigenschaften der turbulenten Windschwankungen, wie das Ensemblemittel oder die Varianz, an einem festen Ort unabhängig vom Zeitpunkt ihrer Messung beziehungsweise Berechnung sind. Daraus folgt, dass das zeitliche Mittel einer einzelnen Realisierung gemäß Gleichung (2.3) für immer größer werdende  $T_m$  gegen das Ensemblemittel konvergiert. Dementsprechend gilt:

$$\lim_{T_m \rightarrow \infty} \frac{1}{2T_m} \int_{-T_m}^{T_m} u_i(x, t + t'; \alpha_1) dt' = \bar{u}_i(x) = \lim_{N \rightarrow \infty} \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N u_i(x, t; n). \quad (2.8)$$

Bei homogener Turbulenz sind die statistischen Eigenschaften von  $u'_i(x, t)$  unabhängig von der Position ihrer Bestimmung. Unter dieser Annahme konvergiert das räumliche Mittel gemäß Gleichung (2.4) für sehr große  $L_x$  gegen das Ensemblemittel. Formal bedeutet dies:

$$\lim_{L_x \rightarrow \infty} \frac{1}{2L_x} \int_{-L_x}^{L_x} u_i(x + x', t; \alpha_2) dx' = \bar{u}_i(t) = \lim_{N \rightarrow \infty} \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N u_i(x, t; n). \quad (2.9)$$

Die Eigenschaft, dass ein zeitliches Mittel einer stationären zufälligen Variable oder ein räumliches Mittel einer homogenen zufälligen Variable gegen das Ensemblemittel konvergiert, wird in der Literatur als ergodisch bezeichnet (vgl. Fröhlich, 2006, S. 17; Wyngaard, 2010, S. 15).

Neben den zuvor erwähnten Größen und Begrifflichkeiten gibt es mit der Autokorrelationsfunktion und der spektrale Leistungsdichte (engl. power spectral density, PSD) noch zwei weitere wichtige statistische Konzepte, die häufig im Zusammenhang mit turbulenten Signalen verwendet werden. Die Autokorrelationsfunktion beschreibt ganz allgemein die Korrelation beziehungsweise Ähnlichkeit eines Signals zum Zeitpunkt  $t_1$  am Ort  $x_1$  mit sich selbst zu einem anderen Zeitpunkt  $t_2$  am Ort  $x_2$ . Formal ist die symmetrisch um den Nullpunkt definierte Autokorrelationsfunktion wie folgt definiert

$$R_{ii}(x_1, x_2, t_1, t_2) = \overline{u'_i(x_1, t_1)u'_i(x_2, t_2)}, \quad (2.10)$$

wobei das Mittel in diesem Fall für das Ensemblemittel steht. Der doppelt auftretende Index  $i$  deutet darauf hin, dass sich auch Kreuzkorrelationen  $R_{ij}$  mit  $i \neq j$  und  $i, j \in \{1, 2, 3\}$  bestimmen lassen. Besteht hierbei kein Zusammenhang zwischen zwei Komponenten, das heißt die Komponenten sind unkorreliert, ist die Funktion für jede zeitliche und räumliche Kombination

null. Eine wichtige Eigenschaft der Autokorrelationsfunktion ist die Tatsache, dass  $R_{ii}$  bei unverändertem  $t$  beziehungsweise  $x$  nichts anderes als die Varianz beschreibt (vgl. Gleichung (2.6)):

$$R_{ii}(x_1, t_1) = \overline{u'_i(x_1, t_1)u'_i(x_1, t_1)}. \quad (2.11)$$

Allerdings ist die allgemeine Definition der Autokorrelationsfunktion nach Gleichung 2.10 in der Praxis meist unbrauchbar, sodass einige Vereinfachungen herangezogen werden. So hängt die Autokorrelationsfunktion bei stationärer und gleichzeitig homogener Turbulenz ausschließlich von der Zeitdifferenz  $t_2 - t_1$  und der Ortsverschiebung  $x_2 - x_1$  ab. Sei also  $u'_i(x, t)$  die turbulente Windgeschwindigkeitskomponente und  $u'_i(x + \xi, t + \tau)$  das gleiche um die Zeit  $\tau$  und die Strecke  $\xi$  verschobene Signal, so wird die Autokorrelationsfunktion über

$$R_{ii}(x_1, x_2, t_1, t_2) = R_{ii}(\xi, \tau) = \overline{u'_i(x, t)u'_i(x + \xi, t + \tau)}. \quad (2.12)$$

ermittelt. Unter der bei stationären Prozessen berechtigten Annahme von Ergodizität gilt ebenfalls:

$$R_{ii}(\xi, \tau) = \lim_{T_m \rightarrow \infty} \frac{1}{2T_m} \int_{-T_m}^{T_m} u'_i(x, t)u'_i(x + \xi, t + \tau) dt. \quad (2.13)$$

In der Praxis hängt die zeitliche und/oder räumliche Autokorrelationsfunktion oft ausschließlich von der Zeitverschiebung  $\tau$  beziehungsweise der räumlichen Verschiebung  $\xi$  ab. Diese Abhängigkeit ist immer dann gegeben, wenn die Bestimmung der Funktionen bezogen auf einen festen Ort beziehungsweise Zeitpunkt stattfindet oder etwa das turbulente Signal  $u'_i$  als zeitlich eingefrorenes Feld betrachtet wird (vgl. Abschnitt 3.2). Im zuletzt genannten Fall, welcher im Folgenden noch eine entscheidende Rolle spielt, gilt:

$$R_{ii}(\xi, \tau) = R_{ii}(\xi). \quad (2.14)$$

Häufig wird die Autokorrelationsfunktion auch mit der Varianz normiert. Die resultierende Größe wird dann als Autokorrelationskoeffizient bezeichnet. Das Integral dieser Normierung legt wiederum die integrale Zeit- und Längenskala einer turbulenten Größe durch folgende Gleichungen fest:

$$T_i = \int_0^\infty \frac{R_{ii}(\tau)}{\sigma_i^2} d\tau = \int_0^\infty \frac{R_{ii}(\tau)}{R_{ii}(0)} d\tau, \quad (2.15)$$

$$L_i = \int_0^\infty \frac{R_{ii}(\xi)}{\sigma_i^2} d\xi = \int_0^\infty \frac{R_{ii}(\xi)}{R_{ii}(0)} d\xi. \quad (2.16)$$

$T_i$  kann aus physikalischer Sicht als die Lebensdauer der in einer turbulenten Strömung vorhandenen energietragenden Wirbel interpretiert werden, während  $L_i$  für die Größenordnung dieser Wirbel steht und damit im Grunde der in Abschnitt 1.2 eingeführten charakteristischen Längenskala der großen energietragenden Wirbel  $l_c$  entspricht. Die Größe  $L_i$  spielt vor allem bei den zur synthetischen Turbulenzgenerierung verwendeten Funktionen der spektralen Leistungsdichten eine entscheidende Rolle (vgl. Abschnitt 3.2). Grundsätzlich beschreibt die PSD-Funktion  $\Phi$  die auf eine Frequenz bezogene Leistung eines Signals und hängt für den Fall

eines stationären Zufallsprozesses mit der zeitlichen Autokorrelationsfunktion über das sogenannte Wiener-Chintschin-Theorem wie folgt zusammen (z. B. Friedland, 1986, S. 384 f.):

$$\Phi_{ii}(f) = \mathcal{F}\{R_{ii}(\tau)\} = \int_{-\infty}^{\infty} R_{ii}(\tau)e^{-i2\pi f\tau} d\tau, \quad (2.17)$$

$$R_{ii}(\tau) = \mathcal{F}^{-1}\{\Phi_{ii}(f)\} = \int_{-\infty}^{\infty} \Phi_{ii}(f)e^{i2\pi f\tau} df, \quad (2.18)$$

$$\Phi_{ii}(\omega) = \mathcal{F}\{R_{ii}(\tau)\} = \int_{-\infty}^{\infty} R_{ii}(\tau)e^{-i\omega\tau} d\tau, \quad (2.19)$$

$$R_{ii}(\tau) = \mathcal{F}^{-1}\{\Phi_{ii}(\omega)\} = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \Phi_{ii}(\omega)e^{i\omega\tau} d\omega. \quad (2.20)$$

Hierbei kennzeichnet der Operator  $\mathcal{F}$  die Fourier-Transformation,  $\mathcal{F}^{-1}$  die entsprechende Umkehrfunktion,  $\pi$  die Kreiszahl,  $f$  die Frequenz und  $\omega$  die Kreisfrequenz. Wird die Kreiswellenzahl  $\Omega$  und die von der räumlichen Verschiebung  $\xi$  abhängige Autokorrelationsfunktion  $R_{ii}(\xi)$  betrachtet, gelten ebenfalls Gleichungen (2.19) und (2.20). Für einen ergodischen turbulenten Prozess ergibt sich somit:

$$R_{ii}(0) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \Phi_{ii}(\omega)d\omega = \int_{-\infty}^{\infty} \Phi_{ii}(f)df = \overline{u_i'^2} = \sigma_i^2. \quad (2.21)$$

Die Varianz ist daher grundsätzlich über das Integral der PSD-Funktion bestimmt. Für einen detaillierten Überblick über die zuvor vorgestellten statistischen Größen sei beispielsweise auf Barr et al. (1974), Friedland (1986) und Tropea et al. (2007) verwiesen.

Nachdem nun die wesentlichen Begrifflichkeiten und statistischen Zusammenhänge geklärt wurden, soll im nächsten Abschnitt, unter Hinzunahme der zuvor vorgestellten Statistik, eine Einführung in bereits existierende Grenzwerte erfolgen, mit denen das Risiko einer Landung bezogen auf das Windfeld und das daraus resultierende Flugzeugverhalten bewertet werden kann.

## 2.2 Grenzwerte des Windfeldes und der Flugzeugbewegung bei landenden Flugzeugen

Stark turbulente Windsituationen mit hohen mittleren Windgeschwindigkeiten können insbesondere während der Landephase das Unfallrisiko erhöhen. Dies trifft vor allem zu, wenn die umliegende Topographie in der Nähe der Landbahn weitere Turbulenz erzeugt und darüber hinaus die mittleren Windgeschwindigkeiten modifiziert. Um das Risiko eines Unfalls zu minimieren, bedarf es gewisser Grenzwerte, auf Basis derer ein Pilot die Gefährdung einer Landung einschätzen kann oder aufgrund derer Flughafenbetreiber den Betrieb einschränken. Solche Werte sind aufgrund der vielen zu berücksichtigenden Einflussgrößen schwierig festzulegen. So hängt die potentielle Gefährdung durch den Wind hauptsächlich von dem Flugzeugtyp und dessen Eigenschaften, der Landebahnlänge, -breite, -orientierung und dem -zustand, dem Einfluss der baulichen Struktur des Flughafens auf das Windfeld, den Erfahrungswerten der Piloten und der betrachteten Windrichtung ab. Zudem sind existierende Grenzwerte zum Teil nur als Empfehlung beziehungsweise Vorschlag zu interpretieren und beziehen sich entweder auf die Turbulenz, die mittleren Windgeschwindigkeiten oder Änderungsraten des Windes. Aber auch ausschließlich auf das Flugzeugverhalten bezogene Limits sind denkbar. Diese werden zum Schluss dieses Kapitels behandelt. Grundsätzlich erfolgt eine Formulierung von Grenzwerten durch verschiedene Organi-

sationen, wie beispielsweise von der Internationalen Zivilluftfahrtorganisation (engl. *International Civil Aviation Organization*, ICAO), nationalen Luftfahrtbehörden, Flughäfen, Fluggesellschaften oder Flugzeugherstellern formuliert. So wird in einer Veröffentlichung der ICAO (2013a) ein kritischer Wert von 37 km/h (20 kn) für typische Passagierflugzeuge (z. B. A320 oder Boeing 737) bezogen auf die mittlere Seitenwindkomponente angegeben. Bei verminderter Bremswirkung wie nassen Landebahnen sollten Landungen bereits bei einer Überschreitung der Seitenwinde von 24 km/h (13 kn) vermieden werden. Typischerweise ist mit diesen Angaben der mittlere Wind in 10 m Höhe über der Landebahn gemeint, wobei eine Mittelungsperiode von meist 2 oder 20 Minuten (vgl. ICAO, 2011) verwendet wird. Dabei sollte der Wind an Orten gemessen werden, die im Fall landender Flugzeuge möglichst repräsentativ für die Aufsetzzone sind.

Für die Flugzeughersteller ist hauptsächlich der sogenannte *Maximum Demonstrated Crosswind* (MDC) von Bedeutung. Dieser spielt bei der Zulassung eines Flugzeugtyps eine entscheidende Rolle und bezieht sich ebenfalls ausschließlich auf die laterale Windgeschwindigkeitskomponente in zehn Metern Höhe. So muss ein erfahrener Testpilot im Rahmen der Zulassung eines Flugzeugmodells eine sichere und saubere Seitenwindlandung bei Windgeschwindigkeiten entsprechend dem MDC durchführen können. Gemäß den Regularien der Bundesluftfahrtbehörde der Vereinigten Staaten (engl. Federal Aviation Administration, FAA) und der Flugsicherheitsbehörde der europäischen Union (engl. European Aviation Safety Agency, EASA) liegt der MDC bei mindestens 37 km/h (20 kn). Ist der Wert der mit 0,2 multiplizierten Abrissgeschwindigkeit während einer Landung jedoch höher als 37 km/h (20 kn), muss der MDC mindestens diesem Wert entsprechen. Allerdings ist es insgesamt nicht erforderlich einen MDC von 46 km/h (25 kn) zu überschreiten (EASA, 2015a; FAA, 2016). In der Praxis betrachtet jedoch kaum einer der größeren Flugzeughersteller diese Verordnung als tatsächliches Limit, sodass meist jeder Flugzeugtyp seinen eigenen höheren MDC besitzt. Die Regularien beschreiben lediglich das Mindestmaß an Anforderungen für die Typzulassung eines Flugzeugs. Meist definieren auch die Betreiber der Flugzeuge ihre eigenen Limits im *Aircraft Operating Manual* selbst und orientieren sich dabei beispielsweise an den Angaben des Herstellers oder den Erfahrungen der eigenen Piloten (vgl. Es et al., 2001). Die Tabelle 2.1 zeigt einige der von den Herstellern angegebenen Werte des MDCs für verschiedene Flugzeugtypen. Dabei unterscheiden sich die obersten vier Einträge in der zweiten und dritten Spalte vom Rest der Tabelle, da dort sowohl der mittlere Wind als auch die während des Testflugs aufgetretenen Böen betrachtet werden. Letztere sind durch ein vorangestelltes G gekennzeichnet. Neben dem betrachteten Flugzeugtyp und dem MDC beim Start beziehungsweise der Landung sind noch einige Anmerkungen aufgelistet, welche zum Teil die zuvor erwähnte Problematik bei der Aufstellung von Grenzwerten unterstreicht. So gibt es zahlreiche Faktoren, wie der Zustand der Fahrbahn oder die Bauweise des Flugzeugs, welche die maximal zugelassenen Seitenwinde bei der Landung beeinflussen. Ein zusätzliches Problem, das beim MDC auftritt, ist die Interpretationsfreiheit des Wertes. Einerseits ist die Bestimmung der Windgeschwindigkeit während des Testfluges nicht eindeutig festgelegt. Andererseits ist der MDC nicht zwangsläufig als eine wirkliche Grenzgeschwindigkeit zu verstehen, die Piloten davon abhält, bei höheren Querwinden zu landen. Zudem ist in vielen Fällen nicht klar, ob der MDC Böen mitberücksichtigt oder nicht. Dies sind nur einige Beispiele für Probleme, die bei der Verwendung des MDCs auftreten können. Für weitere Informationen bezüglich der Interpretation dieser Größe und dessen Anwendung im Flugbetrieb sei auf Es (2006; 2012) verwiesen.

Model	Takeoff	Landing	Remarks and source
A320	29 G38	33 G38	A320 FCTM
A330	32 G40	32 G40	A330 FCTM
A340	27 G35	27 G37	A340 FCTM
A380	39 G51	42 G56	at Keflavik [24]
F50	33	33	dry
F100	30	30	estimated
MD80	28	30	dry
MD90	30	30	dry, estimated
MD11	35	35	[25]
B733/..J5	40	40	737 FCTM
B736/..J9	34	40	without winglets 737-NG FCTM
B736/..J9	36	40	with winglets 737-NG FCTM
B736/..J9	25	40	wet runway 737-NG FCTM
B757/B767	40	40	dry runway 757/767 FCTM
B757/B767	25	40	wet runway 757/767 FCTM
B744	40	36	dry runway 747-400 FCTM
B744	25	32	wet runway 747-400 FCTM
B777	22 - 40	45	dry (dep. weight & cg) 777 FCTM
B777	20 - 40	40	wet (dep. weight & cg) 777 FCTM
B787	20 - 40	TBD	dry (dep. weight & cg) 787 FCTM

Tabelle 2.1: Überblick über Werte des *Maximum Demonstrated Crosswind* in Knoten für verschiedene Verkehrsflugzeuge (Krüs, 2016, S. 178).

Ein weiteres Windkriterium, welches für die Beurteilung von kritischen Situationen bei der Flugzeuglandung verwendet werden kann, ist das sogenannte 7-Knoten-Kriterium (z. B. Liu et al., 2010). Dieses bezieht sich nicht wie die zuvor angegebenen Werte auf die absoluten Windgeschwindigkeiten, sondern auf den Rückgang der mittleren Seitenwindkomponente aufgrund von Topographie und wurde unter der Aufsicht des nationalen Luft- und Raumfahrtlabors der Niederlande (niederl. Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium, NLR) entwickelt. So darf die mittlere Windgeschwindigkeit quer zur Landebahn aufgrund der Topographie nicht um mehr als 7 kn im Vergleich zum ungestörten Wind eines Höhenniveaus verringert werden. Sonst ist mit einem signifikanten Einfluss des Windes auf landende Flugzeuge zu rechnen, wodurch das Unfallrisiko erhöht wird. Das Kriterium basiert auf der Annahme eines ungestörten mittleren Windes von 25 kn, auf Erfahrungsberichten von Piloten, konkreten Windmessungen, Windkanalexperimenten und numerischen Strömungssimulationen mit RANS-Modellen (vgl. Krüs, 2016). Auch einige Studien im Flugsimulator spielten bei der Aufstellung des Kriteriums eine wichtige Rolle. Der größte Vorteil einer praktischen Anwendung des 7-Knoten-Kriteriums liegt sicherlich in der einfachen Handhabung, wobei dies auch gleichzeitig der entscheidende Nachteil ist. Beispielsweise trifft das Kriterium keine Aussagen über die longitudinale Windkomponente, die Größe und den Verlauf der Gradienten der mittleren Windgeschwindigkeit oder die Turbulenz. Zudem wäre es sinnvoller, nicht nur das Windgeschwindigkeitsdefizit zu begrenzen, sondern allgemein die Änderung des Seitenwindes. Auch weitere Einflussfaktoren wie der Zustand der Landebahn oder Sichtverhältnisse sind nicht mit berücksichtigt. Schließlich kommt noch hinzu, dass das Kriterium auf Basis eines isolierten Geschwindigkeitsdefizit in über 200 ft (ca. 61 m) Höhe in Verbindung

mit einem einzelnen Gebäude definiert wurde. Trotzdem fand und findet eine Anwendung auch für Höhen unter 200 ft und den gesamten Bereich der Lande-/Startbahn statt (Nieuwpoort et al., 2010; Krüs, 2016). Chan und Krüs (2016) zeigen jedoch auch, dass trotz der recht einfachen Definition eine Verwendung des 7-Knoten-Kriteriums sowohl entlang des Flugpfades als auch in einem konstanten Höhenniveau gerechtfertigt ist, da es sich konsistent mit anderen Größen zur Beurteilung der Unfallgefahr eines Flugzeugs bei der Landung verhält.

Im Verlauf der Zeit wurde das Kriterium angesichts der Vielzahl an Nachteilen unter Verwendung weiterer Flugsimulatorstudien erweitert, wobei hierbei der ungestörte mittlere Seitenwind auf 20 kn begrenzt wurde (Nieuwpoort et al., 2010). Das entscheidende Ergebnis der Untersuchungen war die Empfehlung, das Geschwindigkeitsdefizit des mittleren Gegenwindes im Nachlauf eines Gebäudes auf 7 kn und das des mittleren Seitenwindes auf 6 kn zu begrenzen. Die Abbildung 2.1 soll diese Idee qualitativ verdeutlichen. Zu sehen ist hierbei einerseits der Gleitpfad des Flugzeugs parallel zur Landebahn und das einzelne Gebäude von oben, welches die Strömung modifiziert. Andererseits sind die Windvektoren des Gegenwindes (links vom Gleitpfad) und des Seitenwindes (rechts vom Gleitpfad) dargestellt. Des Weiteren wurde durch Nieuwpoort et al. (2010) festgelegt, über welche Distanz das Defizit auftreten darf, wenn die 7 kn beziehungsweise 6 kn dennoch überschritten werden. So sollten sich solch große Änderungen mindestens über eine Distanz von 100 m entlang der Flugstrecke ereignen, um keine signifikante Gefahr für landende Flugzeug darzustellen. Dies bedeutet im Fall des Gegenwindes, dass über 50 m hinweg eine maximal vertretbare Reduktion des mittleren Windes von 7 kn mit einem anschließenden Anstieg auf den Ausgangswert zurück zulässig ist. Der Anstieg muss dabei ebenfalls auf einer Strecke von mindestens 50 m stattfinden, sodass sich das gesamte Geschwindigkeitsdefizit insgesamt über

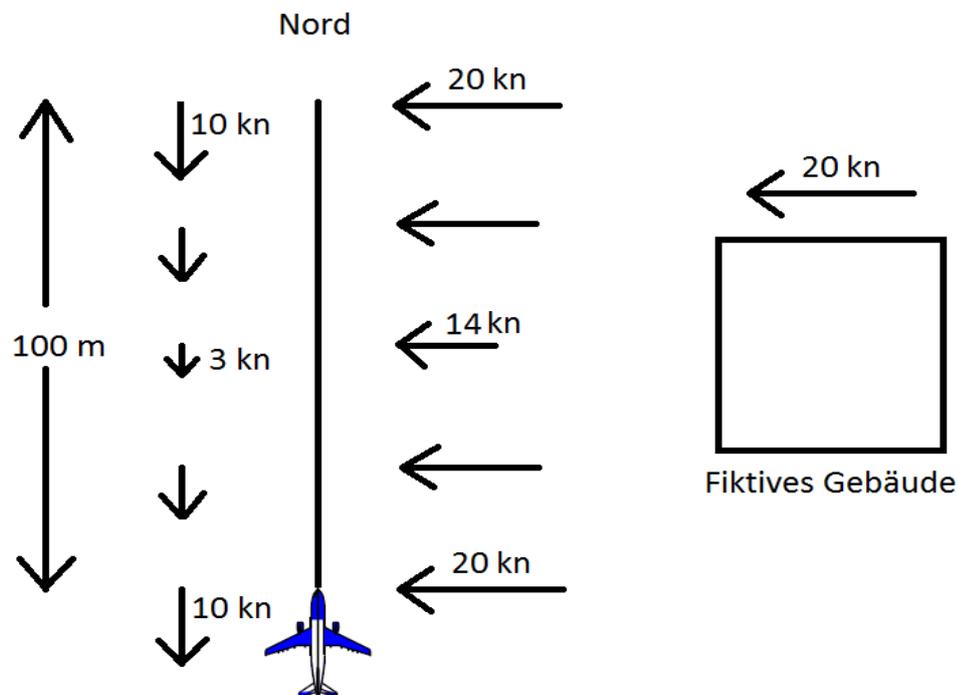


Abbildung 2.1: Visualisierung der vom NLR angegebenen Grenzwerte für die Änderung des mittleren Gegen- und Seitenwindes im Fall eines einzelnen Gebäudes.

100 m oder mehr ereignen sollte<sup>3</sup>. Mit anderen Worten beträgt der maximal zulässige Gradient des mittleren Windes 7 kn/50 m für den Gegenwind und 6 kn/50 m für den Seitenwind. Zudem werden in Nieuwpoort et al. (2010) explizit Angaben über die Höhe beziehungsweise Flugphase gemacht, in denen das Kriterium gültig ist. So ist für eine Anwendung bei der Landung die gesamte Trajektorie entscheidend, während derer sich das Flugzeug auf einer Höhe von weniger als 200 ft über Grund befindet. Mit eingeschlossen ist hier neben der finalen Landephase somit auch das unmittelbare Aufsetzen und das Ausrollen des Flugzeugs. Für weitere Einschränkungen und Annahmen, die zu den oben aufgeführten Gradienten geführt haben, sei auf Nieuwpoort et al. (2010) verwiesen.

Krüs (2016) hat schließlich auf Grundlage des ursprünglichen 7-Knoten-Kriteriums und der von Nieuwpoort et al. (2010) durchgeführten Studie eine weitere möglichst allgemein anwendbare und realistische Einschränkung hinsichtlich der Windmodifikation durch Topographie an Flughäfen aufgestellt. So besagt das Kriterium, dass die maximale Änderung des mittleren Seitenwindes auf unter 7 kn zu begrenzen ist. Falls dies nicht der Fall ist, muss sichergestellt werden, dass der maximal auftretende Gradient geringer als 2,5 kn/30 m ist. Zusätzlich muss überprüft werden, ob das Limit von 7 kn Änderung des mittleren Gegenwindes überschritten wird. Sollten größere Änderungen auftreten, gilt es den maximal auftretenden Gradienten auf 2,0 kn/30 m zu begrenzen. Die Beurteilungen sind mit einem ungestörten mittleren Seitenwind von 25 kn durchzuführen. Die dritte grundlegende Möglichkeit, Grenzwerte für das Windfeld in der Nähe von Flughäfen zu definieren, bezieht sich nicht auf mittlere absolute Größen oder deren Änderung, sondern auf die Turbulenz selbst. So soll die Intensität der zufälligen und durch Rauigkeitselemente am Boden generierten Windfluktuationen begrenzt werden. In den Untersuchungen von Nieuwpoort et al. (2010) wurde als Maßstab für die Turbulenz der RMS der Windfluktuationen herangezogen (vgl. Gleichung (2.6)). Es zeigte sich, dass in dem Höhenbereich zwischen 200 ft und 1000 ft bereits ein RMS von über 5 kn als kritisch angesehen werden muss, da es hierbei aufgrund von diskreten Böen und Windscherungen im mittleren Windfeld zu großen Abweichungen vom idealen Gleitpfad kommen kann. Gleichzeitig verdeutlichten die Untersuchungen, dass zwischen 200 ft und dem Boden, bei einem RMS von kleiner als 4 kn in Kombination mit dem Geschwindigkeitsdefizit und den dazugehörigen Gradienten im Nachlauf eines Gebäudes, keine signifikanten Steuerungsprobleme des Flugzeugs auftraten. Demnach liegt ein kritischer Wert für den RMS zwischen 4 kn und 5 kn, zumindest in Verbindung mit zusätzlichen Störungen des mittleren Windes durch Topographie.

Darüber hinaus tauchen in der Literatur für die Standardabweichung der Windgeschwindigkeit  $\sigma$  meist ganzzahlige diskret definierte Werte auf, welche das Turbulenzlevel festlegen und den Einfluss der Turbulenz unabhängig von jeglicher Topographie abschätzen. Dabei gibt das Turbulenzlevel lediglich die Stärke der Turbulenz an und ist typischerweise in den Stufen leicht, moderat, schwer und extrem eingeteilt. Die Tabelle 2.2 gibt einen Überblick über gängige Werte von  $\sigma$  in kn beziehungsweise  $\text{m s}^{-1}$  für ein bestimmtes Turbulenzlevel. Die Nachkommastellen entstehen durch die Umrechnung von  $\text{ft s}^{-1}$  in die jeweilige Einheit. Zum Teil können die aufgeführten Einstufungen als Limit, welches während einer Landung nicht überschritten werden sollte, interpretiert werden. So sind die Auswirkungen der jeweiligen Turbulenzlevel auf das Flugzeug in Hoh et al. (1982, S. 711) näher beschrieben. Beispielsweise kann schwere Turbulenz

---

<sup>3</sup> Zusätzlich bestätigt durch persönliche Kommunikation mit J. Gooden (NLR, 2016).

Turbulenzlevel	$\sigma$ (kn) (Cook, 2013, S. 445)	$\sigma$ (kn) (Hoh et al., 1982, S. 712)
leicht	1,8 (0,9 m s <sup>-1</sup> )	0 - 1,8 (0 - 0,9 m s <sup>-1</sup> )
moderat	3,6 (1,8 m s <sup>-1</sup> )	3,0 (1,5 m s <sup>-1</sup> )
schwer	7,1 (3,7 m s <sup>-1</sup> )	5,9 (3,0 m s <sup>-1</sup> )
extrem	14,2 (7,3 m s <sup>-1</sup> )	14,2 (7,3 m s <sup>-1</sup> )

Tabelle 2.2: Typische Werte des RMS der Windfluktuationen zur Beschreibung gängiger Turbulenzlevel.

abrupte Änderungen in der Flughöhe und/oder -lage auslösen. Zudem ist das Flugzeug kurzfristig nicht mehr kontrollierbar und die Passagiere müssen große Komfortverluste hinnehmen. Bei extremer Turbulenz ist es den Piloten sogar zeitweise unmöglich, das Flugzeug zu steuern und es kann zusätzlich zu strukturellen Beschädigungen kommen. Diese Beschreibung verdeutlicht, dass Situationen schwerer und extremer Turbulenz und damit Standardabweichungen des Windes ab knapp 6 kn insbesondere bei der Landung zu vermeiden sind. Grundsätzlich sind die in Tabelle 2.2 aufgelisteten Werte jedoch höher angesetzt als diejenigen von Nieuwpoort et al. (2010), da hierbei zusätzliche Gebäudeeffekte mitberücksichtigt wurden. Somit zeigt sich abermals die Spannbreite bei der Angabe allgemeingültiger Werte zur Risikoeinschätzung einer Landung.

Die zuvor aufgeführten Grenzwerte bezogen auf das turbulente Windfeld während der Landung und die darauf aufbauenden Bemerkungen haben verdeutlicht, wie schwierig es ist, allgemeingültige Limits aufzustellen. So spielen verschiedenste Faktoren wie beispielsweise die betrachtete Windkomponente, der anzufliegende Flughafen, der Flugzeugtyp mit seinen physikalischen und physischen Eigenschaften, die Sichtverhältnisse, der Landebahnzustand, die Landebahnbreite, die Fluggesellschaft, die Flughöhe oder Erfahrungswerte der Piloten eine wichtige Rolle. Hinzu kommt, dass die angegebenen Werte zum Teil einen gewissen Interpretationsfreiraum zulassen und nicht unbedingt als tatsächliches nicht zu überschreitendes Limit angesehen werden müssen, sondern lediglich als eine Empfehlung gelten. Darüber hinaus hat sich gezeigt, dass in der Literatur Grenzwerte für das mittlere Windfeld, dessen Änderung und für die Turbulenz vorliegen. Dennoch sind insbesondere Limits bezüglich der Gradienten des mittleren Windes oder der Turbulenz mit Bezug zur Luftfahrt kaum definiert<sup>4</sup>.

Zum Abschluss dieses Kapitels sollen noch drei flugzeugbezogene Größen erwähnt werden, für die ebenfalls kritische Werte existieren und die bei einer Landung entscheidend vom durchflogenen Windfeld abhängen. Zudem spielen diese Größen, wie auch die bereits erwähnten Grenzwerte, bei der in Kapitel 8 durchgeführten Analyse der Flugsimulationen eine wichtige Rolle. Gemeint sind der Lastfaktor, die Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeugs und der Rollwinkel. Dabei ist der Lastfaktor als das Verhältnis von Auftriebskraft zur Gewichtskraft des Flugzeugs definiert. Folglich beschreibt dieser eine dimensionslose Zahl, welche die momentane strukturelle Beanspruchung beziehungsweise Belastung eines Flugzeugs charakterisiert. Ein Wert von eins ist dementsprechend gleichzusetzen mit einem geraden und ebenen Flug, bei dem sich Auftriebs- und Gewichtskraft ausgleichen. Ändern kann sich der Wert beispielsweise durch schwankende Windgeschwindigkeiten und -richtungen oder geplante Flugmanöver. Der Grund für die Verwendung des Lastfaktors bei den Analysen der Flugsimulationen in Kapitel 8 ist die Tatsache, dass die Insassen des Flugzeugs die Auswirkungen des momentanen Wertes direkt spüren. So empfindet eine Person im Flugzeug bei Werten größer als eins eine scheinbare Erhöhung der Schwerkraft. Dies bedeutet wiederum,

<sup>4</sup> Zusätzlich bestätigt durch persönliche Kommunikation mit H. W. Krüs (Cyclone Fluid Dynamics BV, 2015)

dass bei einem Lastfaktor von 1,5 ein Körper an Bord das 1,5-fache der am Boden vorhandenen Schwerebeschleunigung  $g$  verspürt. Aus diesem Grund wird der Lastfaktor oft als ein Vielfaches von  $g$  angegeben. Die nachfolgende Abbildung 2.2 verdeutlicht die wirkenden Kräfte am Beispiel eines geplanten Kurvenmanövers und den sich daraus ergebenden Lastfaktor. Formal kann der Lastfaktor  $n$  über die Gleichung

$$n = \frac{1}{\cos(\theta_b)} \quad (2.22)$$

beschrieben werden, wobei  $\theta_b$  den sogenannten Querneigungswinkel (engl. *bank angle*), auch Rollwinkel genannt, beschreibt. Somit ist beispielsweise ein Lastfaktor von 1,2, welcher durch das turbulente Windfeld verursacht wird, mit dem Fluggefühl gleichzusetzen, das bei einer Kurve mit einem Rollwinkel von knapp  $34^\circ$  entsteht. Gleichzeitig ist es nahe liegend, dass ein stark schwankender Lastfaktor von den Passagieren als unangenehm empfunden wird und den Flugkomfort deutlich verschlechtert. Daher können mit dieser Analysegröße die Flugsimulationen in Kapitel 8 qualitativ beurteilt werden.

Während der Lastfaktor im Folgenden ausschließlich ein qualitatives Maß für die Flugsimulationen darstellen soll, dienen die Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeugs und der Rollwinkel zur quantitativen Untersuchung. Chan und Krüs (2016) nennen als kritischen Wert für die Vertikalgeschwindigkeit  $1000 \text{ ft min}^{-1}$  (ca.  $16,7 \text{ ft s}^{-1}$ ). Wird dieser Wert unter 200 ft erreicht oder gar überschritten, sollte ein Durchstartmanöver durchgeführt und die Landung nicht beendet werden. Zudem wird laut den Autoren ab einer Sinkrate von  $360 \text{ ft min}^{-1}$  ( $6 \text{ ft s}^{-1}$ ) beim Aufsetzen von einer harten Landung gesprochen, welche eine umfassende Inspektion des Flugzeugs nach sich ziehen könnte. Darüber hinaus beziehen sich Chan und Krüs (2016) bei ihren Untersuchungen auf Limits für den Rollwinkel, welche in Abbildung 2.3 dargestellt sind. Dabei zeigt sich, dass für die finale Phase der Landung ab 200 ft der maximal tolerierbare Rollwinkel zwischen ungefähr  $10^\circ$  und  $6^\circ$  variiert.

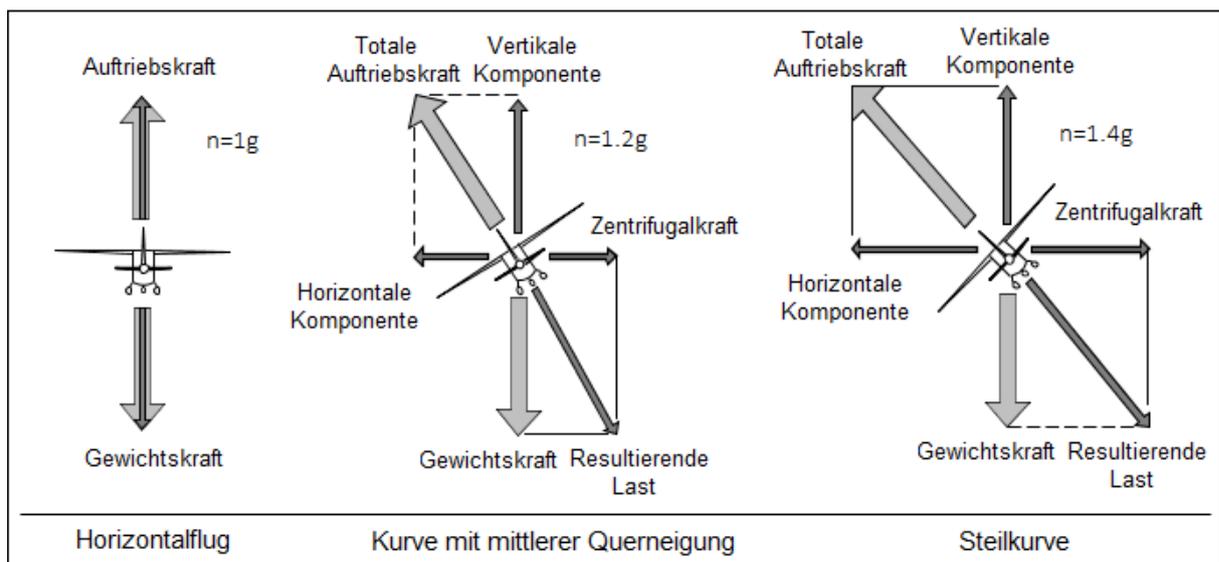


Abbildung 2.2: Anschauliche Visualisierung der wirkenden Kräfte und des resultierenden Lastfaktors bei einem Kurvenflug.

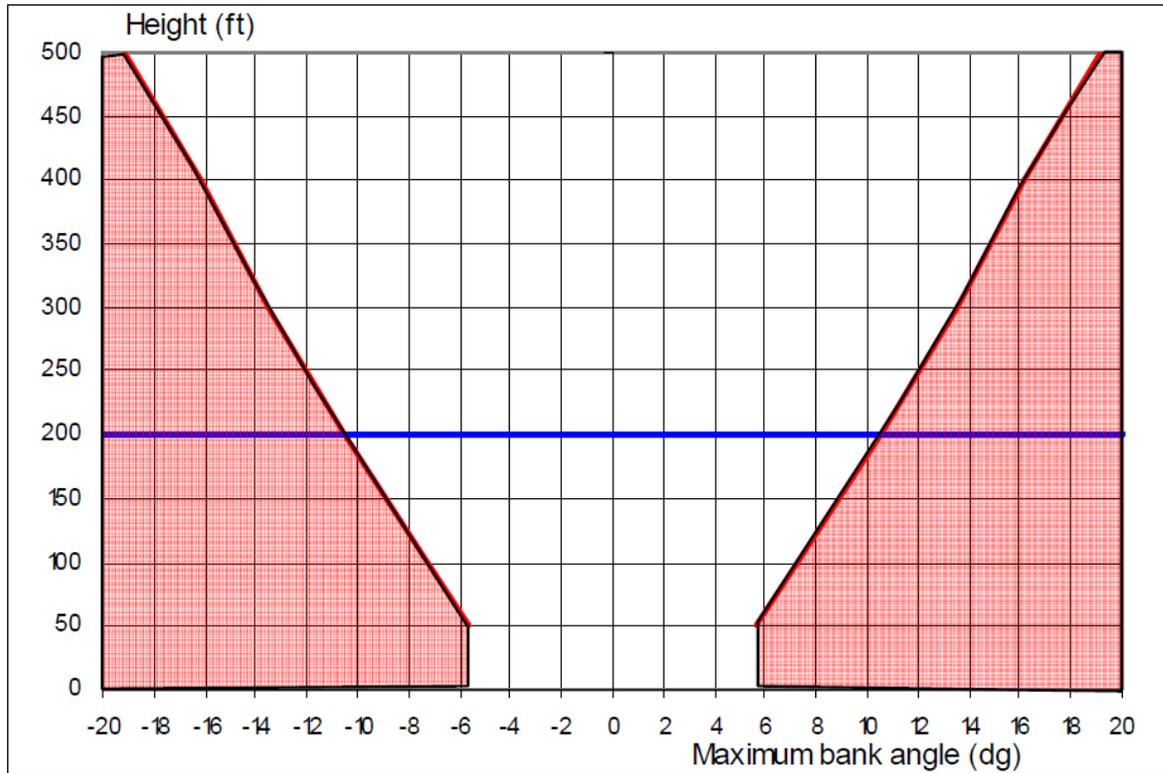


Abbildung 2.3: Grenze zwischen riskanten und ungefährlichen Rollwinkeln in Abhängigkeit von der Höhe. Der rot markierte Bereich steht für die zu vermeidenden Rollwinkel. Die blaue Linie kennzeichnet die sogenannte Entscheidungshöhe in 200 ft bei einer automatischen Landung der Kategorie eins. (Nieuwpoort et al., 2010, S. 59).

### 3 Berücksichtigung der Turbulenz in Flugsimulatoren

Flugsimulatoren müssen in der Lage sein, den Zustand der Atmosphäre mit den für ein Flugzeug wichtigen Größen möglichst exakt abzubilden. Nur auf diese Art und Weise kann ein realistischer Flug simuliert werden. Die vorherigen Kapitel haben gezeigt, dass insbesondere der Wind mit seinen turbulenten Schwankungen das Flugverhalten stark beeinflussen kann. So sorgen die mittleren Windgeschwindigkeiten meist für eine berechenbare auf ein Flugzeug wirkende Kraft, während die scheinbar zufällig auftretenden Windfluktuationen variable und zum Teil unvorhersehbare Kräfte erzeugen können. Dadurch kommt es zu Schwankungen der Fluglage und zu Abweichungen von der beabsichtigten Trajektorie, woraus unter anderem ein unkomfortabler Flug, eine zusätzliche strukturelle Belastung des Flugzeugs und eine Erhöhung des Unfallrisikos resultiert. Somit steht es außer Frage, dass Flugsimulatoren Effekte turbulenter Winde auf die Flugzeugdynamik berücksichtigen und richtig wiedergeben müssen. Abbildung 3.1 zeigt schematisch, wie diese Berücksichtigung in Flugsimulatoren grundsätzlich umgesetzt werden kann. Im ersten Schritt wird die Turbulenz selbst, beispielsweise über statistische Ansätze, erfasst und bildet zusammen mit dem mittleren Wind das Windgeschwindigkeitsfeld, in welchem der Flug simuliert wird. Das darauf folgende aerodynamische System berechnet unter anderem die Interaktion zwischen dem Flugzeug und dem turbulenten Windgeschwindigkeitsfeld. Das Resultat der Berechnung sind die Kräfte und Momente, die auf das Flugzeug wirken und dem dynamischen System als Eingangsparameter zur Verfügung stehen. Dieses simuliert wiederum die Bewegung des Flugzeugs, welche über die mechanische Belastung und auf lange Sicht auch über die Ermüdung des Materials entscheidet. Darüber hinaus wirkt sich die Flugzeugbewegung auf die Besatzung und die gesamte Nutzlast (z.B. Passagiere oder Frachtgüter) aus. So wird beispielsweise der Arbeitsaufwand für die Piloten durch widrige Windverhältnisse erhöht. Zudem kann es zu Kontrollproblemen des Flugzeugs und Komfortverlusten kommen. Die Piloten sind jedoch in der Lage, über das Kontrollsystem auf die Flugzeugdynamik Einfluss zu nehmen und die durch das turbulente Windfeld entstandenen Kräfte und Momente auszugleichen. Somit bleibt festzuhalten, dass zur Berücksichtigung der Turbulenz im Rahmen von Flugsimula-

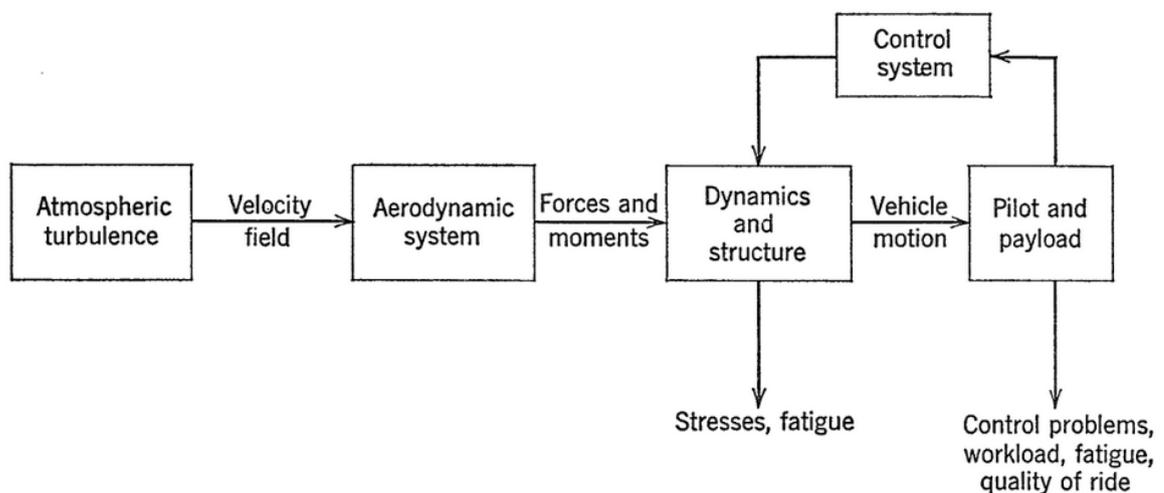


Abbildung 3.1: Wesentliche Schritte zur Berücksichtigung der Turbulenz in Flugsimulatoren (Etkin, 1972, S. 530).

tionen verschiedene Disziplinen wie die Meteorologie oder Aerodynamik mit einbezogen werden müssen. Die detaillierte Behandlung aller Bereiche würde an dieser Stelle jedoch deutlich zu weit führen. Aus diesem Grund wird im Folgenden ausschließlich der meteorologische Teil behandelt. Dabei geht es insbesondere um die Frage, durch welche prinzipiellen Ansätze ein atmosphärisches turbulentes Signal für Flugsimulationen zur Verfügung gestellt werden kann. Hierzu sollen zuerst Charakteristika typischer Turbulenzmodelle aufgelistet werden, bevor anschließend mit dem Dryden-Turbulenzmodell ein konkreter und weit verbreiteter Ansatz beschrieben wird.

#### 3.1 Charakteristika typischer Turbulenzmodelle

Grundsätzlich gibt es zwei verschiedene Herangehensweisen zur Erzeugung turbulenter Signale in Flugsimulatoren und damit zur Berücksichtigung kontinuierlicher atmosphärischer Turbulenz: Die erste Möglichkeit besteht darin, konkrete Windmessungen zu verwenden, die innerhalb der Atmosphäre oder im Windkanal aufgezeichnet wurden. Diese Methode hat den Vorteil, dass die Natur der Turbulenz ohne große Vorüberlegungen realistisch wiedergegeben wird, zumindest unter Einsatz geeigneter Messtechnik. Letztere muss vor allem eine möglichst genaue zeitliche und/oder räumliche Auflösung haben (z. B. Ultraschallanemometer oder LiDAR-Systeme). Zudem ist die Verwendung konkreter Windmessungen immer dann sinnvoll, wenn die Turbulenz hauptsächlich durch das spezifische Gelände oder die Bebauung an einem bestimmten Ort generiert wird, da die Windfluktuationen hierbei kaum allgemein zu erfassen wären. Die fehlende Allgemeingültigkeit konkreter Turbulenz-/Windmessungen ist jedoch auch ein entscheidender Nachteil. So ist es schwierig, die Messreihe derart zu modifizieren, dass diese auch für andere synoptische Situationen und Gebiete angewendet werden kann. Darüber hinaus könnten sich Piloten in der Simulation an die spezielle Zeitreihe der turbulenten Windgeschwindigkeit gewöhnen. Somit wäre eine große Zahl an Windaufzeichnungen notwendig, die zudem einen möglichst großen Bereich an turbulenten Zuständen für das jeweilig betrachtete Gebiet abdecken sollten.

Die zweite und gebräuchlichere Möglichkeit besteht darin, die Turbulenz statistisch zu erfassen. Ziel ist es, ein zufälliges nicht wiederholendes turbulentes Signal zu generieren, welches möglichst dieselben statistischen Eigenschaften der tatsächlichen atmosphärischen Turbulenz beinhaltet. Dabei kann die turbulenzbeschreibende Statistik zumindest zum Teil an die jeweilige Flugumgebung angepasst werden, beispielsweise durch die Wahl geeigneter Varianzen oder Längenskalen (vgl. Reeves et al., 1974; Etkin, 1981). Solche statistische Ansätze zur Beschreibung von Turbulenz sind im Rahmen von Flugsimulationen die am häufigsten angewendete Methode. Dies bestätigt auch eine Veröffentlichung des Verteidigungsministeriums der Vereinigten Staaten (engl. Department of Defense, DoD), in der eine umfassende Übersicht von überwiegend statistischen Modellen zur Simulation atmosphärischer Turbulenz aufgeführt ist (DoD, 1997, S. 695-697). Grundsätzlich werden bei diesen Modellen immer wieder bestimmte Annahmen bezüglich der Turbulenz getroffen, die das Phänomen vereinfachen und überhaupt erst handhabbar machen. Etkin (1972, S. 532) listet einige mögliche Annahmen wie Stationarität auf und macht gleichzeitig deutlich, dass nicht immer alle in statistischen Turbulenzmodellen ihre Anwendung finden müssen. Typischerweise werden die Annahmen ausschließlich auf den turbulenten Anteil  $u'_i$  des Windes und nicht auf die gesamte Windkomponente  $u_i$  bezogen, da die Berechnung vom mittleren und turbulenten Anteil in Flugsimulatoren separat geschieht und die Eigenschaft  $\overline{u'_i} = 0$  weitere Vereinfachungen mit sich bringt (z. B. Barr et al., 1974). So wird der turbulente Anteil in

Verbindung mit Flugsimulationen meist als stationär und homogen betrachtet, sodass von einem ergodischen Prozess ausgegangen wird (vgl. Abschnitt 2.1). Eine weitere, vorallem in größeren Höhen verwendete Vereinfachung ist das Konzept isotroper Turbulenz. Isotrop bedeutet homogen in allen Richtungen, das heißt die turbulenzbeschreibende Statistik ist unabhängig von der Translation, Rotation und Spiegelung der Koordinatenachsen. Zudem wird die Turbulenz vereinfacht oft als ein Gauß-Prozess beschrieben. Dies bedeutet, dass die Größe  $u'_i(x, t)$  statistisch gesehen einer Normalverteilung mit einem Mittelwert von Null entsprechen würde. Des Weiteren ist es möglich, die Windfluktuationen als zeitunabhängig anzusehen, sodass der turbulente Anteil der Windgeschwindigkeit nur noch vom Ort, nicht aber von der Zeit abhängig ist. Dies ist durchaus gerechtfertigt, da Flugzeuge im Vergleich zu den Geschwindigkeiten der Windfluktuationen oder deren Änderungsrate deutlich schneller fliegen. So kann das Flugzeug in einer gewissen Zeit eine relativ lange Strecke zurücklegen, währenddessen sich die Turbulenz an einem festen Ort kaum ändern wird. Die Annahme, das turbulente Windgeschwindigkeitsfeld als zeitlich eingefrorenes Muster im Raum zu betrachten, ist auch unter dem Begriff der Taylor-Hypothese bekannt. Somit wäre  $u'_i(x, t)$  und dementsprechend auch die im Abschnitt 2.1 eingeführte Autokorrelationsfunktion  $R_{ii}(r, t)$  eine nur noch von  $x$  beziehungsweise  $r$  abhängige Größe. Für einen tieferen Einblick in die zuvor beschriebenen möglichen Vereinfachungen, insbesondere was die mathematische Formulierung betrifft, sei zum Beispiel auf Etkin (1972) oder Wyngaard (2010) verwiesen.

In der Vergangenheit hat die physikalische Komplexität statistischer Modelle und die Einbindung mathematischer Methoden in die statistische Turbulenzgenerierung Schritt für Schritt zugenommen, sodass nur noch auf einen Teil der zuvor beschriebenen Annahmen zurückgegriffen werden muss. So wurde zuerst eine rein eindimensionale Turbulenzgenerierung unter der Annahme einer Gaußverteilung verfolgt. Das Dryden-Spektrum (vgl. Abschnitt 3.2) bildete hierbei oft die Grundlage. Aber auch weitere Ansätze wie das von Kármán-Spektrum dienten als Basis für die Generierung turbulenter Signale. In den 70er und 80er Jahren entwickelten sich zusätzlich mehrdimensionale Modelle mit einer Statistik, die nicht einer Normalverteilung entsprach. Dabei wurde in der Regel weiterhin auf die bereits erwähnten Spektren als Grundlage zurückgegriffen (z. B. Frost et al., 1982). Außerdem konnten mit den neu entwickelten Methoden Gebiete bestimmter kohärenter Strukturen, das heißt organisierte miteinander zusammenhängende Wirbel, simuliert werden. Dadurch wurde es möglich, die in der Natur vorkommende Kohärenz unter den einzelnen turbulenten Geschwindigkeitskomponenten zumindest teilweise zu berücksichtigen. Auch die Art der Übertragung eines zugrundeliegenden kontinuierlichen Spektrums in ein digitales Signal spielte eine entscheidende Rolle (vgl. Jewell und Heffley, 1978; Wang und Frost, 1980). Dennoch zeigte sich, dass auch die komplexeren statistischen Modelle aus Sicht der Piloten nicht zwangsläufig den gewünschten Erfolg einer wirklichkeitsgetreuen Abbildung der Windverhältnisse brachten. Analytisch konnten zwar Verbesserungen erreicht werden (z. B. Berücksichtigung besonders starker Böen bei nicht gaußverteilten Modellen oder Miteinbeziehung kohärenter Strukturen), allerdings wurden seitens der Piloten keine endgültigen Aussagen zur Unterscheidbarkeit zwischen den vermeintlich einfachen und komplexeren Turbulenzmodellen getroffen (z. B. Reeves et al., 1974, S. 2). Auch die im Abschnitt 1.5 vorgestellten Pilotenbefragungen zeigen, dass bis heute die atmosphärische Turbulenz trotz vieler Bemühungen insbesondere bodennah nicht wirklichkeitsgetreu simuliert wird.

Die Anforderungen und Empfehlungen von großen Organisationen wie der EASA, der ICAO oder

dem DoD hinsichtlich dem zu verwendenden kontinuierlichen Turbulenzmodell verdeutlichen, dass auch weiterhin das von Kármán- und das Dryden-Spektrum in Entwicklungsprozessen und Simulationen von Flugzeugen eingesetzt werden sollen (DoD, 1997; FAA, 2014; EASA, 2015b). Aus diesem Grund wird im folgenden Abschnitt das generelle Prinzip erklärt, mit dem aus einem Turbulenzspektrum ein turbulentes Signal für Flugsimulatoren erzeugt werden kann. Das Dryden-Modell steht hierbei im Vordergrund, da es sehr weit verbreitet ist und in dem Flugsimulator FG, welcher im weiteren Verlauf verwendet wird, seine Anwendung findet.

### 3.2 Dryden-Turbulenzmodell

Eines der bekanntesten und weit verbreitetsten Modelle zur Generierung synthetischer Turbulenz auf Basis statistischer Betrachtungen ist das sogenannte Dryden-Modell, welches auf Dryden (1943) und Liepmann (1952) zurückgeht. Es basiert neben theoretischen Überlegungen auf empirisch

der turbulenten Windgeschwindigkeitskomponenten. Die grundsätzliche Form dieser Funktionen wurde zuerst über Labormessungen und im Windkanal abgeleitet (Dryden, 1943) und konnte anschließend auch in der Atmosphäre nachgewiesen werden (Press und Meadows, 1955; John et al., 1964). Zudem wurden zur Aufstellung analytischer Funktionen im Rahmen des Dryden-Modells einige vereinfachende Annahmen getroffen. So wird vorausgesetzt, dass die atmosphärische Turbulenz zufällig, stationär, homogen und isotrop ist. Außerdem wird die im vorherigen Abschnitt 3.1 eingeführte Taylor-Hypothese als gültig angenommen. Hinzu kommt, dass die Turbulenz beim Dryden-Modell als ein Gauß-Prozess betrachtet wird (vgl. Barr et al., 1974; Schmidt, 1998; Hogge, 2004). Um die Herkunft des Dryden-Modells und dessen Implementierung in ein Flugsimulationsmodell verstehen zu können, sind weitreichende Überlegungen notwendig. Dementsprechend soll im folgenden ersten Abschnitt dieses Kapitels mit den Korrelations- und Spektrumfunktionen der eigentliche Kern des Modells vorgestellt werden, bevor im Anschluss auf die mögliche Umsetzung des Modells im numerischen Kontext Bezug genommen wird.

#### 3.2.1 Herleitung der Dryden-Turbulenzspektren

Kármán und Howarth (1938) und Batchelor (1946; 1953) lieferten maßgeblich die theoretische Basis für die Aufstellung der analytischen Dryden-Autokorrelationsfunktionen und den entsprechenden spektralen Leistungsdichten. Sie stellten fest, dass unter der Annahme von Isotropie, Homogenität, und unter Vernachlässigung einer zeitlichen Verschiebung  $\tau$ , zwei dimensionlose Korrelationsfunktionen aufgestellt werden können, die aufgrund der Isotropie lediglich vom Betrag der dreidimensionalen räumlichen Verschiebung  $\vec{\xi}$  und nicht von der Orientierung dieser abhängen:

$$f(\xi) = \frac{R_{pp}(\xi)}{\sigma^2} = \frac{\overline{u'_p(\vec{r})u'_p(\vec{r} + \vec{\xi})}}{\sigma^2}, \quad (3.1)$$

$$g(\xi) = \frac{R_{nn}(\xi)}{\sigma^2} = \frac{\overline{u'_n(\vec{r})u'_n(\vec{r} + \vec{\xi})}}{\sigma^2}. \quad (3.2)$$

Hierbei beschreibt der Vektor  $\vec{r}$  eine beliebige Position im Raum und  $\xi$  den Betrag des Vektors  $\vec{\xi}$ . Wie anhand der nachfolgenden Abbildung 3.2 deutlich wird, steht der doppelte Index pp für die parallel zur Verschiebung ausgerichteten turbulenten Windgeschwindigkeitskomponenten

$u'_p(\vec{r})$  und  $u'_p(\vec{r} + \vec{\xi})$ , während  $n$  für die transversal beziehungsweise normal zur Verschiebung ausgerichteten turbulenten Komponenten  $u'_n(\vec{r})$  und  $u'_n(\vec{r} + \vec{\xi})$  steht. Dementsprechend wird  $f(\xi)$  auch als longitudinale und  $g(\xi)$  als transversale fundamentale Korrelationsfunktion bezeichnet. Da die meisten statistischen Datensätze für die turbulenten Geschwindigkeiten auf einem Koordinatensystem basieren, bei dem die x-Achse entlang des mittleren Windes ausgerichtet ist (Barr et al., 1974, S. 202), beschreibt  $u'_p = u'_1 = u'$  für gewöhnlich die Windschwankungen parallel zum mittleren Wind (vgl. Abbildung 3.3). Somit verschwinden die zweite und dritte Komponente des Verschiebungsvektors ( $\xi_2 = \xi_3 = 0$ ) und es gilt  $R_{pp} = R_{11}$  beziehungsweise  $R_{nn} = R_{22} = R_{33}$ . Außerdem beschreibt die transversale turbulente Komponente  $u'_n$  bei einem Koordinatensystem gemäß Abbildung 3.3 sowohl  $u'_2 = v$  als auch  $u'_3 = w$ .

Innerhalb des theoretischen Konzepts isotroper Turbulenz spielen auch die bereits im Abschnitt 2.1 eingeführten turbulenten Längenskalen eine entscheidende Rolle. So lassen sich anhand von Gleichung (2.16) über die beiden Korrelationsfunktionen  $f(\xi)$  und  $g(\xi)$  zwei integrale turbulente Längenskalen definieren

$$L_p = \int_0^\infty f(\xi) d\xi, \quad (3.3)$$

$$L_n = \int_0^\infty g(\xi) d\xi, \quad (3.4)$$

die in folgender Beziehung zueinander stehen (z. B. Barr et al., 1974, S. 40):

$$L_p = 2L_n. \quad (3.5)$$

Vereinbarungsgemäß werden alle unter Annahme der Isotropie abgeleiteten Korrelationsfunktionen und die daraus resultierenden Turbulenzspektren über die longitudinale Längenskala  $L_p$  definiert (Barr et al., 1974, S. 188). Dies gilt auch für das Dryden-Modell, welches die folgenden

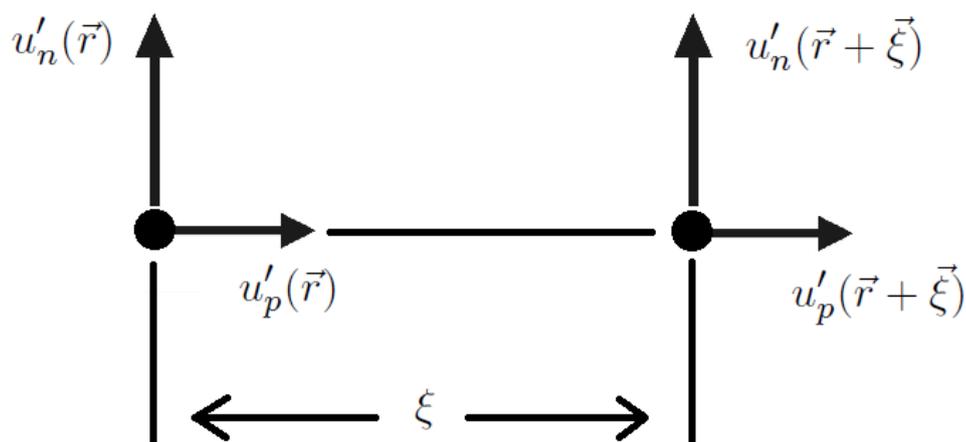


Abbildung 3.2: Anschauliche Bedeutung der fundamentalen Autokorrelationsfunktionen. Die dargestellten Punkte markieren einen beliebigen Ort im Raum. Außerdem kennzeichnen die Vektorpfeile die Richtung der turbulenten Schwankungen (in Anlehnung an Batchelor, 1953, S. 46).

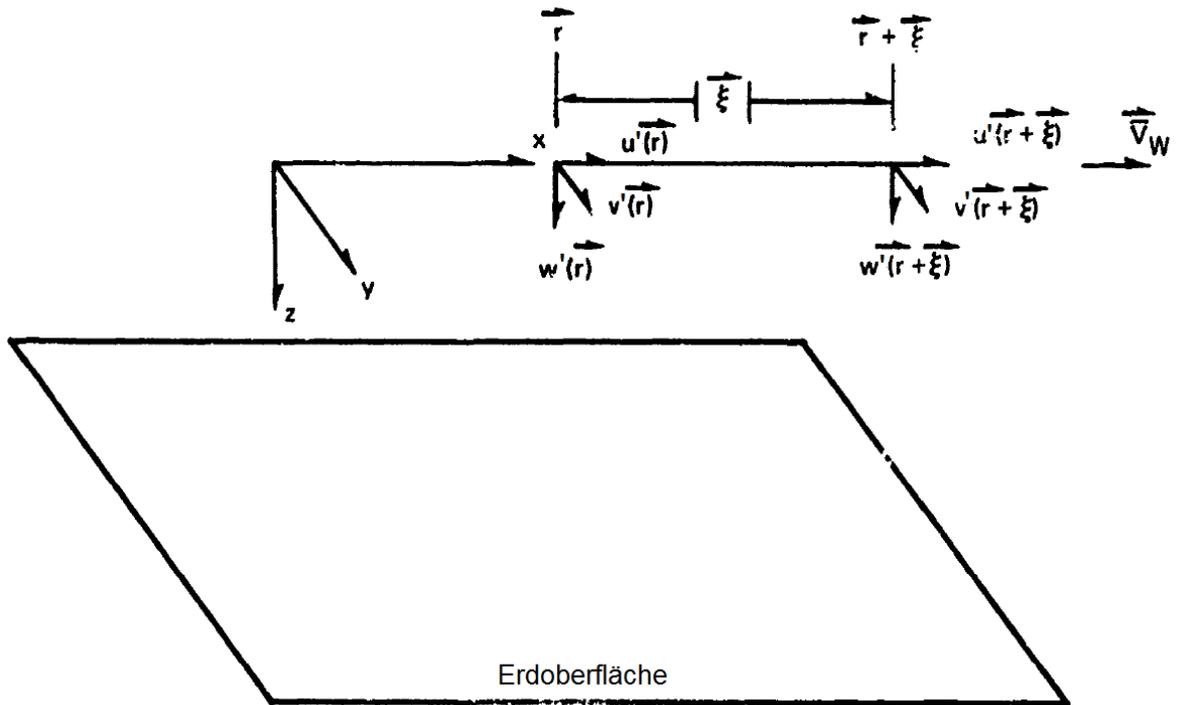


Abbildung 3.3: Typische Ausrichtung der Koordinatenachsen bei der Bestimmung turbulenter Windgeschwindigkeiten und deren statistischen Eigenschaften. Hierbei zeigen die  $x$ -Achse, der Verschiebungsvektor  $\vec{\xi}$  und der Windvektor des mittleren Windes  $\vec{V}_W$  in dieselbe Richtung entlang der  $xy$ -Ebene, welche die Erdoberfläche beschreibt (in Anlehnung an Barr et al., 1974, S. 202).

fundamentalen Autokorrelationsfunktionen verwendet:

$$f(\xi) = \frac{R_{pp}(\xi)}{\sigma^2} = e^{-\frac{\xi}{L_p}}, \quad (3.6)$$

$$g(\xi) = \frac{R_{nn}(\xi)}{\sigma^2} = e^{-\frac{\xi}{L_p}} \left(1 - \frac{\xi}{2L_p}\right). \quad (3.7)$$

Dabei zeigt sich, dass die Beziehung (3.5) durch die obigen Autokorrelationsfunktionen  $f$  und  $g$  erfüllt wird:

$$L_p \stackrel{(3.3)}{=} \int_0^\infty e^{-\frac{\xi}{L_p}} d\xi = 2 \underbrace{\int_0^\infty e^{-\frac{\xi}{L_p}} \left(1 - \frac{\xi}{2L_p}\right) d\xi}_{=L_p/2} \stackrel{(3.4)}{=} 2L_n.$$

Sämtliche zuvor erwähnten Beziehungen können in ähnlicher Weise und mit detaillierterer Herleitung zum Beispiel in Barr et al. (1974) oder Batchelor (1953) nachgelesen werden.

Aus den Gleichungen (3.6) und (3.7) für die fundamentalen Autokorrelationsfunktionen können nun die analytischen Funktionen der spektralen Leistungsdichte abgeleitet werden. Hierzu wird gefordert, dass das zweiseitige Integral des Leistungsdichtespektrums über die Kreiswellenzahl  $\Omega$

gleich der Varianz ist (z. B. Barr et al., 1974, S. 179), wodurch die Gleichung

$$\int_{-\infty}^{\infty} \Phi(\Omega) d\Omega = 2 \int_0^{\infty} \Phi(\Omega) d\Omega = \sigma^2 \quad (3.8)$$

gelten muss. Auf Basis von (3.8) und unter Verwendung der Fourier-Transformation kann schließlich der folgende Zusammenhang aufgestellt werden (z. B. Schmidt, 1998, S. 309 f.):

$$\Phi(\Omega) = \frac{1}{\pi} \int_0^{\infty} R(\xi) \cos(\Omega\xi) d\xi. \quad (3.9)$$

Somit können die Funktionen der spektralen Leistungsdichte beziehungsweise der Turbulenzspektren durch entsprechendes Einsetzen von  $R_{pp}(\xi)$  und  $R_{nn}(\xi)$  in (3.9) ermittelt werden. Da die Berechnung von  $\Phi$  für den Fall der Dryden-Autokorrelationsfunktionen (vgl. Gleichungen (3.6) und (3.7)) einige längere Zwischenschritte erfordert, soll im Folgenden nur das Ergebnis genannt werden. Es lautet:

$$\Phi_{pp}(\Omega) = \sigma^2 \frac{L_p}{\pi} \frac{1}{1 + (L_p\Omega)^2}, \quad (3.10)$$

$$\Phi_{nn}(\Omega) = \sigma^2 \frac{L_p}{2\pi} \frac{1 + 3(L_p\Omega)^2}{[1 + (L_p\Omega)^2]^2}. \quad (3.11)$$

Weitere Informationen bezüglich der zuvor durchgeführten Herleitung der Turbulenzspektren finden sich beispielsweise in Schmidt (1998, S. 307-312). Wird noch die Orientierung des Koordinatensystems nach Abbildung 3.3 berücksichtigt, kann für jede der drei turbulenten Geschwindigkeitskomponenten ein Turbulenzspektrum angegeben werden:

$$\Phi_{u_g}(\Omega) = \sigma^2 \frac{L_p}{\pi} \frac{1}{1 + (L_p\Omega)^2}, \quad (3.12)$$

$$\Phi_{v_g}(\Omega) = \sigma^2 \frac{L_p}{2\pi} \frac{1 + 3(L_p\Omega)^2}{[1 + (L_p\Omega)^2]^2}, \quad (3.13)$$

$$\Phi_{w_g}(\Omega) = \sigma^2 \frac{L_p}{2\pi} \frac{1 + 3(L_p\Omega)^2}{[1 + (L_p\Omega)^2]^2}. \quad (3.14)$$

Um formal nicht zu weit von der gängigen Literatur mit Bezug zum Dryden-Modell abzuweichen, wurden die doppelten Indizes 1, 2, 3 für die entsprechende Achse beziehungsweise Raumrichtung durch die Variablen  $u$ ,  $v$ ,  $w$  ersetzt. Der zusätzliche Index  $g$  kommt dabei aus dem Englischen und steht für den Begriff der Böe (engl. *gust*). Er soll verdeutlichen, dass es sich hierbei um das Spektrum des turbulenten Anteils  $u'_i$  handelt. Somit haben wir mit  $\Phi_{u_g}$  ein Spektrum der turbulenten Windgeschwindigkeit für die x-Richtung parallel zum mittleren Wind, mit  $\Phi_{v_g}$  eines für die y-Richtung senkrecht zum mittleren Wind und parallel zur Erdoberfläche und mit  $\Phi_{w_g}$  ein Spektrum senkrecht zum mittleren Wind und normal zur Erdoberfläche. Dabei werden  $u' = u_g$ ,  $v' = v_g$  und  $w' = w_g$  als statistisch unabhängig voneinander betrachtet. Ein Problem, welches aber weiterhin besteht, ist die Tatsache, dass das Konzept hinter den angegebenen Spektren streng genommen nur für homogene und isotrope Turbulenz gültig sind. Der Abschnitt 1.2 hat jedoch gezeigt, dass die Turbulenz insbesondere bodennah nicht die Annahme der Homogenität oder die der Isotropie erfüllt. Daher ist eine Anwendung der Spektren gemäß der Gleichungen (3.12)-(3.14) für die gesamte Atmosphäre und unter Verwendung konstanter Werte für  $L_p$  und  $\sigma$  nicht realistisch.

Um der Inhomogenität der statistischen Eigenschaften der Turbulenz dennoch ansatzweise gerecht zu werden, ist die integrale Längenskala trotz vorerst angenommener Homogenität eine Funktion der Höhe  $z$ , zumindest für die Turbulenzsimulation nahe der Erdoberfläche (z. B. Barr et al., 1974, S.247 ff.). Um zusätzlich das anisotrope Verhalten der Turbulenz für geringe Höhen zu berücksichtigen, werden die unter der Annahme von Isotropie aufgestellten Korrelationsfunktionen und Turbulenzspektren angepasst, indem für jede Komponente unterschiedliche Längenskalen  $L_u, L_v, L_w$  und Varianzen  $\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w$  angenommen werden. Hieraus ergibt sich für die spektralen Leistungsdichten:

$$\Phi_{u_g}(\Omega) = \sigma_u^2 \frac{L_u}{\pi} \frac{1}{1 + (L_u \Omega)^2}, \quad (3.15)$$

$$\Phi_{v_g}(\Omega) = \sigma_v^2 \frac{L_v}{2\pi} \frac{1 + 3(L_v \Omega)^2}{[1 + (L_v \Omega)^2]^2}, \quad (3.16)$$

$$\Phi_{w_g}(\Omega) = \sigma_w^2 \frac{L_w}{2\pi} \frac{1 + 3(L_w \Omega)^2}{[1 + (L_w \Omega)^2]^2}. \quad (3.17)$$

Dementsprechend ersetzen die transversalen integralen Längenskalen  $L_v$  und  $L_w$  die eigentlich longitudinale integrale Längenskala  $L_u = L_p$ . Aus diesem Grund müssen  $L_v$  und  $L_w$  neu definiert werden. So gilt nicht mehr Gleichung (3.4) für die transversale Längenskala, sondern

$$L_v = 2 \int_0^\infty g(\xi) d\xi \stackrel{(3.7)}{=} 2e^{-\frac{\xi}{L_v}} \left(1 - \frac{\xi}{2L_v}\right), \quad (3.18)$$

$$L_w = 2 \int_0^\infty g(\xi) d\xi \stackrel{(3.7)}{=} 2e^{-\frac{\xi}{L_w}} \left(1 - \frac{\xi}{2L_w}\right). \quad (3.19)$$

Darüber hinaus besteht noch die Möglichkeit, unter Voraussetzung der Taylor-Hypothese die Spektren in die zeitliche Dimension zu überführen, das heißt in Abhängigkeit von der Kreisfrequenz  $\omega$  darzustellen. So kann  $\Omega$  durch den Quotienten von  $\omega$  und  $V_t$  ausgedrückt werden, wobei  $V_t$  die wahre Fluggeschwindigkeit (engl. *true airspeed*), das heißt die tatsächliche Geschwindigkeit eines Luftfahrzeuges relativ zur umgebenden Luft, beschreibt. Wird zusätzlich gefordert, dass die Varianz im räumlichen und zeitlichen Definitionsbereich gleich bleibt

$$\sigma_i^2 = \int_{-\infty}^\infty \Phi_i(\omega) d\omega = \int_{-\infty}^\infty \Phi_i(\Omega) d\Omega, \quad (3.20)$$

ergibt sich der Zusammenhang (vgl. Barr et al., 1974, S. 43; Hoblit, 1988, S. 34 f.):

$$\Phi_i(\omega) = \frac{1}{V_t} \Phi_i\left(\Omega = \frac{\omega}{V_t}\right). \quad (3.21)$$

Dabei gilt  $\Phi_i \in \{\Phi_{u_g}, \Phi_{v_g}, \Phi_{w_g}\}$  mit  $i \in \{1, 2, 3\}$ . Somit lassen sich die Gleichungen (3.15)-(3.17) mittels der Beziehung (3.21) wie folgt umformen:

$$\Phi_{u_g}(\omega) = \sigma_u^2 \frac{L_u}{\pi V_t} \frac{1}{1 + \left(\frac{L_u}{V_t} \omega\right)^2}, \quad (3.22)$$

$$\Phi_{v_g}(\omega) = \sigma_v^2 \frac{L_v}{2\pi V_t} \frac{1 + 3 \left( \frac{L_v}{V_t} \omega \right)^2}{\left[ 1 + \left( \frac{L_v}{V_t} \omega \right)^2 \right]^2}, \quad (3.23)$$

$$\Phi_{w_g}(\omega) = \sigma_w^2 \frac{L_w}{2\pi V_t} \frac{1 + 3 \left( \frac{L_w}{V_t} \omega \right)^2}{\left[ 1 + \left( \frac{L_w}{V_t} \omega \right)^2 \right]^2}. \quad (3.24)$$

Nach dem heutigen Verständnis beinhaltet das Dryden-Modell noch drei weitere Funktionen zur Beschreibung der Leistungsdichtespektren beziehungsweise Turbulenzspektren, denn nur mit sechs Funktionen können alle sechs Freiheitsgrade eines Flugzeugs berücksichtigt werden. So existieren neben den Turbulenzspektren für die longitudinale, laterale und vertikale Windgeschwindigkeit weitere Spektren für die turbulenten Winkelgeschwindigkeiten  $p'$ ,  $q'$  und  $r'$ . Hierbei beschreibt  $p$ , bezogen auf das Flugzeugkoordinatensystem, die Drehung um die  $x$ -Achse (Rollrate, engl. *roll rate*),  $q$  die Drehung um die  $y$ -Achse (Nickrate, engl. *pitch rate*) und  $r$  die Drehung um die  $z$ -Achse (Gierrate, engl. *yaw rate*). Um die übrigen drei Spektren für die turbulenten Winkelgeschwindigkeiten abzuleiten, wird die räumliche Verteilung der linearen turbulenten Komponenten  $u'_i$  durch eine Taylor-Reihenentwicklung um den Schwerpunkt (engl. center of gravity, CG) des Flugzeugs beschrieben. Für eine rein zweidimensionale Beschreibung ergibt sich bis zur 2. Ableitung

$$u'_i(x, y) \approx u'_{i_{CG}} + \left( \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \right)_{CG} x_j + \frac{1}{2} \left( \frac{\partial^2 u'_i}{\partial x_j \partial x_k} \right)_{CG} x_j x_k \quad (3.25)$$

mit  $i \in \{1, 2, 3\}$  und  $j, k \in \{1, 2\}$ . Hierbei bezeichnet  $\partial$  den partiellen Differentialoperator und  $x_i$  die kartesischen Koordinaten  $x, y, z$ . Zudem wurde bei der Darstellungsform in (3.25) die Einsteinsche Summenkonvention verwendet, bei der über doppelt auftretende Indizes summiert wird. Die obige Idee, das turbulente Windfeld um ein Flugzeug herum über Taylor-Reihen anzunähern und das Flugzeug selbst als eben zu betrachten (Ableitungen nach  $z$  spielen keine Rolle), geht auf Etkin (1959; 1961) zurück. Dabei sei angemerkt, dass die Betrachtungen nun von einem Koordinatensystem ausgehen, welches sich an einem Flugzeug orientiert. Hierbei ist der Ursprung im CG definiert, die  $x$ -Achse zeigt nach vorne in Richtung Nase, die  $y$ -Achse geht von der Flugrichtung aus gesehen rechts zum Flügel hinaus und die  $z$ -Achse zeigt nach unten. In der Regel können auch die Terme mit Ableitungen zweiter Ordnung in der Taylor-Reihenentwicklung vernachlässigt werden (vgl. Barr et al., 1974, S. 446 f.). Über die Terme mit Ableitungen erster Ordnung hingegen werden die turbulenten Winkelgeschwindigkeiten üblicherweise über die Gleichungen

$$p_g = p' = + \left( \frac{\partial w'}{\partial y} \right)_{CG} \approx + \frac{\Delta w'}{\Delta y}, \quad (3.26)$$

$$q_g = q' = - \left( \frac{\partial w'}{\partial x} \right)_{CG} \approx - \frac{\Delta w'}{\Delta x}, \quad (3.27)$$

$$r_{1g} = r'_1 = - \left( \frac{\partial u'}{\partial y} \right)_{CG} \approx - \frac{\Delta u'}{\Delta y}, \quad (3.28)$$

$$r_{2g} = r'_2 = + \left( \frac{\partial v'}{\partial x} \right)_{CG} \approx + \frac{\Delta v'}{\Delta x} \quad (3.29)$$

definiert, wobei  $\Delta$  lediglich das Differenzzeichen darstellt. Die Vorzeichen sind hierbei so gewählt worden, dass eine Rollbewegung nach rechts, eine Nickbewegung nach oben und eine Gierbewegung nach rechts positiv zu bewerten sind. Die nachfolgende Abbildung 3.4 dient zur Veranschaulichung des Konzepts der linearen Approximation der turbulenten Winkelgeschwindigkeiten. Dabei wird deutlich, dass zur Bestimmung der Gradienten die Windinformationen an den Flügelspitzen, der Nase und dem Seitenleitwerk abgegriffen werden können. Die übrigen Gradienten erster Ordnung aus Gleichung (3.25) ( $\partial u'/\partial x$  und  $\partial v'/\partial y$ ) bewirken eine weitere strukturelle Belastung des Flugzeugs und werden bei den aerodynamischen Betrachtungen außen vor gelassen (vgl. Vier-Punkt-Modell von Etkin, 1981). Teilweise wird auch  $r_{1g}$  vernachlässigt (z. B. DoD, 1997, S. 46; Cook, 2013, S. 447). Chalk et al. (1969, S. 452) schlagen ebenfalls vor, nur  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_{2g}$  zu berücksichtigen, da die turbulenten Schwankungen  $u'$  und  $v'$  als zwei eindimensionale von  $x$  abhängige Funktionen betrachtet werden können, wohingegen  $w'$  als eine zweidimensionale von  $x$  und  $y$  abhängige Funktion definiert wird.  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_{1g}$  sind im Englischen als *wing angular velocities* bekannt, während  $r_{2g}$  zu den sogenannten *vertical tail angular velocities* zählt. Zusätzlich ist bei den obigen Gleichungen (3.26)-(3.29) zu beachten, dass sich die Vorzeichen in Veröffentlichungen unterscheiden können, je nachdem, wie positive und negative Roll-, Nick- und Gierbewegungen definiert sind. Die nachfolgend aufgestellten Spektren bleiben davon jedoch unberührt.

Etkin (1961) war der Erste, der für Ableitungen turbulenter Geschwindigkeitsgrößen unter Voraussetzung von homogener und isotroper Turbulenz analytische Funktionen der Turbulenzspektren aufstellte. Die grundsätzliche Idee hierbei war es, mit Hilfe der von Batchelor (1953) aufgestellten Theorie und dem transversalen Dryden-Spektrum nach (3.11), eindimensionale, das heißt von

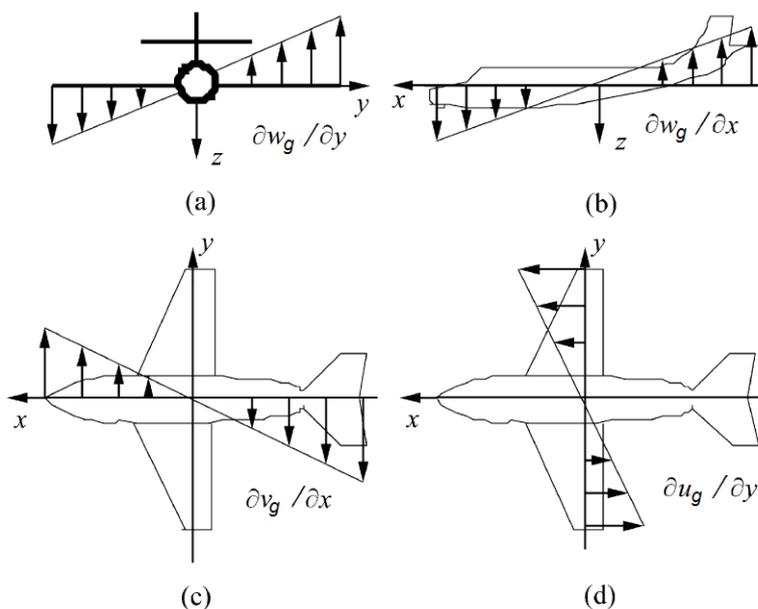


Abbildung 3.4: Definition der turbulenten Winkelgeschwindigkeiten im flugzeugbezogenen Koordinatensystem. (a) beschreibt die turbulente Rollrate  $p_g = p'$ , (b) die turbulente Nickrate  $q_g = q'$  und (c) zusammen mit (d) die turbulenten Gierraten  $r_{2g} = r'_2$  beziehungsweise  $r_{1g} = r'_1$  (Gao und Gu, 2009).

$\Omega_1$  abhängige Spektren der turbulenten Geschwindigkeiten und deren Ableitungen bestimmter Ordnung aufzustellen. Dazu wurden die dreidimensionalen Spektrumfunktionen zuerst über  $\Omega_3$  und anschließend über  $\Omega_2$  integriert. Beispielsweise ist laut Etkin (1961) das Spektrum für die Kombination von  $u'$  mit  $\partial v'/\partial x \partial y$  über die Gleichung

$$\theta_{uv_{xy}}(k_1) = \frac{\sigma^2}{2\pi L} \frac{k_1^2}{1 + k_1^2} \left(\frac{k'_2}{k'}\right)^3 \quad (3.30)$$

festgelegt, wobei die Beziehungen

$$k' = (1 + k_1^2 + k_2'^2)^{\frac{1}{2}}, \quad (3.31)$$

$$k_2' = 2\pi \frac{L}{b}. \quad (3.32)$$

gelten. Die gewählte Notation entspricht derjenigen aus der ursprünglichen Veröffentlichung von Etkin (1961). Dies bedeutet, dass  $L$  die integrale Skala der Turbulenz beschreibt,  $k_1$  die erste Komponente des dimensionslosen Wellenzahlvektors  $L\Omega_i$ ,  $b$  die Spannweite des Flugzeugs und  $k_2'$  die sogenannte Wellenzahllimitierung, bis zu der das Integral über  $k_2$  ausgeführt wird. Der doppelte Index bei  $\theta$  in Gleichung (3.30) ist unverzichtbar, da das Energiespektrum immer auf dem Produkt zweier Größen basiert und sich selbstverständlich auch Kreuzspektren entsprechend zu den in Abschnitt 2.1 erwähnten Kreuzkorrelationen bilden lassen. Dementsprechend beschreibt  $\theta_{uv_{xy}}$  das Spektrum zur Kreuzkorrelationsfunktion von  $u'$  und  $\partial v'/\partial x \partial y$ . Beispielsweise wäre im Sinne dieser Notation das Spektrum von  $u_g$  nicht über  $\Phi_{u_g}$  sondern über  $\theta_{uu}$  definiert. Auch die spektralen Leistungsdichten der als relevant betrachteten turbulenten Winkelgeschwindigkeiten  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_{2g}$  können in Etkin (1961) nachgeschlagen werden und sind dort entsprechend der Gleichungen (3.26), (3.27) und (3.29) mittels  $\theta_{w_y w_y}$ ,  $\theta_{w_x w_x}$  und  $\theta_{v_x v_x}$  gekennzeichnet. Das Laboratorium für Flugdynamik der amerikanischen Luftwaffe hat sich einige Jahre später genau dieser Spektren bedient (Chalk et al., 1969). So wurden die von Etkin (1961) aufgestellten Funktionen für  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_{2g}$ , welche komplizierte algebraische und transzendente Ausdrücke darstellen, beträchtlich vereinfacht, indem eine Kurvenanpassung an die ursprüngliche Formulierung von Etkin (1961) durchgeführt wurde. Ziel hierbei war es, deutlich einfachere funktionale Ausdrücke in Abhängigkeit von  $\Omega_1^2$  zu erzeugen. Die vereinfachten Spektren, welche für einen großen Bereich von  $\Omega$  (entspricht  $\Omega_1$  im Folgenden) den von Etkin (1961) aufgestellten Funktionen sehr nahe kommen, sind im Folgenden dargestellt ( $r_{2g} = r_g$ ):

$$\Phi_{p_g}(\Omega) = \frac{\sigma_w^2}{L_w} \frac{0.8 \left(\frac{\pi L_w}{4b}\right)^{\frac{1}{3}}}{1 + \left(\frac{4b}{\pi}\Omega\right)^2}, \quad (3.33)$$

$$\Phi_{q_g}(\Omega) = \frac{\Omega^2}{1 + \left(\frac{4b}{\pi}\Omega\right)^2} \Phi_{w_g}(\Omega), \quad (3.34)$$

$$\Phi_{r_g}(\Omega) = \frac{\Omega^2}{1 + \left(\frac{3b}{\pi}\Omega\right)^2} \Phi_{v_g}(\Omega), \quad (3.35)$$

Analog zu den Turbulenzspektren der turbulenten Geschwindigkeiten ergeben sich unter Berück-

sichtigung der Gleichung (3.21) die von der Kreisfrequenz abhängigen Spektren der turbulenten Winkelgeschwindigkeiten:

$$\Phi_{p_g}(\omega) = \frac{\sigma_w^2}{L_w V_t} \frac{0.8 \left( \frac{\pi L_w}{4b} \right)^{\frac{1}{3}}}{1 + \left( \frac{4b \omega}{\pi V_t} \right)^2}, \quad (3.36)$$

$$\Phi_{q_g}(\omega) = \frac{\left( \frac{\omega}{V_t} \right)^2}{1 + \left( \frac{4b \omega}{\pi V_t} \right)^2} \Phi_{w_g}(\omega), \quad (3.37)$$

$$\Phi_{r_g}(\omega) = \frac{\left( \frac{\omega}{V_t} \right)^2}{1 + \left( \frac{3b \omega}{\pi V_t} \right)^2} \Phi_{v_g}(\omega). \quad (3.38)$$

Dabei fällt auf, dass  $\Phi_{q_g}$  und  $\Phi_{r_g}$  von den Spektren für die turbulenten Geschwindigkeitskomponenten  $w'$  und  $v'$  abhängen. Dies bedeutet, dass  $q_g$  mit  $w_g$  korreliert, genauso wie  $r_g$  mit  $v_g$ .  $p_g$  ist hingegen statistisch unabhängig von allen anderen turbulenten Komponenten. Der Grund hierfür liegt in dem exakten Zusammenhang

$$\Phi_{q_g}(\Omega) = \Omega^2 \Phi_{w_g}, \quad (3.39)$$

$$\Phi_{r_g}(\Omega) = \Omega^2 \Phi_{v_g}, \quad (3.40)$$

der sich ausschließlich für parallel zur Verschiebung  $\xi$ , das heißt entlang der x-Achse, angewendete Ableitungen aufstellen lässt (vgl. Barr et al., 1974, S. 448 f.; Vaart, 1975, S. 13 ff.). Aus diesen Beziehung resultiert die Eigenschaft, dass unter Verwendung der Dryden-Spektren (3.16) und (3.17) die Varianz unendlich groß ist. Um diesem Problem zu umgehen, werden die Spektren mit den Vorfaktoren

$$\frac{1}{1 + \left( \frac{4b}{\pi} \Omega \right)^2} \quad \text{und} \quad \frac{1}{1 + \left( \frac{3b}{\pi} \Omega \right)^2}$$

gefiltert, sodass die Funktionen mit zunehmender Kreiswellenzahl schneller gegen Null tendieren. Die genaue Form der Faktoren wurde, wie zuvor beschrieben, über Kurvenanpassungen an die in Etkin (1961) aufgestellten Spektren abgeleitet. An dieser Stelle sei noch erwähnt, dass insbesondere für das Spektrum von  $p_g$  weitere Näherungen existieren. Eine hiervon ist die in Yeager (1998, S. 36) veröffentlichte Form

$$\Phi_{p_g}(\omega) = \sigma_p^2 \frac{L_p}{V_t \pi} \frac{1}{1 + \left( \frac{L_p}{V_t} \omega \right)^2}, \quad (3.41)$$

welche sich an der Funktion für die  $u_g$ -Komponente orientiert und durch die Kreiswellenzahl wie folgt ausgedrückt werden kann:

$$\Phi_{p_g}(\Omega) = \sigma_p^2 \frac{L_p}{\pi} \frac{1}{1 + (L_p \Omega)^2}. \quad (3.42)$$

Die Darstellung gemäß obiger Gleichung ist im Folgenden die relevantere, da diese für das weitere Vorgehen im Zusammenhang mit FG eine wichtige Rolle spielen wird (vgl. Unterabschnitt 4.2.2).  $L_p$  und  $\sigma_p$  sind in (3.41) wie folgt definiert:

$$L_p = \frac{\sqrt{L_w b}}{2.6}, \quad (3.43)$$

$$\sigma_p = \frac{1.9}{\sqrt{L_w b}} \sigma_w. \quad (3.44)$$

Für weitere Hintergrundinformationen zur Aufstellung der Dryden-Turbulenzspektren sei vor allem auf die Veröffentlichungen von Chalk et al. (1969) und Barr et al. (1974) verwiesen. Im nächsten Abschnitt gilt es zu klären, wie aus den obigen abgeleiteten Spektren turbulente Geschwindigkeitssignale für alle sechs Komponenten bereitgestellt werden können.

### 3.2.2 Generierung eines turbulenten Dryden-Signals

Die Generierung eines künstlichen turbulenten Signals aus Funktionen der spektralen Leistungsdichte lässt sich im Allgemeinen wie folgt beschreiben: Ein spezielles, als Weißes Rauschen (engl. white noise) bezeichnetes, bandbegrenztetes Signal wird mit einem Filter kombiniert, dessen Übertragungsfunktion  $G_i$  so konstruiert wurde, dass die resultierende turbulente Windgeschwindigkeitskomponente das gewünschte Spektrum aufweist (vgl. Hogge, 2004, S. 39). Dieser Prozess ist in der Abbildung 3.5 für die drei turbulenten linearen Windgeschwindigkeiten veranschaulicht. Anschließend werden über den verwendeten Filter Differentialgleichungen für die turbulenten Komponenten aufgestellt, welche wiederum in die Flugzustandsgleichungen eingebettet werden (vgl. Cook, 2013, S. 472 ff.) können. Somit reduziert sich das Problem in erster Linie darauf, eine passende Übertragungsfunktion  $G_i$  zu finden.

Um diesen Vorgang besser zu verstehen, muss zuerst der Begriff des Weißen Rauschens näher

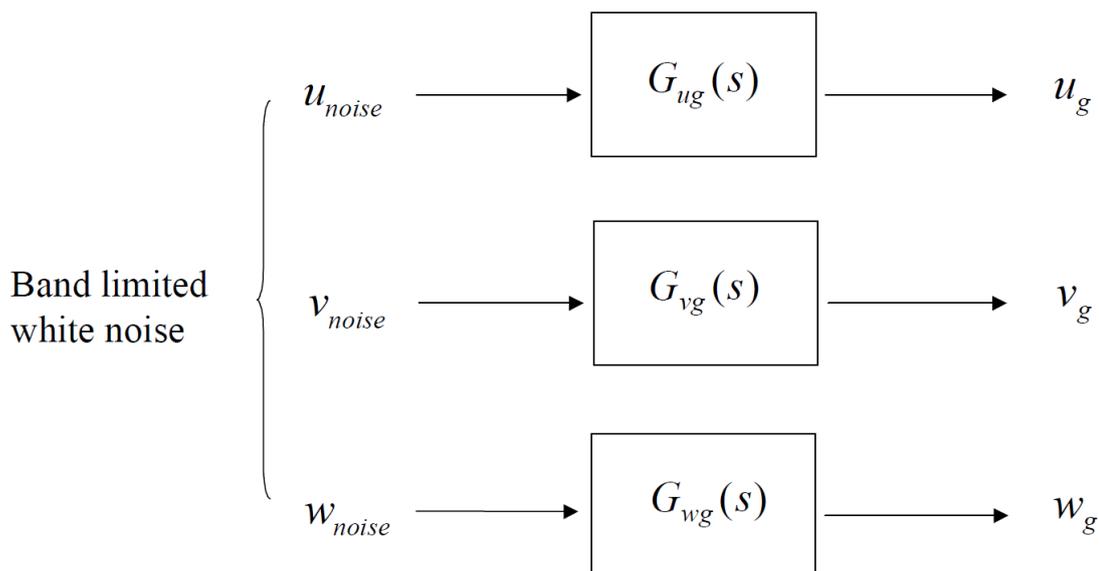


Abbildung 3.5: Verarbeitung von Weißem Rauschen mittels Übertragungsfunktionen zur Erzeugung der turbulenten linearen Windgeschwindigkeitssignale. Der Parameter  $s$  bezeichnet die komplexe Kreisfrequenz  $i\omega$  (Hogge, 2004, S. 39).

erläutert werden. Grundsätzlich wird damit ein theoretisches und praktisch nicht realisierbares Signal bezeichnet, dessen Werte zufällig verteilt sind und einen Mittelwert von Null aufweisen. Zudem ist Weißes Rauschen über ein konstantes Leistungsdichtespektrum über den gesamten Frequenzbereich  $-\infty < \omega < \infty$  gemäß

$$\Phi(\omega) = W_0 \quad (3.45)$$

definiert.  $W_0$  kennzeichnet hierbei eine Konstante. Die entsprechende Korrelationsfunktion eines solchen Signals, abgeleitet durch die inverse Fourier-Transformation von  $\Phi(\omega)$  (vgl. Abschnitt 2.1), ist

$$R(\tau) = W_0 \delta(\tau), \quad (3.46)$$

wobei  $\delta(\tau)$  die Dirac-Funktion beschreibt. Warum dies ein praktisch nicht realisierbares Signal ist, wird bei der Bestimmung der Varianz deutlich. Diese kann, wie in Abschnitt 2.1 aufgezeigt, durch das Integral des Leistungsdichtespektrums oder an der Stelle Null der Korrelationsfunktion ermittelt werden. Dementsprechend besitzt Weißes Rauschen eine unendliche Varianz und ist daher lediglich eine mathematische Abstraktion. Aufgrund der Annahme eines zufälligen Prozesses wird im Englischen auch von *Gaussian white noise* gesprochen, das heißt, es wird eine Gaußsche Normalverteilung des Eingangssignals unterstellt. Im Folgenden soll davon ausgegangen werden, dass ein Signal mit den zuvor erwähnten Eigenschaften zur Verfügung steht. Unter dieser Annahme können über die für lineare und zeitinvariante Systeme gültige Beziehung (vgl. Barr et al., 1974, S.512; Cook, 2013, S.468)

$$\Phi_i(\omega) = |G_i(s)|_{s=i\omega}^2 \Phi_{\text{noise}}(\omega) = G_i(i\omega)G_i(-i\omega)\Phi_{\text{noise}}(\omega) \quad (3.47)$$

die relevanten Übertragungsfunktionen im komplexen Frequenzbereich  $s$  ermittelt werden.  $\Phi_{\text{noise}}$  kennzeichnet dabei die spektrale Leistungsdichte des Weißen Rauschens und  $G_i(s)$  die Laplace-Transformation der zeitabhängigen Impulsantwort  $\mathcal{L}\{G_i(t)\}$ . Mit anderen Worten beschreibt  $G_i(t)$  die Antwort eines linearen Systems auf einen Dirac-Impuls. Das resultierende turbulente Signal kann dann bei Kenntnis der Übertragungsfunktion beispielhaft für die  $u$ -Komponente durch die Gleichung

$$G_{u_g} = \frac{u_g(s)}{N_{u_g}(s)} = \frac{\mathcal{L}\{u_g(t)\}}{\mathcal{L}\{N_{u_g}(t)\}} \Leftrightarrow u_g(s) = G_{u_g} N_{u_g}(s) \quad (3.48)$$

berechnet werden. Hierbei steht  $N_{u_g}(s)$  für das als Weißes Rauschen bezeichnete Eingangssignal, das speziell für die  $u$ -Komponente zur Verfügung gestellt wird (vgl. Friedland, 1986, S.390). Bei der Berechnung von  $u_g$  mittels Gleichung (3.48) sollte beachtet werden, dass das Ausgangssignal bestimmte Eigenschaften des Eingangssignals, wie die Normalverteilung, übernimmt. Unter der Annahme, dass das Eingangssignal über den gesamten Frequenzbereich einen Wert von eins aufweist (*Gaussian unit white noise input signal*), kann die Übertragungsfunktion gemäß (3.47) über

$$\Phi_i(\omega) = |G_i(s)|_{s=i\omega}^2 \quad (3.49)$$

abgeleitet werden. Mittels dem Verfahren der Spektralen Faktorisierung (engl. *Spectral Factorization*), welches beispielsweise in Friedland (1986, S. 393 ff.) beschrieben ist, ergeben sich aus den zuvor aufgestellten Dryden-Spektren (3.22)-(3.24) und (3.36)-(3.38) folgende Übertragungsfunktionen:

$$G_{u_g}(s) = \sigma_u \sqrt{\frac{L_u}{\pi V_t}} \frac{1}{1 + \frac{L_u}{V_t} s}, \quad (3.50)$$

$$G_{v_g}(s) = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{2\pi V_t}} \frac{1 + \frac{\sqrt{3}L_v}{V_t} s}{\left(1 + \frac{L_v}{V_t} s\right)^2}, \quad (3.51)$$

$$G_{w_g}(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{2\pi V_t}} \frac{1 + \frac{\sqrt{3}L_w}{V_t} s}{\left(1 + \frac{L_w}{V_t} s\right)^2}, \quad (3.52)$$

$$G_{p_g}(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{0.8}{V_t}} \frac{\left(\frac{\pi}{4b}\right)^{\frac{1}{6}}}{(L_w)^{\frac{1}{3}} \left(1 + \frac{4b}{\pi V_t} s\right)}, \quad (3.53)$$

$$G_{q_g}(s) = \frac{\frac{s}{V_t}}{1 + \frac{s}{\pi V_t}} G_{w_g}(s), \quad (3.54)$$

$$G_{r_g}(s) = \frac{\frac{s}{V_t}}{1 + \frac{3bs}{\pi V_t}} G_{v_g}(s). \quad (3.55)$$

Unter der Annahme von Gleichung (3.41) ergibt sich für die Transferfunktion von  $p_g$ :

$$G_{p_g}(s) = \sigma_p \sqrt{\frac{L_p}{\pi V_t}} \frac{1}{1 + \frac{L_p}{V_t} s}. \quad (3.56)$$

Allerdings wurden die Gleichungen (3.50)-(3.56) unter der Annahme hergeleitet, dass sich ein Eingangssignal mit konstantem Leistungsdichtespektrum von eins über den gesamten Frequenzbereich erzeugen lässt. Da die Erzeugung eines solchen Signals, welches eine unendliche Varianz aufweisen würde, nicht möglich ist, werden stattdessen bandbegrenzte und als *band-limited Gaussian white noise* bezeichnete Signale mit konstantem Leistungsdichtespektrum für eine gewisse Bandbreite  $B$  konstruiert. Dabei gilt:

$$\Phi(\omega) = \begin{cases} W_0 & |\omega| \leq B \\ 0 & |\omega| > B. \end{cases} \quad (3.57)$$

Um diesem Eingangssignal gerecht zu werden, müssen die Übertragungsfunktionen mit dem Faktor  $\sqrt{2\pi/T_A}$  multipliziert werden, wobei  $T_A$  für das Abtastintervall des Signals steht (z. B. Hogge, 2004, S. 50). Die Multiplikation der Übertragungsfunktionen mit  $\sqrt{2\pi/T_A}$  wird im Englischen auch als *gain adjustment* bezeichnet. Der angegebene Faktor ist jedoch nur gültig, wenn die

Varianz des Eingangssignals  $\sigma_N$  eins beträgt, was meistens der Fall ist. Andernfalls müssen die Übertragungsfunktionen mit  $\sqrt{2\pi/(\sigma_N^2 T_A)}$  multipliziert werden. Barr et al. (1974, S. 543 ff.) und Hogge (2004, S. 49 ff.) erläutern diesen Sachverhalt genauer. Schließlich ergeben sich die mit  $\sqrt{2\pi/T}$  multiplizierten Übertragungsfunktionen zu

$$G_{u_g}(s) = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{T_A V_t}} \frac{1}{1 + \frac{L_u}{V_t} s}, \quad (3.58)$$

$$G_{v_g}(s) = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{T_A V_t}} \frac{1 + \frac{\sqrt{3}L_v}{V_t} s}{\left(1 + \frac{L_v}{V_t} s\right)^2}, \quad (3.59)$$

$$G_{w_g}(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{T_A V_t}} \frac{1 + \frac{\sqrt{3}L_w}{V_t} s}{\left(1 + \frac{L_w}{V_t} s\right)^2}, \quad (3.60)$$

$$G_{p_g}(s) = \sigma_p \sqrt{\frac{2L_p}{T_A V_t}} \frac{1}{1 + \frac{L_p}{V_t} s}, \quad (3.61)$$

$$G_{q_g}(s) = \frac{\frac{s}{\bar{V}_t}}{1 + \frac{4b}{\pi \bar{V}_t} s} G_{w_g}(s), \quad (3.62)$$

$$G_{r_g}(s) = \frac{\frac{s}{\bar{V}_t}}{1 + \frac{3bs}{\pi \bar{V}_t}} G_{v_g}(s), \quad (3.63)$$

wobei hier nur die für den weiteren Verlauf relevante Funktion von  $p_g$  aufgelistet. Dies bedeutet, dass  $G_{p_g}(s)$  die passende Übertragungsfunktion zur der von Yeager (1998) veröffentlichten Spektrumfunktion beschreibt (vgl. Gleichung (3.41)).

Zur weiteren Umsetzung des Dryden-Modells bedarf es jedoch konkreter Differentialgleichungen für die turbulenten Geschwindigkeiten. Diese werden über den für lineare und zeitinvariante bestehenden Zusammenhang (3.48) abgeleitet. Mit der entsprechenden Übertragungsfunktion  $G_{u_g}$  ergibt sich für die u-Komponente:

$$\begin{aligned} \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{T_A V_t}} \frac{1}{1 + \frac{L_u}{V_t} s} N_{u_g}(s) &= u_g(s) \\ \Leftrightarrow \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{T_A V_t}} N_{u_g}(s) &= \frac{L_u}{V_t} s u_g(s) + u_g(s). \end{aligned}$$

Wird die inverse Laplace-Transformation mit der Anfangsbedingung  $u_g(t)|_{t=0} = 0$  auf die obige Gleichung angewendet, resultiert die folgende Differentialgleichung erster Ordnung:

$$\sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{T_A V_t}} N_{u_g}(t) = \frac{L_u}{V_t} \frac{\partial u_g(t)}{\partial t} + u_g(t)$$

$$\Leftrightarrow \frac{\partial u_g(t)}{\partial t} = -\frac{V_t}{L_u} u_g(t) + \sigma_u \sqrt{\frac{2V_t}{T_A L_u}} N_{u_g}(t). \quad (3.64)$$

Die bei der obigen Transformation angewendeten Rechenregeln können beispielsweise in sogenannten Korrespondenztabelle der Laplace-Transformation nachgelesen werden (z. B. Turtur, 2014, S. 572). Nach der gleichen Vorgehensweise lassen sich auch die übrigen Differentialgleichungen der anderen Komponenten herleiten, wobei die zusätzlichen Annahmen  $\partial v_g/\partial t|_{t=0} = 0$  und  $\partial w_g/\partial t|_{t=0} = 0$  als gültig vorausgesetzt werden. Die Ergebnisse sind im Folgenden aufgelistet:

v-Komponente:

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 v_g(t)}{\partial t^2} &= -2 \frac{V_t}{L_v} \frac{\partial v_g(t)}{\partial t} - \left(\frac{V_t}{L_v}\right)^2 v_g(t) + \sigma_v (T_A)^{-\frac{1}{2}} \left(\frac{V_t}{L_v}\right)^{\frac{3}{2}} N_{v_g}(t) \\ &+ \sigma_v \sqrt{\frac{3V_t}{L_v T_A}} \frac{\partial N_{v_g}(t)}{\partial t}, \end{aligned} \quad (3.65)$$

w-Komponente:

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 w_g(t)}{\partial t^2} &= -2 \frac{V_t}{L_w} \frac{\partial w_g(t)}{\partial t} - \left(\frac{V_t}{L_w}\right)^2 w_g(t) + \sigma_w (T_A)^{-\frac{1}{2}} \left(\frac{V_t}{L_w}\right)^{\frac{3}{2}} N_{w_g}(t) \\ &+ \sigma_w \sqrt{\frac{3V_t}{L_w T_A}} \frac{\partial N_{w_g}(t)}{\partial t}, \end{aligned} \quad (3.66)$$

p-Komponente:

$$\frac{\partial p_g(t)}{\partial t} = -\frac{V_t}{L_p} p_g(t) + \sigma_p \sqrt{\frac{2V_t}{T_A L_p}} N_{p_g}(t), \quad (3.67)$$

q-Komponente:

$$\frac{\partial q_g(t)}{\partial t} = -\frac{\pi V_t}{4b} q_g(t) + \frac{\pi}{4b} \frac{\partial w_g(t)}{\partial t}, \quad (3.68)$$

r-Komponente:

$$\frac{\partial r_g(t)}{\partial t} = -\frac{\pi V_t}{3b} r_g(t) + \frac{\pi}{3b} \frac{\partial v_g(t)}{\partial t}. \quad (3.69)$$

Eine ähnliche Herleitung, zumindest für die  $u$ - und  $v$ - beziehungsweise  $w$ -Komponente, befindet sich in Cook (2013, S. 474 ff.).

Die in diesem Kapitel aufgestellten Formeln bilden die Basis für die weitere numerische Umsetzung der synthetischen Turbulenzgenerierung mittels der Dryden-Spektren. Im weiteren Verlauf müssen die kontinuierlich definierten Differentialgleichungen (3.64)-(3.69) mittels zeitlichen Diskretisierungsmethoden in diskrete Differenzgleichungen überführt werden. Dadurch hängen die betrachteten prognostischen Größen, in diesem Fall die turbulenten Geschwindigkeitsanteile, nur noch von diskreten Zeitpunkten  $t^n$  ab, wobei  $n$  einen Wert aus den natürlichen Zahlen annimmt und den  $n$ -ten Zeitpunkt nach Simulationsbeginn beschreibt. Somit ist der Zeitschritt  $\Delta t$  über  $\Delta t = t^{n+1} - t^n$  festgelegt. Die Bildung von den für die Programmierung relevanten diskreten Differenzgleichungen ist auf unterschiedlichste Art und Weise möglich. Mit Bezug zum Dryden-Modell sind die Euler-Integration (z. B. Stroe und Andrei, 2016), die z-Transformation (z. B. Wang und Frost, 1980) und die bilineare Transformation, auch als Tustin-Methode bezeichnet (z. B. Yeager, 1998), drei weit verbreitete Ansätze zur Überführung der zugrundeliegenden zeitkontinuierlichen Gleichungen beziehungsweise Übertragungsfunktionen in eine zeitdiskrete

Darstellung. Die Erklärung dieser Methodiken würde jedoch deutlich zu weit führen, weshalb für die weitere Implementierung des zeitkontinuierlichen Dryden-Modells und dessen Übertragungsfunktionen auf die entsprechende Literatur verwiesen wird.

Im nächsten Kapitel soll der Flugsimulator FG, welcher den Dryden-Ansatz verwendet und das Werkzeug für die im weiteren Verlauf beschriebenen Flugsimulationen darstellt, mit den für die Arbeit wichtigen Inhalten eingeführt werden.

## 4 Das Flugsimulationsmodell FlightGear

FG ist ein frei verfügbarer und in C/C++ geschriebener Flugsimulator, der seit 1996 kontinuierlich und weltweit von einer Vielzahl an Personen entwickelt wird. Der Quellcode ist dabei öffentlich zugänglich und steht unter der *GNU General Public License*. Dadurch ist es jedem erlaubt, die Software auszuführen, zu studieren, zu ändern oder zu verbreiten. FG läuft auf allen gängigen Betriebssystemen wie Windows, sämtlichen Linux Distributionen oder Mac OS X Versionen und lässt sich dabei über vorkompilierte Binärdateien oder aber auch zusammen mit dem Programmierwerkzeug *CMake* über den Quellcode selbst installieren und starten. Das Hauptziel des FG-Projekts ist es, einen möglichst umfangreichen, frei verfügbaren und realistischen Desktop-Flugsimulator zu schaffen, welcher unter anderem für Forschungszwecke eingesetzt werden kann (vgl. <http://www.flightgear.org>).

Eine wichtige von FG zur Verfügung gestellte Funktion ist das Instrumentenlandesystem (engl. *Instrument Landing System*, ILS), mit welchem automatische Landungen simuliert werden können. Solche ILS-Landungen spielen bei den Flugsimulationen in Kapitel 8 noch eine entscheidende Rolle, da mit dem ILS-System die simulierten Flüge einfacher reproduziert werden können. Dies ist ein wesentlicher Grund dafür, warum im Folgenden auf das Modell FG zur Simulation des Flugverhaltens bei der Landung zurückgegriffen wird. Zudem stellte sich bei der vorangehenden Recherche heraus, dass in FG bezüglich der Simulation des turbulenten Windfeldes ähnliche Ansätze verwendet werden wie in einem für Trainingszwecke geeigneten *Full Flight Simulator*. Darüber hinaus bestand, wie eingangs bereits erwähnt, kein Zugang zu einem für Pilotentraining zertifizierten Flugsimulator. Aus diesem Grund musste eine Alternative gefunden werden, um zur Simulation eines realistischeren Flugverhaltens externe und mit dem Modell PALM simulierte Windfelder in einen Flugsimulator einspeisen zu können.

In diesem Kapitel geht es darum, FG mit seinen relevanten Programmbestandteilen und Abhängigkeiten vorzustellen sowie insbesondere die Berücksichtigung des Wetters während einer Flugsimulation zu beschreiben. Für den zweiten Teil steht hauptsächlich die Simulation des aus dem mittleren Wind und der Turbulenz zusammengesetzten Windfeldes im Vordergrund, da dieses die entscheidende meteorologische Größe bezüglich der Beeinflussung des Flugverhaltens während einer Landung ist. Dabei basieren die folgenden Ausführungen auf der FG-Version 3.6.0 aus dem Jahr 2015.

### 4.1 Generelle Programmstruktur und Funktionsweise

Die im Folgenden vorgestellten Informationen basieren, wenn nicht anders angegeben, auf der Internetdokumentation (<http://wiki.flightgear.org>), dem FG-Forum (<https://forum.flightgear.org>), dem Benutzerhandbuch (Basler et al., 2015) und eigenen Erfahrungen mit dem Programm.

Die Installation von FG über den Quellcode bringt einige Abhängigkeiten zu anderen Bibliotheken wie *SimGear*, *OpenSceneGraph*, *Boost*, *GLUT*, *OpenAl Soft* oder *PLIB* mit sich. Diese stehen für gewöhnlich nicht von Anfang an über das jeweilige Betriebssystem zur Verfügung. Daher ist eine sorgfältige und strukturierte Installation unerlässlich, um alle Abhängigkeiten in der richtigen Reihenfolge zu installieren. Entsprechende Installationsanleitungen stehen beispielsweise online zur Verfügung<sup>5</sup>. Auch das Benutzerhandbuch gibt einige allgemeine Hinweise zur Installation

<sup>5</sup> [http://wiki.flightgear.org/Building\\_FlightGear](http://wiki.flightgear.org/Building_FlightGear)

von FG und dessen Abhängigkeiten (Basler et al., 2015) .

Nachdem FG eingerichtet wurde, können die zentralen Bestandteile des Programms direkt identifiziert werden. Neben Dingen wie der grafischen Darstellung der Umgebung und des Flugzeugs oder der Berücksichtigung von Flugzeuginstrumenten, des Autopiloten, des Verkehrs und der Geräusche, spielt vor allem die Simulation des sich ständig ändernden Flugzustandes eine entscheidende Rolle, um den simulierten Flug möglichst realistisch wirken zu lassen. Für letzteres stehen in FG mit *LaRCsim* (Jackson, 1995), *UIUC* (Deters et al., 2006), *YASim* (z. B. Ahmad et al., 2013) und *JSBSim* (Berndt, 2011) vier verschiedene flugdynamische Modelle (engl. *Flight Dynamics Model*, FDM) zur Verfügung, welche die an ein Flugzeug angreifenden physikalischen Kräfte und die daraus resultierenden Flugzeugbewegungen berechnen beziehungsweise beschreiben können. Die Entscheidung, welches der einzelnen Modelle zur Beschreibung des Flugzustandes in Echtzeit verwendet wird, bleibt ausschließlich dem Entwickler eines neu zu fliegenden Flugzeugs überlassen. Als Folge wird für den Anwender von FG mit der Flugzeugwahl direkt das entsprechende FDM mit ausgewählt. Beispielsweise spielt für die im weiteren Verlauf durchzuführenden Flugsimulationen die A320-211 Maschine von Airbus eine entscheidende Rolle, da dieses Flugzeug weit verbreitet ist und das dynamische Verhalten durch das gut dokumentierte Modell *JSBSim* beschrieben wird. Dieses verwendet wiederum den Dryden-Ansatz zur Generierung der atmosphärischen Turbulenz, wodurch die Flugsimulationen hinsichtlich der Darstellung des turbulenten Windfeldes mit Flügen in einem für Pilotentraining zertifizierten *Full Flight Simulator* verglichen werden können (vgl. Kapitel 3). Daher soll im Weiteren kurz auf die zentralen Eigenschaften des *JSBSim*-Modells eingegangen werden. So ist dieses FDM ursprünglich speziell für FG entwickelt worden und wird unter anderem aus diesem Grund am häufigsten von den FG-Entwicklern verwendet. Folglich gilt *JSBSim* als das Standardmodell von FG. Es benötigt mit der Erweiterbaren Auszeichnungssprache (engl. *Extensible Markup Language*, XML) geschriebene Konfigurationsdateien, in denen der für *JSBSim* relevante Input festgelegt ist. So müssen Masseneigenschaften, geometrische Informationen, aerodynamische Koeffizienten, Eigenschaften der Triebwerke, mögliche Landeklappeneinstellungen und viele weitere Dinge zuvor definiert werden. Dabei befinden sich in den Konfigurationsdateien nicht nur einzelne Werte, wie etwa die Spannweite des Flugzeugs, sondern auch funktionale Zusammenhänge, beispielsweise zur Berechnung der Auftriebskraft. Die hierfür verwendeten aerodynamischen Koeffizienten sind in sogenannten *lookup tables* definiert, die aus Flugzeugtestberichten, Lehrbüchern oder weiterer Software (z. B. *Digital Datcom*) gewonnen werden. Die Abbildung 4.1 zeigt ein mögliches Beispiel für die Berechnung der durch die Landeklappen verursachten Auftriebskraft. In Worten ausgedrückt bedeutet das Dargestellte folgendes: Der Auftrieb durch die Landeklappenauslenkung ergibt sich über die Multiplikation von einem Faktor, der den zusätzlichen Auftrieb nahe des Erdbodens berücksichtigt (*ground-effect-factor-lift*), mit dem Produkt aus dynamischem Druck und der Flügelfläche (*qbar-area*) sowie einem Wert aus der mit `<tableData>` eingelesenen Tabelle in Abhängigkeit der Landeklappenposition in Grad. Diese Prozedur wird für alle an der jeweiligen Gesamtkraft beteiligten Anteile durchgeführt. Schließlich werden all diese Anteile addiert und ergeben die an das Flugzeug angreifende summierte Auftriebskraft. Die Vorgehensweise zur Berechnung des Strömungswiderstandes, der seitlich angreifenden Kräfte sowie der Roll-, Nick-, und Giermomente gestaltet sich analog.

Die Kopplung der einzelnen Programmeinheiten, also auch diejenige zwischen den FDMs und

```

<function name="aero/force/CLDf">
  <description>Lift contribution due to flap deflection</description>
  <product>
    <property>aero/function/ground-effect-factor-lift</property>
    <property>aero/qbar-area</property>
    <table>
      <independentVar>fcs/flap-pos-deg</independentVar>
      <tableData>
        0.0 0.0
        10.0 0.20
        20.0 0.30
        30.0 0.35
      </tableData>
    </table>
  </product>
</function>

```

Abbildung 4.1: Methodik zur Definition von funktionalen Zusammenhängen in den Konfigurationsdateien für *JSBSim* am Beispiel der Auftriebskraft durch die Landeklappen (Berndt, 2011, S. 19).

dem übrigen Programm, erfolgt hauptsächlich über Zeichenketten (engl. *Strings*), die wie in einem Dateisystem organisiert sind. Die FG-Gemeinschaft nennt die hierarchisch angeordnete Gesamtheit aller *Strings Property Tree* und einzelne *Strings Properties*. Der Grund für diese Bezeichnung liegt in der Tatsache, dass jede *Property* eine bestimmte Eigenschaft eines in FG vorhandenen Teilsystems beschreibt. So beinhaltet beispielsweise die Zeichenkette `/environment/wind-from-heading-deg` die aktuelle mittlere Windrichtung in Grad, während `/environment/wind-speed-kt` für die mittlere horizontale Windgeschwindigkeit in Knoten steht. Beide *Properties* sind dem Programmteil zuzuordnen, welcher für die Simulation der Flugzeugumgebung verantwortlich ist. Weitere Beispiele von in FG definierten Zeichenketten sind in Abbildung 4.2 dargestellt. Hierbei gehören sämtliche, mit einer Zahl belegten *Properties* zum Modell *JSBSim*,

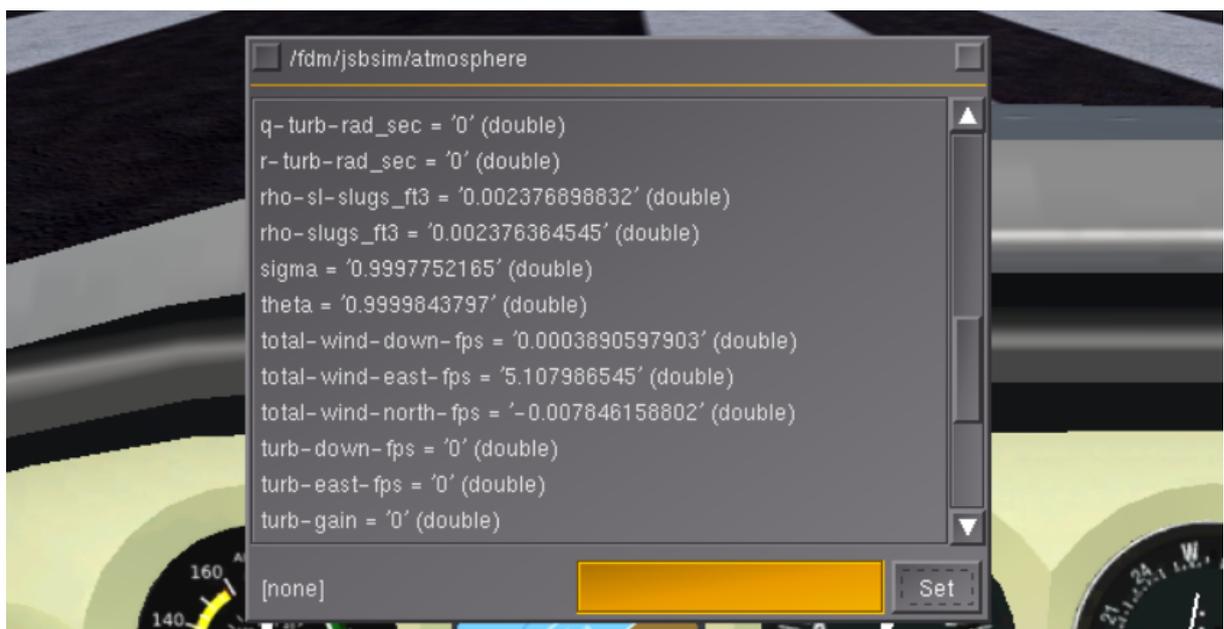


Abbildung 4.2: Darstellung von *Properties* während der Simulation über den *Property Browser*.

welches wiederum in einem separaten Programmteil die Eigenschaften der Atmosphäre beschreibt. Dies verdeutlicht, dass der hierarchisch angeordnete *Property Tree* von FG den internen Zustand jedes Teilsystems/jeder Programmeinheit widerspiegelt. Durch diesen Ansatz ist eine Kommunikation zwischen allen Systemen schnell realisierbar, indem eigene *Properties* belegt werden und/oder auf andere zugegriffen wird. Beispielsweise kann während der Flugsimulation die mittlere Windgeschwindigkeit über die Menüleiste geändert werden. Dies hat zur Folge, dass das für die Erkennung dieser Werte verantwortliche System die entsprechende *Property* sofort mit ihrem neuen Wert überschreibt. An einer anderen Stelle, etwa im FDM, wird die gleiche *Property* zu jedem Zeitschritt gelesen, sodass als Resultat die Geschwindigkeit über Grund wegen erhöhtem Gegenwind abnehmen könnte. Gleichzeitig verarbeitet das für die grafische Darstellung des Cockpits verantwortliche System die *Property* der Bodengeschwindigkeit und passt die Bordinstrumente an. Auf diese Art und Weise hat jede Änderung im *Property Tree* ihre Folgen für bestimmte Systeme. Das aus Anwendersicht Relevante ist hierbei vor allem, mit welchen Methoden der *Property Tree* gelesen und/oder verändert werden kann. Hierfür stehen im Wesentlichen die folgenden Möglichkeiten zur Verfügung:

- über Befehle in der Konsole mittels `--prop:/.../...=...`,
- über im Basispaket<sup>6</sup> enthaltene XML-Dateien wie zum Beispiel *local-weather-defaults.xml* oder *preferences.xml*,
- mittels Skripten, welche sich der ausschließlich für FG entwickelten Nasal-Skriptsprache bedienen und sich ebenfalls im Basispaket befinden,
- über den in C/C++ geschriebenen Quellcode,
- durch den während der Flugsimulation verfügbaren *Property* Browser,
- mithilfe der über die Menüleiste aufrufbaren Nasal-Konsole oder
- dem generischen Protokoll zur Dateneingabe/-ausgabe.

In der obigen Auflistung ist mit der sogenannten Nasal-Skriptsprache ein weiteres von FG zur Verfügung gestelltes Werkzeug erwähnt, das an dieser Stelle aufgrund der großen Bedeutung für die Simulation des Wetters (vgl. Abschnitt 4.2) kurz erläutert werden soll. Die Sprache ist seit 2003 implementiert, wurde eigens für FG entwickelt und macht inzwischen einen entscheidenden Anteil am Programmcode aus. Außerdem verwendet Nasal, wie nahezu jede Programmiersprache, vordefinierte globale Funktionen und Variablen. Dabei orientiert sich die Sprache in erster Linie an Konzepten von JavaScript, Python und Perl und folgt der Idee des objektorientierten Programmierens. In FG liegen die Nasal-Skripte in einem separaten Ordner des Basispakets und werden unter anderem für die fortgeschrittene Simulation des Wetters, der Erstellung von Dialogfenstern oder der Wiedergabe der Szenerie verwendet. Oft sind die entsprechenden Skripte auch in den für das Flugzeugverhalten unerlässlichen XML-Konfigurationsdateien eingebunden. Der größte Vorteil einer Verwendung von Nasal liegt in der Tatsache, dass neue Funktionen und Systeme recht schnell implementiert werden können, ohne den eigentlichen Quellcode zu verändern. So

---

<sup>6</sup> Das Basispaket von FG beinhaltet beispielsweise flugzeugspezifische Konfigurationsdateien oder Szeneriedaten und muss bei der Installation über den Quellcode separat heruntergeladen werden. Andernfalls funktioniert das Programm nicht.

kann das Simulationsverhalten modifiziert werden, auch wenn FG über bereits vorkompilierte Binärdateien gestartet wird. Auch externe ASCII-Dateien können über Nasal eingelesen werden. Schlussendlich sind noch zwei weitere FG-Funktionen entscheidend, die auch im weiteren Verlauf verwendet werden. Zum einen ist dies die Steuerung von FG beim Start über die meistens im Benutzerverzeichnis des Rechners befindliche Datei *.fgsrc*. Sie dient dazu, Befehlszeilenoptionen, welche auch über die Konsole eingegeben werden können, festzulegen. Auf diese Art und Weise ist es möglich, Pfade für von FG verwendete Dateien zu definieren, den Flugzeugtyp und den Flughafen auszuwählen, die Stärke der Turbulenz festzulegen, Zeitoptionen zu setzen, Input/Output Verbindungen einzurichten oder die initiale Position und Orientierung des Flugzeugs zu beeinflussen. Letztere Option ermöglicht es, das Flugzeug bereits in der Luft zu positionieren, wodurch Landungen schneller realisiert werden können. Diese Methodik wurde beispielsweise für die in Kapitel 8 beschriebenen ILS-Landungen angewendet. Zum anderen spielt die Ausgabe von in FG verwendeten *Properties* über das sogenannte generische Protokoll eine entscheidende Rolle bei der Erzeugung der Analysedaten in Kapitel 7 und 8. So ist es möglich, über eine in XML geschriebene Datei sämtliche *Properties* in Text- oder Binärformat ausgeben zu lassen. Ein Beispiel für den in der XML-Datei befindlichen Code ist in der Abbildung 4.3 wiedergegeben. Dabei legt die Datei hauptsächlich die auszugebenden *Properties*, deren Datentyp, das Zahlenformat und die Art der Trennung zwischen einzelnen Ausgabegrößen fest. Damit die Ausgabe funktioniert, muss die XML-Datei in dem *Protocol* Ordner des Basispakets abgelegt und über die Option `--generic` beim Start von FG aktiviert werden. Hierbei ist neben dem Ausgabeort auch die Ausgabefrequenz frei wählbar. Letztere ist lediglich durch die Bildfrequenz begrenzt. Der für die folgenden Untersuchungen wichtigste Programmteil ist jedoch das Wettersystem in FG. Dessen Funktionsweise wird zusammen mit den Einstellungsmöglichkeiten im nachfolgenden

```

<?xml version="1.0"?>
<PropertyList>
<generic>
  <output>
    <line_separator>newline</line_separator>
    <var_separator>tab</var_separator>

    <chunk>
      <node>/position/altitude-agl-ft</node>
      <name>altitude to go</name>
      <type>float</type>
      <format>%03.2f</format>
    </chunk>

    <chunk>
      <node>/orientation/heading-deg</node>
      <name>Heading</name>
      <type>float</type>
      <format>%03.3f</format>
    </chunk>

  </output>
</generic>
</PropertyList>

```

Abbildung 4.3: Möglicher Inhalt der zur Steuerung der FG-Ausgabe notwendigen XML-Datei ([http://wiki.flightgear.org/Generic\\_protocol](http://wiki.flightgear.org/Generic_protocol)).

den Abschnitt behandelt. Der Schwerpunkt liegt dabei auf der für die weiteren Betrachtungen relevanten Simulation des turbulenten Windfeldes.

## 4.2 Berücksichtigung des Wetters

Eine realistische Flugsimulation erfordert die Modellierung des aktuellen und zukünftigen Zustandes der Atmosphäre, das heißt des Wetters. Dieses spielt sich in erster Linie in der Troposphäre ab, also in denjenigen Höhen, in denen sich ein Flugzeug aufhält. Die Berechnung des atmosphärischen Zustandes für die nächsten Stunden und Tage ist jedoch extrem rechenintensiv, sodass ohnehin schon rechenaufwändige Flugsimulationen in Echtzeit bei der heutzutage vorhandenen Rechenleistung nicht mit einem gleichzeitig ablaufenden numerischen Wettervorhersagemodell gekoppelt werden können. Somit sind andere Ansätze zur Berücksichtigung der atmosphärischen Verhältnisse notwendig. Bei diesen Ansätzen ist darauf zu achten, dass für ein realistisches Fluggefühl neben der rein optischen Darstellung meteorologischer Phänomene, wie diejenige von Wolken und Niederschlag, ebenso die Beschreibung des Einflusses der Atmosphäre auf das Flugverhalten wichtig ist. So verändern insbesondere die Luftdichte und der Wind die Aerodynamik des Flugzeugs und die angreifenden Kräfte beziehungsweise Momente. Diese werden durch das ausgewählte FDM simuliert, welches somit versucht, den Wettereinfluss auf ein Flugzeug zu berechnen. Im Folgenden wird, wie im vorherigen Abschnitt erläutert wurde, das *JSBSim*-Modell als FDM verwendet. Dadurch gibt es drei Möglichkeiten den atmosphärischen Zustand in FG zu berücksichtigen. Entweder durch das *JSBSim*-Modell oder durch zwei weitere im übrigen FG-Code implementierte Atmosphärenmodelle. Ausschließlich letztere werden im Folgenden erläutert und verwendet, da die Standardeinstellungen von *FG* nicht auf die von *JSBSim* modellierte Atmosphäre zurückgreifen und die Simulation des Wetters vom übrigen FG-Code ausgereifter ist. Grundsätzlich werden mit der Temperatur, dem Taupunkt, dem Druck, der Dichte, dem Wind und der Sichtweite sechs meteorologische Parameter von FG berechnet. Dabei sind die einzelnen Größen horizontal homogen und ändern sich nur entlang einer vom Meeresniveau aus beginnenden vertikalen Linie. Ausnahme ist hierbei der Wind, zumindest wenn turbulente Fluktuationen berücksichtigt werden sollen (vgl. Unterabschnitt 4.2.1 und 4.2.2). Um die rein vertikalen Änderungen der atmosphärischen Parameter umzusetzen, wird die Atmosphäre, wie in einem *Full Flight Simulator* auch, in Schichten eingeteilt und zwar in die vom Boden beeinflusste AGS (vgl. Abschnitt 1.2) und eine darüber befindliche Schicht, die sogenannte freie Atmosphäre. Innerhalb dieser Bereiche gibt es weitere Schichten, welche es ermöglichen, den zum Teil großen vertikalen Änderungen der meteorologischen Parameter gerecht zu werden. Der Benutzer kann die meteorologische Situation in jeder Schicht zumindest teilweise nach seinen eigenen Bedürfnissen anpassen, indem für mehrere veränderbare Höhenniveaus bestimmte atmosphärische Größen vorgegeben werden können. Zwischen den in zwei unterschiedlichen Höhen definierten Werten findet dann eine lineare Interpolation statt. Diese Vorgehensweise ist analog zu gewöhnlichen *Full Flight Simulatoren*, welche zum Teil und im Gegensatz zu FG für die Luftschicht unmittelbar über dem Erdboden ein realistischeres logarithmisches Windprofil annehmen (vgl. Abschnitt 1.5). Wie bereits angedeutet, bietet FG zur Simulation des Wetters grundsätzlich zwei verschiedene Konzepte an. Die Abbildung 4.4 zeigt den während der Simulation aufrufbaren Dialog, der es ermöglicht, zwischen den beiden implementierten Wettermodellen zu wählen. Gemeint ist das sogenannte *Basic Weather* (BW), im FG-Projekt auch *Global Weather* genannt (oberer

Teil der Abbildung 4.4) und das *Advanced Weather* (AW), welches ebenfalls mit dem Namen *Local Weather* oder *Detailed Weather* beschrieben wird (mittlerer Teil der Abbildung 4.4). Beim BW besteht die Option, die Standardeinstellungen unter der manuellen Konfiguration (engl. *Manual Configuration*) an seine eigenen Wünsche anzupassen und über das Feld *Manually Configure Weather* aktiv zu schalten. Ebenso gibt es für AW mit dem Button für die erweiterten Einstellungen (engl. *Advanced Settings*) die Möglichkeit weiterführender Optionen.

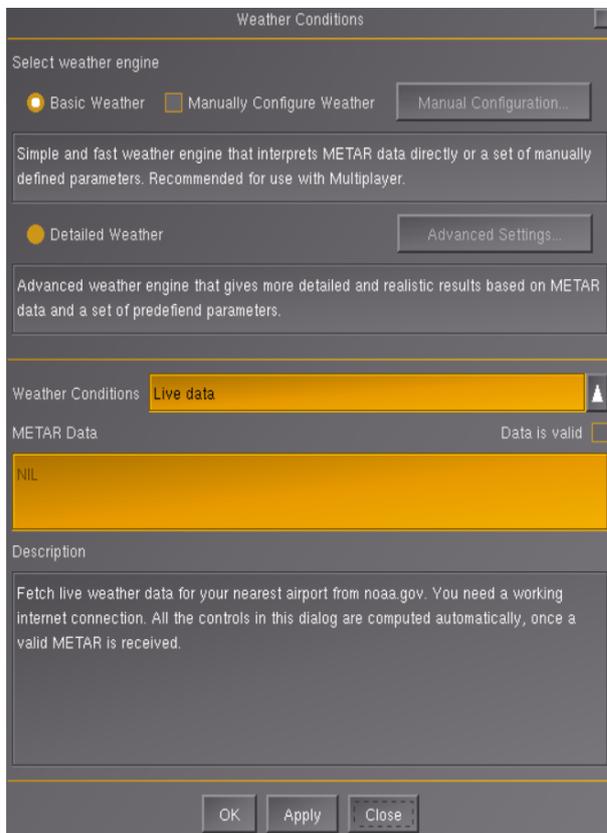


Abbildung 4.4: Allgemeiner Wetterdialog von FG.

Ansatz zur Berücksichtigung des atmosphärischen Zustandes, insbesondere des turbulenten Windfeldes, festzulegen.

#### 4.2.1 Implementierte Wettermodelle

BW ist der ursprüngliche, standardmäßige und über den Quellcode implementierte Ansatz in FG zur Beschreibung des Wettergeschehens während einer Flugsimulation. Das System orientiert sich dabei an der internationalen Standardatmosphäre, die von der ICAO definiert wurde. Somit entspricht der von BW simulierte, unangepasste atmosphärische Zustand den weltweiten Durchschnittswerten typischer meteorologischer Größen, sodass insbesondere die Atmosphäre der mittleren Breiten im Mittel recht gut abgebildet wird. Abbildung 4.5 zeigt die entsprechenden, an der Standardatmosphäre orientierten Werte, die über den BW-Dialog abgerufen werden können. Dieser kann wiederum durch den Button für die manuelle Konfiguration im allgemeinen Wetterdialog aktiviert werden (vgl. Abbildung 4.4). Auch eine Änderung der vorgegebenen Standardeinstellungen ist über den BW-Dialog möglich. Dabei wird jede Modifikation, ähnlich wie in einem *Full Flight* Simulator auch, überall auf der von FG simulierten Welt ausgeführt. Dies

Details hierzu sind im nächsten Unterabschnitt 4.2.1 beschrieben. Des Weiteren zeigt die Abbildung 4.4 einen Auswahlbutton für die vordefinierten Wetterszenarien/-bedingungen (engl. *Weather Conditions*) mit zugehöriger Beschreibung darunter. Jedes ausgewählte Wetterszenario ist mit einer METAR-Meldung verbunden, wobei die Abkürzung NIL lediglich das Fehlen von Daten beschreibt. Grundsätzlich versuchen beide Systeme mit den ihnen zur Verfügung stehenden Möglichkeiten das entsprechende Szenario möglichst realistisch abzubilden. Hierbei sorgt die unterschiedliche Herangehensweise beider Systeme dafür, dass zum Beispiel die Auswahl des Wetterszenarios *Thunderstorm* beim BW ein anderes Resultat erzielt als beim AW.

Im Folgenden soll es nun darum gehen, die beiden Systeme BW und AW mit ihren für die nachfolgenden Untersuchungen relevanten Optionen zu beschreiben und einander gegenüberzustellen, um sich schließlich auf einen

Cloud Layers (All Altitudes ft-AMSL)		
Altitude (ft)	Coverage	Thickness (ft)
-9999	clear	0
-9999	clear	0
-9999	clear	0
-9999	clear	65
-9999	clear	600

Aloft (All Altitudes ft-AMSL)						
Altitude	Wind (dir/kt)	Vis (m)	Temp (C)	Dewpt (C)	Turbulence	
30000	340	70	16093.	-44.43	-44.43	none
24000	330	50	16093.	-32.54	-32.54	none
18000	320	30	16093.	-20.66	-20.66	none
10000	310	20	16093.	-4.812	-4.812	none
5000	300	10	16093.	5.094	5.094	none

Boundary (All Elevations ft-AGL)						
Elevation	Wind (dir/kt)	Vis (m)	Temp (C)	Dewpt (C)	Turbulence	
500	280	6	16093.	14.009	5.1	none
0	270	3	16093.	15	5	none

Precipitation

Rain:

Snow:

QNH (inHg): 29.92

Close

Abbildung 4.5: BW-Dialog zum Anzeigen und Ändern der relevanten meteorologischen Parameter in verschiedenen Höhenniveaus.

bedeutet, dass es keine lokalen Unterschiede im Bezug auf das Wetter gibt. Dadurch verhalten sich die sechs von FG berücksichtigten meteorologischen Parameter an jedem Punkt der Erdoberfläche gleich. Sie sind in den Standardeinstellungen von FG für die AGS und die freie Atmosphäre wie folgt vorgeschrieben (vgl. Abbildung 4.5): Der mittlere und ausschließlich horizontale Wind zeigt eine mit der Höhe zunehmende Geschwindigkeit verbunden mit einer Rechtsdrehung, wie es für die Nordhalbkugel aufgrund des Zusammenspiels von Druckgradient-, Coriolis- und Reibungskraft typisch ist. Turbulente Schwankungen der Windkomponenten spielen vorerst keine Rolle. Dies ändert sich, wenn das Turbulenzlevel auf leicht, moderat oder schwer gesetzt wird, wodurch intern die *Property /environment/turbulence/magnitude-norm* mit einem numerischen Wert zwischen null und eins belegt wird (vgl. Unterabschnitt 4.2.2). Die Sichtweite bleibt in jedem Höhenniveau konstant und beträgt knapp 16000 m. Die Temperatur hingegen nimmt beginnend von 15 °C linear mit der Höhe ab, während der Taupunkt leicht zunimmt. Hierfür werden im Programmcode die Gradienten  $-1,9812\text{ }^{\circ}\text{C}/1000\text{ ft}$  und  $+0,2\text{ }^{\circ}\text{C}/1000\text{ ft}$  verwendet. Dabei ist zu bedenken, dass der Taupunkt aus physikalischen Gründen immer kleiner gleich der aktuellen Temperatur sein muss. Die Dichte von feuchter Luft kann nicht explizit vorgegeben werden, sondern wird intern über Temperatur und Taupunkt bestimmt. Dies gilt ebenso für den Luftdruck, mit der Ausnahme, dass dieser auf mittlerem Meeressniveau unter Annahme der Standardatmosphäre (engl. *Atmospheric Pressure (Q) at Nautical Height*, QNH) explizit im BW-Dialog oder durch die Auswahl eines bestimmten Wetterszenarios gesetzt werden kann. Grundsätzlich ergibt sich der ausschließlich von der Höhe abhängige aktuelle Umgebungsdruck unter Voraussetzung der statischen Grundgleichung und einem linearen Temperaturgradienten

von  $\partial T/\partial z = 0,0065\text{ }^\circ\text{C/m}$  über die Beziehung

$$p(h) = p_{\text{ref}} \left[ \frac{T_{\text{ref}} - \frac{\partial T}{\partial z}(h - h_{\text{ref}})}{T_{\text{ref}}} \right]^{\frac{M_L g_n}{\frac{\partial T}{\partial z} R_u}}. \quad (4.1)$$

Hierbei steht  $p$  für den hydrostatischen Luftdruck,  $T$  für die absolute Temperatur,  $h$  für die aktuelle Flughöhe über dem mittleren Meeresniveau (engl. *Above Mean Sea Level*, AMSL) beziehungsweise Normalnull (NN),  $M_L = 0,0289644\text{ kg mol}^{-1}$  für die molare Masse der Luft,  $g_n = 9,80665\text{ m s}^{-2}$  für die Normfallbeschleunigung,  $R_u = 8,31432\text{ J mol}^{-1}\text{ K}^{-1}$  für die universelle Gaskonstante und  $h_{\text{ref}}$  für die jeweilige Bezugshöhe, in diesem Fall also null Meter.  $p_{\text{ref}}$  und  $T_{\text{ref}}$  verweisen auf Referenzwerte, welche die Temperatur und den Druck auf Meeresniveau, das heißt den über das QNH-Feld im BW-Dialog eingestellten Druck, widerspiegeln. Die Luftdichte  $\rho_w$  ergibt sich unter Berücksichtigung der Feuchte über das ideale Gasgesetz

$$\rho_w = \frac{p}{T_v R_L}, \quad (4.2)$$

wobei  $T_v$  die virtuelle Temperatur und  $R_L$  die individuelle Gaskonstante der Luft kennzeichnet. Letztere berechnet sich über das Verhältnis von universeller Gaskonstante zu molarer Masse.  $T_v$  resultiert aus der Gleichung

$$T_v = \frac{T}{1 - 0,378 \cdot \frac{e}{p}} \quad (4.3)$$

mit  $e$  dem Dampfdruck. Dieser ist wiederum nach der sogenannten Magnus-Formel eine reine Funktion des Taupunkts  $T_d$ :

$$e = 6,11\text{ hpa} \cdot 10^{\frac{7,5 \cdot T_d}{237,7 + T_d}}. \quad (4.4)$$

Wie bereits erwähnt werden die horizontalen Windgeschwindigkeiten, Windrichtungen, Sichtweiten, Temperaturen, Taupunkte und die an das Turbulenzlevel geknüpften numerischen Werte innerhalb der einzelnen Schichten linear zwischen den Werten des unteren und oberen Höhenniveaus interpoliert. Dabei ist zu beachten, dass für die untersten beiden Höhenniveaus, welche die vertikale Ausdehnung der AGS festlegen, die Höhe über Grund (engl. *Above Ground Level*, AGL) und für die übrigen Höhenniveaus die Höhe über NN verwendet wird. Zusätzlich ist im Programmcode ein für den Benutzer unsichtbarer und 500 ft mächtiger Übergangsbereich zwischen AGS und freier Atmosphäre definiert. Für die Standardeinstellungen resultiert daraus eine Übergangsschicht, die in 500 ft AGL beginnt und bis 1000 ft AGL reicht (vgl. Abbildung 4.5). Die lineare Interpolation der zuvor erwähnten meteorologischen Größen auf eine bestimmte Flughöhe erfolgt hierbei nach folgendem Prinzip: Für den Fall, dass sich das Flugzeug oberhalb der Übergangsschicht und damit in der freien Atmosphäre befindet, das heißt über 1000 ft AGL, wird zur Berechnung der jeweiligen meteorologischen Größe an der Flugzeugposition die Höhe über dem mittleren Meeresniveau verwendet. Beispielsweise ergibt sich für die Windgeschwindigkeit mit den in Abbildung 4.5 gezeigten Einstellungen ab 1000 ft AGL und bis 5000 ft AMSL ein konstanter Wert von 10 kn. Erst ab 5000 ft über NN erfolgt eine lineare Interpolation zwischen

den Werten in 5000 ft und 10000 ft. Befindet sich das Flugzeug hingegen im Übergangsbereich, das heißt unter 1000 ft AGL und oberhalb 500 ft AGL, wird zwischen dem ersten Wert der freien Atmosphäre (10 kn) und dem obersten Wert der AGS (6 kn) unter Verwendung der aktuellen Höhe über Grund linear interpoliert.

Das zweite in FG implementierte und als AW bezeichnete Wettersystem ist ein zum BW erweiterter und über die Nasal Skriptsprache umgesetzter Ansatz, durch den das Wettergeschehen realistischer abgebildet werden soll. Grundsätzlich gelten auch in diesem System für den Taupunkt, die Temperatur, die Dichte und den Druck die im vorherigen Absatz vorgestellten und an der internationalen Standardatmosphäre orientierten Formeln. Die Simulation des mittleren Windes und der Turbulenz wird jedoch, wie im Folgenden beschrieben, auf eine andere Art und Weise gehandhabt. Die Hauptaufgabe des AW-Systems besteht darin, durch die Berücksichtigung lokaler Effekte unterschiedlicher Größenordnung und durch die Miteinbeziehung des Untergrunds in das Wettergeschehen, dieses realistischer darzustellen. So simuliert AW Hoch- oder Tiefdruckgebiete, kleinräumige Phänomene wie Gewitter und turbulent auftretende Aufwindbeziehungsweise Abwindbereiche in Verbindung mit Wolken oder Gebirgen. Außerdem wird die bevorzugte Entstehung thermisch induzierter Wolken über Landflächen oder Bergketten berücksichtigt. Auch das dynamische Verhalten der Troposphäre spielt im AW eine wichtige Rolle. Beispielsweise wird die Entwicklung/Verlagerung von Wolken und synoptischer Systeme beachtet. Die Abbildung 4.6 zeigt den für das AW relevanten Dialog in den Standardeinstellungen.

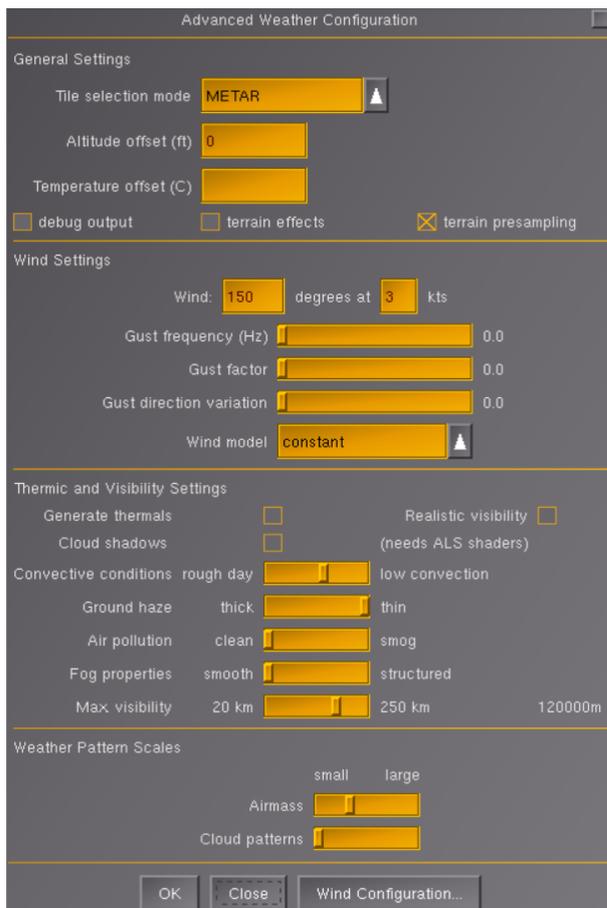


Abbildung 4.6: AW-Dialog von FG.

Dieser kann, genauso wie beim BW-System, durch den allgemeinen Wetterdialog (vgl. Abbildung 4.4) über die erweiterten Einstellungen (engl. *Advanced Settings*) aufgerufen werden. Im Wesentlichen ist der AW-Dialog in die vier Bereiche Allgemeine Einstellungen (engl. *General Settings*), Windeinstellungen (engl. *Wind Settings*), Thermik und Sichteinstellungen (engl. *Thermic and Visibility Settings*) und Skaleneinstellungen der Wetterstrukturen (engl. *Weather Pattern Scales*) unterteilt. Dabei beeinflussen sich die möglichen Optionen teilweise gegenseitig, was das Verständnis vom AW-System erschwert. Dies ist ein Nachteil zu den eher intuitiven Änderungsmöglichkeiten beim BW. Unter anderem aufgrund dieser erhöhten Komplexität soll eine ausführliche Erklärung aller Teilbereiche des AW-Systems nicht durchgeführt werden. Stattdessen beschränken sich die nachfolgenden Ausführungen auf die wesentlichen Informationen, die für das Verständnis der Simulation des Windfeldes notwendig sind. So besteht die Möglichkeit im

AW-Dialog unter *Wind Settings* die mittlere horizontale Windrichtung und -geschwindigkeit,

welche normalerweise über das eingestellte Wetterszenario gesetzt wird, anzupassen. Dabei beziehen sich die eingestellten Werte aber nicht auf den Boden, sondern auf die freie Atmosphäre, in welcher sich Windgeschwindigkeit und -richtung nicht mehr ändern. Wo genau dieser Bereich anfängt, hängt von der Grenzschichthöhe ab. Diese wird von FG standardmäßig dynamisch berechnet und ist von der Geländehöhe an der Flugzeugposition anhängig. Da die Geländehöhe bei Flügen variiert, resultiert eine horizontal variable Obergrenze der AGS, die bei FG in sehr flachem Gelände höher reicht als dies im Bereich von größeren Erhebungen der Fall ist. Allerdings kann die Berücksichtigung des Geländes über die Deaktivierung von *terrain presampling* im AW-Dialog vermieden werden, wodurch die Höhe der AGS konstant auf 600 ft gesetzt wird. In diesem Fall beträgt die horizontale Windgeschwindigkeit am Boden ein Drittel des im AW-Dialog vorgegebenen Wertes für die freie Atmosphäre. Zwischen Obergrenze der AGS und dem Boden erfolgt dann eine lineare Interpolation der Windgeschwindigkeit, während sich die Windrichtung nicht ändert. In der freien Atmosphäre wird auch die Windgeschwindigkeit als konstant angenommen. Bei einer Aktivierung von *terrain presampling* ändert sich bezogen auf den Wind ausschließlich die Berechnung der horizontalen Bodenwindgeschwindigkeit, die logarithmisch von der Grenzschichthöhe abhängt. Die Reduktion des Bodenwindes ist dabei umso größer, je höher die AGS reicht. Dies ist auch sinnvoll, da die Höhe der Grenzschicht mit zunehmender Bodenrauigkeit ansteigt und eine erhöhte Rauigkeit wiederum den ungestörten Wind zum Boden hin deutlich stärker reduzieren würde.

Die in Abbildung 4.6 gezeigten Werte für die Windgeschwindigkeit und -richtung sind nur aktiv, wenn das im AW-Dialog auszuwählende konstante Windmodell (engl. *constant wind model*) oder das für ein räumlich begrenztes Gebiet geltende konstante Windmodell (engl. *constant in tile*) gewählt wurde. Ersteres setzt den eingestellten Wind für die freie Atmosphäre überall auf der Welt gleich. Letzteres erlaubt kleine zufällige Änderungen der Windgeschwindigkeit und -richtung oberhalb der AGS beim Übergang zwischen einzelnen  $40 \times 40 \text{ km}^2$  großen Wettergebieten. Diese werden beim AW von FG in der Umgebung des Flugzeugs simuliert und sind durch bestimmte Wetterbedingungen charakterisiert. Daneben existieren mit *aloft interpolated* und *aloft waypoints* noch zwei weitere Windmodelle zur Berücksichtigung des horizontal ausgerichteten Windes oberhalb der AGS. *Aloft interpolated* ist ähnlich zum BW-System zu verstehen, da hierbei der Wind explizit für verschiedene Höhenniveaus über dem Button für die Konfiguration des Windes (engl. *Wind Configuration*) im unteren Bereich des AW-Dialogs gesetzt werden kann. Die Abbildung 4.7 zeigt das entsprechende Fenster hierzu. Dabei wird deutlich, dass die Höhen, anders als im BW-System, nicht verändert werden können. Zudem bezieht sich die Höhenabgabe nicht direkt auf die Höhe über Grund oder NN, sondern auf bestimmte Flugflächen (engl. Flight Level, FL). Diese bezeichnen Flächen gleichen Luftdrucks unter der Annahme atmosphärischer Standardbedingungen. So kennzeichnet beispielsweise die Flugfläche FL50 eine Ebene in 5000 ft AMSL, falls der Luftdruck auf NN 1013,25 hPa beträgt (Standardbedingungen vorausgesetzt). Auch wenn in FG der Luftdruck auf Meeresniveau variieren und damit die tatsächliche Höhe der Flugflächen in der Vertikalen verschoben sein kann, sind die FLs intern immer mit der gleichen Höhe über NN belegt. Dies bedeutet, dass in FG mit FL50 immer die Höhe 5000 ft AMSL oder mit FL300 immer die Höhe 30000 ft AMSL gemeint ist. Für den Fall, dass sich das Flugzeug oberhalb der AGS befindet, ergibt sich der aktuelle Wind über eine mit Polarkoordinaten durchgeführte und linear gewichtete Addition der Windvektoren zwischen den jeweiligen FLs. Hält sich das Flugzeug

Abbildung 4.7: Dialog zur Vorgabe von Windgeschwindigkeit und -richtung in verschiedenen Höhenniveaus unter Verwendung vom AW.

jedoch innerhalb der AGS auf, wird zuerst nach der gleichen Methode unter Verwendung der Höhe über NN ein Wert für die freie Atmosphäre bestimmt. Dieser dient dann wiederum als Eingangswert für die zuvor beschriebene Berechnung des Bodenwindes und der übrigen linear interpolierten Werte innerhalb der AGS. Das vierte Windmodell mit dem Namen *aloft waypoints* funktioniert im Grunde ähnlich wie *aloft interpolated*. Der wesentliche Unterschied besteht darin, dass bei der Auswahl von *aloft waypoints* mehrere sogenannte Wegpunkte gesetzt werden können. Zuvor ist es über den Dialog aus Abbildung 4.7 möglich, die vertikale Verteilung des Windes in der freien Atmosphäre an genau diesen Wegpunkten vorzugeben. Daraus resultiert eine trilineare Interpolation zur Berechnung des für ein Flugzeug tatsächlich relevanten Windes, da jetzt neben vertikalen auch horizontale Änderungen des mittleren Windes berücksichtigt werden. Die genaue Definition der Wegpunkte hinsichtlich des Ortes erfolgt mittels Angabe von Breiten- und Längengraden ebenfalls über den in Abbildung 4.7 gezeigten Dialog. Zusammenfassend bedeutet dies für den Wind, dass im AW-System keine explizite Vorgabe der Windsituation unterhalb der freien Atmosphäre möglich.

Eine weitere durchaus wichtige Funktion im Rahmen der Windeinstellungen des AW-Systems ist die Vorgabe von Böen. Um die in Kapitel 2.1 erklärten Definitionen aufzugreifen, können mit der Konfiguration von Böen spezielle Windschwankungen definiert werden, welche die kontinuierliche Turbulenz überlagern. Aus diesem Grund ist die Vorgabe von Böen im AW-Dialog von der Regulierung der Turbulenzlevel im BW-Dialog, welche die kontinuierliche Turbulenz betrifft, abzugrenzen. So sind Böen rein zufällige Phänomene, die keinen Gesetzmäßigkeiten folgen. Grundsätzlich bietet AW die Optionen die Häufigkeit (engl. *Gust frequency*) und die Stärke (engl. *Gust factor*) der Böen zu beeinflussen. Zudem kann auch das Ausmaß von Windrichtungsänderungen (engl. *Gust direction variation*) gesteuert werden. Alles bezieht sich dabei auf den zuvor berechneten und von der aktuellen Flughöhe abhängigen horizontalen Wind für die AGS oder die freie Atmosphäre. Jedoch nimmt der Einfluss von Böen mit zunehmender Höhe ab und ist vertikal begrenzt. Sobald die Höhe über Grund ein Mehrfaches der Grenzschichthöhe erreicht, treten keine Windschwankungen durch Böen mehr auf. Dabei ist der verwendete Multiplikator umso größer, je höher die aktuelle mittlere Windgeschwindigkeit für die freie Atmosphäre ist. Zusätzlich zu den Windeinstellungen beeinflusst der Bereich für die Thermik im AW-Dialog das

Windfeld. Von Bedeutung sind hierbei die Aktivierung der Thermik (engl. *Generate Thermals*), wodurch in FG Vertikalbewegungen der Luft möglich werden, und die Einstellung der konvektiven Bedingungen (engl. *Convective conditions*). Letzteres steuert die Ausdehnung und Intensität der Aufwindbereiche. Zudem wird über die Einstellung bei den konvektiven Bedingungen auch die Stärke der kontinuierlichen Turbulenz gesteuert, welche wiederum in der Nähe von thermisch induzierten Wolken modifiziert wird. Dabei sorgt die intern über die Nasal Skripte umgesetzte Berechnung der Turbulenz für eine Reduzierung der Windschwankungen zum Boden hin (ab 50 ft AGL). Zudem treten turbulente Windschwankungen, anders als im BW-System, immer nur bis in gewisse Höhen auf.

Nachdem nun beide Ansätze zur Berücksichtigung des Wettergeschehens vorgestellt wurden, ist eine Gegenüberstellung der von FG zur Verfügung gestellten Wettersysteme möglich. Dabei zeigt sich, dass die im BW möglichen Einstellungen deutlich näher an den für Ausbildungszwecke geeigneten *Full Flight* Simulatoren orientiert sind (vgl. Abschnitt 1.5). Dies ist auch der Hauptgrund dafür, warum für die nachfolgenden Flugsimulationen in den mit FG simulierten Windfeldern auf das BW-System zurückgegriffen wird. So werden auch in konventionellen *Full Flight* Simulatoren variable Höhengniveaus sowohl innerhalb als auch außerhalb der AGS definiert, um dabei für die unterschiedlichen Höhen bestimmte meteorologische Größen, wie den horizontalen mittleren Wind und die Stärke der Turbulenz, vorzugeben. Insbesondere die Möglichkeit in FG, eines der Turbulenzlevel leicht, moderat und schwer auswählen zu können, verdeutlicht die Ähnlichkeit zwischen dem BW-Dialog und den in *Full Flight* Simulatoren vorhandenen Optionen. Auch die in beiden Fällen angewendete lineare Interpolation zwischen den einzelnen Höhengniveaus bekräftigt diese Ähnlichkeit (vgl. Abschnitt 1.5). Zudem sind viele vom AW zur Verfügung gestellte Optionen für das Windfeld während der finalen Landephase irrelevant. Zu nennen sind hier insbesondere die umfangreiche optische Berücksichtigung der Atmosphäre, die Miteinbeziehung von sich änderndem Wetter, die detaillierten Einstellungsmöglichkeiten bezüglich der Sicht oder die ausschließlich für Segelflugzeuge bedeutsamen Auf- und Abwindbereiche. Außerdem werden für die nachfolgenden Untersuchungen entscheidende Funktionen, wie die explizite Vorgabe des mittleren Windes innerhalb der AGS oder die Steuerung des Turbulenzlevels, im AW nicht umgesetzt.

Die Turbulenzsimulation des BW-Systems ist ebenfalls vergleichbar mit derjenigen in richtigen *Full Flight* Simulatoren. So wurde schon in Kapitel 3 darauf hingewiesen, dass die Turbulenzsimulation von FG auf dem Dryden-Modell basiert. Dadurch verwendet FG abermals einen zu gewöhnlichen *Full Flight* Simulatoren vergleichbaren Ansatz. Die genaue Umsetzung des Dryden-Modells durch FG und die daraus resultierende Erzeugung eines turbulenten Signals ist Hauptbestandteil des nächsten Unterabschnitts.

### 4.2.2 Simulation atmosphärischer Turbulenz

Die Generierung des atmosphärischen turbulenten Signals ist, anders als die des mittleren Windes, nicht in dem eigenständigen Quellcode von FG oder den Nasal Skripten umgesetzt, sondern im verwendeten FDM. Im Folgenden findet ausschließlich, wie bereits in Abschnitt 4.1 begründet wurde, das Modell *JSBSim* als FDM seine Anwendung. Aus diesem Grund wird die Turbulenzsimulation auch nur für dieses FDM vorgestellt. Hierbei steht vor allem die Quellcodedatei *FGWinds.cpp* im Vordergrund. Grundsätzlich kann die Intensität der Turbulenz in FG über

die explizite Vorgabe eines numerischen Wertes zwischen null und eins oder über die im BW-Dialog vorhandenen Turbulenzlevel gesteuert werden. Ersteres geschieht mittels der Option `--turbulence` beim Starten von FG über die Konsole. Der so eingegebene numerische Wert (z. B. 0,5), wird auf die *Property* `/environment/turbulence/raw-magnitude-norm` geschrieben. Die Turbulenzlevel selbst sind dagegen schon direkt mit den Zahlen 0 (keine Turbulenz), 1/3 (leicht), 2/3 (moderat) beziehungsweise 1 (extrem) verknüpft, wobei auch diese Werte durch dieselbe *Property* widergespiegelt werden. Allerdings findet intern eine zusätzliche Quadrierung der Werte dieser *Property* statt. Dementsprechend sind die für die Turbulenzgenerierung wirklich relevanten Werte immer die Quadrate der angegebenen Zahlen. Für das obige Beispiel resultiert demnach ein Wert von 1/4 oder für den Fall moderater Turbulenz ein Wert von 4/9. Das quadrierte Ergebnis ist wiederum in der *Property* `/environment/turbulence/magnitude-norm` gespeichert. Die weitere Verarbeitung des eingegebenen numerischen Wertes beziehungsweise Turbulenzlevels findet in der Datei *JSBSim.cxx* des Quellcodes statt. Hier erhält die Variable `turbulence_gain` den Wert von der *Property* `/environment/turbulence/magnitude-norm`, also beispielsweise 4/9 für den Fall moderater Turbulenz.

Der nächste Schritt bei der Verarbeitung der angegebenen Turbulenzintensität hängt davon ab, welcher Turbulenztyp ausgewählt wurde. So bietet das FDM *JSBSim* mit *ttCulp*, *ttTustin* und *ttMilspec* mehrere Varianten an, um turbulente Signale zu erzeugen. Hinter *ttTustin* und *ttMilspec* verbirgt sich das Dryden-Modell, wobei mit der Bezeichnung zwei unterschiedliche Ansätze zur numerischen Implementierung des Modells gemeint sind. Beide werden in der Veröffentlichung von Yeager (1998) vorgestellt. *ttTustin* verwendet zur Implementierung die Tustin-Methode, während sich *ttMilspec* der Euler-integrierten Gleichungen bedient. Für die nachfolgenden Untersuchungen wird die unter Standardeinstellungen vorgegebene Variante *ttMilspec* verwendet. Hierbei wird die zuvor erwähnte Variable `turbulence_gain` verwendet, um die gewünschten von der Höhe abhängigen Standardabweichungen des resultierenden turbulenten Signals vorzugeben. Dazu wird jedoch zuerst aus der im Code implementierten Tabelle 4.1 (vgl. *JSBSim.cxx*) in Abhängigkeit von `turbulence_gain` ein Index zwischen null und sieben ermittelt. Für das Beispiel moderater Turbulenz ergibt sich mit `turbulence_gain=4/9` ein exakter Wert von vier. Analog wird der abgeschalteten Turbulenz (`turbulence_gain=0`) ein Wert von null, leichter Turbulenz (`turbulence_gain=1/9`) ein Wert von drei und starker/extremer Turbulenz (`turbulence_gain=9/9`) ein Wert von sieben zugeordnet. Für den Fall, dass die Option `--turbulence` genutzt wurde, kann die an `turbulence_gain` geknüpfte Zahl auch innerhalb einzelner Niveaus liegen. Der relevante Index würde sich dann über den gerundeten Wert einer

```
class FGTurbulenceSeverityTable : public FGTable {
public:
    FGTurbulenceSeverityTable() : FGTable(4) {
        *this << (0.0/9.0) << 0.0;
        *this << (1.0/9.0) << 3.0;
        *this << (4.0/9.0) << 4.0;
        *this << (9.0/9.0) << 7.0;
    }
};
```

Tabelle 4.1: Tabelle aus dem Programmcode von FG zur Bestimmung des zur Vorgabe der Standardabweichungen relevanten Index.

linearen Interpolation zwischen dem oberen und unteren Niveau ergeben. Für das obige Beispiel von `turbulence_gain=0,25` bedeutet dies ein Index von drei, da 0,25 zwischen 1/9 und 4/9 liegt und eine lineare Interpolation ungefähr das Ergebnis 3,42 hervorbringen würde. Der so berechnete Index wird dann auf die Variable `probability_of_exceedance_index` geschrieben. In `FGWinds.cpp` wird schließlich mit Hilfe von Tabelle 4.2 in Abhängigkeit der Flughöhe über Grund und des ermittelten Index eine Standardabweichung für alle drei linearen Geschwindigkeitskomponenten, das heißt  $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w$ , festlegt. Hierbei weisen die Punkte am rechten Rand der Tabelle darauf hin, dass es sich lediglich um einen Ausschnitt der eigentlichen im Code implementierten Tabelle handelt. Zudem beschreiben die Reihen den `probability_of_exceedance_index` zwischen eins und sieben und die Spalten die Flughöhe über Grund in Fuß. Ein Index von null ist gleichzusetzen mit ausgeschalteter Turbulenz und wird deshalb nicht aufgeführt. Die Tabelle 4.2 zur Bestimmung der relevanten Standardabweichung wurde aus den in Abbildung 4.8 gezeigten Kurven abgeleitet. Zu sehen sind dort die Überschreitungswahrscheinlichkeiten der Turbulenzintensitäten, welche in diesem Fall mit der Standardabweichung der Windgeschwindigkeit gleichzusetzen sind und nicht mit der eigentlichen Definition der Turbulenzintensität, die das Verhältnis der Standardabweichung der Windgeschwindigkeit zum Mittelwert dieser beschreibt. Dabei wird jeder eingezeichneten Linie von links nach rechts ein Index zwischen eins und sieben zugeordnet. So verweist der Index vier (`probability_of_exceedance_index=4`) auf die mit moderat gekennzeichneten Kurve. Die Werte der Standardabweichung entlang dieser Linie werden dann für die in der Tabelle 4.2 berücksichtigten Höhen (500 ft, 1750 ft 3750 ft etc.) ermittelt und ergeben dementsprechend die vierte Reihe dieser Tabelle. Somit wäre die relevante Standardabweichung für das Beispiel moderater Turbulenz (`probability_of_exceedance_index=4`) in einer Höhe von 7500 ft exakt  $10,6 \text{ ft s}^{-1}$ . Ähnlich wie bei der Tabelle 4.1 zur Bestimmung des relevanten Index findet bei Flughöhen, die nicht genau mit einem Höhenwert übereinstimmen, eine lineare Interpolation der Standardabweichungen zwischen dem oberen und unterem Höhenniveau statt. Nachdem die komplexe interne Verarbeitung des über die Konsole oder dem BW-Dialog eingegebenen Turbulenzlevels erläutert wurde, stellt sich weiterhin die Frage nach der eigentlichen Turbulenzgenerierung. Hierzu steht, den Erläuterungen des vorherigen Absatzes zufolge, lediglich ein Wert für die resultierende Standardabweichung der linearen turbulenten Windgeschwindigkeitskomponenten  $u_g$ ,  $v_g$  und  $w_g$  zur Verfügung. Um die Turbulenzgenerierung besser verstehen zu können, sind im Folgenden die mit der Euler-Methode abgeleiteten Differenzgleichungen des Dryden-Modells, so wie sie in FG in der Datei `FGWinds.cpp` implementiert sind, wiedergegeben

```

        << 500.0 << 1750.0 << 3750.0 << 7500.0 << 15000.0 << 25000.0 ...
<< 1 << 3.2 << 2.2 << 1.5 << 0.0 << 0.0 << 0.0 ...
<< 2 << 4.2 << 3.6 << 3.3 << 1.6 << 0.0 << 0.0 ...
<< 3 << 6.6 << 6.9 << 7.4 << 6.7 << 4.6 << 2.7 ...
<< 4 << 8.6 << 9.6 << 10.6 << 10.1 << 8.0 << 6.6 ...
<< 5 << 11.8 << 13.0 << 16.0 << 15.1 << 11.6 << 9.7 ...
<< 6 << 15.6 << 17.6 << 23.0 << 23.6 << 22.1 << 20.0 ...
<< 7 << 18.7 << 21.5 << 28.4 << 30.2 << 30.7 << 31.0 ...

```

Tabelle 4.2: Linker Teilbereich der Tabelle aus dem Programmcode von FG zur Bestimmung der Standardabweichung in  $\text{ft s}^{-1}$  für die linearen Geschwindigkeitskomponenten. Die Zeilen beschreiben den Wert von `probability_of_exceedance_index` und die Spalten die Höhe über Grund in Fuß.

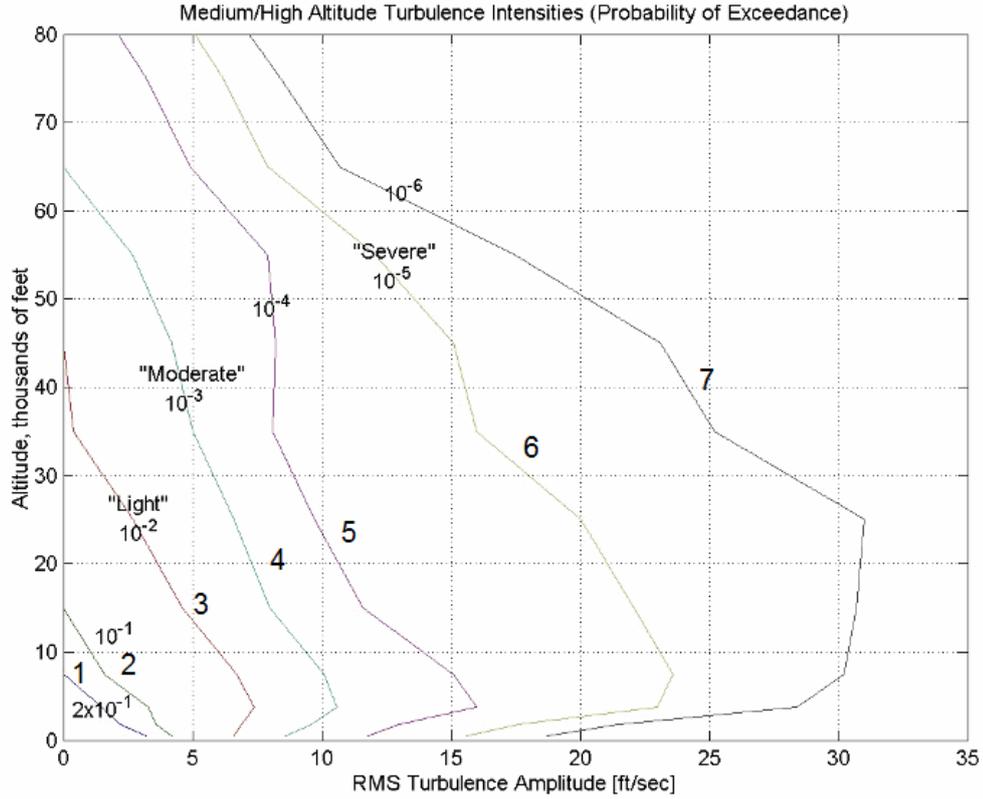


Abbildung 4.8: Überschreitungswahrscheinlichkeiten der Standardabweichung in Abhängigkeit zur Höhe und die entsprechende Zuordnung der Turbulenzlevel leicht, moderat und schwer. Die Zahlen 1 bis 7 kennzeichnen den einer Kurve zugeordneten Index (in Anlehnung an DoD, 1980, S. 49).

(vgl. Yeager, 1998, S. 8 f.):

$$u_g^{t^n} = u_g^{t^{n-1} + \Delta t} = \left(1 - \frac{T_A V_t}{L_u}\right) u_g^{t^{n-1}} + \sigma_u \sqrt{\frac{2T_A V_t}{L_u}} N_{u_g}^{t^n}, \quad (4.5)$$

$$v_g^{t^n} = v_g^{t^{n-1} + \Delta t} = \left(1 - \frac{2T_A V_t}{L_v}\right) v_g^{t^{n-1}} + \sigma_v \sqrt{\frac{4T_A V_t}{L_v}} N_{v_g}^{t^n}, \quad (4.6)$$

$$w_g^{t^n} = w_g^{t^{n-1} + \Delta t} = \left(1 - \frac{2T_A V_t}{L_w}\right) w_g^{t^{n-1}} + \sigma_w \sqrt{\frac{4T_A V_t}{L_w}} N_{w_g}^{t^n}, \quad (4.7)$$

$$p_g^{t^n} = p_g^{t^{n-1} + \Delta t} = \left(1 - \frac{T_A V_t}{L_p}\right) p_g^{t^{n-1}} + \sigma_p \sqrt{\frac{2T_A V_t}{L_p}} N_{p_g}^{t^n}, \quad (4.8)$$

$$q_g^{t^n} = q_g^{t^{n-1} + \Delta t} = \left(1 - \frac{T_A V_t \pi}{4b}\right) q_g^{t^{n-1}} + \frac{\pi}{4b} (w_g^{t^n} - w_g^{t^{n-1}}), \quad (4.9)$$

$$r_g^{t^n} = r_g^{t^{n-1} + \Delta t} = \left(1 - \frac{T_A V_t \pi}{3b}\right) r_g^{t^{n-1}} + \frac{\pi}{3b} (v_g^{t^n} - v_g^{t^{n-1}}). \quad (4.10)$$

Diese Gleichungen basieren auf den in Unterabschnitt 3.2.1 gezeigten und von Yeager (1998) verwendeten Spektren in der Form (3.22)-(3.24), (3.37), (3.38), (3.41) beziehungsweise den davon abgeleiteten Übertragungsfunktionen (3.58)-(3.63). Anders ausgedrückt entsprechen die obigen Gleichungen der numerischen Umsetzung der Differentialgleichungen (3.64)-(3.69). Die dabei verwendete Abtastrate  $T_A$  ist mit dem Zeitschritt  $\Delta t$  gleichzusetzen. Zudem müssen die Anfangsbedingungen für jede der sechs Komponenten gleich 0 sein (vgl. Unterabschnitt 3.2.2).

Die obigen Gleichungen (4.5)-(4.10) zur Generierung der turbulenten Schwankungen verdeutlichen, dass neben bekannten Parametern, wie der wahren Fluggeschwindigkeit, dem Abtastintervall (standardmäßig 120 Hz), der Spannweite des Flugzeugs und den turbulenten Schwankungen zum vorherigen Zeitschritt, auch noch bis hierhin unbekannte Größen, wie die aktuellen Werte der Eingangssignale oder die turbulenten Längenskalen, von Bedeutung sind. Die Berechnung der komponentenabhängigen Eingangswerte  $N_{u_g}^{t^n}$ ,  $N_{v_g}^{t^n}$ ,  $N_{w_g}^{t^n}$ ,  $N_{p_g}^{t^n}$  für den aktuellen Zeitschritt erfolgt in *FGWinds.cpp* über die Funktion `GaussianRandomNumber()`. Diese erzeugt zufällige, normalverteilte Werte mit einem Mittel von null und einer Varianz von eins. Somit ist die Bedingung, ein mit *band-limited Gaussian unit white noise* bezeichnetes Signal als Input zu verwenden, erfüllt (vgl. Unterabschnitt 3.2.2). Die turbulenten Längenskalen hingegen werden, ähnlich wie die Werte der Standardabweichung aus Abbildung 4.8, über Höhenprofile bestimmt, die vom DoD (1980) veröffentlicht wurden. Hierbei wird zwischen einem ausschließlich bodennahen Turbulenzmodell (*low-altitude disturbance model*) und einem Turbulenzmodell für mittlere/große Höhengniveaus unterschieden (*medium/high-altitude disturbance model*). Letzterer setzt Isotropie ab 2000 ft AGL voraus, sodass  $L_u = L_v = L_w = 1750$  ft angenommen wird. Gleichzeitig gilt  $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w$ , wobei hier der anhand von Abbildung 4.8 ermittelte und ursprünglich über das vorgegebene Turbulenzlevel berechnete höhenabhängige Wert der Standardabweichung zum Tragen kommt. In dem zuvor verwendeten Beispiel moderater Turbulenz würde die Standardabweichung 7500 ft AGL  $10,6 \text{ ft s}^{-1}$  für alle drei Komponenten betragen.  $\sigma_p$  und  $L_p$  müssen nicht explizit vorgegeben werden, da diese direkt von  $\sigma_w$  und  $L_w$  abhängen (vgl. Gleichung (3.43) und (3.44)). Für Höhen unter 1000 ft und über 10 ft wird das zuvor erwähnte bodennahe Turbulenzmodell verwendet. Hierbei sind sowohl die Varianzen als auch die turbulenten Längenskalen eine Funktion von der aktuellen Flughöhe über Grund, um die Inhomogenität der Turbulenz zumindest teilweise zu berücksichtigen. Außerdem gilt die Annahme der Isotropie bodennah nicht mehr. So lauten die vom DoD (1980) in den untersten 1000 ft vorgeschlagenen und in FG implementierten Funktionen wie folgt:

$$L_u = L_v = \frac{h}{(0.177 + 0.000823 \cdot h)^{1.2}}, \quad (4.11)$$

$$L_w = h, \quad (4.12)$$

$$\sigma_w = 0.1 \cdot V_{20\text{ft}}, \quad (4.13)$$

$$\sigma_u = \sigma_v = \frac{\sigma_w}{(0.177 + 0.000823 \cdot h)^{0.4}}. \quad (4.14)$$

$V_{20\text{ft}}$  kennzeichnet hierbei die mittlere horizontale Windgeschwindigkeit in 20 ft in den Einheiten  $\text{ft s}^{-1}$ . FG jedoch verwendet für  $V_{20\text{ft}}$  fälschlicherweise den untersten in der AGS angegebenen Wert in Knoten, welcher beispielsweise über den BW-Dialog gesetzt werden kann und anschließend intern auf die `Property /environment/config/boundary/entry[0] / wind-speed-kt` geschrieben wird. Trotzdem geht FG bei den weiteren internen Berechnungen davon aus, dass  $\sigma_i$  entsprechend der Veröffentlichung vom DoD (1980) die Einheit  $\text{ft s}^{-1}$  aufweist oder, anders ausgedrückt,  $V_{20\text{ft}}$  in  $\text{ft s}^{-1}$  vorliegt. Wird beispielsweise im untersten Höhengniveau eine mittlere horizontale Windgeschwindigkeit von 20 kn vorgegeben, müsste  $V_{20\text{ft}}$  korrekterweise knapp  $33,76 \text{ ft s}^{-1}$  betragen. Stattdessen beträgt der Wert lediglich  $20 \text{ ft s}^{-1}$ , was zu einer deutlich kleineren Standardabweichung führt als die analytischen Funktionen (4.13) und (4.14) eigentlich bezwecken. Für

Höhen unter 10 ft bleiben die Standardabweichungen und Längenskalen konstant auf den Werten, die in 10 ft erreicht werden. Befindet sich das Flugzeug hingegen zwischen 1000 ft und 2000 ft, greift keiner der vom DoD (1980) vorgeschlagenen Ansätze, weshalb FG in diesem Bereich linear zwischen den Werten in 1000 ft und 2000 ft interpoliert. Dabei gilt, wie bereits für größere Höhen auch,  $L_u = L_v = L_w$  und  $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w$ . Durch diese Vorgehensweise sind zu jedem Zeitpunkt während einer Flugsimulation sämtliche Parameter in den zur Generierung der synthetischen Turbulenz notwendigen Gleichungen (4.5)-(4.10) bekannt. An dieser Stelle sei noch angemerkt, dass sich der erzeugte Output an turbulenten Schwankungen in FG auf ein Koordinatensystem bezieht, welches nach dem mittleren Wind ausgerichtet ist (vgl. Abbildung 3.3). Aus meteorologischer Sicht sind jedoch oft auch die Daten in einem an den Himmelsrichtungen orientierten Koordinatensystem relevant, während für die Aerodynamik vor allem die Turbulenz in einem auf das Flugzeug bezogenen System von Bedeutung ist. Aus diesem Grund erfolgt in FG zuerst eine Transformation der Turbulenzdaten von der windbezogenen Achsenausrichtung in das als *North-East-Down* (NED) bezeichnete Koordinatensystem. Bei diesem zeigt die x-Achse in Richtung des Nordpols, die y-Achse im  $90^\circ$  Winkel dazu in Richtung Osten und die z-Achse nach unten zum Erdmittelpunkt gemäß der Rechten-Hand-Regel. Der Ursprung wird hierbei in den Massenmittelpunkt des Flugzeugs gelegt (Berndt, 2011, S. 97). Die im NED-System definierten turbulenten Windgeschwindigkeiten  $u_g, v_g, w_g$  sind auch diejenigen, die von FG standardmäßig über den *Property Tree* abgerufen werden können. Die turbulenten Winkelgeschwindigkeiten  $p_g, q_g, r_g$  werden hingegen bereits in *FGWinds.cpp* in das flugzeugbezogene Koordinatensystem überführt, sodass die entsprechenden *Properties* den Wert für die turbulente Drehung um die longitudinale, laterale und vertikale Achse des Flugzeugs beinhalten. Dabei zeigt die Längsachse zur Flugzeugnase, die Querachse zur rechten Tragfläche (aus Sicht des Piloten) und die z-Achse nach unten. Der Ursprung ist der Schwerpunkt des Flugzeugs (Berndt, 2011, S. 10). Damit sich jedoch die standardmäßigen Ausgabedaten der turbulenten Größen auf dasselbe Koordinatensystem beziehen, wurde bereits der Standardcode von FG so umgeschrieben, dass eine Überführung von  $p_g, q_g, r_g$  in das flugzeugbezogene Koordinatensystem erst später geschieht und zwar genau an derselben Stelle wie die Überführung von  $u_g, v_g, w_g$ . Die hierfür relevante Datei ist *FGAuxiliary.cpp* des FDMs *JSBSim*. In dieser wird schließlich auch der Einfluss der atmosphärischen Turbulenz auf das Flugzeug berücksichtigt. So werden die turbulenten Schwankungen aller sechs Freiheitsgrade im flugzeugbezogenen Koordinatensystem mit den vom Flugzeug selbst ausgehenden translatorischen und rotierenden Bewegungen kombiniert, um die für aerodynamische Berechnungen wichtigen Relativgeschwindigkeiten zu erhalten.

Insgesamt bleibt festzuhalten, dass FG für die Erzeugung synthetischer Turbulenz einen zu heutigen *Full Flight* Simulatoren vergleichbaren Ansatz verwendet. Zudem ist der über das *JSBSim* Modell implementierte Dryden-Ansatz weltweit in seiner Anwendung mit Bezug zu Flugsimulationen akzeptiert. So verwenden/empfehlen neben dem DoD auch weitere öffentliche Institutionen wie die NASA (z. B. Wang und Frost, 1980) oder die EASA (2015b) das Dryden-Modell oder ähnliche Methodiken. Die vorherigen Kapitel haben jedoch bereits gezeigt, dass dieses Modell diverse Schwächen mit sich bringt und die atmosphärische Turbulenz nicht ausreichend gut abgebildet wird, um ein realistisches Fluggefühl während der Landung zu vermitteln. Aus diesem Grund sollen im Folgenden mit dem turbulenzauflösenden Modell PALM erzeugte stationäre turbulente Windfelder in FG eingespeist werden. Dies soll die Flugsimulation realistischer machen.

Bevor jedoch die technische Umsetzung der Implementierung externer Windfelder in FG erklärt wird, soll im nächsten Kapitel zuerst das Modell PALM vorgestellt werden.

## 5 Das LES-Modell PALM

PALM ist ein frei verfügbares turbulenzauflösendes Modell zur Simulation atmosphärischer und ozeanischer Strömungen, das seit den 1990er Jahren am Institut für Meteorologie und Klimatologie der Gottfried Wilhelm Leibniz Universität Hannover für Unix Betriebssysteme entwickelt wird. Es basiert auf einem von Raasch und Etling (1991) geschriebenen LES-Programmcode, der im Laufe der Jahre umfassend optimiert und erweitert wurde. Unter anderem ist das Modell seit 2001 für die Nutzung auf Massivparallelrechnern konzipiert (Raasch und Schröter, 2001; Maronga et al., 2015). Weitere bedeutsame Erweiterungen sind das in PALM eingebettete Modell zur Beschreibung der Wolkenmikrophysik, das Lagrange-Wolkenmodell als gesonderte Umsetzung des Lagrange’schen Partikelmodells, das Modell zur Berücksichtigung des Einflusses von Vegetationsflächen (engl. *plant canopy model*) und die Möglichkeit zur Einbindung von Topographie in das Modellgebiet. All diese zusätzlichen Funktionen wurden genau wie der Programmkern über die Programmiersprache Fortran 95 und einige Fortran 2003 Erweiterungen umgesetzt. Die Datenausgabe in PALM, beispielsweise diejenige von Windfeldern, basiert hauptsächlich auf den *Network Common Data Form* (NetCDF) Bibliotheken.

In der Vergangenheit wurde PALM vor allem für die numerische Berechnung der atmosphärischen Strömung innerhalb der AGS verwendet. Beispielsweise standen für die AGS typische Phänomene wie Staubteufel (z. B. Raasch und Franke, 2011), Kaltluftausbrüche (z. B. Gryschka und Raasch, 2005) oder diskrete Böen (z. B. Knigge und Raasch, 2016b) im Vordergrund. Neben dieser eher grundlagenorientierten Forschung gab es ebenso zahlreiche anwendungsorientierte Projekte, bei denen mit PALM gearbeitet wurde. Zu nennen sind hier beispielsweise Publikationen mit Bezug zur Windkraft (z. B. Steinfeld et al., 2015), zu Städten (z. B. Keck et al., 2014) und zum Flugverkehr (z. B. Knigge und Raasch, 2016a).

Dieses Kapitel dient dazu, den für atmosphärische Simulationen notwendigen Teil von PALM in seiner Funktionsweise mit all den Inhalten vorzustellen, die für das Grundverständnis der in Abschnitt 8.2 beschriebenen PALM-Simulationen relevant sind. So stehen die Grundgleichungen, die verwendeten Diskretisierungsmethoden, die Anfangsbedingungen und die genauso wichtigen Randbedingungen im Vordergrund. Auch die Berücksichtigung der Topographie in PALM spielt insbesondere für die Flugsimulation in einem durch Gebäude beeinflussten Windfeld eine entscheidende Rolle (vgl. Unterabschnitt 8.2.2). Für weitere Informationen hinsichtlich der Installation, der Funktionsweise oder der Einsatzmöglichkeiten von PALM sei auf die Onlinedokumentation<sup>7</sup> verwiesen.

### 5.1 Grundgleichungen und deren Filterung

PALM basiert auf einem nicht-hydrostatischen, inkompressiblen und Boussinesq-approximiertem Gleichungssystem, welches sich aus den Erhaltungsgleichungen für Impuls, Masse, innere Energie und Feuchte zusammensetzt. Allerdings sind im weiteren Verlauf feuchte Prozesse irrelevant, sodass bei der folgenden Modellbeschreibung ausschließlich eine trockene Atmosphäre betrachtet wird. In dieser treten im Gleichungssystem von PALM insgesamt fünf zentrale prognostische Gleichungen auf: Drei für die Windgeschwindigkeitskomponenten  $u$ ,  $v$ ,  $w$ , eine für die potentielle Temperatur  $\theta$ , eine für passive Skalar  $\psi$  und eine für die turbulente kinetische Energie des subska-

---

<sup>7</sup> <http://palm.muk.uni-hannover.de>

ligen Anteils  $e$  (engl. *sub-grid scale* (SGS) *turbulent kinetic energy* (TKE), SGS-TKE). So lautet die Erhaltungsgleichung für den Impuls, auch NSG genannt, in einem kartesischen, rotierenden Koordinatensystem in Tensorschreibweise unter Anwendung der Boussinesq-Approximation (z. B. Etling, 2008)

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} = -\frac{\partial u_k u_i}{\partial x_k} - \epsilon_{ijk} f_j u_k - \frac{1}{\rho_0} \frac{\partial p^*}{\partial x_i} + g \frac{\theta - \theta_0}{\theta_0} \delta_{i3} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_k^2}. \quad (5.1)$$

Hierbei gilt  $i, j, k \in \{1, 2, 3\}$ . Zudem bezeichnet  $\rho$  die Dichte von trockener Luft,  $f_j = (0, 2\Omega_e \cos(\varphi), 2\Omega_e \sin(\varphi))$  den Coriolisparameter,  $\varphi$  die geographische Breite und  $\Omega_e$  die Winkelgeschwindigkeit der Erde mit einem Wert von  $2\pi/86400$  s. Des Weiteren beschreibt  $\epsilon_{ijk}$  den alternierenden Einheitstensor (Levi-Civita-Symbol). Außerdem verweist  $\Psi_0$  mit  $\Psi \in \{p, T, \rho, \theta\}$  entsprechend der Boussinesq-Approximation auf den Grundzustand einer thermodynamischen Variable, während  $\Psi^*$  auf die Abweichung von diesem Grundzustand hindeutet.  $p^*$  selbst wird auch als Stördruck bezeichnet. Zudem steht  $\theta$  für die potentielle Temperatur, welche über die diagnostische Gleichung

$$\theta = \frac{T}{\Pi} \quad (5.2)$$

definiert ist, wobei  $\Pi$  die Exner Funktion

$$\Pi = \left( \frac{p}{p_{\text{ref}}} \right)^{\frac{R_d}{c_p}} \quad (5.3)$$

mit der spezifischen Wärmekapazität von trockener Luft bei konstantem Druck  $c_p = 1005 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$  und der spezifischen Gaskonstante von trockener Luft  $R_d = 287 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$  beschreibt.  $p_{\text{ref}}$  steht hierbei für den Referenzdruck von 1000 hPa. Bei der Darstellungsform in (5.1) wurde, wie bereits bei der Gleichung (3.25), die Einsteinsche Summenkonvention verwendet. Diese Konvention soll auch im Folgenden angewendet werden. In Worten sagt Gleichung (5.1) aus, dass die lokale zeitliche Änderung der Geschwindigkeit durch die Advektion, Coriolis-, Druckgradient-, Auftriebs- und Reibungskraft bestimmt wird.

Für den großräumigen Antrieb der Strömung werden in PALM horizontale synoptisch-skalige Druckgradienten eingeführt, welche die geostrophische Windbeziehung

$$\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial p_L}{\partial x_i} = -\epsilon_{i3k} f_3 u_{G_k} \quad (5.4)$$

erfüllen.  $u_{G_k}$  steht dabei für die  $k$ -te Komponente des geostrophischen Windes und  $p_L$  für die synoptisch-skalige Druckabweichung. Die Beziehung (5.4) beschreibt das Gleichgewicht zwischen Druckgradient- und Corioliskraft. Somit lauten die NSG

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} = -\frac{\partial u_k u_i}{\partial x_k} - \epsilon_{ijk} f_j u_k + \epsilon_{i3k} f_3 u_{G_k} - \frac{1}{\rho_0} \frac{\partial p^*}{\partial x_i} + g \frac{\theta - \theta_0}{\theta_0} \delta_{i3} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_k^2}. \quad (5.5)$$

Dabei gilt es zu beachten, dass der Grundzustand der Luftdichte aufgrund der angenommenen Inkompressibilität räumlich und zeitlich konstant ist und sich immer auf einen vorgegebenen

konstanten Bodenwert bezieht, welcher in PALM standardmäßig  $1 \text{ kg m}^{-3}$  beträgt. Die potentielle Temperatur kann hingegen auch im Grundzustand mit der Höhe variieren. Für diesen wird standardmäßig das vertikale Profil von  $\theta$  bei der Initialisierung des Modells verwendet.

Die Massenerhaltung wird mittels der Kontinuitätsgleichung wiedergegeben, die im inkompressiblen Fall folgende Form aufweist:

$$\frac{\partial u_k}{\partial x_k} = 0. \quad (5.6)$$

Gleichung (5.6) bedeutet, dass die Divergenz des Geschwindigkeitsfeldes zu jedem Zeitpunkt verschwinden muss, was die Annahme einer konstanten Dichte  $\rho_0$  impliziert. Aus diesem Grund muss jederzeit bedacht werden, dass das hier vorgestellte Boussinesq-approximierte Gleichungssystem nur für die untersten Kilometer der Troposphäre gültig ist.

Die Erhaltung der inneren Energie wird in PALM unter Vernachlässigung von Quellen und Senken<sup>8</sup> über die Gleichung

$$\frac{\partial \theta}{\partial t} = -\frac{\partial u_k \theta}{\partial x_k} \quad (5.7)$$

beschrieben. Somit ist die lokale zeitliche Änderung der potentiellen Temperatur ausschließlich durch die Advektion von  $\theta$  bestimmt. Gleichung (5.7) beschreibt den ersten Hauptsatz der Thermodynamik unter Annahme adiabatischer Prozesse.

Des Weiteren beschreibt die ideale Gasgleichung

$$p = \rho R_d T \quad (5.8)$$

den diagnostischen Zusammenhang zwischen den einzelnen thermodynamischen Variablen  $p$ ,  $\rho$  und  $T$ . Gleichung (5.8) ist bei der Boussinesq-Approximation auch für den Grundzustand erfüllt (vgl. Etling, 2008).

Bevor die letzte grundlegende prognostische Gleichung in PALM für die SGS-TKE eingeführt wird, soll kurz der Prozess der Filterung vorgestellt werden. Wie bereits in Abschnitt 1.3 angedeutet basiert jedes LES-Modell auf einer Skalentrennung in eine Grob- und Feinstruktur. Diese kann mittels impliziter räumlicher Filterung durch die Wahl der charakteristischen Gitterweite  $\Delta_g = \sqrt[3]{\Delta x \Delta y \Delta z}$  realisiert werden.  $\Delta x$ ,  $\Delta y$  und  $\Delta z$  beschreiben jeweils die Gitterweiten in  $x$ -,  $y$ - beziehungsweise  $z$ -Richtung. Dementsprechend wird allein durch die Diskretisierung der Gleichungen eine Unterscheidung in einen aufgelösten Anteil einer beliebigen Variable  $\bar{\Psi}$  und einen subgridskaligen Anteil  $\Psi'$  herbeigeführt. Dabei werden die aufgelösten Anteile über volumengemittelte Gleichungen bestimmt, wobei hierfür in PALM das Konzept von Deardorff (1970a) und Schumann (1973; 1975) für Finite-Differenzen-Modelle seine Anwendung findet. So sind die aufgelösten Anteile über das folgende Volumenmittel

$$\bar{\Psi}(V, \Delta t) = \frac{1}{V} \int_{z_0 - \frac{\Delta z}{2}}^{z_0 + \frac{\Delta z}{2}} \int_{y_0 - \frac{\Delta y}{2}}^{y_0 + \frac{\Delta y}{2}} \int_{x_0 - \frac{\Delta x}{2}}^{x_0 + \frac{\Delta x}{2}} \Psi(x, y, z, t) \, dx \, dy \, dz \quad (5.9)$$

<sup>8</sup> Eine mögliche Quelle/Senke der potentiellen Temperatur wäre beispielsweise die Kondensation beziehungsweise Verdunstung von Wasserdampf.

definiert.  $V = \Delta x \Delta y \Delta z$  steht für das betrachtete Volumen. Der entscheidende Vorteil dieser Methodik liegt darin, dass die Eigenschaften eines Reynolds-Operators erfüllt sind (Schumann, 1973). Für zwei beliebige Variablen  $\Psi$  und  $\Phi$  gelten somit folgende Beziehungen:

$$\overline{\Psi + \Phi} = \overline{\Psi} + \overline{\Phi}, \quad \overline{a\Psi} = a\overline{\Psi}, \quad \overline{\overline{\Psi}} = \overline{\Psi}, \quad \overline{\Psi'} = 0. \quad (5.10)$$

$a$  bezeichnet dabei eine Konstante. Außerdem gilt für die räumliche und zeitliche Ableitung:

$$\frac{\partial \overline{\Psi}}{\partial t} = \overline{\frac{\partial \Psi}{\partial t}}, \quad \frac{\partial \overline{\Psi}}{\partial x_k} = \overline{\frac{\partial \Psi}{\partial x_k}}. \quad (5.11)$$

Durch diese Zusammenhänge lassen sich die gefilterten Flüsse beziehungsweise Transporte, beispielsweise für den des Impulses, über

$$\overline{u_k u_i} = \overline{(\overline{u_k} + u'_k)(\overline{u_i} + u'_i)} = \overline{u_k} \overline{u_i} + \overline{u'_k u'_i} \quad (5.12)$$

ausdrücken. Der hierbei auftretende Term  $\overline{u'_k u'_i}$  ist der mathematische Ausdruck für den in Abschnitt 1.3 erwähnten Reynoldsschen Schubspannungstensor. Dabei sollte immer bedacht werden, dass  $\overline{u'_k u'_i}$  bei einem RANS-Modell sämtliche Turbulenz beinhaltet, während dieser Term bei dem LES-Modell PALM nur die aufgrund des obigen Volumenmittels entstandene subgridskalige Turbulenz beschreibt. Um diesen Sachverhalt klar voneinander abzugrenzen, werden die subgridskaligen Größen im Folgenden mit einem doppelten Strich  $\Psi''$  gekennzeichnet. Durch die Anwendung der Regeln (5.10) - (5.12) auf die Gleichungen (5.5), (5.6), (5.7), (??), ergibt sich das volumengemittelte beziehungsweise gefilterte Gleichungssystem von PALM für eine trockene Atmosphäre:

$$\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial t} = -\frac{\partial \overline{u_k} \overline{u_i}}{\partial x_k} - \epsilon_{ijk} f_j \overline{u_k} + \epsilon_{i3k} f_3 \overline{u_{G_k}} - \frac{1}{\rho_0} \frac{\partial \overline{p^*}}{\partial x_i} + g \frac{\overline{\theta} - \theta_0}{\theta_0} \delta_{i3} - \frac{\partial \overline{u'_k u'_i}}{\partial x_k}, \quad (5.13)$$

$$\frac{\partial \overline{u_k}}{\partial x_k} = 0, \quad (5.14)$$

$$\frac{\partial \overline{\theta}}{\partial t} = -\frac{\partial \overline{u_k} \overline{\theta}}{\partial x_k} - \frac{\partial \overline{u'_k \theta''}}{\partial x_k}, \quad (5.15)$$

$$\frac{\partial \overline{\psi}}{\partial t} = -\frac{\partial \overline{u_k} \overline{\psi}}{\partial x_k} - \frac{\partial \overline{u'_k \psi''}}{\partial x_k} + Q_\psi. \quad (5.16)$$

Dabei wurden die molekularen Diffusionsterme gegenüber den turbulenten Transporten vernachlässigt. Dies ist für typische Reynolds-Zahlen in der Atmosphäre von deutlich größer als eins gerechtfertigt, wie anhand einer Skalenanalyse gezeigt werden kann (z. B. Giersch, 2014, S. 13f.). Tatsächlich wird in PALM anstatt der gemittelten NSG gemäß Gleichung (5.13) eine alternative Darstellung verwendet. Diese lautet unter Verwendung des modifizierten Stördrucks  $\pi^* = p^* + \frac{2}{3} \rho_0 e$  und der Definition der SGS-TKE  $e = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i}$  wie folgt:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial t} = & -\frac{\partial \overline{u_k} \overline{u_i}}{\partial x_k} - \epsilon_{ijk} f_j \overline{u_k} + \epsilon_{i3k} f_3 \overline{u_{G_k}} - \frac{1}{\rho_0} \frac{\partial \overline{\pi^*}}{\partial x_i} \\ & + g \frac{\overline{\theta} - \theta_0}{\theta_0} \delta_{i3} - \frac{\partial}{\partial x_k} \left( \overline{u'_k u'_i} - \frac{2}{3} \overline{e} \delta_{ik} \right). \end{aligned} \quad (5.17)$$

Der Hintergedanke dieser Umformung ist die Tatsache, dass PALM einen expliziten Parametrisierungsansatz für den Term

$$\frac{\partial}{\partial x_k} \left( \overline{u_k'' u_i''} - \frac{2}{3} \bar{e} \delta_{ik} \right)$$

verwendet (vgl. Maronga et al., 2015).

Als letzte prognostische Gleichung muss in PALM noch diejenige für die SGS-TKE gelöst werden. Diese ist ein wichtiger Teil des Subskalenmodells, welches unter anderem dazu dient, die subskaligen Transportprozesse von Wärme, Impuls, Feuchte und anderen skalaren Größen durch Parametrisierungen zu erfassen. Das Subskalenmodell soll daher die Auswirkungen der nicht aufgelösten Anteile der Strömung auf die aufgelösten repräsentieren und eine Schließung des Gleichungssystems ermöglichen. Eine ebenso wichtige Aufgabe des Subskalenmodells besteht darin, den physikalischen Prozess der Energiekaskade (vgl. Abschnitt 1.2) möglichst gut zu approximieren und für die nötige Dissipation von turbulenter kinetischer Energie zu sorgen (Fröhlich, 2006, S. 151 ff.). Um eben genau diesen Anforderungen in PALM gerecht zu werden, bedarf es unter anderem einer prognostischen Gleichung für die SGS-TKE, welche wie folgt lautet:

$$\frac{\partial \bar{e}}{\partial t} = -\frac{\partial \bar{u}_k \bar{e}}{\partial x_k} - \overline{u_k'' u_i''} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_k} + \frac{g}{\theta_0} \overline{u_3'' \theta''} - \frac{\partial}{\partial x_k} \left[ \overline{u_k'' \left( e + \frac{p''}{\rho_0} \right)} \right] - \epsilon. \quad (5.18)$$

$\epsilon$  spiegelt die für die Vernichtung von TKE verantwortliche viskose SGS-Dissipationsrate innerhalb eines Gittervolumens wieder und ist über die Beziehung

$$\epsilon = \nu \overline{\left( \frac{\partial u_i''}{\partial x_k} \right)^2} \quad (5.19)$$

festgelegt. Die restlichen Terme in Gleichung 5.18 beschreiben von links nach rechts die lokale zeitliche Änderung der SGS-TKE durch Advektion, Scherung, Auftriebskräfte und Divergenzen des subgridskaligen turbulenten Flusses von SGS-TKE beziehungsweise von subgridskaligen Druckschwankungen.

Damit das Gleichungssystem von PALM und damit alle sechs grundlegenden prognostischen Gleichungen überhaupt gelöst werden können, müssen noch Parametrisierungsansätze definiert werden, die sämtliche subgridskaligen Flüsse auf die mittleren Größen zurückführen. Hierfür wird im Subskalenmodell das Konzept von Moeng und Wyngaard (1988) und Saiki et al. (2000) verwendet, welches einer modifizierten Version des ursprünglichen Ansatzes von Deardorff (1980) entspricht. Die genaue Umsetzung des Subskalenmodells in PALM kann in der Veröffentlichung von Maronga et al. (2015) nachgelesen werden. In dieser sind auch die notwendigen Parametrisierungsansätze zur Schließung des obigen Gleichungssystems aufgeführt.

Anhand der in diesem Abschnitt gezeigten Gleichungen wird schnell deutlich, dass die Windfeldgenerierung durch PALM einen gänzlich anderen Ansatz verfolgt als die synthetische Erzeugung turbulenter Windfelder mittels des in FG implementierten Dryden-Modells. Der grundlegende Unterschied besteht darin, dass PALM das gesamte atmosphärische Windfeld über physikalische Erhaltungsgleichungen entsprechend der aktuellen meteorologischen Situation berechnet, während in FG die mittleren Winde direkt und die turbulenten Signale indirekt über Spektren, Turbu-

lenskalen und Standardabweichungen vorgegeben werden. Aufgrund dieser unterschiedlichen Ansätze ist es wahrscheinlich, dass die Windfelder von FG und PALM für dieselbe synoptische Situation signifikant voneinander abweichen werden. Eine entsprechende Überprüfung hiervon findet in Abschnitt 8.3 statt.

Für FG wurde bereits in den Unterabschnitten 3.2.2 und 4.2.2 die notwendige Diskretisierung der zugrundeliegenden kontinuierlich definierten Gleichungen zur Erzeugung des turbulenten Windfeldes diskutiert. Aus diesem Grund soll dasselbe im nächsten Abschnitt auch für das Modell PALM geschehen.

## 5.2 Zeitliche und räumliche Diskretisierung

Die numerische Lösung der in Abschnitt 5.1 kontinuierlich definierten Gleichungen erfordert einen grundlegenden Ansatz zur Diskretisierung. In PALM wird hierfür die Finite-Differenzen-Methode verwendet, bei der die Differentialoperatoren in finite Differenzen überführt werden ( $\partial x_i \rightarrow \Delta x_i$ ,  $\partial t \rightarrow \Delta t$ ). Dadurch ist eine kontinuierliche Bestimmung der Variablen in Raum und Zeit nicht mehr möglich, sodass die Zustandsgrößen nur an diskreten Raumpunkten und zu diskreten Zeitpunkten definiert sind. Für die dreidimensionale Diskretisierung im Raum wird in PALM ein rechtwinkliges und versetztes Arakawa-C-Gitter (Harlow und Welch, 1965; Arakawa und Lamb, 1977) verwendet. Die prinzipielle Anordnung der Variablen in solch einem Gitter ist in Abbildung 5.1 gezeigt. So sind die skalaren Größen, wie zum Beispiel der Stördruck, im Zentrum eines Quaders mit den Seitenlängen  $\Delta x$ ,  $\Delta y$  und  $\Delta z$  definiert. Die horizontalen Geschwindigkeitskomponenten  $u$  und  $v$  sind um eine halbe Gitterweite in negativer  $x$ -Richtung beziehungsweise  $y$ -Richtung versetzt, während die Vertikalgeschwindigkeit  $w$  um eine halbe Gitterweite in positiver  $z$ -Richtung

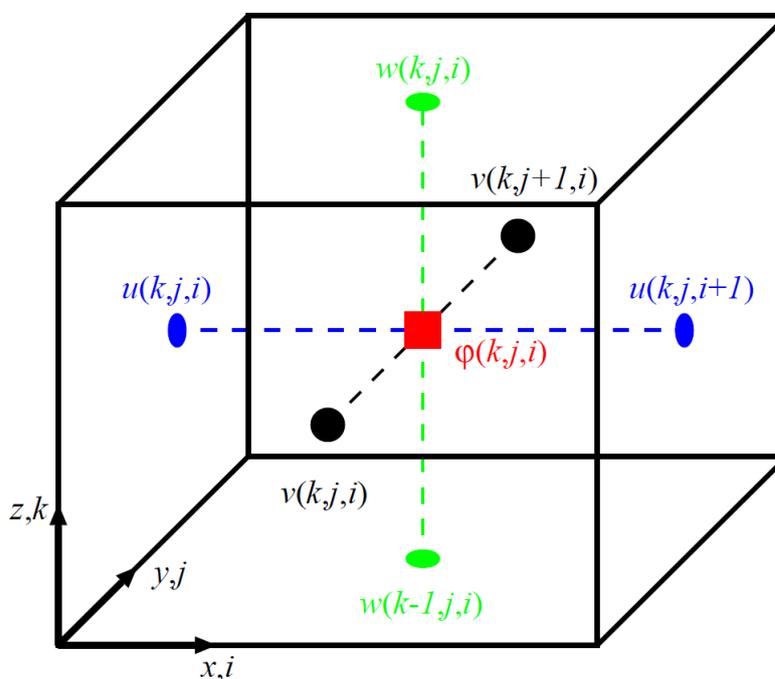


Abbildung 5.1: Anordnung der Variablen in einem Arakawa-C-Gitter. Die Indizes  $i$ ,  $j$  und  $k$  beziehen sich auf bestimmte Gitterpunkte entlang der Raumrichtungen  $x$ ,  $y$  und  $z$ . Skalare Größen, hier mit  $\varphi$  gekennzeichnet, sind im Zentrum der Gitterbox angeordnet, während die Geschwindigkeitskomponenten am Rand einer Gitterbox definiert sind (Maronga et al., 2015).

verschoben ist. Eine solche Anordnung der Variablen ermöglicht es, die räumlichen Ableitungen der Windgeschwindigkeitskomponenten im Zentrum des Quaders und die der Skalare an den Rändern einer Gitterbox zu definieren. Dadurch werden die Ableitungen nur über eine Rasterlänge beziehungsweise Gitterweite hinweg ermittelt und die effektive räumliche Auflösung des Modells verdoppelt sich (vgl. Pielke, 2002). PALM verwendet bei der räumlichen Diskretisierung eine äquidistante Gitterweite jeweils in  $x$ - und  $y$ -Richtung.  $\Delta z$  kann hingegen variieren. So besteht die Option, ab einer gewissen Höhe das Gitter vertikal zu strecken, wodurch Rechenzeit eingespart werden kann. Eine Streckung des Gitters sollte jedoch immer erst über der AGS, das heißt innerhalb der deutlich weniger turbulenten freien Atmosphäre, erfolgen, da hier eine geringere räumliche Auflösung die auftretenden Strukturen ausreichend auflöst.

In Abschnitt 5.1 ist an den prognostischen Gleichungen zu erkennen, dass eine dreidimensionale Advektionsgleichung

$$\frac{\partial \bar{\Psi}}{\partial t} = - \frac{\partial u \bar{\Psi}}{\partial x} - \frac{\partial v \bar{\Psi}}{\partial y} - \frac{\partial w \bar{\Psi}}{\partial z} \quad (5.20)$$

einer beliebigen gefilterten Größe  $\bar{\Psi}$  gelöst werden muss. Zur Diskretisierung von (5.20) stellt PALM mehrere Möglichkeiten zur Verfügung. Standardmäßig wird die räumliche Diskretisierung nach einem *Upwind*-Verfahren fünfter Ordnung von Wicker und Skamarock (2002) durchgeführt. Gleichzeitig wird für die zeitliche Integration ein dreistufiges Runge-Kutta-Verfahren nach Williamson (1980) verwendet. Hierbei werden die entsprechenden Tendenzterme  $f(t, \bar{\Psi})$ , welche die zeitliche Änderung einer Variable gemäß

$$\frac{d}{dt} \bar{\Psi}(t, x_i) = f(t, \bar{\Psi}) \quad (5.21)$$

festlegen, zu drei unterschiedlichen Teilschritten berechnet. Anschließend erfolgt eine gewichtete Mittelung der Tendenzen, um schließlich  $\bar{\Psi}$  zum Zeitpunkt  $t^n + \Delta t$  zu ermitteln. Die Kombination des dreistufigen Runge-Kutta-Verfahrens mit dem *Upwind*-Verfahren fünfter Ordnung ermöglicht gemäß der Veröffentlichung von Wicker und Skamarock (2002) das beste Resultat bezüglich Effizienz und Komplexität. Neben dem *Upwind*-Verfahren fünfter Ordnung kann noch eine weitere und weniger genaue Methodik zur räumlichen Diskretisierung der Advektionsterme verwendet werden. Gemeint ist hiermit das Verfahren zweiter Ordnung von Piacsek und Williams (1970), welches sich weniger dissipativ verhält als das *Upwind*-Verfahren von Wicker und Skamarock (2002). Allerdings muss dafür eine deutlich höhere numerische Dispersion in Kauf genommen werden. Auch in Bezug zur zeitlichen Integration stehen mit dem Euler-Verfahren und dem zweistufigen Runge-Kutta-Verfahren weitere Ansätze in PALM zur Verfügung. Für nähere Informationen hinsichtlich der Eigenschaften und Umsetzung der numerischen Verfahren in PALM sei vor allem auf Sühling (2010) verwiesen.

Bei der zeitlichen Integration sollte bedacht werden, dass zur Sicherstellung der numerischen Stabilität, das Courant-Friedrichs-Lewy-Kriterium (Courant et al., 1928)

$$\Delta t_{\text{CFL}} \leq \min \left( \frac{\Delta x_i}{\bar{u}_{i_{\text{max}}}} \right) \quad (5.22)$$

und das Diffusionskriterium (Roache, 1976)

$$\Delta t_{\text{Diff}} \leq \frac{1}{8} \cdot \min \left( \frac{\Delta x_i^2}{\max(K_m, K_h)} \right) \quad (5.23)$$

erfüllt sein müssen. Hierbei kennzeichnet  $K_m$  den turbulenten Diffusionskoeffizienten des Impulses und  $K_h$  denjenigen für Wärme. Darüber hinaus beschreibt  $\bar{u}_{i_{\max}}$  die maximale Geschwindigkeit entlang einer Raumrichtung im Simulationsgebiet. Die Zusammenführung von (5.22) und (5.23) ergibt

$$\Delta t \leq f_{\text{dt}} \cdot \min(\Delta t_{\text{CFL}}, \Delta t_{\text{Diff}}) \quad (5.24)$$

mit  $f_{\text{dt}}$  einem vom verwendeten Zeitschrittverfahren abhängigen Sicherheitsfaktor. Beim dreistufigen Runge-Kutta-Verfahren beträgt dieser 0,9. Somit wird  $\Delta t$  in PALM nach Gleichung (5.24) zu jedem diskreten Zeitpunkt  $t^n$  neu berechnet.

Eine besondere Aufmerksamkeit im Rahmen der Umsetzung des kontinuierlichen Gleichungssystems muss der Divergenzfreiheit der Strömung gewidmet werden, die von der Boussinesq-Approximation gefordert wird. Aufgrund der numerischen Integration der Gleichungen aus Abschnitt 5.1 ist die Strömung jedoch nicht divergenzfrei. Um diese dennoch sicherzustellen, ist in PALM eine Prädiktor-Korrektor Methode nach Patrinos und Kistler (1977) implementiert. Diese wird in Maronga et al. (2015) mit den für das Modell PALM wichtigen Inhalten beschrieben. Das Resultat der Methode ist eine lineare partielle Differentialgleichung zweiter Ordnung die gelöst werden muss:

$$\frac{\partial^2 \bar{\pi}^{*t}}{\partial x_i^2} = \frac{\rho_0}{\Delta t} \frac{\partial \bar{u}_{i_{\text{vorl.}}}^{t+\Delta t}}{\partial x_i}. \quad (5.25)$$

Hierbei kennzeichnet  $\bar{u}_{i_{\text{vorl.}}}$  das sogenannte vorläufige und in der Regel divergenzbehaftete Geschwindigkeitsfeld zum nächsten Zeitpunkt  $t + \Delta t$ . Die Form der Gleichung (5.25) wird in der Literatur auch als Poisson-Gleichung oder elliptische Differentialgleichung bezeichnet. Wenn die zeitliche Integration nicht mit dem Euler-, sondern dem standardmäßigem Runge-Kutta-Verfahren durchgeführt wird, berechnet PALM die Poisson-Gleichung und damit  $\bar{\pi}^*$  zu jedem der drei Teilschritte. Nach welchem Verfahren Gleichung (5.25) gelöst werden sollte beziehungsweise kann, hängt von mehreren Faktoren wie der Modellgebietsaufteilung, der Geschwindigkeit des Algorithmus oder den gewählten Randbedingungen ab. Grundsätzlich stehen in PALM folgende Verfahren zur Verfügung:

1. die Lösung eines linearen Gleichungssystems mit tridiagonaler Matrix im Phasenraum (z. B. Schumann und Sweet, 1988),
2. das iterative Überrelaxationsverfahren (engl. *Successive Over Relaxation Method*) und
3. das Mehrgitter (engl. Multigrid)-Verfahren (z. B. Hackbusch, 1985), welches wiederum auf das Gauss-Seidel-Verfahren angewendet auf jedem Gitterlevel zurückgreift.

Für den Fall, dass zur Lösung von (5.25) der erste Punkt angewendet wird, stehen wiederum unterschiedliche schnelle Fourier-Transformations (engl. *Fast Fourier Transform*, FFT)-Methodiken für die Aufstellung eines linearen Gleichungssystems im Phasenraum zur Verfügung. Gemeint

sind die optimierte und dadurch rechnerisch sehr schnelle FFT-Methode nach Temperton (1992) sowie die deutlich langsamere dafür aber weniger einschränkende FFT-Methode nach Singleton (1969). Beim dritten Punkt gilt es darauf zu achten, dass die Konvergenz des Verfahrens entscheidend von der Anzahl der sogenannten V- oder W-Zyklen und der Anzahl an auf jedem Gitterlevel durchgeführten Iterationen abhängt. Die Lösung der Poisson-Gleichung ausschließlich über das Überrelaxationsverfahren ist hingegen veraltet und sollte aufgrund der deutlich höheren Rechenzeit im Vergleich zu Punkt eins und drei nur noch zu Testzwecken verwendet werden. Für gewöhnlich ist bei Verwendung einer FFT-Methode (Punkt eins) die Reduzierung der Divergenz am größten.

Wie bereits aufgeführt, können die verwendeten numerischen Methodiken nicht beliebig ausgewählt werden. Unter anderem spielen hierfür die eingestellten Randbedingungen eine entscheidende Rolle. Aufgrund dessen soll im nächsten Abschnitt neben den ebenso für die Entwicklung der Strömung wichtigen Anfangsbedingungen ein Überblick über die in PALM zur Verfügung stehenden Randbedingungen gegeben werden.

### 5.3 Anfangs- und Randbedingungen

Die Entwicklung der turbulenten atmosphärischen Strömung in PALM ist maßgeblich von den gewählten Anfangs- und Randbedingungen abhängig, welche zusätzlich noch die verwendeten numerischen Methoden beeinflussen können. In PALM stehen zur Erzeugung des Anfangszustandes mehrere Möglichkeiten zur Verfügung. Für gewöhnlich wird das Modell über gemittelte und horizontal homogene Vertikalprofile der potentiellen Temperatur und der horizontalen Windgeschwindigkeitskomponenten initialisiert. Zudem können, um Turbulenz auszulösen, gleichmäßig verteilte Zufallsschwankungen mit einer vom Benutzer definierten Amplitude auf das horizontale Geschwindigkeitsfeld addiert werden.

Die grundsätzliche Vorgehensweise bei der Bestimmung der anfänglichen Vertikalprofile zu Beginn eines Modelllaufs ist die Festlegung von Gradienten beginnend in bestimmten Höhenniveaus und die explizite Angabe eines Bodenwertes. Diese Methodik wird im Folgenden auch für die Windgeschwindigkeitskomponenten  $u$  und  $v$  angewendet, um die 3D-Windfelder zu generieren, die in den Flugsimulator eingespeist werden sollen (vgl. Abschnitt 6). Weitere Möglichkeiten zur Initialisierung des Modells sind die explizite Vorgabe der horizontalen Windgeschwindigkeitskomponenten in unterschiedlichen Höhen (z. B. aus Beobachtungsdaten), das *user interface* zur Vorgabe der 3D-Felder, die Verwendung eines vorgeschalteten 1D-Modells, das Einlesen sogenannter *restart* Daten zur Fortsetzung eines Hauptlaufs und das zyklische Auffüllen des Modellgebiets eines Hauptlaufs mit 3D-Daten aus einem Vorlauf. Letzteres ist zu empfehlen, wenn das im Folgenden erklärte Prinzip des turbulenten Einströmens verwendet werden soll.

Neben der Initialisierung eines numerischen Strömungssimulationsmodells ist ebenso die Vorgabe von Randwerten entscheidend für die Entwicklung der Strömung. Hierbei ist insbesondere der untere Rand stellvertretend für die Erdoberfläche von Bedeutung, da dieser, anders als die übrigen Ränder, auch in der Realität das Verhalten der bodennahen Strömung im hohen Maße beeinflusst. Die seitlichen Ränder treten zusammen mit dem oberen Rand in der Realität jedoch nicht in Erscheinung, sodass deren Einfluss auf die Strömungsverhältnisse möglichst gering gehalten werden sollte.

Grundsätzlich wird in PALM bezogen auf den unteren und oberen Rand zwischen Dirichlet- und

Neumann-Randbedingungen unterschieden. Eine Dirichlet-Randbedingung impliziert die Vorgabe fester Werte für die im Abschnitt 5.1 aufgeführten und relevanten Größen<sup>9</sup>  $\bar{u}$ ,  $\bar{v}$ ,  $\bar{\theta}$ ,  $\bar{\pi}^*$  und  $\bar{e}$ . Beispielsweise würde für die horizontalen Windgeschwindigkeitskomponenten unter Verwendung der Dirichlet-Randbedingung für den unteren beziehungsweise oben Rand folgendes gelten:

$$\begin{aligned} \text{unten:} \quad & \bar{u}(k=0) = 0, & \bar{v}(k=0) = 0, \\ \text{oben:} \quad & \bar{u}(k=nz+1) = u_G(nz+1), & \bar{v}(k=nz+1) = v_G(nz+1). \end{aligned}$$

Der Parameter  $k$  bezieht sich hierbei auf die vertikale Position im diskreten Modellgebiet. Außerdem kennzeichnet  $nz$  die höchste Gitterebene, auf welcher die prognostischen Gleichungen noch gelöst werden. Bei der Verwendung von Neumann-Randbedingungen sind hingegen die örtlichen Ableitungen an den Modellgebietsgrenzen normal zum Rand definiert. Für die horizontalen Geschwindigkeitskomponenten ergibt sich in diesem Fall

$$\begin{aligned} \text{unten:} \quad & \bar{u}(k=0) = \bar{u}(k=1), & \bar{v}(k=0) = \bar{v}(k=1), \\ \text{oben:} \quad & \bar{u}(k=nz+1) = \bar{u}(k=nz), & \bar{v}(k=nz+1) = \bar{v}(k=nz). \end{aligned}$$

Den obigen Gleichungen entsprechend würde eine Dirichlet-Randbedingung in PALM zu einer Haftreibungsbedingung (engl. *no-slip condition*) führen, während eine Neumann-Randbedingung mit der sogenannten Gleitreibungsbedingung (engl. *free-slip condition*) gleichzusetzen ist. PALM ermöglicht es zudem hinsichtlich der SGS-Flüsse, dessen Berechnung im Modellgebiet für skalare Größen  $\Psi$  über den Gradientansatz

$$\overline{u_i'' \Psi''} = -K_h \frac{\partial \bar{\Psi}}{\partial x_i} \quad (5.26)$$

und für die Impulsflüsse über den Zusammenhang

$$\overline{u_i'' u_j''} = -2K_m s_{ij} + \frac{2}{3} \bar{e} \delta_{ij} = -K_m \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \bar{e} \delta_{ij} \quad (5.27)$$

erfolgt, Randwerte zu setzen. Hierbei steht  $s_{ij}$  für den Deformationstensor (engl. *strain rate tensor*) gemäß

$$s_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right). \quad (5.28)$$

Standardmäßig geschieht eine explizite Vorgabe der SGS-Flüsse jedoch nicht. Stattdessen werden am oberen Rand ( $k = nz$ ) die Flüsse unter Verwendung des Gradientansatzes berechnet, während für den Bereich zwischen dem Boden ( $z = 0 \text{ m} \hat{=} k = 0$ ) und dem ersten Gitterniveau ( $z = 0,5 \cdot \Delta z \hat{=} k = 1$ ) eine Prandtl-Schicht (engl. *constant flux layer*) angenommen wird. Die Berechnungen innerhalb der Prandtl-Schicht basieren auf der lokal angewendeten Monin-Obukhov'schen Ähnlichkeitstheorie, wodurch neben den horizontalen Windkomponenten auch die SGS-Flüsse ohne Verwendung eines einfachen Gradientansatzes berechnet werden können. Zentraler Bestandteil der Monin-Obukhov'schen Ähnlichkeitstheorie ist die Definition von dimensionslosen sogenannten

<sup>9</sup> Passive Skalare  $\psi$  sind im weiteren Verlauf nicht von Bedeutung und werden aus diesem Grund nicht mit aufgelistet.

Ähnlichkeitsfunktionen für den Impuls und skalare Größen wie  $\theta$ . Diese Funktionen beschreiben die von der Schichtung abhängigen vertikalen Wind- und Temperaturgradienten am Boden, welche wiederum durch die Multiplikation von charakteristischen Skalierungsparametern, wie zum Beispiel der Höhe  $z$  und der Schubspannungsgeschwindigkeit  $u_*$ , dimensionslos gemacht werden. Die lokale Anwendung der Monin-Obukhov'schen Ähnlichkeitstheorie hat maßgeblich zur Folge, dass die numerische Lösung an den untersten Gitterpunkten nicht der Realität entspricht, da die Theorie streng genommen nur für horizontal gemittelte Größen gültig ist (z. B. Stoll und Porté-Agel, 2006). So wird beispielsweise die bodennahe Windscherung überschätzt. Für weitere Informationen zur Berechnung der unteren Randwerte in PALM sei auf Maronga et al. (2015) verwiesen.

Neben dem unteren und oberen Rand existieren in PALM mit den seitlichen Rändern entlang der  $x$ -Achse (West-Ost-Ausrichtung) und der  $y$ -Achse (Süd-Nord-Ausrichtung) noch vier weitere Grenzflächen. Auch für diese müssen Randwerte definiert werden. Standardmäßig sind zyklische Randbedingungen für beide Raumrichtungen und alle Größen implementiert. Dies impliziert eine periodische Fortsetzung des Strömungsgebiets, sodass Strukturen, die über den Rand hinweg transportiert werden, auf der gegenüberliegenden Seite wiederholt auftreten können. Formal bedeutet dies Folgendes:

$$\bar{\Psi}(i = -1) = \bar{\Psi}(nx), \quad \bar{\Psi}(nx + 1) = \bar{\Psi}(0), \quad (5.29)$$

$$\bar{\Psi}(j = -1) = \bar{\Psi}(ny), \quad \bar{\Psi}(ny + 1) = \bar{\Psi}(0). \quad (5.30)$$

Die Variablen  $nx$  und  $ny$  beschreiben hierbei die Modellgebietsgrenzen in  $x$ - beziehungsweise  $y$ -Richtung, an denen die prognostischen Gleichungen zuletzt gelöst werden. Darüber hinaus ist es möglich, nicht-zyklische Randbedingungen entlang einer lateralen Raumrichtung zu nutzen. Denkbar wäre in diesem Zusammenhang die Verwendung des laminaren oder turbulenten Einströmens an einer Grenzfläche mit gleichzeitigem Ausströmrand (engl. oft *outlet*) an der gegenüberliegenden Seite. Dabei müssen in PALM entlang der anderen lateralen Raumrichtung weiterhin zyklische Randbedingungen gesetzt werden. Falls es sich um einen Einströmrand (engl. oft *inlet*) handelt, wird für nahezu alle Größen eine Dirichlet-Randbedingung entsprechend der vorgegebenen Anfangsprofile verwendet. Nur für  $\bar{e}$  und  $\bar{\pi}^*$  wird eine Neumann-Bedingung definiert (Gradient von null). Am Ausströmrand ist für die Geschwindigkeitskomponenten die Strahlungsrandbedingung nach Orlanski (1976) in PALM implementiert. Für die skalaren Größen hingegen wird am Ausströmrand mit einem Gradienten von null eine Neumann-Randbedingung verwendet. Grundsätzlich erfordert die Anwendung von nicht-zyklischen Randbedingungen das Mehrgitterverfahren zur Lösung der Poisson-Gleichung (vgl. Abschnitt 5.2).

In den nachfolgend vorgestellten PALM-Simulationen zur Generierung der Windfelder wird unter anderem turbulent in das Modellgebiet eingeströmt. Die hierfür verwendete Methodik wurde erstmals in Lund et al. (1998) beschrieben und später von Kataoka und Mizuno (2002) modifiziert. Das dahinterstehende Grundprinzip zur Bereitstellung zeitabhängiger turbulenter Einströmdaten als laterale Randbedingung basiert auf einen sogenannten Turbulenz-Recycling-Verfahren. Bei diesem wird das turbulente Signal von einer entlang der  $y$ -Achse definierten Recyclingebene abgegriffen und nach jedem Zeitschritt auf das zeitlich konstante mittlere Einströmprofil addiert. Allerdings ist in PALM diese Methodik zur Zeit ausschließlich für den linken

Modellrand (westliche Seite) implementiert, sodass Einström- und Ausströmrand bei Verwendung des Turbulenz-Recycling-Verfahrens immer links beziehungsweise rechts im Modellgebiet definiert sind. Detailliertere Informationen zum turbulenten Einströmen befinden sich in Maronga et al. (2015).

Eine letzte und spezielle Form von Randbedingungen bezogen auf die untere Grenzfläche beziehungsweise Erdoberfläche ist die Verwendung von Topographie. Diese wird bei den im weiteren Verlauf vorgestellten Flugsimulationen unter Annahme eines idealisierten heterogenen Geländes eine wichtige Rolle einnehmen (vgl. Kapitel 6 und Unterabschnitt 8.2.2). Aus diesem Grund folgt im nächsten Abschnitt eine kurze Einführung in die Implementierung von Topographie in PALM.

#### 5.4 Berücksichtigung von Topographie

Die Berücksichtigung der Topographie in PALM basiert auf einer modifizierten Version der sogenannten Maskierungsmethode (eng. *mask method*) von Briscolini und Santangelo (1989) (vgl. Letzel, 2007), wodurch in PALM zweidimensionale Höhenangaben von topographischen Elementen wie Gebäuden über eine ASCII-Datei eingespeist werden können. Dabei gilt es zu beachten, dass die eingelesenen Daten exakt mit dem verwendeten horizontalen Gitter übereinstimmen müssen. Als Resultat ergibt sich eine Topographie, bei der die Randflächen im Arakawa-C-Gitter so angeordnet sind, dass die Geschwindigkeitskomponenten normal zur Wand auch tatsächlich an dieser definiert sind. Dies erlaubt die direkte Implementierung von Randbedingungen für die wandnormalen Geschwindigkeiten, welche in PALM auf null gesetzt werden. Abbildung 5.2 verdeutlicht diesen Sachverhalt anhand eines grau unterlegten Quaders im dreidimensionalen Modellgebiet von PALM. Hierbei wurden zur Veranschaulichung des versetzten Gitters mit  $i_u$ ,  $j_v$  und  $k_w$  drei weitere Indizes eingeführt, sodass beispielsweise die diskreten Werte von  $u$  an der Stelle  $i_u$ ,  $j$  und  $k$  definiert sind. Insgesamt lässt sich die Darstellung von Gebäuden oder Orographie in PALM wie folgt zusammenfassen:

1. Kubische Hindernisse können direkt dargestellt werden, wenn sie mit dem numerischen Raster übereinstimmen. Ist dies nicht der Fall, muss eine Anpassung des Hindernisses an das Gitter erfolgen. Somit ist eine Gitterbox entweder 100 % Fluid oder 100 % Festkörper.
2. Lediglich am Boden befestigte Hindernisse sind zulässig, das heißt Löcher oder überhängende Strukturen wie beispielsweise bei Innenhöfen können nicht berücksichtigt werden.
3. Die Topographie ist fest und kann sich nicht bewegen.

Durch diese Herangehensweise ergibt sich basierend auf dem Index  $k$  und zwei zweidimensionalen Höhenindexfeldern jeweils für  $u$ ,  $v$ ,  $w$  und skalare Größen eine Modellgebietsaufteilung mit drei unterschiedlichen Regionen:

- A. Gitterpunkte im freien Fluid ohne angrenzender Wand, an denen ausschließlich der Standardcode von PALM ausgeführt wird,
- B. Gitterpunkte neben Wänden, die zusätzlichen Programmcode benötigen und
- C. Gitterpunkte innerhalb der Topographie oder direkt an den Wänden, die von den Berechnungen ausgenommen sind.

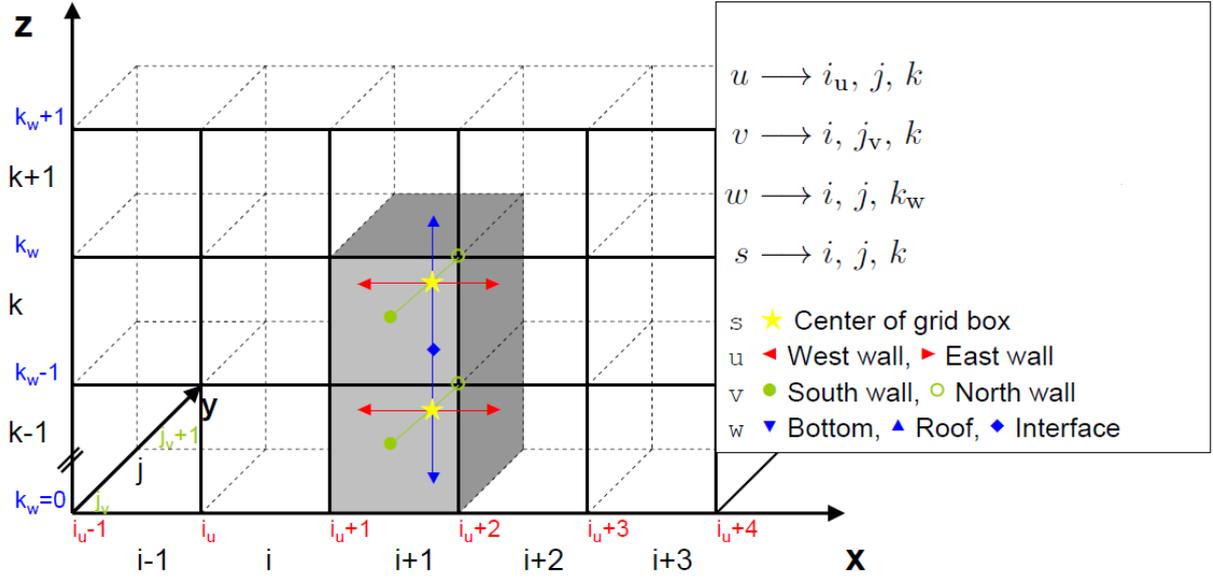


Abbildung 5.2: Dreidimensionale Anordnung der Topographie auf dem Arakawa-C-Gitter.  $i_u$ ,  $j_v$  und  $k_w$  beschreiben zur Veranschaulichung des versetzten Gitters drei weitere Indizes für die Windgeschwindigkeitskomponenten  $u$ ,  $v$  und  $w$ .  $s$  kennzeichnet in diesem Fall alle skalare Größen (in Anlehnung an Letzel, 2007).

Die Region C impliziert, dass für die Geschwindigkeitskomponenten  $u$ ,  $v$  und  $w$  ein Wert von null an den entsprechenden Gitterpunkten angenommen wird. Die Abbildung 5.3 soll die Aufteilung des Modellgebiets gemäß der obigen Aufzählung am Beispiel der  $xz$ -Ebene verdeutlichen. Hierbei haben die jeweiligen im Code implementierten Höhenindexfelder `nzb_u|w|s_inner|outer` außerhalb ihrer zugeordneten Linien einen Wert von 0. Innerhalb hingegen repräsentieren die Felder einen Index entsprechend der Gebäudehöhe, welcher aufgrund des versetzten Gitters auf unterschiedliche Höhenniveaus hindeuten kann. Da die eigentliche Obergrenze der Gebäude immer auf dem w-Gitter liegt, verweist `nzb_u|s_inner|outer` auf das Niveau  $k + 1$  und `nzb_w_inner|outer` auf  $k_w + 1$ . Dementsprechend ergibt sich bezogen auf die zuvor definierten Regionen am Beispiel skalarer Größen  $s$  folgende Vorgehensweise:

- $k > \text{nzb\_s\_outer}(i, j) \rightarrow$  Region A,
- $\text{nzb\_s\_inner}(i, j) < k \leq \text{nzb\_s\_outer}(i, j) \rightarrow$  Region B,
- $0 \leq k \leq \text{nzb\_s\_inner}(i, j) \rightarrow$  Region C.

Die Definition von Topographie erfordert analog zur Erdoberfläche Randbedingungen für weitere Grenzflächen, die sowohl in der Realität als auch in der Simulation physikalisch wirksam sind. Zum einen werden, wie zuvor bereits erwähnt, die wandnormalen Geschwindigkeiten auf null gesetzt. Zum anderen besteht in PALM die Möglichkeit für einige skalare Größen (z. B.  $\theta$ ) einen kinematischen Fluss an den Gebäudewänden vorzugeben. Dabei kann jede Gebäudewand einzeln mit einem Fluss belegt werden. Die Zuweisung von konkreten Werten für die jeweilige skalare Größe ist hingegen nur für die horizontal ausgerichtete Dachfläche möglich. Der gesetzte Wert stimmt dabei immer mit demjenigen von der Erdoberfläche überein. Die sich ergebenden Flüsse zwischen dem Dach und dem ersten Gitterpunkt darüber werden dann analog zur Erdoberfläche

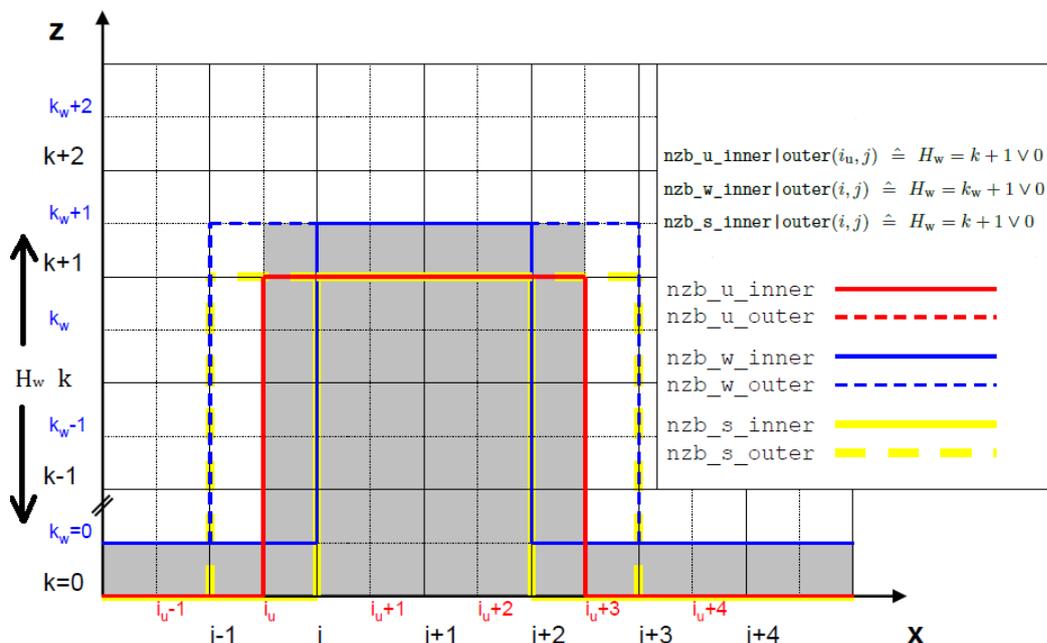


Abbildung 5.3: Umsetzung der zweieinhalbdimensionalen Topographie in PALM am Beispiel eines  $xz$ -Querschnittes. Die Gebäudeindexhöhe  $H_w$ , welche von den zweidimensionalen Feldern  $nzb\_u|w|s\_inner|outer$  gespeichert wird, wäre innerhalb der jeweiligen Linien in diesem Beispiel  $k_w + 1$  und außerhalb null (in Ahnlehnung an Letzel, 2007).

über die Monin-Obukhov'sche Ähnlichkeitstheorie bestimmt. Für die vertikalen Wände wird ohne die Vorgabe von Flüssen immer eine neutrale Schichtung unmittelbar an der Wand angenommen, wodurch sich nach der Monin-Obukhov'schen Ähnlichkeitstheorie auch keine Flüsse ergeben. Nachdem nun mit PALM das zweite relevante Modell mit den für diese Arbeit wichtigen Bestandteilen beschrieben wurde, sollen im nächsten Kapitel die Set-ups vorgestellt werden, mit denen die relevanten PALM-Windfelder für die Flüge im homogenen und heterogenen Gelände erzeugt werden.

## 6 Erzeugung der 3D-Windfelddaten mit PALM

Zur Generierung der Windfelder wird mit der PALM-Revisionsnummer 2036 gearbeitet, mit der insgesamt drei unterschiedliche Windsituationen simuliert werden. Die erste Simulation dient zur Generierung eines Testfeldes, mit dessen Hilfe die richtige Funktionsweise der Kopplung beider Modelle in Kapitel 7 gezeigt werden soll. Vorausgesetzt wird hierbei ein Starkwindereignis durch die Vorgabe eines geostrophischen Windes von  $30 \text{ m s}^{-1}$  aus westlicher Richtung, wobei zur Initialisierung des Modells der Einfachheit halber von höhenkonstanten Anfangsprofilen ausgegangen wird. Solch eine synoptische Situation tritt des Öfteren im mitteleuropäischen Herbst oder Winter auf und ist bekannt für außergewöhnlich starke Böen. Ein prominentes Beispiel in diesem Zusammenhang ist der im Januar 2007 aufgetretene Sturm *Kyrill*. Die in der AGS generierte Turbulenz während eines solchen Sturmereignisses ist auf die ausgeprägte Windscherung zurückzuführen, welche durch die hohen ungestörten Windgeschwindigkeiten in der freien Atmosphäre und die Oberflächenreibung am Erdboden hervorgerufen wird. Die typische Schichtung in einem solch starken Tiefdruckgebiet kann als nahezu neutral angesehen werden, weswegen für die Simulation eine neutral geschichtete Atmosphäre angenommen wird. Darüber hinaus soll die Berücksichtigung von Topographie vorerst keine Rolle spielen, weshalb mit einer konstanten und für Flughafenumgebungen typischen Rauheitslänge von  $0,1 \text{ m}$  simuliert wird (vgl. Krüs, 2016; Knigge und Raasch, 2016a). Um zusätzlich die Position der im Folgenden verwendeten Flughafenumgebung zu berücksichtigen, erfolgt eine Anpassung des Breitengrades auf  $37,62^\circ$ . Dies entspricht der Lage des internationalen Flughafens in San Francisco. Des Weiteren wird zur Lösung der Poisson-Gleichung die FFT-Methode nach Temperton (1992) verwendet (vgl. Abschnitt 5.2). Die Initialisierung des Modells erfolgt unter Annahme höhenkonstanter Profile der jeweiligen Größen.

Das Modellgebiet von PALM für die zuvor beschriebene Simulation ist in Abbildung 6.1 als Horizontalschnitt dargestellt. So beträgt die Gitterweite konstant fünf Meter sowohl in den beiden horizontalen Richtungen als auch bodennah in der Vertikalen. Dadurch können alle Wirbel mit

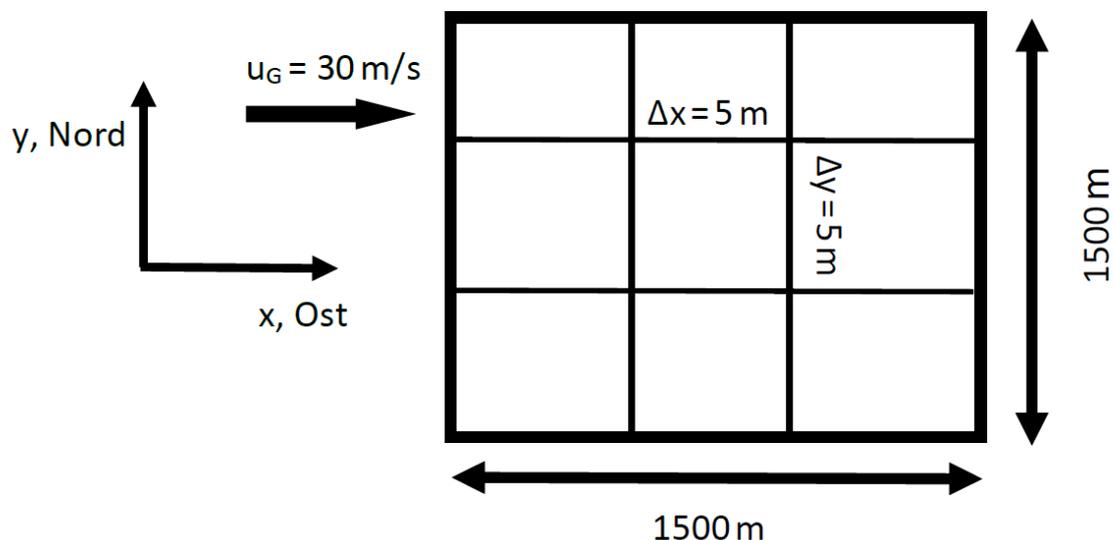


Abbildung 6.1: Verwendetes Modellgebiet für die Situation ohne Topographie.

einer Größenordnung entsprechend der Flügelspannweite typischer Passagiermaschinen explizit aufgelöst werden. Dies ist von zentraler Bedeutung, da diese Wirbel das Flugverhalten hauptsächlich beeinflussen. Das verwendete Gitter deckt insgesamt ein  $1500\text{ m} \times 1500\text{ m}$  großes Gebiet ab. Daraus resultiert wiederum eine Gitterpunktanzahl von  $300 \times 300$ . Entlang der  $z$ -Achse beträgt die Anzahl der Gitterpunkte 180. Zudem wird in vertikaler Richtung das Gitter beginnend bei  $z = 600\text{ m}$  mit einem Faktor von 1,08 gestreckt, wodurch Rechenzeit eingespart werden kann. Gleichzeitig ist es durch die gewählte vertikale Auflösung möglich sowohl die AGS als auch den für die Flugsimulationen relevanten Bereich ( $z \leq 305\text{ m}$ ) über genügend Gitterebenen zu repräsentieren. Somit reicht das gesamte Modellgebiet bis in eine Höhe von mehr als 7 km. Solch große Höhen sind bei hohen Windgeschwindigkeiten notwendig, um eine von der Obergrenze des Modellgebiets unabhängige Entwicklung der Vertikalprofile zu ermöglichen. Die übrigen von PALM verwendeten Default-Einstellungen der Initialisierungsparameter bleiben unverändert und können in der Onlinedokumentation<sup>10</sup> nachgelesen werden.

Die gesamte Simulationszeit beträgt 24 h und wird auf 400 Rechenkernen durchgeführt. Nach dieser Zeit sind unerwünschte Trägheitsschwingungen, die unter anderem durch Oszillationen der Windgeschwindigkeitsmaxima sichtbar werden, für gewöhnlich noch nicht abgeklungen. Dennoch können die registrierten Windschwankungen von wenigen Prozent mit Hinblick auf die nachfolgenden Untersuchungen vernachlässigt werden. Somit ist ohne größere Einschränkungen bereits nach 24 h von einem quasi-stationären Zustand auszugehen. Für die Implementierung der Windfelder in FG werden nur die instantanen Winddaten zum Simulationsende im NetCDF-4 Format ausgegeben. Hierbei ist das Format durchaus relevant, da die Einspeisung der PALM-Winddaten gemäß der in Kapitel 7 beschriebenen Vorgehensweise nur mit NetCDF-4 Dateien funktioniert. Das Windfeld, in dem die konkreten Untersuchungen der finalen Landephase bei homogenem Untergrund stattfinden sollen (vgl. Abschnitt 8.2), wird ebenfalls mit dem zuvor vorgestellten Set-up generiert. Der einzige Unterschied besteht in der angenommenen Windrichtung. Während für den Fall des Testwindfeldes ein ungestörter geostrophischer Westwind ( $270^\circ$ ) vorgegeben wird, kommt dieser bei den untersuchten ILS-Landungen für den homogenen Fall aus ungefähr  $229^\circ$ . Dadurch weht der bodennahe Wind unter Berücksichtigung der Landebahnausrichtung des im Folgenden verwendeten Flughafens in San Francisco senkrecht zur Landebahn, sodass kritische Seitenwindlandungen untersucht werden können.

Für die Simulation des Windfeldes mit idealisiertem Gebäude wird dieselbe synoptische Situation angenommen. Allerdings soll das Gebäude bodennah senkrecht aus westlicher Richtung angeströmt werden, sodass dieses parallel zu den horizontalen Achsen und nicht stufenweise implementiert werden kann. Letzteres wäre bei nicht achsenparallelen Windrichtungen und senkrechter Anströmung des Gebäudes notwendig (vgl. Abschnitt 5.4). Um darüber hinaus die vom Gebäude ausgelösten Nachlaufeffekte nicht erneut durch die Verwendung von zyklischen Randbedingungen in das Modellgebiet zu bringen, wird in West-Ost-Richtung auf die Methodik des turbulenten Einströmens und die Strahlungsrandbedingung zurückgegriffen (vgl. Abschnitt 5.3). Das für das turbulente Einströmen erforderliche mittlere Einströmprofil wird mit einer Mittelungsdauer von 6 h aus einem Vorlauf gewonnen. Dessen Set-up ist nahezu identisch zu demjenigen des homogenen Falls mit Ausnahme der horizontalen Modellgebietsgröße von  $2000\text{ m} \times 1000\text{ m}$  ( $x \times y$ ) und der Simulationszeit von 36 h zum Erhalt einer quasi-stationären

---

<sup>10</sup> <http://palm.muk.uni-hannover.de>

Strömung. Zudem wird die Windrichtung des geostrophischen Windes aufgrund der Erfahrungen aus den Simulationen beim homogenen Gelände bezüglich der Drehung des Windvektors auf knapp  $291^\circ$  angepasst. Dadurch kommt der Wind bodennah aus der gewünschten westlichen Richtung. Auch der Hauptlauf wird mit einem geostrophischen Wind von  $30 \text{ m s}^{-1}$  aus derselben nordwestlichen Richtung angetrieben, wobei das Modellgebiet bei der Initialisierung mit den Daten aus dem Vorlauf zyklisch aufgefüllt wird. Darüber hinaus kann die Poisson-Gleichung für den modifizierten Stördruck im Hauptlauf nicht mehr über die FFT-Methode nach Temperton (1992) gelöst werden, da keine zyklischen Randbedingungen verwendet werden. Stattdessen wird auf das Mehrgitterverfahren zurückgegriffen. Die Rauigkeitslänge und die geographische Breite entsprechen hingegen weiterhin den Werten von der Simulation ohne Gebäude.

Das im heterogenen Fall verwendete Modellgebiet ist sowohl für den Vorlauf als auch für den Hauptlauf in Abbildung 6.2 dargestellt. So beträgt die horizontale Ausdehnung des Hauptlauf  $3000 \text{ m} \times 1000 \text{ m}$ . Die Gitterweiten entsprechen bodennah weiterhin  $5 \text{ m}$  in allen drei Raumrichtungen. Hieraus ergibt sich beim Hauptlauf bezogen auf die horizontale Ebene eine Gitterpunktanzahl von  $600 \times 200$ . Des Weiteren ist die Erstreckung des Modellgebiets in  $z$ -Richtung unverändert im Vergleich zur Simulation ohne Topographie. Außerdem zeigt die Abbildung 6.2 die Position der für das turbulente Einströmen notwendigen Recycling-Ebene. Diese befindet sich  $1500 \text{ m}$  entfernt vom westlichen Rand. Dadurch kann in der Simulation sichergestellt werden, dass nicht immer dieselben turbulenten Strukturen recycelt werden. Außerdem ist mit  $750 \text{ m}$  die Distanz der Recycling-Ebene zum stromabwärts liegenden Gebäude groß genug, um bei einem Modelllauf ausschließlich von der Topographie unbeeinflusste turbulente Signale abzugreifen. Ebenfalls veranschaulicht die Abbildung 6.2 die genaue Lage des Gebäudes im Modellgebiet von PALM. Die hierbei verwendeten Gebäudeabmessungen von  $200 \text{ m} \times 50 \text{ m} \times 45 \text{ m}$  (Länge  $\times$  Breite  $\times$  Höhe)

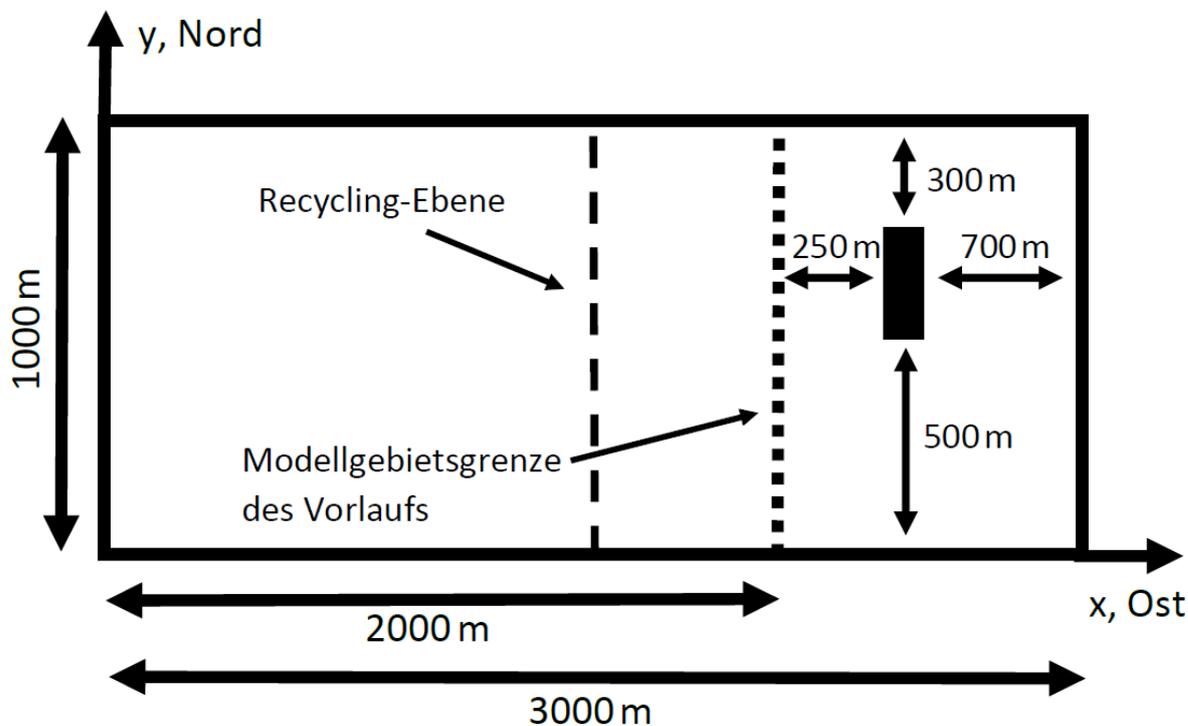


Abbildung 6.2: Verwendetes horizontales Modellgebiet für die heterogene Situation. Die Position des Gebäudes (geschwärztes Rechteck) ist über weitere Streckenangaben genauer spezifiziert.

orientieren sich einerseits an einem realen Flughafengebäude in Frankfurt und andererseits an existierenden Bauvorschriften (ICAO, 2013b).

Der Hauptlauf wird unter Verwendung von 400 Rechenkernen bereits nach 6 Stunden Simulationszeit beendet, da durch das zyklische Auffüllen der Daten aus dem Vorlauf deutlich schneller ein quasi-stationärer Zustand erreicht wird. Zudem wird zum Ende der Simulation neben dem instantanen Windgeschwindigkeitsfeld wie im homogenen Fall auch ein über 3 h gemitteltes Windfeld ausgegeben. Diese mittlere Information wird für die Flüge im vom Gebäude beeinflussten Windfeld benötigt und kann aufgrund der horizontalen Inhomogenität nicht räumlich über das instantane Feld, sondern ausschließlich über die zeitliche Ebene ermittelt werden.

Schließlich werden mit den zuvor beschriebenen Set-ups insgesamt drei turbulente Windfelder erzeugt, die im weiteren Verlauf in den Flugsimulator FG eingespeist werden sollen. Dabei gilt es zu bedenken, dass analog zum Dryden-Modell die Taylor-Hypothese als gültig vorausgesetzt wird (vgl. Abschnitt 3.1). Hierdurch kann die sehr umfangreiche Speicherung von sich zeitlich ändernden dreidimensionalen Windgeschwindigkeitsfeldern vermieden werden. Zudem wäre ein Einlesen von instationären PALM-Ausgabedaten in einen in Realzeit laufenden Flugsimulator zu jedem neuen Zeitschritt aufgrund der heutigen Rechenkapazitäten nicht möglich.

Bevor auf die Flugsimulationen in den einzelnen Windfeldern eingegangen wird, soll das nachfolgende Kapitel die Kopplung von FG mit PALM erläutern. Hierbei wird es in erster Linie um die technische Umsetzung der Einbindung von mit PALM simulierten turbulenten Windfeldern in den Programmcode von FG gehen. Auch eine Validierung der Kopplung beider Modelle mit Hilfe des in diesem Kapitel erwähnten Testwindfeldes ist Bestandteil des siebten Kapitels.

## 7 Kopplung zwischen FlightGear und PALM

Die Verknüpfung beider Modelle wurde hauptsächlich über die bereits bestehenden Quellcode-dateien *FGWinds.cpp* und *FGWinds.h* verwirklicht. *FGWinds.h* dient dabei lediglich zur Deklaration der zur Windfeldberechnung benötigten Variablen und Funktionen, während durch *FGWinds.cpp* im unmodifiziertem Fall ausschließlich das turbulente Signal für alle sechs Komponenten  $u_g$ ,  $v_g$ ,  $w_g$ ,  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_g$  bereitgestellt wird. Darüber hinaus hat der Abschnitt 4.2 gezeigt, dass die Bestimmung des mittleren Windes in FG in Abhängigkeit vom eingestellten Wettersystem entweder über Nasal-Skripte des AW-Systems oder weiteren vom FDM unabhängigen Quellcode-dateien realisiert ist. Dies führt in der Regel dazu, dass das turbulente Signal schneller aktualisiert wird als der mittlere Wind, da das FDM standardmäßig alle 120 Hz aufgerufen wird, wohingegen die Nasal-Skripte oder die für die Berechnung des mittleren Windes verantwortlichen Quellcode-dateien nur mit der Bildfrequenz (maximal 60 Hz) abgerufen werden. Um genau diesen Effekt zu umgehen und um die durchgeführten Veränderungen möglichst übersichtlich zu halten, wurde die Implementierung des von PALM simulierten Windfeldes möglichst ausschließlich mittels *FGWinds.cpp* und *FGWinds.h* durchgeführt. Dies bedeutet, dass für die Flüge durch die PALM-Windfelder sowohl die mittleren Werte der Geschwindigkeitskomponenten als auch die turbulenten Signale mit 120 Hz aktualisiert werden. Mit diesem Hintergedanken wurde die Einbindung externer PALM-Winddaten in den Quellcode von FG gemäß des in Abbildung 7.1 dargestellten Programmablaufplans umgesetzt. Hierbei markieren abgerundete Rechtecke den Anfang beziehungsweise das Ende des veränderten Programmteils, unmodifizierte Rechtecke beschreiben den Aufruf von Funktionen und Rauten kennzeichnen Abfragen im Programm. So erfolgte zuerst die Erstellung eines neuen Wetterszenarios namens PALM, welches sich bequem während der Simulation über den allgemeinen Wetterdialog beim Feld für die Wetterbedingungen (vgl. Abbildung 4.4) auswählen lässt. Allerdings legt die Auswahl eines Wetterszenarios im AW-System lediglich Parameter wie beispielsweise den Bodendruck oder die Bodentemperatur fest. Aus diesem Grund wurden in einem zweiten Schritt im AW-Dialog (vgl. Abbildung 4.6) mit `PALM3D_homogeneous` und `PALM3D_heterogeneous` zwei weitere auszuwählende Windmodelle implementiert, welche die Windsituation für den von PALM simulierten homogenen und heterogenen Fall widerspiegeln sollen. Der homogene Fall verweist auf die PALM-Simulation unter Annahme eines homogenen Geländes, während der heterogene Fall auf die PALM-Simulation unter Berücksichtigung eines einzelnen idealisierten Gebäudes verweist (vgl. Kapitel 6). Im Anschluss an die Definition neuer Windmodelle wurde die in *FGWinds.cpp* implementierte Funktion `Turbulence(double h)`<sup>11</sup>, welche standardmäßig für die Bereitstellung des turbulenten Signals über die *ttMilspec* Variante verantwortlich ist, um eine Option erweitert. Diese beinhaltet unter anderem den Aufruf der Funktionen `InputPALM()` und `PALMLoop()`, sobald eines der neuen Windmodelle `PALM3D_homogeneous` oder `PALM3D_heterogeneous` zusammen mit dem Wetterszenario PALM ausgewählt wurde. Dabei sorgt `InputPALM()` für das Einlesen der von PALM ausgegebenen NetCDF-4 Dateien, welche die dreidimensionalen instantanen und im heterogenen Fall auch die dreidimensionalen zeitlich gemittelten Winddaten für die  $u$ -,  $v$ - und  $w$ -Komponente bis in eine Höhe von 305 m enthalten. Somit entsprechen die implementierten Daten der gesamten horizontalen Ausdehnung des simulierten PALM-Modellgebiets, während

---

<sup>11</sup> Die Variable `h` steht hier für die Höhe über Grund.

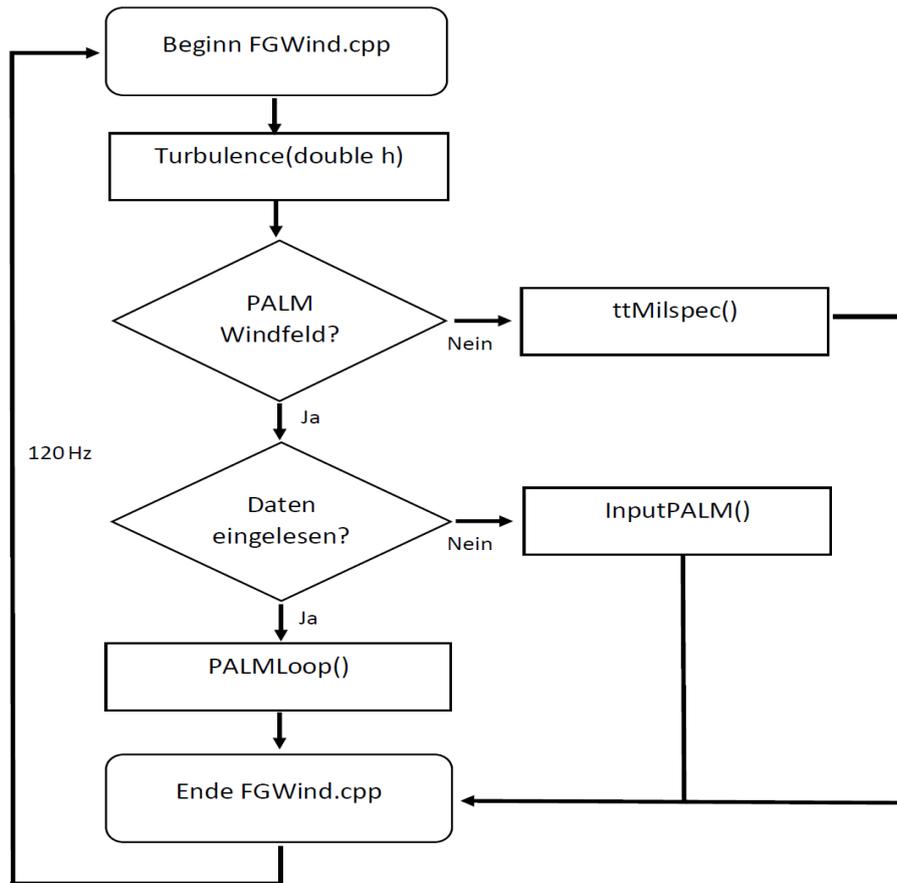


Abbildung 7.1: Programmablaufplan zur Berechnung der für das Flugzeugverhalten relevanten Windinformationen.

bezogen auf die vertikale Richtung nur die Daten des bodennahen Bereichs übernommen wurden (vgl. Kapitel 6). Der Grund hierfür liegt in der Tatsache, dass ausschließlich eine Untersuchung der finalen Landephase ab 1000 ft (ca. 305 m) stattfinden soll.

Des Weiteren werden beim Aufruf von `InputPALM()` die Winddaten rotiert, zumindest wenn die Flüge im heterogenen Gelände erfolgen. So weht der bodennahe Wind unter Berücksichtigung eines idealen Gebäudes in der PALM-Simulation von West nach Ost (vgl. Kapitel 6). Die Landebahnen sind jedoch für gewöhnlich nie exakt von Süd nach Nord ausgerichtet, sodass bei gewünschten Seitenwindlandungen und senkrechter Anströmung des Gebäudes (Worst-Case-Szenario) eine Drehung des Windfeldes in FG stattfinden muss. Die Abbildung 7.2 verdeutlicht diese Vorgehensweise am Beispiel des Flughafens in San Francisco. Da hier die angeflogene Landebahn eine Ausrichtung von  $298^\circ$  (entspricht  $118^\circ$  Windrichtung) aufweist, muss der Bodenwind bei Seitenwindlandungen aus  $208^\circ$  kommen. Dies erfordert eine Drehung des Windfeldes um  $62^\circ$  entgegen dem Uhrzeigersinn, da der ungestörte Bodenwind bei der PALM-Simulation mit Gebäude aus westlicher Richtung weht ( $270^\circ - 208^\circ = 62^\circ$ ). Im homogenen Fall kann auf eine Drehung verzichtet werden, da das Set-up von PALM so gewählt wurde, dass der mittlere bodennahe Wind die gewünschte Windrichtung während der Landung bereits erreicht hat (vgl. Kapitel 6).

Weiterhin dient die Funktion `InputPALM()` dazu, die für die anfängliche Flugposition relevanten mittleren Winde und turbulenten Anteile im NED-System zu ermitteln. Die hierzu angewendete

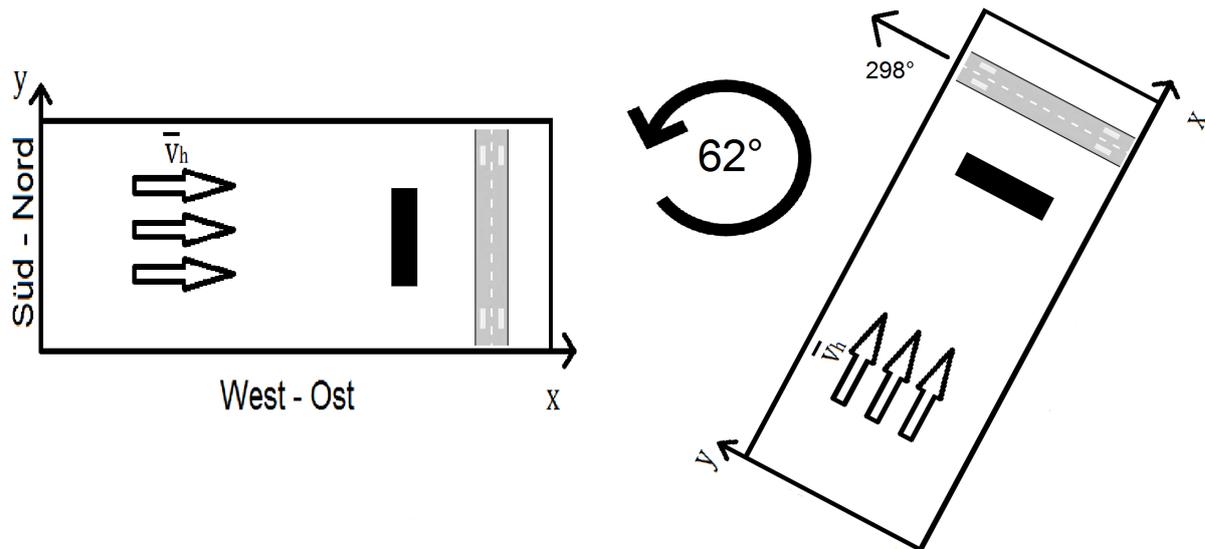


Abbildung 7.2: Drehung des in FG implementierten Windfeldes am Beispiel des Flughafens in San Francisco. Der linke Teil stellt die ursprüngliche Situation in PALM dar, während der rechte Teil das in FG umgesetzte Modellgebiet von PALM beschreibt. Die eingezeichneten Windvektoren repräsentieren die mittlere horizontale Windrichtung am Boden. Das berücksichtigte Gebäude ist schwarz unterlegt.

Methodik wird im Folgenden anhand der Funktion `PALMLoop()` erklärt, die alle 120 Hz angesprochen wird. Der Aufruf von `InputPALM()` erfolgt hingegen nur einmal (vgl. Abbildung 7.1).

Mit der Funktion `PALMLoop()` ist die Berechnung der mittleren Winde und der turbulenten Größen im NED-System realisiert, welche für die aktuelle Flugposition im Windfeld von PALM relevant sind. Für die Berechnung ist es zwingend erforderlich, zuerst die neue Flugzeugposition bezogen auf den Schwerpunkt des Flugzeugs im PALM-Windfeld zu ermitteln. Hierfür muss wiederum die momentane Fluggeschwindigkeit über Grund in Richtung der einzelnen Himmelsrichtungen abgegriffen werden, um über den konstanten Zeitschritt von  $1/120\text{s}$  die neue  $x$ - beziehungsweise  $y$ -Position zu bestimmen. Die neue Höhe über Grund kann hingegen direkt auf den Wert der in FG vorhandenen `Property /position/altitude-agl-ft` gesetzt werden. Anschließend bildet die neue Position im Windfeld die Basis für die Berechnungen der instantanen  $u$ -,  $v$ - und  $w$ -Komponente am CG. Da die Winddaten nur diskret vorliegen und sich das Flugzeug in der Regel zwischen den einzelnen Gitterpunkten befindet, wird der tatsächliche Wert einer Geschwindigkeitskomponente über eine trilineare Interpolation ermittelt. Im heterogenen Fall ist abermals darauf zu achten, dass die Fluggeschwindigkeiten zur Berechnung der neuen horizontalen Position rotiert werden. So bedeutet ein Flug in FG genau parallel zu der in Abbildung 7.2 eingezeichneten Landebahn, dass sich das Flugzeug bezogen auf das PALM-Modellgebiet ausschließlich in nördliche Richtungen bewegt.

Für die Berechnung der drei turbulenten Winkelgeschwindigkeiten  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_g$  aus dem PALM-Windfeld wird das von Etkin (1981) eingeführte Vier-Punkt-Modell angewendet. Hierfür müssen zusätzlich zu den Windinformationen am CG die Windinformationen an den Flügelspitzen und dem Seitenleitwerk bekannt sein. Somit ist es erforderlich, auch die Positionen dieser Flugzeugbestandteile im Windfeld von PALM zu kennen. Unter der vereinfachten Annahme, dass die vertikale Auslenkung der Flügelspitzen und des Seitenleitwerks im Vergleich zum CG bei einer Landung zu vernachlässigen ist, reduziert sich die Positionsbestimmung auf die horizontale

Ebene<sup>12</sup>. Da sowohl die Orientierung der Flugzeugnase, die Spannweite und der Abstand vom CG zum Seitenleitwerk in FG bekannt sind, können die relevanten Orte im Windfeld über trigonometrische Beziehungen identifiziert werden. Auch hier gilt es abermals zu beachten, dass die Orientierung der Flugzeugnase bezogen auf das PALM-Modellgebiet im heterogenen Fall gedreht werden muss. Für das Beispiel aus Abbildung 7.2 bedeutet dies eine Drehung um  $62^\circ$ , sodass bei einer Ausrichtung von  $298^\circ$  in FG die Nase im Windfeld von PALM tatsächlich nach Norden (entspricht  $360^\circ$ ) zeigt. Nach der Positionsbestimmung von den Flügelspitzen und dem Seitenleitwerk können die dortigen instantanen Windinformationen abermals über trilineare Interpolation berechnet werden. Das tatsächliche Signal der turbulenten Winkelgeschwindigkeiten wird schließlich über die Gleichungen (3.26)-(3.29) ermittelt, wobei zur Bestimmung der in den Gleichung definierten Gradienten die instantanen Werte an den Flügelspitzen beziehungsweise dem Seitenleitwerk genommen werden und nicht, wie in (3.26)-(3.29) angedeutet, die turbulenten Anteile. Dies macht im heterogenen Fall einen Unterschied, da hier das zeitliche Mittel in allen drei Raumrichtungen variiert. Im homogenen Fall ist hingegen das Mittel bezogen auf ein Höhenniveau an jedem Gitterpunkt konstant. Zudem verlangt die Berechnung der turbulenten Winkelgeschwindigkeiten gemäß der Gleichungen (3.26)-(3.29) eine Transformation der instantanen Winddaten in das flugzeugbezogene Koordinatensystem. Dies geschieht mit den in FG hinterlegten Transformationsmatrizen. Dementsprechend resultieren aus den linearen Gradienten in den Gleichungen (3.26)-(3.29) die turbulenten Roll-, Nick- und Gierraten entlang der Flugzeugachsen. Um die turbulenten Winkelgeschwindigkeiten dennoch, wie in der Standardversion von FG, im NED-System ausgeben zu lassen, werden die entsprechenden Werte wieder zurück transformiert.

Neben den turbulenten Winkelgeschwindigkeiten ist auch der rein turbulente Anteil der Windgeschwindigkeitskomponenten  $u_g$ ,  $v_g$  und  $w_g$  für die Flugzeugbewegung relevant. Dieser ergibt sich aus der Differenz vom instantanen zum mittleren Wert. Die Methodik zur Bestimmung der instantanen Werte am CG wurde bereits im vorletzten Absatz beschrieben. Die mittleren Größen resultieren im homogenen Fall aus dem horizontalen Mittel einer bestimmten Gitterebene und anschließender linearer vertikaler Interpolation auf die aktuelle Flughöhe, wobei die Mittelbildung ebenfalls in der Datei *FGWinds.cpp* erfolgt. Somit sind die Mittelwerte eine eindimensionale Funktion der Höhe, wobei aufgrund der angenommenen Inkompressibilität der Strömung (vgl. Abschnitt 5.1) das horizontale Mittel über die  $w$ -Komponente verschwindet. Im heterogenen Fall jedoch ist die horizontale Homogenität des Untergrundes nicht mehr gegeben, sodass auf ein zusätzliches dreidimensionales und zeitlich über drei Stunden gemittelt Windfeld zurückgegriffen wird. Dessen Berechnung erfolgt in PALM (vgl. Kapitel 6). Demnach wird bei der Flugsimulation mit Gebäudeeinfluss zur Bestimmung des relevanten mittleren Wertes für die  $u$ -,  $v$ - und  $w$ -Komponente erneut eine trilineare Interpolation auf die aktuelle Flugzeugposition angewendet.

Zur Überprüfung, ob die Implementierung von externen PALM-Windfeldern gemäß der obigen Methodik erfolgreich war, werden mit *Python 2.7* ermittelte statistische Analyseergebnisse eines Testwindfeldes mit den Ausgabedaten von FG-Flügen in demselben Windfeld verglichen. Das zur Erzeugung des Testwindfeldes verwendete Set-up wurde bereits im vorherigen Kapitel eingeführt.

---

<sup>12</sup> In Zukunft sollte für möglichst realistische Flugsimulationen gerade bei Windfeldern mit kräftigen Böen auf diese Annahme verzichtet werden, da bei starker Schräglage die Reaktion des Flugzeugs auf vertikale Unterschiede der Windverhältnisse nicht zu vernachlässigen ist.

Bei der Analyse mittels *Python*, die im Folgenden auch als räumliche Analyse beschrieben wird, muss berücksichtigt werden, dass aufgrund des versetzten Modellgitters (vgl. Abschnitt 5.2) die einzelnen Geschwindigkeitskomponenten nicht an demselben Punkt definiert sind. Somit erfolgt eine lineare Interpolation von  $u$  und  $v$  auf das  $w$ -Gitter, auf welchem die statistische Analyse durchgeführt wird. Diese beinhaltet unter anderem die Bestimmung der Varianzen und horizontal gemittelten Werten der einzelnen Windgeschwindigkeitskomponenten auf jeder Gitterebene. Im Anschluss an die räumliche Windfeldanalyse erfolgen, wie zu Beginn des Absatzes bereits erwähnt, einige Flugsimulationen mittels FG unter Verwendung des Testwindfeldes. Hierbei werden Flüge mit dem Autopiloten einer A320-211 Maschine in konstanten Höhenniveaus von 50 m, 100 m, 150 m, 200 m, 250 m und 300 m AGL durchgeführt. Die dabei vom Flugzeug registrierten Winddaten werden mit 30 Hz herausgeschrieben<sup>13</sup>. Anschließend können ebenfalls statistische Größen wie die Varianz oder bestimmte horizontale Mittel über die ausgegebenen Zeitreihen abgeleitet werden, wobei diese Vorgehensweise im weiteren Verlauf als zeitliche Analyse beschrieben wird. Dabei ist es wichtig zu beachten, dass die Dauer der simulierten Flüge ausreichend lang gewählt wird, um statistisch aussagekräftige Werte zu erhalten.

Zur Beurteilung, ab wann die aus der Zeitreihe gewonnenen statistischen Größen konvergieren und damit aussagekräftig erscheinen, wurden Flüge mit unterschiedlicher Dauer durch das Testwindfeld durchgeführt, um anschließend die Entwicklung der statistischen Größen zu untersuchen. Die Abbildung 7.3 zeigt das Ergebnis dieser Herangehensweise für die Varianz aller drei Geschwindigkeitskomponenten in einer Höhe von 50 m AGL. Hierbei ist zu erkennen, dass sich die dargestellten

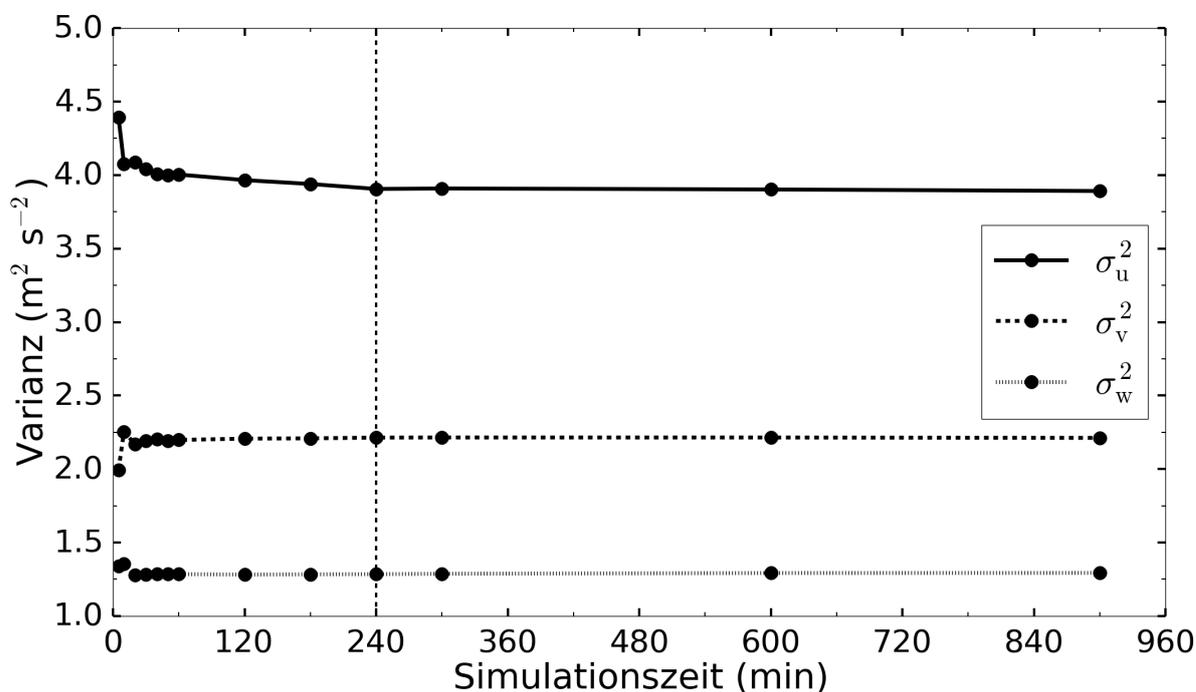


Abbildung 7.3: Konvergenzverhalten der aus unterschiedlich langen Flugsimulationen gewonnenen Varianzen für eine Höhe von 50 m AGL. Die Punkte markieren die Varianzen nach den Zeitpunkten 5 min, 10 min, 20 min, 30 min, 40 min, 50 min, 1 h, 2 h, 3 h, 4 h, 5 h, 10 h und 15 h. Die vertikal gestrichelte Linie kennzeichnet die vierstündige Simulation.

<sup>13</sup> Die Ausgabefrequenz ergibt sich maßgeblich aus einem Kompromiss zwischen ausgegebener Datenmenge und dem möglichen Informationsgewinn zusätzlicher Daten und ist darüber hinaus nach oben durch die Bildfrequenz begrenzt.

Werte mit zunehmender Simulationszeit immer weniger ändern und nach vier Stunden gut mit der über *Python* bestimmten Varianz von  $3,94 \text{ m}^2 \text{ s}^{-2}$  für die  $u$ -Komponente,  $2,21 \text{ m}^2 \text{ s}^{-2}$  für die  $v$ -Komponente und  $1,39 \text{ m}^2 \text{ s}^{-2}$  für die  $w$ -Komponente übereinstimmen. Ein sehr ähnliches Verhalten zeigt sich auch für andere Höhenniveaus.  $u$ ,  $v$  und  $w$  beschreiben bei der Analyse und in den nachfolgenden Abbildungen dieses Kapitels die absoluten Windgeschwindigkeiten in östlicher, nördlicher und vertikaler Richtung. Dies ist in Kapitel 8 nicht mehr der Fall. Somit bleibt hinsichtlich der Flugdauer festzuhalten, dass vierstündige Flugsimulationen aussagekräftige statistische Werte liefern. Darüber hinaus stimmt die gewählte Zeitspanne von vier Stunden gut mit den von Knigge et al. (2015) empfohlenen Flugzeiten in Hinblick auf statische Auswertungen überein.

Abgesehen von der Dauer der Flüge spielt auch die Flugrichtung durch das PALM-Windfeld eine wichtige Rolle bei der Erfassung von horizontalen Mitteln oder Varianzen über die entnommene Zeitreihe. So wird das Windfeld von PALM mit FG bei den hier vorgestellten statistischen Analysen schräg durchflogen, um möglichst alle und nicht immer dieselben turbulenten Strukturen auf einem Höhenniveau zu durchfliegen. Hierdurch steigt die statistische Repräsentativität der berechneten Größen für die jeweilige synoptische Situation.

Für den Fall, dass die Implementierung erfolgreich war, sollten die aus der räumlichen Analyse berechneten horizontalen Mittel und Varianzen mit denen aus der zeitlichen Analyse bis auf wenige Prozent übereinstimmen, zumindest wenn die zuvor beschriebenen Anforderungen an die Flugzeit und -richtung beachtet werden. Die nachfolgenden Abbildungen 7.4 und 7.5 zeigen diese Übereinstimmung mit Bezug zu allen drei Geschwindigkeitskomponenten  $u$ ,  $v$  und  $w$ . Dabei stellt Abbildung 7.4 die mittlere horizontale Windgeschwindigkeit  $v_h$  eines bestimmten Höhenniveaus

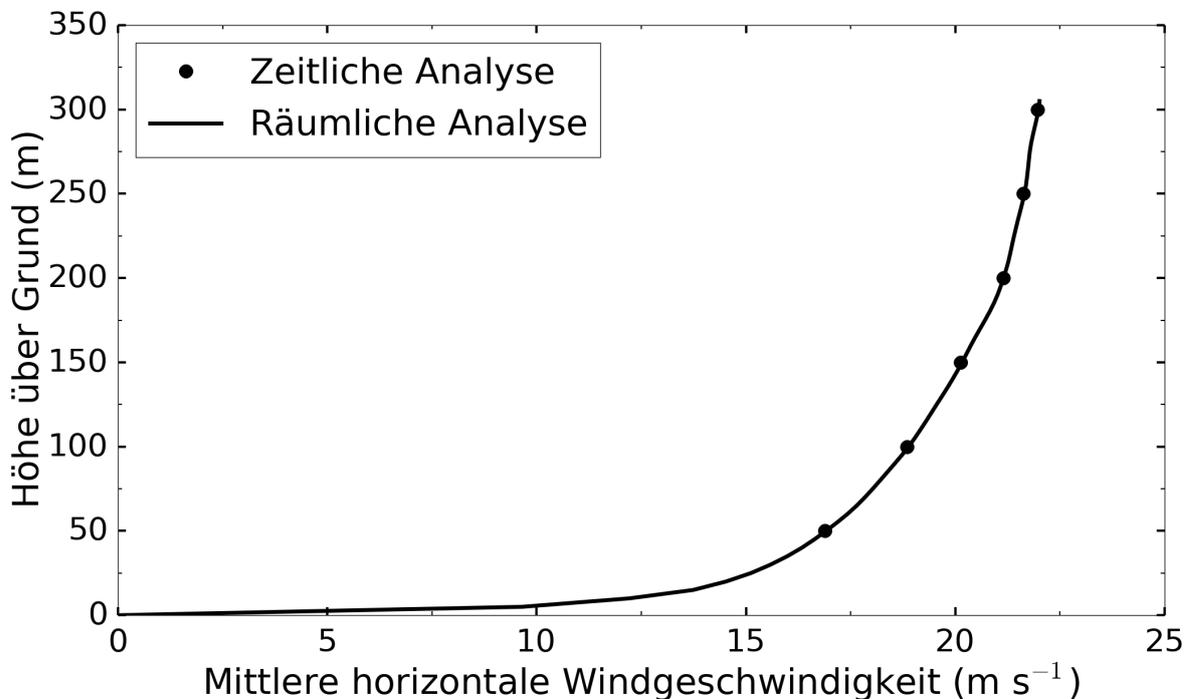


Abbildung 7.4: Darstellung des mittleren horizontalen Windgeschwindigkeitsprofils beim Testwindfeld. Die Werte wurden einerseits über das räumliche Mittel der einzelnen Gitterebenen (durchgezogene Linie) und andererseits über die Zeitreihen der in sechs unterschiedlichen Höhen durchgeführten vierstündigen Flugsimulationen mit FG (Punkte) berechnet.

dar, welche sich aus den Werten von  $u$  und  $v$  gemäß

$$\bar{v}_h = \sqrt{u^2 + v^2} \quad (7.1)$$

ergibt. Die  $w$ -Komponente spielt für den mittleren Windvektor aufgrund der in PALM angenommenen Inkompressibilität keine Rolle. Es zeigt sich eine gute Übereinstimmung zwischen der mittleren Horizontalgeschwindigkeit aus der zeitlichen Analyse im Vergleich zu derjenigen aus der räumlichen Analyse. Dies ist ein erster Hinweis dafür, dass die Implementierung von PALM-Windfeldern in FG erfolgreich war. Ein weiterer Nachweis hierfür zeigt sich bei der Analyse der Varianzen, welche in Abbildung 7.5 dargestellt sind. Auch hier stimmen die Werte aus den Zeitreihen der Flugsimulationen gut mit den aus der räumlichen Analyse des Testwindfeldes entnommenen Werten überein. Die dennoch auftretenden Unterschiede von maximal wenigen Prozent sind zum einen auf den Autopiloten zurückzuführen, welcher aufgrund der auftretenden Turbulenz nur auf einige Meter genau eingestellt werden konnte, sodass die mittlere Flughöhe bei den Flugsimulationen nicht exakt den zuvor angegebenen Höhenniveaus entsprach. Zum anderen sind die angewendeten linearen Interpolationsmethodiken zur Datengewinnung nicht dieselben. Bei der räumlichen Analyse des Testwindfeldes wird ausschließlich die  $u$ - und  $v$ -Komponente auf das  $w$ -Gitter interpoliert und dann analysiert. Bei den Flugsimulationen findet hingegen immer eine trilineare Interpolation aller Geschwindigkeitskomponenten hin zur aktuellen Flugzeugposition im Windfeld von PALM statt. Durch diese Methodik und aufgrund der gewählten Fluglänge von vier Stunden werden die statistischen Größen bei den simulierten Flügen durch eine höhere Anzahl an Geschwindigkeitswerten bestimmt, welche bei einer rein Gitterpunkt

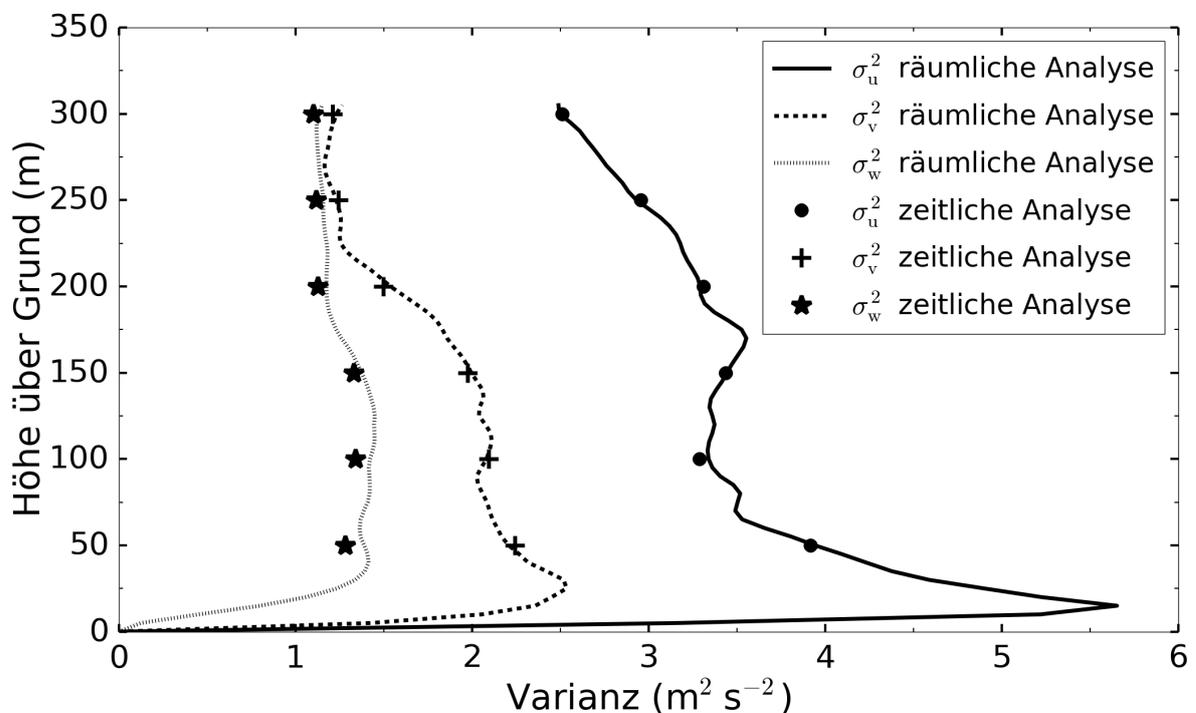


Abbildung 7.5: Vertikalprofile der Varianz für die einzelnen Geschwindigkeitskomponenten beim Testwindfeld. Bestimmt wurden die Werte einerseits aus dem RMSE der Windfluktuationen auf einer Gitterebene (Linien) und andererseits durch die von FG ausgegebenen Zeitreihen gemäß Gleichung (2.7) (Symbole).

basierten Auswertung nicht auftreten. Am deutlichsten wird dies bei der  $w$ -Komponente, da hier die räumliche Analyse ausschließlich auf die ursprünglichen Werte des  $w$ -Gitters zurückgreift, wohingegen aus den Flugsimulationen hauptsächlich interpolierte Werte resultieren. Die Interpolation hat wiederum eine glättende Wirkung auf starke Gradienten des Windfeldes zur Folge. Aus diesem Grund sind alle Varianzen der  $w$ -Komponente aus den Flugsimulationen kleiner als die aus dem PALM-Windfeld ermittelten Werte. Für  $u$  und  $v$  gilt dies nicht, da hier bei der räumlichen Analyse ebenfalls linear interpoliert wird, um die Werte auf dem  $w$ -Gitter zu ermitteln. Dennoch verdeutlicht auch die Abbildung 7.5, dass die Implementierung vom mit PALM simulierten Windfeldern in FG erfolgreich war.

Nachdem gezeigt werden konnte, dass die Einbindung externer PALM-Windfelder in FG gelungen ist, sollen die eigentlichen Flugsimulationen erfolgen. Dabei soll das Hauptaugenmerk auf die Untersuchung und Bewertung der finalen Phase einer ILS-Landung gerichtet werden.

## 8 Flugsimulationen durch die von FlightGear und PALM bereitgestellten Windfelder

In diesem Kapitel sollen zum einen die den FG-Flügen zugrundeliegenden Windfelder vorgestellt und verglichen werden, um die Unterschiede zwischen den mit PALM simulierten Feldern und denjenigen, die von FG bereitgestellt werden herauszuarbeiten. Zum anderen soll die mit FG simulierte finale Landephase in den unterschiedlichen Windfeldern analysiert werden, um die Unterschiede im Flugverhalten qualitativ und quantitativ bewerten zu können. Schließlich gilt es zu klären, welche Flüge für die angenommene synoptische Situation eines Starkwindereignisses (vgl. Kapitel 6) realistischer erscheinen. Für die Landungen wird dabei immer von einer Seitenwindsituation ausgegangen, da von dieser die größte potentielle Gefahr für die Flugsicherheit ausgeht. Zudem wird stets die A320-211 Maschine verwendet. Außerdem wird bei den vorgestellten Flugsimulationen ausnahmslos der internationale Flughafen in San Francisco angefliegen, welcher in FG als Standardflughafen festgelegt ist (Stand 2017). Um außerdem den menschlichen Einfluss bei den Flügen vernachlässigen zu können, wird das in FG implementierte ILS-System der Landebahn 10L/28R genutzt. Dadurch kann das Flugzeug gänzlich mit dem Autopiloten bis zum Aufsetzen kontrolliert werden. Außerdem erfolgt während der Flüge eine Registrierung der auf das Flugzeug wirkenden Winde und der daraus resultierenden flugzeugbezogenen Größen, die in Abschnitt 2.2 eingeführt wurden. Die verwendete Ausgabefrequenz beträgt, wie schon im Kapitel zuvor, 30 Hz. Grundsätzlich lässt sich die Vorgehensweise der automatischen Landungen wie folgt zusammenfassen: Das Flugzeug wird auf dem vom ILS-System vorgegebenen Pfad bis auf eine Höhe von 1000 ft (ca. 305 m) gebracht, ab welcher die Untersuchungen starten. Der Grund für die Wahl dieser Höhe liegt in der Tatsache, dass die Berechnung der turbulenten Längenskalen und Standardabweichungen zur Bereitstellung der Turbulenz in FG zwischen 0 ft und 1000 ft unverändert bleibt (vgl. bodennahes Turbulenzmodell in Unterabschnitt 4.2.2). Somit muss kein Wechsel der zugrundeliegenden statistischen Turbulenzgenerierung bei den nachfolgend vorgestellten Untersuchungen berücksichtigt werden. Außerdem geht von der finalen Landephase die größte Gefahr aus, sodass nur diese für die Analyse der Flüge von Interesse ist. Zudem ist das Flugzeug bei einer realen Landung in 1000 ft bereits gänzlich für die Landung konfiguriert. Dies bedeutet beispielsweise, dass die Landeklappen voll ausgefahren sind und daher Einstellungsänderungen an diesen nicht berücksichtigt werden müssen. Davon abgesehen wurde das Flugzeug so konfiguriert, dass unmittelbar nach dem Aufsetzen eine Aktivierung der automatischen Bremsen (engl. *autobrake*) und der Störklappen (engl. *ground spoiler*) erfolgt, sodass das Flugzeug möglichst zügig zum Stillstand gebracht wird. Neben der vorgegebenen Richtung mittels des ILS-Systems wird auch die Geschwindigkeit des Flugzeugs mit einem Wert von 0,22 Ma über den Autopiloten geregelt. Das Einstellen dieser Mach-Zahl sorgt für typische Landegeschwindigkeiten eines A320 von 140-150 kn. Der einzige menschliche Einfluss, welcher zum Tragen kommt, ist die Deaktivierung der automatischen Schubsteuerung kurz vor dem Aufsetzen und die Betätigung der Räder, deren Bremsen und des Seitenruders beim Ausrollen des Flugzeugs. Ersteres ist notwendig, weil der Autopilot sonst trotz Bremsung weiter versuchen würde, die Geschwindigkeit des Flugzeugs mit genügend Schub konstant zu halten. Die weiteren Punkte dienen hingegen dazu, dass Flugzeug beim Ausrollen auf der Landebahn zu halten und abzubremsen.

## 8.1 Flüge durch die von FlightGear berechneten Windfelder

In diesem Abschnitt werden die Flüge durch die von FG selbst berechneten Windfelder analysiert. Zuvor findet jedoch eine detaillierte Untersuchung des zugrundeliegenden Windfeldes statt, welches von FG standardmäßig vorgegeben wird. Dies ermöglicht im weiteren Verlauf einen Vergleich mit den in Unterabschnitt 8.2.1 und 8.2.2 beschriebenen PALM-Windfeldern. Des Weiteren kann derart das unterschiedliche Flugverhalten in den einzelnen Windfeldern begründet werden, da alle weiteren Rahmenbedingungen in den Simulationen unverändert bleiben. Um jedoch überhaupt einen aussagekräftigen Vergleich der Windfelder und damit auch der Flüge zu gewährleisten, müssen FG und PALM ähnliche synoptische Situationen wiedergeben. Dies gelingt gemäß folgender Vorgehensweise: Zuerst erfolgt mittels *Python* eine Bestimmung der auf einer Gitterebene gemittelten horizontalen Windgeschwindigkeiten und -richtungen für das von PALM simulierte Geschwindigkeitsfeld im homogenen Fall (vgl. Kapitel 6). Die Berechnung dieser Winddaten findet lediglich in drei unterschiedlichen Höhen statt, da im BW-System von FG ausschließlich drei Höhenniveaus mit Bezug zur AGS relevant sind. In den Standardeinstellungen sind dies 0 ft, 500 ft (152,4 m) und 1000 ft (304,8 m) AGL (vgl. Abbildung 4.5 und Unterabschnitt 4.2.1). Dabei ist der im BW-Dialog eingestellte Bodenwind insbesondere für die Berechnung der Turbulenz unter 1000 ft relevant (vgl. Unterabschnitt 4.2.2). Stärke und Richtung dieses Bodenwindes entsprechen dem mittleren horizontalen Wind in 20 ft bezogen auf das PALM-Windfeld (20,99 kn). Des Weiteren werden die mittleren Horizontalwinde von FG in 500 ft und 1000 ft auf die entsprechenden Werte aus dem PALM-Windfeld (39,61 kn und 44,41 kn) gesetzt, wobei die Daten in 1000 ft über das dritte eigentlich für die freie Atmosphäre gedachte Feld des BW-Dialogs mit eingebunden werden. Somit findet in FG bezogen auf den mittleren horizontalen Wind eine stückweise lineare Interpolation zwischen 0 ft und 1000 ft statt, bei welcher die Windgeschwindigkeiten und -richtungen in 0 ft, 500 ft und 1000 ft mit den horizontal gemittelten Werten aus dem PALM-Windfeld in 20 ft, 500 ft und 1000 ft übereinstimmen.

Die Abbildung 8.1 zeigt das Vertikalprofil der mittleren horizontalen Windgeschwindigkeit, welche bei den Landungen während eines Starkwindereignisses ohne topographische Effekte entsprechend der PALM-Simulation aus Kapitel 6 von FG berechnet wird. Hierbei ist die stückweise lineare Interpolation gut zu erkennen. Gleichzeitig verdeutlicht die Abbildung 8.1 den Verlauf der vom Flugzeug registrierten totalen horizontalen Windgeschwindigkeit am Beispiel einer durchgeführten ILS-Landung bis zum Stillstand des Flugzeugs. Auch wenn diese Kurve aufgrund des zufälligen turbulenten Windanteils bei jeder Landung anders aussieht, werden durch die grafische Darstellung die folgenden zwei Dinge ersichtlich. Zum einen nehmen die möglichen Abweichungen vom mittleren Wert zum Boden hin zu, da auch die von FG simulierte Varianz nach Gleichung (4.14) bodennah größer ist (vgl. Abbildung 8.2). Dabei treten selten größere Schwankungen als  $3 \text{ m s}^{-1}$  auf. Zum anderen wird unmittelbar über dem Boden bereits durch eine einzige Landung ein großer Teil der in einer bestimmten Höhe möglichen Schwankungsbreite des tatsächlichen Windes erfasst. Der Grund hierfür ist die Tatsache, dass die Höhe über Grund beim Ausrollen sich nicht mehr ändert und dadurch nicht nur ein Wert wie für die übrigen Höhen, sondern deutlich mehr Werte der totalen Windgeschwindigkeit für ein einziges Höhenniveau vorliegen. Die vertikale Komponente  $w$  spielt im von FG berechneten Windfeld nahezu keine Rolle, da diese im Mittel null ist und der durch das Dryden-Modell berechnete rein turbulente Anteil selten größere Werte als  $1 \text{ m s}^{-1}$  annimmt. Dadurch ist  $w$  gegenüber dem Horizontalwind sowohl im Mittel als auch

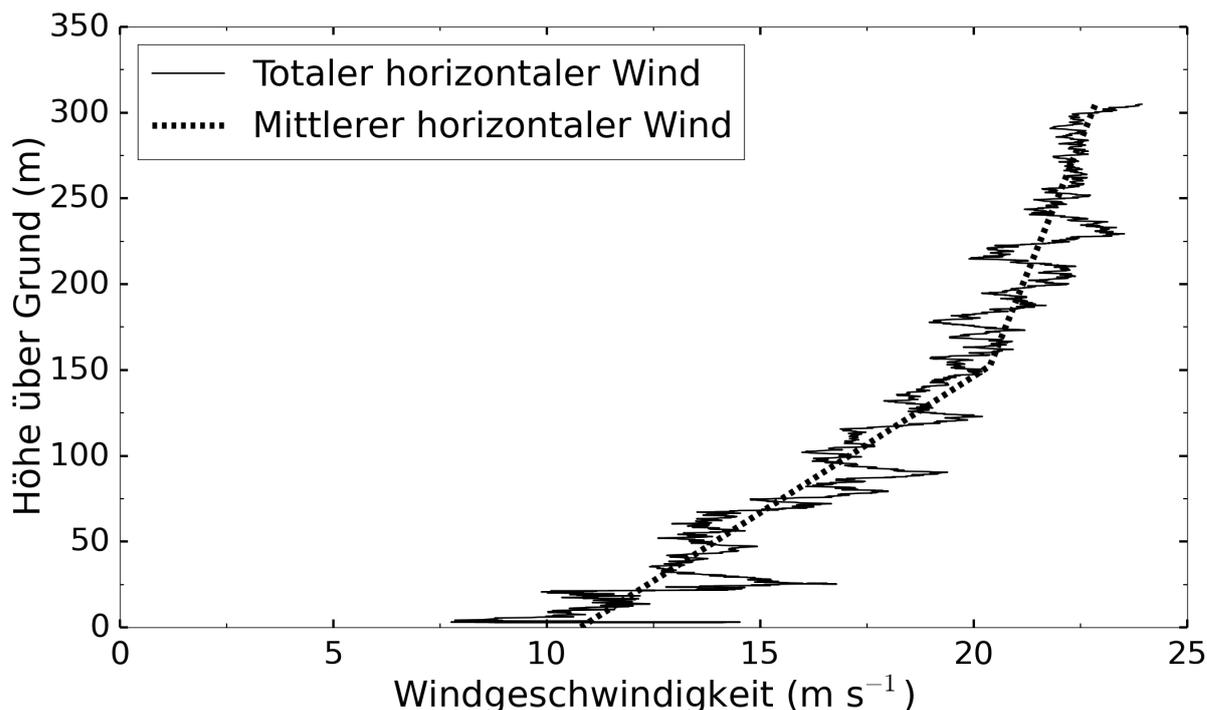


Abbildung 8.1: Vertikalprofil des von FG simulierten mittleren horizontalen Windes und der tatsächlich vom Flugzeug registrierten totalen Windgeschwindigkeit während einer Landung im von FG generierten Windfeld.

zu den instantanen Zeitpunkten bei den angenommenen Windverhältnissen entsprechend der von PALM simulierten Windsituation des homogenen Falls zu vernachlässigen.

Neben der Windgeschwindigkeit wird auch die mittlere Windrichtung aus dem PALM-Windfeld heraus abgeleitet und in den Höhen 0 ft, 500 ft und 1000 ft in FG vorgegeben. Zwischen den Höhenniveaus findet in FG eine stückweise lineare Änderung der mittleren Windrichtung statt, wobei der aus den PALM-Daten abgeleitete Wind bis 1000 ft lediglich von knapp  $208^\circ$  auf  $210^\circ$  dreht. Dies entspricht einer für die Nordhalbkugel typischen Rechtsdrehung des Windvektors. Somit kann in guter Näherung davon ausgegangen werden, dass der Wind bezogen auf die Landungen in San Francisco senkrecht zum Flugzeugpfad weht (vgl. Abbildung 7.2).

Zusätzlich zum mittleren wird das von FG berechnete Windfeld durch die Turbulenz charakterisiert. Die Stärke dieser soll im Folgenden über die Varianz beschrieben werden. Bezogen auf FG ist lediglich der Bodenwind in Knoten für die Turbulenz- und damit Varianzberechnung bis 1000 ft relevant. So kann einerseits analytisch über die Gleichungen (4.13) und (4.14) die durch FG berechnete Standardabweichung und damit auch die Varianz ermittelt werden. Dazu muss lediglich die mittlere horizontale Windgeschwindigkeit in 20 ft bekannt sein. Die Bestimmung dieser erfolgt, wie zu Beginn des Abschnitts bereits erklärt, aus den entsprechenden PALM-Daten, damit das von FG simulierte Starkwindereignis im homogenen Fall weiterhin mit dem PALM-Windfeld verglichen werden kann. Allerdings ist nicht zwangsläufig sichergestellt, dass FG auch tatsächlich Winddaten gemäß dieser Varianzen berechnet und ausgibt. Aus diesem Grund wurden in sechs unterschiedlichen Höhen vierstündige Flüge durchgeführt, um die Varianzen aus den Ausgabedaten zu berechnen. Die Abbildung 8.2 zeigt das Ergebnis für die  $u$ -,  $v$ - und  $w$ -Komponente im Vergleich zu der analytischen Lösung zwischen 10 ft (3,048 m) und 1000 ft (304,8 m). Hierbei wird deutlich, dass die theoretische Lösung gut mit der tatsächlich ausgebe-

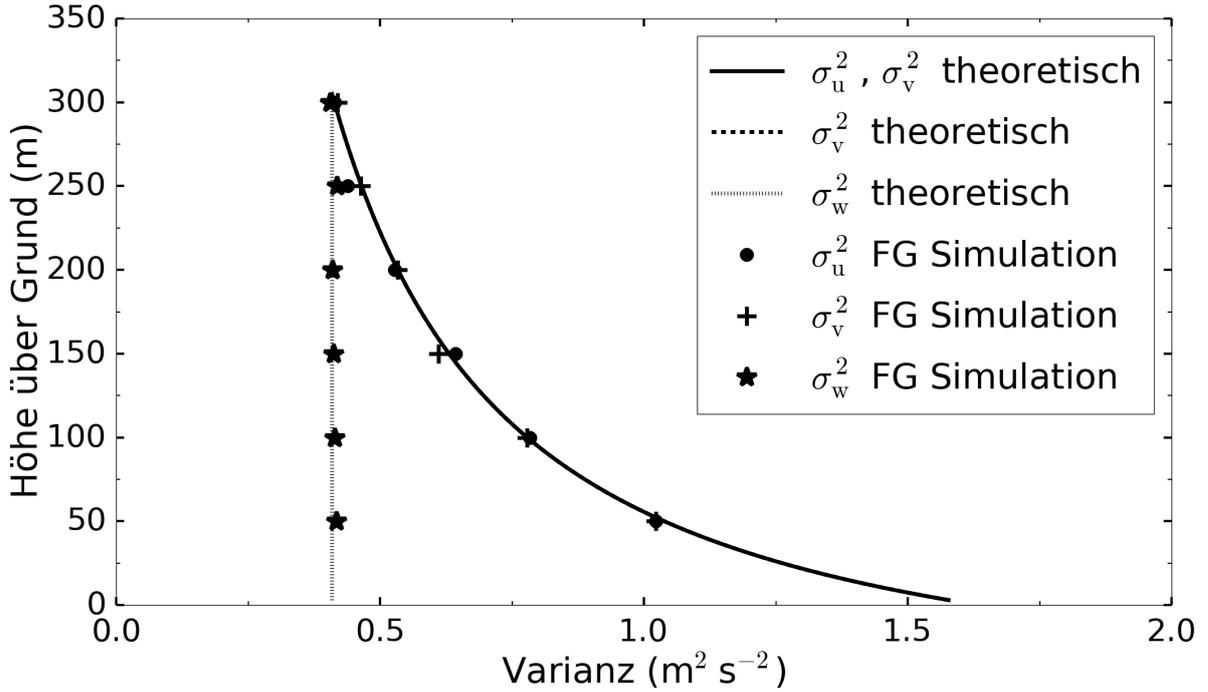


Abbildung 8.2: Vertikalprofile der von FG simulierten Varianzen der turbulenten Windgeschwindigkeiten. Die Kurven entsprechen der theoretischen Lösung gemäß der Gleichungen (4.13) und (4.14). Die Symbole zeigen die Varianzen, welche in 50 m, 100 m, 150 m, 200 m, 250 m und 300 m aus den ausgegebenen Winddaten während einer vierstündigen Simulation resultieren.

nen Varianz übereinstimmt und dass die Windfluktuationen in der Horizontalen bodennah stärker berechnet werden als die Schwankungen entlang der vertikalen Achse. Gleichzeitig zeigt  $\sigma_w^2$  keine Änderung mit der Höhe, wohingegen  $\sigma_u^2$  und  $\sigma_v^2$  entsprechend der angenommenen Potenzfunktion nach Gleichung (4.14) mit der Höhe abnehmen und sich schließlich  $\sigma_w^2$  annähern.

Anders als in Kapitel 7 beziehen sich die horizontalen Komponenten in diesem Abschnitt und auch im Folgenden nicht mehr auf die Himmelsrichtungen, sondern auf die Richtung des mittleren Horizontalwindes in einer bestimmten Höhe ( $u$ -Komponente) und lateral ( $v$ -Komponente) beziehungsweise vertikal ( $w$ -Komponente) hierzu. Der Grund hierfür ist die Umsetzung des Dryden-Modells in FG gemäß des in Abbildung 3.3 gezeigten Koordinatensystems, sodass sowohl die definierten Längenskalen und Varianzen als auch die resultierenden turbulenten Fluktuationen in einem anhand des mittleren Windes ausgerichteten Koordinatensystems definiert sind. Zudem ist zu bedenken, dass  $\sigma_u$  und  $\sigma_v$  aufgrund von Gleichung (4.14) theoretisch betrachtet gleich sind und die Varianz aller Komponenten ab 10 ft AGL zum Boden hin konstant bleibt (vgl. Abschnitt 4.2.2).

Die turbulenten Signale bezüglich der Winkelgeschwindigkeiten sind ebenfalls durch Varianzen charakterisiert. Bezogen auf die  $p$ -Komponente existiert mit Gleichung (3.44) eine weitere analytische Funktion, mit welcher die Varianz  $\sigma_p^2$  beschrieben werden kann. Für  $\sigma_q$  und  $\sigma_r$  sind hingegen nur Näherungslösungen vorhanden, die in Yeager (1998, S. 6 f.) veröffentlicht sind. Sie lauten:

$$\sigma_q \approx \sqrt{\frac{\pi}{2L_w b_w}} \sigma_w, \quad (8.1)$$

$$\sigma_r \approx \sqrt{\frac{2\pi}{3L_w b_w}} \sigma_w. \quad (8.2)$$

Diese Näherungsfunktionen sind zusammen mit Gleichung (3.44) in der Abbildung 8.3 dargestellt und zwar abermals unter Verwendung der von PALM simulierten mittleren Windgeschwindigkeit in 20 ft für den homogenen Fall, welche zur Berechnung von  $\sigma_w$  notwendig ist (vgl. Gleichung (4.13)). Dabei wird zum einen der von FG berechnete Rückgang der Varianz mit zunehmender Höhe und zum anderen die Abnahme der vertikalen Änderungsrate ersichtlich. Zudem ist die Ungleichung  $\sigma_q^2 < \sigma_r^2 < \sigma_p^2$  immer erfüllt. Darüber hinaus ist zu erkennen, dass die aus den vierstündigen Flügen gewonnenen Varianzen der turbulenten  $p$ -Komponente sehr gut mit dem theoretischen Verlauf übereinstimmen, während dies für  $\sigma_q^2$  und  $\sigma_r^2$  nicht gilt. Zwar stimmt sowohl der qualitative Verlauf als auch die Ungleichung  $\sigma_q^2 < \sigma_r^2$ , allerdings weicht die Näherungslösung relativ deutlich von den tatsächlich berechneten Werten ab. Dieses Verhalten ist auf die nicht exakten Näherungsformeln (8.1) und (8.2) zurückzuführen. Davon abgesehen muss weiterhin beachtet werden, dass die hier gezeigten turbulenten Winkelgeschwindigkeiten analog zu den linearen Windgeschwindigkeiten in einem Koordinatensystem definiert sind, welches sich anhand des mittleren Windes in der jeweiligen Höhe ausrichtet. Dies bedeutet, dass die  $p$ -Komponente die Drehung um die Achse beschreibt, welche entlang des mittleren Windes verläuft. Die  $q$ - und  $r$ -Komponente hingegen beschreiben die Drehung um die Achsen jeweils senkrecht zum mittleren Wind in derselben Ebene und vertikal dazu.

Abgesehen von der gesamten Varianz wird im weiteren Verlauf die Verteilung dieser auf die einzelnen turbulenten Skalen betrachtet. Die Turbulenzspektren beziehungsweise die Funktionen der PSDs liefern genau diese spektrale Information. Mit dem Dryden-Modell stehen, wie schon für die Gesamtvarianz, analytische Funktionen zur Verfügung, welche die PSDs von allen sechs Komponenten beschreiben. Diese wurden bereits in Unterabschnitt 3.2.1 hergeleitet. Ob FG

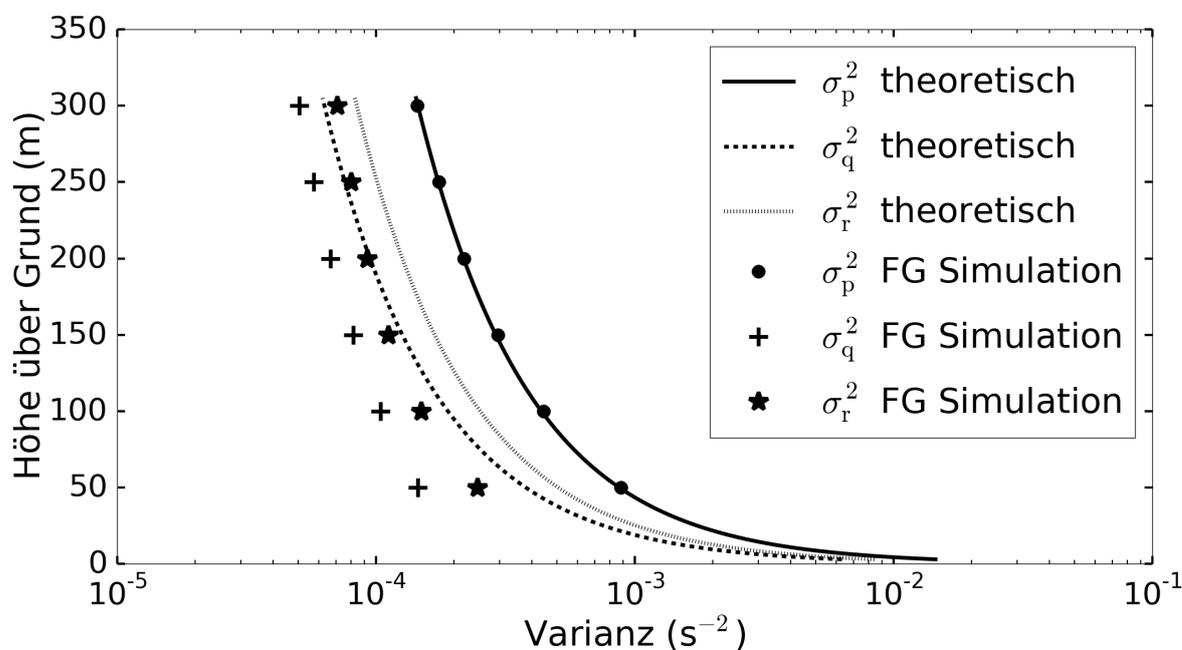


Abbildung 8.3: Vertikalprofile der von FG simulierten Varianzen der turbulenten Winkelgeschwindigkeiten. Die Kurven entsprechen der theoretischen Lösung beziehungsweise der Näherungslösung gemäß der Gleichungen (3.44), (8.1) und (8.2). Die Symbole zeigen die Varianzen, welche in 50 m, 100 m, 150 m, 200 m, 250 m und 300 m aus den ausgegebenen FG-Winddaten während einer vierstündigen Simulation resultieren.

jedoch tatsächlich turbulente Fluktuationen gemäß dieser Spektren berechnet, ist zu prüfen. Die Abbildung 8.4 zeigt daher die theoretischen und aus vierstündigen Flugsimulationen gewonnenen Spektren. Hierbei wurden die theoretischen Lösungen gemäß der Gleichungen (3.15)-(3.17), (3.34), (3.35) und (3.42) erneut unter Verwendung des von PALM simulierten mittleren Windes in 20 ft für den homogenen Fall und unter Berücksichtigung der in Unterabschnitt 4.2.2 aufgezeigten Funktionen der turbulenten Längenskalen und Varianzen berechnet. Da außerdem Wirbel mit einer räumlichen Ausdehnung zwischen 10 m und 150 m das größte Potential besitzen, Passagierflugzeuge mit typischen Flügelspannweiten von circa 30 m entscheidend zu beeinflussen (vgl. Knigge und Raasch, 2016b), wird für die folgende Analyse der Spektren die Annahme getroffen, dass der für ein Flugzeug wichtige spektrale Bereich zwischen der Wellenzahl  $2\pi/150$  m und  $2\pi/10$  m liegt. Die in diesem Intervall befindlichen Wellenzahlen können dem Inertialbereich eines typischen atmosphärischen Turbulenzspektrums zugeordnet werden, sodass bei der Analyse der Spektren in diesem Bereich explizit die Steigung der Kurven untersucht werden soll, um einen Vergleich zum  $\Omega^{-5/3}$ -Gesetz zu ermöglichen (vgl. Abschnitt 1.2). Zur Erzeugung der Spektren aus den jeweiligen von FG ausgegebenen vierstündigen Zeitreihen wurde die Funktion `scipy.signal.welch`<sup>14</sup> von *Python* verwendet. Bei Betrachtung von Abbildung 8.4 ist im Wesentlichen als Ergebnis festzuhalten, dass die aus den Flugsimulationen gewonnenen Spektren gut mit der analytischen Lösung übereinstimmen. Dies gilt insbesondere für die  $u$ - und  $p$ -Komponente. Dennoch treten an einigen Stellen, wie beispielsweise am rechten Rand des Spektrums, größere Unterschiede zwischen der FG-Simulation und der Theorie auf. Diese sind zum einen auf numerische Ungenauigkeiten der Implementierung des Dryden-Modells zurückzuführen. Zum anderen sorgen die nicht exakte Höheneinstellung beim Autopiloten während der Simulation, die leicht variable Ausgabefrequenz der FG-Winddaten und die Auswertungsmethodik zur Bestimmung der Spektren für weitere Ungenauigkeiten. Darüber hinaus verdeutlicht Abbildung 8.4, dass die Energiedichte im Inertialbereich und daher auch in dem für ein Flugzeug relevanten spektralen Bereich des Turbulenzspektrums proportional zu  $\Omega^{-2}$  ist. Dies lässt sich unmittelbar auf das in Abschnitt 3.2 vorgestellte und von FG verwendete Dryden-Modell zurückführen. Gleichzeitig zeigt sich für die Komponenten  $u$ ,  $v$ ,  $w$  und  $p$  im Produktionsbereich ein konstanter Wert. Die Auflösung der aus den Flugsimulationen gewonnene Spektren wird zu großen Wellenzahlen hin durch die Datenausgabefrequenz  $f_A = 30$  Hz (rechtes Kurvenende) gemäß Gleichung

$$\Omega_{\max} = 2\pi f_{\max} = 2\pi \frac{f_A}{2V_t} = \frac{\pi f_A}{V_t} \quad (8.3)$$

und zu kleinen Wellenzahlen hin durch den Parameter `nperseg` der Funktion `scipy.signal.welch` (linkes Kurvenende) begrenzt. Hierbei beschreiben  $\Omega_{\max}$  und  $f_{\max} = f_A/2V_t$  die maximal auflösbare Wellenzahl beziehungsweise räumliche Frequenz (räumliche Nyquist-Frequenz). Der Wert von `nperseg` ist ein Kompromiss zwischen Genauigkeit des dargestellten Spektrums und der Auflösung bezüglich kleinerer Wellenzahlen (großer Wirbel). Für die Darstellung in 8.4 wurde der Parameter so eingestellt, dass alle charakteristischen Stellen der theoretischen Lösung mit abgebildet werden. Davon abgesehen ist am rechten Grenzbereich der Spektren immer ein leichter Anstieg der Energie im Vergleich zur theoretischen Lösung zu erkennen. Dies ist auf die bei der Bildung der Spektren verwendete Funktion `scipy.signal.welch` und die damit im

<sup>14</sup> Für eine Beschreibung dieser Funktion und der dazugehörigen Parameter sei auf die Onlinedokumentation <https://scipy.org/docs.html> verwiesen.

Zusammenhang stehende Verwendung einer Fensterfunktion zurückzuführen. Zudem verschiebt sich der Energieanstieg hin zu größeren Wellenzahlen, wenn die Ausgabefrequenz erhöht wird.

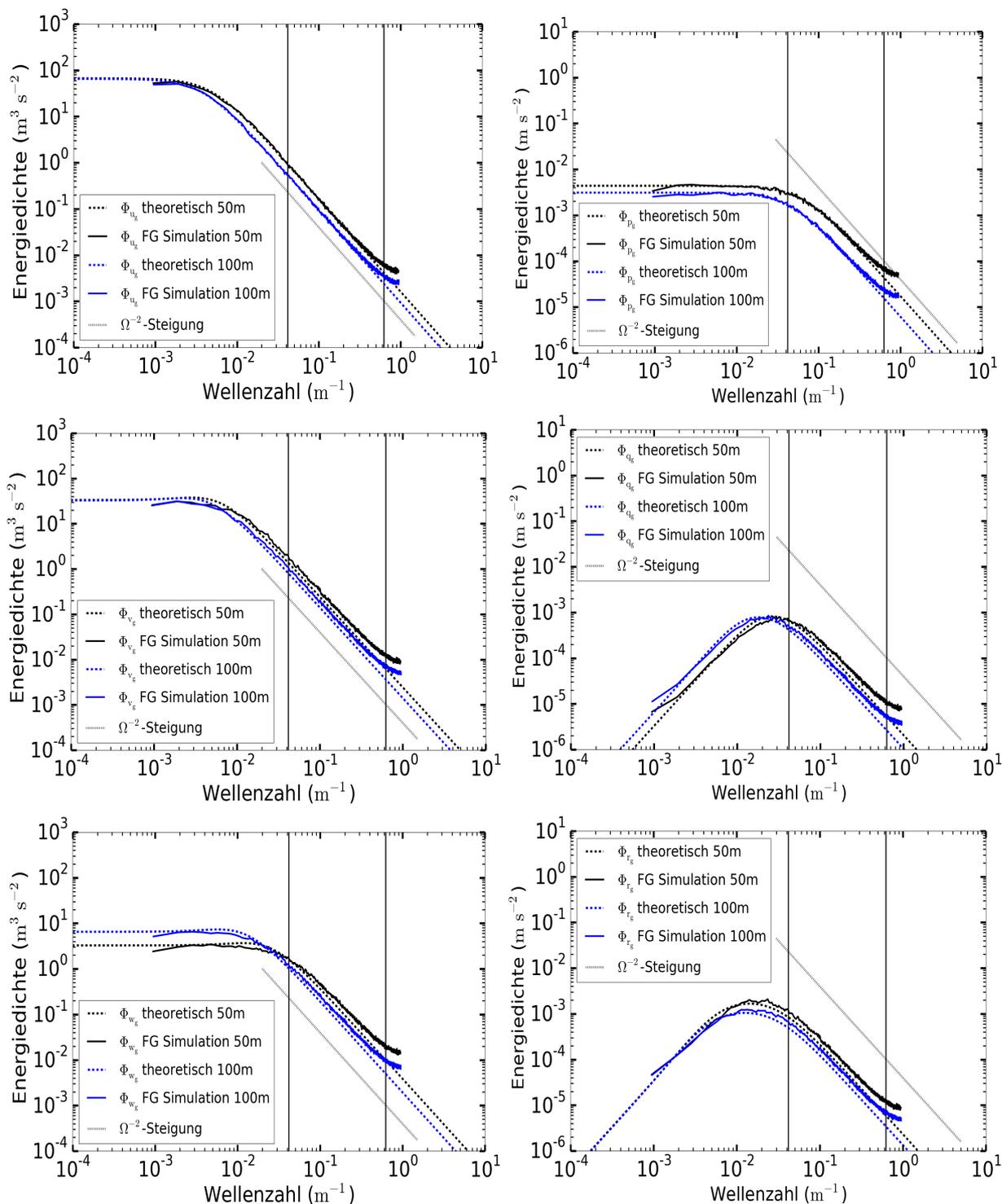


Abbildung 8.4: Spektrale Leistungsdichte der turbulenten Komponenten in 50 m und 100 m Höhe für das FG-Windfeld. Die gestrichelten Kurven entsprechen der theoretischen Lösung gemäß der Gleichungen (3.15)-(3.17), (3.34), (3.35) und (3.42). Die durchgezogenen Linien zeigen die Spektren, welche sich aus den ausgegebenen Winddaten während einer vierstündigen Simulation ergeben. Zur Orientierung ist die  $\Omega^{-2}$ -Gerade eingezeichnet. Die beiden vertikalen Linien kennzeichnen zudem den für ein Passagierflugzeug wichtigen spektralen Bereich der turbulenten Strukturen (10 m-150 m).

Schließlich wird an den Spektren von  $u_g$ ,  $v_g$ ,  $p_g$  und  $r_g$  eine Verschiebung mit der Höhe zu kleinen Energiewerten hin für den gesamten Wellenzahlbereich deutlich. Dies liegt an der mit der Höhe abnehmenden Varianz, sodass das Integral des Spektrums, welches die Gesamtvarianz beschreibt, abnehmen muss. Bei  $w_g$  hingegen bleibt die Varianz mit der Höhe konstant. Im Spektrum ist dies über den Vergleich der 50 m und 100 m Kurve gut zu erkennen. Letztere zeigt geringere Energiewerte bei großen Wellenzahlen und höhere Energiewerte bei kleinen Wellenzahlen, sodass die Gesamtvarianz konstant bleibt. Bei der Komponente  $q_g$  ist dieses Verhalten ebenfalls zu erkennen. Jedoch können die größeren Energiewerte bei geringen Wellenzahlen im Fall der 100 m Kurve die größeren Energiewerte des 50 m Spektrums bei hohen Wellenzahlen nicht ausgleichen, weshalb das Integral und damit die Gesamtvarianz auch bei  $q_g$  mit der Höhe sinkt.

Nachdem nun das von FG simulierte Windfeld erläutert wurde, soll geklärt werden, wie dieses sich mit Bezug zu den in Abschnitt 2.2 erwähnten Grenzwerten verhält. So wird bezogen auf den von FG simulierten mittleren horizontalen Wind in 10 m Höhe mit 22,21 kn ( $11,43 \text{ m s}^{-1}$ ) ein Wert erreicht, welcher das von der ICAO aufgestellte Seitenwindlimit von 20 kn ( $10,29 \text{ m s}^{-1}$ ) bei trockener Landebahn bereits überschreitet. Dies ist ein erster Hinweis darauf, dass die von FG simulierten Landungen in einem als kritisch zu bewertenden Windfeld stattfinden. Die Tabelle 2.1 zeigt jedoch, dass der MDC einer A320 Maschine mit 33 kn ( $16,98 \text{ m s}^{-1}$ ) deutlich höher liegt als der tatsächlich in 10 m erreichte mittlere Horizontalwind von 22,21 kn. Unter Berücksichtigung der Turbulenz sollten Landungen sogar bei totalen seitlichen Windgeschwindigkeiten von bis zu 38 kn ( $19,55 \text{ m s}^{-1}$ ) möglich sein. Anhand von Abbildung 8.1 ist zu erkennen, dass mit einer Überschreitung dieser Limits ausschließlich zwischen ungefähr 100 m und 300 m gerechnet werden muss. Allerdings stehen dem Piloten bei einer Landung für gewöhnlich die am Boden gemessenen Windinformationen zur Verfügung. Auf Basis dieser würden die angegebenen MDCs nicht überschritten werden, sodass mit Bezug zum Bodenwind ein Anflug ohne Sicherheitsbedenken stattfinden könnte.

Des Weiteren ist auch das Turbulenzlevel bei der Beurteilung der potentiellen Gefährdung des von FG simulierten Windfeldes relevant. Die in Abschnitt 2.2 genannten Limits liegen bei einem RMS von 5 kn (ca.  $2,57 \text{ m s}^{-1}$ ) zwischen 200 ft und 1000 ft und bei 4 kn (ca.  $2,06 \text{ m s}^{-1}$ ) unter 200 ft. Zwar beziehen sich diese Angaben meist auf den gesamten Windvektor gemäß

$$\sigma = \left( \left( \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} - \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \right)^2 \right)^{\frac{1}{2}}, \quad (8.4)$$

jedoch können die Limits direkt auf  $\sigma_u$  übertragen werden, da die Komponente entlang der mittleren Windrichtung für die hier vorgestellte Situation zum Hauptteil  $\sigma$  bestimmt. Anhand von Abbildung 8.2 ist ersichtlich, dass mit einem RMS von maximal  $1,26 \text{ m s}^{-1}$  ( $\sigma_u$ ) kein Grenzwert bezüglich der Turbulenz überschritten wird. Zudem herrscht ein Turbulenzlevel im Übergangsbereich zwischen leichter und moderater Turbulenz (vgl. Tabelle 2.2). Zusammenfassend bedeutet dies, dass das von FG angenommene Windfeld, welches sich an dem von PALM simulierten Starkwindereignis für ein homogenes Gelände orientiert, einen Piloten zwar fordern würde, eine Landung allerdings weiterhin erlaubt. Insbesondere mit der Turbulenz sollten Piloten ohne größere Schwierigkeiten umgehen können. Daher ist es wahrscheinlich, dass ein kostspieliges Ausweichmanöver auf einen anderen Flughafen nicht stattfinden würde.

Zum Abschluss dieses Abschnitts soll das Flugverhalten anhand des Lastfaktors, des Rollwinkels

und der Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeugs untersucht werden. Hierbei wird wie im Absatz zuvor auf die in Abschnitt 2.2 eingeführten Grenzwerte zurückgegriffen. Der zeitliche Verlauf des Lastfaktors ist in der folgenden Abbildung 8.5 für drei unterschiedliche Landungen dargestellt, bei denen der Autopilot das Flugzeug auf der angeflogenen 10L/28R Landebahn landen konnte. Dabei kennzeichnet der Nullpunkt der  $x$ -Achse den Beginn der Aufzeichnung, welche immer in einer Höhe von 1000 ft stattfindet. Gleichzeitig endet die jeweilige Flugsimulation mit dem Stillstand des Flugzeugs, weshalb der Lastfaktor nach dem Aufsetzen aufgrund abnehmender Geschwindigkeit gegen null tendiert. Die während des Anflugs registrierten Schwankungen des Lastfaktors sind auf die Windfluktuationen zurückzuführen, welche den Auftrieb und damit auch den Lastfaktor modifizieren. Diese Schwankungen nehmen zum Boden hin zu, da auch die Varianz des zugrundeliegenden Windfeldes unmittelbar über der Erdoberfläche die größten Werte annimmt. Zwischen 70s und 80s erfolgt die eigentliche Landung, welche oft durch einen Anstieg des Lastfaktors unmittelbar zuvor und einer daran anknüpfenden starken Reduktion gekennzeichnet ist. Der verzeichnete Anstieg lässt sich mit der Erhöhung des Anstellwinkels begründen. Diese wird häufig vom Autopiloten kurz vor dem Aufsetzen durchgeführt, da das Flugzeug in diesem Moment bezogen auf den idealen Gleitpfad meist zu tief fliegt. Die starke Reduktion des Lastfaktors geht hingegen mit dem plötzlichen Auftriebsverlust an den Flügeln einher, welcher beim Aufsetzen eintritt. Insgesamt lässt der Verlauf des Lastfaktors den Schluss zu, dass es sich bei den automatischen Flügen in den von FG selbst bereitgestellten Windfeldern um einen unruhigen Anflug handelt, bei dem die Insassen Schwerebeschleunigungen zwischen 0,8 g und 1,2 g in nur wenigen Sekunden verspüren würden. In der Spitze sind somit wetterbedingte Fluktuationen des Lastfaktors von fast 0,2 bei einem leichten bis moderaten Turbulenzlevel denkbar. Lastfaktoren von bis zu 1,2 g sind für die Personen an Bord, wie in Abschnitt 2.2

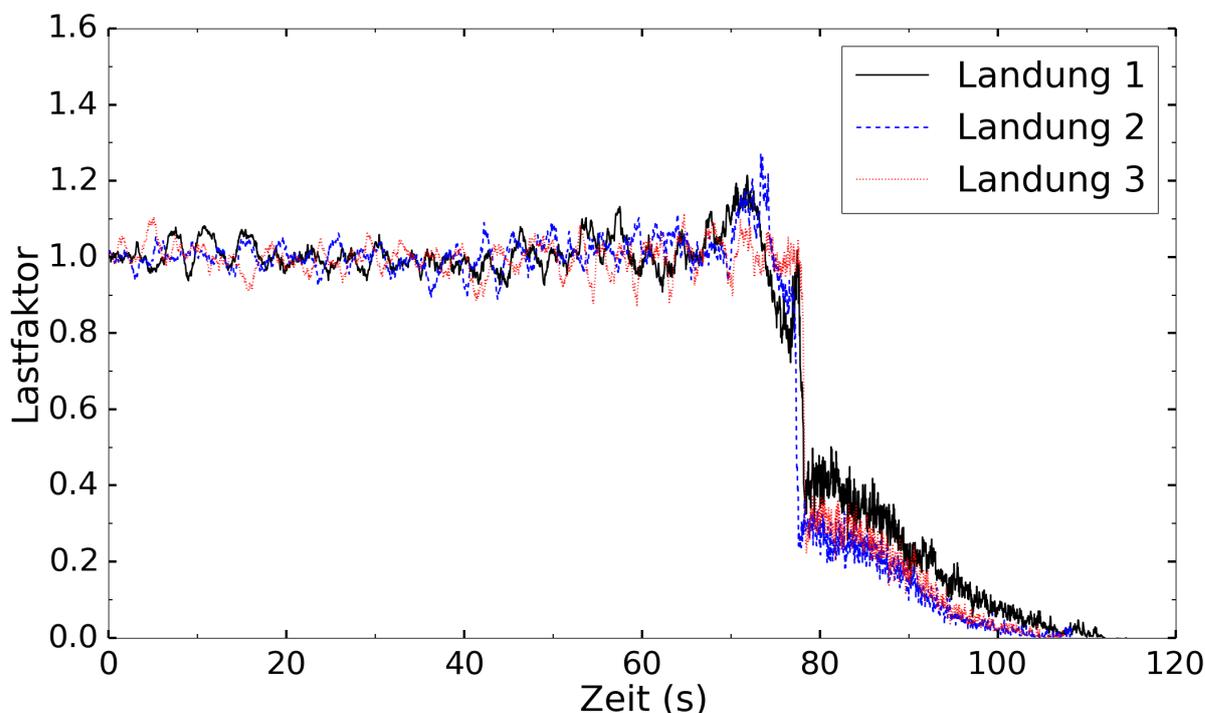


Abbildung 8.5: Zeitlicher Verlauf des Lastfaktors für drei unterschiedliche ILS-Landungen im von FG simulierten Windfeld.

erläutert, bereits mit dem Gefühl eines  $34^\circ$ -Kurvenflugs gleichzusetzen.

Das Limit der Vertikalgeschwindigkeit von  $16,7 \text{ ft s}^{-1}$ , hier positiv nach unten definiert, wird unter 200 ft bei jeder der drei Landungen überschritten (nicht gezeigt). Zum Teil treten Werte von deutlich über  $20 \text{ ft s}^{-1}$ , sodass ein Pilot auf Basis dieser Angaben und der Grenzwerte in Abschnitt 2.2 vermutlich ein Durchstartmanöver veranlassen würde. Des Weiteren kann beim Aufsetzen bei einer Vertikalgeschwindigkeit zwischen  $7 \text{ ft s}^{-1}$  und  $10 \text{ ft s}^{-1}$  von einer harten Landung gesprochen werden, woraus Inspektionsmaßnahmen des Flugzeugs resultieren könnten. Bezüglich des Rollwinkels werden in allen drei Flügen die Grenzwerte in Höhen unter 200 ft überschritten. Dabei nehmen die auftretenden Werte zum Boden hin zu, da der implementierte Autopilot versucht mit immer größeren Auslenkungen die Abweichungen vom idealen Gleitpfad zu korrigieren. Teilweise werden unrealistisch große Winkel von über  $25^\circ$  meist kurz vor dem Aufsetzen ( $< 100 \text{ ft}$ ) erreicht.

Insgesamt bleibt daher festzuhalten, dass das von FG selbst bereitgestellte Windfeld den implementierten Autopiloten vor große Herausforderungen stellt. Dennoch gelingen die meisten Landungen, wenn auch mit einem hohen Risiko und möglichen Beschädigungen am Fluggerät. Ein Pilot hätte eine automatische Landung unter diesen Bedingungen mit großer Sicherheit abgebrochen. Weiterhin ist es wichtig zu bedenken, dass sich die von FG berechneten Werte des Lastfaktors, der Vertikalgeschwindigkeit und des Rollwinkels anders verhalten würden, wenn ein Pilot die Maschine landen würde. Dies lässt sich über die unterschiedlichen Reaktionszeiten von Autopiloten und Menschen begründen. Zudem interpretiert ein Mensch die Windsituation auf eine andere Art und Weise als die Software eines Autopiloten. Dennoch dürfte insbesondere die von FG simulierte Windscherung in den untersten 500 ft und weniger die Turbulenz den Piloten fordern. Dies bestätigen auch die stichprobenartig durchgeführten Flugsimulationen in dem von FG berechneten mittleren Windfeld. So stößt der implementierte Autopilot der A320-211 Maschine bereits bei Flügen ohne Turbulenz an seine Grenzen, da die Maschine immer am linken Rand der Landebahn aufsetzt und nicht wie bei Flügen ohne Wind zentral.

## 8.2 Flüge durch die von PALM berechneten Windfelder

Im Folgenden werden die ILS-Landungen in den von PALM bereitgestellten Windfeldern vorgestellt. Hierbei wird abermals auf typische Charakteristika der verwendeten Winddaten eingegangen, bevor daran anknüpfend analog zu Abschnitt 8.1 das Flugverhalten analysiert wird. Da mit dem Modell PALM sowohl eine Windsituation unter Annahme eines homogenen Geländes als auch unter Berücksichtigung von Topographie generiert wurde, erfolgt zuerst in Unterabschnitt 8.2.1 die Vorstellung und Analyse der Flugsimulationen und des zugrundeliegenden Windfeldes für den homogenen Fall. Daran anknüpfend werden in Unterabschnitt 8.2.2 die Untersuchungen des Windfeldes und der Flugsimulationen für die heterogene Situation vorgestellt.

### 8.2.1 Fallbeispiel homogenes Gebiet

Die nachfolgende Abbildung 8.6 zeigt das Vertikalprofil der mittleren horizontalen Windgeschwindigkeit, die das Flugzeug bei einer Landung erfährt. Zudem ist die totale Horizontalgeschwindigkeit, die während einer einzigen Landung vom Flugzeug bis zum Stillstand registriert wurde, dargestellt. Bezogen auf den mittleren Wind ist eine nahezu logarithmische Zunahme mit besonders starker Windscherung unmittelbar über dem Erdboden für die untersten 300 m zu

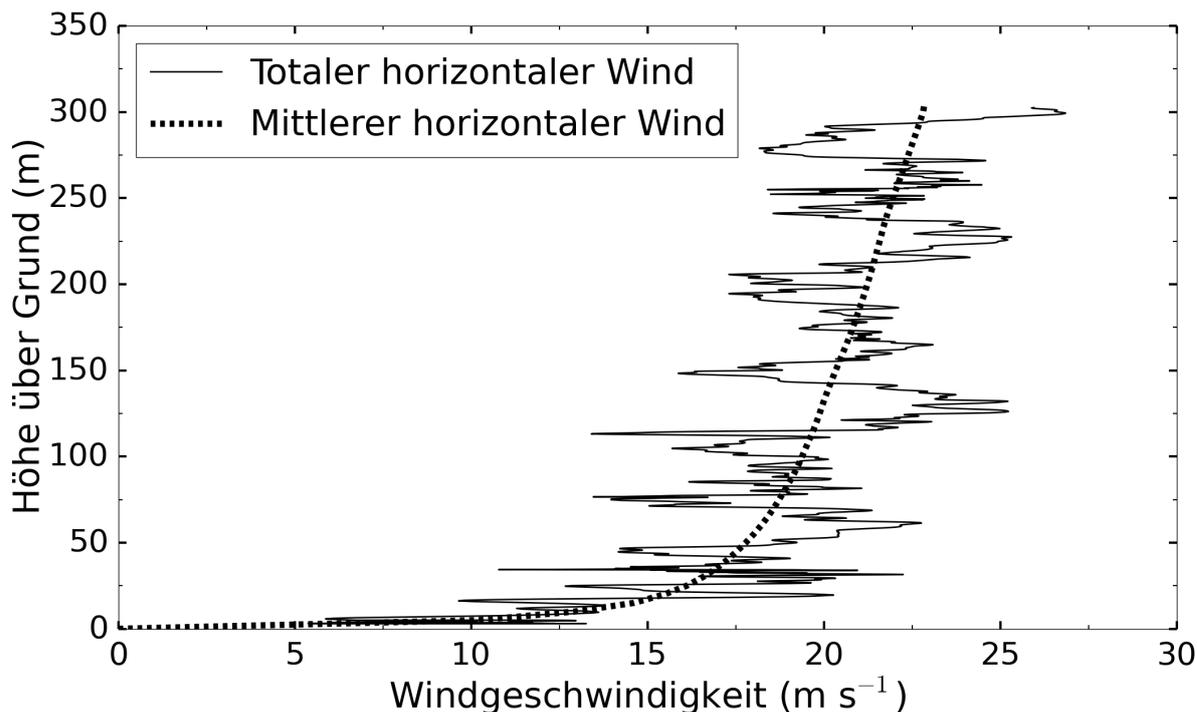


Abbildung 8.6: Vertikalprofil des von PALM simulierten mittleren horizontalen Windes und der tatsächlich vom Flugzeug registrierten totalen Windgeschwindigkeit während einer Landung im von PALM generierten Windfeld.

erkennen. Des Weiteren zeigen sich anhand der totalen Windgeschwindigkeit starke dem mittleren Wind überlagerte Schwankungen von über  $5 \text{ m s}^{-1}$  in sehr kurzer Zeit. Beim Interpretieren der totalen Werte muss berücksichtigt werden, dass die Flugzeugposition bei der Landung aufgrund der Windverhältnisse zum Teil große Abweichungen vom idealen Gleitpfad aufweist. Dadurch wird an einigen Stellen die Höhe gehalten, da das Flugzeug in dem jeweiligen Moment den Flughafen zu niedrig anfliegt, woraus wiederum für ein Höhenniveau mehrere Windgeschwindigkeitsdaten vorhanden sind. Aus diesem Grund scheint die vertikale Änderungsrate des totalen Windes an einigen Stellen nahezu gegen unendlich zu gehen, da alle Ausgabedaten in Abbildung 8.6 dargestellt sind. Das gleiche Verhalten zeigt sich bereits, wenn auch weniger ausgeprägt, bei den Flügen durch das von FG bereitgestellte Windfeld (vgl. Abbildung 8.1).

Da die totalen Werte von  $w$ , ausschließlich ausgelöst durch die Turbulenz, meist um einiges kleiner sind als die totalen horizontalen Windgeschwindigkeiten, ist der Anteil der instantanen Vertikalgeschwindigkeit am registrierten totalen Wind gegenüber dem augenblicklichen Horizontalwind zu vernachlässigen. Dennoch spielt die  $w$ -Komponente im PALM-Feld mit lokalen Spitzen von über  $5 \text{ m s}^{-1}$  eine bedeutendere Rolle als in dem von FG simulierten Windfeld, wo selten größere Werte als  $1 \text{ m s}^{-1}$  auftreten (vgl. Abschnitt 8.1).

Hinsichtlich der mittleren horizontalen Windrichtung lässt sich festhalten, dass diese in dem für die Flugsimulationen relevanten Höhenbereich lediglich eine Änderung von  $2^\circ$  aufweist. So dreht der Wind von circa  $208^\circ$  am Boden auf circa  $210^\circ$  in knapp 300 m Höhe. Die hierbei auftretenden vertikalen Änderungsraten sind im Gegensatz zum von FG simulierten Windfeld nicht konstant und variieren über den gesamten Höhenbereich. Das Vorzeichen dieser Änderungen ist meist positiv, sodass die Windrichtung insgesamt mit der Höhe nach rechts dreht. Alles in

allem sind die Windrichtungsänderungen jedoch zu vernachlässigen, sodass im Mittel von einer Windrichtung senkrecht zum Flugzeugpfad ausgegangen werden kann.

Die Stärke der Turbulenz im von PALM berechneten Windfeld wird im Folgenden abermals über die Varianz bewertet. Dabei werden die ursprünglichen turbulenten Windgeschwindigkeitswerte in ein an dem mittleren Wind ausgerichteten Koordinatensystem transformiert. Dies soll im weiteren Verlauf einen besseren Vergleich mit dem Dryden-Modell und mit der von FG berechneten Turbulenz ermöglichen, die vorerst ebenfalls in solch einem Koordinatensystem definiert ist (vgl. Unterabschnitt 4.2.2 und Abschnitt 8.1). Die Abbildung 8.7 zeigt die Vertikalprofile der von PALM simulierten Varianzen der  $u$ -,  $v$ - und  $w$ -Komponente für die Windsituation ohne Gebäudeeinfluss. Es wird deutlich, dass die Schwankungsbreite der jeweiligen Windgeschwindigkeitskomponente für alle drei Raumrichtungen unterschiedlich ist. Die größten Varianzen werden von PALM in Richtung der mittleren Windrichtung simuliert, gefolgt von den Werten für  $\sigma_v^2$  und schließlich  $\sigma_w^2$ . Des Weiteren ist die Turbulenz bodennah zwischen 10 m und 50 m am stärksten. Dies ist auf die durch die Erdoberflächenreibung erzeugte große Windscherung in diesem Bereich zurückzuführen. Zu größeren Höhen hin nimmt die Intensität der Schwankungen entlang der mittleren horizontalen Windrichtung zuerst deutlich, dann geringer ab. Bezogen auf  $\sigma_v^2$  ist eine Abnahme ab circa 25 m zu erkennen, wohingegen  $\sigma_w^2$  ab knapp 50 m nahezu konstant bleibt. An einigen Stellen sind zudem erneute Anstiege der Varianz zu erkennen. Dieses Verhalten ist allerdings kein physikalisches Phänomen, sondern hängt mit der Auswertungsmethodik zusammen. So wurde zur Bestimmung der Varianzen ausschließlich die jeweilige Gitterebene des PALM-Windfeldes verwendet. Mittels eines einzigen räumlich begrenzten Windfeldes kann die Turbulenzstatistik einer stationären und horizontal homogenen meteorologischen Situation für gewöhnlich jedoch nicht ausreichend erfasst werden. Beispielsweise würden die Kurven bei einem

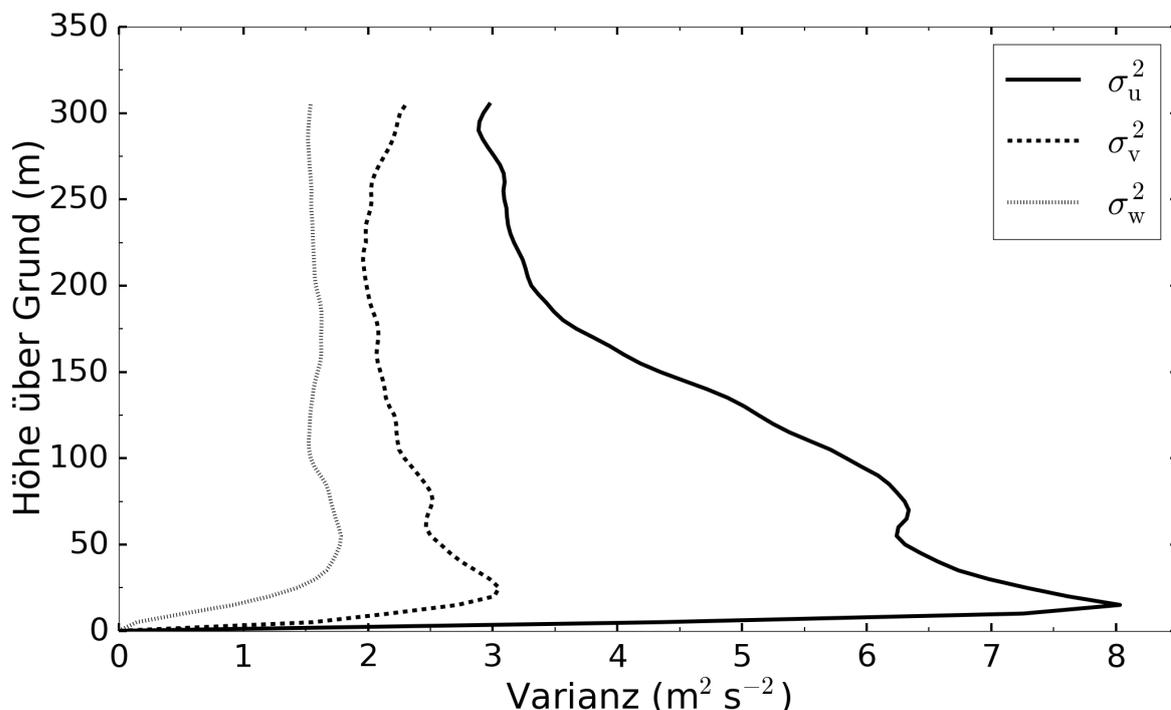


Abbildung 8.7: Vertikalprofile der von PALM simulierten Varianzen der turbulenten Windgeschwindigkeiten für den homogenen Fall.

zusätzlichen zeitlichen Mittel glatter verlaufen und eine stetige Abnahme der Varianz auf Werte um null im Bereich der Grenzschichthöhe darstellen (z. B. Knigge und Raasch, 2016b). Dennoch quantifizieren die Kurvenverläufe in Abbildung 8.7 die Schwankungsbreite, welche das Flugzeug beim Durchfliegen eines Höhenniveaus erfahren würde. Schließlich wird in FG nur ein instantanes und räumlich begrenztes Windfeld implementiert und kein zeitlich variables Feld implementiert. Da PALM ausschließlich  $u$ ,  $v$  und  $w$  ausgibt, können die Varianzen bezüglich der Winkelgeschwindigkeitskomponenten nicht direkt aus den räumlichen Daten des PALM-Windfeldes gewonnen werden. So standen in Abschnitt 8.1 zur Bestimmung von  $\sigma_p^2$ ,  $\sigma_q^2$  und  $\sigma_r^2$  einerseits konkrete analytische Funktionen zur Verfügung und andererseits vierstündige Zeitreihen aus Flügen in unterschiedlichen Höhenniveaus. Um dennoch einen Vergleich der simulierten turbulenten Winkelgeschwindigkeiten ausgedrückt durch die Varianzen zwischen den verschiedenen Flugsimulationen zu ermöglichen, wurden vierstündige Flüge durch das PALM-Windfeld in sechs unterschiedlichen Höhen durchgeführt. Die hierbei ermittelten Werte sind in Abbildung 8.8 visualisiert. Dabei zeigt sich für alle drei Komponenten  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_g$  eine Verringerung der Varianzen mit der Höhe, wobei die vertikale Änderungsrate ebenfalls mit der Höhe abnimmt. Die größten Werte treten bei der turbulenten Drehbewegung um die vertikale Achse auf ( $r_g$ ), gefolgt von den Varianzen der Bewegung um die parallel zum mittleren Wind ausgerichtete  $x$ -Achse ( $p_g$ ).  $\sigma_q^2$  weist die kleinsten Werte auf. Insgesamt können die Varianzen der turbulenten Winkelgeschwindigkeiten ab 50 m Höhe über Potenzfunktionen angenähert werden, deren Werte sich mit zunehmender Höhe verkleinern. Die Näherungsfunktionen sind ebenfalls in Abbildung 8.8 dargestellt. Abgesehen von den Varianzen sollen auch die Spektren des PALM-Windfeldes analog zu den in

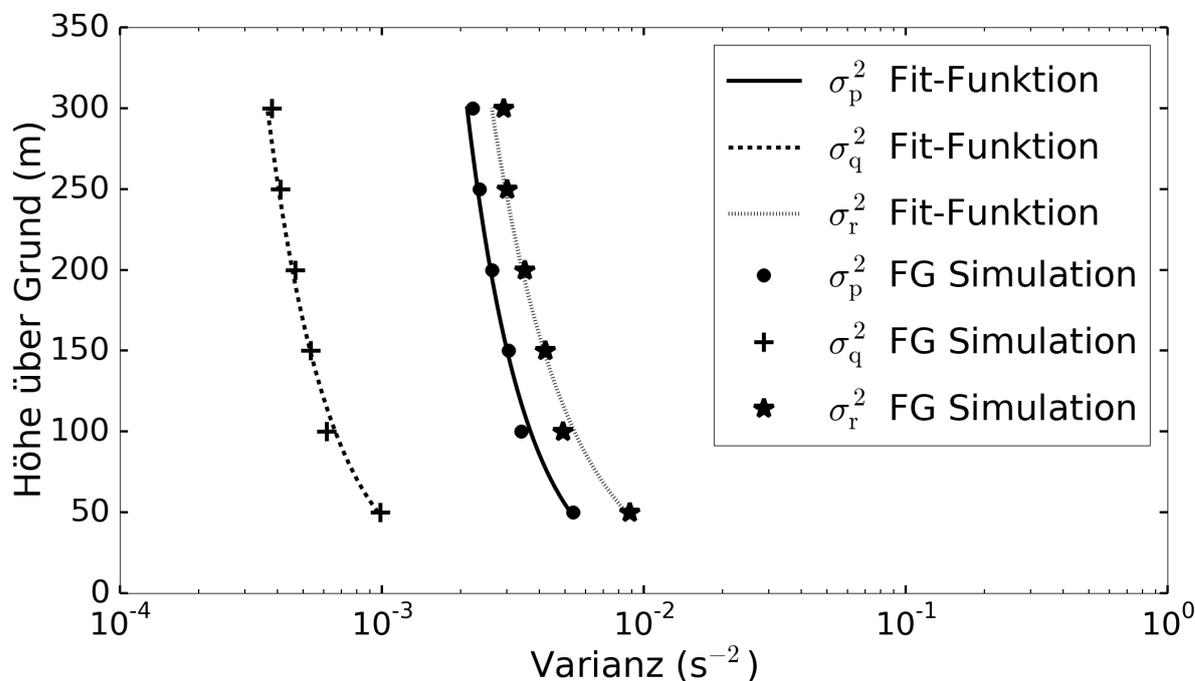


Abbildung 8.8: Vertikalprofile der von PALM simulierten Varianzen der turbulenten Winkelgeschwindigkeiten für den homogenen Fall. Die Kurven beschreiben die an die tatsächlichen Werte angenäherten Potenzfunktionen. Außerdem verdeutlichen die Symbole die Varianzen, welche in 50 m, 100 m, 150 m, 200 m, 250 m und 300 m Höhe aus den durchgeführten vierstündigen Flügen resultieren.

Abschnitt 8.1 betrachteten FG-Spektren analysiert werden. Hierbei konnte mit Bezug zu den linearen Komponenten  $u$ ,  $v$  und  $w$  jedoch nicht auf die von *Python* bereitgestellte `scipy.signal.welch` Funktion zurückgegriffen werden, da die Daten nicht als Zeitreihe, sondern räumlich verteilt vorlagen. Daher wurde in diesem Fall zur Erzeugung der Spektren die `scipy.signal.periodogram`<sup>15</sup> Funktion verwendet. Hierbei erfolgte zuerst die Bildung der Spektren entlang der  $y$ -Achse für jeden  $x$ -Wert. Anschließend wurde über die Spektren entlang  $x$  gemittelt. Bei den turbulenten Winkelgeschwindigkeiten konnte das Spektrum nicht durch die räumliche Analyse gewonnen werden, sondern ausschließlich über die Ausgabedaten der vierstündigen simulierten Flüge im PALM-Windfeld. Das Ergebnis ist für die sechs Komponenten in Abbildung 8.9 dargestellt. Dabei ist ersichtlich, dass die Kurven für ein begrenztes Intervall im Inertialbereich dem  $\Omega^{-\frac{5}{3}}$ -Gesetz folgen, wobei dieser Bereich bezogen auf die linearen turbulenten Komponenten für  $u_g$  am breitesten ist, gefolgt von  $v_g$  und schließlich  $w_g$ . Bei den turbulenten Winkelgeschwindigkeiten weisen die Spektren von  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_g$  eine ähnliche Intervallbreite auf, für welche das  $\Omega^{-\frac{5}{3}}$ -Gesetz angenommen werden kann.

Davon abgesehen zeigt die Abbildung 8.9, dass in Richtung größerer Wirbel die Kurven der linearen Komponenten, mit Ausnahme von dem  $u_g$ -Spektrum, flacher verlaufen. Dementsprechend nimmt die Änderungsrate der Energiedichte für kleine Wellenzahlen bei  $v_g$  und  $w_g$  ab. Dieses Verhalten könnte bereits auf den für Turbulenzspektren ebenfalls typischen Produktionsbereich hindeuten. Im Hinblick auf die turbulenten Winkelgeschwindigkeiten ist bei kleinen Wellenzahlen eine Abnahme der Energiedichte erkennbar. Somit haben große Wirbel in einer Strömung einen geringen Beitrag an den turbulenten Drehbewegungen um die jeweilige Achse.

Des Weiteren zeigen alle Spektren bei großen Wellenzahlen eine unerwartet starke Reduktion der Energiedichte, welche auch die für ein Flugzeug wichtigen turbulenten Skalen betrifft. Dies ist auf die Numerik und damit zusammenhängende Diskretisierungsfehler im Modell zurückzuführen, wodurch bei kleinen Wirbeln neben der physikalischen Dissipation durch das Subskalenmodell eine zusätzliche numerische Dissipation stattfindet, welche wiederum infolge der numerischen Diffusion des Advektionsverfahrens nach Wicker und Skamarock (2002) auftritt. Dadurch wird auf kleiner Skala zu viel Energie herausgenommen, weshalb teilweise um bis zu zwei Größenordnungen geringere Werte als in der Theorie auftreten (vgl. Sühling, 2010). Dies bedeutet, dass zukünftig bei möglichst realistischen Flügen im Simulator PALM-Windfelder genommen werden sollten, deren räumliche Auflösung das  $\Omega^{-\frac{5}{3}}$ -Gesetz für alle relevanten Flugzeugskalen garantiert. Für eine A320-Maschine sind daher Auflösungen von einem Meter und weniger anzustreben.

Zusätzlich dazu ist bei den turbulenten Winkelgeschwindigkeiten ein lokales Maximum bei großen Wellenzahlen zu erkennen, welches bei den linearen Komponenten nicht auftaucht und im Folgenden als Buckel bezeichnet werden soll. Dies ist kein physikalisches Phänomen, sondern hängt mit der Methodik zur Bestimmung von  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_g$  zusammen. So konnte festgestellt werden, dass die Position und Häufigkeit des Auftretens dieser Buckel im hohen Maße von den Flugzeugabmessungen bestimmt wird, welche für die Berechnung der Gradienten nach Gleichungen (3.26)-(3.29) notwendig sind. Beispielsweise verschiebt sich der erste Buckel im Spektrum deutlich nach links, wenn höhere Spannweiten angenommen werden. Gleichzeitig treten in diesem Fall weitere Buckel auf, die in der Spitze geringere Energiewerte erreichen als der jeweils vorherige Hochpunkt eines

<sup>15</sup> Für eine Beschreibung dieser Funktion und der dazugehörigen Parameter sei auf die Onlinedokumentation <https://scipy.org/docs.html> verwiesen.

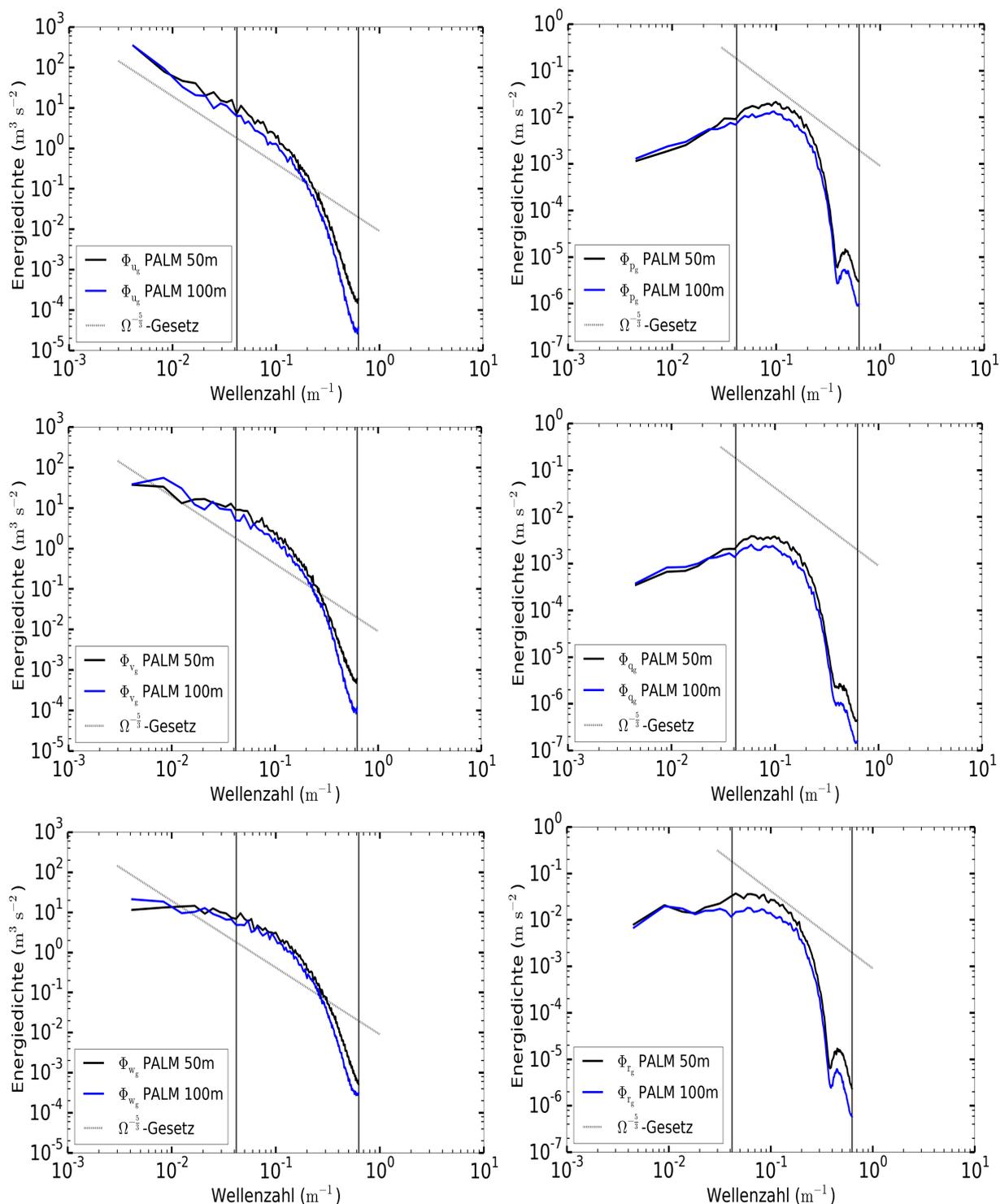


Abbildung 8.9: Spektrale Leistungsdichte der sechs Komponenten in 50 m und 100 m Höhe für das PALM-Windfeld im homogenen Fall. Zur Orientierung ist das 5/3-Gesetz nach Kolmogorov (1941) eingezeichnet. Zudem kennzeichnen die beiden vertikalen Linien den für ein Passagierflugzeug wichtigen spektralen Bereich der turbulenten Strukturen (10 m und 150 m).

Buckels. Anschaulich ist dieses ungewöhnliche Verhalten damit zu begründen, dass Wirbel kleiner als die Strecken, entlang derer die linearen Gradienten gebildet werden, keinen Einfluss auf  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_g$  haben können. Dennoch löst PALM je nach Gitterweite auch Gradienten entlang einer Distanz auf, welche deutlich kleiner sind als typische Flugzeugabmessungen. Somit erscheint

beim Spektrum der turbulenten Winkelgeschwindigkeiten bei großen Wellenzahlen ein Beitrag ungleich null. Daher sind die Spektren von  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_g$  streng genommen nur bis zum Auftreten des ersten Buckels aussagekräftig.

Grundsätzlich werden die Kurven von rechts durch die verwendete räumliche Abtastfrequenz  $f_s = 1/\Delta x$  begrenzt, welche die maximal auflösbare Wellenzahl  $\Omega_{\max}$  gemäß Gleichung

$$\Omega_{\max} = 2\pi f_{\max} = 2\pi \frac{f_s}{2} = \frac{\pi}{\Delta x} \quad (8.5)$$

festlegt. Die Auflösung der Spektren hin zu kleinen Wellenzahlen ist hingegen durch die gewählte Modellgebietsgröße ( $N_g \Delta x$ ) bestimmt, welche damit die minimal noch auflösbare Wellenzahl  $\Omega_{\min}$  nach Gleichung

$$\Omega_{\min} = 2\pi f_{\min} = 2\pi \frac{f_s}{N_g} = \frac{2\pi}{N_g \Delta x} \quad (8.6)$$

definiert.  $N_g$  beschreibt die Anzahl an Datenpunkten entlang einer Raumrichtung, die für die Spektrenbildung relevant ist. Zudem kennzeichnen  $f_{\max} = f_s/2$  und  $f_{\min} = f_s/N_g$  die maximale und minimale räumliche Frequenz, die durch das gewählte PALM-Set-up aufgelöst werden können. Schließlich lässt sich an den PALM-Spektren eine Verschiebung mit der Höhe zu kleineren Energiewerten erkennen. Diese steht im Einklang mit der in vertikaler Richtung abnehmenden Varianz, da das Integral des Spektrums genau diese Größe beschreibt.

Die vorangegangene Analyse des PALM-Windfeldes ermöglicht es im Folgenden die potentielle Gefährdung für ein Flugzeug, welches das simulierte Windfeld durchfliegt, mit Bezug auf die in Abschnitt 2.2 erwähnten Grenzwerte zu beurteilen. Die Abbildung 8.6 macht deutlich, dass der mittlere Horizontalwind in 10 m Höhe mit 25,12 kn ( $12,92 \text{ m s}^{-1}$ ) das von der ICAO aufgestellte 20 kn-Seitenwindlimit um mehr als 5 kn überschreitet. Gleichzeitig werden die für eine A320-Maschine angegebenen Werte des MDCs von 33 kn ( $16,98 \text{ m s}^{-1}$ ) im Mittel und 38 kn ( $19,55 \text{ m s}^{-1}$ ) mit Turbulenz bereits in Höhen unter 50 m überschritten. Trotz dieser Gefährdung der Flugsicherheit durch das Windfeld ist davon auszugehen, dass sich der Pilot mit Bezug auf den Bodenwind (10 m Höhe) weiterhin für einen Landeanflug entscheiden würde, da auf dessen Basis der MDC nicht überschritten wird. Auch unter Hinzunahme der Grenzwerte mit Bezug zur Turbulenz wird das hohe Risiko einer Landung weiter bekräftigt. So wurde bereits in Abschnitt 8.1 wurde dargelegt, dass die Betrachtung von  $\sigma_u$  hinsichtlich der Limits von 5 kn (ca.  $2,57 \text{ m s}^{-1}$ ) zwischen 200 ft und 1000 ft und 4 kn (ca.  $2,06 \text{ m s}^{-1}$ ) unter 200 ft ausreicht. Somit wird anhand von Abbildung 8.7 deutlich, dass der Grenzwert für den RMS unter 200 ft (ca. 61 m) überschritten wird, wobei Maxima von über  $2,8 \text{ m s}^{-1}$  auftreten. Oberhalb dieses bodennahen Bereichs jedoch erreicht der RMS das Limit von  $2,57 \text{ m s}^{-1}$  nicht mehr. Dennoch muss für nahezu den gesamten Bereich ab 1000 ft von moderater bis schwerer Turbulenz ausgegangen werden (siehe Tabelle 2.2). Zusammenfassend bedeutet dies, dass trotz der Gefährdung aufgrund des Windfeldes, Piloten in der Realität eine Landung versuchen würden. Insbesondere in Höhen über 200 ft könnte der Pilot die Gefährdung des Windfeldes zuerst unterschätzen, da auf diesem Niveau einerseits die mittleren Windgeschwindigkeiten im Zusammenspiel mit einer lediglich moderaten vertikalen Änderungsrate voraussichtlich gut zu beherrschen sind und andererseits das am RMS gemessene Turbulenzniveau für Höhen über 200 ft unter den angegebenen Grenzwerten bleibt. In der kritischen Flugphase jedoch, das heißt unter 200 ft, treten große vertikale Windscherungen

verbunden mit starker Turbulenz auf, wodurch der hier betrachtete Grenzwert für den RMS überschritten wird. Dies könnte Piloten überraschen und in Schwierigkeiten bringen, sodass die hier vorgestellte Windsituation für Übungen im Flugsimulator im Hinblick auf Extremwetterereignisse gut geeignet wäre.

Zum Abschluss dieses Abschnitts soll das Verhalten der flugzeugbezogenen Parameter bei den durchgeführten ILS-Landungen analysiert werden. In diesem Zusammenhang sei erwähnt, dass sich das Flugzeug bei jeder Landung beginnend in 1000 ft an einer zufälligen und nicht vorher klar definierten Position im PALM-Windfeld befindet. Da das Flugzeugverhalten im hohen Maße von den zuvor durchflogenen Strömungsverhältnissen abhängt, zeigt sich aufgrund der variablen Anfangsposition im Windfeld von PALM für jede neue Landung ein zum Teil deutlich anderes Flugverhalten verglichen mit Landungen in demselben Windfeld zuvor. Grundsätzlich ist hierbei festzuhalten, dass der Autopilot daran scheitert, dass Flugzeug sicher auf die beabsichtigte Landbahn aufzusetzen. Da FG allerdings keine Schäden am A320-211 simuliert und auch Landungen neben der Piste kein signifikant anderes Verhalten zeigen als auf der asphaltierten Bahn, können alle relevanten Daten genauso wie bei den in Abschnitt 8.1 durchgeführten Simulationen bis zum Stillstand des Flugzeugs analysiert werden. Die Abbildung 8.10 zeigt abermals den zeitlichen Verlauf des Lastfaktors für drei beispielhaft ausgewählte Landungen. Es zeigt sich, dass die Ausschläge des Lastfaktors, verursacht durch die Windschwankungen, um mehr als  $\pm 0,3g$  von  $1g$  abweichen. Dies deutet auf einen sehr unruhigen Flug hin, bei dem die Insassen Schwerebeschleunigungen zwischen  $0,7g$  und  $1,3g$  in kurzer Zeit verspüren. Maximal sind noch größere Werte wahrscheinlich, insbesondere wenn der Autopilot in den letzten Sekunden vor dem Aufsetzen mit großen Auslenkungen bezogen auf einen geradlinigen und ebenen Flug versucht, die Abweichungen vom idealen Gleitpfad zu korrigieren. So sind die maximal auftretenden

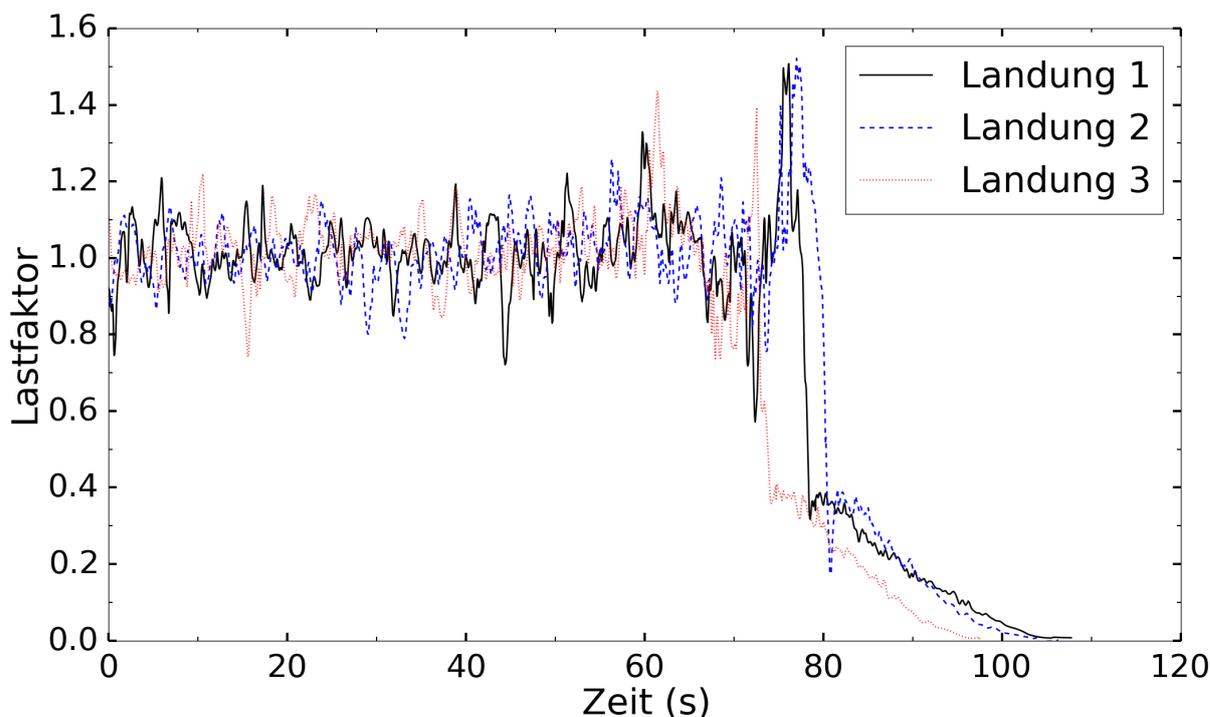


Abbildung 8.10: Zeitlicher Verlauf des Lastfaktors für drei unterschiedliche ILS-Landungen im von PALM simulierten homogenen Fall.

Lastfaktoren mit dem Gefühl eines kontrollierten  $45^\circ$ -Kurvenflugs zu vergleichen (vgl. Abschnitt 2.2). Dies allein würde jedoch nicht als unangenehm empfunden werden, sondern eher die starken Fluktuationen des Lastfaktors. Diese sind mit einer Situation gleichzusetzen, in welcher der Pilot in schneller Abfolge den Rollwinkel beim Kurvenflug ändert. Außerdem ist anhand der dritten Landung zu erkennen, dass auch die verstrichene Zeit von 1000 ft bis zum Aufsetzen des Flugzeugs größere Schwankungen aufweisen kann. Je nach durchflogener Strecke im Windfeld von PALM verschiebt sich der Zeitpunkt des Aufsetzens um mehr als 5 s. Dies verdeutlicht den unvorhersehbaren Charakter einer turbulenten Strömung.

Das Limit bezüglich der Vertikalgeschwindigkeit von  $16 \text{ ft s}^{-1}$  wird unter 200 ft bei allen durchgeführten Landungen überschritten, wobei Werte von über  $30 \text{ ft s}^{-1}$  auftreten (nicht gezeigt). Somit wäre ein Durchstartmanöver des Piloten sehr wahrscheinlich. Im Vergleich hierzu weist die Vertikalgeschwindigkeit beim Aufsetzen meist relativ geringe Werte zwischen  $4 \text{ ft s}^{-1}$  und  $12 \text{ ft s}^{-1}$  auf. Dies spiegelt sich auch in dem Verlauf des Lastfaktors in Abbildung 8.10 wieder, welcher durch die Erhöhung des Anstellwinkels kurz vor dem Aufsetzen die höchsten Werte annimmt, wodurch wiederum der Auftrieb zu- und die Vertikalgeschwindigkeit abnimmt. Daher sind nicht alle Landungen unter Berücksichtigung des in Abschnitt 2.2 eingeführten Wertes von  $6 \text{ ft s}^{-1}$  als harte Landungen zu bewerten.

Die Grenzwerte hinsichtlich des Rollwinkels ab 200 ft werden in allen Flügen überschritten, wobei die Werte, wie schon bei den Flügen durch das von FG bereitgestellte Windfeld, zum Boden hin zunehmen und teilweise unrealistisch große Winkel von bis zu  $30^\circ$  auftreten. Trotzdem reichen diese vom Autopiloten gesteuerten und sehr träge erscheinenden Auslenkungen in der Regel nicht aus, um das Flugzeug auf die Landebahn zentral aufsetzen zu lassen. Daher bleibt für die Flüge im PALM-Windfeld festzuhalten, dass der in FG implementierte Autopilot bei solchen Extremereignissen scheitert. Bereits bei stichprobenartig analysierten Flügen durch das mittlere PALM-Feld setzt das Flugzeug links neben der Landebahn auf. Zudem würde ein realer Pilot auf Basis der hier vorgestellten flugzeugbezogenen Werte die Landungen mit einem Autopiloten abbrechen. Fliegt der Pilot jedoch selbst, muss dieser sich auf größere Schwierigkeiten sowohl aufgrund des mittleren Windfeldes als auch aufgrund der Turbulenz einstellen, weshalb Durchstartmanöver zu erwarten sind. Zudem wäre bei ungeübten Piloten mit wenig Erfahrung ein Unfall denkbar.

### 8.2.2 Fallbeispiel idealisiertes Gebäude

Für die Landungen im heterogenen Gelände wird einfachheitshalber ein idealisiertes und fiktives Gebäude angenommen, welches sich in San Francisco bezogen auf die Landebahn 10L/28R links vom idealen Gleitpfad befinden und parallel zu diesem ausgerichtet sein soll (vgl. Abbildung 7.2). Dadurch kann mit einer mittleren und von der Topographie ungestörten Windrichtung von  $208^\circ$  das Worst-Case-Szenario untersucht werden, bei dem die ohnehin schon gefährliche Seitenwind-situation mit moderater bis starker Turbulenz (vgl. vorherigen Unterabschnitt) zusätzlich durch ein Gebäude modifiziert wird. Die Anordnung der Topographie zur Landebahn ist so gewählt, dass der potentielle Gebäudeeinfluss auf das Flugzeug möglichst hoch ist, indem der ideale und vom Autopiloten angepeilte Aufsetzpunkt ( $x = 2765 \text{ m}$ ,  $y = 900 \text{ m}$ ) bezogen auf die  $y$ -Richtung kurz nach dem Nachlaufgebiet des Gebäudes liegt. So zeigt die Abbildung 8.11 zwei bodennahe Horizontalschnitte der zeitlich gemittelten horizontalen Windgeschwindigkeit für das Windfeld

im heterogenen Fall, wobei zusätzlich der beabsichtigte ideale Gleitpfad parallel zur Landebahn und der angepeilte Aufsetzpunkt dargestellt sind. Das über 3 h gemittelte dreidimensionale Feld wurde von PALM selbst berechnet und ausgegeben (vgl. Kapitel 6). Zudem ist zu bedenken, dass das Modellgebiet von Süd ( $y = 0$  m) nach Nord ( $y = 1000$  m) durchflogen wird und der von dem Gebäude unbeeinflusste mittlere Wind bezogen auf das PALM-Modellgebiet aus westlicher Richtung kommt. Das Nachlaufgebiet des Gebäudes wird anhand von Abbildung 8.11 zwischen  $y = 350$  m und  $y = 850$  m definiert, da in diesem Bereich der mittlere Wind vom Gebäude am stärksten modifiziert wird. Daher ist bei einem  $y$ -Wert des Aufsetzpunktes von 900 m kurz vor dem Aufsetzen mit der größten Beeinflussung des Flugzeugs durch das vom Gebäude modifizierte Windfeld zu rechnen. Um das Worst-Case-Szenario zu vervollständigen, wurde für den Abstand zwischen Mittellinie der Landebahn und Gebäude ein Wert von 465 m festgelegt, welcher als geringster zulässiger Wert laut den Bestimmungen der ICAO (2013b) für ein 45 m hohes Gebäude akzeptiert wird. Da dieses zudem zwischen  $x = 2250$  m und  $x = 2300$  m definiert ist, beträgt der  $x$ -Wert des vom Autopiloten angepeilten Aufsetzpunktes beim Worst-Case-Szenario 2765 m. Des Weiteren muss berücksichtigt werden, dass bei der zuvor beschriebenen Konfiguration, dasselbe Windfeld bei einer ILS-Ladung<sup>16</sup> beginnend in 1000 ft (ca. 305 m) mehrmals zyklisch in Süd-Nord-Richtung durchflogen wird. Anschaulich ausgedrückt handelt es sich somit um eine entlang des Gleitpfades angeordnete Aneinanderreihung von identischen Gebäuden. Bevor jedoch weiter auf die Flugsimulationen eingegangen wird, soll eine genauere Betrachtung

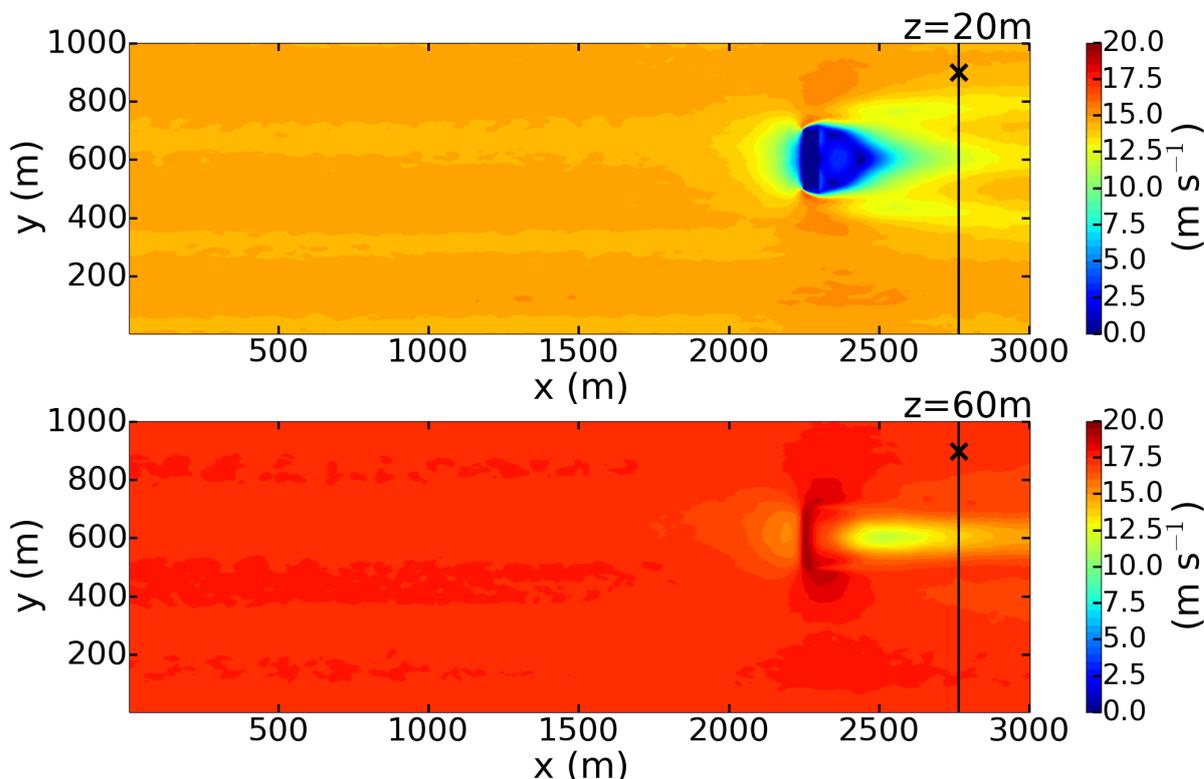


Abbildung 8.11: Horizontalschnitte der zeitlich gemittelten horizontalen Windgeschwindigkeit in 20 m und 60 m Höhe für den heterogenen Fall. Die schwarze Linie kennzeichnet den idealen Gleitpfad und das Kreuz den beabsichtigten Aufsetzpunkt für die in diesem Kapitel untersuchte Konfiguration.

<sup>16</sup> FG simuliert bei den ILS-Landungen auf den Flughafen in San Francisco einen  $3^\circ$ -Gleitpfad.

des zugrundeliegenden Windfeldes stattfinden. Für die von dem Gebäude unbeeinflussten Bereiche im Modellgebiet gelten grundsätzlich die Aussagen aus Unterabschnitt 8.2.1, da die hier vorgestellte meteorologische Situation analog zu dem homogenen Fall zu betrachten ist (vgl. Kapitel 6). Davon abgesehen zeigt die Abbildung 8.11 anhand von zwei Höhen, dass der vom Gebäude beeinflusste Bereich des Windgeschwindigkeitsfeldes bis zur 465 m entfernten Landebahn reicht. Auch weiter stromabwärts ist eine für das Flugzeug signifikante Beeinflussung des mittleren Windfeldes durch das Gebäude zu erkennen. Eine Analyse weiterer und der Übersicht wegen nicht dargestellter Höhengniveaus verdeutlicht, dass sich bis knapp 40 m Höhe der Nachlauf durch drei lokale Minima und zwei lokale Maxima der mittleren horizontalen Windgeschwindigkeit auszeichnet, wobei das Minimum im direkten Nachlauf des Gebäudes (parallel zur  $x$ -Achse) am stärksten ausgeprägt ist. Somit würde ein Flugzeug, welches bodennah in konstanter Höhe fliegt, in kurzer Zeit drei Gebiete mit reduziertem mittleren Seitenwind passieren, während dazwischen die Geschwindigkeiten ansteigen. Diese Gegebenheiten könnten Piloten überraschen. Darüber hinaus reduziert sich die Struktur des Nachlaufs in Höhen ab 50 m zu einem einzigen zentralen Minimum unmittelbar hinter dem Gebäude. Bei Kenntnis der topographischen Flughafenstruktur würde ein Pilot diese eine Verringerung der Windgeschwindigkeit durch das Gebäude erwarten, sodass größere Probleme aufgrund des mittleren Windfeldes in den untersten 50 m zu erwarten wären.

Des Weiteren ist der Gebäudeeinfluss auf die Strömungsverhältnisse entlang der Landebahn in Abbildung 8.12 anhand eines Vertikalschnitts der zeitlich gemittelten horizontalen Windgeschwindigkeit ersichtlich. Es zeigt sich, dass oberhalb von 120 m keine wesentlichen Änderungen im mittleren Windfeld durch das Gebäude ausgelöst werden. Auch im instantanen Feld kann ab diesen Höhen der Gebäudeeinfluss vernachlässigt werden, da hier die moderate Hintergrundturbulenz aufgrund der rauen Erdoberfläche bestimmend ist. Somit kann davon ausgegangen werden, dass das Flugzeug bei den ILS-Landungen oberhalb von 120 m kein signifikant anderes Verhalten zeigt als im homogenen Fall. Dies konnte durch Flüge in Höhengniveaus oberhalb von 120 m bestätigt werden.

Hinsichtlich der mittleren Windrichtung kann im Bereich der Landebahn auch im von Gebäude modifizierten Windfeld von einer Seitenwindsituation ausgegangen werden. Dies verdeutlicht

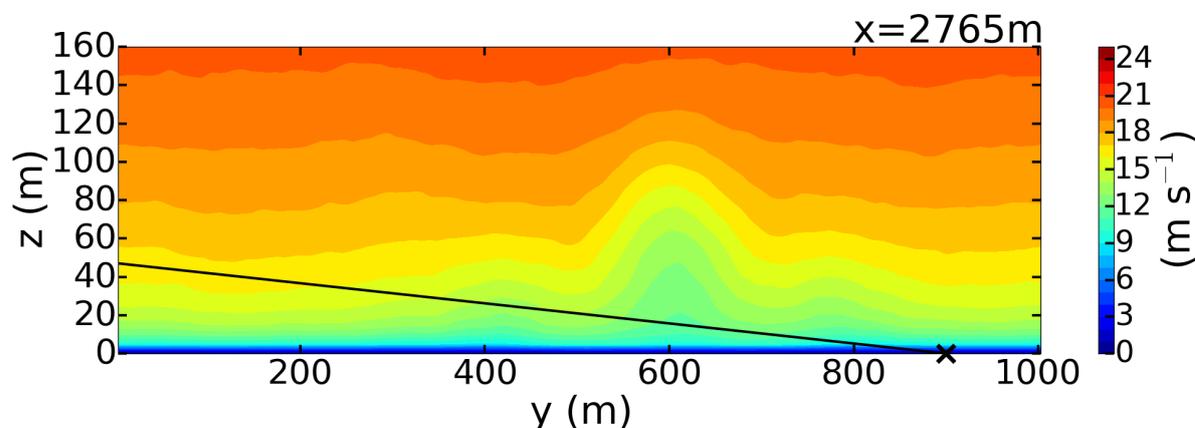


Abbildung 8.12: Vertikalschnitt der zeitlich gemittelten horizontalen Windgeschwindigkeit entlang der erweiterten Landebahn für den heterogenen Fall. Die Linie markiert den idealen  $3^\circ$ -Gleitpfad kurz vor dem Aufsetzen. Außerdem kennzeichnet das Kreuz den beabsichtigten Aufsetzpunkt.

die Abbildung 8.13, in welcher die gemittelten Strömungsverhältnisse visualisiert sind. Zwar modifiziert das Gebäude die mittlere Windrichtung im Nachlauf und kehrt diese teilweise um ( $180^\circ$ -Drehung), jedoch ist dieser Einfluss 465 m stromabwärts nicht mehr zu erkennen. So sind im Mittel bereits 200 m hinter dem Gebäude ( $x = 2500$  m) laterale Windrichtungen zu beobachten. Durch die vorangegangenen Abbildungen ist jedoch nicht vollständig geklärt, mit welchen mittleren Seitenwinden ein Pilot während einer Landung entlang des idealen Gleitpfades rechnen muss, da in den Abbildungen 8.11 und 8.13 lediglich diskrete Höhenniveaus berücksichtigt wurden und in Abbildung 8.12 ausschließlich die letzten knapp 50 m der Landung markiert sind. Um dennoch Aussagen über die Windsituation entlang des idealen Gleitpfades für Höhen bis 1000 ft treffen zu können, wurde ein virtueller Flug mit einer typischen Geschwindigkeit von  $80 \text{ m s}^{-1}$  durchgeführt. Das Ergebnis ist in Abbildung 8.14 dargestellt. Hierbei kennzeichnet der Nullpunkt der  $x$ -Achse den Moment, in welchem das Flugzeug das 1000-ft-Niveau durchfliegt. Zudem sind zur Veranschaulichung die Zeitpunkte markiert, an denen die mittlere horizontale Geschwindigkeit aufgrund der vom Gebäude ausgelösten Nachlaufströmung ein lokales Minimum aufweist. Auch die Position des Flugzeugs zu diesen Zeitpunkten ist aufgeführt. Unter anderem weil das PALM-Windfeld aufgrund des  $3^\circ$ -Gleitpfades mehrmals zyklisch durchflogen wird, treten mehrere Minima auf. Die Kurve verdeutlicht den bereits im homogenen Fall gezeigten logarithmischen Verlauf, bei dem die vertikale Änderungsrate der Windgeschwindigkeit mit zunehmender Höhe abnimmt und daher bodennah die größten Windscherungen auftreten. Ebenso wird deutlich, dass das Flugzeug insgesamt vier Minima der mittleren Horizontalgeschwindigkeit durchfliegt. Nach knapp 43 s befindet sich das Flugzeug erstmals in einer Höhe, in welcher die mittlere Windgeschwindigkeit vom Gebäudenachlauf beeinflusst wird. Ab knapp 125 m wird das mittlere Windfeld durch das Gebäude erkennbar modifiziert, sodass zuerst in 123 m und anschließend in 71 m der Nachlauf zu spüren ist. Kurz vor der Landung wird der Nachlauf des Gebäudes aufgrund des räumlich begrenzten Modellgebiets von PALM ein drittes Mal durchflogen, allerdings in solch geringen Höhen,

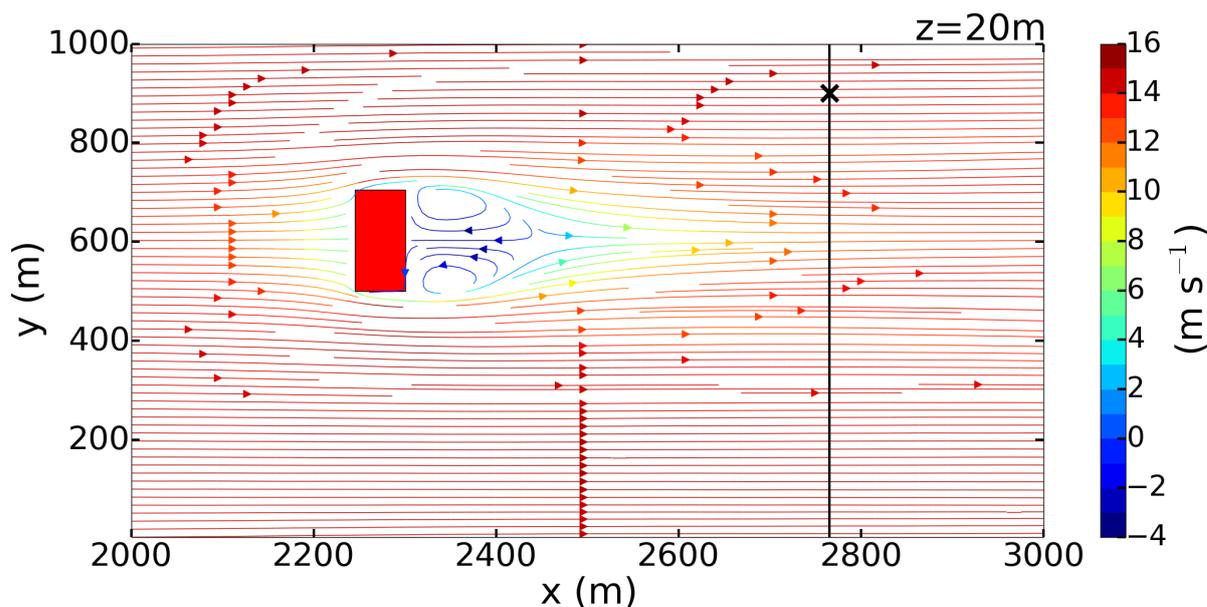


Abbildung 8.13: Mittlere horizontale Strömung in 20 m Höhe für den heterogenen Fall. Die schwarze Linie kennzeichnet den idealen Gleitpfad und das Kreuz den beabsichtigten Aufsetzpunkt für die in diesem Kapitel untersuchte Konfiguration.

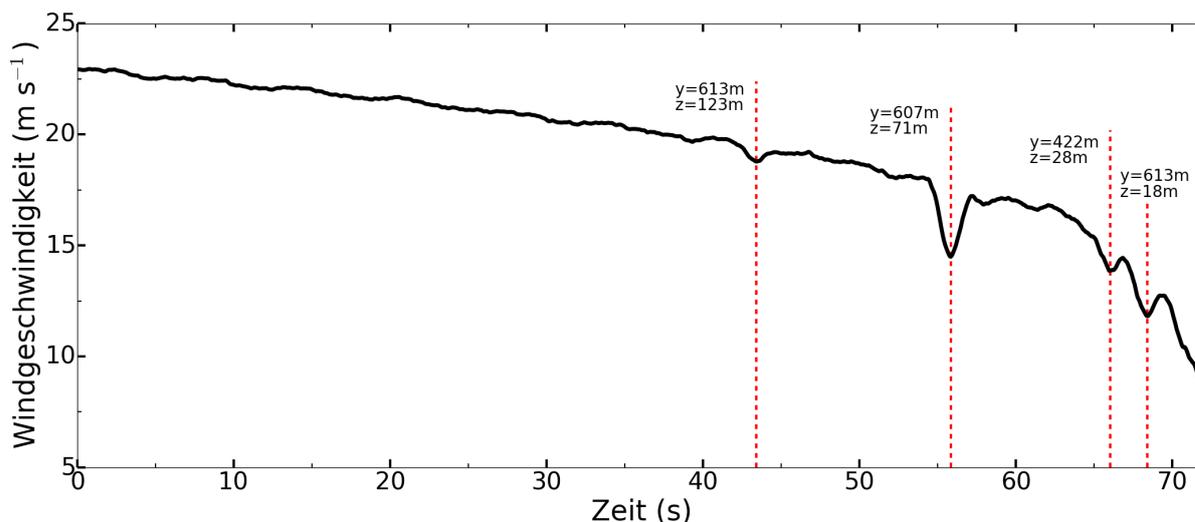


Abbildung 8.14: Mittlere horizontale Windgeschwindigkeit entlang des idealen Gleitpfades für die letzten 1000 ft im heterogenen Fall. Die gestrichelten Linien kennzeichnen die Positionen der lokalen Windgeschwindigkeitsminima aufgrund der vom Gebäude generierten Nachlaufströmung. Zudem sind die zum Minimum gehörenden  $y$ - und  $z$ -Werte aus dem PALM-Windfeld dargestellt.

dass dieser sich, wie zuvor bereits erwähnt, durch drei recht schnell aufeinanderfolgende Minima auszeichnet. Von diesen Minima treten allerdings nur zwei in Abbildung 8.14 auf. Das dritte lokale Minimum der mittleren Windgeschwindigkeit ist nicht mehr ersichtlich, da die Reduzierung der Windgeschwindigkeit durch das Gebäude in den untersten 15 m schwächer ausgeprägt ist als in größeren Höhen. Zusätzlich dazu wird die vertikale Änderungsrate des Windes unmittelbar über dem Erdboden und damit die Geschwindigkeitsreduktion zum Boden hin sehr groß, weshalb ein erneuter Anstieg nach einem Minimum bei einem konstant sinkenden Flugzeug nahezu ausbleibt. Zusammenfassend kann mit den Ergebnissen aus Abbildung 8.14 der Schluss gezogen werden, dass diejenigen Zeitpunkte am kritischsten hinsichtlich des Gebäudeeinflusses zu bewerten sind, an denen das Flugzeug bei einer ILS-Landung zum vorletzten Mal das Modellgebiet von PALM durchquert. Dies liegt an der Änderung der mittleren Windgeschwindigkeit in 71 m, welche mit Abstand die größten Werte aufweist. So verringert sich der Seitenwind von fast  $18 \text{ m s}^{-1}$  auf ungefähr  $14,5 \text{ m s}^{-1}$ . Dies entspricht einer Änderung von  $3,5 \text{ m s}^{-1}$  in knapp 1,5 s, wobei im Anschluss genauso schnell ein Anstieg auf erneut über  $17 \text{ m s}^{-1}$  stattfindet. Die Änderungen der mittleren Windgeschwindigkeiten bei den übrigen Minima betragen hingegen weniger als  $2 \text{ m s}^{-1}$ . Die Frage, inwieweit die durch das Gebäude verursachte Reduzierung der mittleren Windgeschwindigkeiten die simulierten Flüge beeinflusst, wird im Folgenden beantwortet.

Neben dem mittleren Windfeld modifiziert das Gebäude auch das turbulente Verhalten der Strömung. So ist die von dem Gebäude generierte Turbulenz stromabwärts mit der bereits durch die Rauigkeit der Erdoberfläche erzeugten Turbulenz überlagert. Hieraus können neue kohärente Strukturen entstehen, die sich beispielsweise in Regionen mit erhöhter oder verringerter Turbulenz widerspiegeln (z. B. Krüs et al., 2003). Da jedoch die Modifizierung der Turbulenzstatistik durch ein Gebäude sehr komplex ist und im Folgenden die Flugsimulationen im Vordergrund stehen, soll hierauf nicht weiter eingegangen werden. Um dennoch einen Eindruck von der Turbulenz im Nachlauf des Gebäudes zu bekommen, stellt die Abbildung 8.15 die instantane horizontale Windgeschwindigkeit entlang des idealen Gleitpfades für die letzten 1000 ft dar. Die Stellen, an

denen die Minima der mittleren Seitenwinde auftreten, sind erneut markiert. Es zeigt sich, dass das turbulente Signal bis knapp 50 s ein vorhersagbares Verhalten mit immer wiederkehrenden Windgeschwindigkeitsänderungen aufweist. Dies ist über das räumlich begrenzte turbulente Windfeld zu begründen, welches für einen konstanten  $x$ -Wert mit abnehmender Höhe zyklisch durchflogen wird und sich zeitlich nicht ändert. Somit werden zum Teil dieselben dreidimensionalen turbulenten Strukturen mehrmals durchflogen. Im weiteren Verlauf des Fluges ist zunehmend der Einfluss des Gebäudes in der instantanen horizontalen Windgeschwindigkeit ersichtlich, da das zuvor registrierte vorhersagbare Verhalten der Windgeschwindigkeit nicht mehr auftritt. Zusätzlich wird durch die bodennah sehr große vertikale Änderung der mittleren Windgeschwindigkeit das regelmäßige Verhalten bei einem sinkenden Flugzeug verhindert. Bei näherer Betrachtung von Abbildung 8.15 zeigen sich Schwankungen in der instantanen Windgeschwindigkeit von mehr als  $10 \text{ m s}^{-1}$  in kurzer Zeit (z. B. zwischen 13 s und 15 s). Solch große Schwankungen überlagern die weniger ausgeprägten Minima im mittleren Signal (vgl. Abbildung 8.14) zum Teil deutlich. Das Minimum in 71 m ist die einzige Ausnahme. Dieses ist in dem mit der Turbulenz überlagerten Signal in Abbildung 8.15 ersichtlich, da die instantane Windgeschwindigkeit verglichen mit dem übrigen Signalverlauf ungewöhnlich stark zurückgeht. Die anderen Minima im mittleren Windfeld können im instantanen Signal nicht eindeutig identifiziert werden, da diese im Windfeld von turbulenten Strukturen mit Windgeschwindigkeiten von bis zu  $10 \text{ m s}^{-1}$  überlagert werden. Daher ist es eher Zufall, dass die letzten beiden Minima des mittleren Windfeldes im instantanen Signal ebenfalls mit lokal gesehen sehr geringen Werten zusammenfallen.

In Abschnitt 2.2 wurden im Zusammenhang mit dem 7-Knoten-Kriterium Grenzwerte eingeführt, die mit Bezug zu einzelnen Gebäuden und dem mittleren Windfeld eine Bewertung der zuvor beschriebenen Windsituation ermöglichen. So sollten die mittleren durch Topographie verursachten Seitenwindänderungen parallel zur Landebahn auf Werte zwischen 6 kn bei einem ungestörten Seitenwind von 20 kn und 7 kn bei einem ungestörten Seitenwind von 25 kn begrenzt sein, damit die Flugsicherheit nicht gefährdet wird. Gleichzeitig sind bei einer Überschreitung dieser Limits

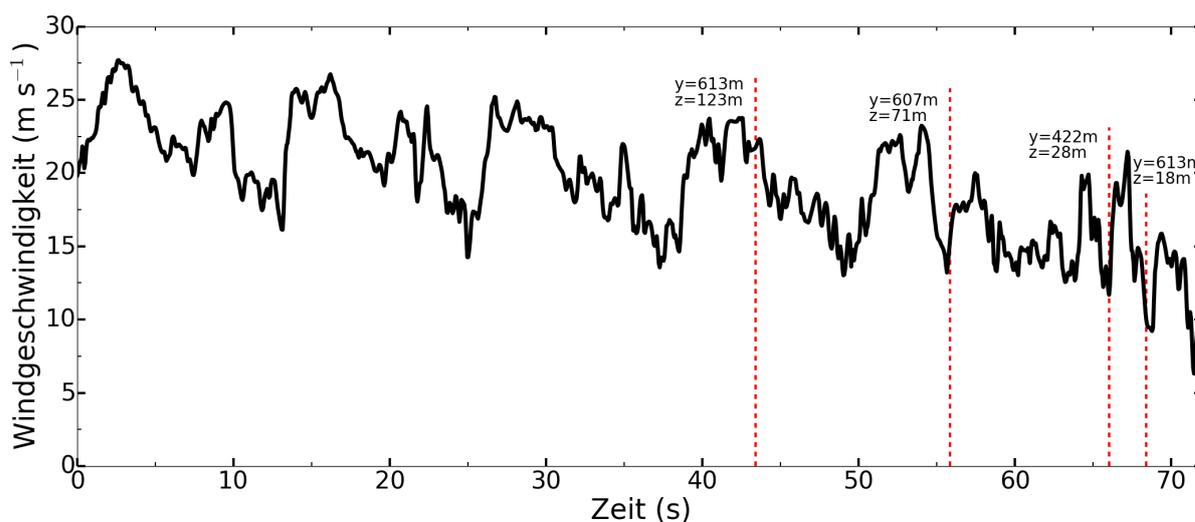


Abbildung 8.15: Instantane horizontale Windgeschwindigkeit entlang des idealen Gleitpfades für die letzten 1000 ft im heterogenen Fall. Die gestrichelten Linien kennzeichnen die Positionen der lokalen Minima des mittleren Windes aufgrund der vom Gebäude generierten Nachlaufströmung. Zudem sind die zum Minimum gehörenden  $y$ - und  $z$ -Werte aus dem PALM-Windfeld dargestellt.

die im Lee des Gebäudes und entlang der Landebahn auftretenden Gradienten der mittleren Windgeschwindigkeit auf  $6 \text{ kn}/50 \text{ m}$  beziehungsweise  $2,5 \text{ kn}/30 \text{ m}$  zu begrenzen. Da für die hier betrachtete synoptische Situation in  $10 \text{ m}$  Höhe ein vom Gebäude ungestörter mittlerer Wind von ungefähr  $25 \text{ kn}$  simuliert wurde, wird im Folgenden ausschließlich auf die Grenzwerte von  $7 \text{ kn}$  und  $2,5 \text{ kn}/30 \text{ m}$  Bezug genommen. Angewendet werden können die Limits sowohl entlang des Gleitpfades als auf konstanten Höhenniveaus parallel zur Landebahn (vgl. Chan und Krüs, 2016). Dementsprechend zeigt die Abbildung 8.14, dass entlang des idealen Gleitpfades mit keiner Überschreitung von  $7 \text{ kn}$  (ca.  $3,6 \text{ m s}^{-1}$ ) zu rechnen ist, da die maximalen Änderungen circa  $6,8 \text{ kn}$  ( $3,5 \text{ m s}^{-1}$ ) in  $1,5 \text{ s}$  betragen. Dies entspricht bei einer Fluggeschwindigkeit von  $80 \text{ m s}^{-1}$  und einem  $3^\circ$ -Gleitpfad einem räumlichen Gradienten von ungefähr  $1,7 \text{ kn}/30 \text{ m}$ , sodass auch die festgestellten Änderungsraten bezüglich der mittleren horizontalen Windgeschwindigkeit unter dem angegebenen Grenzwert bleiben. Die Abbildung 8.16, welche die mittlere horizontale Windgeschwindigkeit parallel zur Landebahn für unterschiedlichen Höhen beschreibt, verdeutlicht, dass das Limit von  $7 \text{ kn}$  bezogen auf konstante Höhenniveaus ebenfalls nicht überschritten wird. Mit annähernd  $6,8 \text{ kn}$  tritt die größte Reduktion der mittleren Windgeschwindigkeit in  $60 \text{ m}$  auf und der zugehörige Gradient beträgt etwa  $1,9 \text{ kn}/30 \text{ m}$ . Auch eine Untersuchung weiterer Höhenniveaus (nicht gezeigt) ergab keine größeren Gradienten oder absoluten Änderungen der mittleren Windgeschwindigkeit. Daher werden die verwendeten Grenzwerte bezogen auf die vom Gebäude modifizierte mittlere Strömung entlang der Landebahn und des Gleitpfades für einen Abstand von  $465 \text{ m}$  zwischen Gebäude und Mittellinie der Landebahn nicht überschritten. Die potentielle Gefährdung eines Fluges durch das vom Gebäude beeinflusste Windfeld lässt sich wie folgt zusammenfassen: Hinsichtlich der ungestörten Bereiche gelten die Aussagen aus Unterabschnitt 8.2.1. Die vom Gebäude modifizierten Bereiche jedoch sorgen in dem ohnehin schon stark turbulenten Windfeld für plötzliche, zusätzliche Änderungen im mittleren und turbulenten Windfeld, wodurch sich die mittlere Seitenwindkomponente anders verhält als es der logarithmische Verlauf im homogenen Fall suggerieren würde. Zudem konnte gezeigt werden, dass bei dem hier untersuchten Abstand zwischen Landebahn und Gebäude die größte Verringerung

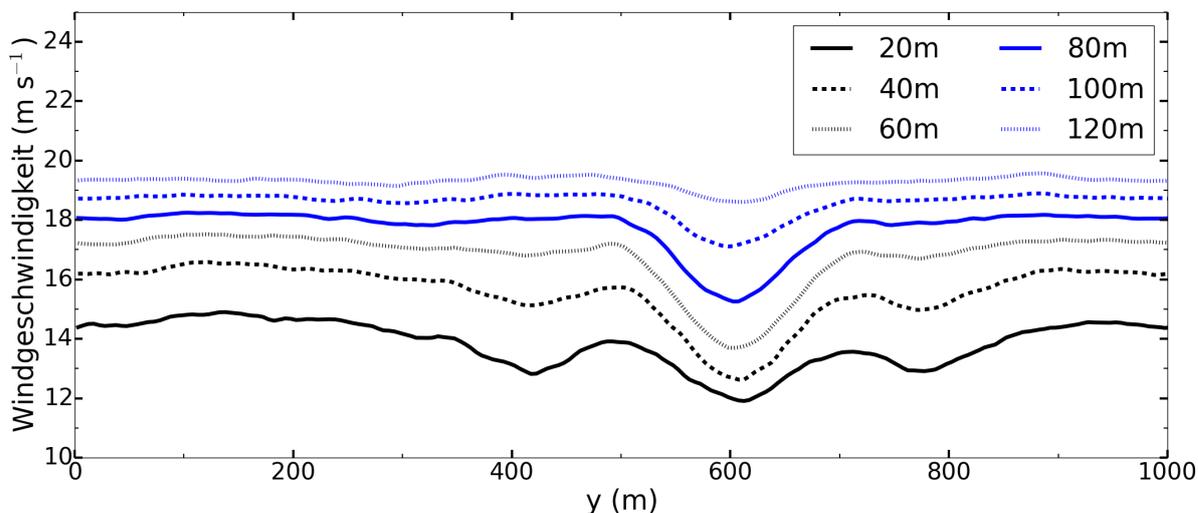


Abbildung 8.16: Mittlere horizontale Windgeschwindigkeit parallel zur Landebahn unterschiedliche Höhen im heterogenen Fall.

der mittleren Windstärke durch die Topographie auf einem Höhengniveau vorliegt, welches größer als die Gebäudehöhe selbst ist (ca. 60 m). Dadurch könnten Piloten in der Realität genug Zeit haben, um sicher durchzustarten. Darüber hinaus werden in keinem Höhenbereich entlang des idealen Flugweges die berücksichtigten Limits bezüglich des Gebäudeeinflusses überschritten. Dennoch ist in Höhen zwischen 40 m und 80 m im Zusammenspiel mit der moderaten bis starken Hintergrundturbulenz und den hohen mittleren Seitenwinden mit einem signifikanten Einfluss des vom Gebäude erzeugten Nachlaufs auf das Flugzeug zu rechnen. Dies äußert sich in unkontrolliert erscheinenden Bewegungen des Flugzeugs bei Landungen in den instantanen Windfeldern (vgl. folgende Absätze).

Abschließend sollen wie in dem Abschnitt 8.1 und dem Unterabschnitt 8.2.1 die Flugsimulationen durch das zuvor beschriebene Windfeld des heterogenen Falls vorgestellt werden. Bei diesen stellt sich heraus, dass der in FG für den A320-211 implementierte Autopilot nicht in der Lage ist, das Flugzeug sicher zu landen. Selbst bei Testflügen durch das mittlere Windfeld gelingt es dem Autopiloten nicht, die Landebahn sicher anzusteuern, wobei während dieser Flüge die plötzliche Reduzierung des mittleren Windes ausschließlich in etwa 70 m Höhe am Flugverhalten ersichtlich ist. Des Weiteren wird wie erwartet, das Limit bezüglich der Vertikalgeschwindigkeit von  $16 \text{ ft s}^{-1}$  unter 200 ft bei den Simulationen im turbulenten Windfeld deutlich überschritten, wodurch Piloten nach den Aussagen in Abschnitt 2.2 zum Durchstarten veranlasst wären. Teilweise werden bei der Steuerung über den Autopiloten doppelt so große Sinkraten im Vergleich zum Limit simuliert. Zudem treten meist sehr harte Landungen bei Vertikalgeschwindigkeiten zwischen  $15 \text{ ft s}^{-1}$  und  $18 \text{ ft s}^{-1}$  auf. Hinsichtlich des Rollwinkels lässt sich ebenfalls eine deutliche Überschreitung der Grenzwerte unter 200 ft feststellen, da bodennah Winkel bis zu  $30^\circ$  vorkommen. Zudem zeigt sich, dass die Schwankungsbreite der flugzeugbezogenen Parameter im Hinblick auf dieselben Zeitpunkte bei verschiedenen Flugsimulationen trotz turbulentem Windfeld relativ gering ist. Dies liegt an der zuvor beschriebenen Methodik, mit der die Flüge im heterogenen Fall durchgeführt wurden. Dementsprechend startet und endet die Flugsimulation immer an demselben Punkt im Modellgebiet von PALM, sodass das Flugzeug dieses bei jeder Simulation parallel zur  $y$ -Achse auf die nahezu gleiche Art und Weise durchfliegt. Dadurch wird das Flugzeug durchweg von denselben turbulenten Strukturen beeinflusst. Dieses Verhalten spiegelt sich auch in dem Lastfaktor wieder, der in Abbildung 8.17 für drei ausgewählte Landungen visualisiert ist. So weisen die unterschiedlichen Kurven einen nahezu identischen Verlauf auf, obwohl es sich um Flüge durch ein turbulentes Windfeld handelt, welches sich normalerweise durch seine Zufälligkeit auszeichnet. Daher steckt das unvorhersagbare Verhalten der Flugzeugbewegung bei den Flügen in dem turbulenten Windfeld des heterogenen Falls ausschließlich in der einzelnen Simulation. Die Schwankungen des Lastfaktors deuten auf einen sehr unruhigen Flug mit Abweichungen von bis zu 0,4 g verglichen mit einem gewöhnlichen Wert von 1 g bei geradlinigen Flügen in einer Ebene hin. Hierbei tritt die größte Schwankung von knapp 0,75 g in einem Zeitraum von weniger als 1 s auf und steht nicht im Zusammenhang mit der Landung des Flugzeugs. Bei genauerer Betrachtung der in diesem Unterabschnitt eingeführten Abbildungen ist schnell ersichtlich, dass der durch das Gebäude erzeugte Nachlauf dieses Verhalten hervorruft. Die starke Schwankung des Lastfaktors kann einer Höhe von näherungsweise 70 m zugeordnet werden, wenn das Flugzeug sich im Windfeld von PALM bei ungefähr  $x = 2690 \text{ m}$  und  $y = 600 \text{ m}$  befindet. Genau an dieser Position ist auch mit der stärksten Modifikation des Windfeldes durch das Gebäude zu rechnen

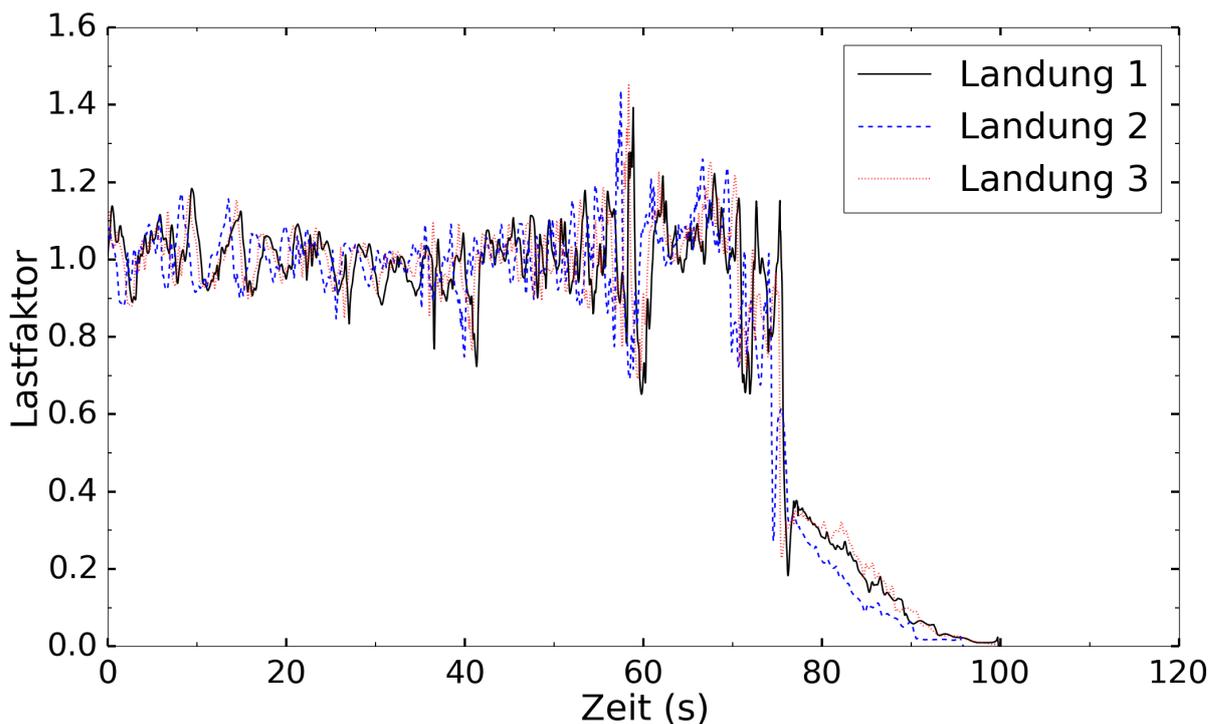


Abbildung 8.17: Zeitlicher Verlauf des Lastfaktors für drei unterschiedliche ILS-Landungen im von PALM simulierten heterogenen Fall.

(vgl. Abbildungen 8.14 und 8.11), wobei der  $x$ -Wert verdeutlicht, dass sich das Flugzeug in diesem Moment bedingt durch die Steuerung des Autopiloten 75 m zu weit links bezüglich des idealen Gleitpfades befindet.

Zusammenfassend zeigt sich an den Ergebnissen, dass Piloten stark gefordert wären, um eine sichere Landung auszuführen. So lässt sich zusätzlich zu den bereits in Unterabschnitt 8.2.1 getätigten Aussagen hinzufügen, dass besonders durch das Gebäude ausgelöste singuläre Strukturen zu einer zusätzlichen Gefährdung der Flugsicherheit führen. Dies ist vor allem in dem gezeigten zeitlichen Verlauf des Lastfaktors ersichtlich. Daher sollten Piloten bodennah mit Situationen vertraut sein, in denen starke Windscherungen, starke Turbulenz und weitere unvorhersagbare Einzelereignisse ausgelöst durch Topographie auftreten. Aus diesem Grund ist ein entsprechendes Training im Simulator essentiell, um Unfälle, Durchstartmanöver und Schäden am Flugzeug zu vermeiden.

### 8.3 Vergleich zwischen den einzelnen Flugsimulationen und den zugrundeliegenden Windfeldern

Die Analyse der Flugsimulationen und der den Flügen zugrundeliegenden Windfelder in den vorherigen Abschnitten 8.1 und 8.2 hat verdeutlicht, welche zentralen Eigenschaften die unterschiedlich generierten Windfelder haben und welche Gefährdung für die Flugsicherheit von ihnen ausgeht. Allerdings steht ein Vergleich zwischen den Flugsimulationen im von FG simulierten Windfeld mit denjenigen unter Verwendung der PALM-Windfelder noch aus. Dieser soll im weiteren Verlauf durchgeführt werden. Auch eine Gegenüberstellung der für die Flugsimulationen verwendeten Windfelder ist Teil dieses Abschnitts.

Bei Betrachtung des mittleren Windes lässt sich zusammenfassend sagen, dass FG, wie *Full Flight*

Simulatoren auch, eine stückweise lineare vertikale Interpolation der horizontalen Windgeschwindigkeit und -richtung simuliert (vgl. Abbildung 8.1). Dies ist bei den von PALM bereitgestellten Windfeldern für den homogenen und heterogenen Fall anders. In diesen nimmt die (ungestörte) mittlere Horizontalgeschwindigkeit logarithmisch mit der Höhe zu (vgl. Abbildungen 8.6 und 8.14). Dies führt dazu, dass sich die Windsituation beim Landeanflug in den PALM-Windfeldern aufgrund der großen bodennahen Windscherung deutlich schneller ändert als bei einer Landung im von FG simulierten Windfeld. Daher dürften Piloten bei Flügen durch die PALM-Felder mehr Schwierigkeiten haben als bei einem ausschließlich ab einer vordefinierten Höhe wechselnden linearen Gradienten wie ihn FG simuliert. Zusätzlich ist unter Berücksichtigung eines einzelnen Gebäudes bei der Passage der Nachlaufströmung von singulären Ereignissen im Windfeld auszugehen, die sich unter anderem in kurzzeitigen und plötzlichen Änderungen der mittleren Windgeschwindigkeit widerspiegeln.

Bezüglich der mittleren Vertikalkomponente lässt sich sowohl bei dem von FG simulierten Windfeld als auch bei der von PALM erzeugten Windsituation für den homogenen Fall festhalten, dass  $w$  im Mittel verschwindet und daher bezogen auf die gemittelte Strömung keine Rolle spielt. Da außerdem der Abstand zwischen Landebahn und Gebäude groß genug ist, verschwinden auch im Fall mit Topographie die gemittelten Vertikalbewegungen entlang des Gleitpfades. Somit bestimmen bei den Flugsimulationen ausschließlich die turbulenten Fluktuationen die  $w$ -Komponente, wobei sich die simulierte Turbulenz zwischen den Windfeldern von PALM und von FG stark unterscheidet. Die Unterschiede in der Turbulenz gelten gleichermaßen für die übrigen Komponenten  $u$  und  $v$  sowie die turbulenten Winkelgeschwindigkeiten (vgl. Abbildungen 8.2, 8.3, 8.7 und 8.8). Dementsprechend weisen die Varianzen aller Komponenten im von FG bereitgestellten Windfeld trotz vergleichbarer mittlerer Windverhältnisse deutlich geringere Werte auf als diejenigen in den PALM-Windfeldern. Beispielsweise sind die Varianzen der linearen Windgeschwindigkeiten im PALM-Windfeld bezogen auf ein Höhenniveau bis zu sieben mal größer als im FG-Windfeld, wobei sich die größten Unterschiede bei  $\sigma_u^2$  zeigen. Zudem simuliert FG  $\sigma_u^2$  und  $\sigma_v^2$  derart, dass keine Unterschiede entstehen, während PALM die größeren Schwankungen entlang der mittleren Windrichtung  $\sigma_u^2$  generiert. Der qualitative vertikale Verlauf der Varianz zeigt bei den linearen Komponenten sowohl Unterschiede als auch Gemeinsamkeiten beim Vergleich zwischen dem Windfeld von FG und demjenigen von PALM für die homogene Situation. Bodennah steigen die Werte der Varianzen im PALM-Windfeld mit zunehmender Höhe sehr schnell an und erreichen bis 50 m ihr Maximum. FG geht hingegen direkt am Boden von den größten Varianzen aus und simuliert konstante Werte in den unteren 10 ft (3 m). Ab etwa 50 m ähneln sich die Verläufe jedoch. Während  $\sigma_w^2$  in beiden Windsituationen nahezu konstant bleibt, verringern sich die Varianzen der beiden anderen Komponenten mit zunehmender Höhe, wobei die vertikale Änderungsrate der Varianz mit der Höhe abnimmt. Auch wenn dieser Verlauf im Windfeld von PALM aufgrund der schlechteren Statistik nicht so ausgeprägt zu erkennen ist wie bei FG, kann dennoch in erster Näherung von einem vergleichbaren Verlauf ab 50 m Höhe gesprochen werden. Die Vergleichbarkeit im vertikalen Verlauf gilt vor allem für die Varianzen der turbulenten Winkelgeschwindigkeiten, welche in beiden Fällen über Potenzfunktionen angenähert werden können. Allerdings sind auch hierbei die Werte im Windfeld von PALM deutlich höher. So bewegen sich die Varianzen bei FG ab 50 m ungefähr zwischen  $10^{-4} \text{ s}^{-2}$  und  $10^{-3} \text{ s}^{-2}$ . Demgegenüber stehen Werte im PALM-Windfeld zwischen  $10^{-3} \text{ s}^{-2}$  und  $10^{-2} \text{ s}^{-2}$ , sodass Unterschiede

bezogen auf einzelne Komponenten von mehr als einer Größenordnung auftreten. Des Weiteren gilt bei FG die Ungleichung  $\sigma_q^2 < \sigma_r^2 < \sigma_p^2$ , während sich bei Flügen durch das PALM-Windfeld gezeigt hat, dass die Ungleichung  $\sigma_q^2 < \sigma_p^2 < \sigma_r^2$  erfüllt ist. Die Tatsache, dass  $\sigma_r^2$  und nicht  $\sigma_p^2$  im PALM-Windfeld am größten simuliert wird, lässt sich mittels der Definition von  $r_g$  begründen. Während das Dryden-Modell lediglich den Gradienten  $\partial v / \partial x$  berücksichtigt, wird bei den Flügen durch das PALM-Windfeld zusätzlich der Gradient  $\partial u / \partial y$  mit eingebunden (vgl. Unterabschnitt 3.2.1 und Kapitel 7). Dies führt zu deutlich größeren turbulenten Fluktuationen um die vertikale Achse. Hinsichtlich des Windfeldes für die heterogene Situation muss bedacht werden, dass das Gebäude zusätzliche turbulente Schwankungen zum homogenen Fall auslöst, sodass die Unterschiede zum FG-Windfeld stärker sind als zwischen dem homogenen Fall und FG. Der Grund für die insgesamt geringeren Varianzen im FG-Windfeld ist darin begründet, dass zum einen der in Unterabschnitt 4.2.2 aufgezeigte Einheitenfehler von FG zu einer Unterschätzung der Windgeschwindigkeit in 20 ft, die zur Berechnung der Turbulenz beim Dryden-Modell essentiell ist, führt. Zum anderen simuliert das in FG implementierte Dryden-Modell selbst unter Verwendung der richtigen Windgeschwindigkeit in 20 ft geringere Varianzen. Die richtige Windgeschwindigkeit meint an dieser Stelle die Geschwindigkeit, welche in die vom Dryden-Modell verwendete Einheit  $\text{ft s}^{-1}$  umgerechnet wurde (vgl. Unterabschnitt 4.2.2). Die Erklärung für geringere Varianzen beim Dryden-Modell im Vergleich zum PALM-Windfeld ist in der Gleichung (4.13) zu finden. So entspricht der vom PALM-Windfeld abgeleitete Bodenwind in FG 20,99 kn. Dieser Wert wird für die Variable  $V_{20\text{ft}}$  in Gleichung (4.13) verwendet (vgl. Abschnitt 8.1). Die Variable  $V_{20\text{ft}}$  erwartet jedoch einen Wert in der Einheit  $\text{ft s}^{-1}$ , sodass bei richtiger Umrechnung der Einheiten ein mittlerer Wind von  $35,42 \text{ ft s}^{-1}$  von FG verwendet werden müsste. Dies geschieht in FG fälschlicherweise nicht. Stattdessen wird mit einem Wert von  $20,99 \text{ ft s}^{-1}$  weiter gerechnet. Würden jedoch die richtigen  $35,42 \text{ ft s}^{-1}$  verwendet werden, hätte  $\sigma_w^2$  einen konstanten Wert von knapp  $1,17 \text{ m}^2 \text{ s}^{-2}$ . Die Maxima von  $\sigma_u^2$  und  $\sigma_v^2$  würden dadurch ebenfalls auf Werte von  $4,5 \text{ m}^2 \text{ s}^{-2}$  ansteigen. Diese Varianzen kämen deutlich näher an die von PALM simulierten Werte heran (vgl. Abbildung 8.7). Dennoch ist die Turbulenz ausgedrückt über die Varianz und bezogen auf den gesamten Windvektor im PALM-Windfeld weiterhin größer.

Hinsichtlich der Spektren ergeben sich abermals entscheidende Unterschiede zwischen dem FG-Windfeld und den PALM-Windfeldern, wobei ausschließlich auf die für ein Flugzeug relevanten Skalen eingegangen werden soll. Während in FG im Inertialbereich von einer  $\Omega^{-2}$ -Steigung ausgegangen wird, berechnen sich die Spektren aus dem PALM-Windfeld nach dem der aktuellen Theorie folgenden  $\Omega^{-5/3}$ -Gesetz (vgl. Abbildungen 8.4 und 8.9). Allerdings treten bei den PALM-Spektren bei kleinen, aber weiterhin für ein Flugzeug relevanten Wellenzahlen, numerisch bedingte Fehler auf, welche für eine Unterschätzung der Energie einzelner Wirbel sorgen. Dies kann vermieden werden, indem die Simulation von PALM höher aufgelöst werden würde. Dadurch würde sich der durch numerische Dissipation beeinflusste Bereich im Spektrum zu größeren Wellenzahlen verschieben, wodurch deutlich mehr relevante Skalen mit den zugehörigen korrekten Energiedichten erfasst werden könnten. Bezogen auf die turbulenten Winkelgeschwindigkeiten hätte die feinere Auflösung jedoch kaum einen Mehrwert, da in der Theorie aufgrund der Berechnung von  $p_g$ ,  $q_g$  und  $r_g$  über die linearen Windgeschwindigkeitsgradienten entlang der Flugzeugachsen Wirbel kleiner als die typischen Abmessungen des Flugzeugs keinen Beitrag bezüglich der Varianz liefern (vgl. Unterabschnitt 8.2.1) .

Insgesamt deutet der vorherige Vergleich der unterschiedlichen Windfelder darauf hin, dass auch die Auswirkungen der einzelnen Windfelder auf die simulierten Flüge größere Unterschiede aufweisen werden. Diese Vermutung wird durch eine Gegenüberstellung der im Abschnitt 8.1 und 8.2 betrachteten Ergebnisse aus der Analyse des Lastfaktors, der Vertikalgeschwindigkeit und des Rollwinkels bekräftigt. Dementsprechend zeigen die Lastfaktoren im von FG simulierten Windfeld bei den ILS-Landungen deutlich geringere Ausschläge als die Flüge in den PALM-Windfeldern (vgl. Abbildungen 8.5, 8.10 und 8.17). Bei letzteren sind mit 0,4g doppelt so große Schwankungen ersichtlich. Dies dürfte den Komfort der Insassen und die Sicherheit des Fluges beeinträchtigen. Zudem wird bei Flügen in den PALM-Windfeldern deutlich, welchen zusätzlichen strukturellen Belastungen das Flugzeug ausgesetzt ist und dass Piloten größere Schwierigkeiten bei einer Landung hätten als in dem von FG berechneten Windfeld. Des Weiteren zeigt sich an den Kurven des Lastfaktors, dass FG unter Verwendung des Dryden-Modells feinere Schwankungen des Lastfaktors berücksichtigt. Diese Tatsache lässt sich damit begründen, dass das für die Generierung der Turbulenz verantwortliche *JSBSim* mit 120 Hz läuft, was bei einer konstanten Fluggeschwindigkeit von  $80 \text{ m s}^{-1}$  einer räumlichen Auflösung von knapp 0,67 m entspricht. In den PALM-Simulationen wurde jedoch eine Gitterweite von 5 m verwendet, sodass FG mit dem Dryden-Modell kleinere Wirbel auflöst, was ebenfalls beim Vergleich der Spektren aus Abbildung 8.4 und 8.9 ersichtlich wird. Dennoch resultiert durch eine Auflösung kleinerer turbulenter Strukturen kein realistischeres Flugzeugverhalten, da Wirbel in der Größenordnung von 1 m und weniger ein Flugzeug aufgrund dessen Abmessungen und Trägheit kaum beeinflussen. Schließlich lässt sich mit Bezug zum Lastfaktor feststellen, dass der Zeitpunkt des Aufsetzens im Windfeld von FG kaum variiert, während die Flüge durch das Modellgebiet von PALM mit homogenem Untergrund bereits bei drei Landungen um mehr als 5 s verschobene Zeitpunkte des Bodenkontakts aufweisen. Der Grund hierfür ist die starke Abhängigkeit des Flugverhaltens von der zurückgelegten Strecke im Modellgebiet von PALM, welche im homogenen Fall von Simulation zu Simulation zufällig variiert. Hierdurch können bei einem Flug starke Wirbel und daraus resultierende Kurskorrekturen die Landung verzögern. Zusätzlich zu der durch Reibung an der Erdoberfläche verursachten Turbulenz resultieren unter Berücksichtigung eines Gebäudes singuläre Verhaltensweisen des Flugzeugs, die sich in unvorhersehbaren starken Fluktuationen des Lastfaktors widerspiegeln.

Die Vertikalgeschwindigkeiten und Rollwinkel erreichen bei den Flügen durch die zwei von PALM bereitgestellten Windfelder vor allem aufgrund der erhöhten Turbulenz größere Werte. Hierbei werden Maxima von über  $30 \text{ ft s}^{-1}$  beziehungsweise  $30^\circ$  in den unteren 200 ft erreicht, während bei den Flügen durch das FG-Windfeld maximal Werte um  $25 \text{ ft s}^{-1}$  für die Vertikalgeschwindigkeit und Werte um  $25^\circ$  für den Rollwinkel in diesem Höhenbereich auftreten. Daher werden die eingeführten Limits von  $16 \text{ ft s}^{-1}$  für die Vertikalgeschwindigkeit und  $10^\circ$  für den Rollwinkel in allen drei Windfeldern überschritten, sodass auf Grundlage der festgestellten Werte mit Durchstartmanövern zu rechnen ist. Des Weiteren zeigen die ILS-Landungen im Windfeld von FG meist größere Vertikalgeschwindigkeiten beim Aufsetzen als im homogenen Fall. Der Grund hierfür spiegelt sich in den Verläufen des Lastfaktors wieder. So befindet sich das Flugzeug in dem PALM-Windfeld für die homogene Situation kurz vor dem Aufsetzen oft in deutlich zu niedrigen Höhen verglichen mit dem idealen Gleitpfad. Dies führt dazu, dass der Anstellwinkel erhöht wird, der Auftrieb und damit der Lastfaktor ansteigt und die Vertikalgeschwindigkeit sinkt.

Somit tritt bei den Flügen durch das PALM-Windfeld im homogenen Fall eine harte Landung seltener auf als im von FG bereitgestellten Windfeld. Im heterogenen Fall hingegen bedingt vor allem das singuläre Ereignis im mittleren Windfeld knapp 15 s vor dem Aufsetzen, dass das Flugzeug im Vergleich zum idealen Gleitpfad zu hoch fliegt. Hieraus resultieren wiederum Vertikalgeschwindigkeiten von über  $15 \text{ ft s}^{-1}$  zum Ende des Fluges, weshalb die Landungen als sehr hart einzustufen sind und umfangreiche Inspektionsmaßnahmen oder Schäden am Flugzeug zur Folge hätten.

## 9 Zusammenfassung und Ausblick

Die vorliegende Arbeit hatte zum Ziel, möglichst realistische und mit LES erzeugte turbulente Windfelder eines Starkwindereignisses in einen Flugsimulator einzuspeisen und den Einfluss dieser neuen Methodik auf das Flugzeugverhalten zu untersuchen. Dabei sollte abschließend die Frage geklärt werden, ob Flugsimulatoren, die auf mittels LES simulierte turbulente Winddaten zurückgreifen, das Flugverhalten realistischer wiedergeben. Der Schwerpunkt der Untersuchungen lag auf der finalen Landephase, da diese laut Pilotenaussagen vor allem durch turbulente Windfelder beeinflusst wird und unter anderem wegen des Windes als die gefährlichste Flugphase einzuordnen ist. Die Gefahr des Windfeldes bei einer Landung zeigt sich insbesondere in Flughafenumgebungen mit komplexer Topographie.

Bisher sind heutige für Trainingszwecke geeignete *Full Flight* Simulatoren nicht in der Lage, das bodennahe turbulente Windfeld realistisch genug wiederzugeben. Dies liegt vor allem an den vielen Vereinfachungen, die im Zusammenhang mit der Darstellung des Windfeldes angewendet werden. Typische Annahmen sind Homogenität entlang einer oder mehrerer Raumrichtungen, Stationarität, Ergodizität, Isotropie oder die Taylor-Hypothese. Vor allem die in *Full Flight* Simulatoren getätigte Annahme der horizontalen Homogenität des mittleren Windfeldes ist unrealistisch. Zudem zeigt sich, dass die auf das mittlere Signal addierte Turbulenz in Flugsimulatoren wenig überraschend wirkt und die in der Natur vorkommende Böigkeit des Windes vermissen lässt. Auch topographische Elemente bleiben mit Bezug zum Windfeld in Flugsimulatoren unberücksichtigt. Folglich ist es den Piloten nicht möglich, Landungen bei stark turbulenten Windereignissen ausreichend zu trainieren. Daher fordern Piloten für Flugsimulatoren eine verbesserte Darstellung der atmosphärischen Windverhältnisse.

Für die Einspeisung turbulenter und mit LES erzeugter Windfelder in einen Flugsimulator wurden zwei Modelle verwendet. Zum einen war dies das LES-Modell PALM, welches die turbulenten Windfelder bereitstellen sollte. PALM verwendet zur Simulation des Windfeldes physikalische Erhaltungsgleichungen, welche auf einem diskreten Gitter für ein räumlich begrenztes Modellgebiet entsprechend einer vorgegebenen synoptischen Situation gelöst werden. Auch die Berücksichtigung von Topographie ist möglich. Die Simulation der Flüge erfolgte mit dem Desktop-Flugsimulator FG, welcher als Ersatz für einen zu Trainingszwecken geeigneten *Full Flight* Simulator eingesetzt wurde. FG greift zur Simulation der atmosphärischen Turbulenz auf das Dryden-Modell zurück, welches häufig in Flugsimulatoren eingesetzt und von offiziellen Stellen wie dem Verteidigungsministerium der Vereinigten Staaten empfohlen wird. Hinsichtlich des mittleren Windfeldes werden von FG mit der Vorgabe von Windgeschwindigkeiten und -richtungen in diskreten Höhenniveaus und der vertikalen linearen Interpolation dazwischen ähnliche Ansätze verwendet wie in *Full Flight* Simulatoren. Daher liefert FG bezüglich der Simulation des turbulenten Windfeldes vergleichbare Ergebnisse wie ein für Trainingszwecke zertifizierter Flugsimulator.

Die Validierung der neuen Methodik, externe und mit LES erzeugte turbulente Windfelder in einen Flugsimulator einzuspeisen, erfolgte anhand eines mit PALM simulierten Testwindfeldes unter der Annahme eines Starkwindereignisses in einer neutral geschichteten Atmosphäre bei homogenem Untergrund. Bei der Analyse von vierstündigen Flügen durch das Testwindfeld stellte sich heraus, dass sowohl die von FG ausgegebenen mittleren horizontalen Windgeschwindigkeiten als auch die anhand von Varianzen gemessenen turbulenten Schwankungen mit den aus einer räumlichen Analyse gewonnenen Daten des Testwindfeldes überstimmen. Folglich konnte die

Implementierung der PALM-Windfelder in FG als erfolgreich eingestuft werden. Zudem bestätigte sich hierdurch die grundsätzliche Anwendbarkeit der neuen Methode.

Neben der Validierung wurden mit einer A320-Maschine Flugsimulationen in drei unterschiedlichen Windfeldern durchgeführt. So erfolgten Flüge in dem von FG selbst bereitgestellten Windfeld und Flüge in zwei von PALM simulierten Windfeldern. Dabei wurde abermals von einem Starkwindereignis und einer neutral geschichteten Atmosphäre ausgegangen, wobei die PALM-Windfelder sowohl für eine Situation mit homogenem Untergrund als auch unter Berücksichtigung eines idealisierten Flughafengebäudes generiert wurden. Die Set-ups von PALM wurden so gewählt, dass eine möglichst große aber weiterhin realistische Beeinflussung des Windfeldes auf das Flugzeug stattfand. Dementsprechend traten während der finalen Landephase Seitenwinde auf und die Ausrichtung des Gebäudes erfolgte bei senkrechter Anströmung und unter Berücksichtigung der Regularien von der ICAO möglichst nah an der Landbahn. Des Weiteren wurde für die Flugsimulationen das in FG implementierte ILS-System des Flughafens in San Francisco genutzt, um die Landungen automatisiert durchzuführen. Dies war für einen aussagekräftigen Vergleich des Flugverhaltens zwischen den simulierten Landungen in den unterschiedlichen Windfeldern erforderlich. Um zudem die Flüge in den PALM-Windfeldern mit den Landungen im von FG simulierten Windfeld vergleichen zu können, wurden die Windeinstellungen in FG an die von PALM simulierten Windverhältnisse beim homogenen Fall angepasst. Darüber hinaus dienten windfeldbezogene und flugzeugbezogene Grenzwerte dazu, die Windverhältnisse und das daraus resultierende Flugzeugverhalten zu vergleichen und hinsichtlich der Gefährdung für die Flugsicherheit zu bewerten. Verwendet wurden Limits für die absoluten mittleren Windgeschwindigkeiten (20 kn (ICAO, 2013a)), dessen Änderungsrate (das 7-Knoten-Kriterium von der NLR), für die Windschwankungen (Standardabweichungen zwischen 4 kn und 5 kn (Nieuwpoort et al., 2010)), für die Rollwinkel (Winkel zwischen  $6^\circ$  und  $10^\circ$  (Nieuwpoort et al., 2010)) und für die Vertikalgeschwindigkeiten des Flugzeugs ( $16,7 \text{ ft s}^{-1}$  (Chan und Krüs, 2016)). Auch der Lastfaktor wurde eingeführt.

Die Ergebnisse der Flugsimulationen und des anschließenden Vergleichs zwischen diesen zeigen zum Teil große Unterschiede bei den drei untersuchten Fällen. So traten bei den Flügen durch die PALM-Windfelder höhere Vertikalgeschwindigkeiten, Lastfaktoren und Rollwinkel im Vergleich zu den automatischen Landungen im FG-Windfeld auf, sodass die Grenzwerte teilweise um mehr als das dreifache überschritten wurden. Die Überschreitung der flugzeugbezogenen Grenzwerte zeigte sich bereits bei den ILS-Landungen im Windfeld von FG, wenn auch nicht so ausgeprägt wie bei den Flügen durch die Windfelder von PALM. Die Unterschiede in den Flugsimulationen konnten unmittelbar auf die Windfelder, in denen die ILS-Landungen stattfanden, zurückgeführt werden. Dabei erschienen die von PALM simulierten Windverhältnisse für das angenommene Extremwetterereignis deutlich realistischer. So stimmte die von FG simulierte lineare Interpolation des mittleren Windes deutlich schlechter mit den tatsächlichen atmosphärischen Bedingungen bei einem Starkwindereignis überein als der simulierte logarithmische Verlauf in den PALM-Windfeldern. Zudem zeigte sich anhand der Varianzen, dass die Turbulenz in dem Windfeld von PALM um einiges stärker und daher für ein Starkwindereignis realistischer simuliert wurde im Vergleich zu der von FG berechneten Turbulenz, welche die untersuchten Grenzwerte im Gegensatz zur PALM-Turbulenz nicht überschritt. Die schwächere Turbulenz im Windfeld von FG konnte zum einen auf das Dryden-Modell und zum anderen auf einen Einheitenfehler in

FG zurückgeführt werden. Auch die Turbulenzspektren von PALM zeigten im Inertialbereich ein für die AGS typisches Verhalten gemäß dem  $\Omega^{-5/3}$ -Gesetz, wohingegen die FG-Spektren in diesen Bereich eine Steigung von  $\Omega^{-2}$  aufwiesen. Weitere durch das Gebäude ausgelöste singuläre Strukturen trugen ebenfalls zu einem realistischen Windfeld im heterogenen Fall bei.

Zusammenfassend lässt sich aus den unterschiedlichen Flugsimulationen die Erkenntnis gewinnen, dass der Autopilot bei den Flügen durch die PALM-Windfelder mit der Windsituation überfordert war und unabhängig vom konkreten Windfeld sehr träge auf sich ändernde Windverhältnisse reagierte. Die moderate bis starke Turbulenz, die großen bodennahen Windscherungen und weitere durch das Gebäude ausgelöste Einzelereignisse sorgten dafür, dass nahezu jede ILS-Landung in den Windfeldern von PALM neben der Landebahn endete, was in der Realität zu einem Crash oder größeren Schäden am Flugzeug geführt hätte. Selbst bei den Simulationen unter Verwendung des von FG berechneten Windfeldes mit deutlich geringerer Turbulenz stieß der Autopilot an seine Grenzen, sodass nur ein Teil der Landungen als erfolgreich eingestuft werden konnte. Bezogen auf reale Flugsituationen ist zu vermuten, dass Flüge in den PALM-Windfeldern Piloten vor große Herausforderungen stellen würden. Zudem sind diese Felder für Trainingszwecke wesentlich besser geeignet als die von FG simulierten Windverhältnisse, da nahezu alle schwierigen Komponenten in einem Windfeld (Turbulenz, Windscherung, durch Topographie ausgelöste Singularitäten) realistisch und bezogen auf spezifische synoptische Situationen berechnet werden können.

Die Frage, ob das Flugverhalten unter Verwendung der PALM-Windfelder in dem Flugsimulator FG realistischer als zuvor simuliert wird, konnte mit den erzielten Ergebnissen nicht gänzlich beantwortet werden. Zwar zeigen die den Flugsimulationen zugrundeliegenden Windfelder von PALM einen zu der Atmosphäre passenderes Verhalten als die FG-Windfelder, was aber nicht bedeuten muss, dass auch die Bewegung des Flugzeugs realistischer abgebildet wird. Auch durchgeführte Testsimulationen mit zwei TUifly-Piloten blieben ohne konkretes Ergebnis. Zum einen lag dies an der Steuerung von FG mittels Joystick, welche die ständige ungewollte Betätigung des Seitenruders bei den Landungen zur Folge hatte. Zum anderen konnten Schwächen des FDMs identifiziert werden, die unabhängig vom verwendeten Windfeld auftraten und eine Bewertung der Flüge durch die PALM-Windfelder nahezu unmöglich machten.

Zukünftig sollen mit FG noch weitere Untersuchungen mit anderen Flugzeugtypen, Flughafenumgebungen oder FDMs durchgeführt werden. Hierdurch wäre es möglich zu testen, ob Autopiloten anderer Maschinen, ILS-Systeme anderer Flughäfen oder flugdynamische Berechnungen anderer FDMs in FG besser umgesetzt sind. Ist dies der Fall, könnten automatische Landungen in den Windfeldern von PALM realistischer als mit der A320-Maschine und dem ILS-System am Flughafen in San Francisco wiedergegeben werden und Piloten könnten erneut Testflüge starten, um ihre Bewertung hinsichtlich der neuen Methodik abzugeben. Ebenso könnte durch mit FG produzierte Anschauungsvideos eine Rückmeldung von Piloten hinsichtlich des Flugverhaltens eingeholt werden. Gleichzeitig bestünde über Anschauungsvideos einer ILS-Landung die Möglichkeit, Piloten auf kritische Stellen während einer Landung im komplexen Gelände aufmerksam zu machen. Davon abgesehen sind zusätzliche Tests in einem *Full Flight* Simulator notwendig. Nur so können Piloten eine endgültige Rückmeldung bezüglich der Frage geben, inwieweit eine Verwendung externer mit PALM simulierter Windfelder die Flugsimulation während einer Landung verbessert. Dazu ist eine Kooperation mit den Stellen erforderlich, die ausgereifte Flugsimulatoren für solche Zwecke zur Verfügung stellen können und wollen. Sofern sich die

neue Methodik durchsetzt, müssten zuerst Investitionen in eine Datenbank getätigt werden, die Windfelder für unterschiedliche synoptische Situationen und Flughafenumgebungen beinhaltet und je nach Trainingsanforderungen die entsprechenden Felder zur Verfügung stellt. Bezogen auf einen Flughafen und eine synoptische Situation müssten viele instantane Windfelder abgespeichert werden, aus denen bei einer Flugsimulation zufällig ausgewählt werden kann. Zudem erfordert die zyklische Wiederholung des Modellgebiets, dass beim Überfliegen der Grenze ein neues Feld geladen wird. Nur auf diese Art und Weise ist es möglich sicherzustellen, dass die simulierte Windsituation nicht vorhersagbar erscheint. Der Nutzen, welcher durch die Verwendung von PALM-Windfeldern in Flugsimulatoren entsteht, würde auf längere Sicht die dafür notwendigen Kosten übersteigen. Einerseits werden LES-Simulationen immer erschwinglicher. Andererseits sind finanzielle Einsparungen durch weniger Unfälle, Durchstartmanöver und sanftere Landungen aufgrund besser trainierter Piloten wahrscheinlich. So könnten Energiekosten, Instandhaltungskosten und Ausgaben im Zusammenhang mit Verspätungen reduziert werden.

## Literaturverzeichnis

- AAIB, 2012: Serious Incident. Techn. Ber. EW/C2011/01/03, Air Accidents Investigation Branch, 38 S.
- Ahmad, S., M. Ahsan und F. Mazhar, 2013: Development of A Generic Flight Simulator For Fixed Wing Aircraft. *International Conference on Modeling and Simulation 2013*, Islamabad, IS, PK, 246–251.
- Arakawa, A. und V. R. Lamb, 1977: Computational design of the basic dynamical processes of the UCLA general circulation model. *General Circulation Models of the Atmosphere, Methods in Computational Physics*. Hrsg. von J. Chang. Academic Press, 173–265.
- Barnes, A. G. und N. A. Parsons, 1972: A Flight Simulator Investigation of the Effect of Turbulence on Rolling Requirements at Low Speed. Techn. Ber. R. & M. No. 3697, British Aircraft Corporation, 40 S.
- Barr, N. M., D. Gangsaas und D. R. Schaeffer, 1974: Wind models for flight simulator certification of landing and approach guidance and control systems. Techn. Ber. FAA-RD-74-206, Boeing Commercial Airplanes, 610 S.
- Basler, M., M. Spott, S. Buchanan, J. Berndt, B. Buckel, C. Moore, O. C., D. Perry, M. Selig und D. Walisser, 2015: *The FlightGear Manual*. For FlightGear version 3.4.0, 212 S.
- Batchelor, G. K., 1946: The Theory of Axisymmetric Turbulence. *Proc. R. Soc. A*, **186**, 480–502, doi:10.1098/rspa.1946.0060.
- Batchelor, G. K., 1953: *The Theory of homogeneous Turbulence*. Cambridge University Press, 212 S.
- Berndt, J. S., 2011: *JSBSim - An open source, platform-independent, flight dynamics model in C++*. JSBSim Reference Manual v1.0, 147 S.
- BFU, 2010: Untersuchungsbericht. Techn. Ber. 5X003-0/08, Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung, 82 S.
- Boeing Commercial Airplanes, 2015: Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Techn. Ber. Boeing : Aviation Safety, 24 S.
- Briscolini, M. und P. Santangelo, 1989: Development of the mask method for incompressible unsteady flows. *J. Comput. Phys.*, **84**, 57–75, doi:10.1016/0021-9991(89)90181-2.
- Brunstein, A. I., 1978: Clear Air Turbulence Accidents. *SAFE Journal*, **8**, 17–19.
- Chalk, C. R., T. P. Neal, T. M. Harris, F. E. Pritchard und R. J. Woodcock, 1969: Background Information and User Guide for MIL-F-8785B (ASG), Military Specification - Flying Qualities of Piloted Airplanes. Techn. Ber. AFFDL TR 69-72, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 689 S.
- Chan, P. W. und H. Krüis, 2016: Validation of a crosswind change criterion for building induced airflow disturbances using a flight simulator: case studies at the Hong Kong International Airport. *Meteorol. Appl.*, **23**, 742–748, doi:10.1002/met.1598.
- Chan, P. W., W. Y. Lo und D. Y. C. Leung, 2010: Low level wind effects of the hangers at the Hong Kong International Airport. Reprints. *The 5th International Symposium on Computational Wind Engineering*, Chapel Hill, NC, US, Reprint 894 S.

- Cook, M. V., 2013: *Flight Dynamics Principles - A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control*. Butterworth-Heinemann, 575 S.
- Corrsin, S., 1961: Turbulent flow. *Amer. Sci.*, **49**, 300–325.
- Courant, R., K. Friedrichs und H. Lewy, 1928: Über die partiellen Differenzgleichungen der mathematischen Physik. *Math. Ann.*, **100**, 32–74.
- Deardorff, J. W., 1970a: A numerical study of three-dimensional turbulent channel flow at large Reynolds numbers. *J. Fluid Mech.*, **41**, 453–480, doi:10.1017/S0022112070000691.
- Deardorff, J. W., 1970b: A three-dimensional numerical investigation of the idealized planetary boundary layer. *Geophys. Astrophys. Fluid Dyn.*, **1**, 377–410, doi:10.1080/03091927009365780.
- Deardorff, J. W., 1980: Stratocumulus-capped mixed layers derived from a three-dimensional model. *Bound.-Lay. Meteorol.*, **18**, 495–527, doi:10.1007/BF00119502.
- Deters, R. W., G. A. Dimock und M. S. Selig, 2006: Icing Encounter Flight Simulator. *J. Aircraft*, **43**, 1528–1537, doi:10.2514/1.20364.
- DoD, 1980: *Flying Qualities of Piloted Airplanes*. MIL-F-8785C, Department of Defense, 93 S.
- DoD, 1997: *Flying Qualities of Piloted Aircraft*. MIL-HDBK-1797, Department of Defense, 722 S.
- Dryden, H. L., 1943: A Review of the Statistical Theory of Turbulence. *Q. Appl. Math.*, **1**, 7–42.
- EASA, 2015a: *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes*. CS-25 Amendment 16 Part 25.233, European Aviation Safety Agency.
- EASA, 2015b: *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes*. CS-25 Amendment 16 Part 25.341, European Aviation Safety Agency.
- Es, G. W. H. v., 2006: Crosswind Certification - How does it affect you? Techn. Ber. NLR-TP-2006-324, Nederlands Lucht- en Ruimtevaartcentrum, 13 S.
- Es, G. W. H. v., 2012: Analysis of existing practices and issues regarding near-ground wind gust information for flight crews. Techn. Ber. NLR-CR-2012-143, Nederlands Lucht- en Ruimtevaartcentrum, 37 S.
- Es, G. v., P. v. d. Geest und T. M. Nieuwpoort, 2001: Safety aspects of aircraft operations in crosswind. Techn. Ber. NLR-TP-2001-217, Nederlands Lucht- en Ruimtevaartcentrum, 46 S.
- Etkin, B., 1959: A Theory of the Response of Airplanes to Random Atmospheric Turbulence. *J. Aerospace Sci.*, **26**, 409–420, doi:10.2514/8.8127.
- Etkin, B., 1961: Theory of Flight of Airplanes in Isotropic Turbulence - Review and Extension. Techn. Ber. AGARD Report 372, Advisory Group for Aeronautical Research and Development, 42 S.
- Etkin, B., 1972: *Dynamics of Atmospheric Flight*. John Wiley & Sons, 579 S.
- Etkin, B., 1981: Turbulent wind and its effect on flight. *J. Aircraft*, **18**, 327–345, doi:10.2514/3.57498.
- Etling, D., 2008: *Theoretische Meteorologie - Eine Einführung*. Springer-Verlag, 376 S.

- FAA, 2014: *Advisory Circular - Dynamic Gust Loads*. AC 25.341-1, Federal Aviation Administration, 23 S.
- FAA, 2016: *Airworthiness standards: Transport category airplanes*. FARs Part 25.237, Federal Aviation Administration.
- Fröhlich, J., 2006: *Large Eddy Simulation turbulenter Strömungen*. Teubner Verlag, 414 S.
- Friedland, B., 1986: *Control System Design - An Introduction to State-Space Methods*. McGraw-Hill Book Company, 511 S.
- Frost, W., S.-T. Wang und D. W. Camp, 1982: The influence of turbulence models on computer-simulated aircraft landing. *20th Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, FL, US, 1–4.
- Gao, Z. und H. Gu, 2009: Generation and Application of Spatial Atmospheric Turbulence Field in Flight Simulation. *Chin. J. Aeronaut.*, **22**, 9–17, doi:10.1016/S1000-9361(08)60063-1.
- Giersch, S., 2014: Aufstellung eines Modellgleichungssystems auf Basis der anelastischen Approximation und Bestimmung der Auswirkungen auf die PALM-Modellnumerik. Bachelorarbeit. Institut für Meteorologie und Klimatologie: Universität Hannover.
- Glushko, G. S., 1966: Turbulent boundary layer on a flat plate in an incompressible fluid. Techn. Ber. NASA TT F-10,080, National Aeronautics and Space Administration, 24 S.
- Gousseau, P., B. Blocken, T. Stathopoulos und G. J. F. v. Heijst, 2011: CFD simulation of near-field pollutant dispersion on a high-resolution grid: A case study by LES and RANS for a building group in downtown Montreal. *Atmos. Environ.*, **45**, 428-438, doi:10.1016/j.atmosenv.2010.09.065.
- Gryschka, M. und S. Raasch, 2005: Roll convection during a cold air outbreak: A large-eddy simulation with stationary model domain. *Geophys. Res. Lett.*, **32**, L14805, doi:10.1029/2005GL022872.
- Hackbusch, W., 1985: *Multigrid Methods and Applications*. Springer-Verlag, 378 S.
- Hantel, M., 2013: *Einführung Theoretische Meteorologie*. Springer-Verlag, 430 S., doi:10.1007/978-3-8274-3056-4.
- Harlow, F. H. und J. E. Welch, 1965: Numerical calculation of time-dependent viscous incompressible flow of fluid with free surface. *Phys. Fluids*, **8**, 2182–2189.
- Hirt, C. W., 1969: Computer Studies of Time-Dependent Turbulent Flows. *Phys. Fluids*, **12**, II-219–II-227, doi:10.1063/1.1692441.
- Hoblit, F. M., 1988: *Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 306 S.
- Hogge, E. F., 2004: B-737 Linear Autoland Simulink Model. Techn. Ber. NASA/CR-2004-213021, National Aeronautics and Space Administration, 118 S.
- Hoh, R. H., D. G. Mitchel, I. L. Ashkenas, R. H. Klein und R. K. Heffley, 1982: Proposed MIL Standard and Handbook - Flying Qualities of Air Vehicles. Techn. Ber. AFWAL-TR-82-3081, Systems Technology Inc., 863 S.
- ICAO, 2011: *Manual on Automatic Meteorological Observing Systems at Aerodromes*. Doc 9837 AN/454, Kapitel 3, International Civil Aviation Organization.

- ICAO, 2013a: *Aerodromes - Volume I, Aerodrome Design and Operations*. Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation, Kapitel 3. International Civil Aviation Organization.
- ICAO, 2013b: *Aerodromes - Volume I, Aerodrome Design and Operations*. Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation, Kapitel 4. International Civil Aviation Organization.
- Jackson, E. B., 1995: Manual for a Workstation-Based Generic Flight Simulation Program (LaRC-sim) Version 1.4. Techn. Ber. NASA-TM-110164, National Aeronautics and Space Administration, 141 S.
- Jewell, W. F. und R. K. Heffley, 1978: A study of key features of the RAE atmospheric turbulence model. Techn. Ber. NASA CR-152194, National Aeronautics and Space Administration, 74 S.
- John, C., R. S. Houbolt und G. P. Kermit, 1964: Dynamic response of airplanes to atmospheric turbulence including flight data on input and response. Techn. Ber. NASA TR R-199, National Aeronautics and Space Administration, 115 S.
- Kataoka, H. und M. Mizuno, 2002: Numerical flow computation around aerolastic 3d square cylinder using inflow turbulence. *Wind Struct.*, **5**, 379–392, doi:10.2514/8.2491.
- Keck, M., S. Raasch, M. O. Letzel und E. Ng, 2014: High Resolution Large-Eddy Simulations of the Atmospheric Boundary Layer in Macau. *CWE 2014: 6th International Symposium on Computational Wind Engineering*, Hamburg, HH, DE, 332–333.
- Khatwa, R. und R. L. Helmreich, 1999: Flight Safety Foundation Approach-and-Landing Accident Reduction Task Force - Analysis of Critical Factors During Approach and Landing in Accidents and Normal Flight: Data Acquisition and Analysis Working Group Final Report. Techn. Ber. 1999-01-5587, Flight Safety Foundation, 77 S.
- Knigge, C. und S. Raasch, 2016a: Development and Improvement of Two Methods of Different Complexity to Simulate Atmospheric Boundary Layer Turbulence for Aircraft Design Studies. *Advances in Simulation of Wing and Nacelle Stall*. Hrsg. von R. Radespiel, R. Niehuis, N. Kroll und K. Behrends, Springer-Verlag, 189-202.
- Knigge, C. und S. Raasch, 2016b: Improvement and development of one- and two-dimensional discrete gust models using a large-eddy simulation model. *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, **153**, 46–59, doi:10.1016/j.jweia.2016.03.004.
- Knigge, C., T. Auerswald, S. Raasch und J. Bange, 2015: Comparison of two different methods that provide highly resolved atmospheric turbulence data for simulations of stall effects. *Computers & Fluids*, **108**, 57–66, doi:10.1016/j.compfluid.2014.11.005.
- Kolmogorov, A. N., 1941: The Local Structure of Turbulence in Incompressible Viscous Fluid for Very Large Reynolds Numbers. *Dokl. Akad. Nauk SSSR*, **30**, 301–305.
- Kolmogorov, A. N., 1962: A refinement of previous hypotheses concerning the local structure of turbulence in a viscous incompressible fluid at high Reynolds number. *J. Fluid Mech.*, **13**, 82–85, doi:10.1017/S0022112062000518.
- Kraus, H., 2008: *Grundlagen der Grenzschicht-Meteorologie - Einführung in die Physik der Atmosphärischen Grenzschicht und in die Mikrometeorologie*. Springer-Verlag, 214 S.

- Kármán, T. de und L. Howarth, 1938: On the Statistical Theory of Isotropic Turbulence. *Proc. R. Soc. A*, **164**, 192–215, doi:10.1098/rspa.1938.0013.
- Krüis, H. W., 2016: Criteria for Crosswind Variations during Approach and Touchdown at Airports. *Advances in Simulation of Wing and Nacelle Stall*. Hrsg. von R. Radespiel, R. Niehuis, N. Kroll und K. Behrends, Springer-Verlag, 167-187.
- Krüis, H. W., J. O. Haanstra, R. v. d. Ham und B. W. Schreur, 2003: Numerical simulations of wind measurements at Amsterdam Airport Schiphol. *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, **91**, 1215–1223, doi:10.1016/S0167-6105(03)00079-5.
- Letzel, M. O., 2007: High resolution Large-Eddy Simulation of turbulent flow around buildings. Dissertation. Institut für Meteorologie und Klimatologie: Universität Hannover.
- Letzel, M. O., M. Krane und S. Raasch, 2008: High resolution urban large-eddy simulation studies from street canyon to neighbourhood scale. *Atmos. Environ.*, **42**, 8770–8784, doi:10.1016/j.atmosenv.2008.08.001.
- LFT, 2014: *Boeing 777-200LR - Instructor's Operating Manual FT62*. FT62. Lufthansa Flight Training, 260 S.
- Liepmann, H. W., 1952: On the Application of Statistical Concepts to the Buffeting Problem. *J. Aeronaut. Sci.*, **19**, 793–800, doi:10.2514/8.2491.
- Lilly, D. K., 1967: The representation of small scale turbulence in numerical simulation experiments. *Proc. of the IBM scientific Computing Symp. on Environmental Sciences*, Yorktown Heights, NY, US, 195–210.
- Liu, C., D. Y. C. Leung, A. C. S. Man und P. W. Chan, 2010: Computational fluid dynamics simulation of the wind flow over an airport terminal building. *J. Zhejiang Univ. Sci. A*, **11**, 389–401, doi:10.1631/jzus.A0900449.
- Lund, T. S., X. Wu und K. D. Squires, 1998: Generation of turbulent inflow data for spatially-developing boundary layer simulations. *J. Comput. Phys.*, **140**, 233–258, doi:10.1006/jcph.1998.5882.
- Maronga, B., M. Gryscha, R. Heinze, F. Hoffmann, F. Kanani-Sühring, M. Keck, K. Ketelsen, M. O. Letzel, M. Sühring und S. Raasch, 2015: The Parallelized Large-Eddy Simulation Model (PALM) version 4.0 for atmospheric and oceanic flows: model formulation, recent developments, and future perspectives. *Geosci. Model Dev.*, **8**, 2515–2551.
- Moeng, C.-H. und J. C. Wyngaard, 1988: Spectral analysis of large-eddy simulations of the convective boundary layer. *J. Atmos. Sci.*, **45**, 3573–3587, doi:10.1175/1520-0469(1988)045<3573:SAOLES>2.0.CO;2.
- Moin, P. und J. Kim, 1997: Tackling Turbulence with Supercomputers. *Sci. Amer.*, **276**, 62–68, doi:10.1038/scientificamerican0197-62.
- Nelkin, M., 1992: In What Sense Is Turbulence an Unsolved Problem?. *Science*, **255**, 566–570, doi:10.1126/science.255.5044.566.
- Nieuwpoort, A. M. H., J. H. M. Gooden und J. L. de Prins, 2010: Wind criteria due to obstacles at and around airports. Techn. Ber. NLR-TP-2010-312, Nederlands Lucht- en Ruimtevaartcentrum, 200 S.

- Noh, Y., H. S. Min und S. Raasch, 2004: Large Eddy Simulation of the Ocean Mixed Layer: The Effects of Wave Breaking and Langmuir Circulation. *J. Phys. Oceanogr.*, **34**, 720–735, doi:10.1175/1520-0485(2004)034<0720:LESOTO>2.0.CO;2.
- NTSB, 2010: Aviation Accident Report - Runway Side Excursion During Attempted Takeoff in Strong and Gusty Crosswind Conditions. Techn. Ber. NTSB/AAR-10/04, National Transportation Safety Board, 104 S.
- Orlanski, I., 1976: A simple boundary condition for unbounded hyperbolic flows. *J. Comput. Phys.*, **21**, 251–269, doi:10.1016/0021-9991(76)90023-1.
- Orszag, S. A. und G. S. Patterson, 1972: Numerical Simulation of Three-Dimensional Homogeneous Isotropic Turbulence. *Phys. Rev. Lett.*, **28**, 76–79, doi:10.1103/PhysRevLett.28.76.
- Patrinos, A. A. N. und A. L. Kistler, 1977: A numerical study of the Chicago lake breeze. *Bound.-Layer Meteor.* **12**, 93–123, doi:10.1007/BF00116400.
- Piacsek, S. A. und G. P. Williams, 1970: Conservation properties of convection difference schemes. *J. Comput. Phys.* **6**, 392–405, doi:10.1016/0021-9991(70)90038-0.
- Pielke, R. A., 2002: *Mesoscale Meteorological Modeling*. Academic Press, 676 S.
- Press, H. und M. T. Meadows, 1955: A Re-evaluation of Gust-Load Statistics for Applications in Spectral Calculations. Techn. Ber. NACA-TN-3540, National Advisory Committee for Aeronautics, 19 S.
- Raasch, S. und D. Etling, 1991: Numerical simulation of rotating turbulent thermal convection. *Contrib. Atmos. Phys.*, **64**, 185–199.
- Raasch, S. und T. Franke, 2011: Structure and formation of dust devil-like vortices in the atmospheric boundary layer: A high-resolution numerical study. *J. Geophys. Res.*, **116**, D16120, doi:10.1029/2011JD016010.
- Raasch, S. und M. Schröter, 2001: PALM-A large-eddy simulation model performing on massively parallel computers. *Meteor. Z.*, **10**, 363–372, doi:10.1098/rspa.1920.0039.
- Reeves, P. M., G. S. Campbell, V. M. Ganzer und R. G. Joppa, 1974: Development and application of a non-Gaussian atmospheric turbulence model for use in flight simulators. Techn. Ber. NASA CR-2451, National Aeronautics and Space Administration, 148 S.
- Reynolds, O., 1883: An experimental investigation of the circumstances which determine whether the motion of water shall be direct or sinuous, and of the law of resistance in parallel channels. *Phil. Trans. R. Soc. A.*, **174**, 935–982.
- Reynolds, O., 1895: On the dynamical theory of incompressible viscous fluids and the determination of the criterion. *Phil. Trans. R. Soc. A.*, **186**, 123–164, doi:10.1098/rsta.1895.00049.
- Richardson, L. F., 1920: The Supply of Energy from and to Atmospheric Eddies. *Proc. R. Soc. Lond. A.*, **97**, 354–373, doi:10.1098/rspa.1920.0039.
- Riechelmann, T., U. Wacker, K. D. Beheng, D. Etling und S. Raasch, 2015: Influence of turbulence on the drop growth in warm clouds, Part II: Sensitivity studies with a spectral bin microphysics and a Lagrangian cloud model. *Meteor. Z.*, **24**, 293–311, doi:10.1127/metz/2015/0608.

- Roache, P. J., 1976: *Computational Fluid Dynamics*. Hermosa Publishers, 446 S.
- Rollet-Miet, P., D. Laurence und J. Ferziger, 1999: LES and RANS of turbulent flow in tube bundles. *Int. J. Heat Fluid Flow*, **20**, 241–254, doi:10.1016/S0142-727X(99)00006-5.
- Sagaut, P., 2006: *Large Eddy Simulation for Incompressible Flows - An Introduction*. Springer-Verlag, 556 S.
- Saiki, E. M., C.-H. Moeng und P. P. Sullivan, 2000: Large-eddy simulation of the stably stratified planetary boundary layer. *Bound.-Lay. Meteorol.*, **95**, 1–30, doi: 10.1023/A:1002428223156.
- Schlichting, H. und K. Gersten, 2006: *Grenzschicht-Theorie*. Springer-Verlag, 799 S.
- Schmidt, L. V., 1998: *Introduction to Aircraft Flight Dynamics*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 397 S.
- Schumann, U., 1973: Ein Verfahren zur direkten numerischen Simulation turbulenter Strömungen in Platten- und Ringspaltkanälen und über seine Anwendung zur Untersuchung von Turbulenzmodellen. Dissertation. Fakultät für Maschinenbau, Kernforschungszentrum Karlsruhe KFK 1854: Universität Karlsruhe, 249 S.
- Schumann, U., 1975: Subgrid scale model for finite difference simulations of turbulent flows in plane channels and annuli. *J. Comput. Phys.*, **18**, 376–404, doi:10.1016/0021-9991(75)90093-5.
- Schumann, U. und R. A. Sweet, 1988: Fast Fourier transforms for direct solution of poisson's equation with staggered boundary conditions. *J. Comput. Phys.* **75**, 123–137, doi:10.1016/0021-9991(88)90102-7.
- Sühling, M., 2010: Entwicklung und Optimierung numerischer Verfahren höherer Ordnung und ihre Implementierung im LES-Modell PALM. Diplomarbeit. Institut für Meteorologie und Klimatologie: Universität Hannover, 72 S.
- Singleton, R. C., 1969: An algorithm for computing the mixed radix fast Fourier transform. *IEEE Trans. Audio Electroacoust.*, **17**, 93–103, doi:10.1109/TAU.1969.1162042.
- Steinfeld, G., B. Witha, M. Dörenkämper und M. Gryschka, 2015: Hochauflösende Large-Eddy-Simulationen zur Untersuchung der Strömungsverhältnisse in Offshore-Windparks. *promet Meteorologische Fortbildung*, **39**, 163–180.
- Stoll, R und F. Porté-Agel, 2006: Effect of roughness on surface boundary conditions for largeeddy simulation. *Boundary Layer Meteorol.* **18**, 169–187, doi:10.1007/s10546-005-4735-2.
- Stroe, G. und I.-C. Andrei, 2016: Analysis Regarding the Effects of Atmospheric Turbulence on Aircraft Dynamics. *INCAS BULLETIN*, **8**, 123–132, doi:10.13111/2066-8201.2016.8.2.10.
- Stull, R. B., 1988: *An Introduction to Boundary Layer Meteorology*. Kluwer Academic Publishers, 670 S.
- Temperton, C., 1992: A Generalized Prime Factor FFT Algorithm for any  $N = 2^p 3^q 5^r$ . *SIAM J. Sci. Stat. Comp.*, **13**, 676–686, doi:10.1016/0021-9991(88)90102-7.
- Tominaga, Y. und T. Stathopoulos, 2011: CFD modeling of pollution dispersion in a street canyon: Comparison between LES and RANS. *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, **99**, 340–348, doi:10.1016/j.jweia.2010.12.005.

- Tropea, C., A. Yarin und J. F. Foss, Hrsg., 2007: *Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics*. Springer Science & Business Media, 1557 S.
- Turtur, C. W., 2014: *Prüfungstrainer Mathematik: Klausur- und Übungsaufgaben mit vollständigen Musterlösungen*. Springer-Verlag, 587 S.
- Vaart, J. C. v. d., 1975: The cross-covariance of gust velocities and their time-derivatives. Techn. Ber. Report VTH-207, Delft University of Technology, 18 S.
- Wang, S.-T. und W. Frost, 1980: Atmospheric Turbulence Simulation Techniques With Application to Flight Analysis. Techn. Ber. NASA CR-3309, National Aeronautics and Space Administration, 157 S.
- Wicker, L. J. und W. C. Skamarock, 2002: Time-splitting methods for elastic models using forward time schemes. *Mon. Wea. Rev.*, **130**, 2088–2097, doi:10.1175/1520-0493(2002)130<2088:TSMFEM>2.0.CO;2.
- Williamson, J. H., 1980: Low-storage Runge–Kutta schemes. *J. Comput. Phys.*, **35**, 48–56, doi:10.1016/0021-9991(80)90033-9.
- Wu, Y. T. und F. Porté-Agel, 2012: Atmospheric Turbulence Effects on Wind-Turbine Wakes: An LES Study. *Energies*, **5**, 5340–5362, doi:10.3390/en5125340.
- Wyngaard, J. C., 2010: *Turbulence in the Atmosphere*. Cambridge University Press, 393 S.
- Yeager, J. C., 1998: Implementation and Testing of Turbulence Models for the F18-HARV Simulation. Techn. Ber. NASA/CR-1998-206937, National Aeronautics and Space Administration, 141 S.

## **Eidesstattliche Erklärung**

Hiermit versichere ich, dass ich die vorliegende Masterarbeit selbstständig verfasst und keine anderen Quellen und Hilfsmittel als die angegebenen verwendet habe. Alle Stellen der Arbeit, die wörtlich oder sinngemäß aus anderen Quellen übernommen wurden, sind als solche kenntlich gemacht worden. Des Weiteren versichere ich, dass die Arbeit in gleicher oder ähnlicher Form noch keiner Prüfungsbehörde vorgelegen hat.

Hannover, den 10.05.2017



**Einverständniserklärung**  
**gem. Rundschreiben A Nr. 05 / 2012 der Leibniz Universität Hannover**  
- Rechteverwertung für wissenschaftliche Arbeiten -

Sebastian Giersch  
Name der/des Studierenden

2843160  
Matrikel-Nr.

ich erkläre mein Einverständnis, dass für meine  
 Bachelorarbeit,  Masterarbeit,  Dissertation:

Flugsimulationen in mit LES generierten bodennahen turbulenten Windfeldern

die Aufnahme in die Hochschulbibliothek, die Fakultäts- oder Institutsbibliothek durch z. B.  
Überlassung der Mehranfertigung einer Arbeit

ja  nein

die Vervielfältigung der Arbeit oder Herstellung von Auszügen der Arbeit für Lehrzwecke

ja  nein

die Veröffentlichung

ja, nach Absprache  nein

die öffentliche Zugänglichmachung (Veröffentlichung der Arbeit im Internet)

ja  nein

erfolgen kann.

\_\_\_\_\_  
Ort, Datum

\_\_\_\_\_  
Unterschrift der/des Studierenden