

Institutsbericht
IB 111-2013/59

Untersuchung der Flugdynamik eines Tragschraubers im Seitengleitflug

Falk Sachs

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

122 Seiten
72 Bilder
10 Tabellen

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Lilienthalplatz 7, D - 38108 Braunschweig

Stufe der Zugänglichkeit: I, intern und extern uneingeschränkt zugänglich

Braunschweig 19.04.2013

Institutsdirektor: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag

Abteilungsleiter: Dr.-Ing. H. Duda

Betreuer: Dr.-Ing. H. Duda

Verfasser: F. Sachs

Unterschriften:







Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
2	Die Technik des Tragschraubers	4
2.1	Allgemeines	4
2.2	Flugmechanische Besonderheiten der Tragschrauberkonstruktion	6
2.2.1	Die Autorotation	6
2.2.2	Anströmung des Rotors	8
2.3	Die Steuerung	14
3	Unfälle im Seitengleitflug	17
3.1	Breitscheid	19
3.2	Aalen	20
3.3	Thollon-les-Mémises	20
3.4	Mallorca	21
3.5	Braunfels	22
3.6	Zusammenfassung der Unfallvorkommnisse	23
4	Flugversuche	24
4.1	Einrichtung und Kalibrierung der Messanlage des MTOsport	25
4.1.1	Messausrüstung und Leistungsfähigkeit	25
4.1.2	Kalibrierung	26
4.1.2.1	Ausschlagswinkel der Ruder und des Rotorkopfes	26
4.1.3	Berechnung des Schlagwinkels an den Messpositionen	27
4.1.3.1	Kalibrierung der Distanzmessung und der Schlagwinkelberechnung	30
4.1.4	Berechnung des Schlagwinkelverlaufs während des Rotorumlaufs aus den Versuchsdaten	31
4.2	Versuchsdurchführung	33
5	Analyse und Auswertung der Flugversuchsergebnisse	35
5.1	Drehzahlverlust des Rotors	35
5.2	Das Schlagwinkelverhalten	37
5.2.1	Seitengleitflug mit Nase rechts	37
5.2.2	Seitengleitflug mit Nase links	40
5.2.3	Schlussfolgerungen	43
5.3	Reaktionen auf Steuereingaben im Seitengleitflug	47
5.3.1	Reaktion auf schnelle Schubkommandos	47
5.3.2	Einflüsse auf den Seitenruderausschlag	49
5.3.3	Seitliche Neigung des Rotorkopfes	50
5.4	Stabilität im Seitengleitflug	52
6	Erweiterungen der Simulationsmodelle unter Simulink	57
6.1	Änderungen des reduzierten Rotormodells	57
6.1.1	Modellierung rumpfinduzierter Zusatzanströmungen	57
6.1.1.1	Theoretische Herleitung des Auf-/Abwinds	57
6.1.2	Umsetzung des rumpfinduzierten Windfeldes in der Simulationsumgebung	60
6.1.3	Polare	65

6.1.4	Rotorinduzierter Abwind	66
6.1.5	Änderungen auf Blattelementenebene	69
6.2	Änderungen des Simulink MTOsport-Modells	70
6.2.1	Berücksichtigung des Schlagwinkelverhaltens im Gesamtmodell	70
6.2.2	Das Widerstandsverhalten	73
6.2.3	Grenzen der Beiwerte	74
6.2.4	Reduktion der Höhenleitwerkskraft durch einen Schiebezustand	75
6.3	Validierung der Simulationsmodelle	75
6.3.1	Seitengleitflüge mit dem Rotormodell	75
6.3.2	Seitengleitflüge mit dem MTOsport-Gesamtmodell	77
7	Simulationsergebnisse	78
7.1	Simulation des Tragschrauberverhaltens auf ein Nicksteuerkommando im schiebe- freien Flug	79
7.2	Simulation des Tragschrauberverhaltens auf ein Nicksteuerkommando im Seitengleit- flug	82
7.2.1	Vergleichende Betrachtung der Vorgänge	85
7.2.1.1	Steuereingaben im Flugversuch	86
7.2.2	Vergleich des Seitengleitflugs mit dem Geradeausflug	86
8	Zusammenfassung und Ausblick	89
8.1	Zusammenfassung	89
8.2	Ausblick	91
	Literaturverzeichnis	i
9	Anhang	iii
9.1	Schlagwinkelberechnung	iii
9.1.0.1	Anmerkung	vi
9.2	Ausgewählte Flugparameter im Seitengleitflug	viii
9.3	Flugversuchsmappe	ix

Abbildungsverzeichnis

1.1	Tragschrauber vom Typ MTOsport	1
1.2	Focke Wulf FA-330	3
1.3	Fairey Rotodyne	3
1.4	Anzahl zugelassener Tragschrauber in Deutschland laut Deutschem Ultraleichtflugverband e.V./ Deutschem Aeroclub e.V.	3
2.1	Darstellung der Anströmungsverhältnisse von Helikopter und Gyrokopter im Horizontalflug [2]	4
2.2	Rotorkopf des Helikopter Bo105 mit Taumelscheibe	5
2.3	kipbarer Rotorkopf des Gyrokopter MTOsport	5
2.4	Anströmungsverhältnisse des Rotors in der senkrechten Autorotation bei verschiedenen radialen Positionen	7
2.5	Resultierende der Kräfte Auftrieb und Widerstand im Zustand der senkrechten Autorotation	8
2.6	Strömungsverhältnisse am Rotor in der senkrechten Autorotation, Blattspitzengeschwindigkeit V_{tip} konstant	9
2.7	Strömungsverhältnisse am Rotor im Horizontalflug, zyklische Änderung der Blattspitzengeschwindigkeit V_{tip}	10
2.8	Anströmung des Rotorblattes an der Position r_i	10
2.9	Skizze des Rotorkopfes des Tragschraubers MTOsport	12
2.10	Darstellung des Konuswinkel des Rotors und der angreifenden Kräfte	13
2.11	Beeinflussung der Blattanströmung durch den Konuswinkel κ eines gegenüber der Anströmung angestellten Rotors, Schlagwinkel β zur Vereinfachung zu Null gesetzt	13
2.12	Rotoransteuerung für ein Rollsteuerkommando nach links durch Kippen des Rotorkopfes nach links und Veränderung der Anströmungsverhältnisse der Blätter an verschiedenen azimuthalen Positionen	15
2.13	Rotorreaktion bei Rollsteuerkommando nach links	15
3.1	Ansicht eines Tragschraubers im Seitengleitflug mit Nase links kurz vor dem Ausrichten und Abfangen	17
3.2	Aufnahme eines MTOsport [6]	19
3.3	Aufnahme eines Cavalon [10]	20
3.4	Aufnahme eines Magni M22 Voyager [11]	21
3.5	Aufnahme eines ELA-Cougar [13]	22
3.6	Aufnahme des Rehler-Gyrocopter [15]	22
4.1	MTOsport des DLR mit Messausrüstung	24
4.2	Messanlage auf dem hinteren Sitz [16]	26
4.3	Inklinometer am Steuerknüppel [16]	27
4.4	Anbringung der Lasersensoren am Rotormast [16]	27
4.5	Skizze mit Maßen und Winkeln zur Schlagwinkelberechnung für den vorderen Schlagwinkel β_{fw}	28
4.6	Schematische Darstellung der Lage der Lasersensoren zur Ermittlung der Schlagwinkel β_{fw} und β_{cr}	29
4.7	Ergebnisse der Kalibrierung für die Schlagwinkelbestimmung	31
4.8	Definition der Rotorebene und ihres Normalenvektors durch die Winkel β_{fw} und β_{cr}	32

4.9	Schlagwinkelverlauf über Rotorazimut im schiebefreien Geradeausflug $V = 100\text{km/h}$	33
5.1	Skizze der am Tragschrauber wirkenden Kräfte im Seitengleitflug im experimentellen Koordinatensystem	36
5.2	Schlagwinkeländerung im Seitengleitflug mit Nase rechts, Flugversuchsdaten Flug 8 / Seitengleitflug 4, $t_0 = 55785\text{s}$	38
5.3	Schlagwinkeländerung im Seitengleitflug mit Nase rechts	39
5.4	Änderung des Schlagwinkelmaximums im Seitengleitflug mit Nase rechts	40
5.5	Schlagwinkel und Steuergrößen im Seitengleitflug mit Nase links, Flugversuchsdaten Flug 8 / Seitengleitflug 2, $t_0 = 54770\text{s}$	41
5.6	Schlagwinkeländerung im Seitengleitflug mit Nase links	42
5.7	Änderung des Schlagwinkelmaximums im Seitengleitflug mit Nase links	43
5.8	Darstellung der Einflussbereiche der Auf- und Abwindzone auf das vorlaufende und rücklaufende Blatt im Seitengleitflug mit Nase links	44
5.9	Darstellung der Einflussbereiche der Auf- und Abwindzone auf das vorlaufende und rücklaufende Blatt im Seitengleitflug mit Nase rechts	45
5.10	Tragschrauberreaktionen auf Schuberrhöhung im Seitengleitflug mit Nase links, Flugversuchsdaten Flug 4 Seitengleitflug 6, $t_0 = 44318\text{s}$	47
5.11	Tragschrauberreaktionen auf Schuberrhöhung im Seitengleitflug mit Nase rechts, Flugversuchsdaten Flug 4 Seitengleitflug 7, $t_0 = 44550\text{s}$	48
5.12	Propellereinfluss auf Seitenleitwerksanströmung [17]	49
5.13	Vergleich der Seitenruderausschläge für zwei Seitengleitflüge unterschiedlicher Orientierung, SGF = Seitengleitflug, Flugversuchsdaten Flug 8 Seitengleitflug 2, $t_0 = 54780\text{s}$; Flug 8 Seitengleitflug 4, $t_0 = 55795\text{s}$	50
5.14	Skizze der Rotoraufhängung in einer Ansicht von hinten	51
5.15	Zurücknehmen des Schubkommandos vor Seitengleitflug, Flugversuchsdaten Flug 8 Seitengleitflug 2, $t_0 = 54780\text{s}$	52
5.16	Darstellung der Stellung des Rotorschubvektors bedingt durch das Schlagwinkelverhalten von β_{fw} und abhängig von den Geschwindigkeiten V_1 und V_2 , Tragschrauber in der Ansicht von links, $\eta_{rot}=0^\circ$	53
5.17	Darstellung der Stellung des Rotorschubvektors bedingt durch das Schlagwinkelverhalten von β_{cr} und abhängig von den Geschwindigkeiten V_1 und V_2 , Tragschrauber in der Ansicht von hinten, $\xi_{rot}=0^\circ$	55
5.18	Linkes Leitwerk im Geradeausflug mit 100km/h	56
5.19	Linkes Leitwerk im Seitengleitflug mit Nase rechts	56
6.1	Superposition eines Dipols und einer Translationsströmung	58
6.2	Werte der Strömungsgeschwindigkeiten laut Potentialtheorie für eine Anströmgeschwindigkeit von 27m/s	59
6.3	Koordinaten zur Berechnung des Strömungsfeldes	59
6.4	Näherung der Verteilung der Auf- und Abwindfelder nach Potentialtheorie	60
6.5	Vertikale Zusatzanströmungen im Seitengleitflug als Funktion der Fluggeschwindigkeit und des Schiebewinkels	61
6.6	Bereich der Windfelder in Simulation	62
6.7	Darstellung des implementierten Windmodells abhängig von der Funktion $Z = f(\psi, \beta_A)$, die die induzierte Geschwindigkeit während des Rotorlaufs variiert	63
6.8	Darstellung der Beeinflussung der vertikalen Geschwindigkeit der Strömung durch den Rotor w_{ges} durch die rumpfinduzierte Strömung $w_{ind,b}$	64

6.9	Schematischer Vergleich von Potentialströmung und reibungsbehafteter Strömung bei der Umströmung eines ovalen Körpers	64
6.10	Beiwerte der in der Simulation implementierten Polare für das Rotorblattprofil	65
6.11	Induzierte Geschwindigkeiten w_{ind} über dem normierten Rotorradius r_R	68
6.12	Skizze zur Transformation um den Winkel β_{cr}	71
6.13	Skizze zur Transformation um den Winkel β_{fw}	71
6.14	Skizze zur Bestimmung der Kräfte F_x und F_y als Widerstandsanteile in flugzeugfester x_f - und y_f -Richtung zur Ermittlung der Beiwerte C_x und C_y	74
7.1	Schema zur Erzeugung der Simulationsergebnisse im Seitengleitflug und Geradeausflug für ungünstige Steuereingaben im Zeitraum von $t_1 = 1s$ bis $t_2 = 3s$ und Umstellung der Regelstrategie auf Fixieren der Steuerelemente in ihrer Position ab $t_2 = 3s$	78
7.2	Kräfte und Winkel am Tragschrauber im schiebefreien Sinkflug ohne Motorleistung vor der Nicksteuereingabe, Kräfte und Winkel stilisiert	80
7.3	Kräfte und Winkel am Tragschrauber im schiebefreien Sinkflug ohne Motorleistung kurz nach der Nicksteuereingabe, Kräfte und Winkel stilisiert	80
7.4	Simulationsergebnisse für 2-sekündige Nicksteuereingabe im schiebefreien Sinkflug ohne Motor	81
7.5	Simulationsergebnisse für 2-sekündige Nicksteuereingabe im Seitengleitflug (Nase links = linke Graphen, Nase rechts = rechte Graphen)	83
7.6	Simulationsergebnisse für 2-sekündige Nicksteuereingabe im Seitengleitflug (Nase links = linke Graphen, Nase rechts = rechte Graphen)	84
7.7	Vergleich einer realen Nicksteuereingabe aus dem Flugversuch mit der simulierten Nicksteuereingabe im Seitengleitflug mit Nase rechts	86
7.8	Simulationsergebnisse für 2-sekündige Nicksteuereingabe im Seitengleitflug (Nase links = linke Graphen, Nase rechts = rechte Graphen)	88
9.1	Skizze: Maße zur Schlagwinkelberechnung (größere Darstellung in Abb. 4.5)	iii

Tabellenverzeichnis

2.1	Gesamtübersicht über die Anzahl und Variation durchgeführte Seitengleitflüge während der Flugversuchsphase	34
2.1	Änderung markanter Größen im Seitengleitflug mit Nase rechts	38
2.2	Änderung markanter Größen im Seitengleitflug mit Nase links	41
2.3	Werte zur Bestimmung der Phasenverschiebung des realen Schlagwinkelmaximums gegenüber von Erwartungswerten unter Einbeziehung des Konuswinkeleinflusses und des Einflusses der Anströmungsrichtung für $\beta_A = 0^\circ$, $\beta_A = 50^\circ$ und $\beta_A = -50^\circ$	46
1.1	Werte zur Berechnung der Vertikalströmung im Seitengleitflug	59
1.2	Vorgabe zur Berechnung der rumpfinduzierten Vertikalgeschwindigkeiten für den Modellrotor in MATLAB-Simulink	61
1.3	Angabe des in der Simulation verwendeten Vektors F_{aktind} zur Modifikation der induzierten Geschwindigkeit abhängig vom Rotorradius r_R	69
3.1	Vergleich von durch Simulation erzielten Werten mit Flugversuchswerten für den Seitengleitflug mit Nase links, SGF = Seitengleitflug	76
3.2	Vergleich von durch Simulation erzielten Werten mit Flugversuchswerten für den Seitengleitflug mit Nase rechts, SGF = Seitengleitflug	76
3.3	Parameter des Seitengleitfluges aus den Flugversuchsdaten und vergleichbare Werte aus Simulationen	77

Nomenklatur

Lateinische Zeichen

A	Auftrieb
C_A	Auftriebsbeiwert
$C_{A\alpha}$	Auftriebsanstieg
$C_{A\alpha,H}$	Auftriebsanstieg am Höhenleitwerk
$C_{m\alpha}$	Nickmomentenanstieg
$C_{l\beta_A}$	Schiebe-Rollmomentenbeiwert
$C_{n\beta_A}$	Schiebe-Giermomentenbeiwert
C_T	Leistungsbeiwert
C_W	Widerstandsbeiwert
$C_{W\beta_A}$	Schiebe-Widerstandsbeiwert
C_Y	Seitenkraftbeiwert
$C_{Y\beta_A}$	Schiebe-Seitenkraftbeiwert
$C_{x,body}$	Kraftbeiwert des Rumpfes in x_f -Richtung
$C_{y,body}$	Kraftbeiwert des Rumpfes in y_f -Richtung
$C_{z,body}$	Kraftbeiwert des Rumpfes in z_f -Richtung
F	Kraft
F_z	Zentrifugalkraft
F_η	Steuerkraft des Piloten im Nicksteuer
F_ξ	Steuerkraft des Piloten im Rollsteuer
G	Gewichtskraft
I	Trägheitsmoment
\mathbf{I}	Einheitsmatrix
L	Rollmoment
M	Nickmoment
M_{rrh}	Transformationsmatrix
N	Giermoment
Q_{flap}	Schlagmoment
R	Rotorradius
Re	Reynoldszahl
R_b	Rumpfradius
S_R	Rotorkreisfläche
S_{Stab}	Fläche des Höhenleitwerks
T	Schub
T_R	Rotorschub
U_∞	Anströmung für strömungsmechanische Betrachtungen
V	Fluggeschwindigkeit
V_{tip}	Blattspitzengeschwindigkeit
W	Widerstand
Z	Funktion zur Beschreibung der Auf-/Abwindverteilung
c	Rotorblatttiefe
g	Erdbeschleunigung
h	Flughöhe über Grund
l_i	Breite eines Blattelements

l_{laser}	gemessene Laserentfernung
m	Masse
m_{Bl}	Blattmasse
m	Dipolmoment
n_{Mot}	Motordrehzahl
n_{Rot}	Rotordrehzahl
q_{Stau}	Staudruck
r	radiale Koordinate / Entfernung vom Rotorzentrum
r_R	normierte Rotorblattkoordinate $r_R = r/R$
t	Zeit
u	Komponente der Strömungsgeschwindigkeit in x-Richtung
v	Komponente der Strömungsgeschwindigkeit in y-Richtung
w	Komponente der Strömungsgeschwindigkeit in z-Richtung
w_{Bl}	Vertikalanströmung des Rotorblattes
$w_{ind,b}$	rumpfinduzierte Vertikalströmungskomponente
w_{ind}	rotorinduzierte Vertikalströmungskomponente
$w_{r,\alpha}$	vertikale Rotordurchströmung durch Rotoranstellwinkel im Vorwärtsflug
x_R	radiale Koordinate, entspricht r

Griechische Zeichen

α	Anstellwinkel
α_{Stab}	Anstellwinkel des Höhenleitwerks
α_R	Rotoranstellwinkel
β	Schlagwinkel
β_A	Schiebewinkel
β_{cr}	Schlagwinkel rechts
β_{fw}	Schlagwinkel vorn
β_{max}	maximaler Schlagwinkel
β_{neg}	Schlagwinkel am negativen Anschlag
β_{pos}	Schlagwinkel am positiven Anschlag
β_s	Schlagwinkel in Flugrichtung
δ_{st-p}	Steuerknüppelausschlag für das Nicksteuer [-1...1]
δ_{st-r}	Steuerknüppelausschlag für das Rollsteuer [-1...1]
δ_{rud}	Ruderausschlag [-1...1]
ϵ	Einstellwinkel des Rotorblattes
γ	Flugbahnwinkel
κ	Konuswinkel des Rotors
λ_h	induzierter Durchflussgrad im Schwebeflug
λ_i	induzierter Durchflussgrad
λ_c	relative Steigrate
ν	kinematische Viskosität
ρ	Luftdichte
Ω	Rotordrehfrequenz
ϕ	Phasenverschiebung
Φ	Rolllagewinkel
ψ	Rotorazimutwinkel
ψ_S	Rotorazimutwinkel in Flugrichtung
Ψ_D	Stromfunktion einer Dipolströmung
Ψ_T	Stromfunktion einer Translationsströmung
Θ	Nicklagewinkel
ξ_{rot}	Rotorkopfnicksteuerwinkel
η_{rot}	Rotorkopffrollsteuerwinkel
ζ	Ausschlagwinkel des Seitenruders
ζ_{ped}	Ausschlagwinkel der Pedale

Indizes

CG	Schwerpunkt
Bl	Blatt
e	experimentelles Koordinatensystem
f	flugzeugfest

<i>ind</i>	induziert
<i>r</i>	rotorfestes Koordinatensystem
<i>rh</i>	rotorkopffestes Koordinatensystem
<i>stab</i>	Höhenleitwerk
<i>t</i>	tangential
<i>TW</i>	Triebwerk
<i>v</i>	vertikal
<i>x</i>	in x-Richtung/um x-Achse
<i>y</i>	in y-Richtung/um y-Achse
<i>z</i>	in z-Richtung/um z-Achse

Abkürzungen und Akronyme

<i>agl</i>	Above Ground Level
<i>BEA</i>	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'Aviation civile
<i>BFU</i>	Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung
<i>DAeC</i>	Deutscher Aeroclub e.V.
<i>DLR</i>	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
<i>DULV</i>	Deutscher Ultraleichtflugverband e. V
<i>EASA</i>	European Aviation Safety Agency
<i>GPS</i>	Global Positioning System
<i>KOS</i>	Koordinatensystem
<i>LBA</i>	Luftfahrtbundesamt
<i>METAR</i>	Meteorological Aviation Routine Weather Report
<i>PPB</i>	Pitch-Pivot-Bolt
<i>RPB</i>	Roll-Pivot-Bolt
<i>TB</i>	Teeter-Bolt
<i>TU</i>	Technische Universität

1 Einleitung

Seit Kurzem kehrt ein Fluggerät in das Bewusstsein der Öffentlichkeit zurück, das lange Zeit nur noch Enthusiasten der Luftfahrtgeschichte bekannt war. Der Tragschrauber verstößt auf den ersten Blick gegen die Konventionen unserer Vorstellung von einem Fluggerät. Der Laie hält ihn aufgrund seines rotierenden Flügels wahrscheinlich für einen Hubschrauber. Betrachtet man allerdings die Flugdynamik eines Tragschraubers, ist man eher an ein Flächenflugzeug erinnert, das äußerlich aber kaum Ähnlichkeit mit dem Tragschrauber aufweist. Abbildung 1.1 zeigt einen Tragschrauber vom Typ MTOsport. Er ist derzeit das erfolgreichste Modell der Firma Autogyro. Von ihm wurden bereits mehr als 1000 Stück produziert. Auch für die in dieser Arbeit vorgestellten Flugversuche wird ein Tragschrauber dieses Typs genutzt.

In Deutschland ist der Tragschrauber derzeit auf einem Bekanntheitsgrad, den er seit den 30er Jahren nicht mehr erreichen konnte. Das liegt vor allem daran, dass ein Tragschrauber eine preiswerte Alternative zu konventionellen privaten Kleinflugzeugen (beispielsweise der Echo-Klasse) darstellt. Darüber hinaus wird derzeit versucht Tragschrauber in Aufgaben einzusetzen, die bisher traditionell von Hubschraubern durchgeführt wurden, allerdings zu einem Betriebsstundenpreis, der ca. eine Größenordnung über dem des Tragschraubers liegt.



Abbildung 1.1: Tragschrauber vom Typ MTOsport

In einem heutigen Tragschrauber sind die komplexen Anforderungen, die beispielsweise die Auftriebserzeugung mittels eines drehenden Flügels mit sich bringt, technisch so einfach wie möglich gelöst. Auch seine geringe mechanische Komplexität ermöglicht es der Tragschrauberkonstruktion im Vergleich zu einem Hubschrauber entscheidend Gewicht und damit Betriebskosten zu sparen.

Der Vortrieb eines Tragschraubers wird wie bei einem Flächenflugzeug durch einen Motor erzeugt, dessen Schubvektor in etwa parallel zur Längsachse des Fluggerätes ausgerichtet ist. Bei früheren Tragschraubern waren die Propeller als Zugpropeller ausgelegt, heutige Konzepte nutzen in Hinblick auf die freie Sicht nach vorn und die Schwerpunktlage den Propeller hauptsächlich als Druckpropeller, der sich samt des Motors hinter den Insassen des Fluggeräts befindet. Wie ein Flächenflugzeug hat auch der Tragschrauber ein Leitwerk am Heck. Je nach Ausführung besteht dieses nur aus einem

Seitenleitwerk oder aus einem kombinierten Höhen- und Seitenleitwerk. Erwähnt sei, dass die Ausführungen mit Höhenleitwerk eine wesentlich höhere Dämpfung in den Eigenbewegungsformen der Längsbewegung aufweisen und bei diesem Typ auch höherer konstruktiver Spielraum in Bezug auf die relative Lage der Propellerschubachse sowie der Rotorschublinie gegeben ist.

Der größte Unterschied zum Flächenflugzeug ist zweifelsohne der Rotor, der den Auftrieb des Tragschraubers bereitstellt. Im Unterschied zum Hubschrauber wird dieser Rotor allerdings nicht vom Motor angetrieben. Nachdem der Rotor vorrotiert wurde, wird dieser lediglich durch den Fahrtwind angetrieben. Dabei wird der Rotor von unten durchströmt und wandelt die Energie, die er aus der Anströmung erhält, in kinetische Energie um. Diese Energie wird genutzt, um Auftrieb zu erzeugen, der nötig ist, um das Fluggerät in der Luft zu halten. Der Hauptteil des Auftriebs wird an den äußeren Rotorbereichen erzeugt. Eine nähere Erklärung, wie dieser Effekt über den ganzen Rotor betrachtet wirkt, ist in Kapitel 2 gegeben, tiefergehende Ausführungen werden in [1] behandelt. Dieser Flugzustand wird als Autorotation bezeichnet und ist auch beim Hubschrauber bekannt. Autorotationsverfahren werden beispielsweise beim Ausfall der Triebwerke benötigt, um das Fluggerät unbeschadet landen zu können. Im Gegensatz zum Hubschrauber befindet sich der Tragschrauber allerdings durchweg im Zustand der Autorotation.

Die Erfindung und Umsetzung des Tragschrauberskonzepts wird hauptsächlich auf den Spanier Juan de la Cierva zurückgeführt. Bereits 1920 demonstrierte er mit Hilfe eines kleinen Modells, dass ein kontrollierter Flug mit einem Drehflügler in der Autorotation möglich ist. Ciervas Motivation leitete sich aus den Erfahrungen mit Flächenflugzeugen ab. Gerade die ersten Flugzeuge in den 20er Jahren hatten häufig mit schlechtem oder abruptem Abrissverhalten beim Langsamflug oder agilen Flugmanövern zu kämpfen. Wie er selbst sagte, wollte er eine Flugmaschine entwickeln, die unabhängig von der Antriebsleistung und der Vorwärtsgeschwindigkeit immer noch die Möglichkeit zur sicheren Landung hätte. Des Weiteren suchte er eine Flugmaschine, die auch von Piloten mit durchschnittlich fliegerischen Fähigkeiten geflogen werden könne. Seine Schlussfolgerung war, dass die Flügel sich für diese Forderungen unabhängig vom Rumpf bewegen müssten. Die einzige Möglichkeit, dies zu bewerkstelligen, ist durch eine Rotationsbewegung gegeben. Außerdem sollten die Flügel und der Antrieb entkoppelt sein. Also schlussfolgerte er, dass der Auftrieb erzeugende Hauptrotor sich frei bewegen können müsse. Nach ihrer Blütezeit in den 30er Jahren des vorigen Jahrhunderts waren Konstruktionen von Tragschraubern eher eine Ausnahmeerscheinung. Wie groß das bisher umgesetzte Spektrum von Tragschrauberkonstruktionen ist, zeigt der Vergleich zweier Tragschrauber. Die Focke Wulf Fa330 Bachstelze ist ein sehr leichter Tragschrauber und wurde von U-Booten geschleppt, um die Umgebung observieren zu können. Die Fairey Rotodyne markiert die obere Grenze der bisher gebauten Tragschrauber. Sie startete 1957 zu ihrem Jungfernflug und konnte bis zu 75 Passagiere 830 km weit transportieren, bei einer Fluggeschwindigkeit von maximal 343km/h. Der Start und die Landung erfolgten im Hubschraubermodus mittels Blattspitzenantrieb. Die Rotodyne wurde nie in Serie gebaut, da zu hohe Lärmemissionen des Blattspitzenantriebes den Einsatz in urbanen Gebieten verboten.

Durch seit 2004 zunehmende Zulassungszahlen und einen stets wachsenden Tragschrauberbestand erhöht sich auch die Zahl von Unfällen, bei denen Tragschrauber beteiligt sind. Wegen der flugmechanischen Besonderheit, dass der Tragschrauber stets im Zustand der Autorotation fliegt und damit die Rotorebene von unten durchströmt werden muss, steht ein Flugmanöver besonders im Verdacht einen gefährlichen Flugzustand darzustellen.

Der Seitengleitflug wird als kritisch angesehen, da einige Flugparameter deutlich verändert werden und der Pilot durch falsche Steuereingaben leicht in eine Situation geraten könnte, aus der ein Wiederherstellen der vorherigen Fluglage schwierig erscheint. Da die positive Durchströmung des Rotors stets gewährleistet werden muss, kann es zu einem Drehzahlverlust und Auftriebseinbruch kommen, der einen Absturz nach sich zieht, sollte der Pilot durch falsche Steuereingaben unbewusst einen

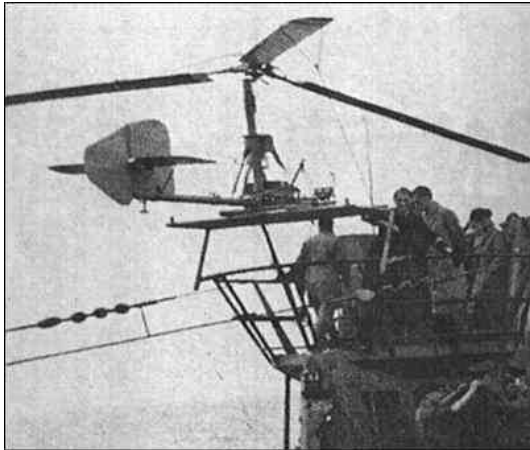


Abbildung 1.2: Focke Wulf FA-330



Abbildung 1.3: Fairey Rotodyne

negativen Anstellwinkel des Rotors provozieren. Gemeinhin wird dieses Verhalten als “Unterschneiden” bezeichnet. In Kapitel 3 werden derartige Vorkommnisse beschrieben, die im Zusammenhang mit dem Seitengleitflug stehen sollen. Aufgrund der potentiell erkannten Gefahr, die von Seitengleitflügen ausgeht, und der Unsicherheit über die tatsächlichen flugmechanischen Vorgänge während dieses Manövers, wurde der Seitengleitflug aus den Ausbildungsrichtlinien gestrichen.

Ziel dieser Diplomarbeit am DLR Braunschweig ist es, mit Hilfe von Flugversuchen die flugdynamischen Vorgänge im Seitengleitflug zu erfassen, zu erklären und vorhersagen zu können. Es soll geklärt werden, ob und in wie fern der Seitengleitflug ein gefährliches Manöver für den Piloten und seinen Tragschrauber darstellt. Die gewonnen Erkenntnisse werden zur Aktualisierung eines am DLR bestehenden Simulationsmodelles und Simulators eines Tragschraubers vom Typ MTOsport genutzt, um mit diesem über die Grenzen eines Flugversuches hinausgehen zu können und ein Verhalten zu provozieren, das für einen Piloten eventuell den Absturz seines Fluggeräts bedeuten würde.

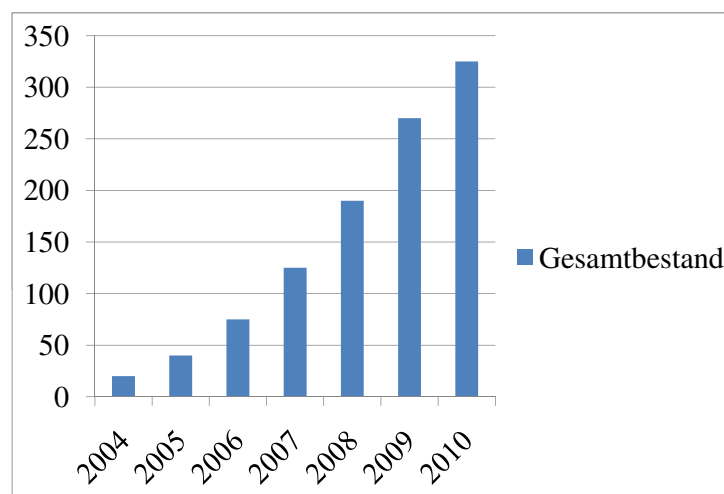


Abbildung 1.4: Anzahl zugelassener Tragschrauber in Deutschland laut Deutschem Ultraleichtflugverband e.V./ Deutschem Aeroclub e.V.

2 Die Technik des Tragschraubers

2.1 Allgemeines

Für den Laien ist der Unterschied zwischen Tragschraubern und Hubschraubern kaum auszumachen. Allerdings unterscheiden sich die Fluggeräte fundamental, was auch ihr Flugverhalten beeinflusst. Im Gegensatz zum Hubschrauber ist der Rotor eines Tragschraubers nicht angetrieben. Allein dadurch, dass es stets einen Durchfluss der Rotorscheibe in vertikaler Richtung gibt, wird der Tragschrauberrotor angetrieben. Das heißt, dass der Rotor stets eine gewisse Neigung nach hinten aufweist, auch, wenn diese Neigung im Schnellflug nur sehr gering ist. Eine vergleichende Darstellung der beiden Fluggeräte ist in Abbildung 2.1 gegeben. Weil der Rotor des Tragschraubers zwar den Auftrieb er-

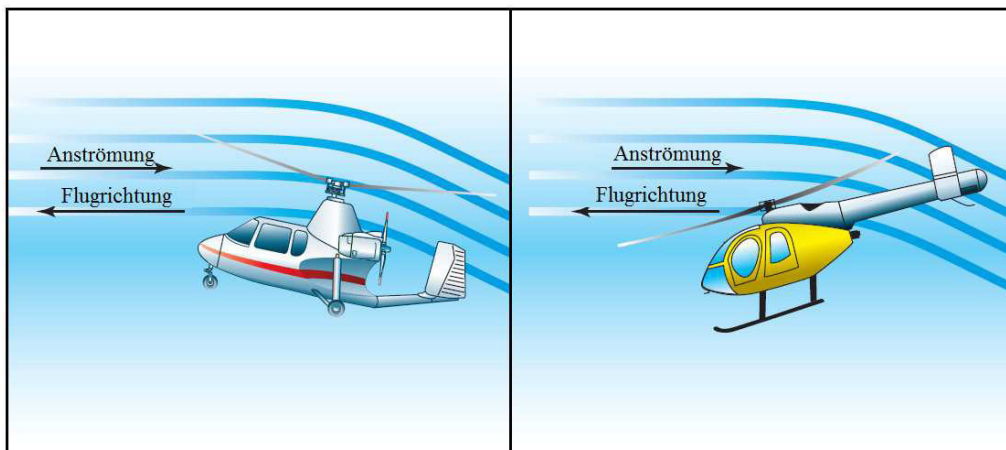


Abbildung 2.1: Darstellung der Anströmungsverhältnisse von Helikopter und Gyrokopter im Horizontalflug [2]

zeugt, aber allein durch die vertikale Komponente der Anströmung angetrieben wird, benötigt er für den Rotor keinen eigenen Antrieb. Somit entfallen auch einige Aggregate, ohne die ein Flug in einem Hubschrauber nicht möglich wäre. Um seine Höhe zu halten, muss der Gyrocopter vorwärts fliegen, um eine ausreichende Durchströmung seiner Rotorebene zu gewährleisten. Der Vortrieb wird dabei durch ein horizontal ausgerichtetes Propellertriebwerk in Zug- oder Druckauslegung gewährleistet. Verliert der Tragschrauber die Fahrt komplett, so sinkt die Drehzahl und auch der Schub des Rotors. In der Folge verliert der Tragschrauber an Höhe. Durch die Abwärtsbewegung wird der Rotor verstärkt von unten durchströmt und seine Drehzahl erhöht sich so lange, bis eine stabile Sinkgeschwindigkeit erreicht ist. Vereinfacht gesagt wird die Kraft, die nötig ist, um die Widerstände, die am Rotor entstehen, durch den allmählichen Abbau von potentieller Energie bereitgestellt. Die Drehzahl sowie die Sinkgeschwindigkeit befinden sich in diesem Zustand in einem Gleichgewicht. Es wird ersichtlich, dass der horizontale Schwebeflug, Seitenflug oder gar Rückwärtsflug dem Hubschrauber überlassen bleibt.

Das Reaktionsmoment des Antriebs, das beim Helikopter beispielsweise durch einen kompensierenden Heckrotor ausgeglichen wird, ist im Falle des Tragschraubers nicht existent. Damit entfallen

der Heckrotor und auch das aufwändige und schwere Getriebe, das die jeweils notwendige Leistung an den Heckrotor abführt, um einen Momentenausgleich zu gewährleisten. Dadurch, dass der Tragschrauber diese zusätzlichen Lasten nicht tragen muss, ist es möglich, ihn leichter als einen Hubschrauber zu bauen. Da im weiteren Auslegungsprozess die Struktur des Rotors und des Rumpfes ebenfalls nicht auf diese zusätzlichen Lasten ausgelegt sein müssen, können diese wiederum leichter ausgeführt werden. Gerade sein geringes Gewicht und die daraus resultierenden geringen Betriebskosten machen den Tragschrauber in der heutigen Entwicklung der Allgemeinen Luftfahrt als Sportgerät besonders attraktiv.

Im Vergleich zum Helikopter wird die Steuerung des Gyrokopters auf andere Art und Weise ermöglicht. Während der Hubschrauber mit Hilfe einer Taumelscheibe (vgl. Abb.2.2) den Steuerwinkel jedes einzelnen Blattes ansteuert, werden beim Tragschrauber die Steuereingaben auf einen um zwei Achsen neigbaren Rotorkopf übertragen (vgl. Abb.2.3).



Abbildung 2.2: Rotorkopf des Helikopter Bo105 mit Taumelscheibe



Abbildung 2.3: kippbarer Rotorkopf des Gyrokopter MT0sport

Beim Helikopter wie auch beim Gyrokopter wird die Blattspitzenebene des Rotors geneigt, um durch ihre Orientierung den Schubvektor in die gewünschte Richtung zu neigen und damit eine Richtungsänderung der Bewegung des Luftfahrzeugs zu erwirken. Die Taumelscheibe eines Hubschrauberrotors dient als Führung für Steuerstangen, die mit den Rotorblättern verbunden sind. Sie steuern, je nach Orientierung der Taumelscheibe, eine Drehung des jeweiligen Blattes um die Blattachse. Durch die so entstehende Änderung des Steuerwinkels des Blattes wird der Auftrieb am Blatt verändert und dieses zum Schlagen angeregt. Das kann entweder im Kollektiv an allen Blättern gleichzeitig oder zyklisch geschehen. Eine Verbindung aller Spurpunkte der Blattspitzen ergibt die Blattspitzenebene. Je nachdem, wo ein Steuerwinkel eingebracht wird, ändert sich die Orientierung der Blattspitzenebene und somit auch die Orientierung des Schubvektors, der in jede beliebige Richtung vom Rotorzentrum weg geneigt werden kann. Der Tragschrauber verzichtet auf diese komplexe Art der Steuerung des drehenden Systems. Da der Rotormast eines Tragschraubers starr ist, können zwei Bolzen angebracht werden, um welche der komplette Rotorkopf und der Rotor gekippt werden können. So wird der Rotorkopf um den Pitch-Pivot-Bolt, der parallel zur Querachse des Tragschraubers ausgerichtet ist, nach vorne oder hinten geneigt, um ein Nickmoment zu erzeugen. Außerdem kann der Rotorkopf um den Roll-Pivot Bolt seitwärts geneigt werden. Da durch die zwei Achsen zwei Freiheitsgrade entstehen, kann auch der Rotor des Tragschraubers in jeglicher Form ausgerichtet werden, um den Schubvektor zu neigen. Außerdem haben Tragschrauber ein steuerbares Seitenleitwerk, weil eine reine Gierbewegung nicht direkt über den Rotor gesteuert wird.

2.2 Flugmechanische Besonderheiten der Tragschrauberkonstruktion

Auch wenn die Flugdynamik eines Flächenflugzeugs und eines Helikopters weitestgehend erklärbar ist und die entsprechenden Gesetzmäßigkeiten bekannt sind, so ist dies für den Tragschrauber noch nicht der Fall. Einige tragische Unfälle zeigen, dass die Eigenheiten dieses Fluggerätes von einigen Piloten wahrscheinlich falsch eingeschätzt wurden. Im Speziellen wird in dieser Diplomarbeit der Seitengleitflug näher betrachtet werden. Gängige Schlussfolgerungen, die aus der Kenntnis und dem Verständnis von Hubschraubern oder Flächenflugzeugen gezogen werden, müssen keine Gültigkeit bei der Übertragung auf das Flugverhalten von Tragschraubern haben. Kein anderes Fluggerät nutzt den Zustand der Autorotation zur Auftriebserzeugung über die gesamte Flugenveloppe.

Um einen Überblick über die konstruktiven Eigenheiten eines Tragschraubers zu bekommen und damit sein Flugverhalten erklären zu können, ist dieses Kapitel als generelle Einführung und kurze Hervorhebung der Besonderheiten der Tragschraubertechnik gedacht.

2.2.1 Die Autorotation

Der Auftrieb eines Tragschraubers wird über den Rotor erzeugt. Dieser wird nicht durch einen eigenen Motor angetrieben. Er befindet sich während des Fluges kontinuierlich im Zustand der Autorotation. Dieses Phänomen kann ebenfalls in der Natur beobachtet werden. Ein treffendes Beispiel bietet hierfür der Ahornbaum. Die Samen des Ahorns bilden ein gut erkennbares Flügelblatt aus. Löst sich der Samen durch eine Windböe vom Baum, so beginnt er um seinen Schwerpunkt zu rotieren und erzeugt damit einen Auftrieb, der es ihm ermöglicht, seinen Fall zu bremsen und eventuell mit der Windböe weit weggetragen zu werden.

Technisch lässt sich dieses Verhalten erklären, wenn man die Anströmverhältnisse am Blatt ab einer bestimmten Umdrehungszahl pro Zeiteinheit betrachtet. Der Einfachheit der Darstellung halber soll diese Erklärung am Blatt eines Rotors durchgeführt werden. Sie lässt sich auf den Ahornsamen analog übertragen. Um den Fall weiterhin zu vereinfachen, nehmen wir den Zustand nahezu vertikaler Autorotation an. Die Anströmung des Rotorblattes variiert über die Lauflänge des Blattes. Dies liegt vor allem daran, dass die Geschwindigkeit der lokalen Anströmung zu den äußeren Bereichen des Rotors hin weiter zunimmt, denn bei konstanter Winkelgeschwindigkeit ist die Geschwindigkeit auf einer Kreisscheibe nur noch davon abhängig, wie weit vom Drehzentrum entfernt man sich befindet. Diese tangentielle Geschwindigkeit wird mit der Formel

$$u(r) = \Omega \cdot r \quad (2.1)$$

ermittelt. Es wird davon ausgegangen, dass der vertikale Durchfluss durch den Rotor konstant ist. Somit setzt sich die Anströmung aus der Vertikalkomponente $w = \text{const}$ und der Tangentialkomponente $u(r)$ zusammen. Der Anströmwinkel $\alpha(r)$ errechnet sich nach der Formel

$$\alpha(r) = \arctan\left(\frac{w}{u(r)}\right) . \quad (2.2)$$

$\alpha(r)$ variiert über die Lauflänge des Blattes entlang des Radius. Bei senkrechter Autorotation strebt der Anstellwinkel gegen unendlich, wenn man sich nahe der Blattwurzel befindet. Nach außen hin nimmt der Anstellwinkel allerdings immer weiter ab, bis hin zu sehr niedrigen Werten. Die hohe Tangentialgeschwindigkeit, die aufgrund der Drehung an den äußeren Bereichen des Blattes herrscht, macht einen Strömungsabriss in diesen Bereichen des Rotors nahezu unmöglich, solange der Rotor bei genügender Drehzahl rotiert. Dadurch, dass der Auftriebsvektor immer senkrecht auf der Anströmung steht und der Widerstand dieser stets entgegen gerichtet ist, lässt sich die Autorotation

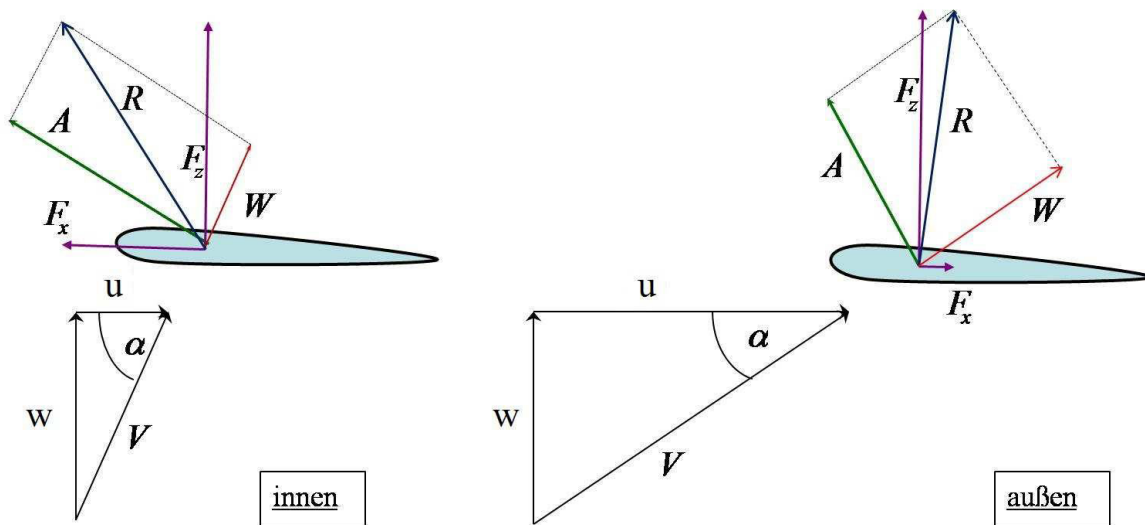


Abbildung 2.4: Anströmungsverhältnisse des Rotors in der senkrechten Autorotation bei verschiedenen radialen Positionen

eines Rotors anschaulich anhand von Abbildung 2.4 erklären. Der Auftriebsvektor ist in den inneren Bereichen des Rotors aufgrund des geringen Einflusses der tangentialen Geschwindigkeit und des vergleichsweise hohen Einflusses der vertikalen Geschwindigkeit nach vorn geneigt. Zerlegt man den aus dem Auftrieb und Widerstand zusammengesetzten Gesamtkraftvektor R in seine Bestandteile in rotorfesten Koordinaten, so stellt man fest, dass durch die Vorneigung des Gesamtkraftvektors R ein Anteil entsteht, der in die direkte z -Richtung wirkt und den Rotor nach oben zieht und ein zweiter Anteil besteht, der in Drehrichtung des Rotors wirkt. Hier wird Schub erzeugt, der das Rotorblatt lokal nach vorn zieht. Dabei wird der Anteil des Widerstands durch eine genügend starke Vorneigung des Auftriebsvektors kompensiert. Wandert man auf dem Rotorblatt weiter nach außen, so neigen sich der Auftriebsvektor und der Widerstandsvektor nach hinten. Bei der Zerlegung des Gesamtkraftvektors R entstehen auch hier die genannten Anteile, nur schrumpft der Kraftanteil F_x des resultierenden Kraftvektors R in x -Richtung und wird sogar negativ. Die Kraft F_x in negativer x -Richtung hemmt die Bewegung des Rotorblattes. Wir befinden uns hier in den bremsenden Bereichen des Rotors. Der Anteil des Widerstands, der in negativer x -Richtung wirkt, kann nicht durch die Vorneigung des Auftriebsvektors kompensiert werden. Anhand dieser Betrachtung wird ersichtlich, dass die inneren Bereiche des Rotors antreibend für die Rotationsbewegung wirken und die äußeren Bereiche des Rotors bremsend. Durch Veränderung des Gesamtanstellwinkels der Rotorscheibe kann die Vertikalgeschwindigkeit durch den Rotor manipuliert werden und die antreibenden Bereiche vergrößert werden. Damit steigen die Drehzahl und der vom Rotor erzeugte Schub. Dieses Verfahren kommt beispielsweise beim Start des Tragschraubers zum Einsatz.

Hierbei wird der Rotor eines Tragschraubers im Stand durch ein Winkelgetriebe auf eine Drehzahl von ca. 200 U/min gebracht. Dabei befindet sich der Steuerknüppel in vorderster Stellung. Ist die Vortotation abgeschlossen und eine Rotordrehzahl von 200 U/min erreicht, löst der Pilot die Bremse und beschleunigt den Tragschrauber durch eine Erhöhung des Schub. Zeitgleich zieht der Pilot den Steuerknüppel in die hinterste Stellung. Dadurch wird der Rotoranstellwinkel gegenüber der Anströmung vergrößert. Die zunehmende Anströmgeschwindigkeit beschleunigt den Rotor, bis er genügend Schub erzeugt, um abheben zu können. Dabei wird zuerst ein Zustand erreicht, in dem das Frontfahrwerk des Tragschraubers abhebt. Der Pilot drückt daraufhin so weit nach, dass der Tragschrauber sich nicht weiter aufbäumt und weiterhin Fahrt aufnimmt, bis er gänzlich abhebt. Nach

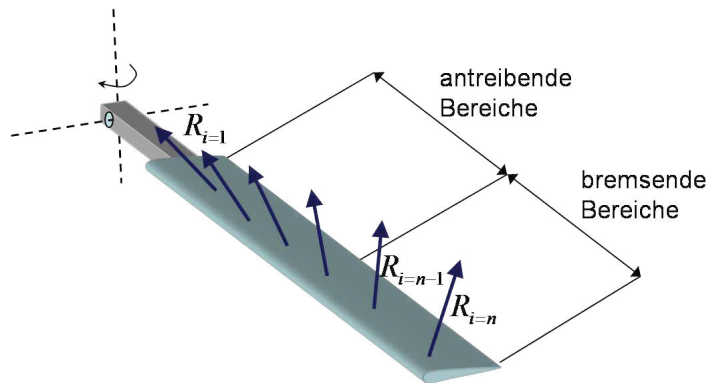


Abbildung 2.5: Resultierende der Kräfte Auftrieb und Widerstand im Zustand der senkrechten Autorotation

dem Abheben fliegt der Pilot so lange in Bodennähe, bis er eine Fluggeschwindigkeit von 100km/h erreicht und leitet dann den Steigflug ein.

In der stabilen Autorotation herrscht stets ein Gleichgewicht zwischen den antreibenden und bremsenden Kräften und der Rotor behält eine Drehzahl bei. Im Falle einer Störung dieses Gleichgewichts und eines Absinkens der Drehzahl nimmt die Tangentialgeschwindigkeit ab. Hinzu kommt, dass der Tragschrauber durch den geringeren Auftrieb vermehrt an Höhe verlieren wird. In der Folge nimmt die Vertikalgeschwindigkeit zu, was eine Vorneigung der Auftriebsvektoren mit sich bringt. Dadurch vergrößern sich die antreibenden Bereiche und die Rotordrehzahl nimmt erneut zu. Der Auftrieb vergrößert sich und die Sinkgeschwindigkeit wird verringert. Dank dieses stabilen Verhaltens galt der Tragschrauber lange Zeit als eines der sichersten Luftfahrtgeräte.

2.2.2 Anströmung des Rotors

Wie bei jedem Drehflügler besteht auch beim Tragschrauber das Dilemma der Überlagerung zweier verschiedener Bewegungsformen des Flügels im Vorwärtsflug. Ein Teil der Anströmung entsteht allein durch die Rotation der Blätter, wie es auch in der senkrechten Autorotation zu beobachten ist. Dargestellt wird dies in der Abbildung 2.6. Wenn mit Hilfe des Schubs des Propellertriebwerkes ein Vorwärtsflug eingeleitet wird, kommt ein horizontaler Anteil allein aus der Vorwärtsbewegung mit der der Anströmgeschwindigkeit V hinzu. Eine Darstellung der resultierenden Anströmung der Rotorblätter an den verschiedenen azimutalen Positionen $\psi = 0^\circ + k \cdot 90^\circ$ ist in Abbildung 2.7 gezeigt.

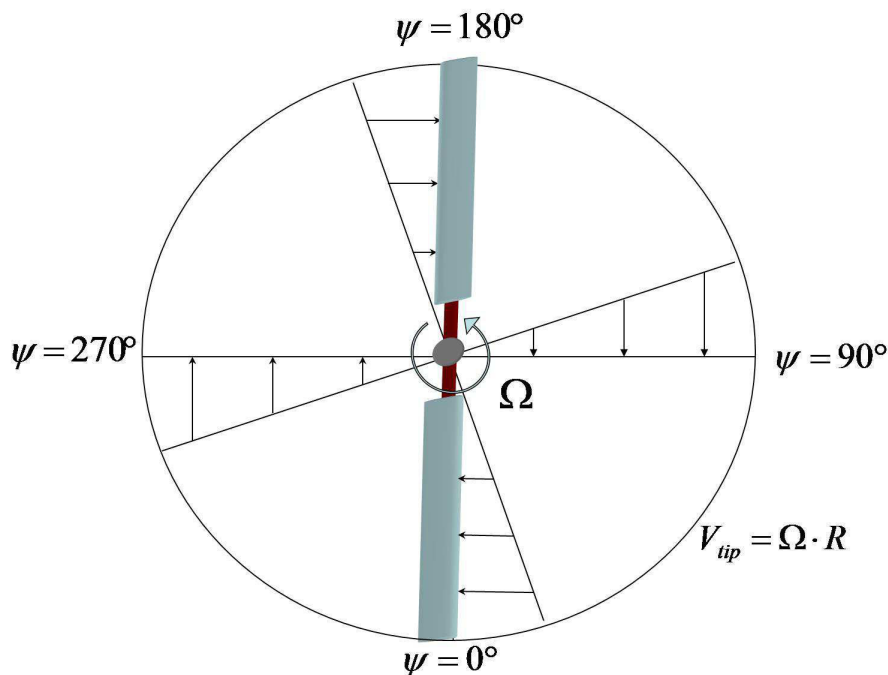


Abbildung 2.6: Strömungsverhältnisse am Rotor in der senkrechten Autorotation, Blattspitzengeschwindigkeit V_{tip} konstant

Anhand der beiden Abbildungen ist gut zu erkennen, dass sich die Anströmung im Vorwärtsflug von der in der senkrechten Autorotation deutlich unterscheidet, was auch in der Auslegung des Tragschraubers zu beachten ist. Während in der senkrechten Autorotation die horizontale Anströmung an einer bestimmten radialen Position für jede azimutale Position gleich ist und mit der Formel 2.1 bestimmt werden kann, ist im Vorwärtsflug auch die Komponente aus der Vorwärtsbewegung zu beachten. Das führt sogar dazu, dass bei hohen Vorwärtsgeschwindigkeiten das rücklaufende Blatt nahe dem Rotorzentrum von hinten angeströmt wird und aus diesem Grund in dem Bereich der rückwärtigen Anströmung eine Strömungsablösung stattfindet. Die rückwärtige Anströmung kann in Abbildung 2.7 im Bereich von $\psi \approx 270^\circ$ ausgemacht werden.

Durch die sich stets ändernde Anströmung in der Vorwärtsflugbewegung ändern sich die am Blatt wirkenden Kräfte in der gleichen Frequenz und das Blatt führt, als Reaktion auf diese Kraftschwankungen, eine Bewegung normal zu seiner Rotationsebene aus. Diese Bewegung wird als Schlagbewegung bezeichnet. Ist die Anströmung aus Sicht des Blattes stets gleich, so wie in der senkrechten Autorotation, wird keine Schlagbewegung des Blattes entstehen.

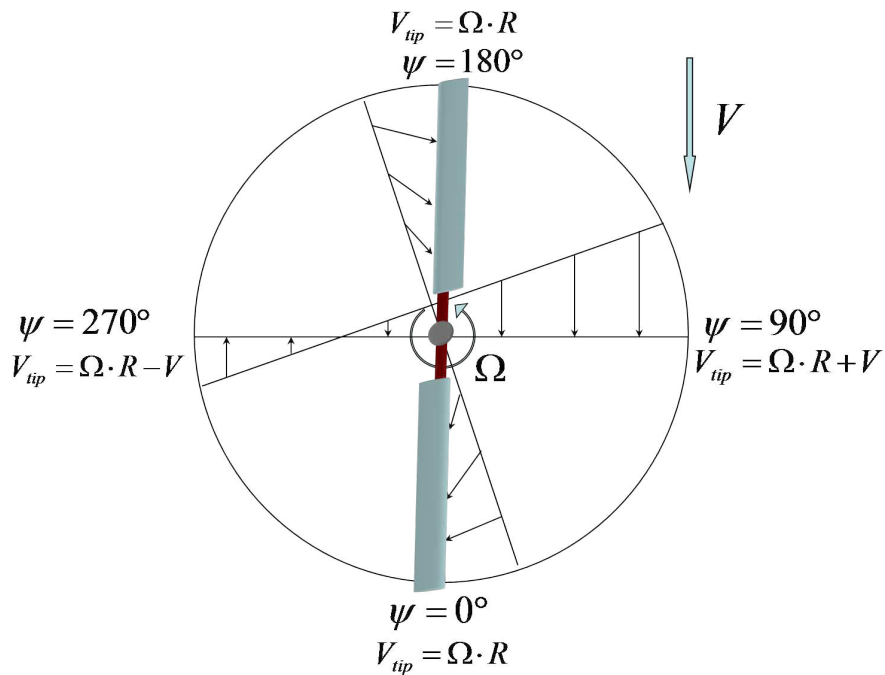


Abbildung 2.7: Strömungsverhältnisse am Rotor im Horizontalflug, zyklische Änderung der Blattspitzengeschwindigkeit V_{tip}

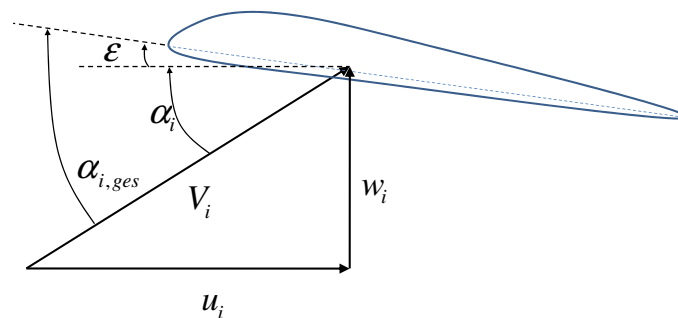


Abbildung 2.8: Anströmung des Rotorblattes an der Position r_i

Um das Schlagwinkelverhalten physikalisch und mathematisch zu beschreiben, muss der Blick auf das Rotorblatt gelenkt werden. Abbildung 2.8 zeigt das Profil eines Rotorblattes an der radialen Position r_i . Um die Berechnung der auf dem Rotorblatt verteilten Lasten und der hervorgerufenen Momente zu erklären, wird das Rotorblatt in n Blattelemente unterteilt. r_i gibt die Entfernung der Mitte des i -ten Blattelements zum Rotorzentrum wieder.

Zur Berechnung von Auftrieb und Widerstand am Blattelement i werden der Anstellwinkel α_i und

die Anströmgeschwindigkeit V_i benötigt.

$$\alpha_{i,ges} = \text{atan} \left(\frac{w_i}{u_i} \right) + \epsilon_i \quad (2.3)$$

ϵ_i ist der Einstellwinkel des Blattes an der Position r_i . Im Fall des MTOsport ist der Einstellwinkel an allen Rotorpositionen konstant.

$$V_i = \sqrt{w_i^2 + u_i^2} \quad (2.4)$$

Dabei berechnet sich die horizontale Anströmgeschwindigkeit u_i über

$$u_i = \Omega \cdot r_i + u_{rh} \cdot \sin(\psi) + v_{rh} \cdot \cos(\psi) \quad (2.5)$$

und die vertikale Geschwindigkeitskomponente durch

$$w_i = w_{rh} - u_{rh} \cdot \cos(\psi) \cdot \sin(\beta) + v_{rh} \cdot \sin(\psi) \cdot \sin(\beta) - \dot{\beta} \cdot r_i \quad (2.6)$$

Dabei sind w_{rh} , u_{rh} und v_{rh} die Komponenten der Anströmung im rotorkopffesten System. Mit Kenntnis des Anstellwinkels und der Reynoldszahl $Re(V, l, \nu)$ können der C_A - und der C_W -Wert des Profils bestimmt werden. Damit lassen sich die Berechnungen der lokalen Auftriebs- und Widerstandskräfte durchführen.

$$A_i = \frac{\rho}{2} \cdot V_i^2 \cdot S_i \cdot C_{A,i} \quad (2.7)$$

$$W_i = \frac{\rho}{2} \cdot V_i^2 \cdot S_i \cdot C_{W,i} \quad (2.8)$$

Im Modell des MTOsport sind die $C_{A,i}$ -Werte Funktionen der Machzahl und des Anstellwinkels. Die angegebene Fläche S_i eines Blattelements berechnet sich nach der Formel:

$$S_i = l_i \cdot c_i \quad (2.9)$$

l_i stellt die Breite des Blattelements dar und c_i die Blatattiefe, welche beim MTOsport konstant ist. Mit Widerstand und Auftrieb können die Kräfte in der Blattebene berechnet werden.

$$F_{x,i} = -W_i \cdot \cos(\alpha_{i,ges} - \epsilon) + A_i \cdot \sin(\alpha_{i,ges} - \epsilon) \quad (2.10)$$

Für die z-Kraft folgt:

$$F_{z,i} = -W_i \cdot \sin(\alpha_{i,ges} - \epsilon) + A_i \cdot \cos(\alpha_{i,ges} - \epsilon) \quad (2.11)$$

Mit Kenntnis der Kräfte aller Blattelemente kann das Schlagmoment berechnet werden.

$$Q_{flap} = \sum_{i=1}^n (F_{z,i,Blade1} \cdot r_i - F_{z,i,Blade2} \cdot r_i) \quad (2.12)$$

Mit dem Schlagmoment lässt sich die Schlagbewegung beschreiben. Sie kann durch eine Differentialgleichung 2. Ordnung abgebildet werden. Um diese Differentialgleichung zu finden, wird die Summe der Momente um den Teeterbolt (TB) des Rotorkopfes gebildet. Eine Darstellung des Rotorkopfes in einer Ansicht von der Seite ist in Abbildung 2.9 gegeben. Die Fliehkraft der Massen, die bei einer Auslenkung den Hebelarm $l \cdot \sin(\beta)$ ein rückstellendes Moment verursacht, wird mit in die Betrachtung einbezogen.

$$\sum M^{TB} = -\ddot{\beta} \cdot I_y - 2 \cdot m_{Bl} \cdot \Omega^2 \cdot l \cdot l \cdot \sin(\beta) + Q_{flap} = 0 \quad (2.13)$$

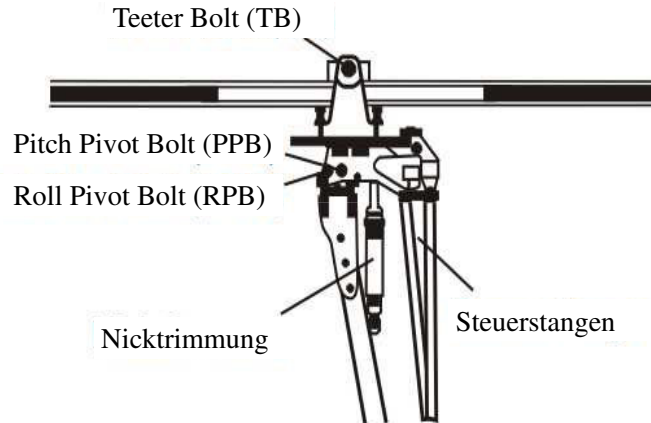


Abbildung 2.9: Skizze des Rotorkopfes des Tragschraubers MTOsport

Umgestellt nach $\ddot{\beta}$ erhält man:

$$\ddot{\beta} = \frac{1}{I_y} \cdot (Q_{flap} - l^2 \cdot 2 \cdot m_{Bl} \cdot \Omega^2 \cdot \sin(\beta)) . \quad (2.14)$$

Für die Schlagwinkelgeschwindigkeit folgt:

$$\dot{\beta} = \int \ddot{\beta} dt + \dot{\beta}_0 . \quad (2.15)$$

Daraus lässt sich der Schlagwinkel an sich berechnen.

$$\beta = \int \dot{\beta} dt + \beta_0 \quad (2.16)$$

Die Schlagbewegung des Blattes ist eine Reaktion des Rotors auf die sich zyklisch ändernden Anströmverhältnisse im Vorwärtsflug. Nach [3] stellt sich der größte Schlagwinkel β_{max} ca. 90° phasenverschoben nach der Position der maximalen Anströmung während eines Umlaufes ein. Die maximale Anströmung tritt im Vorwärtsflug bei $\psi = 90^\circ$ auf und der maximale Schlagwinkel befindet sich bei $\psi = 180^\circ$.

Ein weiterer Einfluss auf das Schlagwinkelverhalten kommt durch den Konuswinkel des Rotors zustande. Der Konuswinkel κ ist der Winkel der Rotorblätter gegenüber ihrer Drehebene. Anschaulich wird dies in Abbildung 2.10 gezeigt. Er dient dazu, die Momente im Rotorzentrum zu verringern, indem die Blätter in Richtung der Resultierenden R_k vom Auftrieb des Blattes A_{Bl} und der im Schwerpunkt des jeweiligen Blatt wirkenden Zentrifugalkraft F_z ausgerichtet sind.

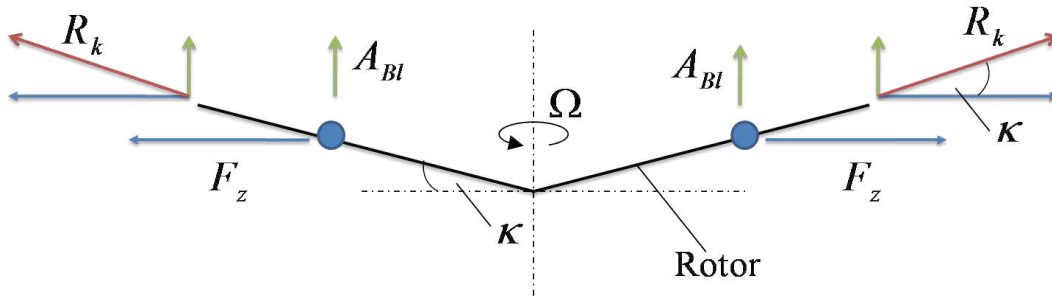


Abbildung 2.10: Darstellung des Konuswinkels des Rotors und der angreifenden Kräfte

Am Rotorblatt wirken im Flug die Fliehkräfte nach außen hin und die Auftriebskräfte nach oben. Nach [4] ergibt sich ein konstruktiv günstiger Konuswinkel zur Reduzierung der Biegemomente im Rotorzentrum entsprechend der Formel 2.17.

$$\kappa = \frac{A_{Bl}}{F_{z,Bl}} \tag{2.17}$$

In Formel 2.17 bezeichnet A_b den Auftrieb eines Blattes und F_z die Zentrifugalkraft eines Blattes. Mit der Gesamtmasse des Tragschraubers m_{ges} , der Blattmasse m_{Bl} und dem Blattmassenschwerpunkt $r_{cg,Bl}$ wird daraus:

$$\kappa = \frac{m_{ges} \cdot g}{2 \cdot \Omega^2 \cdot r_{cg,Bl} \cdot m_{Bl}} \tag{2.18}$$

Bei dem Tragschrauber MTOsport, der für die im Folgenden vorgestellten Flugversuche verwendet wird, ist ein Konuswinkel von 2.85° konstruktiv vorgegeben.

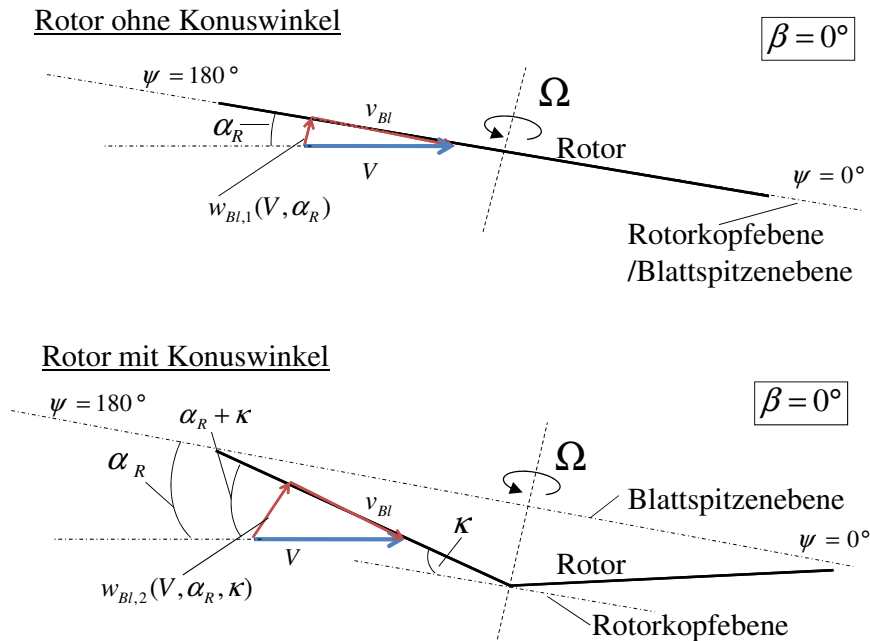


Abbildung 2.11: Beeinflussung der Blattanströmung durch den Konuswinkel κ eines gegenüber der Anströmung angestellten Rotors, Schlagwinkel β zur Vereinfachung zu Null gesetzt

Durch den Konuswinkel wird im Geradeausflug die vertikale Strömung w_{Bl} am Blatt von $\psi = 90^\circ$ bis $\psi = 270^\circ$ erhöht. Dargestellt wird die vertikale Anströmung des Blattes, die durch die Fluggeschwindigkeit im horizontalen Flug entsteht, in Abbildung 2.11. In der Abbildung sind zwei Rotoren dargestellt, die entlang der Längsachse des Tragschraubers ausgerichtet ist. Der Rotorkopf ist jeweils gegenüber der Anströmung nach hinten geneigt. Der Winkel, der zwischen der Blattspitzenebene und der Anströmung entsteht, ist der Rotoranstellwinkel α_R . Der Schlagwinkel β wird in dieser Darstellung der Anschaulichkeit halber zu 0° angenommen. Die vertikale Anströmung des Blattes w_{Bl} , die bei einem Rotor ohne Konuswinkel allein aus der Neigung der Blattspitzenebene des Rotors gegenüber der Anströmung resultiert, ist bei einem Rotor mit Konuswinkel erhöht. Für den Rotor ohne Konuswinkel gilt:

$$w_{Bl,1} = \sin(\alpha_R) \cdot V \quad (2.19)$$

und für den Rotor mit Konuswinkel entsprechend:

$$w_{Bl,2} = \sin(\alpha_R + \kappa \cdot (-\cos(\psi = 180^\circ))) \cdot V \quad (2.20)$$

Der Einfluss des Konuswinkels variiert über den Rotorumfang abhängig von ψ . Überstreicht das Rotorblatt einen Bereich von $\psi = 90^\circ$ bis $\psi = 270^\circ$, wird die vertikale Blattanströmung w_{Bl} vergrößert. Befindet sich das Blatt dagegen in der gegenüberliegenden (also hinteren) Rotorhälfte, so wird w_{Bl} verringert. Mit einer Erhöhung von w_{Bl} wird auch der Anstellwinkel des Rotorblattes über den gesamten Rotorradius erhöht. In der Folge steigt der Auftrieb des Blattes.

Der am Blatt erzeugte Auftrieb eines Rotors ohne Konuswinkel wird durch die Variation der Anströmungsgeschwindigkeit des Blattes aus der Vorwärtsflugbewegung bestimmt. Ein maximaler Schlagwinkel eines Blattes ohne Konuswinkel stellt sich bei ca. $\psi = 180^\circ$ als Reaktion auf die maximale Anströmung bei $\psi = 90^\circ$ ein. Durch den Einfluss des Konuswinkels wird der Auftrieb im Bereich von $\psi = 90^\circ$ bis $\psi = 270^\circ$ zusätzlich erhöht. Daher stellt sich bei einem Rotor mit Konuswinkel der maximale Schlagwinkel um einen gewissen Winkelbetrag verzögert ein. Betrachtet man den Tragschrauber von hinten, dann wird die Rotorebene im Flug nach hinten geneigt, aber auch leicht zur rechten Seite. Im Fall des MTOsport beträgt die Neigung der Rotorebene nach rechts im Vorwärtsflug ca. 1° .

2.3 Die Steuerung

Hauptsteuerelement eines Tragschraubers ist ein kippbarer Rotorkopf. Dass der kippbare Rotorkopf, der bei UL-Tragschraubern mit einfachen Mitteln ausgeführt werden kann, bei Hubschraubern nicht verwendet wird, lässt sich vor allem dadurch erklären, dass Energie in das drehende System übertragen werden muss. Eine Ausführung für einen Helikopter wäre mechanisch aufwändiger als die übliche Ausführung von festen Rotorköpfen, deren gelenkig gelagerte Blätter mit Hilfe einer Taumelscheibe einzeln angesteuert werden.

Dass der Rotor des Tragschraubers steuerbar ist, ist vor allem dem Schlagverhalten der Rotorblätter und dem Schlaggelenk zu verdanken. Das Kippen des Rotorkopfes allein hätte keine Steuerwirkung, wenn die Rotorblätter keine aerodynamische Dämpfung aufwiesen.

Beim Tragschrauber wird die aerodynamische Dämpfung der Rotorblätter für die Steuerung des Rotors genutzt. Nach [5] reichen bei der herkömmlichen Rotorsteuerung des Helikopters zwei bis drei Umdrehungen des Rotors, um eine neue gewünschte Neigung nach einem Steuerkommando einzustellen. Dazu wird der Profileinstellwinkel der Blätter zyklisch verändert. Das gleiche Prinzip wird beim Tragschrauber auch umgesetzt, allerdings ohne die Nutzung einer Taumelscheibe und ohne den Einstellwinkel eines jeden Blattes an einem Blattwinkellager modifizieren zu können.

Das Prinzip der Steuerung des Tragschrauberrotors ist in Abbildung 2.12 zu sehen. Es wird das Einbringen eines Rollkomandos demonstriert. Der Ablauf der Einsteuerung lässt sich in zwei Abschnitte unterteilen, die in der Grafik mit 1. und 2. angegeben sind. Der Pilot drückt den Steuerknüppel nach links. Durch ein Steuergestänge wird seine Steuerkraft an den Rotorkopf übertragen. Steht der Rotor in diesem Moment in der seitlichen Position bei $\psi = 90^\circ$, kann aufgrund der großen Trägheit des Rotorsystems der Pilot nur eine Änderung in das System einsteuern, weil der Rotor durch ein zentrales Schlaggelenk gelagert ist. Steht der Rotor allerdings längs zum Rumpf, lässt sich ein Rollkommando direkt auf die Blätter einsteuern. Der Schlaggelenksbolzen ist in diesem Moment entlang der Querachse des Tragschraubers ausgerichtet.

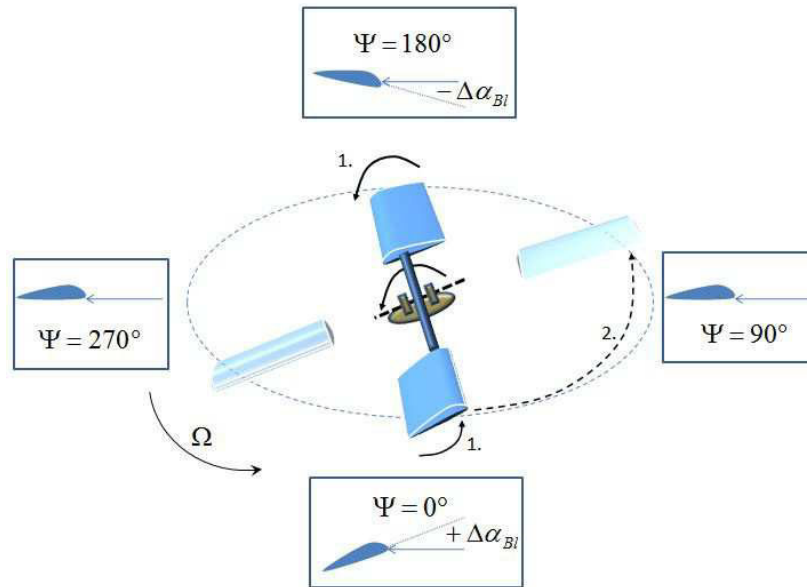


Abbildung 2.12: Rotoransteuerung für ein Rollsteuerkommando nach links durch Kippen des Rotorkopfes nach links und Veränderung der Anströmungsverhältnisse der Blätter an verschiedenen azimuthalen Positionen

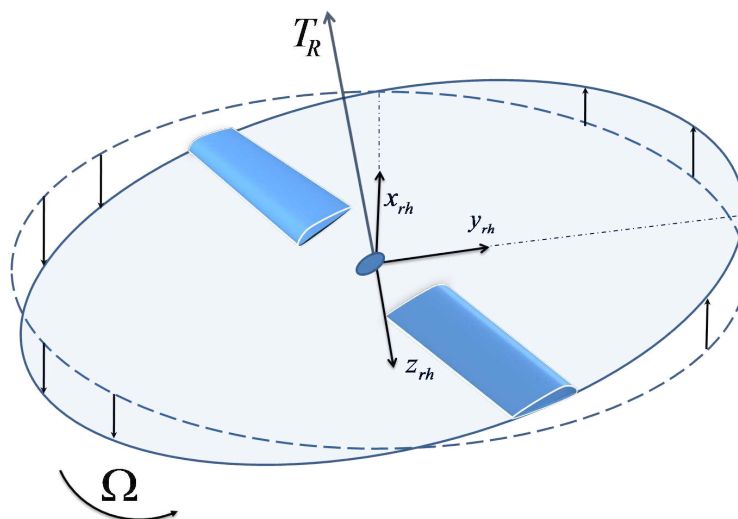


Abbildung 2.13: Rotorreaktion bei Rollsteuerkommando nach links

Aufgrund der Beschaffenheit des Schlaggelenks wird bei einer Rollsteuereingabe der Anstellwinkel der Rotorblätter bei $\psi = 90^\circ$ und $\psi = 270^\circ$ nicht beeinflusst. Bei $\psi = 180^\circ$ wird er durch das Kippen des Rotorkopfes (in Abb. 2.12 mit 1. bezeichnet) verkleinert und bei $\psi = 0^\circ$ vergrößert. Dadurch wird eine Schlagreaktion hervorgerufen (in Abb. 2.12 mit 2. bezeichnet), bei der das Blatt von $\psi = 90^\circ$ bis $\psi = 270^\circ$ nach unten schlägt. Auf der gegenüberliegenden Seite des Rotors wird im selben Zeitraum eine Aufwärtsschlagbewegung ausgeführt. Die vier Kästchen in der Grafik zeigen die Anströmverhältnisse am äußersten Blattelement des Rotors, wie sie ein Betrachter sehen würde, der jeweils an diesen Positionen von außen auf den Rotor sieht. Abb. 2.13 zeigt die neu entstehende Blattspitzenebene. Die ursprüngliche Blattspitzenebene ist in dieser Darstellung durch die gestrichelte Linie dargestellt. Der Rotorschubvektor T_R folgt der Bewegung des Rotors. Dieser folgt durch die beschriebenen Effekte der Stellung des Rotorkopfes. Das Koordinatensystem des Rotorkopfes in Abbildung 2.13 ist mit dem Index rh versehen.

3 Unfälle im Seitengleitflug

Ein Aspekt dieser Arbeit ist es, eine Unfallanalyse jener Tragschrauberunfälle durchzuführen, die sich im Seitengleitflug oder einem ähnlichen Flugzustand befanden. Der Seitengleitflug, oder auch Sideslip genannt, ist ein Flugzustand, der von Piloten eingeleitet wird, um schnell Höhe abzubauen. Beim Segelflug, wo in der Regel nur ein Versuch zur Landung besteht, wird der Seitengleitflug vor allem dann eingesetzt, wenn der Endanflug zu hoch begonnen wurde.

Der Seitengleitflug ist ein stabiler Flugzustand. Die Ruder werden entgegen der Gewohnheit gekreuzt und weitestgehend entkoppelt voneinander genutzt. Im Prinzip ist ein Seitengleitflug ein extremer Schiebeflug, bei dem durch den erhöhten Widerstand des weitestgehend quer zur Anströmung ausgerichteten Rumpfes rapide Höhe abgebaut werden kann. Diejenige Tragfläche eines Flächenflugzeuges, in deren Richtung der Seitengleitflug durchgeführt wird, wird entgegen der Anströmung ausgerichtet, was vor allem bei Seitenwind wichtig ist. Ein Seitengleitflug - beispielsweise mit der Flugzeugnase nach links - wird durch die Betätigung des linken Seitenruders eingeleitet. Dadurch wird die Nase des Fliegers so gedreht, dass es zu einem positiven Schiebewinkel kommt. Die Richtung wird bei Vollausschlag des Seitenruders ab diesem Zeitpunkt nur noch über das Querruder gesteuert. Ein Rollen nach rechts bewirkt einen größeren Auftrieb am rechten Flügel und damit einen höheren Widerstand, was das Flugzeug dazu veranlasst, die Nase nach rechts zu drehen und aus dem Slipzustand in den Normalflugzustand überzugehen. Ein Rollen nach links hat einen gegenteiligen Effekt, so dass der Pilot mit Hilfe des Querruders das Flugzeug im Seitengleitflug halten kann. Das Höhenruder wird genutzt, um das Horizontbild zu halten, d.h. die Flugzeugnase und das Heck auf einer Verbindungslinie zum Horizont auszurichten. Die Betätigung der Ruder geschieht in der Reihenfolge Querruder, Seitenruder und Höhenruder. Beim Ausleiten müssen die Ruder in entgegengesetzter Reihenfolge betätigt werden, um durch ein Nachlassen des Höhenruders eine erhöhte Anströmung an allen auftriebserzeugenden Flächen und Rudern aufzubauen. Damit wird vermieden, dass es zu einem Strömungsabriss infolge rasanter Manöver bei geringer Vorwärtsgeschwindigkeit kommt. Gerade in Bodennähe ist dies meist fatal und führt zu schweren Unfällen.



Abbildung 3.1: Ansicht eines Tragschraubers im Seitengleitflug mit Nase links kurz vor dem Ausrichten und Abfangen

Beim Tragschrauber ist das Vorgehen ähnlich. Die Querlage wird mit dem Steuerknüppel über das Rollsteuer gesteuert und die Längslage über das Nicksteuer. Die Einleitung des Seitengleitfluges geschieht wie beim Flächenflugzeug über einen Seitenruderausschlag, der während des Seitengleitfluges gehalten wird. Der Seitengleitflug wird bei Tragschraubern genutzt, um während eines steilen Sinkvorgangs noch ausreichend Fahrtgeschwindigkeit beizubehalten. Besonders bei Notlandungen oder Ziellandeübungen ist diese Fahrtreserve wichtig, um den Tragschrauber ausreichend und punktgenau abzufangen und sicher aufzusetzen.

Unter den heutigen Tragschrauberpiloten ist man sich einig, dass gerade im Seitenflug einige beunruhigende Effekte beobachtet wurden, die mit einigen schweren Unfällen in Verbindung gebracht werden können. Da die Piloten den Unfall zumeist nicht überleben konnten und in Ultraleichtflugzeugen keinerlei Flugdaten aufgezeichnet werden, sind verlässliche Aussagen über das Verhalten des Tragschraubers in Extremsituationen selten. Im Vorfeld zur Analyse einiger durch Messung gewonnener Daten werden im Folgenden einige Flugunfälle vorgestellt, die exemplarisch für den Seitengleitflug sind. Zur Recherche wurden die Flugunfallberichte der deutschen BFU (Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung), der französischen BEA (Bureau des Enquêtes des Accidents aériennes), der englischen AAIB (Air Accidents Investigation Branch) und dem US-amerikanischen NTSB (National Transportation Safety Board) genutzt.

3.1 Breitscheid

Der am besten dokumentierte Unfall dieser Art ereignete sich am 16. Juli 2011 am Verkehrslandeplatz Breitscheid. Bei dem Ereignis verunfallte ein Tragschrauber des Modells MTOsport (Abb.:3.2), wie er auch bei den hier noch vorgestellten Flugversuchen des DLR benutzt wird. An Bord befanden sich der Pilot und ein Fluggast, die beide tödlich verunglückten. Der Pilot war ein erfahrener Militärpilot mit einer Gesamtflugerfahrung von 9200h. Auf Tragschraubern hatte er bis zum Tag des Unfalls 48h Flugerfahrung als Flugscheininhaber gesammelt.



Abbildung 3.2: Aufnahme eines MTOsport [6]

Der Tragschrauber befand sich im Endanflug auf eine asphaltierte Piste mit der Ausrichtung 25. Es war der dritte Anflug an diesem Tag, wobei bei den vorangegangenen Flügen der Endanflug in geringerer Höhe begonnen wurde. Die besondere Schwierigkeit lag in dem stark böigen Seitenwind an diesem Tag, der aus der Richtung $170-190^\circ$ kam. Laut METAR-Wettermeldung erreichte der Wind Geschwindigkeiten von bis zu 25kt (ca. 46 km/h) in Böen. Dagegen beträgt die im Betriebshandbuch angegebene höchste zulässige Seitenwindgeschwindigkeitskomponente lediglich 36km/h. Weiterhin ist es am Flugplatz Breitscheid generell bekannt, dass aufgrund eines Hochwalds am Rand der Piste bei Anflügen aus dieser Richtung häufig Probleme bei der Landung durch Turbulenzen, ausgelöst durch Leewirbel der Bäume, entstehen. Durch Zeugen wurde angegeben, dass der Tragschrauber seinen letzten Anflug wie auch die vorherigen auf die Piste 25 ausführte. Dabei war die Rumpfnase auf die Piste ausgerichtet. Aus diesem Umstand lässt sich folgern, dass der Tragschrauberpilot ähnlich wie beim Flächenflugzeug mit seinem Tragschrauber einen schiebenden Flugzustand einnehmen musste, um die Seitenwindkomponente zu kompensieren. Aufgrund der hohen Seitenwindgeschwindigkeit und des diesmal steiler ausgeführten Anfluges ähnelt dieser Flugzustand sehr einem Seitengleitflug. Die Zeugen sahen, wie der Tragschrauber in einer Höhe von 60m, ca. 200m von der Landebahnschwelle entfernt, plötzlich nach rechts um die Längsachse kippte. Dann vollführte er ca. eine halbe Umdrehung nach rechts um die Hochachse und stürzte währenddessen nahezu senkrecht ab. Die Schlussfolgerungen der BFU [7] führten den Kontrollverlust mit großer Wahrscheinlichkeit auf ein Unterschneiden des Rotors, bedingt durch starken Seitenwind und Turbulenzen, zurück. Als begünstigend für den Unfall werden der böige Querwind, die Leewirbel der hohen Bäume, die Slip-Fluglage und die geringe Erfahrung des Piloten mit den Eigenheiten der Tragschrauber angeführt. Der Verlust der Drehzahl wird deshalb als sehr wahrscheinlich angesehen, da die Rotorblätter gleichmäßig auf beiden Seiten nach oben verbogen waren. Möglich ist ein solches Verhalten dann, wenn die Zentrifugalkräfte des Rotors durch abnehmende Drehzahlen geringer werden und das Blatt nicht mehr durch diese Kräfte entlang der Blattachse gestrafft wird. Die weiterhin am Blatt wirkenden hohen Luftkräfte sorgen für eine Biegung des Blattes.

3.2 Aalen

Ein weiterer in Deutschland aufgetretener Unfall ist das Verunglücken eines Cavalons in Aalen. Dieser Unfall ereignete sich am 27. Juni 2012. Der Cavalon (Abb.:3.3) stammt vom selben Hersteller wie der MTOsport und hat eine Zulassung als Luftsportgerät. Informationen zum Unfallhergang und den Unfallumständen sind dem Untersuchungsbericht der BFU [8] entnommen.



Abbildung 3.3: Aufnahme eines Cavalon [10]

Der Pilot, der selbst eine Berechtigung zur Fluglehrertätigkeit hatte, wurde tödlich verletzt. Weitere Passagiere waren nicht an Bord. Auch für diesen Unfall gab es Zeugen. Der Tragschrauber befand sich im Anflug auf die Piste 27. Am Tag des Unfalls gab es Seitenwind mit einer Windgeschwindigkeit von 7 Knoten aus 360 Grad (von rechts). Vor der Landung flog er eine Platzrunde für Luftsportgeräte. Diese liegt innerhalb der Segelflugplatzrunde. Das Ende des Gegenanfluges und die Schwelle der Piste sind nur lediglich 150m voneinander entfernt. Die Höhe einer solchen Platzrunde ist auf lediglich 187ft agl angegeben. Diese Besonderheiten des Platzes zwingen den Piloten zu vielen Steuereingaben in relativer Nähe zum Boden in nur sehr kurzer Zeit. Der Anflug erfolgte leicht nördlich von der Pistengrundlinie. Beim Abfangen über der Bahn wurde beobachtet, dass der Tragschrauber in einer Höhe von 3m mit einer leichten Schräglage nach links plötzlich nach links abkippte und auf der Piste aufschlug. Nach der Bodenberührung von Rumpf und Rotorblattspitzen überschlug sich der Tragschrauber mehrfach. Das Wrack brannte nahezu vollständig aus. Einschlagspuren der Rotorblätter fanden sich links von der Mittellinie der Bahn. Das Wrack lag in Flugrichtung 50m von den ersten Einschlagspuren entfernt. Durch den Hersteller wurde berichtet, dass in der Vergangenheit die Beobachtung gemacht werden konnte, dass Piloten mit ausschließlicher Erfahrung auf Tandemsitzern Probleme hatten einen Schiebeflug einzuleiten, da ihnen die gewohnten Referenzen fehlten. Dadurch, dass der Gashebel mit der rechten Hand und der Steuerknüppel mit der linken Hand bedient werden mussten, kam es in einigen Fällen zu Verwechslungen während Manövern bei schwierigen Windverhältnissen oder anderen Situationen, die schnelle intuitive Steuereingaben verlangen.

3.3 Thollon-les-Mémises

Ein weiterer Unfall, der von den berichteten Umständen auf einen Schiebeflugzustand hinweist, ereignete sich in Frankreich an dem Flugplatz Thollon-les-Mémises im Département Haute-Savoie am Lac Léman am 14. September 2007. Der verunfallte Gyrocopter ist ein Magni M 22 Voyager (Abb.:3.4). Äußerlich weist er starke Ähnlichkeit mit dem für die Flugversuche genutzten MTOsport

auf. Bei dem Unfall kamen sowohl der Pilot als auch der Copilot ums Leben.



Abbildung 3.4: Aufnahme eines Magni M22 Voyager [11]

Der Wind kam an diesem Tag aus 230° - 270° , laut Zeugenberichten konnte er Geschwindigkeiten von ca. 40km/h in Böen erreichen. Der Pilot war im Begriff zu landen. Dazu steuerte er die Piste 25 an. Im Queranflug wurde beobachtet, wie der Gyrocopter eine starke Neigung nach links in den Wind annahm. Danach verschwand er aus dem Sichtbereich des Zeugen. Es wurde lediglich eine deutliche Erhöhung des Motorgeräusches wahrgenommen. Der Tragschrauber schlug daraufhin auf einem Talweg auf und verbrannte 50 m vor der Schwelle der Landebahn. Bei der Unfalluntersuchung durch die BEA [9] wurde deutlich, dass der Tragschrauber mit dem Leitwerk voran den Boden berührte. Der Rotor wies nur geringe Beschädigungen auf, was die Experten zu dem Schluss führte, dass er mit nur geringer Umdrehungsgeschwindigkeit den Boden berührte. Im Bezug auf die Art des Absturzes sowie den Zustand des Rotors ergeben sich viele Parallelen zum Absturz von Breitscheid, wie unter 3.1 beschrieben.

3.4 Mallorca

Ein weiterer tödlicher Unfall ereignete sich auf Mallorca am 26. November 2011 mit einem spanischen ELA wie in Abbildung 3.5 dargestellt. Der Pilot war ein erfahrener Fluglehrer, der einem Kaufinteressenten das Fluggerät in einem ersten Flug demonstrieren wollte. Die hier zusammengestellten Informationen basieren auf einer Stellungnahme des Herstellers [12] und Augenzeugenberichten, die nicht überprüfbar sind. Laut den Augenzeugen machte der Gyrocopter kurz vor der Landebahnschwelle eine 360° -Steilspirale, um Höhe abzubauen. Nach diesem Manöver war der Tragschrauber noch in einer überhöhten Position zur Landebahn. Um weitere Höhe abzubauen, wurde ein Seitengleitflug nach rechts eingeleitet. Während dieses Manövers drehte der Tragschrauber unvermittelt schlagartig um die Längsachse nach rechts, nahm die Nase nach unten und stürzte senkrecht ab. Auch die Begehung des Wracks zeigte, dass der Tragschrauber mit der Nase nach unten aufgeschlagen sein musste. Die Struktur war durch den Aufschlag stark beschädigt. Es wurde angemerkt, dass eines der Blätter des Tragschraubers stark nach oben verbogen war. Dieses Blatt wurde beim Aufprall abgetrennt und lag 10 m von der Aufschlagstelle entfernt. Das andere Blatt war dem Feuer ausgesetzt und im Bereich der Brandstelle nach unten verbogen. Technische Schäden, die vor dem Unfall am Steuergestänge oder an der Struktur bestanden haben können, konnten nicht festgestellt werden.



Abbildung 3.5: Aufnahme eines ELA-Cougar [13]

3.5 Braunfels

Am 11. November 2005 wurde ein als experimentell zugelassener Gyrocopter (Abb.:3.6) nach einem Kontrollverlust beim Anflug auf die Runway 13 des Braunfels Municipal Airports in Texas zerstört. Der Pilot wurde tödlich verletzt. Während des Tages herrschte Wind aus 150° mit Windgeschwindigkeiten von 12 Knoten. Der Gyrocopter verfügte wie auch der in den Flugversuchen genutzte MTOsport über ein Höhenleitwerk und einen vergleichsweise starken Motor mit 100 PS. Im Unterschied zum MTOsport ist der hier geflogene Rehler-Gyrocopter (benannt nach seinem Konstrukteur und Pilot) ein einsitziges Luftsportgerät. Zeugen dieses Unfalls berichteten von einem auffälligen Flugverhalten. Als der Gyrocopter sich noch lediglich 30 Fuß über der Bahn befand, wurde er durch eine Böe in Seitenfluglage gedreht. Daraufhin drehte sich der Gyrocopter in Rückenlage und schlug mit dem Rotor voran auf die Bahn auf. Einige Zeugen gaben zu Protokoll, eine Änderung des Motorgeräusches vernommen zu haben, bevor das Luftfahrzeug den Boden berührte. Untersuchungen der NTSB ergaben, dass sowohl die Funktionalität des Motors, als auch der Steuerung zum Unfallzeitpunkt gegeben waren. Weitere Vermutungen oder Erklärungen seitens der NTSB [14], wie es zu dem zuvor beschriebenen Verhalten des Luftfahrzeugs kommen konnte, gibt es nicht.



Abbildung 3.6: Aufnahme des Rehler-Gyrocopter [15]

3.6 Zusammenfassung der Unfallvorkommnisse

Die hier vorgestellten Ereignisse stellen Tragschrauberunglücke dar, bei denen ein Flugzustand mit seitlicher Anströmung angenommen wird. Allen vorgestellten Ereignissen ist es gemein, dass der Unfall im Landeanflug, also einer Flugphase mit höchster Konzentration des Piloten, geschah. Die Piloten waren erfahrene Flieger, entweder mit mehreren hundert Stunden Flugerfahrung auf Flächenflugzeugen wie in Breitscheid oder bereits vielen Stunden auf Gyrocoptern. Die Piloten bei den Vorfällen in Aalen und Mallorca waren Fluglehrer. Alle angesprochenen Fälle deuten auf eine Fluglage hin, die dem Seitengleitflug entspricht. Die Aussagen der Zeugen sind stets kritisch zu betrachten, liefern allerdings im Bezug auf die Unfälle mit Tragschraubern meist die einzigen Anhaltspunkte für den Ablauf der Geschehnisse. Verallgemeinernd lässt sich sagen, dass in allen vorgestellten Fällen, außer bei dem Vorfall auf Mallorca, von Zeugen stets von schwierigen Wettersituationen für die Flüge berichtet wurde. Zudem haben alle Vorfällen gemein, dass die Beschädigungen an den Wracks nicht auf Fehlfunktionen der Mechanik vor dem Absturz hindeuten.

4 Flugversuche

Um das Verhalten der Tragschrauber im Seitengleitflug erklären zu können und die auftretenden Effekte zu verstehen, wurden Flugversuche durchgeführt. Diese Flugversuche und deren Auswertung sind die Grundlage für diese Arbeit. Da Tragschrauber lange Zeit nicht Bestandteil des generellen Luftverkehrs und der Forschung waren, sind zum einen die Anzahl der Wissenschaftler, die sich des Themas Tragschrauber bisher angenommen haben, auf eine kleine Gemeinschaft begrenzt und zum anderen sind Aussagen, die über die Effekte im Seitengleitflug getroffen werden, bis zum heutigen Tage hauptsächlich Mutmaßungen, die noch in keiner Form wissenschaftlich erforscht wurden. Das DLR Braunschweig verfügt über einen Tragschrauber des Modells MTOsport der Firma Autogyro (Abb.:4.1). Es ist das Modell, das auch in Breitscheid verunglückte und es ähnelt bis auf wenige Konstruktionsmerkmale stark dem des spanischen ELA, welcher auf Mallorca außer Kontrolle geriet. Durch seine Tandemsitzanordnung eignet sich der MTOsport gut dazu, die Versuchstechnik auf dem Soziusplatz zu installieren, ohne den Piloten in irgendeiner Form zu beeinträchtigen, was gerade bei den hochagilen Manövern des Seitengleitflugs wichtig ist.



Abbildung 4.1: MTOsport des DLR mit Messausrüstung

4.1 Einrichtung und Kalibrierung der Messanlage des MTOsport

4.1.1 Messausrüstung und Leistungsfähigkeit

Die Messanlage der Firma Messwerk wurde im September 2012 in den Tragschrauber eingebaut. Zur Messanlage gehören:

- ein Inertial Navigationssystem (INS)
- ein GPS-Gerät mit Empfangsantenne
- ein Datenerfassungscomputer mit einer Kontrolleinheit im Cockpit
- eine systemeigene unabhängige Stromquelle (USV)
- ein Nasenmast mit Thermometer und Windfahnen
- Drucksensoren am Bordsystem
- Seilzugsensoren an den Steuerorganen
- Dehnungsmesstreifen am Steuerknüppel
- Laserabstandssensoren am Mast

Mit Hilfe dieser Geräte lassen sich verschiedenste Signale aufnehmen, die nötig sind, um den Flug des Gyrocopters möglichst genau beleuchten und eventuell auftretende Effekte analysieren zu können. Die Position sowie die Geschwindigkeit wurden durch das GPS-Modul ermittelt. Weiterhin ließen sich Stau- und Statikdruck berechnen und mit aufgenommenen Werten von Lufttemperatur und Feuchtigkeit wichtige Korrekturen abweichend von der Normatmosphäre durchführen. Über die Windfahnen am Nasenmast konnten der Schiebe- und der Anstellwinkel erfasst werden. Dabei ist der Schiebewinkel für einen Messbereich von -45° bis 45° verlässlich kalibriert, der Anstellwinkel für einen Bereich von -30° bis 80° . Über Potentiometer wurden die Ausschläge der Steuerorgane aufgenommen. Dazu wurden die Potentiometer am Steuergestänge vor dem hinteren Pilotensitz angebracht. Da für die Messflüge dieser Platz für die Messanlage benötigt wurde und der Tragschrauber somit nur einsitzig geflogen werden konnte, war am hinteren Sitz im Beinbereich ausreichend Volumen vorhanden, um die Potentiometer weit außerhalb des Bewegungsraumes des Piloten anzubringen. Darüber hinaus wurde der zweite Steuerknüppel für die Flugversuche entfernt, was wiederum größere Spielräume für den Einbau von Messausrüstung zuließ. Auch die Position des Gashebels wurde mit einem Potentiometer abgegriffen. Die Knüppelkräfte, die Aufschluss über die im Flug auftretenden Lasten geben, wurden mit Hilfe von Dehnungsmesstreifen (DMS) direkt am Steuerknüppel aufgenommen. Die inertielle Messeinheit erfasst die auftretenden Beschleunigungen, Drehraten und Eulerwinkel.

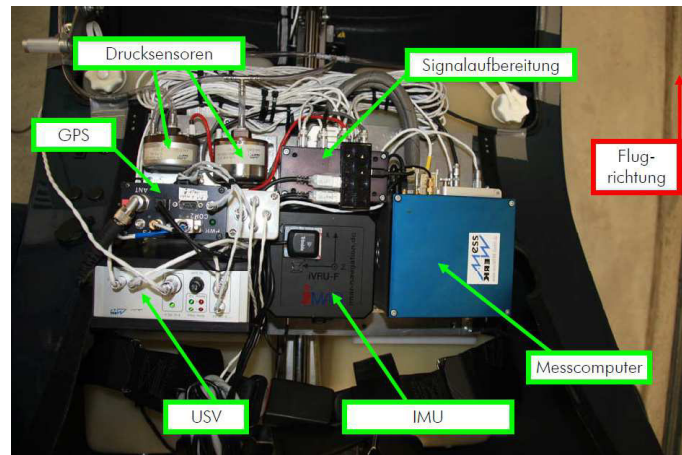


Abbildung 4.2: Messanlage auf dem hinteren Sitz [16]

Das System wurde abweichend zu anderen Flugversuchen, bei denen es in ähnlicher Form zuvor eingesetzt wurde, speziell für den Gyrocopter erweitert. Gerade für das Verständnis und die Analyse der Rotordynamik ist es wichtig, den Zeitverlauf der Rotorlage im Raum zu kennen. Dazu wurden die Winkel des Rotorkopfes ermittelt und erstmalig auch der Schlagwinkel der Rotorblätter bestimmt. Um den Schlagwinkel ermitteln zu können, wurde neben der Messung der Distanz von einer definierten Rumpfposition zum Rotorblatt an den Positionen $\psi=90^\circ$ und $\psi=180^\circ$ eine Berechnung der Steuerausschläge des Rotorkopfes durchgeführt. Mit diesen Informationen ließ sich im Nachgang der Schlagwinkel berechnen.

4.1.2 Kalibrierung

4.1.2.1 Ausschlagswinkel der Ruder und des Rotorkopfes

Wie bereits beschrieben, wurden die Ausschläge der Steuerorgane durch Seilzugpotentiometer erfasst. Um die Messung einer Veränderung der Seillänge zwischen dem Potentiometer und dem Steuerorgan in einen Winkel umrechnen zu können, wurde im Zuge der Kalibrierung auf dem Steuerorgan ein Inklinometer befestigt. Das Inklinometer ist ein dreiachsiger Beschleunigungssensor. Für die Initialisierung sind zwei Referenzpunkte notwendig. Der erste Punkt definiert die Nulllage. Mit einem zweiten Punkt, der in positiver Richtung vom ersten entfernt liegt, wird eine Ebene aufgespannt, in der die Winkelmessung stattfinden soll und gleichzeitig die positive Richtung definiert. Ausgehend von einem gewählten Nullpunkt wurden die Steuerwege bis zu den Anschlägen durchfahren. Durch die im Rechner aufgezeichneten Daten konnte jeder ermittelten Längenausgabe des betreffenden Potentiometers eine Winkelstellung des dazugehörigen Steuerorgans zugeordnet werden. Auf diese Weise wurden die Roll- und Nickkommandos des Steuerknüppels und die Ausschläge der Ruder sowie die Stellung des Gashebels kalibriert.

Für flugdynamische Betrachtungen und die Berechnung des Schlagwinkels ist es essentiell, die Stellung des Rotorkopfes zu kennen. Deswegen wurde bei der Kalibrierung die Stellung des Rotorkopfes mit Hilfe eines Inklinometers ermittelt und mit den Signalen der Potentiometer aus Nick- und Rollsteuerung übereingebracht. Durch die Ausgabe der Potentiometer waren sowohl die Stellung des Steuerknüppels als auch die Stellung des Rotorkopfes ermittelbar. Allerdings wurde dabei davon ausgegangen, dass in der Steuerung keine Lose oder Elastizitäten auftreten, die einen gewissen Restfehler verursachen können. Zur sicheren Befestigung des Inklinometers während der Kalibrierung wurde es mit doppelseitigem Klebeband versehen und an glatten Flächen aufgeklebt. Am Steu-

erknüppel bot sich dafür die nahezu waagerechte Auflagefläche des Handballens an. Anhand der Abbildung 4.3 wird dieses Vorgehen beispielhaft veranschaulicht. Am Rotorkopf ließ sich das Inklinometer auf der in einem Vierkanthrohr ausgeführten Aufnahme des Steuergestänges auflegen. Auch am Seitenruderpedal und dem Gashebel ließ sich das Inklinometer an ausreichend ebenen Flächen direkt befestigen.



Abbildung 4.3: Inklinometer am Steuerknüppel [16]

4.1.3 Berechnung des Schlagwinkels an den Messpositionen



Abbildung 4.4: Anbringung der Lasersensoren am Rotormast [16]

Die Abbildung 4.4 zeigt das Rotormastsystem des MTOsport, welches bereits mit den Lasersensoren eingerüstet wurde. Es ist erkennbar, dass die Lasersensoren unterhalb des Pitch Pivot Bolts (PPB) sowie des Roll Pivot Bolts (RPB) angebracht wurden. Daher muss die Bewegung des Rotorkopfs in die Berechnung der Schlagwinkel einbezogen werden. Zur Ermittlung des Schlagwinkels in den Positionen bei $\psi = 90^\circ$ und $\psi = 180^\circ$ ist es nötig, zwei Funktionen in MATLAB zu schreiben, um die Schlagwinkel aus der Stellung des Rotorkopfes und der gemessenen Entfernung durch den Laser zu bestimmen. Da die Entfernungen der Laser in der vorderen Position und in der 90° -Position unterschiedlich sind und in der Nickachse außerdem der Pitch-Pivot-Bolt und der Teeter-Bolt relativ zueinander versetzt sind, sind für die Berechnung der Schlagwinkel in der 180° und der 90° -Position von ψ unterschiedliche Berechnungen anzustellen. Abb. 4.5 zeigt die Skizze der wichtigsten Maße, die zur Ermittlung der Schlagwinkel von Nöten sind.

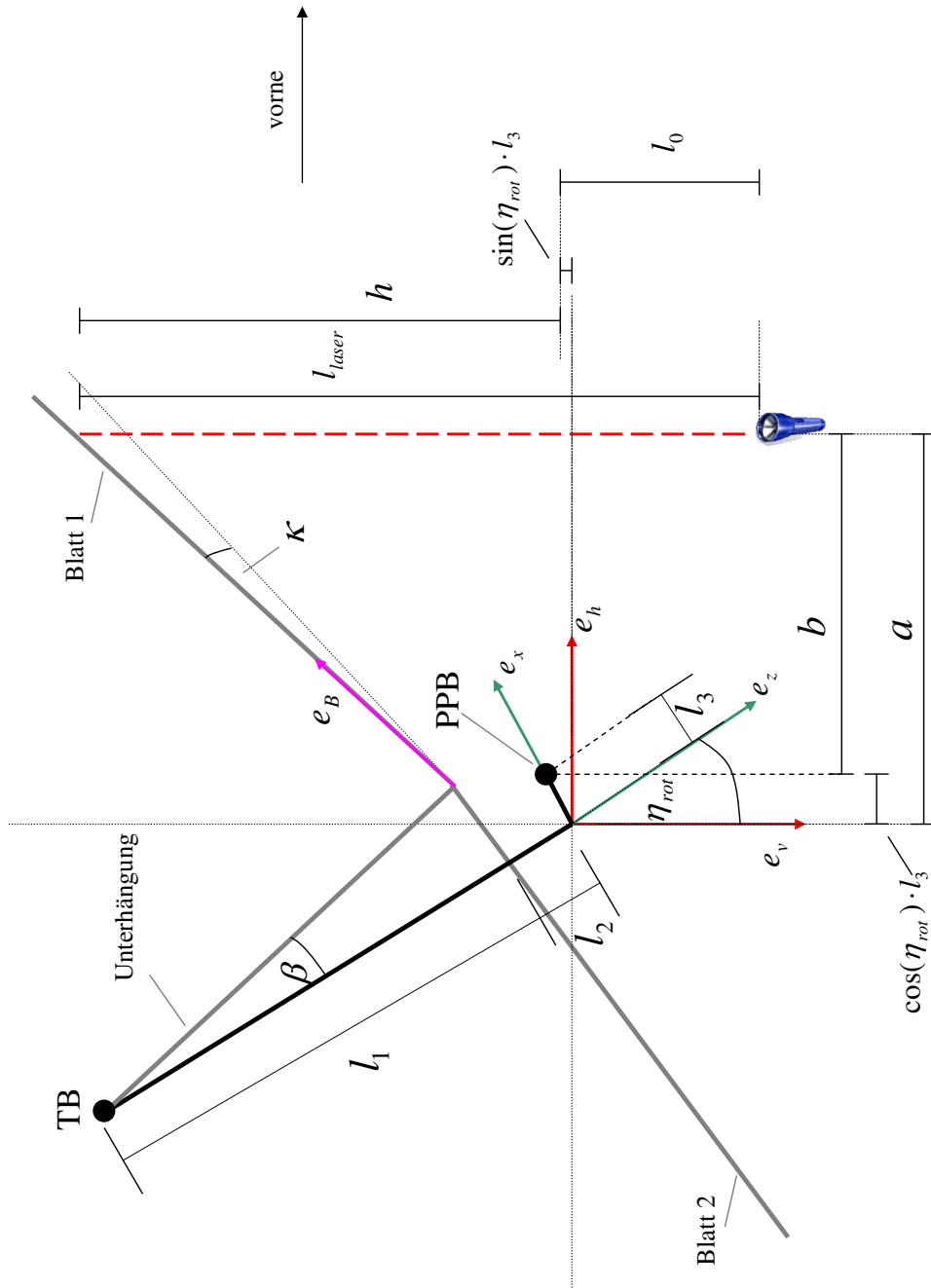


Abbildung 4.5: Skizze mit Maßen und Winkeln zur Schlagwinkelberechnung für den vorderen Schlagwinkel β_{fw}

Abbildung 4.6 zeigt, wie die Lasersensoren unterhalb des Rotors am Rotorkopf befestigt waren. Der rote Punkt verdeutlicht die azimutale Position des am Rotorkopf befestigten Lasers, der die Entfernung zum Rotorblatt maß, wenn es den Winkel $\psi = 90^\circ$ überstrich. Mit Hilfe dieser Laserdistanz und der Messung des Steuerwinkel ξ_{rot} kann der Schlagwinkel $\beta_{cr} = \beta(\psi = 90^\circ)$ bestimmt werden. Analog gilt dies für den Schlagwinkel $\beta_{fw} = \beta(\psi = 180^\circ)$. Die hierfür notwendige Laserdistanz vom Rotorkopf zum Rotorblatt wurde an der vorderen, blau markierten, Position gemessen. Außerdem wird für seine Berechnung der Steuerwinkel η_{rot} benötigt.

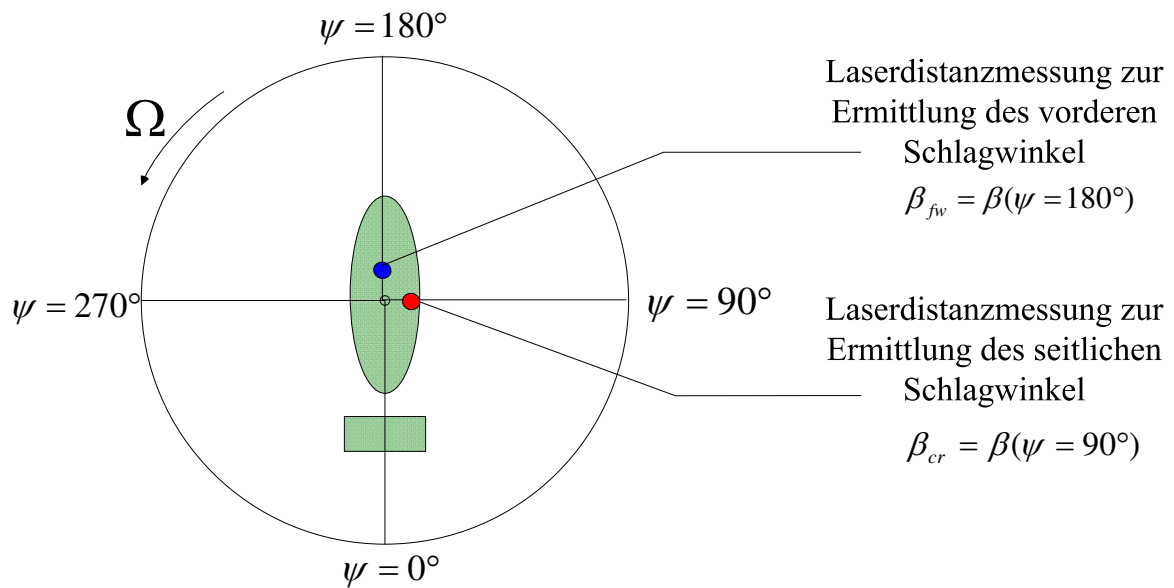


Abbildung 4.6: Schematische Darstellung der Lage der Lasersensoren zur Ermittlung der Schlagwinkel β_{fw} und β_{cr}

Da der Sensor am Mast und nicht am Rotorkopf angebracht war, muss die Relativbewegung zwischen Rotorkopf und Mast jeweils heraus gerechnet werden. Dies geschieht für den Schlagwinkel $\beta_{fw} = \beta(\psi = 180^\circ)$ nach den Formeln:

$$\begin{aligned} m_{fw} &= \sin^2(\eta_{rot}) \cdot l_1 + \cos^2(\eta_{rot}) \cdot l_1 \\ &= l_1 \end{aligned} \quad (1.1)$$

$$\begin{aligned} n_{fw} &= \sin(\eta_{rot}) \cdot h - l_1 \sin(\eta_{rot}) \cdot \cos(\eta_{rot}) + l_1 \cdot \sin^2(\eta_{rot}) \cdot \kappa \\ &\quad + l_2 \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin(\eta_{rot}) - a \cdot \cos(\eta_{rot}) + l_1 \cdot \sin(\eta_{rot}) \cdot \cos(\eta_{rot}) \\ &\quad + l_1 \cdot \cos^2(\eta_{rot}) \cdot \kappa - l_2 \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin(\eta_{rot}) \end{aligned} \quad (1.2)$$

$$\begin{aligned} o_{fw} &= h \cdot \cos(\eta_{rot}) - \kappa \cdot \sin(\eta_{rot}) + l_2 \cdot \cos^2(\eta_{rot}) - l_2 \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin(\eta_{rot}) \cdot \kappa \\ &\quad + a \cdot \sin(\eta_{rot}) + a \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \kappa + l_2 \sin^2(\eta_{rot}) + l_2 \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin(\eta_{rot}) \cdot \kappa \end{aligned} \quad (1.3)$$

$$\beta_{fw} = \frac{-n_{fw}}{2 \cdot m_{fw}} - \sqrt{\left(\frac{-n_{fw}}{2 \cdot m_{fw}}\right)^2 + \frac{o_{fw}}{m_{fw}}} \quad (1.4)$$

Die Strecke a für die horizontale Entfernung des Lasers zum gewählten Ursprung des KOS im Schnittpunkt der Verlängerung der Rotordrehachse mit der dazu orthogonalen Ebene auf Höhe des PPB bei $\eta_{rot} = 0$ berechnet sich dabei als Summe der Entfernung zwischen PPB und Laser vermindert um den Kosinusanteil des Winkels η_{rot} multipliziert mit der Länge l_3 . l_3 stellt den Abstand zwischen TB und PPB in x-Richtung dar. Dieser beträgt 20mm. Die Herleitungen für die hier vorgestellten Formeln 1.1 bis 1.4 sind im Anhang unter 9.1 ausführlich dargestellt.

Eine analoge Rechnung kann für den Schlagwinkel bei $\psi = 90^\circ$ durchgeführt werden, nur gelten in diesem Fall veränderte Berechnungen der Strecken a und b , da in y Richtung kein Versatz von TB zu RPB besteht, wie er in der x-Richtung für den PPB und TB existiert.

Die für die Rechnungen benötigten Winkel des Rotorkopfes in Relation zum Rotormast sind nicht-linear von den Steuereingaben abhängig, wurden aber schon während der Flugversuche online aus den Steuerwinkeln berechnet. Die Steuereingaben wurden direkt am Steuergestänge des Piloten abgenommen. Dazu dienten Potentiometer, die an den Steuerstangen, welche direkt mit dem Steuerknüppel verbunden waren, befestigt wurden.

4.1.3.1 Kalibrierung der Distanzmessung und der Schlagwinkelberechnung

Um das Messsystem zu kalibrieren, wurde der Rotor des MTOsport nacheinander in den Anschlägen des Schlaggelenks und bei Schlagwinkel Null fixiert. Mit dem in diesen Positionen fixierten Rotor wurden die Steuerwege des Rotorkopfes für Nicken und Rollen durchfahren. Dabei wurde eine Distanzmessung zum Rotorblatt durchgeführt. Der Schlagwinkel, der entsteht, wenn das Rotorblatt aufgrund einer positiven Schlagbewegung (nach oben) im Schlaggelenk anschlägt, ist mit β_{pos} bezeichnet. β_{neg} bezeichnet den Schlagwinkel am Schlaggelenksanschlag, der durch eine negative Schlagbewegung (nach unten) entsteht und $\beta_{neutral}$ steht für den Schlagwinkel $\beta = 0^\circ$. Mit den aufgezeichneten Daten für die Laserdistanz zum Rotorblatt l_{laser} und den gleichzeitig vorhandenen Rotorsteuerwinkeln kann der Schlagwinkel des Blattes an der Position des Lasers berechnet werden. Für einen Schlagwinkel in vorderster Position (bei $\psi = 180^\circ$) gilt dafür Formel 1.4. In die Berechnung fließt der Nickwinkel des Rotorkopfes η_{rot} und die gemessene Distanz zum Rotorblatt l_{laser} ein. Stimmt die Berechnung, so muss für $l_{laser}(\beta_{neutral})$ ein Schlagwinkel von 0° ausgegeben werden. Die maximalen Schlagwinkel β_{pos} und β_{neg} werden auch als Funktion der jeweiligen Laserdistanz l_{laser} und dem entsprechenden Steuerwinkel η_{rot} oder ξ_{rot} bestimmt. Die Ergebnisse der Kalibrierung sind in Abbildung 4.7 gezeigt.

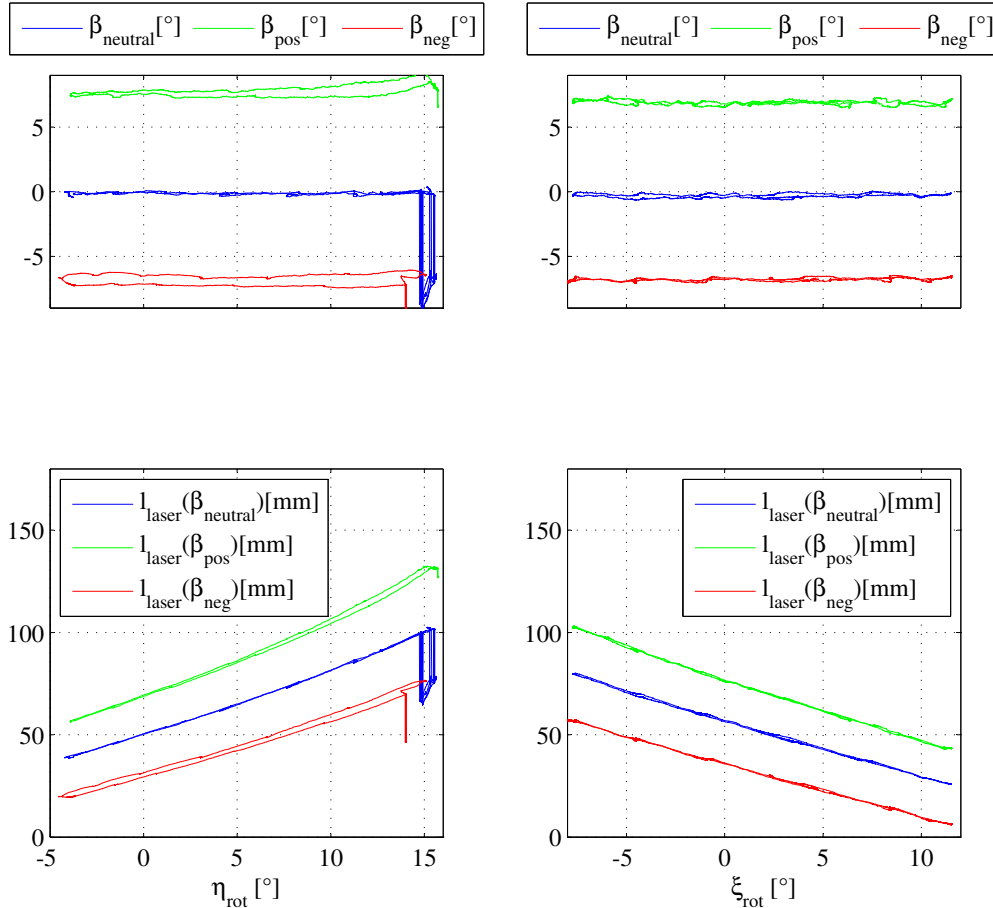


Abbildung 4.7: Ergebnisse der Kalibrierung für die Schlagwinkelbestimmung

4.1.4 Berechnung des Schlagwinkelverlaufs während des Rotorumlafs aus den Versuchsdaten

Für die Flugversuche kann der Schlagwinkel des Rotors vorn und rechts, also an $\psi = 180^\circ$ -Position und $\psi = 90^\circ$ -Position, unter Verwendung der vorhandenen Laserdistanzmessungen berechnet werden. Es wird in der Bearbeitung der Versuchsergebnisse davon ausgegangen, dass der Rotor sich wie eine homogene Scheibe verhält, also die Rotorblätter im Bezug auf den Rotorkopf, bedingt durch das Schlagverhalten, während ihres Umlaufs eine annähernd sinusförmige Bewegung durchführen. In diesem Fall beschreiben die Spurpunkte der Blattspitzen eine Ebene. Diese Ebene ist die Blattspitzenebene. Die Blattspitzenebene unterscheidet sich von der Rotorkopfebene durch den Konuswinkel und den Schlagwinkel. Im Folgenden wird angenommen, dass der Konuswinkel $\kappa = 0^\circ$ sei. Die Ebene, in der sich der Rotor bewegt, wird als Rotorebene bezeichnet. Die Rotorebene unterscheidet sich von der Rotorkopfebene lediglich durch den Schlagwinkel der Blätter. Mit Hilfe der durch Messung und Berechnung bekannten Schlagwinkel β_{fw} und β_{cr} lässt sich ein Gleichungssystem zur Berechnung des Schlagwinkelmaximums in Bezug auf $\psi(\beta_{max})$ und der maximale Schlagwinkel β_{max} an

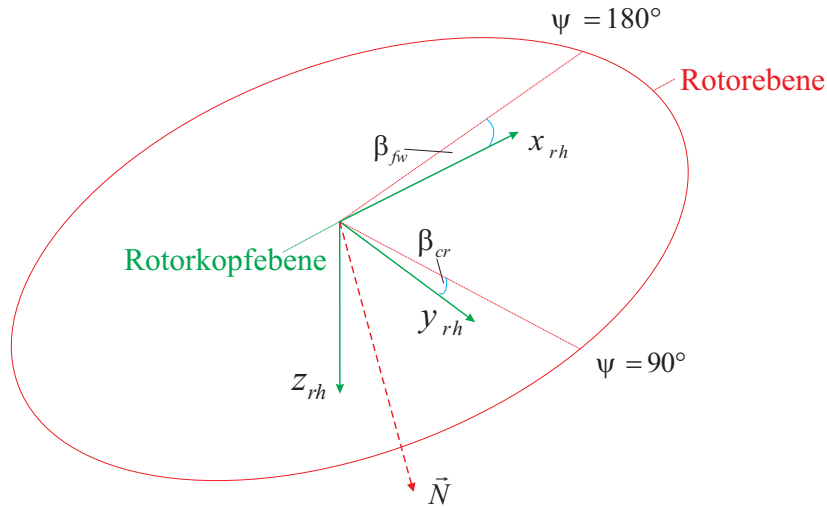


Abbildung 4.8: Definition der Rotorebene und ihres Normalenvektors durch die Winkel β_{fw} und β_{cr}

sich berechnen. Für den Verlauf der Schlagwinkel über dem Rotorazimut wird angenommen:

$$\beta = -\beta_{max} \cdot \cos(\psi - \phi) \quad (1.5)$$

In dieser Gleichung stellt die Variable ϕ die Verschiebung des maximalen Schlagwinkel von der Position $\psi = 180^\circ$ dar. Es können zwei weitere Gleichungen durch die bekannten Schlagwinkel β_{fw} und β_{cr} gebildet werden.

$$\beta_{cr} = -\beta_{max} \cdot \cos(90^\circ - \phi) \quad (1.6)$$

$$\beta_{fw} = -\beta_{max} \cdot \cos(180^\circ - \phi) \quad (1.7)$$

Stellt man 1.7 nach β_{max} um, erhält man:

$$-\beta_{max} = \frac{\beta_{fw}}{\cos(180^\circ - \phi)} \quad (1.8)$$

Setzt man 1.8 nun in 1.6 ein, ist die Phasenverschiebung ϕ die einzige Unbekannte, nach der aufgelöst werden kann.

$$\beta_{cr} = \frac{\beta_{fw}}{\cos(180^\circ - \phi)} \cdot \cos(90^\circ - \phi) \quad (1.9)$$

$$\frac{\beta_{cr}}{\beta_{fw}} = \frac{\cos(90^\circ) \cdot \cos(-\phi) + \sin(90^\circ) \cdot \sin(-\phi)}{\cos(180^\circ) \cdot \cos(-\phi) + \sin(180^\circ) \cdot \sin(-\phi)} \quad (1.10)$$

Zusammengefasst ergibt sich:

$$\frac{\beta_{cr}}{\beta_{fw}} = \frac{\sin(-\phi)}{\cos(-\phi)} \quad (1.11)$$

Für ϕ erhält man:

$$\phi = -\arctan\left(\frac{\beta_{cr}}{\beta_{fw}}\right) \quad (1.12)$$

Mit Kenntnis der Phasenverschiebung ϕ lässt sich β_{max} ermitteln.

$$\beta_{max} = -\frac{\beta_{fw}}{\cos(180^\circ - \phi)} \quad (1.13)$$

Abbildung 4.9 zeigt beispielhaft den Verlauf des Schlagwinkels über den Rotorazimut für einen schiebefreien Geradeausflug des Tragschraubers mit 100km/h. Mit Hilfe der im Vorfeld vorgestellten

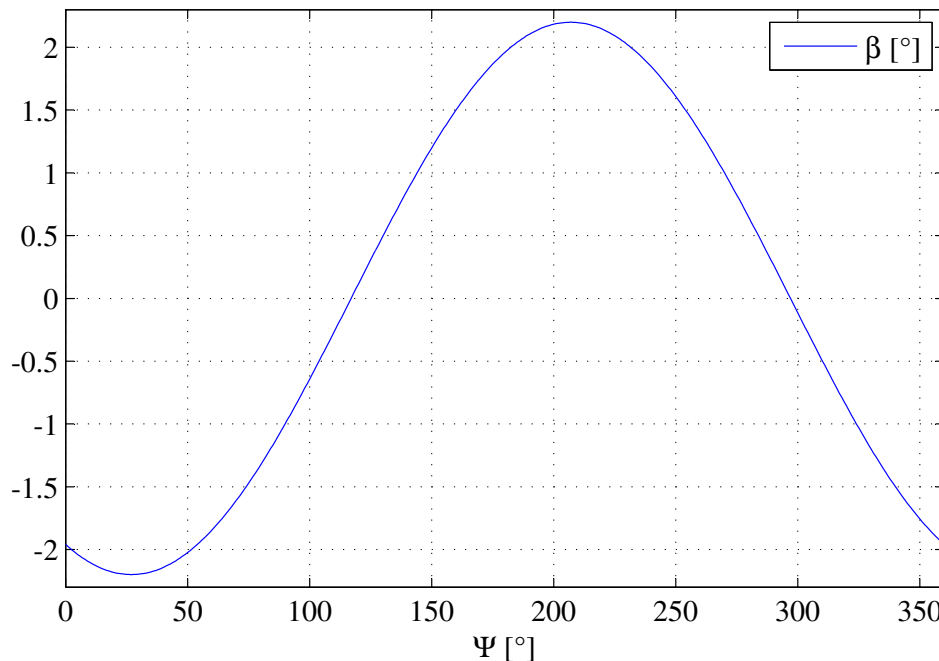


Abbildung 4.9: Schlagwinkelverlauf über Rotorazimut im schiebefreien Geradeausflug $V = 100km/h$

Formeln werden der maximale Schlagwinkel und die Lage des Maximums berechnet. Dazu lassen sich aus Grafik 4.9 die Werte für β_{fw} und β_{cr} ablesen.

- $\beta_{fw} = \beta(\psi = 180^\circ) = 2^\circ$
- $\beta_{cr} = \beta(\psi = 90^\circ) = -1^\circ$

Es ergibt sich laut den Formeln 1.12 und 1.13 ein maximaler Schlagwinkel von $\beta_{max} = 2.23^\circ$ bei einer Phasenverschiebung von $\phi = 26.6^\circ$. Die Lage des Schlagwinkelmaximums berechnet sich nach der Formel

$$\psi(\beta_{max}) = 180^\circ + \phi \quad (1.14)$$

Für die Lage des Schlagwinkelmaximums kann ein Rotorazimutwinkel von 206.6° berechnet werden. Ein Vergleich mit Abbildung 4.9 bestätigt diesen Wert.

4.2 Versuchsdurchführung

Die für diese Diplomarbeit genutzten Versuchsdaten wurden im Zeitraum vom 08.10.2012 bis zum 11.10.2012 durch Flugversuche gewonnen. Dafür wurde der Tragschrauber D-MTOS am 9.10.2012

nach Hildesheim überführt. In Laufe des Tages wurden drei Versuchsflüge mit mehreren Flugmanövern durchgeführt. Die Flüge sind für die Auswertung, wie auch im Anhang in der Flugversuchsmappe (9.3) benannt als Flüge 3-5. Die Zählweise resultiert aus der Mitbezeichnung der Vorversuche zum Test und zur Kalibrierung der Messanlage als Flug 1 und 2. Im Flug 3 wurden acht Seitengleitflüge durchgeführt. Dabei wurde darauf geachtet, dass verschiedene Geschwindigkeiten im Seitengleitflug geflogen wurden und explizit im normalen Seitengleitflug unbeabsichtigte Einflüsse provoziert wurden. Dies hat den Hintergrund, dass unbeabsichtigt durch den Piloten eingesteuerte Effekte mit zu den verschiedenen Unfallursachen zählen könnten. Um Dynamiken, die durch fälschliche Eingaben entstehen können, erkennen zu können, war eine leichte Anregung durch diese bewusst falsch gesetzten Steuereingaben nötig. Weiterhin wurden im stabilisierten Seitengleitflug Gaseingaben vorgenommen und Knüppelbewegungen durchgeführt. Dabei wurde die Intensität der Eingaben von Flug zu Flug gesteigert. Alle subjektiven Piloteneindrücke wurden notiert und sind als Kommentare in den erweiterten Flugversuchsprotokollen im Anhang 9.3 zu finden. Eine Kurzübersicht über die geflogenen Manöver in Tabelle 2.1 gegeben. Weitere Seitengleitflüge wurden am Forschungsflughafen Braunschweig am 11.10.2012 durchgeführt. An diesem Tag wurde die Flugversuchskampagne abgeschlossen. Der letzte durchgeführte Seitengleitflug erhält die Bezeichnung Flug 8 / Seitengleitflug 4.

Seitengleitflüge mit Nase links insgesamt	14
davon mit 100km/h	11
davon mit 120km/h	2
davon mit 70km/h	1
Seitengleitflüge mit Nase rechts insgesamt	12
davon mit 100km/h	10
davon mit 120km/h	1
davon mit 70km/h	1
Variation der Manöver	Motor im Leerlauf/ Motor aus leichtes Nachdrücken Rollsteuereingaben kombinierte Roll- und Nicksteuereingaben

Tabelle 2.1: Gesamtübersicht über die Anzahl und Variation durchgeführte Seitengleitflüge während der Flugversuchsphase

5 Analyse und Auswertung der Flugversuchsergebnisse

Durch ein umfangreiches Flugversuchsprogramm konnten 26 Seitengleitflüge durchgeführt werden, die für diese Auswertung genutzt werden. Messergebnisse für instrumentierte Seitengleitflüge waren bisher noch nicht vorhanden und einige der auftretenden Effekte nicht erklärt oder unbekannt. Die Auswertung bringt Ergebnisse hervor, die in dieser Form durch die reine Flugerfahrung einzelner Piloten nicht prognostiziert werden konnten. Bei der Auswertung der Versuchsergebnisse fällt auf, dass das Verhalten des Tragschraubers im Seitengleitflug nach links nicht gleich dem Verhalten im Seitengleitflug nach rechts ist. Die Steuereingaben und Ausschläge der Steuerorgane sowie das Verhalten des Schlagwinkels sind nicht symmetrisch oder lassen sich mit Kenntnis der Daten für einen Seitengleitflug mit Nase links auf einen Seitengleitflug mit Nase rechts übertragen. Die im Folgenden angegebenen Werte beziehen sich auf die Mittelwerte aller geflogenen Versuche. Die Betrachtungen sind aber auch auf die Einzelfälle übertragbar. Bei Seitengleitflügen zu beiden Seiten findet ein Drehzahlverlust statt, der unter 5.1 näher beleuchtet werden soll. Das Verhalten des Schlagwinkels, welches ein wichtiger Baustein zum Verständnis der Vorgänge im Seitengleitflug ist, wird unter 5.2 betrachtet. Dabei muss unterschieden werden, ob der Seitengleitflug mit Nase rechts oder mit Nase links durchgeführt wird. Ebenso wie alle bisher aufgeführten Reaktionen des Tragschraubers im Seitengleitflug unsymmetrisch sind, ist es auch die unter 5.3.1 vorgestellte Reaktion auf schnelle Schubkommandos. Abschließend wird eine Betrachtung des Pedalausschlags in beiden Seitengleitflügen durchgeführt. Es fällt auf, dass der Pedalausschlag des linken Pedals wesentlich höher ist, als der des rechten, obwohl mit annähernd gleichen Schiebewinkeln geflogen wird. Die Erklärung hierfür wird in Abschnitt 5.3.2 gegeben. Des Weiteren wird im Abschnitt 5.3.3 die Stellung des Rotorkopfes betrachtet. Mit Kenntnis der Vorgänge am Rotor und am Höhenleitwerk können im Abschnitt 5.4 Aussagen über die flugdynamische Stabilität des Tragschraubers im Seitengleitflug getroffen werden.

5.1 Drehzahlverlust des Rotors

Bei der Betrachtung der aufgezeichneten Werte für die Drehzahl des Rotors fällt auf, dass die Drehzahl um etwa 30 Umdrehungen pro Minute abfällt. Der Grund für einen derart großen Abfall der Drehzahl, der auch mit einer Verringerung des durch den Rotor erzeugten Schubes einhergeht, ist der erhöhte Widerstand des im Seitengleitflug quer angeströmten Rumpfes. Der Widerstand hat durch die starke Schräglage des Rumpfes und den hohen Bahnneigewinkel eine beträchtliche Komponente in z_g -Richtung, demzufolge ist der durch Rotor zu produzierende Auftrieb gemindert. Gezeigt wird das in der folgenden Beispielrechnung.

In Abbildung 5.1 ist eine Skizze der am Tragschraubers wirkenden Kräfte im Seitengleitflug gegeben. Für die Darstellung wird das experimentelle Koordinatensystem genutzt. Die x_e -Achse entspricht einer Projektion der Flugwindachse in die flugzeugfeste x, z -Ebene. Die durch den Rotor erzeugte Rotorkraft steht senkrecht zur Blattspitzenebene. Die Winkeldifferenz dieser Ebene zum Rumpf ergibt sich aus der Stellung des Rotorkopfes, die durch den Piloten eingesteuert wird, und der Wirkung des

schlagenden Blattes. Dabei bezeichnet β_S den Schlagwinkel des Blattes gegenüber der Rotorkopf-ebene, der sich in Flugrichtung ausbildet.

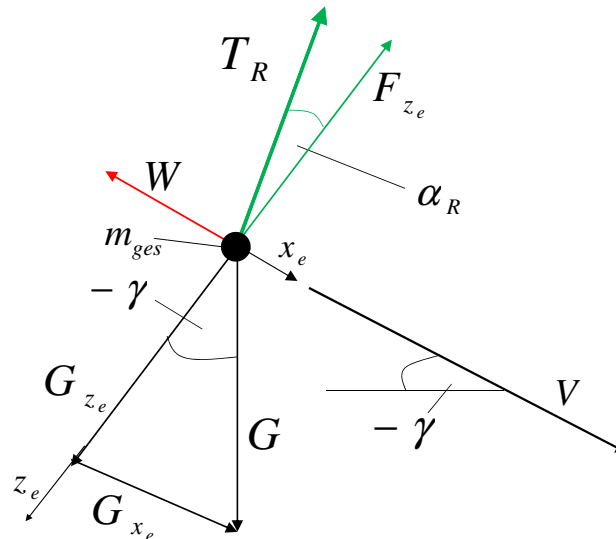


Abbildung 5.1: Skizze der am Tragschrauber wirkenden Kräfte im Seitengleitflug im experimentellen Koordinatensystem

In der Berechnung des Rotoranstellwinkels α_R , der sich zwischen der Anströmung und dem Rotor befindet, bezeichnet β_S den Schlagwinkel des Blattes gegenüber der Rotorkopf-ebene, der sich in Flugrichtung ausbildet. ψ_S kennzeichnet in Gleichung 1.1 den Rotorazimutwinkel, der sich in Flugrichtung befindet.

$$\alpha_R = -\gamma - [\xi_{rot} \cdot \sin(\psi_S) - \eta_{rot} \cdot (-\cos(\psi_S))] - [\Phi \cdot \sin(\psi_S) - \Theta \cdot (-\cos(\psi_S))] + \beta_S \quad (1.1)$$

Im ersten durchgeführten Seitengleitflug mit der Bezeichnung Flug 3 / Seitengleitflug 1 wurden folgende Werte aufgezeichnet:

- Schiebewinkel: $\beta_A=60^\circ$
- Bahnwinkel: $\gamma = -25^\circ$
- Hängewinkel: $\Phi = 22^\circ$
- Nickwinkel: $\Theta = -2^\circ$
- Nicksteuerwinkel des Rotorkopf: $\eta_{rot} = -1.2^\circ$
- Rollsteuerwinkel des Rotorkopf: $\xi_{rot} = 2^\circ$
- Fluggeschwindigkeit: $V = 26m/s$
- Schlagwinkel in Flugrichtung: $\beta_S = 3.4^\circ$

Damit kann ein Rotoranstellwinkel α_R von 6° errechnet werden.

Für die Kräfte in z_s -Richtung in Abbildung 5.1 muss gelten:

$$0 = G \cdot \cos(-\gamma) - T_R \cdot \cos(\alpha_R) \quad . \quad (1.2)$$

Für diesen Fall ergibt sich nach dem Umstellen der Gleichung:

$$T_R = G \cdot \frac{\cos(-\gamma)}{\cos(\alpha_R)} = 3875N \cdot \frac{\cos(25^\circ)}{\cos(6^\circ)} = 3531N \quad . \quad (1.3)$$

Damit ist gezeigt, dass der vom Rotor produzierte Schub T_R auf 3531N gesunken ist. Zum Vergleich wird die Berechnung des Rotorschubs im Vorwärtsflug mit 26m/s durchgeführt. Der Anstellwinkel des Rotor beträgt hier 7° . Der Nicklagewinkel ist nahezu Null und ein Rollwinkel nicht vorhanden.

$$T_R = \frac{G}{\cos(\alpha_R)} = \frac{3875N}{\cos(7^\circ)} = 3904N \quad (1.4)$$

Der nötige Rotorschub ist also im Vergleich zum Geradeausflug im Fall des Flug 3 / Seitengleitflug 1 um 373N gesunken, was einen Abfall der Rotordrehzahl erklärt.

5.2 Das Schlagwinkelverhalten

Ein wesentlicher Baustein zum Verständnis der Flugdynamik eines Tragschraubers ist das Wissen über die komplexe Bewegung des Rotors und seine Ausrichtung im Raum. Erst wenn die Lage der Rotorebene im Raum und damit die Ausrichtung des Rotorauftriebsvektors bekannt ist, können die wirkenden Kräfte berechnet werden und Rückschlüsse auf weitere Einflüsse auf das Kräfte- und Momentengleichgewicht getroffen werden, die die Flugdynamik beeinflussen. Gerade die Messung des Schlagwinkels verspricht eine wichtige Verbesserung der bestehenden Wissensbasis.

5.2.1 Seitengleitflug mit Nase rechts

Die Abbildung 5.2 zeigt die Änderung der Schlagwinkel β_{fw} und β_{cr} vom Geradeausflug in den Seitengleitflug für einen Seitengleitflug mit Nase rechts. Ebenso werden der Verlauf der Steuerkräfte F_η und F_ξ und die Winkel des Rotorkopfes η_{rot} und ξ_{rot} wiedergegeben. Die Tabelle 2.1 gibt die Ergebnisse der für alle Seitengleitflüge mit Nase links wieder.

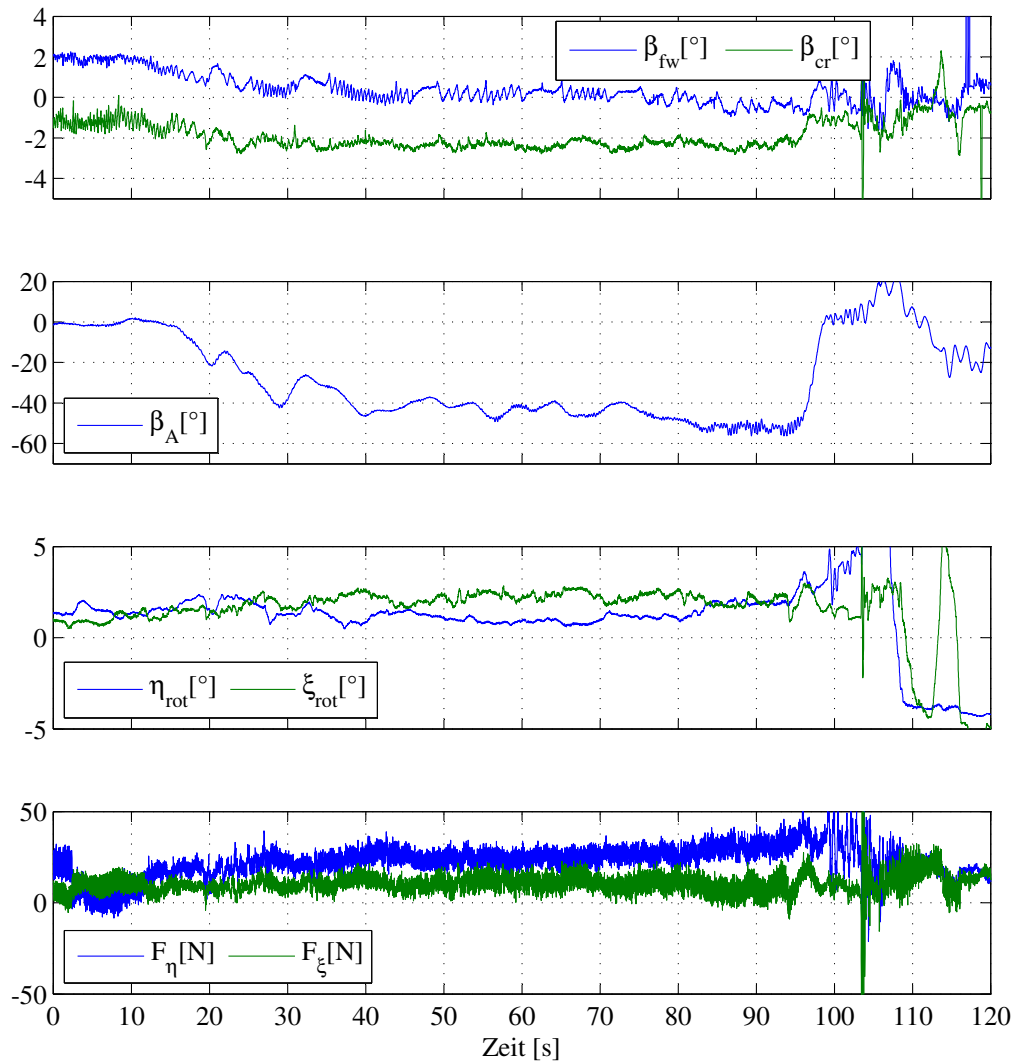


Abbildung 5.2: Schlagwinkeländerung im Seitengleitflug mit Nase rechts, Flugversuchsdaten Flug 8 / Seitengleitflug 4, $t_0 = 55785s$

Größe	Beobachtbarer Effekt
β_{fw}	Abnehmend bei Einleitung des Seitengleitflugs / Zunehmend bei Ausleitung
β_{cr}	Abnehmend bei Einleitung des Seitengleitflugs / Zunehmend bei Ausleitung
η_{rot}	leicht negativ (nach vorn geneigter Rotorkopf)
ξ_{rot}	positiv (nach rechts geneigter Rotorkopf)
F_ξ	leicht positiv (rechts gedrückt)
F_η	positiv (gezogen)

Tabelle 2.1: Änderung markanter Größen im Seitengleitflug mit Nase rechts

Die im Flugversuch erlangten Ergebnisse sind im Folgenden grafisch dargestellt. Die allgemein zusammengefassten Beobachtungen der Flugversuche zu Seitengleitflügen mit Nase rechts werden in den Abbildungen 5.3 und 5.4 veranschaulicht.

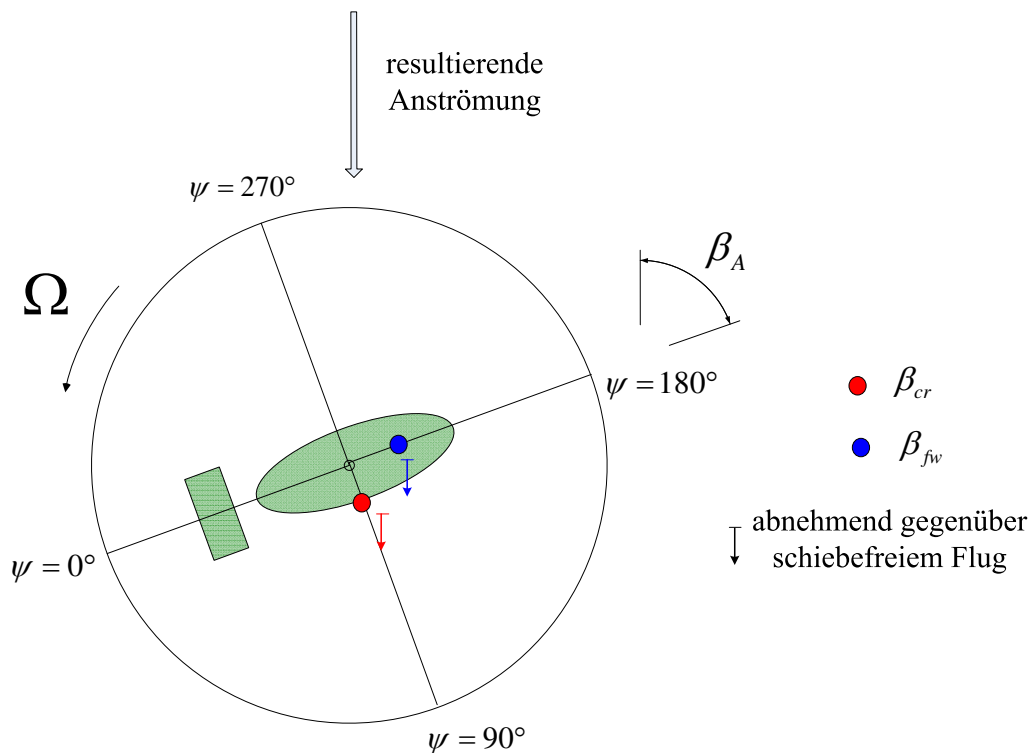


Abbildung 5.3: Schlagwinkeländerung im Seitengleitflug mit Nase rechts

Die Abbildung 5.3 zeigt den Tragschrauber in einer Ansicht von oben. Die farbigen Punkte nahe des Rotorzentrums symbolisieren die Positionen der Schlagwinkelmessung. Die Pfeile neben den Stationen geben die Tendenz der Schlagwinkelentwicklung im Vergleich zum Vorwärtsflug an. Es fällt auf, dass der Schlagwinkel β_{fw} im Seitengleitflug mit Nase rechts in Position $\psi = 180^\circ$ im Vergleich zum Geradeausflug abnimmt. Gleiches gilt für den Schlagwinkel $\beta_{cr} = \beta(\psi = 90^\circ)$.

Abbildung 5.4 bezieht sich auf die Lage des Schlagwinkelmaximums $\psi(\beta_{max})$. Im Seitengleitflug mit Nase rechts konnte beobachtet werden, dass dieses Maximum durchschnittlich um 39° im positiven Rotordreh Sinn (nach links) vom erwarteten Maximum verschoben auftritt. Hier wird das im Flugversuch ermittelte Schlagwinkelmaximum mit $\psi(\beta_{max})_r$ bezeichnet. $\psi(\beta_{max})_t$ gibt an, wo sich das theoretische Schlagwinkelmaximum befindet. Es wird davon ausgegangen, dass sich das theoretische Schlagwinkelmaximum direkt in Flugrichtung ausbildet. Die Differenz dieser Werte ist mit $\Delta\psi(\beta_{max})$ bezeichnet

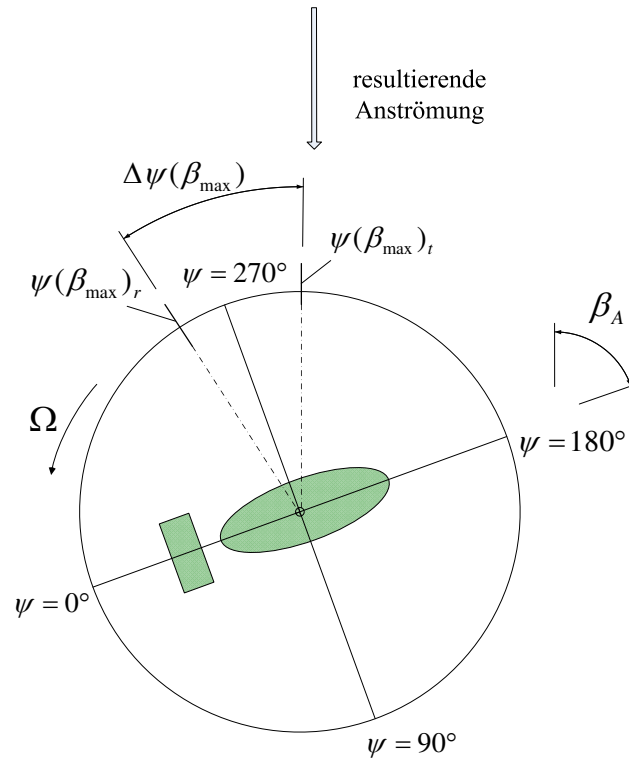


Abbildung 5.4: Änderung des Schlagwinkelmaximums im Seitengleitflug mit Nase rechts

5.2.2 Seitengleitflug mit Nase links

Abbildung 5.5 zeigt die Änderung der Schlagwinkel β_{cr} und β_{fw} vom Geradausflug in den Seitengleitflug für einen Seitengleitflug mit Nase links und den dazugehörigen Verlauf der Steuerkräfte und der Winkel des Rotorkopfes. Tabelle 2.2 gibt die Trends der Flugversuchsergebnisse aus allen Flugversuchen mit Nase links wieder.

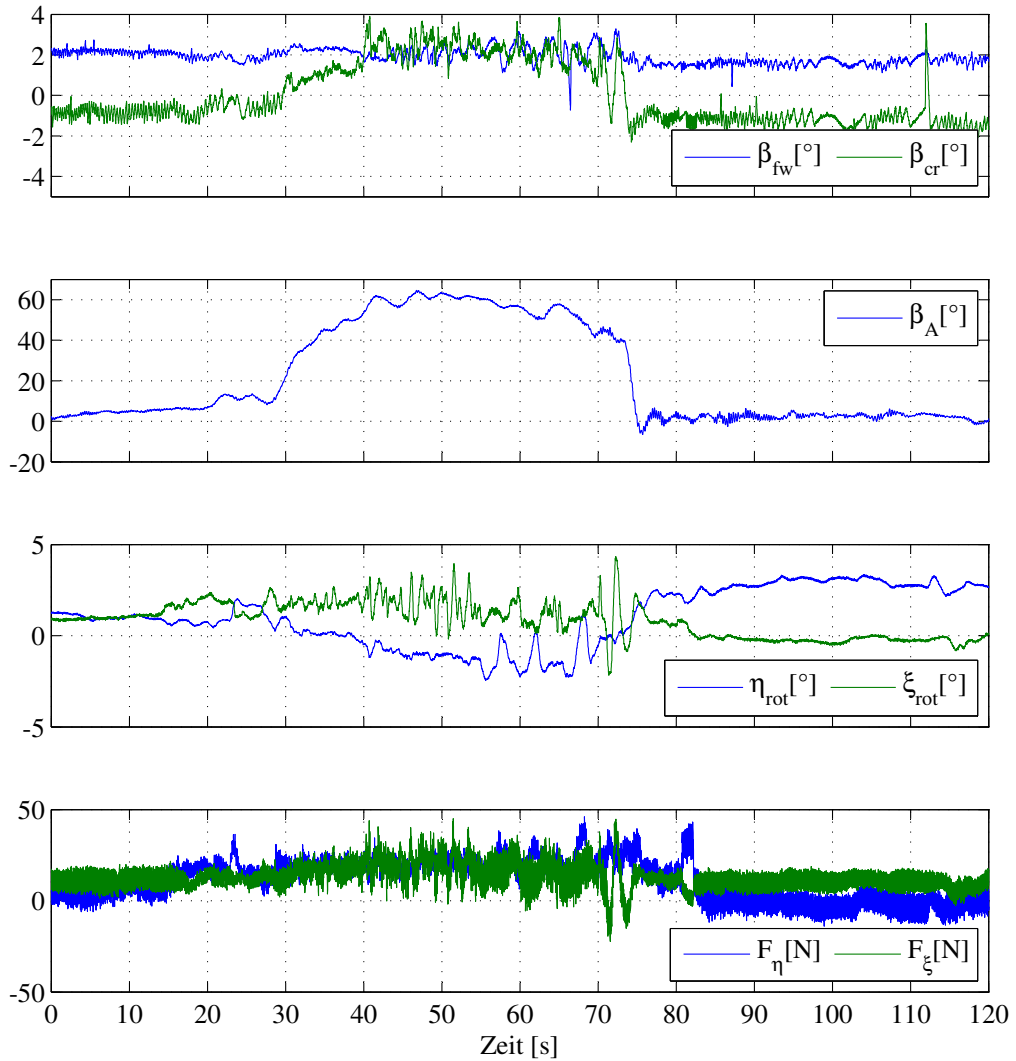


Abbildung 5.5: Schlagwinkel und Steuergrößen im Seitengleitflug mit Nase links, Flugversuchsdaten Flug 8 / Seitengleitflug 2, $t_0 = 54770s$

Größe	Beobachtbarer Effekt
β_{fw}	Zunehmend bei Einleitung des Seitengleitflugs / Abnehmend bei Ausleitung
β_{cr}	Zunehmend bei Einleitung des Seitengleitflugs / Abnehmend bei Ausleitung
η_{rot}	leicht negativ (nach vorn geneigter Rotorkopf)
ξ_{rot}	positiv (nach rechts geneigter Rotorkopf)
F_{ξ}	positiv (rechts gedrückt)
F_{η}	positiv (gezogen)

Tabelle 2.2: Änderung markanter Größen im Seitengleitflug mit Nase links

Im Seitengleitflug mit Nase links ergibt sich ein anderes Verhalten als im Seitengleitflug mit Nase rechts. $\beta_{cr} = \beta(\psi = 90^\circ)$ steigt an. In Abbildung 5.2 und 5.5 ist ersichtlich, dass der Schlagwinkel $\beta_{cr} = \beta(\psi = 90^\circ)$ bei einem Seitengleitflug mit Nase links betragsmäßig in etwa doppelt so stark zunimmt, wie er bei einem Seitengleitflug mit Nase rechts abnimmt. Auch der Schlagwinkel in β_{fw} verhält sich anders. Bei einem Seitengleitflug mit Nase links nimmt er ebenso zu.

Ausgehend von der Annahme, dass das Schlagwinkelmaximum direkt in Flugrichtung liegt und der Rotor in seinem Schlagverhalten bei beiden Seitengleitflügen gleich beeinflusst wird, ist dieses Verhalten nicht zu erklären, da der Schlagwinkel in dieser Position analog zum Seitengleitflug mit Nase rechts auch bei der Einleitung des Flugmanövers hätte abnehmen müssen.

Auch beim Seitengleitflug mit Nase links findet eine Verschiebung des Schlagwinkelmaximums statt, allerdings ist diese Verschiebung wesentlich geringer als die im Seitengleitflug mit Nase rechts. Im Vergleich der Abbildung 5.4 und 5.7 fällt auf, wie groß der Unterschied dieser Differenz im Vergleich der Seitengleitflüge zu beiden Seiten ist. Eine Erklärung für das Gesamtverhalten des Schlagwinkels baut auf der Annahme rumpfinduzierten Zusatzanströmungen auf. Dass diese Annahme theoretisch gestützt werden kann, wird im Abschnitt 6.1.1.1 gezeigt.

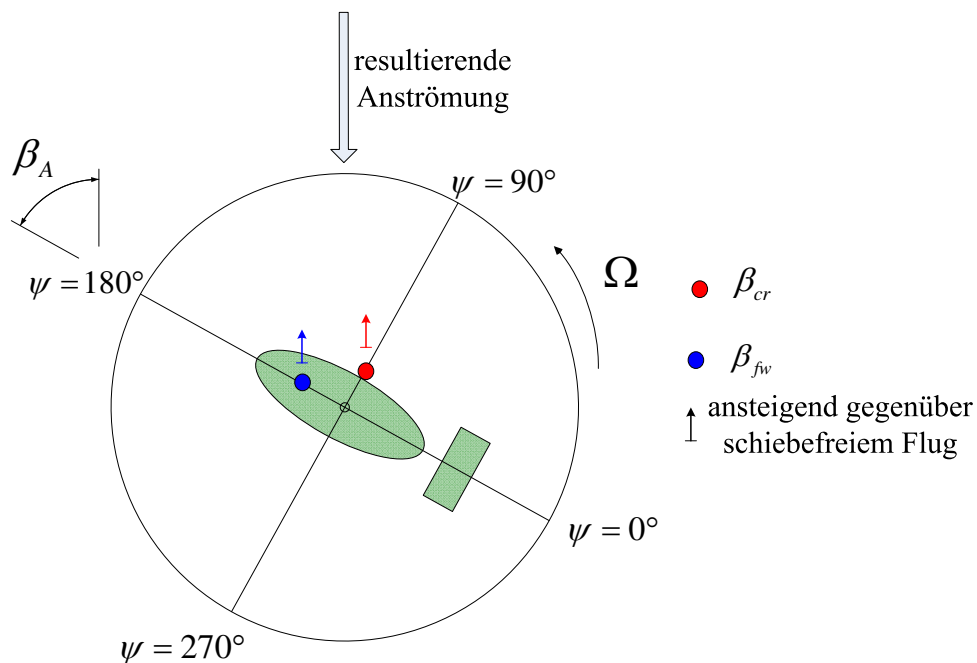


Abbildung 5.6: Schlagwinkeländerung im Seitengleitflug mit Nase links

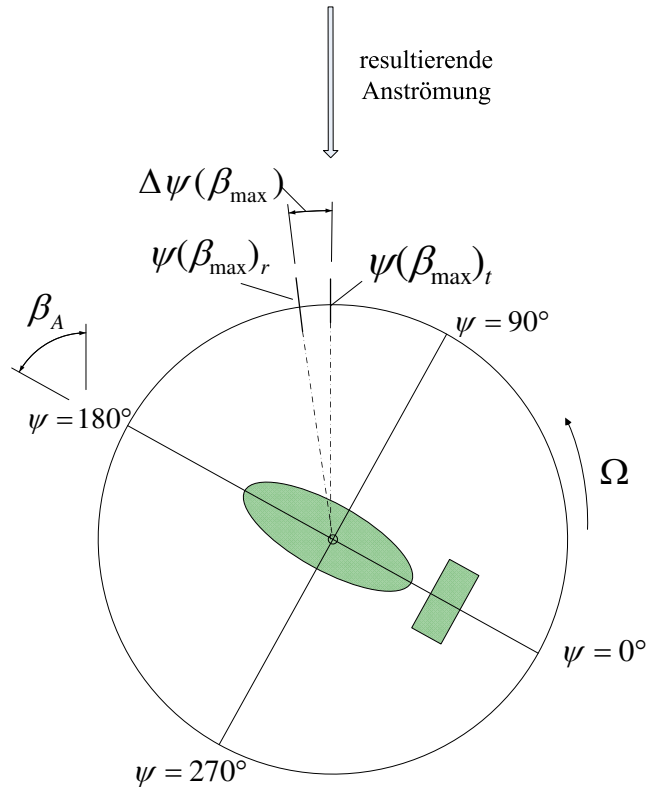


Abbildung 5.7: Änderung des Schlagwinkelmaximums im Seitengleitflug mit Nase links

5.2.3 Schlussfolgerungen

Die erste wichtige Erkenntnis aus den Versuchen ist, dass der Schlagwinkel in $\psi = 180^\circ$ - wie auch in $\psi = 90^\circ$ -Position bei einem Seitengleitflug mit Nase links aus dem Vorwärtsflug zunimmt und bei einem Seitengleitflug mit Nase rechts gegenüber dem Vorwärtsflug abnimmt. Ursache hierfür ist, dass durch den Rumpf ein Windfeld induziert wird. Dabei wird auf der der Strömung zugewandten Seite ein Aufwind induziert und auf der abgewandten Seite ein Abwind gleicher Stärke bzw. infolge von Abrisserscheinungen ein Totwasser mit erheblichen Verwirbelungserscheinungen. Aufwind und Abwind treffen auf den Rotor.

Durch die induzierten Windfelder kommt es zu einer vertikalen Zusatzanströmung des vorlaufenden Blattes bei einem Seitengleitflug mit Nase links und zu einer Verringerung der vertikalen Anströmung des vorlaufenden Blattes bei einem Seitengleitflug mit Nase rechts. Ausgehend von Seitengleitflügen mit Schiebewinkeln von $\pm 60^\circ$, die bei Tragschraubern im starken Seitengleitflug erreicht werden, wirken die Zusatzanströmungen für das vorlaufende und rücklaufende Blatt stark unterschiedlich. Bei einem Seitengleitflug mit Nase links befindet sich das vorlaufende Blatt und hochschlagende Blatt (hier von $\psi = 300^\circ$ bis $\psi = 120^\circ$) über einem Kreissegment von 60° in der Abwindzone und über 120° in der Aufwindzone. Dagegen ist das gegenüberliegende abwärts schlagende Blatt über einem Kreissegment von 120° mit einem Abwind beaufschlagt und über 60° mit einem Aufwind. Abbildung 5.8 skizziert diesen Zusammenhang.

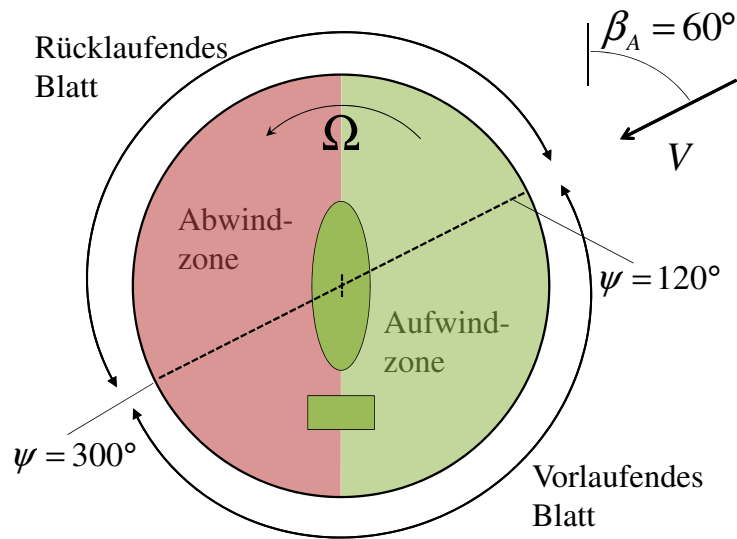


Abbildung 5.8: Darstellung der Einflussbereiche der Auf- und Abwindzone auf das vorlaufende und rücklaufende Blatt im Seitengleitflug mit Nase links

Dadurch, dass beim Seitengleitflug mit Nase links der Einfluss des Aufwindfeldes hauptsächlich in dem Bereich liegt, in dem das Blatt eines isolierten Rotors ohne Rumpf ohnehin hochschlagen würde, wird diese Aufwärtsschlagbewegung verstärkt. Die Messungen des Schlagwinkels bestätigen dies. Während bei einer Fluggeschwindigkeit von 100km/h im horizontalen Geradeausflug mit einem Schlagwinkel von ca. 2.2° zu rechnen ist, erhöht sich der maximale Schlagwinkel im Seitengleitflug auf Werte von ca. 2.9° im Mittel über alle Versuchsflüge.

Bei einem Seitengleitflug mit Nase rechts lässt sich ein völlig anderes Bild zeichnen. Das vorlaufende und hochschlagende Blatt (hier von $\psi = 60^\circ$ bis $\psi = 240^\circ$) bewegt sich über ein Kreissegment von 60° durch die Aufwindzone ($\psi = 180^\circ$ bis $\psi = 360^\circ$) und über 120° durch die Abwindzone ($\psi = 0^\circ$ bis $\psi = 180^\circ$), während das rücklaufende und abwärts schlagende Blatt über 120° mit einem Aufwind konfrontiert wird und über 60° mit einem Abwind. Mit dieser Betrachtung lässt sich das unterschiedliche Schlagwinkelverhalten erklären. Beim Seitengleitflug mit Nase rechts herrscht im Bereich des vorlaufenden Blattes überwiegend ein durch den Rumpf induzierter Abwind vor, wie es auch in Abbildung 5.9 gezeigt wird.

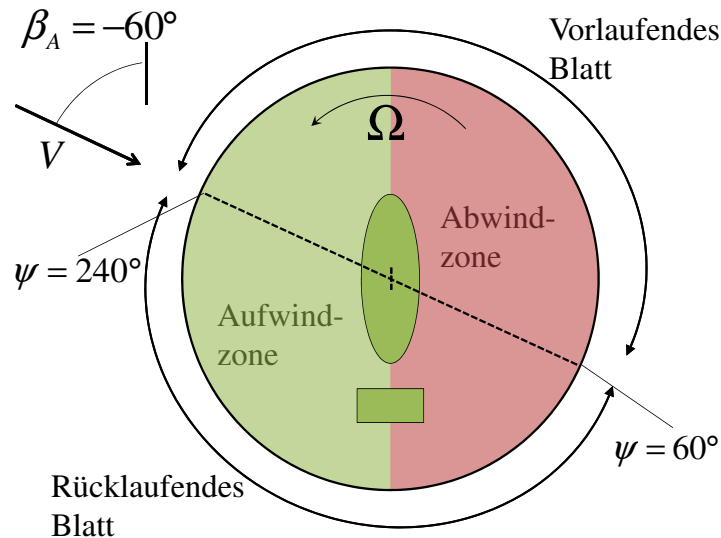


Abbildung 5.9: Darstellung der Einflussbereiche der Auf- und Abwindzone auf das vorlaufende und rücklaufende Blatt im Seitengleitflug mit Nase rechts

Durch den rumpfinduzierten Abwind wird in dieser Situation das vorlaufende Blatt zusätzlich von oben angeströmt und in der Folge der Anstellwinkel sowie die aerodynamischen Kräfte am Blatt verringert. Das Blatt eines isolierten Rotors ohne Rumpf würde hier hochschlagen, da sich am vorlaufenden Blatt dank der Überlagerung von Rotationsgeschwindigkeit und Translationsgeschwindigkeit ein höherer Auftrieb ergibt als am rücklaufenden Blatt. Erst durch die Schlagbewegung wird diese Auftriebsdiskrepanz beim isolierten Rotor wieder ausgeglichen. Dadurch, dass das vorlaufende Blatt im Seitengleitflug mit Nase rechts überwiegend von einem Abwind beeinflusst wird und das rücklaufende Blatt einem Aufwind begegnet, ist eine derart starke Schlagbewegung zum Ausgleich des Auftriebsunterschiedes nicht mehr nötig. Somit sind die Schlagbeschleunigung $\ddot{\beta}$ und Schlagwinkelgeschwindigkeit $\dot{\beta}$ geringer als im zum Vergleich herangezogenen Geradeausflug. Dadurch findet im Seitengleitflug mit Nase rechts keine Erhöhung des Schlagwinkelmaximums statt.

Ein weiterer Hinweis auf die Existenz der rumpfinduzierten Auf- und Abwindfelder kann in der Verschiebung des Schlagwinkelmaximums gefunden werden. Dabei wird davon ausgegangen, dass das Schlagwinkelmaximum direkt in Flugrichtung erwartet wird. Bei einem Schiebewinkel von $+50^\circ$ entspricht das einem Wert von $\psi(\beta_{max})_t = 130^\circ$. Bei einem Schiebewinkel von -50° ergibt sich ein Wert von $\psi(\beta_{max})_t = 230^\circ$. Ein wichtiger Einfluss auf die Lage des Schlagwinkelmaximums entsteht zusätzlich zur reinen Richtung der Anströmung auch durch die Wirkung des Konuswinkels. Im Geradeausflug mit $V = 100\text{km/h}$ ist das Schlagwinkelmaximum bei ca. $\psi = 180^\circ$ zu erwarten, allerdings ist es durch den Einfluss des Konuswinkels κ auf $\psi = 206^\circ$, also um $\Delta\psi(\kappa)=+26^\circ$, verschoben.

Es ist davon auszugehen, dass diese positive Verschiebung des Schlagwinkelmaximums durch den Einfluss des Konuswinkels auch bei Seitengleitflügen zu beiden Seiten besteht. In der Tabelle 2.3 bezeichnet $\psi(\beta_{max})_t$ den Wert des zu erwartenden Schlagwinkelmaximums direkt in Strömungsrichtung und $\Delta\psi(\kappa)$ die als konstant angenommenen Verschiebung des Schlagwinkelmaximums durch den Konuswinkel κ . In der vierten Spalte wird der in den Flugversuchen real ermittelte Wert für die azimutale Position des maximalen Schlagwinkels $\psi(\beta_{max})_r$ angegeben. In den Flugversuchen lag die durchschnittliche Verschiebung für diesen Wert bei $+13^\circ$ von $\psi(\beta_{max})_t$ für Seitengleitflüge mit Nase links und bei $+39^\circ$ für Seitengleitflüge mit Nase rechts. In der fünften Spalte wird die Differenz

$\psi(\beta_{max})_t$	$\Delta\psi(\kappa)$	$\psi(\beta_{max})_t + \Delta\psi(\kappa)$	$\psi(\beta_{max})_r$	$\psi(\beta_{max})_r - [\psi(\beta_{max})_t + \Delta\psi(\kappa)]$
180°	+26°	206°	206°	0°
130°	+26°	156°	143°	-13°
230°	+26°	256°	269°	+13°

Tabelle 2.3: Werte zur Bestimmung der Phasenverschiebung des realen Schlagwinkelmaximums gegenüber von Erwartungswerten unter Einbeziehung des Konuswinkelinflusses und des Einflusses der Anströmungsrichtung für $\beta_A = 0^\circ$, $\beta_A = 50^\circ$ und $\beta_A = -50^\circ$

zwischen dem Winkel des gemessenen Schlagwinkelmaximums $\psi(\beta_{max})_r$ und der Abschätzung für einen Flug ohne Rumpfeinfluss durch $[\psi(\beta_{max})_t + \Delta\psi(\kappa)]$ gebildet.

Das Ergebnis ist eine vom Betrag her gleiche aber unterschiedlich orientierte Verschiebung des Schlagwinkelmaximums von dem Wert, der unter Einbeziehung der Anströmungsrichtung und einer gleichbleibenden Verschiebung durch den Konuswinkel ausgeht. Mit Berücksichtigung der rumpfinduzierten Zusatzanströmungen wird klar, wie es zu dieser Verschiebung des realen Schlagwinkelmaximums zu dem theoretischen Schlagwinkelmaximum unter Einbeziehung der Anströmung und des Konuswinkels $[\psi(\beta_{max})_t + \Delta\psi(\kappa)]$ kommt.

Beim Seitengleitflug mit Nase rechts wird das vorlaufende Blatt anfangs noch durch einen rumpfinduzierten Abwind beeinflusst, bevor es die Aufwindzone überstreicht. Dadurch wird der maximale Auftrieb am Blatt erst bei einem höheren Rotorazimutwinkel erzeugt als ohne den Einfluss des Rumpfes. Der Schlagwinkel entsteht als Reaktion des Blattes auf den am Rotorblatt erzeugten Auftrieb. Durch eine Verschiebung der Bereiche in denen der Auftrieb am Blatt bedingt durch die Anströmung erhöht wird, stellt sich auch der maximale Schlagwinkel um einen gewissen Winkelbetrag verschoben ein. Dadurch bedingt tritt eine Verschiebung des Schlagwinkelmaximums von +13° beim Seitengleitflug mit Nase rechts auf. Beim Seitengleitflug mit Nase links gilt der umgekehrte Fall. Dadurch, dass das rumpfinduzierte Aufwindfeld bereits im Bereich des rücklaufenden Blattes beginnt, wird der Auftrieb am Blatt durch die zusätzliche Anströmung früher erhöht und eine Phasenverschiebung des Schlagwinkelmaximums $\psi(\beta_{max})_r$ von -13° gegenüber dem von Anströmungsrichtung und Konuswinkel beeinflussten Erwartungswert $[\psi(\beta_{max})_t + \Delta\psi(\kappa)]$ erreicht.

5.3 Reaktionen auf Steuereingaben im Seitengleitflug

5.3.1 Reaktion auf schnelle Schubkommandos

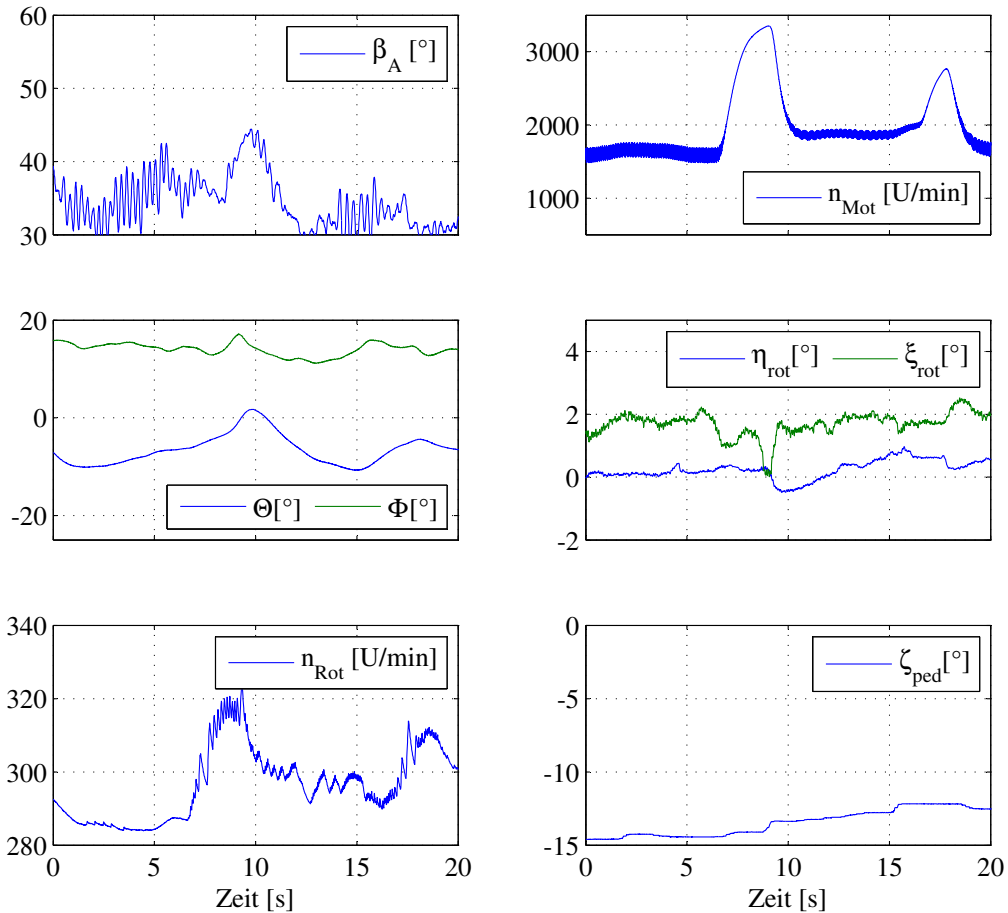


Abbildung 5.10: Tragschrauberreaktionen auf Schuberhöhung im Seitengleitflug mit Nase links, Flugversuchsdaten Flug 4 Seitengleitflug 6, $t_0 = 44318s$

Im Versuchsprogramm wurden Einflüsse von Steuereingaben auf das Flugverhalten im stabilisierten Seitengleitflug ermittelt. Eines dieser Manöver ist die schnelle Erhöhung und Verringerung des Schubs. Dabei erhöhte der Pilot die Motordrehzahl schlagartig und nahm nach einigen Sekunden das Schubkommando bis auf Minimaldrehzahl zurück. Dieser Aspekt wurde in das Flugversuchsprogramm aufgenommen, da der Tragschrauberrumpf aufgrund seiner geringen Abmaße und demzufolge geringer Trägheiten um die verschiedenen Achsen für starke Reaktionen auf Schubkommandos bekannt ist. Die sich aufdrängende Frage ist, ob in Kombination mit dem Seitengleitflug dadurch Situationen entstehen können, bei denen einige, den Flug des Tragschraubers beschreibende, Parameter die vorgesehenen Bereiche verlassen und eine potenzielle Gefahr entsteht.

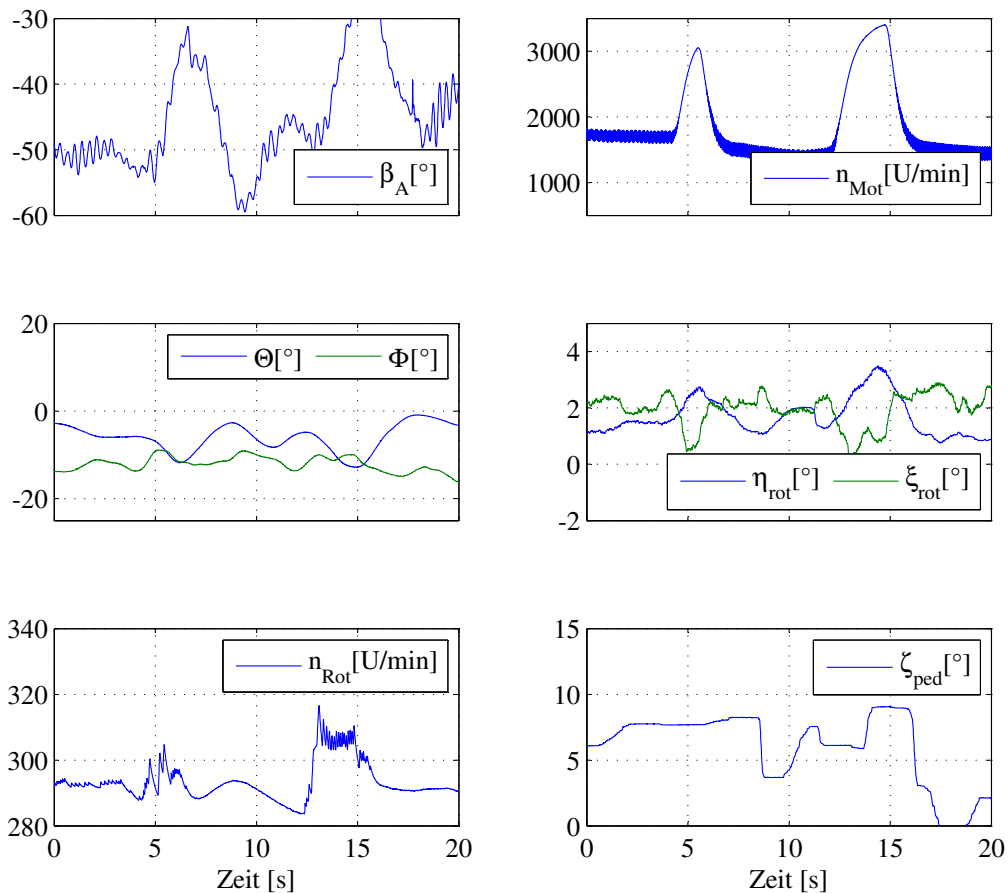


Abbildung 5.11: Tragschrauberreaktionen auf Schuberrhöhung im Seitengleitflug mit Nase rechts, Flugversuchsdaten Flug 4 Seitengleitflug 7, $t_0 = 44550s$

Aus den Versuchsdaten wird leicht erkennbar, dass der Nicklagewinkel θ im Zuge der Eingaben stark zunahm und nach der Schubrücknahme auch wieder auf sein Ausgangsniveau zurückfiel. Insbesondere bei Rücknahmen des Schub nimmt der Winkel θ in kürzester Zeit um 10° ab, wie in Abbildung 5.10 und 5.11 dargestellt. Der Eindruck des Piloten bei diesem Manöver ist, dass sich der Rumpf unter dem Rotor bei einer schlagartigen Schuberrhöhung wie ein Pendel nach vorn bewegt und dadurch der Nicklagewinkel θ steigt. Dass die Abnahme des Steuerwinkels nur Werte unter einem Grad aufweist, zeigt, dass sich der Rumpf allerdings nicht wie ein Pendel unter dem PPB am Rotor bewegt. Der subjektive Piloteneindruck mag an dieser Stelle täuschen. Rumpf und Rotor bewegen sich im Gleichklang nicken bei der Schuberrhöhung auf. Damit erklärt sich auch der Anstieg der Rotordrehzahl in diesem Versuch dadurch, dass der Anstellwinkel des Rotors vergrößert wird. Die Befürchtung, dass durch Gaszufuhr in einem Seitengleitflug mit Nase links der Tragschrauber weiter in den Seitengleitflug hinein gedrückt würde und durch Unterschneiden rapide Drehzahl verlieren könnte, ist entkräftet, da durch das Aufnicken des Fluggeräts der Rotor stärker durchstößt wird und die Rotordrehzahl bei den Schuberrhöhungen sogar rapide ansteigt. Auch in ξ_{rot} ist ein Effekt sichtbar, der im Abschnitt 5.3.3 beschrieben wird. Bei jeder Schuberrhöhung verringert sich ξ_{rot} .

Eine asymmetrische und potenziell schwer zu beherrschende Reaktion zeigt der Tragschrauber um

die Hochachse. Während der Tragschrauber beim Seitengleitflug mit Nase rechts auf Schubeingaben durch eine Drehung aus der Seitengleitflugrichtung heraus in die Geradeausflugrichtung reagiert, so ist die Reaktion mit Nase links kritischer zu betrachten. Der Tragschrauber hat die Tendenz sich weiter in Seitengleitflugrichtung zu drehen. Wie in Abbildung 5.10 zu erkennen ist, erhöht sich der Schiebewinkel β_A . Der Propellerstrahl des Triebwerks trifft auf das Leitwerk und verursacht bei einer Erhöhung des Schubs ein Giermoment in negativer Richtung. Um dieses Giermoment zu kompensieren, erhöht der Pilot im Zuge der Schubeingaben sukzessive den Pedalausschlag.

Da die Gaseingaben mit Nase links nur moderat waren und $2/3$ der Maximaldrehzahl des Motors nicht überschritten, blieben die Reaktionen beherrschbar. Dennoch wurden sie vom Piloten als sehr starke Reaktion mit der Nase links und als undramatisch mit Nase rechts beschrieben.

Bei Gaseingaben mit Nase rechts lassen sich die gleichen Effekte feststellen wie auch im Seitengleitflug mit Nase links, allerdings sorgt das negative Giermoment dafür, dass der Betrag des Schiebewinkels verkleinert wird. Hier erhöht der Pilot den Pedalausschlag, um weiterhin im Zustand des Seitengleitflugs zu bleiben.

5.3.2 Einflüsse auf den Seitenruderausschlag

Eine sehr starke Asymmetrie im Vergleich der Seitengleitflüge mit Nase links und der Seitengleitflüge mit Nase rechts fällt für den Wert der Pedalstellung auf. Beim Seitengleitflug mit Nase rechts wird über alle Versuche gemittelt ein Pedalausschlag von lediglich ca. 8° durch den Piloten eingesteuert. Beim Seitengleitflug mit Nase links beträgt der Pedalausschlag hingegen ca. -20° . Die folgende Erklärung ergänzt auch den vorherigen Abschnitt und erklärt die Drehung des Tragschraubers um die Hochachse im Seitengleitflug.

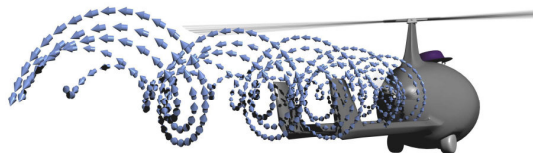


Abbildung 5.12: Propellereinfluss auf Seitenleitwerksanströmung [17]

Durch den linksdrehenden Propeller des Triebwerkes werden Wirbel erzeugt, die stets auf die linke Seite des Leitwerkes auftreffen. Das hat den Effekt, dass der Rumpf sich unter dem Rotor nach links wegdreht, sobald die Drehzahl des Propellers erhöht wird. Auch im Geradeausflug hätte dies bei einem symmetrischen Seitenleitwerk den Effekt, dass der Rumpf stets die Tendenz hätte sich nach links wegzudrehen. Daher ist das Leitwerk konstruktiv so ausgelegt worden, dass von vorn herein ein Ausschlag vorliegt, der einem getretenen rechten Pedal entspricht, das Ruder also negativ ausgeschlagen ist, wenn die Pedale in Neutralstellung sind. Bei einem Seitengleitflug mit der Nase nach links wird das linke Seitenruder getreten, um die Nase nach links auslenken zu können. Da die Grundeinstellung des Ruders nach rechts (negativ) ist, muss diese überwunden werden und zusätzlich ein weiterer Ausschlag erfolgen. Für einen Seitengleitflug mit der Nase rechts besteht bereits die

Grundeinstellung und es muss nur ein kleiner weiterer Ausschlag erfolgen, um den Seitengleitflug einzuleiten und zu halten. Da sich der Motor im Seitengleitflug im Zustand des Leerlaufs befindet oder aus ist, muss der Effekt der abgehenden Wirbel kaum oder gar nicht vom voreingestellten Ruder kompensiert werden. Diese Einstellung erweist sich für den Piloten im Flug ohne Motor eher als hinderlich oder verwirrend.

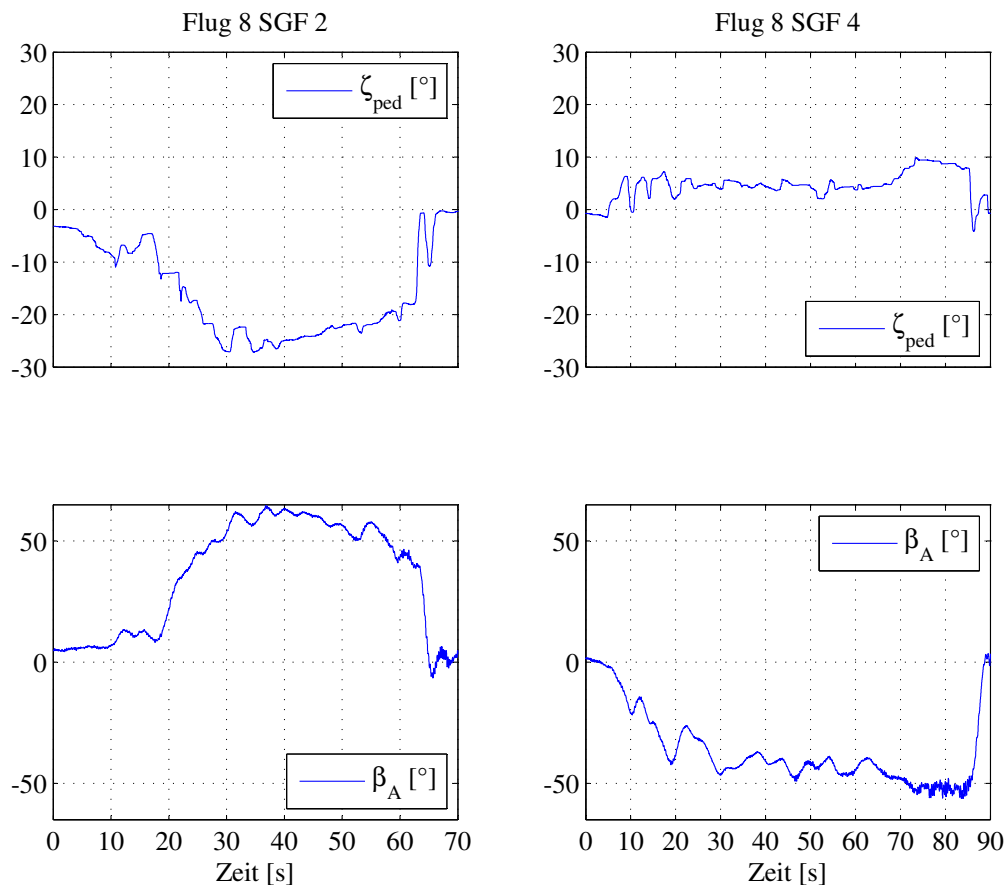


Abbildung 5.13: Vergleich der Seitenruderausschläge für zwei Seitengleitflüge unterschiedlicher Orientierung, SGF = Seitengleitflug, Flugversuchsdaten Flug 8 Seitengleitflug 2, $t_0 = 54780s$; Flug 8 Seitengleitflug 4, $t_0 = 55795s$

5.3.3 Seitliche Neigung des Rotorkopfes

Der Rotorkopf ist sowohl im Rechts- wie auch im Linksseitengleitflug nach rechts geneigt. Die Erklärung hierfür ist eher in der Betrachtung des Gesamtsystems Rumpf-Rotor zu finden als im Rotor allein. Der Rumpf ist links versetzt unter dem Rotorkopf aufgehängt. Beim Reiseflug "hebt" das rechtsherum wirkende Reaktionsmoment des linksdrehenden Motors den Rumpf unter den Rotor. Wird, wie in allen hier vorliegenden Manövern, der Motor in den Leerlauf versetzt oder abgeschaltet, pendelt der Rumpf nach rechts unter den Rotor. Aus Sicht des Rumpfes interpretiert, wo allein die Steuerwege über die Potentiometer aufgezeichnet werden, erscheint dies wie ein positiver Rotorkopfquersteuerwinkel ξ_{rot} , der in allen Flügen ausgemacht werden kann.

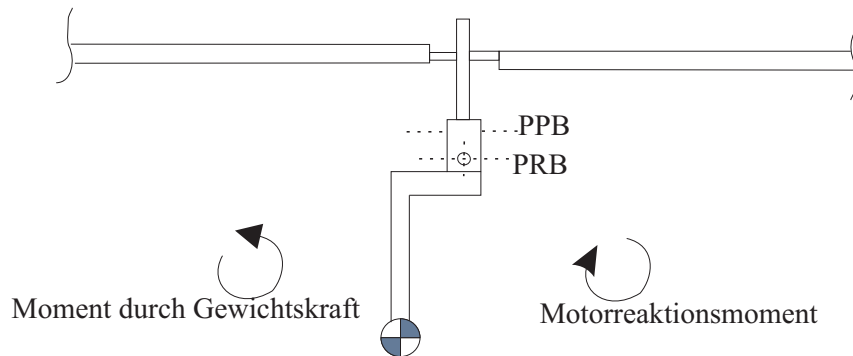


Abbildung 5.14: Skizze der Rotoraufhängung in einer Ansicht von hinten

Beim Zurücknehmen des Schubkommandos und dem Durchpendeln des Rumpfes stellt sich eine neue kraftfreie Knüppelstellung für den Piloten ein, mit der der Rotorkopf im Bezug zum Rumpf ausgerichtet wird, wobei sich weniger die Lage des Rotors im Raum ändert als die des Rumpfes. Würde der Pilot den Knüppel im Quersteuer starr in Mittelstellung halten, sobald das aufrichtende Moment des Motors im dem Zurücknehmen des Gases wegfällt, so würde der Rumpf nicht um den Roll-Pivot-Bolt (RPB) rotieren können. Demzufolge würde der Rotor durch seinen Rotorschub und den seitlichen Versatz zum Schwerpunkt ein Moment erzeugen, das den Tragschrauber nach links rollen lassen würde.

Dass der Rotorkopf im Quersteuer bei Seitengleitflügen mit Nase rechts stärker positiv ausgelenkt ist, lässt sich durch den unter 5.4 beschriebenen Effekt der destabilisierenden rumpfinduzierten Strömung erklären. Dadurch, dass der Pilot ein weiteres Kippen in den Seitengleitflug verhindern muss, lässt er den Stick und damit den Rotorkopf etwas weiter rechts.

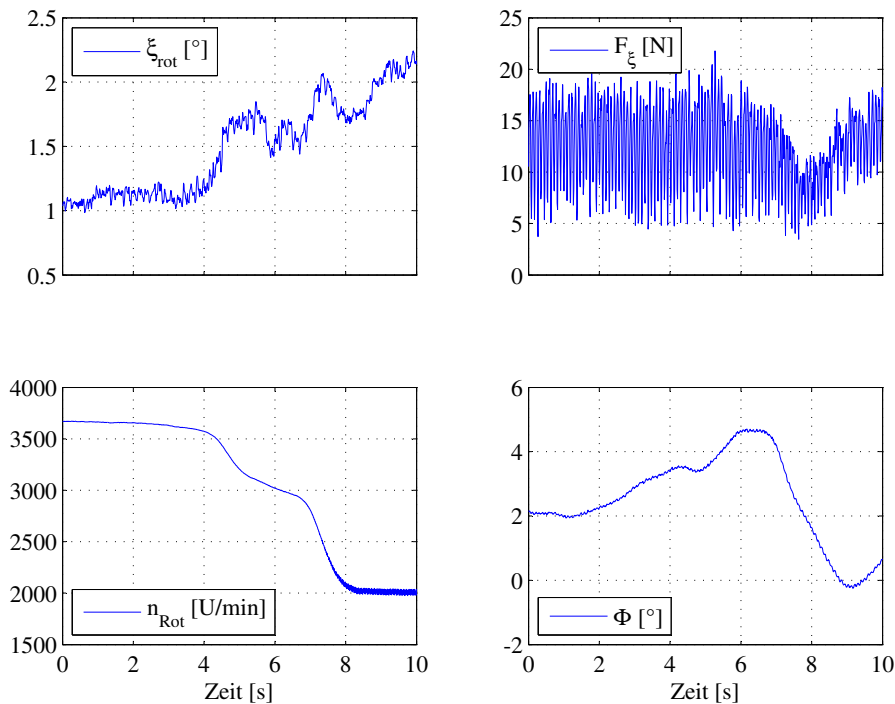


Abbildung 5.15: Zurücknehmen des Schubkommandos vor Seitengleitflug, Flugversuchsdaten Flug 8
Seitengleitflug 2, $t_0 = 54780s$

Anhand von Grafik 5.15 lässt sich die Bewegung des Rumpfes bei Gasrücknahme und ohne weiteren Einfluss des Piloten leicht nachvollziehen. Der Tragschrauber befindet sich im Kurvenflug, was durch den erhöhten Steuerwinkel des Rotorkopfes ξ_{rot} und den dadurch bedingt zunehmenden Rollwinkel Φ erkennbar ist. In dem unteren linken Graph ist die Abnahme der Motordrehzahl infolge einer Gashebelrücknahme seitens des Piloten erkennbar. Das erste Zurücknehmen des Schubkommandos geschieht ab $t = 4s$. Der Rollwinkel stagniert bei $\Phi = 3.5^\circ$, aber der Winkel des Rotorkopfes ξ_{rot} nimmt um 2° zu, ohne dass der Pilot die Steuerkraft erhöhen musste. Sehr deutlich wird der Zusammenhang bei der zweiten Schubkommandorücknahme ab $t = 7s$. Durch das fehlende Motorreaktionsmoment rollt der Tragschrauber nach links. Der Rollwinkel des Rumpfes geht auf $\Phi = 0^\circ$ zurück. Dahingegen steigt aber der Winkel ξ_{rot} des Rotorkopfes weiter an, obwohl der Pilot die Quersteuerkraft F_ξ verringert.

5.4 Stabilität im Seitengleitflug

Der isolierte Rotor verhält sich gleich, wenn er direkt von vorn oder von der Seite angeströmt wird. Das Schlagwinkelmaximum wird sich in Richtung der Anströmung ausbilden. Allerdings kommen durch den Rumpf weitere Einflüsse hinzu. Dies wirkt sich auch auf die Stabilität im Seitengleitflug aus. Das Schlagwinkelverhalten sorgt dafür, dass sich der Tragschrauber im Seitengleitflug je nach Richtung unterschiedlich verhält. Der Testpilot berichtete darüber, dass er während der Seitengleitflüge mit Nase rechts stets ein ungutes Gefühl hatte, während Seitengleitflüge mit Nase links unproblematisch schienen.

Mit der Betrachtung der Zusatzanströmungen wird klar, dass dieser subjektive Eindruck durchaus seine Berechtigung hat. Bei einem Seitengleitflug mit Nase links wird das vorlaufende Blatt verstärkt angeströmt. Die Schlagbewegung vergrößert sich mit steigender Fluggeschwindigkeit. Dadurch kippt der Rotorschubvektor entgegen der Flugrichtung. Je größer die Zusatzanströmung wird, desto mehr wird die Rotorebene im Bezug auf den Rotorkopf aus der Flugrichtung zurückgeneigt. Dies liefert eine bremsende Kraft.

Bei einem Seitengleitflug mit Nase rechts stellt sich ein komplett gegenläufiges Verhalten ein. Der Aufwind, auf den das rücklaufende Blatt trifft, hindert es an seiner Abwärtsschlagbewegung, wohingegen das hochschlagende Blatt durch den darauf auftreffenden Abwind ebenso in seiner Bewegung gehindert wird. Da Auf- und Abwind von der Fluggeschwindigkeit abhängen, wird der Effekt mit zunehmender Fluggeschwindigkeit im Seitengleitflug intensiver und sorgt dafür, dass der Gesamtauftriebsvektor weiter nach vorne geneigt wird. Der Pilot muss in diesem Fall aktiv gegensteuern. Er hat das Gefühl, als ob der Tragschrauber sich in weiter in die Richtung des Seitengleitfluges hineinzieht bzw. nicht wie beim entgegengesetzten Fall sich selbst zu stabilisieren sucht.

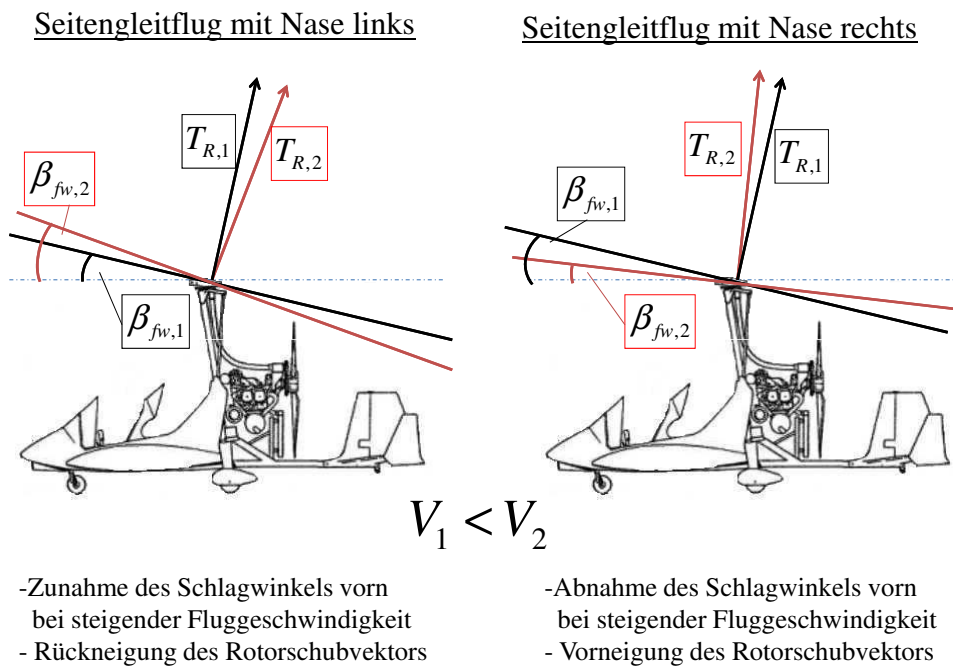


Abbildung 5.16: Darstellung der Stellung des Rotorschubvektors bedingt durch das Schlagwinkelverhalten von β_{fw} und abhängig von den Geschwindigkeiten V_1 und V_2 , Tragschrauber in der Ansicht von links, $\eta_{rot}=0^\circ$

Eine anschauliche Darstellung der Stellung des Rotorschubvektors bedingt durch den Einfluss der Seitengleitflugrichtung und der Fluggeschwindigkeit ist in Abbildung 5.16 gegeben. Dabei sieht der Betrachter von links auf den Tragschrauber und kann den Einfluss des Vorwärtsschlagwinkel β_{fw} auf die Stellung des Rotors und damit des Rotorschubvektors T_R in Längsrichtung erkennen. In dieser Darstellung ist der Winkel des Rotorkopfes η_{rot} zur vereinfachten Darstellung der Vorgänge mit steigender Fluggeschwindigkeit zu Null angenommen. Die Situation des Seitengleitflugs mit Nase links ist auf der linken Seite dargestellt und die des Seitengleitflugs mit Nase rechts auf der rechten

Seite. Der Rotor und der Rotorschubvektor bei einer Referenzfluggeschwindigkeit V_1 sind jeweils in schwarz dargestellt und bei einer größeren Fluggeschwindigkeit V_2 in rot.

Im Zuge dieser Betrachtungen lässt sich auch die Stellung des Rotorkopfes im Längssteuer erklären. Es fällt auf, dass der Rotorkopf bei Seitengleitflügen mit Nase links nach vorn geneigt ist, ganz im Gegensatz zu Seitengleitflügen mit Nase rechts. Der Pilot steuert den Tragschrauber so, dass der Rotorschubvektor in etwa die gleiche Orientierung im Seitengleitflug mit Nase rechts wie mit Nase links annimmt. Über den Knüppel neigt er den Rotorkopf im Seitengleitflug mit Nase links weiter nach vorn, um den höheren Schlagwinkel auszugleichen.

Bei einem Seitengleitflug mit Nase rechts ist der Rotorkopf durch den Piloten aktiv nach hinten geneigt. Der Pilot zieht mit doppelter Kraft am Knüppel, um den Rotor und den Rotorkopf in seiner Lage zu halten. Da das Blatt in Flugrichtung nicht wie gewohnt nach oben schlägt, muss die Rotorebene durch eine Rückneigung des Knüppels und damit des Rotorkopfes aufgerichtet werden. Gesähe dies nicht, dann würde der die Neigung der Rotorebene in Flugrichtung weiter zunehmen. Damit steigt die Sinkgeschwindigkeit, da der Auftriebsvektor des Rotors stärker geneigt wird. Durch ein erhöhtes Sinken nehmen die durch den Rumpf induzierten Auf- und Abwinde zu. Eben diese veranlassen die Blätter zu einer weiteren Verringerung des Schlagwinkels und zu einer stärkeren Verschiebung des Schlagwinkelmaximums.

Bei Seitengleitflügen mit Nase links, bei denen die Anströmung aus Richtung $\psi=120^\circ$ bis $\psi=145^\circ$ kam, lag das Schlagwinkelmaximum nie bei Werten von ψ kleiner als 125° (also auch stets $>90^\circ$). Folglich hat der Rotorauftriebsvektor eine Komponente in Richtung negativer x-Koordinaten des rotorkopffesten Systems allein durch den Schlagwinkel. Beim Seitengleitflug mit Nase rechts wandert das Schlagwinkelmaximum bei einigen Seitengleitflügen auch über Werte von $\psi=270^\circ$ hinaus und verursacht dadurch bei einigen Seitengleitflügen der Flugversuche eine Komponente, die in rotorkopffesten Koordinaten in positiver x-Richtung ausgerichtet ist.

Folglich erzeugt das Schlagwinkelverhalten im Seitengleitflug für sich genommen eine Änderung der Orientierung Rotorauftriebsvektor mit Bezug auf den Rotorkopf. Dieser Vektor kann sogar leicht in Richtung der Tragschraubennase geneigt sein kann. Daher muss der Rotorkopf im Vergleich zu einem Seitengleitflug mit Nase links durch den Piloten auch in positiver Richtung(nach hinten) geneigt werden um diesem Einfluss entgegenzuwirken.

Auch in seitlicher Richtung hat der Schlagwinkel einen Einfluss auf die Stellung des Rotors und des Schubvektors. In Abbildung 5.17 wird die Entwicklung des Querschlagwinkels bei zunehmender Geschwindigkeit gezeigt. Der Rotorkopfquersteuerwinkel ξ_{rot} ist zur Vereinfachung gleich Null. Auch hier ist zu erkennen, dass der Rotor im Seitengleitflug mit Nase rechts durch die Veränderung des Schlagwinkels mit steigender Fluggeschwindigkeit weiter in Richtung Flugrichtung geneigt wird und beim Seitengleitflug mit Nase links durch Vergrößerung des Schlagwinkels β_{cr} aus der Flugrichtung zurückgenommen wird.

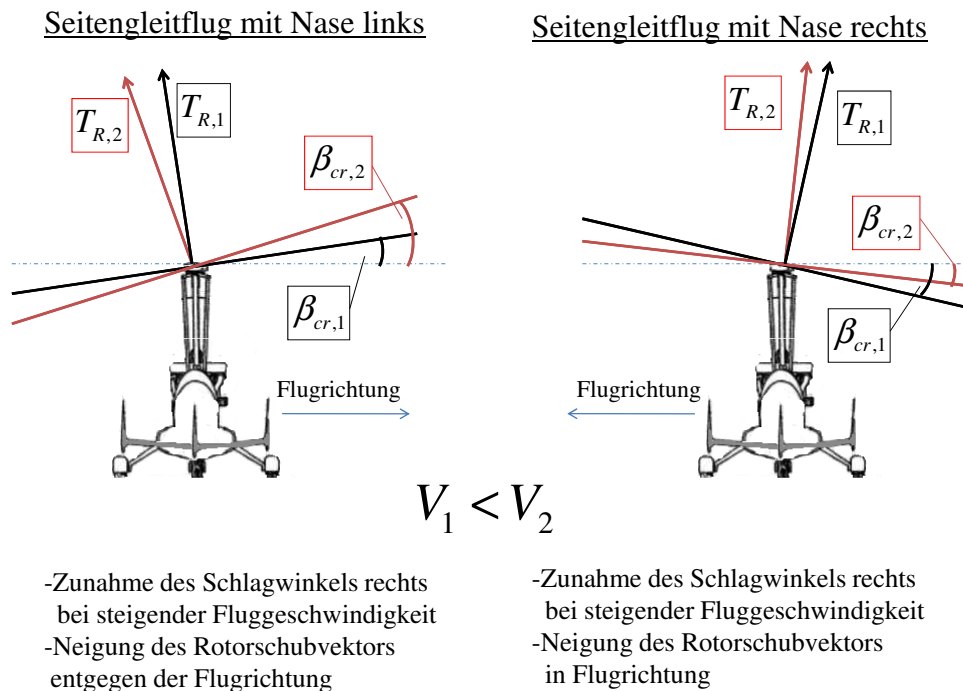


Abbildung 5.17: Darstellung der Stellung des Rotorschubvektors bedingt durch das Schlagwinkelverhalten von β_{cr} und abhängig von den Geschwindigkeiten V_1 und V_2 , Tragschrauber in der Ansicht von hinten, $\xi_{rot}=0^\circ$

Ein weiterer wichtiger Einfluss auf die Flugstabilität ist durch das Höhenleitwerk gegeben. Das Höhenleitwerk des Tragschraubers stellt für die Nickdynamik eine dämpfende Komponente dar. Nickt der Tragschrauber beispielsweise stark auf, erzeugt das Höhenleitwerk wegen seines erhöhten Anstellwinkels einen Auftrieb, der durch seinen Abstand zum Schwerpunkt ein der Bewegung entgegengerichtetes Moment erzeugt. Während der Flugversuche wurden Wollfäden am Leitwerk befestigt. Ihre Bewegung und Orientierung deuten auf die Umströmung des Leitwerks nahe der Profilloberfläche hin. Abbildung 5.18 zeigt eine Aufnahme der Wollfäden im Geradeausflug mit 100km/h. Abbildung 5.19 zeigt eine Aufnahme der Wollfäden auf der linken Seite des Leitwerks im Seitengleitflug mit Nase rechts.



Abbildung 5.18: Linkes Leitwerk im Geradeausflug mit 100km/h



Abbildung 5.19: Linkes Leitwerk im Seitengleitflug mit Nase rechts

Am linken Seitenleitwerk in Abbildung 5.19 ist eine Rückströmung auf der Innenseite des Leitwerks zu erkennen. Die Wollfäden werden in Richtung Tragschraubennase ausgelenkt. Diese Rückströmung tritt im Zuge einer Ablösung auf und herrscht auch an den äußeren Bereichen des Höhenleitwerks vor. Weiter innen befindliche Wollfäden werden durch die schräge Anströmung in Richtung Tragschraubermittle ausgelenkt. Durch diese Beobachtungen ist davon auszugehen, dass die Auftriebserzeugung am Höhenleitwerk durch die starke Queranströmung und vor allem durch Ablösungseffekte stark verringert ist. Aus diesem Grund ist die Nickdämpfung des Höhenleitwerks im Vergleich zum Geradeausflug im Seitengleitflug geringer. Dabei sind die Beobachtungen aus dem in Abbildung 5.19 gezeigten Seitengleitflug mit Nase rechts auf den Seitengleitflug mit Nase links übertragbar.

6 Erweiterungen der Simulationsmodelle unter Simulink

6.1 Änderungen des reduzierten Rotormodells

Das Hauptziel dieser Arbeit ist die Modifikation des Simulationsmodells eines MTOsport des DLR, um es an die speziellen Gegebenheiten des Seitengleitflug anzupassen. Mit diesem Simulationsmodell sind realitätsnahe Simulationen von Grenzsituationen im Seitengleitflug, die für einen Piloten zu gefährlich wären, durchführbar. Das bestehende Simulationsmodell wurde ab 2009 am Institut für Flugsystemtechnik des DLR entworfen und umgesetzt und wird stetig weiterentwickelt. Der Stand des Simulationsmodells, vor den im Folgenden beschriebenen Änderungen, ist in [18] beschrieben. Im Vorfeld der Arbeit am Gesamtmodell des Tragschraubers werden, soweit wie möglich, die Änderungen an einem reduzierten Rotormodell vorgenommen. Dieses Modell ist weitaus weniger komplex als das Gesamtmodell des MTOsport. Änderungen, die die Aerodynamik oder Mechanik des Rotors betreffen, können hier einfacher implementiert werden, bevor sie Anwendung im Gesamtmodell des Tragschraubers finden. Das reduzierte Rotormodell dient für diese Diplomarbeit auch als erste Verifizierungsmöglichkeit für neue Thesen und Modelländerungen. Es bildet die Grundlage für das Modell des Tragschraubers. Daher finden alle für das Rotormodell beschriebenen Modellerweiterungen ebenso Anwendung im Gesamtmodell des MTOsport, werden aber im Abschnitt 6.2 nicht gesondert aufgeführt.

6.1.1 Modellierung rumpfinduzierter Zusatzanströmungen

Die bisher stets genutzte Erklärung der Beeinflussung der Rotordynamik durch einen vom Rumpf induzierten Aufwind und Abwind soll in diesem Kapitel besprochen werden. Um ein Aufwindmodell zu schaffen, das die realen Verhältnisse am Tragschrauberrumpf und Rotor gut nachbildet, werden einige Vereinfachungen getroffen und Vorüberlegungen angestellt. Die gewählte Methode zur Berechnung eines umliegenden Strömungsfeldes ist die Potentialtheorie. In dieser Theorie wird davon ausgegangen, dass es sich bei der den Tragschrauber umgebenden Luft um ein homogenes Fluid handelt, das rotationsfrei, also wirbelfrei, ist und in dem weiterhin keine Zwangskräfte, also Reibungskräfte, auftreten. Die Potentialtheorie ist für diese Arbeit die praktikabelste Methode, da sie keine aufwändige Strömungssimulation verlangt und analytisch verlässliche Lösungen erzeugt.

6.1.1.1 Theoretische Herleitung des Auf-/Abwinds

Beim Seitengleitflug wird der Rumpf des Tragschraubers erheblich quer angeströmt. Es sind Schiebewinkel von 60° bei voll getretenem Pedal möglich. Durch die Verdrängungswirkung des Rumpfes werden ein Auf- und ein Abwindfeld induziert. Dass diese in der Betrachtung der Flugdynamik nicht vernachlässigbar sein können, wird beispielsweise im Hinblick auf die Entwicklung des Schlagwinkels in den Flugversuchen erkennbar.

Die Form des Rumpfes ähnelt einem aufgestellten Oval. Aufgrund des Schiebewinkels lässt sich die Querschnittfläche des Rumpfes, die von der Anströmung umspült wird, zweidimensional als

ein Kreis approximieren. Um die Strömungsgeschwindigkeiten zu berechnen, die in der Rotorebene vorliegen, wird der Rumpf durch einen Dipol als Kreisfläche modelliert. Die Dipolströmung Ψ_D wird mit einer Translationsströmung Ψ_T überlagert, die die Anströmung darstellt. Die Superposition der Lösungen ergibt das gesuchte Strömungsfeld, wie es in Abbildung 6.1 gezeigt wird.

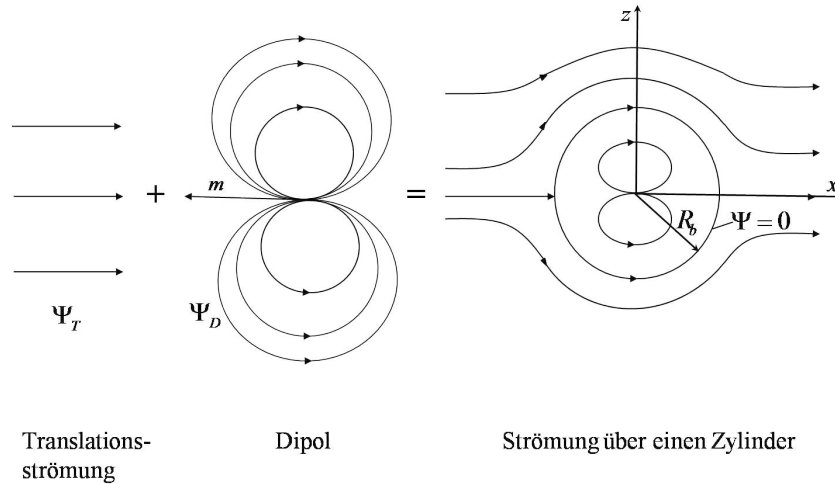


Abbildung 6.1: Superposition eines Dipols und einer Translationsströmung

Für die Superposition der Strömungen gilt die Gleichung 1.1.

$$\Psi(x, z) = \Psi_T + \Psi_D \quad (1.1)$$

Dabei gelten die in Formel 1.2 und 1.3 präsentierten Gleichungen für die Translationsströmung und den Dipol.

$$\Psi_T = U_\infty \cdot z \quad (1.2)$$

$$\Psi_D = \frac{m \cdot y}{x^2 + z^2} \quad (1.3)$$

Die Variable m bezeichnet das Dipolmoment. Führt man die bisherigen Gleichungen in 1.1 zusammen, erhält man die Stromfunktion.

$$\Psi(x, z) = U_\infty \cdot z - \frac{m \cdot z}{x^2 + z^2} \quad (1.4)$$

Laut [19] gilt, dass sich ein Staupunkt der Strömung am Kreiszyylinder bei $x = -R_b$ befindet. Da das Strömungsfeld symmetrisch ist, ist die Geschwindigkeit in x-Richtung u an diesem Punkt gleich Null. Das bisher noch unbekannte Dipolmoment m wird über das Einsetzen der oben genannten Bedingungen ermittelt. Es gelten die folgenden Zusammenhänge:

$$u(x, z) = \frac{\partial \Psi}{\partial z} = U_\infty - \frac{m}{x^2 + z^2} + \frac{2 \cdot m \cdot z^2}{(x^2 + z^2)^2} \quad (1.5)$$

$$u(x = -R_b, z = 0) = 0 \quad (1.6)$$

$$U_\infty - \frac{m}{R_b^2} = 0 \quad (1.7)$$

Damit ergibt sich:

$$\Psi = U_\infty \cdot z - \frac{U_\infty \cdot R_b^2 \cdot z}{x^2 + z^2} \quad (1.8)$$

Bezeichnung[Einheit]	Werte
Abstand Rumpfmittle zu Rotorebene z [m]	1.55
Rumpfradius R_b [m]	0.65
Strömungsgeschwindigkeit U_∞ [m/s]	27

Tabelle 1.1: Werte zur Berechnung der Vertikalströmung im Seitengleitflug

Nun kann die Konturstromlinie des Körpers zu

$$x_K^2 + z_K^2 = R_b^2 \tag{1.9}$$

bestimmt werden. Folglich lässt sich die Geschwindigkeit u in Strömungsrichtung bestimmen.

$$u = U_\infty \cdot \left(1 - \frac{R_b^2}{x^2 + z^2} + \frac{2 \cdot R_b^2 \cdot z^2}{(x^2 + z^2)^2} \right) \tag{1.10}$$

Die Geschwindigkeitskomponente w , quer zur Anströmung - also in Richtung der Hochachse des Fluggerätes -, ergibt sich zu:

$$w = -\frac{\partial \Psi}{\partial x} = -\left(-\frac{m \cdot z}{x^2 + z^2} \right) \frac{\partial}{\partial x} = -2 \cdot U_\infty \cdot R_b^2 \cdot \frac{x \cdot z}{(x^2 + z^2)^2} \tag{1.11}$$

Für die Berechnung eines beispielhaften Strömungsfeldes werden die Werte aus Tabelle 1.1 gewählt, die anhand des Betriebshandbuches der Firma AutoGyro [20] und aus den realen Anströmverhältnissen im Flugversuch ermittelt wurden.

$x_R = r$ [m]	w [m/s]	u [m/s]
0.25	1.45	31.39
0.50	2.51	30.49
0.75	3.02	29.39
1.00	3.05	28.38
1.25	2.81	27.61
1.50	2.45	27.08
1.75	2.07	26.75
2.00	1.73	26.56
2.25	1.43	26.46
2.50	1.18	26.41
2.75	0.98	26.41
3.00	0.82	26.42
3.25	0.68	26.45
3.50	0.58	26.48
3.75	0.49	26.51
4.00	0.42	26.54

Abbildung 6.2: Werte der Strömungsgeschwindigkeiten laut Potentialtheorie für eine Anströmgeschwindigkeit von 27m/s

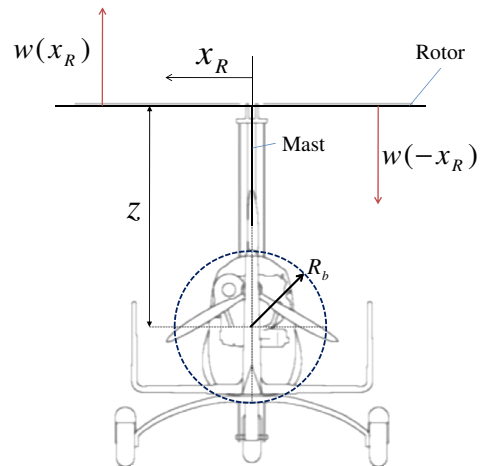


Abbildung 6.3: Koordinaten zur Berechnung des Strömungsfeldes

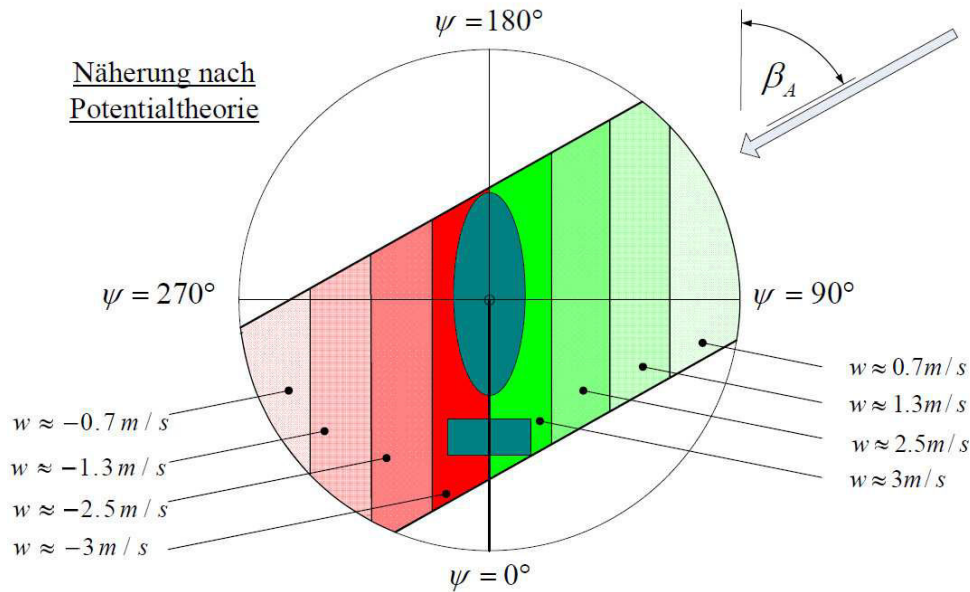


Abbildung 6.4: Näherung der Verteilung der Auf- und Abwindfelder nach Potentialtheorie

Für die auf dem Rotor liegenden Koordinaten x_r ergeben sich quer zum Rumpf für eine Anströmgeschwindigkeit von 27m/s die in Tabelle 6.2 angegebenen Strömungsgeschwindigkeiten. Aufgrund der Quadrierung der x -Werte in Formel 1.10 sind die Geschwindigkeitswerte für u in positiver wie in negativer x -Richtung gleich. Die Werte für die Strömungskomponente w hingegen, welche in Gleichung 1.11 berechnet werden, werden hinter dem Rumpf negativ. Daher befindet sich in Strömungsrichtung vor dem Rumpf ein Aufwindfeld und in Strömungsrichtung hinter dem Rumpf ein Abwindfeld. Die Werte für das Abwindfeld sind hier nicht gesondert angegeben, da sie im Betrag den Werten für die Aufwinde entsprechen.

6.1.2 Umsetzung des rumpfinduzierten Windfeldes in der Simulationsumgebung

Für die Simulation werden die Aufwinde derart modelliert, dass sie für das gesamte Blatt konstant sind. Für das Blatt gilt vereinfachend eine vom Rumpf induzierte Zusatzgeschwindigkeit, solange das Blatt sich an einem bestimmten Azimut befindet. An dieser Stelle wird der Übergang der reinen strömungsmechanischen Betrachtung zur Umsetzung im Modell geschaffen. Aus diesem Grund wird die durch den Rumpf induzierte vertikale Strömungskomponente w mit $w_{ind,b}$ bezeichnet. Dabei wird die Stärke des Aufwindes/Abwindes $w_{ind,b}$ durch die Komponente der Anströmung V bestimmt, die beim Seitengleitflug orthogonal zur Rumpfhochachse des Tragschraubers wirkt. Sie entspricht dem Wert von U_∞ . Um den Einfluss des Schiebewinkels und der Fluggeschwindigkeit zu berücksichtigen, wird eine Formel entwickelt, die eine Aufwindgeschwindigkeit, abhängig von diesen beiden Einflussgrößen, bestimmt. Die Formel 1.12 beinhaltet die Gleichung 1.11 und wird mit der Abhängigkeit vom Schiebewinkel erweitert. Die Koordinate x_R entspricht der radialen Koordinate r des Rotors. Es entsteht:

$$w_{ind,b} = -2 \cdot \cos(90^\circ - \beta_A) \cdot V \cdot R_b^2 \cdot \frac{x_R \cdot z}{(x_R^2 + z^2)^2} \quad (1.12)$$

Die entstandenen Abhängigkeiten sind in Grafik 6.5 abgebildet. Zur Erlangung dieser Werte werden die Größen aus Tabelle 1.2 gewählt.

Bezeichnung[Einheit]	Werte
Abstand Rumpfmittle zu Rotorebene z [m]	1.55
Rumpfradius R_b [m]	0.65
repräsentativer Radius x_{rep} [m]	2
Fluggeschwindigkeit V [m/s]	27

Tabelle 1.2: Vorgabe zur Berechnung der rumpfinduzierten Vertikalgeschwindigkeiten für den Modellrotor in MATLAB-Simulink

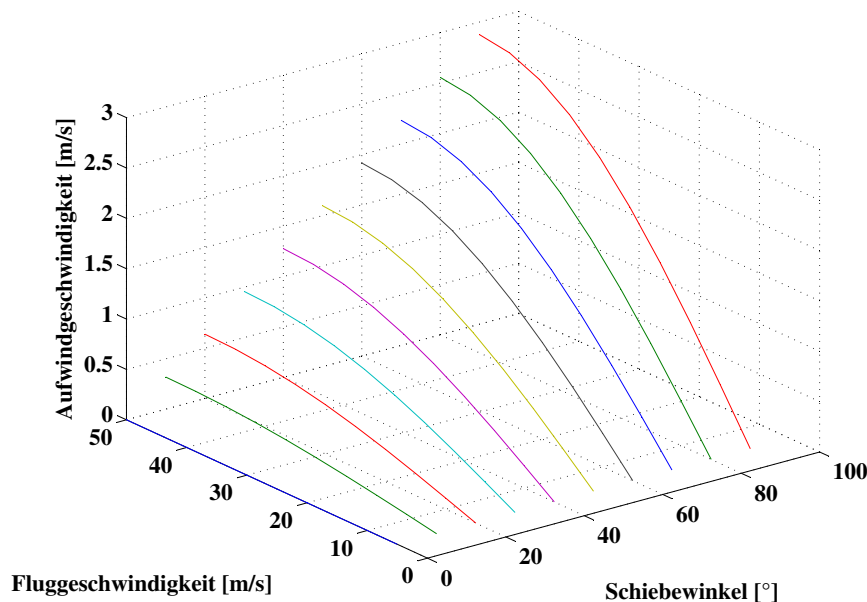


Abbildung 6.5: Vertikale Zusatzanströmungen im Seitengleitflug als Funktion der Fluggeschwindigkeit und des Schiebewinkels

In der Tragschraubersimulation wird letztendlich nur an einem repräsentativen Abstand x_{rep} die Vertikalkomponente der Strömung berechnet, die vereinfacht für das gesamte Rotorblatt angenommen wird. Andernfalls müsste für jede Blattkoordinate eine eigene Berechnung angestellt werden. Der repräsentative Abstand, der für die Simulation gewählt wird, entspricht einer Strecke von zwei Metern Entfernung zum Rotorzentrum. Es wird weiterhin angenommen, dass das induzierte Windfeld an der Längsachse des Tragschraubers getrennt ist. Damit entsteht ein Abwindfeld von $\Delta\psi_{ab} = [180^\circ \ 360^\circ]$ und Aufwindfeld von $\Delta\psi_{auf} = [0^\circ \ 180^\circ]$. Deutlich wird das auch anhand von Abbildung 6.6.

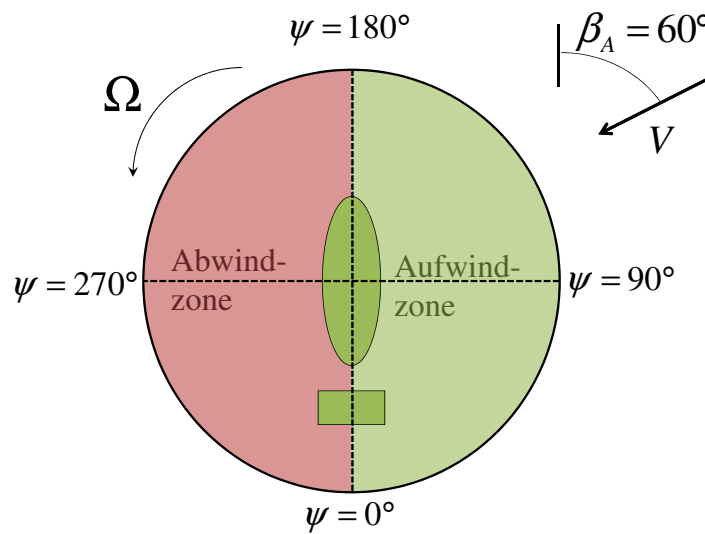


Abbildung 6.6: Bereich der Windfelder in Simulation

Aufwinde werden in dem grün dargestellten Bereich induziert und Abwinde treten in dem rot dargestellten Bereich auf. In Abbildung 6.6 wurde exemplarisch die Anströmung unter einem Schiebewinkel von 60° mit eingezeichnet. Um die real existierenden Auf- und Abwindzonen in der Simulation umsetzbar zu machen, wurden sie jeweils auf den gesamten Halbkreis ausgedehnt und homogenisiert. Um die Übergänge von Aufwind zu Abwind weicher zu gestalten und Sprünge zu vermeiden, wird ein kontinuierlicher Anstieg und Abfall der Auf-/Abwindgeschwindigkeit mit in die Simulationsumgebung eingearbeitet. Dazu wird eine Sinusfunktion über der Koordinate ψ genutzt. Sie wechselt exakt bei $\psi=180^\circ$ das Vorzeichen. Da bei den verschiedenen Seitengleitflügen auch das Windfeld verschieden positioniert ist, muss außerdem eine Abhängigkeit vom Vorzeichen des Schiebewinkels mit in die Betrachtung einbezogen werden. Die Amplitude der Sinusfunktion von ψ wird mit Z bezeichnet. Außerdem wird in der Funktion Z die Richtung des Seitengleitflugs berücksichtigt um festzulegen wo sich der Aufwind bzw. der Abwind befinden muss. Sie ist in der Abbildung 6.7 dargestellt.

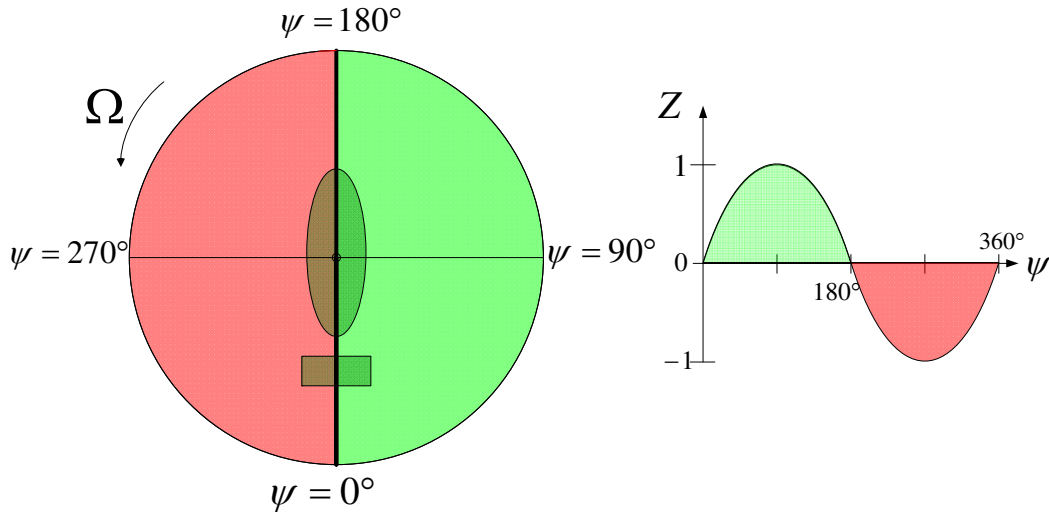


Abbildung 6.7: Darstellung des implementierten Windmodells abhängig von der Funktion $Z = f(\psi, \beta_A)$, die die induzierte Geschwindigkeit während des Rotorumlaufs variiert

In der Simulation wird die rumpfinduzierte Strömungskomponente berechnet und mit der Funktion Z multipliziert. Damit ergibt sich für jede Azimutstellung des Blattes während des Umlaufs eine andere rumpfinduzierte Geschwindigkeitskomponente in körperfester z-Richtung. Die induzierte Geschwindigkeit hat den Betrag Null, wenn das Blatt entlang der Längsachse des Tragschraubers ausgerichtet ist, und ist maximal, bzw. minimal, wenn das Blatt quer zur Längsachse des Tragschraubers ausgerichtet ist.

Um die Komplexität des Modells gering zu halten, wird der Zusammenhang zwischen der Anströmung und der durch den Rumpf induzierten Geschwindigkeit linearisiert. Für einen Schiebeflug mit 90° entspräche dieser Zusammenhang laut Formel 1.12 und unter Berücksichtigung von Z der Funktion $w_{ind,b}(V) = 0.064 \cdot V \cdot Z$. Für die Betrachtung geringerer Schiebewinkel wird diese Formel mit $\cos(90^\circ - \beta_A)$ erweitert. Es entsteht:

$$\begin{aligned} w_{ind,b}(V, \beta_A, \psi) &= 0.064 \cdot V \cdot \cos(90^\circ - \beta_A) \cdot Z \\ &= 0.064 \cdot V \cdot \cos(90^\circ - \beta_A) \cdot \sin(\psi) \cdot \text{sign}(\beta_A) . \end{aligned} \quad (1.13)$$

Beispielhaft für den Einfluss des induzierten Windfeldes sollen die auf den Rotor treffenden vertikalen Geschwindigkeiten verglichen werden. Hier wird ein Seitengleitflug mit einer Fluggeschwindigkeit von $V = 26 \text{ m/s}$, einem Schiebewinkel von $\beta_A = 60^\circ$ und einem Rotoranstellwinkel von $\alpha_R = 5^\circ$ zugrunde gelegt. Der Anteil der vertikalen Geschwindigkeit durch den Anstellwinkel des Rotors berechnet sich nach

$$w_{r,\alpha} = \sin(\alpha_R) \cdot V \quad (1.14)$$

und der Anteil $w_{ind,b}$ aus der Rumpfinduktion ist

$$w_{ind,b} = 0.064 \cdot V \cdot \cos(90^\circ - \beta_A) \cdot \sin(\psi) \cdot \text{sign}(\beta_A) . \quad (1.15)$$

Die gesamte vertikale Geschwindigkeit w_{ges} ist die Summe der Anteile $w_{ind,b}$ und $w_{r,\alpha}$. Der Verlauf der drei Größen über dem Winkel ψ ist in Abbildung 6.8 dargestellt.

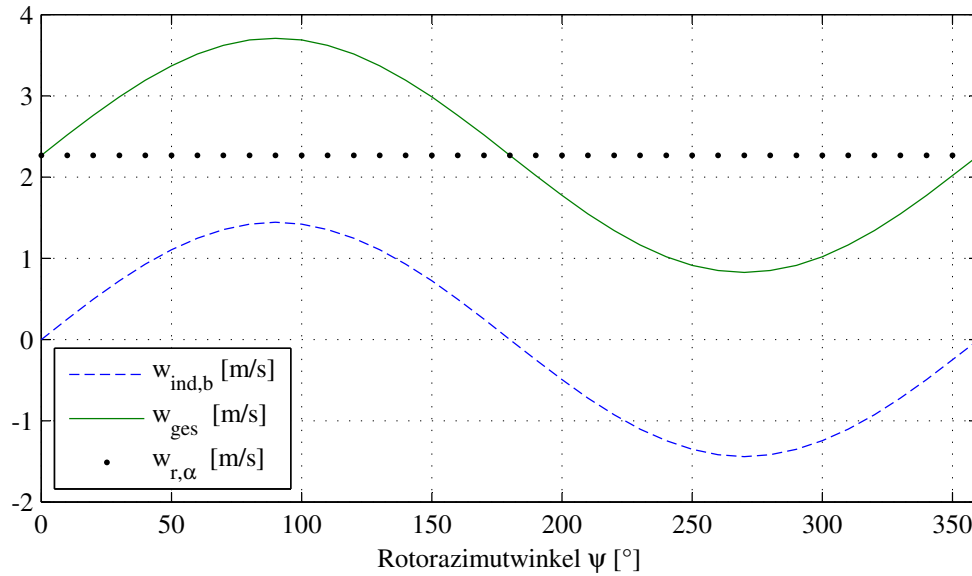


Abbildung 6.8: Darstellung der Beeinflussung der vertikalen Geschwindigkeit der Strömung durch den Rotor w_{ges} durch die rumpfinduzierte Strömung $w_{ind,b}$

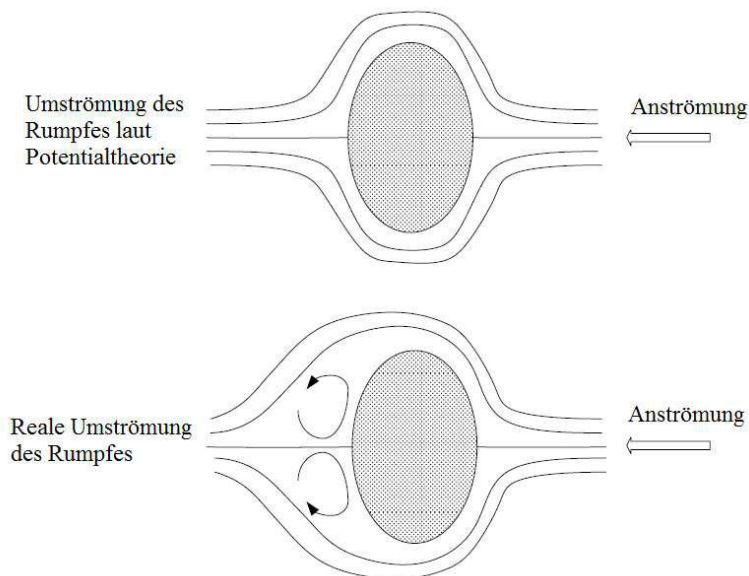


Abbildung 6.9: Schematischer Vergleich von Potentialströmung und reibungsbehafteter Strömung bei der Umströmung eines ovalen Körpers

Letztendlich muss eine Betrachtung der möglichen Fehlerquellen durchgeführt werden, die zu einer Abweichung der Modellvorstellungen von der Realität führen können. Da die tatsächliche Rumpfform durch einen Kreis nicht genau angenähert werden kann, ist davon auszugehen, dass die indu-

zierten Geschwindigkeiten höher sind als die mit der Lösung der Stromfunktion berechneten. Begründet wird das durch die höhere Steigung der Kontur des Rumpfes. Da von einer wirbelfreien Strömung ausgegangen wird, in der zudem kein viskoser Impulstransport stattfindet, kann der Effekt einer Ablösung und der Entstehung eines damit verbundenen Totwassers nicht berücksichtigt werden. Aufgrund des großen Rumpfkörpers mit einer starken Steigung der Kontur ist mit einer Ablösung der Strömung zu rechnen. Hinter dem Körper wird sich ein Totwasser ausbilden, in dem eine Rückströmung stattfindet. Diese Rückströmung bildet Wirbel aus, die in Rumpfnähe entlang der Kontur tangential weitere Strömungsgeschwindigkeiten induzieren. Dargestellt ist der Vergleich zwischen der für die Erzeugung der Ergebnisse angenommene Fall der Potenzialströmung und der hier beschriebene Fall in Abbildung 6.9. Durch Ablösung im Bereich der Strömung hinter dem Rumpf werden Wirbel erzeugt, die in Rumpfnähe den im Modell beschriebenen Abwind hinter dem Rumpf erheblich beeinflussen.

6.1.3 Polare

Bei der Arbeit mit dem isolierten Rotormodell ergab die Messung an einem Rotor eines MTOsport, dass es einen signifikanten Unterschied zwischen dem Einstellwinkel ϵ des Modells und dem des realen Tragschrauberrotors gab. Ebenso konnte der im Modell berechnete Schlagwinkel mit dem tatsächlichen Schlagwinkel aus den Flugversuchen verglichen werden. Da die Leistungsdaten des Rotormodells mit den tatsächlichen Leistungen des Rotors bei gleicher Drehzahl übereinstimmten, aber Schlagwinkel und Einstellwinkel in der Simulation unterschiedliche Werte in Bezug auf die Messung annahmen, wurde dem Rotormodell der tatsächliche Einstellwinkel von $\epsilon = 2.5^\circ$ vorgegeben und eine Neuberechnung der Polare mit X-foil durchgeführt. Das Ergebnis diente als Grundlage für die im Modell verwendete Polare. Sie wurde mit Hilfe von Messungen verschiedener Flugsituationen, die entlang der Flugenvolpe durchgeführt wurden, validiert. Die im Modell implementierte Polare ist in Abbildung 6.10 gezeigt.

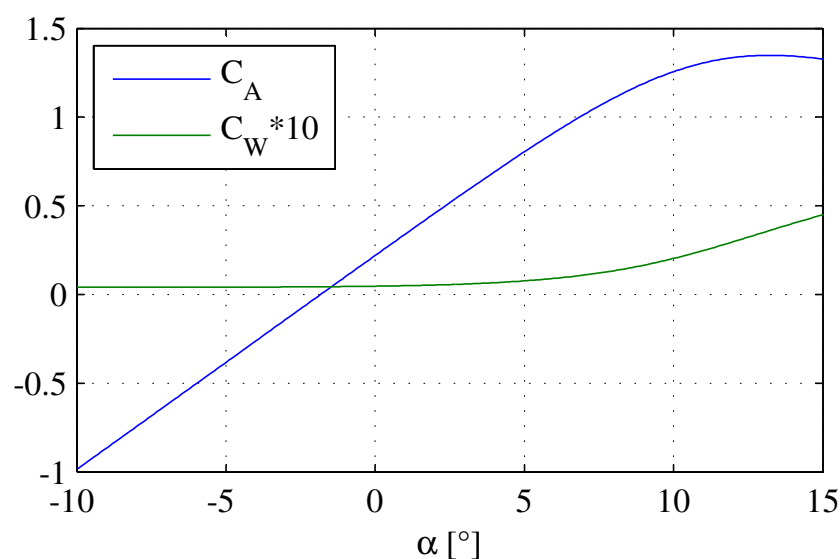


Abbildung 6.10: Beiwerte der in der Simulation implementierten Polare für das Rotorblattprofil

6.1.4 Rotorinduzierter Abwind

Eine weitere Änderung betrifft die Verteilung des induzierten Abwinds über den Rotor. Im bisherigen Modell wurde diese als konstant angesetzt. Durch eine bessere Kenntnis der tatsächlichen Abwindverteilung kann die Berechnung der entstehenden Schlagmomente als Reaktion auf die Luftkräfte genauer durchgeführt werden. Gerade an den äußeren radialen Positionen des Rotors ist dieses Wissen entscheidend, da bedingt durch den Hebelarm hier die größten Anteile des Schlagmoments erzeugt werden.

Die folgende Berechnung der rotorinduzierten Abwindgeschwindigkeiten wird für einen Tragschrauber im horizontalen Flug mit einer Fluggeschwindigkeit von 26m/s und einer Gesamtmasse von 395kg durchgeführt.

Der Durchflussgrad ist eine häufig genutzte Variable zur Beschreibung der vertikalen Strömungen am Rotor. Er wird allgemein nach der Gleichung 1.16 bestimmt.

$$\lambda = \lambda_c + \mu_z + \lambda_i \quad (1.16)$$

Für den gesuchten durch den Rotor induzierten Durchfluss λ_i ergibt sich somit:

$$\lambda_i = \lambda - \lambda_c - \mu_z \quad (1.17)$$

Nun kann die Strömungsgeschwindigkeit w_{ind} berechnet werden, denn es gilt:

$$\lambda_i = \frac{w_{ind}}{\Omega \cdot R} \quad (1.18)$$

Des Weiteren beschreibt λ_c die dimensionslose Steigrate und μ_z steht für den Durchflussgrad aus der Vorwärtsgeschwindigkeit.

$$\lambda_c = \frac{w_c}{\Omega \cdot R} \quad (1.19)$$

$$\mu_z = \frac{-V_\infty \cdot \sin(-\alpha_R)}{\Omega \cdot R} \quad (1.20)$$

In der Formel 1.20 wurde der Anstellwinkel des Rotors von der Konvention der Helikopter auf den des Tragschraubers übertragen. Da die vertikale Komponente der Anströmung den Tragschrauberrotor im Vergleich zum Helikopter stets von unten durchströmt, wird das Vorzeichen des Rotoranstellwinkels in der Formel umgekehrt.

In [21] wird eine andere, für Drehflügler universelle, Formel zur Berechnung des Durchflussgrades über dem Rotorradius vorgestellt. Mit ihrer Hilfe kann der für Gleichung 1.16 benötigte gesamte Durchfluss über den Rotor berechnet werden.

$$\lambda(\lambda_c, r_R) = - \left(\frac{\sigma \cdot C_{A,\alpha}}{16} - \frac{\lambda_c}{2} \right) + \sqrt{\left(\frac{\sigma \cdot C_{A,\alpha}}{16} - \frac{\lambda_c}{2} \right)^2 + \frac{\sigma \cdot C_{A,\alpha}}{8} \cdot \epsilon \cdot r_R} \quad (1.21)$$

In der Formel 1.21 wird die Flächendichte σ verwendet. Zur Berechnung der Flächendichte wird der Rotorradius R , die Anzahl der Blätter N_{Bl} und die Profiltiefe des Rotorblattes c benötigt.

$$\sigma = \frac{N_{Bl} \cdot c}{\pi \cdot R} \quad (1.22)$$

Für den Tragschrauber MTOsport gilt somit:

$$\sigma = \frac{N_{Bl} \cdot c}{\pi \cdot R} = \frac{2 \cdot 0.2m}{\pi \cdot 4.2m} = 0.03 \quad (1.23)$$

Für den Auftriebsanstieg $C_{A,\alpha}$ wird ein Wert von $C_{A,\alpha}=6$ vorgegeben. ϵ steht für den Einstellwinkel der Rotorblätter, der beim MTOsport 2.5° beträgt, und $r_R = \frac{x_r}{R}$ ist die dimensionslose Rotorblattkoordinate. Außerdem hängt der Gesamtdurchflussgrad λ von der dimensionslosen Steigrate λ_c ab. In [21] wird für das Verhältnis von $\lambda_c/\lambda_h = \bar{\lambda}_c$ für einen Rotor im Zustand der Autorotation ein Wert von -0.9 gegeben. Dadurch lässt sich das in 1.21 benötigte λ_c berechnen.

$$\lambda_c = \lambda_h \cdot (-0.9) \quad (1.24)$$

Das noch unbekannte λ_h , das den Durchfluss im Schwebeflug bestimmt, ist eine Funktion des Schubbeiwertes C_T und berechnet sich wie folgt:

$$\lambda_h = \frac{\sqrt{C_T}}{2} \quad (1.25)$$

C_T ist der Schubbeiwert, der für den Schwebeflugzustand des Drehflüglers gelten würde. Er berechnet sich nach Formel 1.26.

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot S_R \cdot (\Omega \cdot R)^2} \quad (1.26)$$

Bei einer Drehzahl von 320 U/min und einer Masse des Tragschraubers von 395kg wird ein Schubbeiwert von $C_T=0.0029$ bestimmt. Folglich ergibt sich $\lambda_h = 0.027$, womit wiederum λ_c ermittelt werden kann.

$$\lambda_c = \lambda_h \cdot \bar{\lambda}_c = -0.024 \quad (1.27)$$

Für die Berechnung von λ durch Formel 1.21 sind nun alle Größen gegeben. Um μ_z zu ermitteln wird ein Flugzustand mit einer Anströmgeschwindigkeit von 26m/s und einem Rotoranstellwinkel von 6.8° vorgegeben. So berechnet sich μ_z zu einem Wert von 0.022. Weil der Einfluss von λ_c und μ_z konstant ist, lässt sich λ_i beschreiben durch:

$$\lambda_i = \lambda(\lambda_c, r_R) - \lambda_c - \mu_z = \lambda - (-0.024) - (0.022) \quad (1.28)$$

Somit ist λ_i über den Verlauf des Rotors zu berechnen. Mit Formel 1.18 erhält man die induzierten Geschwindigkeiten $w_{ind}(r_R)$ in Abhängigkeit von der Rotorposition $r_R = \frac{x_r}{R}$. Diese sind in Abbildung 6.11 dargestellt.

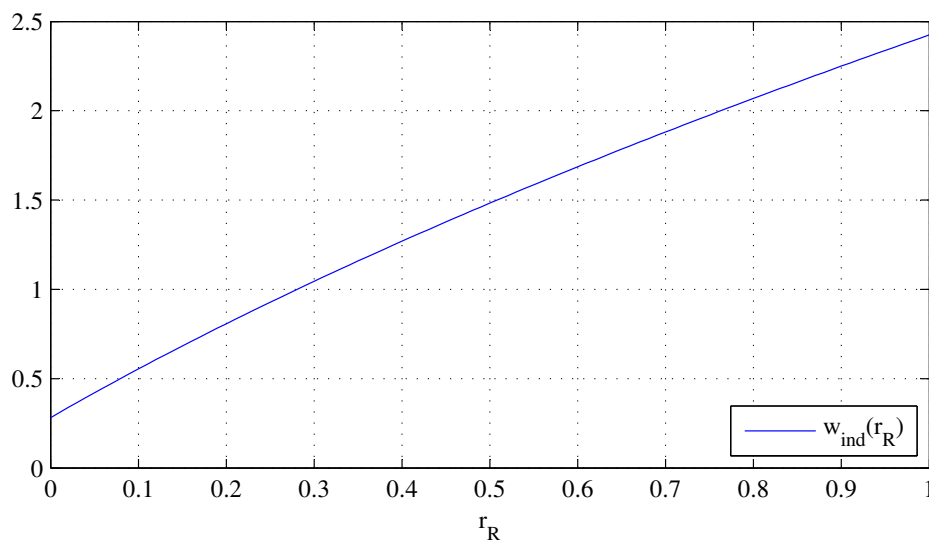


Abbildung 6.11: Induzierte Geschwindigkeiten w_{ind} über dem normierten Rotorradius r_R

Die für die Tragschraubersimulation bisher verwendeten induzierten Geschwindigkeiten sind in [22] ermittelt worden. Für den hier beschriebenen Fall des unbeschleunigten, schiebefreien Horizontalfluges mit 27m/s beträgt die induzierte Geschwindigkeit des Rotors 1.75 m/s. Diese Geschwindigkeit kann in Abbildung 6.11 bei $r_R = 0.7$ ausgemacht werden. Im Simulationsmodell wird ein von der Rotorposition abhängiger Vektor mit der Anströmgeschwindigkeit aus [22] multipliziert, um eine Abwindverteilung, wie sie in Abbildung 6.11 gegeben ist, annähernd nachzubilden.

Für die zehn Blattelemente, mit denen der Rotor beschrieben wird, werden für den Vektor $Fakt_{ind}$, der die Verteilung des mittleren induzierten Abwinds aus [22] bestimmt, die in Tabelle 1.3 aufgeführten Werte gewählt. Mit den Werten aus Tabelle 1.3 wird an den zehn Positionen des Rotors der Abwind multipliziert, um eine Verteilung gemäß Abbildung 6.11 zu erhalten.

Blattelement	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Rotorradius der Blattelementenmitte [m]	0.4	0.8	1.2	1.6	2.0	2.4	2.8	3.2	3.6	4
Rotorradius r_R der Blattelementenmitte	0.10	0.19	0.29	0.38	0.48	0.57	0.67	0.76	0.86	0.95
$F_{akt_{ind}}$	0.2	0.3	0.4	0.5	0.7	0.8	1.0	1.1	1.2	1.3

Tabelle 1.3: Angabe des in der Simulation verwendeten Vektors $F_{akt_{ind}}$ zur Modifikation der induzierten Geschwindigkeit abhängig vom Rotorradius r_R

6.1.5 Änderungen auf Blattelementenebene

Die Blattelementenebene stellt die Basis des Rotormodells dar. Hier werden die Kräfte am Blattelement aus den Anströmverhältnissen berechnet. In den verwendeten Matlab-SIMULINK-Modellen ist diese Ebene als Gleichungssystem arrangiert. Die verwendeten Gleichungen wurden bereits in Kapitel 2 vorgestellt. Hier werden die im Zuge dieser Diplomarbeit gemachten Änderungen explizit hervorgehoben.

Im neuen Rotormodell/MTOsport-Modell berechnet sich die Horizontalgeschwindigkeit, die auf die Blattelemente trifft, zu:

$$w_i = w_{A,rh} - u_{A,rh} \cdot \cos(\psi_R) \cdot \sin(\alpha_R) + v_{A,rh} \cdot \sin(\psi_R) \cdot \sin(\alpha_R) - w_{ind} - \dot{\beta} \cdot r_i + (\beta + \kappa) \cdot \sin(\psi_R) + w_{ind,b} \quad (1.29)$$

In der Gleichung sind die Änderungen zum Ursprungsmodell rot dargestellt. Hauptsächliches Interesse gilt hierbei der Einführung von $+w_{ind,b}$. Diese Größe beschreibt die rumpfinduzierte Geschwindigkeitskomponente, deren Modellierung unter 6.1.2 beschrieben wird. Die Geschwindigkeit $-w_{ind}$ steht für die vom Rotor selbst induzierte Geschwindigkeit. Sie wurde von der radialen Koordinate abhängig gemacht, wie im Abschnitt 6.1.4 beschrieben.

6.2 Änderungen des Simulink MTOsport-Modells

Das Simulationsmodell des Tragschraubers vom Typ MTOsport des DLR wird modifiziert, um es an die in den Flugversuchen gewonnenen Erkenntnisse anzupassen. Mit den Änderungen soll das Modell auch die Situation des Seitengleitflugs realitätsnah darstellen, um Simulationen von Situationen durchzuführen, die für einen Flugversuch zu gefährlich scheinen. Die Vorgänge am Rotor haben im überarbeiteten Modell direkten Einfluss auf die Flugmechanik des Tragschraubers. Bisher integrierte Approximationen der Rotordynamik, die aufgrund fehlender Daten für das Verhalten des Schlagwinkels gemacht wurden, werden ersetzt.

6.2.1 Berücksichtigung des Schlagwinkelverhaltens im Gesamtmodell

Im bisherigen Simulinkmodell werden der Schlagwinkel des Rotors und dessen Zeitableitungen berechnet und für die Bestimmung des Auftriebsverhaltens genutzt. Ebenso wurde über einen linearen Zusammenhang die Abhängigkeit des Längsschlagwinkels von der Geschwindigkeit in das Modell mit einbezogen. Allerdings wurde dabei vereinfachend angenommen, dass der Auftriebsvektor in Bezug auf das rotorkopffeste Koordinatensystem seine Neigung lediglich in x_{rh} -Richtung verändert, aber nicht in y_{rh} -Richtung geneigt sein kann. Demzufolge konnte eine Komponente des Auftriebsvektors, die durch den Querschlagwinkel β_{cr} entsteht, im bisherigen Modell nicht direkt berücksichtigt werden.

Um dies zu ändern, wird die bisherige Transformationsmatrix vom rotorfesten auf das rotorkopffeste System (siehe [18]) um den Längsschlagwinkel β_{fw} und den Querschlagwinkel β_{cr} erweitert. Der Pfad zum Ort der Transformation im Modell ist *Autogyro Model/Forces and Moments/Aerodynamics/Rotor/Rotor Moments/Transformation rotor-fixed to rh-fixed/Subsystem*. Die Transformation kann aufgestellt werden, indem man die veränderte Lage der Ebene der Rotorblätter zur Rotorkopfebene als zwei aufeinander folgende Drehungen um die x_{rh} -Achse und die y_{rh} -Achse betrachtet. Es entstehen zwei Transformationen, die anschließend zusammengefasst werden.

Erste Transformation um den Winkel β_{cr} :

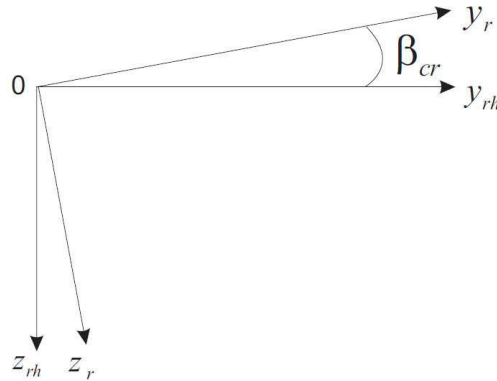


Abbildung 6.12: Skizze zur Transformation um den Winkel β_{cr}

$$\begin{bmatrix} F_{x,rh} \\ F_{y,rh} \\ F_{z,rh} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\beta_{cr}) & \sin(\beta_{cr}) \\ 0 & -\sin(\beta_{cr}) & \cos(\beta_{cr}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} F_{x,r} \\ F_{y,r} \\ F_{z,r} \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Zweite Transformation um den Winkel β_{fw} :

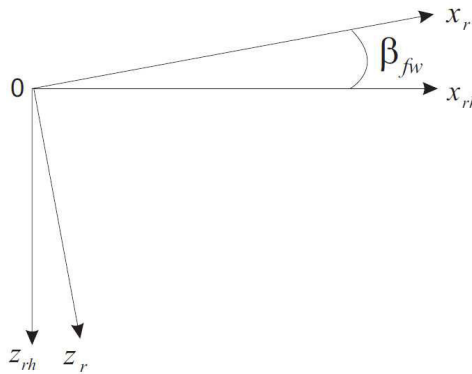


Abbildung 6.13: Skizze zur Transformation um den Winkel β_{fw}

$$\begin{bmatrix} F_{x,rh} \\ F_{y,rh} \\ F_{z,rh} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\beta_{fw}) & 0 & \sin(\beta_{fw}) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\beta_{fw}) & 0 & \cos(\beta_{fw}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} F_{x,r} \\ F_{y,r} \\ F_{z,r} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Als gesamte Transformationsmatrix ergibt sich letztendlich:

$$\begin{aligned} M_{rrh} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\beta_{cr}) & \sin(\beta_{cr}) \\ 0 & -\sin(\beta_{cr}) & \cos(\beta_{cr}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\beta_{fw}) & 0 & \sin(\beta_{fw}) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\beta_{fw}) & 0 & \cos(\beta_{fw}) \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \cos(\beta_{fw}) & 0 & \sin(\beta_{fw}) \\ \sin(\beta_{cr}) \cdot (-\sin(\beta_{fw})) & \cos(\beta_{cr}) & \sin(\beta_{cr}) \cdot \cos(\beta_{fw}) \\ \cos(\beta_{fw}) \cdot (-\sin(\beta_{fw})) & -\sin(\beta_{cr}) & \cos(\beta_{cr}) \cdot \cos(\beta_{fw}) \end{bmatrix} \cdot \end{aligned} \quad (2.3)$$

Diese Transformation ermöglicht eine Berücksichtigung aller Kraftkomponenten des Rotorschubvektors in den verschiedenen rotorkopffesten Anteilen. Als Gesamttransformation ergibt sich :

$$\begin{bmatrix} F_{x,rh} \\ F_{y,rh} \\ F_{z,rh} \end{bmatrix} = M_{rrh} \cdot \begin{bmatrix} F_{x,r} \\ F_{y,r} \\ F_{z,r} \end{bmatrix} . \quad (2.4)$$

Um β_{fw} und β_{cr} zu erhalten, wird im Fall des MTOS-Modells eine Vereinfachung gegenüber der Realität vorgenommen. Das MTOS-Modell berücksichtigt keinen Konuswinkel des Rotors. Eine Phasenverschiebung des Schlagwinkelmaximums, die aus dem Einfluss eines Konuswinkels resultiert, wird also nicht abgebildet. Der kontinuierliche maximale Schlagwinkel berechnet sich nach der Formel:

$$|\beta_{max}| = \sqrt{\beta^2 + \left(\frac{\dot{\beta}}{\Omega}\right)^2} . \quad (2.5)$$

Dieser wird zur Berechnung von β_{cr} und β_{fw} genutzt. Das Schlagwinkelmaximum in der Simulation wird immer in Flugrichtung ausgerichtet. Es ergeben sich:

$$\beta_{fw} = -\beta_{max} \cdot \cos(\beta_A) \quad (2.6)$$

und

$$\beta_{cr} = \beta_{max} \cdot \sin(\beta_A) . \quad (2.7)$$

Dank der Nutzung des durch die Transformation 2.3 in das rotorkopffeste KOS transformierten Schubvektors des Rotors, ist es möglich, bisher genutzte Approximationen zur Berechnung der Seitenkraft $F_{R,y}(\beta)$ des Rotors und des daraus abgeleiteten Moments $L_{R,rh}(\beta)$ zu deaktivieren. Die Kraft $F_{R,y}(\beta)$ ist nach der Transformation direkt in der Kraft $F_{R,y}$ enthalten. Das Moment $L_{R,rh}$ berechnet sich durch die Multiplikation dieser Kraft mit dem Abstand von TB zu RPB. Um die Momente am Rotor zu bestimmen, müssen die Kräfte $\mathbf{F}_{R,rh}$ mit den entsprechenden Hebelarmen zu den Rotorgelenken multipliziert werden. Es ergeben sich die Momente am Rotor durch das Kreuzprodukt der jeweils relevanten Abstände zu den Gelenken und den Kraftkomponenten des Rotors.

$$\mathbf{M}_{R,rh} = \mathbf{s}_{rel} \times \mathbf{F}_{R,rh} = \mathbf{s}_{rel} \times \begin{bmatrix} F_{x,rh} \\ F_{y,rh} \\ F_{z,rh} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

Es ist zu beachten, dass aufgrund der übereinander angeordneten Gelenkstruktur des PPB und RPB für die Berechnung des Rollmomentenanteils $L_{R,rh}$ der Abstand des TB zum PRB anstatt zum PPB verwendet werden muss. Im Modell wird es so realisiert, dass die Momente mit Hilfe des Kreuzproduktes von \mathbf{s}_{TB_PPB} und $\mathbf{F}_{R,rh}$ berechnet werden und im Nachhinein der Anteil durch den zusätzlichen Abstand von PPB zu PRB auf das Rollmoment aufaddiert wird.

6.2.2 Das Widerstandsverhalten

Die Modellierung des Seitengleitflugs setzt neue Ansprüche an das Modell des MTOSport. So sollen alle typischen Effekte des realen Seitengleitflugs auch in der Simulation sichtbar werden. Gerade im Bezug auf den Drehzahlverlust war dieses Verhalten mit dem bisherigen Simulationsmodell nicht abbildbar. Wie bei der Bildung von flugmechanischen Modellen üblich, wurde auch für den MTOSport ein Modell entwickelt, das unter der Maßgabe kleiner Schiebewinkel durch Parameteridentifizierung an den realen Tragschrauber angepasst wurde. Dabei wurde das Verhalten der Seitenkraft Y und des Widerstands W gesondert von einander betrachtet. Im Fall von Schiebewinkeln von $\pm 60^\circ$ bietet es sich allerdings an, die Seitenkraft auch als Funktion des Widerstandes auszudrücken.

Die Umsetzung im aktualisierten Modell sieht vor, den Widerstand mit Hilfe des Nullwiderstandsbeiwertes $C_{W,0}$ und des schiebewinkelabhängigen $C_{W\beta_A}$ zu berechnen.

$$C_W = C_{W0} + |\beta_A| \cdot C_{W\beta_A} \quad (2.9)$$

Multipliziert mit dem Staudruck q_{Stau} und der Rotorkreisfläche S_R ergibt sich eine Kraft, die entgegen der Anströmung wirkt. Um diese Ausrichtung der Widerstandskraft im Modell umzusetzen, wird der Widerstand sowohl in die Berechnung für C_x und C_z als auch die Berechnung für C_y mit einbezogen.

$$C_{x,body} = -\cos(\alpha_A) \cdot \cos(|\beta_A|) \cdot C_W \quad (2.10)$$

$$C_{z,body} = -\sin(\alpha_A) \cdot C_W \quad (2.11)$$

$$C_{y,body} = -\sin(\beta_A) \cdot C_W \quad (2.12)$$

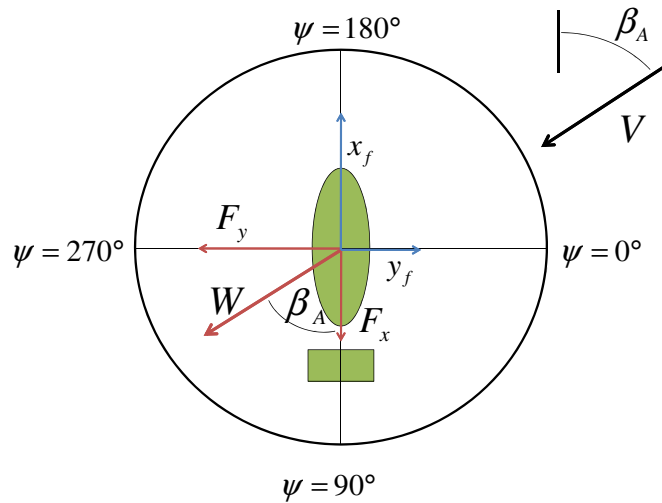


Abbildung 6.14: Skizze zur Bestimmung der Kräfte F_x und F_y als Widerstandsanteile in flugzeugfester x_f - und y_f -Richtung zur Ermittlung der Beiwerte C_x und C_y

Um den Wert für $C_{W\beta_A}$ zu erhalten, wird der Seitengleitflug, der schon zur Berechnung der Werte aus Abschnitt 5.1 verwendet wurde, genutzt. Der Gesamtwiderstand beträgt in dem dargestellten Fall 1330 N. Mit diesem Wert und der Kenntnis der Fluggeschwindigkeit von 26m/s lässt sich der Gesamtwiderstandsbeiwert für diese Flugsituation berechnen. Letztendlich kann mit dem Gesamtwiderstandsbeiwert und mit dem bekanntem Schiebewinkel ($\beta_A = 60^\circ$) der Wert für $C_{W\beta_A}$ ermittelt werden.

$$C_W = \frac{W}{\rho/2 \cdot V^2 \cdot S_R} = \frac{1330N}{\frac{1.225kg}{2m^3} \cdot (26\frac{m}{s})^2 \cdot 55m^2} = 0.058 \quad (2.13)$$

$$C_{W\beta_A} = \frac{C_W - C_{W,0}}{|\beta_A|} = \frac{0.058 - 0.026}{|1.04|} = 0.031 \quad (2.14)$$

Der so gefundene Wert für $C_{W\beta_A}$ wird in die Simulationsumgebung für den MTOsport eingepflegt.

6.2.3 Grenzen der Beiwerte

Da das Simulationsmodell des MTOsport für kleine Schiebewinkel ausgelegt ist, sind die Beiwerte, die von einem Schiebewinkel beeinflusst werden können, beschränkt. So wird ab einem Schiebewinkel von 30° nur noch dieser Schiebewinkel in die Berechnung der Kräfte und Momente einbezogen. Da der Tragschrauber aber sehr hohe Schiebewinkel erreicht, ist diese Betrachtung für den Seitengleitflug nicht mehr zulässig. Aus diesem Grund mussten die Begrenzungen der folgenden Derivative erweitert werden:

- $C_{W\beta_A}$
- $C_{l\beta_A}$
- $C_{n\beta_A}$

Erwähnt sei, dass die angesprochenen Beiwerte nicht durch eine Parameteridentifizierung für die im Seitengleitflug erreichten Schiebewinkel validiert wurden. Eine Beschränkung ihres Einflusses auf die Berechnung der Kräfte bei $\beta_A = 30^\circ$ würde allerdings Unstetigkeiten im Kräfteverlauf erzeugen, die die Realitätsnähe der Simulation weitaus stärker gefährden. Der Beiwert der Querkraft des Rumpfes in Abhängigkeit vom Schiebewinkel $C_{Y\beta_A}$ fällt weg, da die Querkraft nun mit Hilfe des Widerstands berechnet wird.

6.2.4 Reduktion der Höhenleitwerkskraft durch einen Schiebezustand

Wie in Kapitel 5 im Abschnitt 5.4 gezeigt wurde, ist die Strömung am Höhenleitwerk im Seitengleitflug erheblich vom Schiebewinkel des Tragschraubers beeinflusst. Das Totwasser von zwei Seitenleitwerksflossen trifft auf das Höhenleitwerk. In diesem Bereich ist mit starken Verwirbelungen und Ablösungen zu rechnen. Aber auch die übrigen Bereiche des Höhenleitwerks sind durch die erhebliche Queranströmung von bis zu 60° stark beeinflusst. Um dieses Verhalten in der Simulation zu berücksichtigen wird der C_A -Wert des Höhenleitwerks $C_{A,Stab}$ mit zunehmenden Schiebewinkel reduziert. Das geschieht nach der Formel 2.15.

$$C_{A,Stab} = C_{A\alpha,Stab} \cdot \alpha_{Stab} \cdot \cos^2(\beta_A) \quad (2.15)$$

$\cos(\beta_A)$ geht quadratisch in diese Formel ein und reduziert den Wert $C_{A,Stab}$, da die Kraft am Höhenleitwerk durch Multiplikation des $C_{A,Stab}$ -Wertes mit der Fläche des Höhenleitwerks S_{Stab} und dem Staudruck q_{Stau} multipliziert wird. In den Staudruck geht die Geschwindigkeit der Anströmung quadratisch ein.

Auch der Anstellwinkel des Höhenleitwerks muss aufgrund der starken Queranströmung im Seitengleitflug modifiziert werden. Für den Seitengleitflugfall muss er unter Einbeziehung der Geschwindigkeitskomponente v_{Stab} berechnet werden. Damit ergibt sich für den Anstellwinkel am Höhenleitwerk der in Formel 2.16 dargestellte Zusammenhang.

$$\alpha_{Stab} = \arctan \left(\frac{w_{Stab}}{\sqrt{u_{Stab}^2 + v_{Stab}^2}} \right) \quad (2.16)$$

6.3 Validierung der Simulationsmodelle

6.3.1 Seitengleitflüge mit dem Rotormodell

In den Tabellen 3.1 und 3.2 werden charakteristische Werte aus verschiedenen Seitengleitflügen mit Ergebnissen aus Simulationen gegenübergestellt. Dabei ist die Simulation, die in der jeweils rechten Spalte neben einem Flugversuch aufgeführt wird, diesem nachempfunden. In der Simulationsumgebung des Rotormodells sind die Einflüsse des rumpfinduzierten Windfeldes und alle weiteren beschriebenen Änderungen implementiert. Es kann eine Anströmungsgeschwindigkeit V_K vorgegeben werden und die vertikalen Komponente w der Anströmung variiert werden. Außerdem kann ein Schiebewinkel β_A vorgegeben werden. So lassen sich die typischen Parameter der Flugversuche V_K , β_A und die Rotordrehzahl n_{Rot} einstellen.

Der Wert β_{max} beschreibt das Schlagwinkelmaximum und $\psi(\beta_{max})$ gibt dessen azimutale Position an. Dadurch kann auf die Orientierung der Rotorebene gegenüber dem Rotorkopf geschlossen werden. Der Wert $\Delta(\beta_{max})$ kennzeichnet die Differenz des maximalen Schlagwinkels des Rotors im

Seitengleitflug zu einem maximalen Schlagwinkel im Vorwärtsflug mit der gleichen Bahngeschwindigkeit. Für den Flugversuch zählt ein aus anderen Flugversuchen ermittelter Wert für den Schlagwinkel im Vorwärtsflug als Referenz und für die Simulation ein entsprechender Simulationswert. Außerdem wird der in der Simulation ermittelte Rotorschub T_R angegeben.

Tabelle 3.1 gibt die charakteristischen Werte für den Seitengleitflug mit Nase links wieder.

Größe	Flug 3 SGF 2	Simu- lation	Flug 4 SGF 9	Simu- lation	Flug 4 SGF 2	Simu- lation
β_A [°]	60	60	38	38	44	44
V_K [m/s]	25	25	29	29	30	30
n_{Rot} [U/min]	285	285	300	300	300	300
β_{max} [°]	3.2	3.2	2.9	3.3	3.1	3.5
$\psi(\beta_{max})$ [°]	128	143	154	160	152	155
$\Delta(\beta_{max})$ [°]	0.9	0.9	0.7	0.8	0.6	0.8
T_R [N]	-	3100	-	3300	-	3300

Tabelle 3.1: Vergleich von durch Simulation erzielten Werten mit Flugversuchswerten für den Seitengleitflug mit Nase links, SGF = Seitengleitflug

Aus Tabelle 3.1 wird ersichtlich, dass die azimutale Position des Schlagwinkelmaximums $\psi(\beta_{max})$ gut abgebildet wird und damit die Orientierung der Rotorebene aufgrund der Anströmung annähernd den realen Verhältnissen entspricht. Der Schlagwinkel β_{max} der Simulation übersteigt bei steigender Fluggeschwindigkeit V_K die realen Werte leicht. Dagegen zeigt die Differenzbildung $\Delta(\beta_{max})$ zum entsprechenden Wert im realen bzw. simulierten Vorwärtsflug kaum Abweichungen voneinander. Ohne die Modellierung der Rumpfumströmung wäre $\Delta(\beta_{max})$ in der Simulation Null.

In Tabelle 3.2 werden die aus Flugversuchen und Simulation erzielten Werte für Seitengleitflüge mit Nase rechts gegeben.

Größe	Flug 3 SGF 3	Simu- lation	Flug 3 SGF 4	Simu- lation	Flug 4 SGF 3	Simu- lation
β_A [°]	-60	-60	-50	-50	-40	-40
V_K [m/s]	27	27	26	26	30	30
n_{Rot} [U/min]	300	300	285	285	305	305
β_{max} [°]	2.2	2.5	2.2	2.4	2.2	2.5
$\psi(\beta_{max})$ [°]	275	272	264	261	243	247
$\Delta(\beta_{max})$ [°]	-0.2	-0.1	-0.1	-0.2	-0.4	-0.3
T_R [N]	-	3350	-	3000	-	3350

Tabelle 3.2: Vergleich von durch Simulation erzielten Werten mit Flugversuchswerten für den Seitengleitflug mit Nase rechts, SGF = Seitengleitflug

Für den Seitengleitflug mit Nase rechts lassen sich ähnliche Effekte erkennen wie für den Seitengleitflug mit Nase links. Mit steigender Fluggeschwindigkeit übersteigt auch hier der maximale simulierte Schlagwinkel den maximal gemessenen. Die Lage des Schlagwinkelmaximums wird dagegen nahezu exakt getroffen. Auch die Differenzbildung der Werte der maximalen Schlagwinkel zum Vorwärtsflug durch $\Delta(\beta_{max})$ bringt vergleichbare Werte.

6.3.2 Seitengleitflüge mit dem MTOsport-Gesamtmodell

Nach der Implementierung des Rotormodells in das Gesamtmodell und der Umsetzung aller weiteren beschriebenen Änderungen werden mit dem Gesamtmodell des MTOsport Seitengleitflüge simuliert. Dabei wird der Tragschrauber von einem, für diesen Zweck entworfenen, Seitengleitflugregler gesteuert. Dieser hat die Vorgabe einen Seitengleitflug ohne Motorleistung mit einem Schiebewinkel β_A von $\pm 55^\circ$, einer Fluggeschwindigkeit von 90 km/h und einer Gierrate von $r = 0$ durchzuführen. Für den stabilisierten ausgeregelten Seitengleitflug ergeben sich die in Tabelle 3.3 aufgeführten Werte. Diese werden jeweils mit Werten eines ähnlichen Seitengleitflugs aus den Flugversuchen verglichen.

Größe	Flug 3 Seitengleitflug 7	Simulation	Flug 4 Seitengleitflug 10	Simulation
β_A [°]	53°	55°	-50°	-55°
Θ [°]	-8°	-12°	-10°	-12.8
γ [°]	-25°	-23.5°	-23°	-23.5°
Φ [°]	19°	16.5°	-19°	-16.5°
n_{Rot} [U/min]	290	300	290	300
β_{max} [°]	3.0°	2.7°	2.1°	1.8°
α_R [°]	5.9°	6.7°	5.9°	6.4°

Tabelle 3.3: Parameter des Seitengleitfluges aus den Flugversuchsdaten und vergleichbare Werte aus Simulationen

Wie auch in der Realität sinkt die Drehzahl des Rotors in der Simulation bedingt durch die Entlastung des Rotors im starken Seitengleitflug um 20 bis 30 U/min gegenüber dem Horizontalflug mit 100km/h und einen Drehzahlniveau von 320-325 U/min. Der Bahnwinkel γ aller hier gezeigten Simulationen und Flüge ist trotz der Variation der Schiebewinkel nahezu konstant. Das für das Rotormodell beschriebene Schlagwinkelverhalten ist in der Simulation, wie auch in den Messergebnissen, nachvollziehbar. Im Seitengleitflug mit Nase rechts kann nur ein geringerer maximaler Schlagwinkel β_{max} erreicht werden als im Seitengleitflug mit Nase links. In den Flugversuchen schwankten die Werte von Θ und Φ sehr stark. Die hier aufgeführten Werte stellen das mittlere Niveau dieser Parameter während des Seitengleitflugs dar. Auch die Berechnung von α_R unterlag diesen Schwankungen, da α_R unter anderen direkt von Θ und Φ abhängt. Die Simulationswerte für diese Parameter können exakt wiedergeben werden. Es lassen sich gute Übereinstimmungen feststellen.

7 Simulationsergebnisse

Die Seitengleitflüge der Flugversuche wurden stets mit äußerster Vorsicht durchgeführt. Sobald der Pilot ein ungewohntes Verhalten des Tragschraubers wahrnahm, nahm er instinktiv das Steuerkommando zurück. Daher konnte in den Daten kein Effekt durch falsche Steuereingaben ausgemacht werden, der tatsächlich auf Absturzursachen im Seitengleitflug hinweisen würde. Ein länger gehaltenes falsch gesetztes Steuersignal eines ungeübten Piloten wurde aus Sicherheitsgründen nicht demonstriert. Die Simulation bietet eine Grundlage eben dieses Verhalten zu provozieren und abzubilden. Die Anpassung der Simulationsmodelle ermöglicht eine verbesserte Abbildung der realen Geschehnisse in der Simulation. In diesem Kapitel wird gezeigt, was eine Störung des Flugzustandes durch fehlerhafte Eingaben seitens des Piloten bewirkt. Dazu werden zwei Seitengleitflüge und ein Geradeausflug betrachtet. Während des Fluges wird unvermittelt ein Drücken des Steuerknüppels durchgeführt und über einen Zeitraum von 2 Sekunden gehalten.

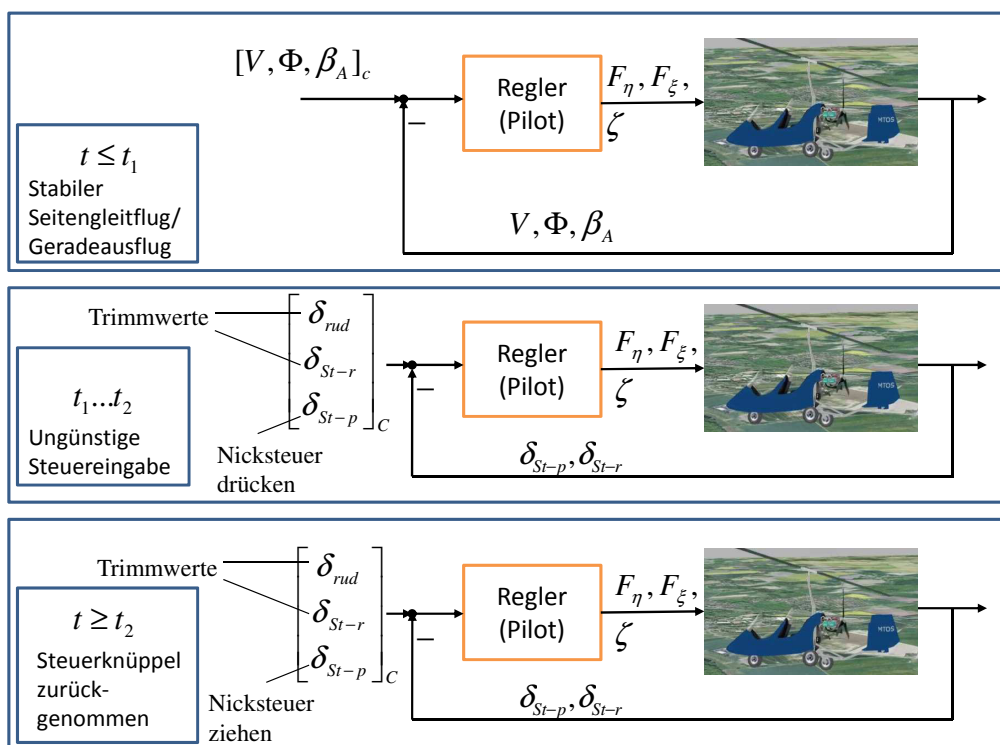


Abbildung 7.1: Schema zur Erzeugung der Simulationsergebnisse im Seitengleitflug und Geradeausflug für ungünstige Steuereingaben im Zeitraum von $t_1 = 1s$ bis $t_2 = 3s$ und Umstellung der Regelstrategie auf Fixieren der Steuerelemente in ihrer Position ab $t_2 = 3s$

Das Szenario wird immer aus einem ausgetrimmten Flugzustand begonnen. Ein Regler hat dabei die Aufgabe, die Steuerkräfte F_ξ im Rollsteuer und F_η im Nicksteuer sowie die Pedalstellung δ_{rud} derart zu variieren, dass die Flugparameter Schiebewinkel β_A , Fluggeschwindigkeit V und Rollwinkel Φ konstant gehalten werden und der Tragschrauber im gewünschten Flugzustand stabilisiert ist. Zum Zeitpunkt t_1 wird der Regler, der zuvor den Flugzustand stabilisiert hat, durch ein Pilotenmodell ersetzt. Dieses Pilotenmodell hat die Aufgabe, den Steuerknüppel bei t_1 um 30% des negativen Steuerwegs von δ_{st-p} nach vorn zu bewegen, dort zwei Sekunden zu halten und dann wieder zurückzuführen. Dabei werden die Stellung des Rollsteuers δ_{st-r} und der Pedalausschlag δ_{rud} weiterhin beibehalten. Nach zwei Sekunden wird der Steuerknüppel in den Seitengleitflügen um 50% des positiven Steuerweges gezogen und im Geradeausflug die Trimmstellung eingenommen. Die Abbildung 7.1 gibt schematisch die die Steuerprinzipien wieder, nach denen der Tragschrauber in den drei, im Folgenden gezeigten, Simulationsfällen ausgeregelt wird.

7.1 Simulation des Tragschrauberverhaltens auf ein Nicksteuerkommando im schiebefreien Flug

Um eine Basis für die Analyse des Gefährdungspotentials von ungünstigen Steuereingaben im Seitengleitflug zu erlangen, soll vorab der Fall einer Nicksteuereingabe im Geradeausflug gezeigt werden. Diese Steuereingabe entspricht jenen, die auch im Seitengleitflugszenario getätigt werden.

Der Tragschrauber wird auf einen stabilen Sinkflug ohne Motorleistung ausgetrimmt. Aus diesem Flugzustand heraus wird bei $t_1 = 1s$ die Längssteuereingabe getätigt. Die Eingaben des Piloten sind in Abbildung 7.4 mit δ_{st-p} für die Position des Nicksteuers, δ_{st-r} für die Position des Rollsteuers und δ_{rud} für den Ruderausschlag gekennzeichnet. Dabei gibt ein Wert von 0 die Neutralstellung des Steuerknüppels an und ein Wert von 1 kennzeichnet den maximalen positiven Ausschlag des Steuerorgans (Steuerknüppel gezogen).

In Abbildung 7.4 ist der Verlauf der Position des Rollsteuers δ_{st-r} verdeckt von den Werten der Ruderposition δ_{rud} . Für beide Steuerorgane findet kein Ausschlag statt. Ebenso ist der Querschlagwinkel β_{cr} gleich Null. In diesem Modell ist der maximale Schlagwinkel in der Simulation exakt in Flugrichtung ausgebildet, daher sind β_{fw} und β_{max} identisch.

Bei $t_1 = 1s$ wird durch das Pilotenmodell der Steuerknüppel um 30% des möglichen negativen Knüppelausschlags nach vorn gedrückt. Dadurch wird der Rotorkopf nach vorn gekippt. Die Rotorebene folgt dem Rotorkopf und der Rotorschubvektor T_R wird ebenso gegenüber nach vorn geneigt. Durch die Vorneigung wird der Kraftanteil des Rotorschubvektors in negativer flugzeugfester x -Richtung $F_{R,xf}$ reduziert und im Fall der hier gewählten Eingaben nimmt sie den Wert Null an. Am Höhenleitwerk wird in dieser Situation ein Auftrieb $F_{z,stab}$ erzeugt. Diese Auftriebskraft hat einen Hebelarm zum Schwerpunkt. Ebenso hat die flugzeugfeste Rotorkraftkomponente $F_{Z,xf}$ einen Hebelarm zum Schwerpunkt. Aus der Wirkung der Kräfte und ihrer Hebelarme entsteht ein negatives Nickmoment M , welches vor der Steuereingabe durch $F_{R,xf}$ und ihren Hebelarm kompensiert wurde. Das nun negative Gesamtmoment M lässt den Tragschrauber abnicken. Eine Darstellung des Tragschraubers in der Seitenansicht vor der Nicksteuereingabe ist in Abbildung 7.2 gegeben. Abbildung 7.3 zeigt die wirkenden Kräfte am Tragschrauber kurze Zeit nach der Nicksteuereingabe. Durch die eingesteuerte Vorneigung des Rotorkopfes durch den Piloten und das Abnicken des Tragschraubers wird der Anstellwinkel des Rotors α_R negativ. Der Rotor wird von oben durchströmt und dadurch gebremst. Die Entwicklung des Nickwinkels Θ , des Rotoranstellwinkels α_R und der Verlust der Drehzahl des Rotors n_R als Folge der Durchströmung von oben sind in Abbildung 7.4 dargestellt. Durch den Verlust der Drehzahl wird auch der Schub des Rotors gemindert. Als Konsequenz stellt

sich ein vermehrtes Sinken ein, das sich in der Abnahme des Bahnwinkels γ ausdrückt. Bei $t = 2s$ wird durch das Pilotenmodell der Knüppel wieder in seine Trimmstellung zurückgenommen. Allein die Rücknahme des Knüppels und damit die Erhöhung des Rotorkopfnickwinkels genügen, um den Rotoranstellwinkel wieder in den positiven Bereich zurückzuführen. Sobald der Rotoranstellwinkel wieder positiv ist, steigt die Drehzahl und auch der Schub wird wieder erhöht. Da sich während des Nickmanövers die Fluggeschwindigkeit V erhöht hat, ist der Rotor mit einer erhöhten Anströmung konfrontiert, wodurch die Rotorblätter zum verstärkten Schlagen angeregt werden. Die Schlagwinkel nehmen im weiteren Verlauf durch die vergrößerten Fliehkräfte bei höheren Drehzahlen wieder ab.

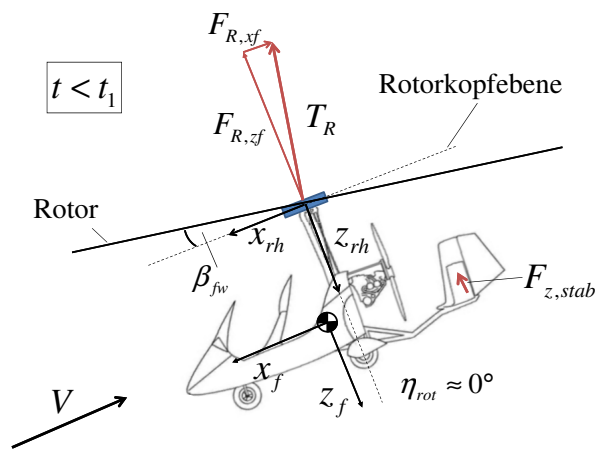


Abbildung 7.2: Kräfte und Winkel am Tragschrauber im schiefbefreien Sinkflug ohne Motorleistung vor der Nicksteuereingabe, Kräfte und Winkel stilisiert

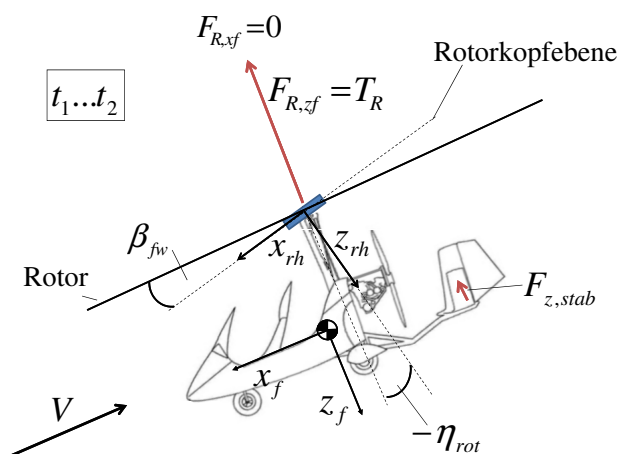


Abbildung 7.3: Kräfte und Winkel am Tragschrauber im schiefbefreien Sinkflug ohne Motorleistung kurz nach der Nicksteuereingabe, Kräfte und Winkel stilisiert

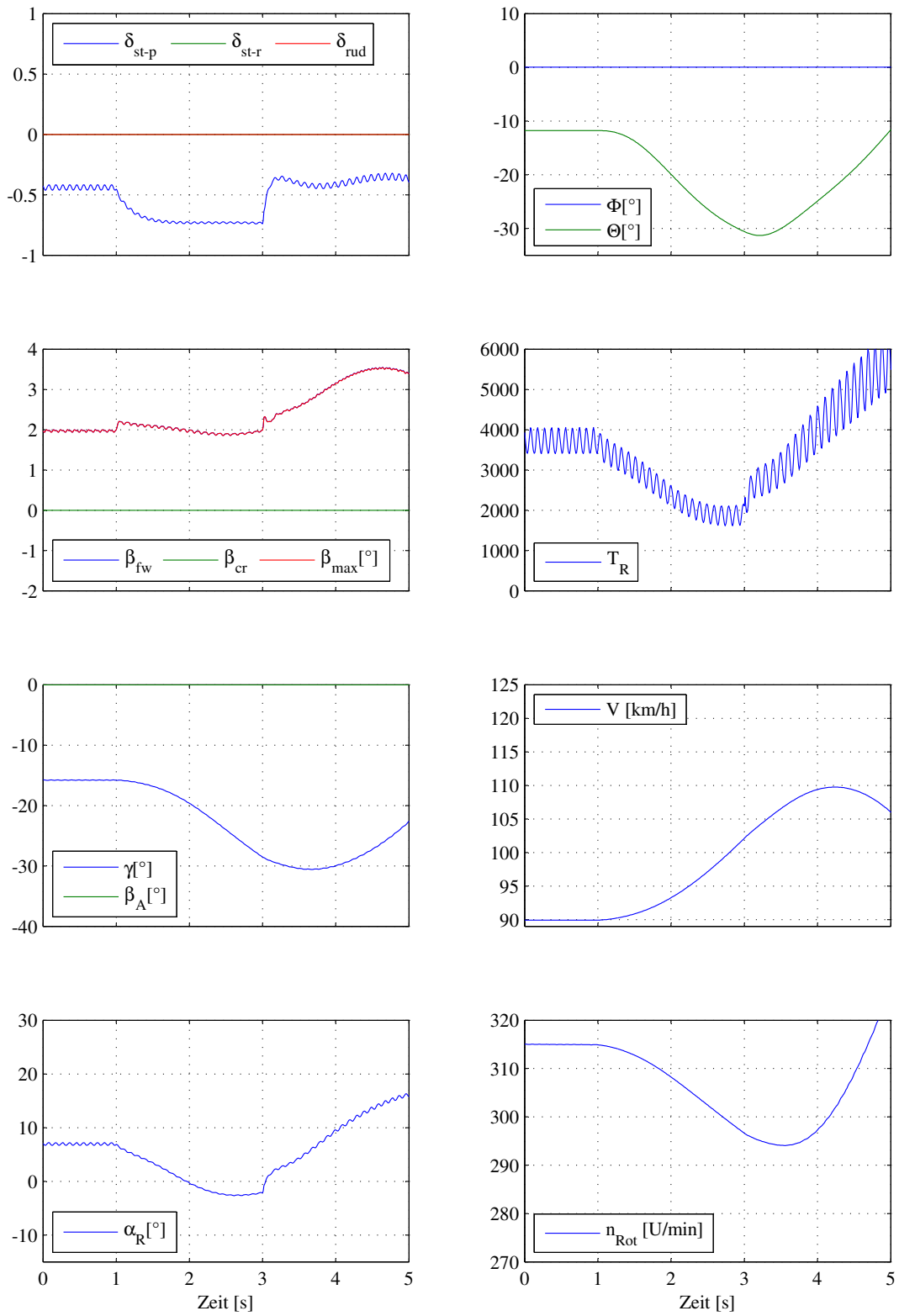


Abbildung 7.4: Simulationsergebnisse für 2-sekündige Nicksteuereingabe im schiefbefreien Sinkflug ohne Motor

7.2 Simulation des Tragschrauberverhaltens auf ein Nicksteuerkommando im Seitengleitflug

In den hier vorgestellten simulierten Szenarien wird der Tragschrauber durch einen Regler in einen stabilen Seitengleitflug mit Nase nach links oder Nase nach rechts gebracht. Dabei werden Schiebewinkel von $\pm 55^\circ$ und eine Fluggeschwindigkeit von 90km/h vorgegeben. Die ausgetrimmte Position des Steuerknüppels im Seitengleitflug ist leicht gedrückt. Das Ausmaß hängt dabei von der Richtung des Seitengleitflugs ab. Bei $t_1 = 1s$ werden durch das Pilotenmodell die Nicksteuereingaben getätigt und bei $t_2 = 3s$ zurückgenommen. Im Rollsteuer wird die Position des Knüppels ausgeregelt, die den Trimmzustand im stabilen Seitengleitflug darstellt.

Für die Betrachtung der Vorgänge der beiden Seitengleitflüge bietet sich an, den Zeitraum von einer Sekunde vor der Steuereingabe bis zu zwei Sekunden nach der Steuereingabe zu betrachten. Die Abbildungen 7.5 und 7.6 zeigen die wichtigsten Größen zur Analyse und Beschreibung des provozierten Verhaltens.

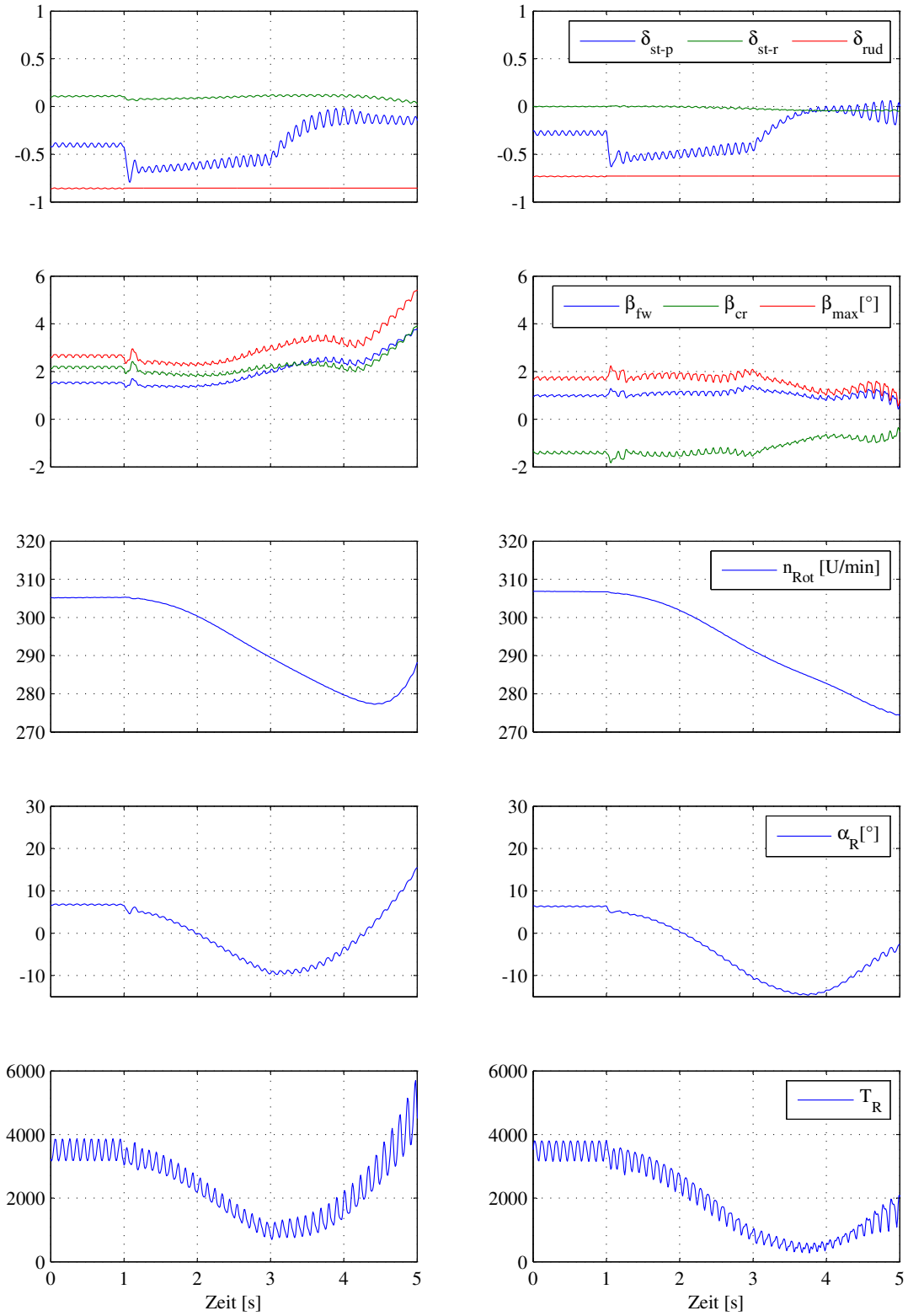


Abbildung 7.5: Simulationsergebnisse für 2-sekündige Nicksteuereingabe im Seitengleitflug (Nase links = linke Graphen, Nase rechts = rechte Graphen)

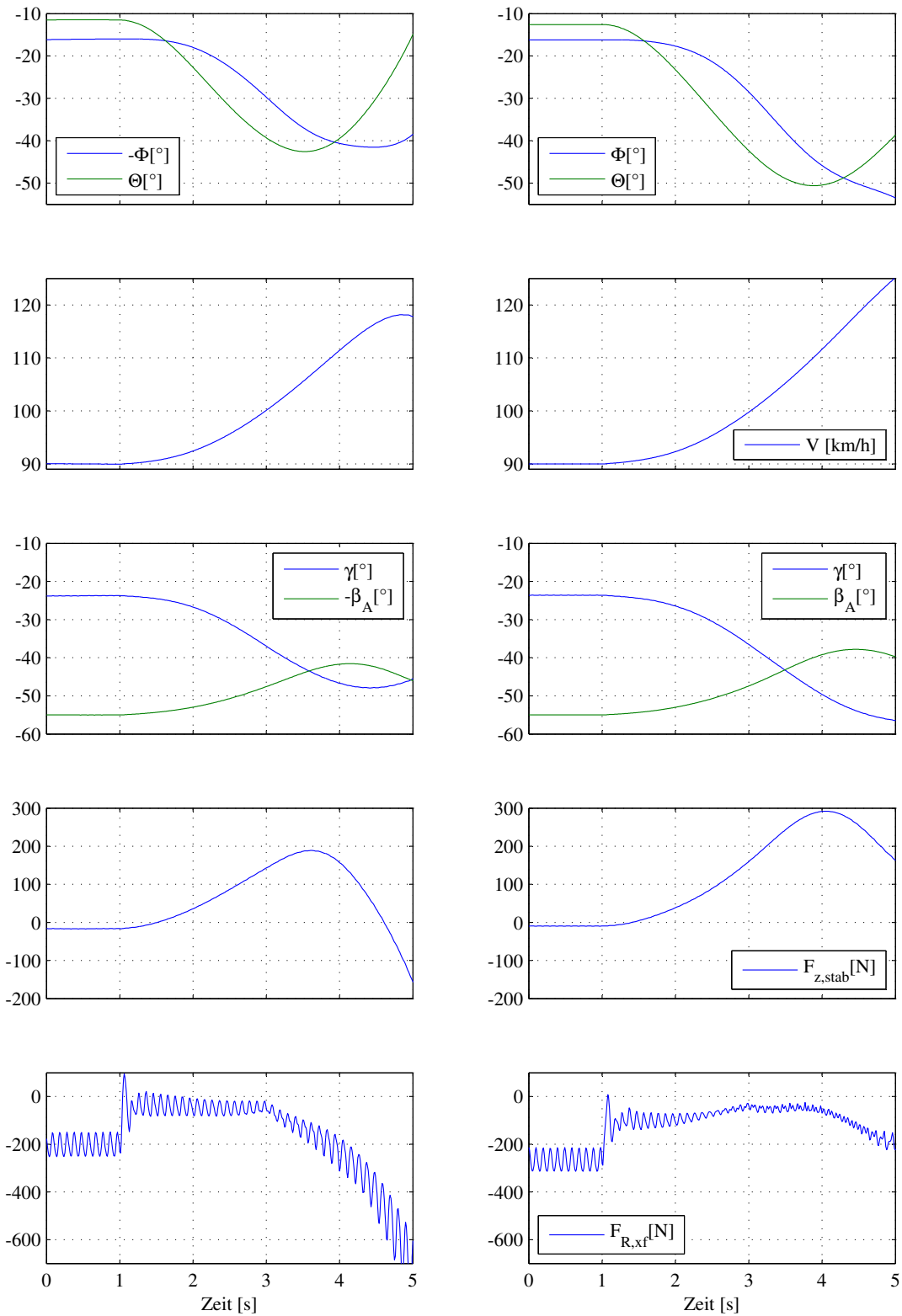


Abbildung 7.6: Simulationsergebnisse für 2-sekündige Nicksteuereingabe im Seitengleitflug (Nase links = linke Graphen, Nase rechts = rechte Graphen)

7.2.1 Vergleichende Betrachtung der Vorgänge

Direkt nach der Eingabe des Nicksteuerkommandos führt der Tragschrauber eine Nickbewegung aus, während derer sich der Rollwinkel Φ beim Seitengleitflug mit Nase links vergrößert und beim Seitengleitflug mit Nase rechts verkleinert. Durch die Steuereingabe im Nicksteuer δ_{st-p} wird analog zum Geradeausflug ein Abnicken des Tragschraubers verursacht. Der Rotoranstellwinkel α_R wird durch die so verursachte abnickende Bewegung des Tragschraubers und durch das Vorneigen des Rotorkopfes verringert. Er wird nach einer Sekunde sogar negativ. Durch diese starke Abnahme des Rotoranstellwinkels α_R sinkt die Drehzahl n_{Rot} und der Schub des Rotors T_R nimmt ab. Wegen der Schubabnahme nimmt die Sinkgeschwindigkeit zu und der Bahnwinkel γ sinkt.

Dass der Tragschrauber nach der Rücknahme des Nickkommandos wieder aufnickt, hängt damit zusammen, dass das Höhenleitwerk während der Abwärtsbewegung durch die erhöhte Anströmung von oben einen Abtrieb erzeugt. Wird der Steuerknüppel bei $t_2 = 3s$ in Neutralstellung gestellt, wird der Rotorschubvektor wieder zurückgeneigt. Das Höhenleitwerk ruft durch seinen Abtrieb ein Nickmoment M in positiver Richtung hervor. Dieses Verhalten kann in den Abbildungen 7.5 und 7.6 im Verlauf von Θ abgelesen werden.

Von $t_1 = 1s$ bis $t_2 = 3s$ ähnelt sich das Verhalten des Tragschraubers in beiden Situationen sehr. Allerdings sind ab $t_2 = 3s$ große Unterschiede in der Entwicklung der Flugparameter zu erkennen. Die unterschiedliche Entwicklung hängt ursächlich mit dem Schlagwinkelverhalten zusammen. Wie in Kapitel 5 im Abschnitt 5.4 beschrieben, nimmt der maximale Schlagwinkel bei einem Seitengleitflug mit Nase links mit zunehmender Fluggeschwindigkeit zu und bei einem Seitengleitflug mit Nase rechts mit zunehmender Fluggeschwindigkeit ab. Diese Entwicklung ist auch in Abbildung 7.5 für die hier simulierten Seitengleitflüge zu erkennen.

Im Seitengleitflug mit Nase links nimmt der maximale Schlagwinkel β_{max} mit sich erhöhender Geschwindigkeit zu. Dadurch wird der Rotoranstellwinkel α_R ab $t_2 = 3s$ ebenfalls wieder vergrößert. Durch die Zunahme des Rotoranstellwinkels wird der Anteil der Rotoranströmung von oben geringer, wodurch auch der Rotorschub T_R , wie in Abbildung 7.6 zu sehen, wieder steigt. Das Höhenleitwerk erzeugt zu diesem Zeitpunkt einen Abtrieb $F_{z,stab}$ und auch der Rotorschubvektor ist, bedingt durch den Schlagwinkel β_{fw} und die Rücknahme von δ_{st-p} , nach hinten geneigt. Durch die Rückneigung entsteht eine Kraftkomponente des Rotorschubvektors in negativer flugzeugfester x-Richtung $F_{R,xf}$ mit einem Hebelarm zum Schwerpunkt des Tragschraubers. Durch die gemeinsame Wirkung von $F_{R,xf}$ und $F_{z,stab}$ und ihrer Hebelarme um den Schwerpunkt wird ein aufnickendes Moment erzeugt, das eine Vergrößerung des Nicklagewinkels Θ bedingt. Zu dem Zeitpunkt, zu dem der Rotoranstellwinkel wieder positiv wird, nimmt auch die Rotordrehzahl n_{Rot} wieder zu. In der Folge steigt der Rotorschub und der Bahnwinkel γ nimmt wieder zu. Dadurch dass auch der Schlagwinkel β_{cr} steigt, wird der Rotorschubvektor auch in negativer flugzeugfester y-Richtung geneigt, wodurch ein negatives Rollmoment L entsteht. Diese richtet den Tragschrauber auch um die Längsachse wieder auf.

Im Seitengleitflug mit Nase rechts verringert sich der maximale Schlagwinkel β_{max} mit wachsender Fluggeschwindigkeit. Daher wird der Rotorschubvektor in Relation zum Rumpf weniger nach hinten ausgerichtet und durch eine geringere Kraftkomponente $F_{R,xf}$ als im Seitengleitflug mit Nase links, ein kleineres positives Nickmoment M erzeugt. Nach der Rücknahme der Nicksteuereingabe reicht das verursachte Moment M nicht aus, um den Tragschrauber wieder genügend stark aufnicken zu lassen, um einen signifikant positiven Rotoranstellwinkel α_R zu erlangen. Der Rotor ist ab jetzt durchgängig negativen Rotoranstellwinkeln α_R ausgesetzt und wird stets von oben durchströmt. Dadurch nimmt die Drehzahl n_{Rot} kontinuierlich ab. Da auch der Querschlagwinkel β_{cr} zurückgeht, wird kein aufrichtendes Rollmoment erzeugt und der Tragschrauber rollt, wie in Abbildung 7.6 im Verlauf von Rollwinkel Φ zu sehen, weiter nach links.

7.2.1.1 Steuereingaben im Flugversuch

In Abbildung 7.7 wird eine Nicksteuereingabe, die im Flugversuch getätigt wurde einer aus der Simulation gegenübergestellt. Der gewählte Fall ist ein Seitengleitflug mit Nase rechts. Zu sehen ist der Ausschlag des Steuerknüppels δ_{st-p} . Es ist erkennbar, dass in der Simulation eine mehr als doppelt so starke Eingabe getätigt wurde wie im Flugversuch. Zudem ist die Eingabe über einen längeren Zeitraum gehalten. Der Pilot im Flugversuch nutzte lediglich 10% des möglichen Steuerweges in positiver Richtung. Beim Erreichen des Minimalwert, bewegte er das Steuerorgan direkt wieder zurück ohne die Eingabe zu halten. Subjektiv wurde die Situation von ihm bereits als Gefährdung eingestuft, weswegen er das Nicksteuerkommando vergleichsweise schnell zurückführte.

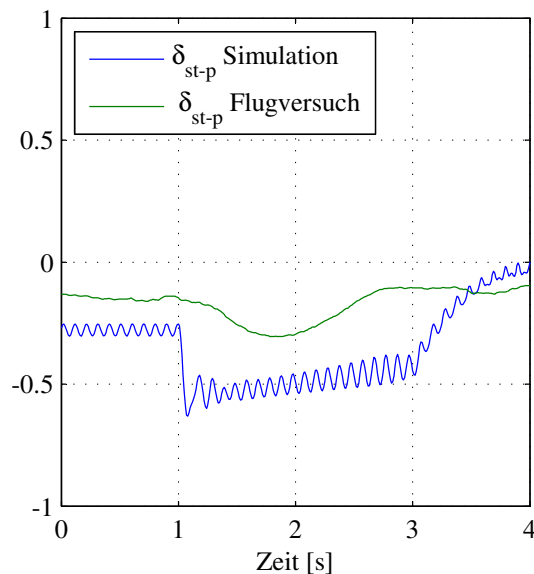


Abbildung 7.7: Vergleich einer realen Nicksteuereingabe aus dem Flugversuch mit der simulierten Nicksteuereingabe im Seitengleitflug mit Nase rechts

7.2.2 Vergleich des Seitengleitflugs mit dem Geradeausflug

Auch ein direkter Vergleich der Vorgänge im Seitengleitflug zu denen im Geradeausflug bei der gleichen Steuereingabe bietet sich an. In Abbildung 7.8 wird der zu Anfang vorgestellte Geradeausflug ohne Motorleistung mit $V = 90\text{km/h}$ einem Seitengleitflug mit Nase rechts mit der gleichen Fluggeschwindigkeit gegenübergestellt.

Es wird ersichtlich, dass der Rotoranstellwinkel α_R im Geradeausflug während der Steuereingabe wesentlich moderater sinkt als im Seitengleitflug mit Nase rechts. Grund dafür ist ein vermindertes Abnicken des Tragschraubers wegen einer höheren Nickdämpfung im Geradeausflug im Vergleich zum Seitengleitflug. Dass das Höhenleitwerk im schiebefreien Flug höhere Dämpfungswirkung hat, hängt damit zusammen, dass die Anströmung frontal auf das Höhenleitwerk trifft und damit die komplette Anströmung zur Erzeugung des Auftriebs am Höhenleitwerk beiträgt. Im Seitengleitflug wird die Wirksamkeit des Höhenleitwerks durch die schräge Anströmung vermindert. In der Realität treten Ablösungserscheinungen am Höhenleitwerk auf, die seine Wirksamkeit weiter einschränken. Diese sind in der Simulation durch eine Verringerung des C_A -Wertes des Höhenleitwerks mit steigender Fluggeschwindigkeit modelliert. Die Kraft am Höhenleitwerk $F_{z,stab}$ in flugzeugfester z-Richtung ist in Abbildung 7.8 dargestellt. Es lässt sich erkennen, dass im Seitengleitflug wesentlich größere

Anstellwinkel des Rumpfes α_A vorliegen. Die Kraft $F_{z,stab}$, die durch das Höhenleitwerk erzeugt wird, ist jedoch während der Nicksteuereingabe im Seitengleitflug geringer als die Kraft $F_{z,stab}$, die im Geradeausflug erzeugt wird.

Mit der Rücknahme des Nicksteuerkommandos kann im schiebefreien Flug bereits wieder ein positiver Rotoranstellwinkel α_R provoziert werden, woraufhin die Rotordrehzahl wieder ansteigt, der Rotorschub T_R steigt und der Bahnwinkel γ zunimmt. Laut den hier erzielten Simulationsergebnissen stellt die 2-sekündige Nicksteuereingabe um -30% des Steuerweges d_{st-p} keine Gefährdung für den Tragschrauber oder seinen Piloten im schiebefreien Flug dar, so lange beachtet wird, dass das Nicksteuerkommando zügig zurückgenommen werden muss, bevor die Rotordrehzahl zu weit absinkt. Der Tragschrauber findet in einen stabilen Flugzustand zurück, wenn der Steuerknüppel in der Position von vor dem Seitengleitflug gehalten wird.

Anders stellt sich die Situation für den Seitengleitflug dar. Bereits eine 2-sekündige ungünstige Steuereingabe des Piloten führt im Fall des Seitengleitflugs zu Flugbewegungen, die eine ernste Gefährdungslage bedingen können, so lange nicht die richtigen Gegenmaßnahmen seitens des Piloten getroffen werden. Nahe dem Boden hat das gezeigte Verhalten schwerwiegende Konsequenzen, aber auch in größerer Höhe ist der Verlust der Rotordrehzahl problematisch. Fällt sie unter ein bestimmtes Niveau, treten vermehrt Abrisserscheinungen auf, die den Rotor weiter bremsen. Der weitere Drehzahl- und Schubverlust ist dann unabwendbar.

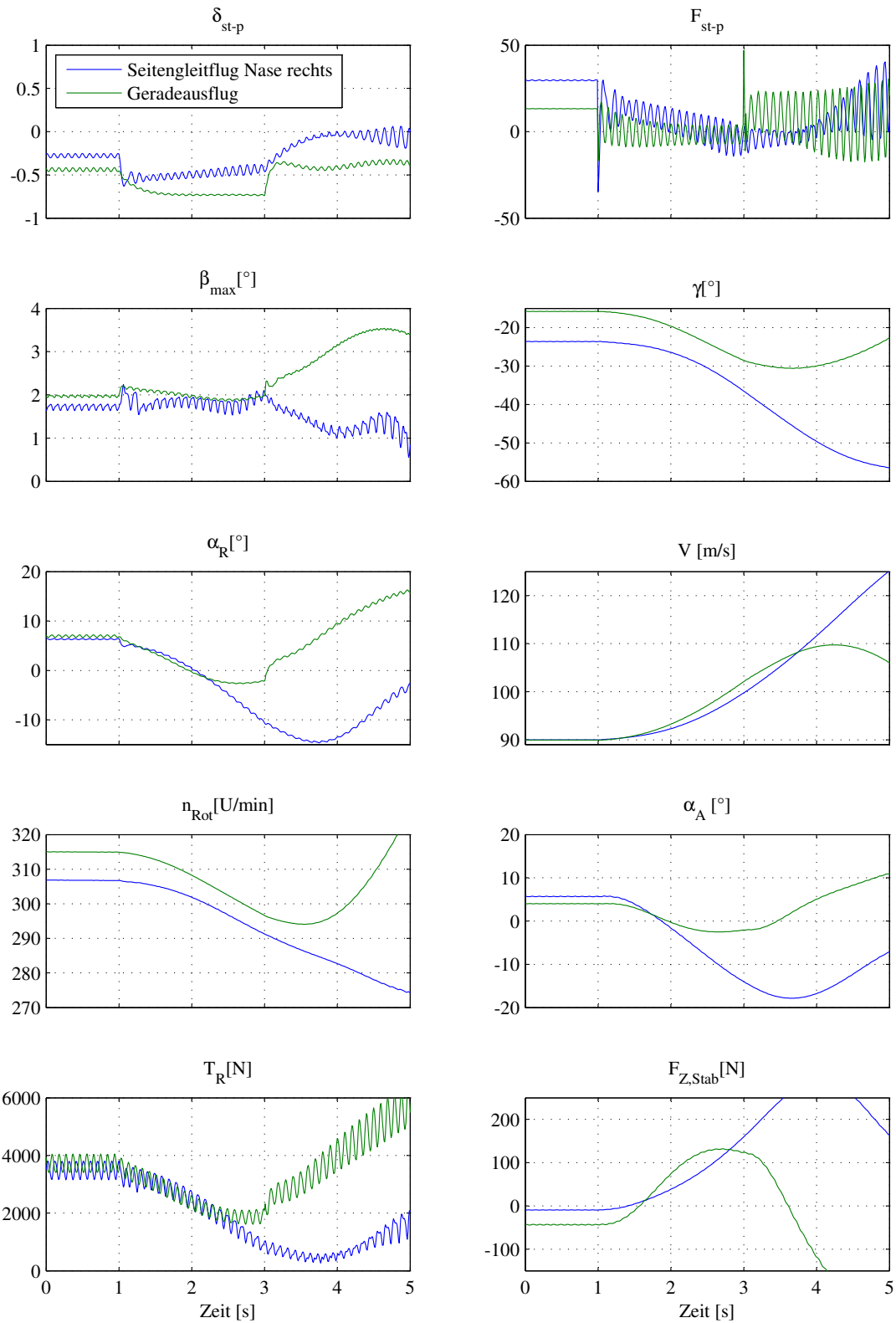


Abbildung 7.8: Simulationsergebnisse für 2-sekündige Nicksteuereingabe im Seitengleitflug (Nase links = linke Graphen, Nase rechts = rechte Graphen)

8 Zusammenfassung und Ausblick

8.1 Zusammenfassung

Die Ergebnisse dieser Arbeit wurden durch die Bearbeitung eines vielseitigen Aufgabenspektrums, orientiert an der Thematik des Seitengleitfluges eines Tragschraubers, erzielt. Die Erforschung, Beschreibung und Modellierung von Einflüssen auf die Flugdynamik im Seitengleitflug verlangte multidisziplinäres Arbeiten in verschiedenen Teilgebieten der Luftfahrtforschung. Im Zuge der derzeitigen Renaissance des Tragschraubers in der Allgemeinen Luftfahrt gehört das DLR zu den Ersten, die mit Hilfe von Simulationsmodellen die Flugdynamik eines Tragschraubers beschreibbar machen. Aufgrund des wachsenden Interesses an Tragschraubern als Luftsportgeräte stiegen deren Zulassungszahlen und bedingt durch den vergrößerten Bestand auch die Unfallzahlen mit Tragschraubern. Einige Unfälle, die sich besonders bei Seitenwind oder im Landeanflug ereigneten, stehen im Verdacht im direkten Zusammenhang mit dem Seitengleitflugzustand zu stehen. Das Ziel dieser Arbeit war es, speziell im Seitengleitflug auftretende Effekte zu identifizieren, zu erklären und in einem Tragschraubersimulationsmodell des DLR zu modellieren.

Dazu wurden Flugversuche mit dem DLR-eigenen Tragschrauber D-MTOS vom Typ MTOsport durchgeführt. Im Vorfeld wurde der Tragschrauber instrumentiert und seine Messanlage kalibriert. Erstmals war es durch Laserdistanzmessung vom Rotormast zum Rotorblatt möglich, den Schlagwinkel des Rotorblattes an zwei definierten Stellen des Rotors zu messen und damit das Schlagwinkelverhalten während des Fluges aufzuzeichnen. Es stellte sich heraus, dass gerade das Schlagwinkelverhalten ein Schlüsselement zum Verständnis der Vorgänge im Seitengleitflug ist.

Aufgrund der sich ständig ändernden Anströmverhältnisse am Rotorblatt im Vorwärtsflug oder auch im Seitengleitflug ist jede Erklärung bestimmter Vorgänge der Flugdynamik von der Asymmetrie des Tragschrauberrotors geprägt. Im Zuge dieser Arbeit zeigte sich, dass sich das Schlagverhalten des Tragschrauberrotors sogar asymmetrisch entwickelt, abhängig von der Richtung, in die der Seitengleitflug ausgeführt wird. Als Ursache für diese Asymmetrie der Entwicklung des maximalen Schlagwinkels und der Lage der Rotorebene im Bezug zur Rotorkopfebene wurde ein durch den Rumpf induziertes Auf- und Abwindfeld ausgemacht. Abhängig davon, wo dieses Windfeld auf das vorlaufende oder rücklaufende Blatt trifft, kommt es zu einer unterschiedlichen Entwicklung des Schlagverhaltens. Dieses Schlagverhalten hat Einfluss auf die Stabilität des Seitengleitfluges, welche auch für die Richtungen Nase rechts und Nase links unterschiedlich ist.

Spezielle Erwähnung in dieser Arbeit finden unter anderem die Abnahme der Rotordrehzahl durch eine Entlastung des Rotors im Seitengleitflug und die Auswirkungen schneller Motordrehzahländerungen des Motors auf den Momentenhaushalt des Tragschraubers.

Mit den Ergebnissen aus den Flugversuchen konnten die tragschrauberspezifischen Simulationsmodelle des DLR überarbeitet werden. Dabei handelt es sich um ein Modell eines Rotors in der Autorotation und um das Gesamtmodell eines Tragschraubers vom Typ MTOsport. Das in dieser Arbeit entwickelte Modell für rumpfinduzierte Windfelder wurde in die Simulation des Rotors implementiert. Mit ihm ließ sich das in den Flugversuchen erkannte Schlagwinkelverhalten reproduzieren. Weitere Aktualisierungen des Rotormodells betreffen die Abwindverteilung des Rotors, die Größe des Einstellwinkels der Rotorblätter, die Profilpolare des Rotorprofils und die Anpassung des Rotormodells zur Simulation eines Seitengleitfluges.

Mit dem verbesserten Rotormodell konnte auch das Gesamtmodell aktualisiert werden. Hiermit konnte das Schlagwinkelverhalten verlässlich reproduziert werden, sodass die Orientierung des Rotorschubvektors im Bezug auf den Rotorkopf auch für große Schiebewinkel nun in der Simulation bestimmt werden kann. Dies macht es möglich, für die folgenden Berechnungen der Kräfte und Momente am Rotorkopf und am Tragschrauber durchgängig Transformationen der Kräfte in die verschiedenen Koordinatensysteme durchzuführen, da mit den Schlagwinkeln bisher abgeschätzte Winkel verlässlich in der Simulation reproduziert werden können. Approximationen von Kräften und Momenten durch Seitengleitflugeinfluss entfallen. Des Weiteren wurde das Widerstandsverhalten des Tragschraubers für den Seitengleitflug speziell betrachtet. Dadurch konnte das Simulationsmodell derart erweitert werden, dass nun auch der Seitengleitflug abbildbar ist.

Auch wenn der Tragschrauber sich im Seitengleitflug in einer extremen Fluglage befindet und in den Flugversuchen Schiebewinkel von $\beta_A = \pm 60^\circ$ und Bahnwinkel von $\gamma = -25^\circ$ erreicht wurden, die mit keinem anderen Fluggerät im Seitengleitflug erfolgen werden können, konnten keine für einen geübten Piloten unkontrollierbaren Einflüsse auf die Flugdynamik ausgemacht werden. Durch die Asymmetrie des Fluggerätes und auch durch die Asymmetrie seiner teilweise nicht spontan antizipierbaren Reaktionen können allerdings Situationen entstehen, in denen ungeübte Piloten überfordert sein könnten. Der Seitengleitflug als extreme Flugsituation, in der die Steuereingaben zudem in ungewohnte Richtungen erfolgen, stellt besondere Anforderungen an einen Piloten. Aus diesem Grund war der letzte Schritt dieser Arbeit der Vergleich der Tragschrauberreaktionen auf eine Nicksteuereingabe im Seitengleitflug mit Nase links, mit Nase rechts und im Geradeausflug durch Simulation mit dem erweiterten Simulationsmodell. Grenzsituationen wie diese lassen sich im Flugversuch nicht erfliegen, da die Sicherheit des Piloten zu stark gefährdet ist. Es zeigte sich, dass eine hier produzierte Fehleingabe, die einen theoretischen Fall darstellt, im Geradeausflug völlig unproblematisch erscheint, im Seitengleitflug mit Nase links eine starke Reaktion des Tragschraubers auslöst und im Seitengleitflug mit Nase rechts katastrophale Folgen hat. Ein Pilot würde beim Bemerkens einer solchen Entwicklung durch Kommandoeingaben gegensteuern. Das Pilotenmodell in der Simulation hatte allerdings nur die Aufgabe die Steuerknüppelstellung auszuregulieren und nicht die Fluglage um das Eigenverhalten des Tragschraubers besser vergleichbar zu machen und für die verschiedenen Fälle gegenüberstellen zu können.

Die Ergebnisse dieser Simulationen zeigen, dass die Flugstabilität eines Tragschraubers durch die Einnahme einer Seitengleitfluglage stark verringert wird. Ungünstige Piloteneingaben, die im Vorwärtsflug leicht tolerierbar sind, haben im Seitengleitflug wesentlich stärkere Auswirkungen. Außerdem zeigten die Simulationen, dass die Asymmetrie des Schlagverhaltens im Bezug auf die Richtung des Seitengleitflugs bei diesem Fall einen starken Einfluss auf die Entwicklung der Flugparameter hat. Auch wenn es sich in der Simulation um konstruierte Fälle mittels synthetisch erzeugter Steuereingaben handelte, so lassen sie doch einen Blick in Bereiche zu, die nie durch Flugversuche erfolgen werden sollten.

8.2 Ausblick

Die Ergebnisse dieser Arbeit zeigen, wie vielschichtig die Flugdynamik eines Tragschraubers ist und geben für den Fall des Seitengleitflugs durch Simulation die Möglichkeit das Flugverhalten des Tragschraubers in Grenzbereichen abzuschätzen. So lässt sich ein Eindruck von dem Szenario zu gewinnen, in dem der Pilot agieren müsste um nach einer fehlerhaften Steuereingabe sein Fluggerät wieder in eine stabile Fluglage zurückzuführen. Um Informationen über das Verhalten eines realen Tragschraubers zu erhalten wäre es wünschenswert die Grenzen des Flugbereichs mit Hilfe unbemannter Tragschrauber erfliegen zu können.

Die Analyse der flugdynamischen Vorgänge während des Seitengleitflugs beleuchtet nur einen sehr speziellen Flugzustand der möglichen Flugenveloppe. Gerade die extreme Fluglage des Seitengleitflugs unterstrich die Besonderheiten eines Tragschraubers im Vergleich zu anderen Fluggeräten.

Da der Tragschrauber wissenschaftlich vergleichsweise wenig behandelt wird, gibt es noch ein großes Potential zur Durchführung von Analysen des Flugverhaltens, die zu einer Verbesserung der Flugsicherheit beitragen können. Auch das rein technische Verbesserungs- und Innovationspotential der bestehenden Tragschrauberkonstruktionen ist groß. Als Beispiele lassen sich die die aerodynamische Optimierung des Tragschrauberrotors und die technische Umsetzung des Sprungstarts für einen senkrechten Startvorgang anführen. Viele Denkansätze zur Umsetzung von Tragschrauberkonzepten sind bereits älter als 50 Jahre. Allein die Revision vergangener Ideen unter Einbeziehung der heutigen technischen Möglichkeiten verspricht gute Fortschritte auf dem Gebiet der Tragschrauberentwicklung.

Literaturverzeichnis

- [1] DEILER, CHRISTOPH.: *Flugdynamische Analyse eines Tragschraubers im Grenzbereich*. Diplomarbeit, Institut Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig, 2012.
- [2] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Rotorcraft Flying Handbook*. U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, Flight Standards Service, 2000.
- [3] LEISHMAN, GORDON J.: *The Development of the Autogyro: A Technical Perspective*. Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 4, Seite 765-781, 2004.
- [4] HARRIS, FRANKLIN D.: *Introduction to Autogyros, Helicopters and other V/STOL Aircraft*. National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center, May 2011.
- [5] PROUTY, RAY W.: *Helicopter Aerodynamics*. 2004 Mojave Books LLC
- [6] www.autogyro.com
- [7] *Untersuchungsbericht, BFU 3X104-11*. Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU), November 2011
- [8] *Untersuchungsbericht, BFU 3X071-12*. Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU), Juli 2012
- [9] *Rapport Accident, BEA-ID: 76-n110809*. Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'Aviation civile (BEA), März 2012
- [10] www.autogyroamerica.com
- [11] www.aviastar.org
- [12] ELA, EMILIO J.: *Release of ELA Aviacion concerning ELA accident in Mallorca* www.rotoryforum.com, November 2011
- [13] www.autogyro.lt
- [14] *Factual Report Aviation, NTSB-ID: DFW06LA028*. National Transportation and Safety Board (NTSB), November 2005
- [15] www.rotorcraft.com
- [16] CREMER, MATTHIAS: *Einbau- und Kalibrierbericht Dok.-Nr. mW-402-2012-01, Revision B*. Firma Messwerk, Einbau und Kalibrierbericht für die Messanlage der Firma Messwerk auf dem Tragschrauber D-MTOS, 2012.
- [17] MößNER, MICHAEL: *Entwicklung und Validierung eines Simulationsmodells für das Triebwerks- und Schubverhalten des Tragschraubers MTOSport*. Diplomarbeit, Institut für Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig, 2010.

- [18] PRUTER, INSA: *Aufbau des Simulationsmodells für den Tragschrauber MTOsport*.
Institutsbericht IB 111-2012/30, Institut für Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig, 2012.
- [19] OERTEL, HERBERT; BÖHLE, MARTIN: *Übungsbuch Strömungsmechanik*.
Institut für Strömungslehre, TU Kaiserslautern, 1994.
- [20] AutoGyro GmbH: *Flug- und Betriebshandbuch für Tragschrauber MTOsport*.
Betriebshandbuch des MTOsport, Firma AutoGyro, 2012.
- [21] VAN DER WALL, BEREND: *Flugmechanik der Drehflügler I*.
Institut für Luft und Raumfahrtssysteme, TU Braunschweig, 2009.
- [22] ARNOLD, UWE: *Untersuchungen zur Flugmechanik eines Tragschraubers*.
Diplomarbeit 88-5D, Institut für Flugmechanik, TU Braunschweig, 1988.
- [23] PRUTER, INSA; DUDA, HOLGER: *Modellierung und Simulation der Flugdynamik eines Tragschraubers*. Academic Press, Institut Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig, 2009.
- [24] DUDA, HOLGER; PRUTER, INSA; DEILER, CHRISTOPH: *Gyroplane Longitudinal Flight Dynamics*. Third CEAS Air and Space Conference, Institut Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig, 2011.
- [25] BROCKHAUS, RUDOLPH: *Flugregelung*.
2. Auflage, Springer Verlag, Berlin, 2001.
- [26] RADESPIEL, ROLF: *Strömungsmechanik 2*.
Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, 2008.
- [27] DUDA, HOLGER: *Flugeigenschaftskriterien und Flugsimulation*.
Institut für Luft und Raumfahrtssysteme, TU Braunschweig, 2009.
- [28] REICHERT, GEORG: *Flugmechanik der Drehflügler I*.
Institut für Flugmechanik, TU Braunschweig, 1994.

9 Anhang

9.1 Schlagwinkelberechnung

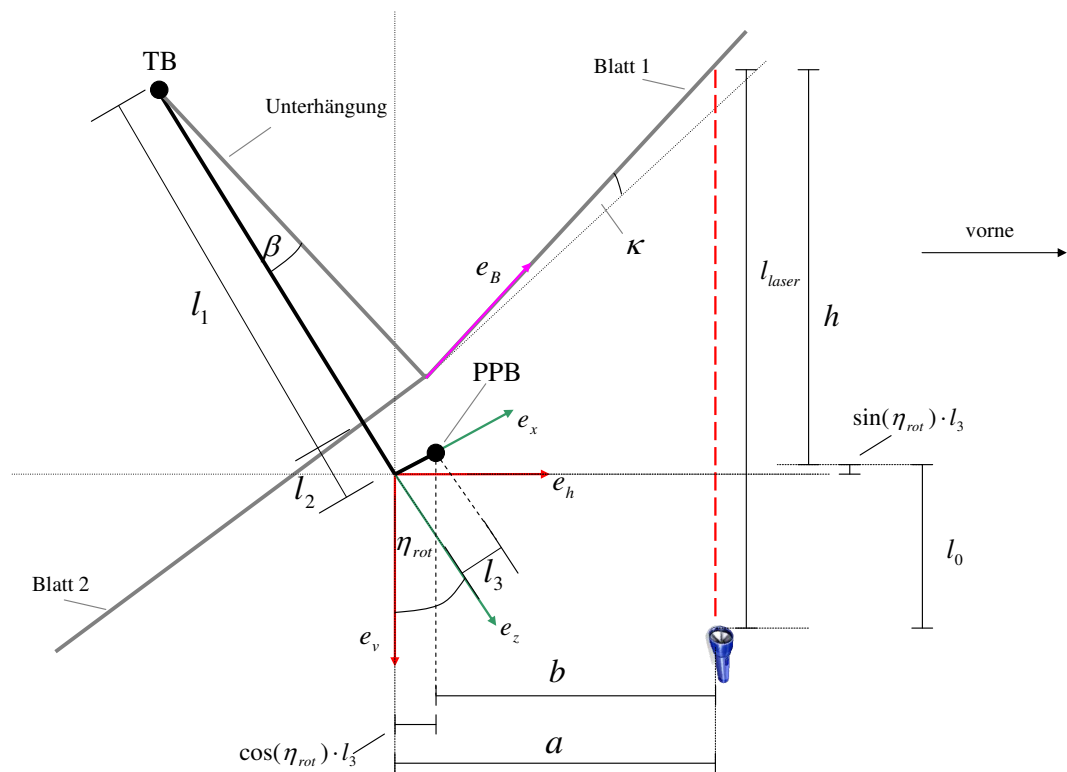


Abbildung 9.1: Skizze: Maße zur Schlagwinkelberechnung (größere Darstellung in Abb. 4.5)

In der Skizze sind der PPB und der TB dargestellt. Der PPB ist in Flugrichtung 2cm vor dem TB angebracht. Dadurch wird die Rotationsbewegung eines rotorkopffesten Systems von einer Translationsbewegung überlagert, die das Lot vom TB auf den Rotorkopf vertikal um den Sinusanteil des Steuerwinkels des Rotorkopfes multipliziert mit der Strecke l_3 verschiebt und horizontal zum Bezugssystem der Laser um den Cosinusanteil des Winkels η_{rot} multipliziert mit der Strecke l_3 . Um das System analytisch zu lösen wird auf dem Rotorblatt das Koordinatensystem e_B eingeführt. Die Blattkoordinaten werden unter Berücksichtigung des voreingestellten Konuswinkels κ und des Schlagwinkels β_{fw} in das rotorkopffeste System in die Koordinaten e_z und e_x übertragen. Als Zentrum des Rotorkopfes wird ein Punkt definiert, der den Schnittpunkt des vom Teeterbolt aus gefällten Lots mit der dazu waagerechten Ebene darstellt, in der sich der PPB befindet. In diesem Punkt wird

der Ursprung des rotorkopffesten KOS \vec{e}_x / \vec{e}_z definiert. Damit kann der Vektor der Blattkoordinaten beschrieben werden als:

$$\vec{e}_B = \cos(\kappa + \beta)\vec{e}_x - \sin(\beta + \kappa)\vec{e}_z \quad (1.1)$$

Der dazu gehörige Stützvektor, der vom Rotorkopf ausgeht, hat die Form:

$$\vec{r}_1 = (l_1 \cdot \sin(\beta))\vec{e}_x - (l_2 + l_1 - \cos(\beta) \cdot l_1)\vec{e}_z \quad (1.2)$$

Insgesamt lassen sich die Koordinaten des Blattes, die vom Schlagwinkel und dem Konuswinkel des Blattes abhängen beschreiben als:

$$\begin{aligned} \vec{r}_B &= \vec{r}_1 + \lambda \cdot \vec{e}_B \\ &= l_1 \cdot \sin(\beta) \cdot \vec{e}_x - (l_2 + l_1 - \cos(\beta) \cdot l_1)\vec{e}_z \\ &\quad + \lambda \cdot (\cos(\kappa + \beta)\vec{e}_x - \sin(\beta + \kappa)\vec{e}_z) \end{aligned} \quad (1.3)$$

Eine Transformation in das Koordinatensystem \vec{e}_h / \vec{e}_v geschieht nach der Vorschrift:

$$\begin{aligned} \vec{e}_x &= \cos(\eta_{rot}) \cdot \vec{e}_h - \sin(\eta_{rot}) \cdot \vec{e}_v \\ \vec{e}_z &= \sin(\eta_{rot}) \cdot \vec{e}_h + \cos(\eta_{rot}) \cdot \vec{e}_v \end{aligned} \quad (1.4)$$

Damit ergibt sich der transformierte Vektor zu:

$$\begin{aligned} \vec{r}_B &= [l_1 \cdot \sin(\beta) + \lambda \cdot \cos(\kappa + \beta)] \cdot [\cos(\eta_{rot}) \cdot \vec{e}_h - \sin(\eta_{rot}) \cdot \vec{e}_v] \\ &\quad + [-l_2 - l_1 + \cos(\beta) \cdot l_1 - \lambda \cdot \sin(\beta + \kappa)] \cdot [\sin(\eta_{rot}) \cdot \vec{e}_h + \cos(\eta_{rot}) \cdot \vec{e}_v] \end{aligned} \quad (1.5)$$

Umgeformt in die neuen Koordinaten ist das:

$$\begin{aligned} \vec{r}_1 + \lambda \cdot \vec{e}_B &= \begin{bmatrix} \vec{e}_h \\ \vec{e}_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_1 \cdot \sin(\beta) \cdot \cos(\eta_{rot}) + [-l_2 - l_1 + \cos(\beta) \cdot l_1] \cdot \sin(\eta_{rot}) \\ -l_1 \cdot \sin(\beta) \cdot \sin(\eta_{rot}) + [-l_2 - l_1 + \cos(\beta) \cdot l_1] \cdot \cos(\eta_{rot}) \end{bmatrix} \\ &\quad + \lambda \cdot \begin{bmatrix} \cos(\beta + \kappa) \cdot \cos(\eta_{rot}) - \sin(\beta + \kappa) \cdot \sin(\eta_{rot}) \\ -\cos(\beta + \kappa) \cdot \sin(\eta_{rot}) - \sin(\beta + \kappa) \cdot \cos(\eta_{rot}) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (1.6)$$

An dieser Stelle werden Überlegungen bezüglich der Größen getroffen, die auch in die Berechnung eingehen, sich aber durch den Versatz von PPB und TB zusätzlich bei einer Änderung des Rotorkopfwinkels ändern.

$$a = b + l_3 \cdot \cos(\eta_{rot}); \quad (1.7)$$

$$h = -(l_{laser} + l_0 + \sin(\eta_{rot}) \cdot l_3) \quad (1.8)$$

Das für die Auflösung nach β benötigte Gleichungssystem lautet:

$$\vec{r}_1 + \lambda \cdot \vec{e}_B = \begin{bmatrix} \vec{e}_h \\ \vec{e}_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1.9)$$

Für a wird folgende Beziehung gefunden:

$$\begin{aligned} a &= l_1 \cdot \sin(\beta) \cdot \cos(\eta_{rot}) + (-l_2 - l_1 + \cos(\beta) \cdot l_1) \cdot \sin(\eta_{rot}) \\ &\quad + \lambda(\cos(\beta + \kappa) \cdot \cos(\eta_{rot}) - \sin(\beta + \kappa) \cdot \sin(\eta_{rot})) \end{aligned} \quad (1.10)$$

Damit kann λ in Abhängigkeit von a beschrieben werden zu:

$$\lambda = \frac{a - [l_1 \cdot \sin(\beta) \cdot \cos(\eta_{rot}) + (-l_2 - l_1 + \cos(\beta) \cdot l_1) \cdot \sin(\eta_{rot})]}{(\cos(\beta + \kappa) \cdot \cos(\eta_{rot}) - \sin(\beta + \kappa) \cdot \sin(\eta_{rot}))} \quad (1.11)$$

Setzt man also die Gleichung für λ in die für h ein, so erhält man:

$$\begin{aligned} h = & -l_1 \cdot \sin(\beta) \cdot \sin(\eta_{rot}) + \cos \eta_{rot} \cdot (-l_2 - l_1 + \cos(\beta) \cdot l_1) \\ & + \frac{a - [l_1 \cdot \sin(\beta) \cdot \cos(\eta_{rot}) + (-l_2 - l_1 + \cos(\beta) \cdot l_1) \cdot \sin(\eta_{rot})]}{(\cos(\beta + \kappa) \cdot \cos(\eta_{rot}) - \sin(\beta + \kappa) \cdot \sin(\eta_{rot}))} \\ & \cdot (\cos(\beta + \kappa) \cdot \sin(\eta_{rot}) - \sin(\beta + \kappa) \cdot \cos(\eta_{rot})) \end{aligned} \quad (1.12)$$

Um die mathematische Komplexität gering zu halten, linearisiert man:

$$\begin{aligned} \cos(\beta + \kappa) &= \cos(\beta) \cdot \cos \kappa - \sin(\beta) \cdot \sin \kappa \\ &= 1 - \beta \cdot \kappa \end{aligned} \quad (1.13)$$

$$\begin{aligned} \sin(\beta + \kappa) &= \sin(\beta) \cdot \cos \kappa + \cos(\beta) \cdot \sin \kappa \\ &= \beta + \kappa \end{aligned} \quad (1.14)$$

Damit lässt sich die Berechnung von h vereinfachen zu:

$$\begin{aligned} h = & -l_1 \cdot \beta \cdot \sin(\eta_{rot}) - \cos(\eta_{rot}) \cdot l_2 \\ & + \frac{a - l_1 \cdot \beta \cdot \cos(\eta_{rot}) + l_2 \cdot \sin(\eta_{rot})}{\cos(\eta_{rot}) - \beta \cdot \sin(\eta_{rot}) - \kappa \cdot \sin(\eta_{rot})} \\ & \cdot (\sin(\eta_{rot}) - \kappa \cdot \cos(\eta_{rot}) - \beta \cdot \cos(\eta_{rot})) \end{aligned} \quad (1.15)$$

Umgestellt nach β ergibt sich:

$$\begin{aligned} & \beta^2 \cdot (l_1 \cdot \sin^2 \eta_{rot} + l_1 \cdot \cos^2 \eta_{rot}) \\ & + \beta \cdot (\sin(\eta_{rot}) \cdot h - l_1 \cdot \sin(\eta_{rot}) \cdot \cos(\eta_{rot}) + l_1 \cdot \sin^2 \eta_{rot} \cdot \kappa \\ & + l_2 \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin(\eta_{rot}) - a \cdot \cos(\eta_{rot}) - l_1 \cdot \sin(\eta_{rot}) \cdot \cos(\eta_{rot}) \\ & + l_1 \cdot \cos^2 \eta_{rot} \cdot \kappa - l_2 \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin(\eta_{rot})) \\ & - (h(\cos(\eta_{rot}) - \kappa \cdot \sin(\eta_{rot})) + l_2 \cdot \cos^2 \eta_{rot} - l_2 \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin(\eta_{rot}) \cdot \kappa \\ & + a \cdot \sin(\eta_{rot}) + a \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \kappa + l_2 \cdot \sin^2 \eta_{rot} + l_2 \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin(\eta_{rot}) \cdot \kappa) \\ & = 0 \end{aligned} \quad (1.16)$$

Allgemein entspricht dies einer Gleichung der Form:

$$\beta^2 \cdot m + \beta \cdot n - o = 0 \quad (1.17)$$

Aus dieser quadratischen Funktion lässt sich β nach Bestimmung der Koeffizienten m , n und o ermitteln.

$$\begin{aligned} m &= \sin^2(\eta_{rot}) \cdot l_1 + \cos^2(\eta_{rot}) \cdot l_1 \\ &= l_1 \end{aligned} \quad (1.18)$$

$$\begin{aligned} n &= \sin(\eta_{rot}) \cdot h - l_1 \sin(\eta_{rot}) \cdot \cos(\eta_{rot}) + l_1 \cdot \sin^2(\eta_{rot}) \cdot \kappa + l_2 \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin(\eta_{rot}) \\ & - a \cdot \cos(\eta_{rot}) + l_1 \cdot \sin(\eta_{rot}) \cdot \cos(\eta_{rot}) + l_1 \cdot \cos^2(\eta_{rot}) \cdot \kappa - l_2 \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin \eta_{rot} \end{aligned} \quad (1.19)$$

$$\begin{aligned}
 o = & h \cdot \cos(\eta_{rot}) - \kappa \cdot \sin(\eta_{rot}) + l_2 \cdot \cos^2(\eta_{rot}) - l_2 \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin(\eta_{rot}) \cdot \kappa \\
 & + a \cdot \sin(\eta_{rot}) + a \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \kappa + l_2 \sin^2(\eta_{rot}) + l_2 \cdot \cos(\eta_{rot}) \cdot \sin(\eta_{rot}) \cdot \kappa
 \end{aligned} \quad (1.20)$$

Damit ergeben sich als mögliche Lösungen:

$$\beta_{1/2} = -\frac{n}{m} \pm \sqrt{\left(\frac{n}{2 \cdot m}\right)^2 + \frac{o}{m}} \quad (1.21)$$

Ein sinnvolles Ergebnis für die gegebene Aufgabenstellung liefert allerdings nur:

$$\beta_2 = -\frac{n}{m} - \sqrt{\left(\frac{n}{2 \cdot m}\right)^2 + \frac{o}{m}} \quad (1.22)$$

Bevor diese Rechnung zur Verfügung stand, wurden die Schlagwinkel überschlägig betrachtet, um während der Flugversuche erste Anomalien erkennen zu können, auch wenn noch keine verlässliche Berechnung möglich war. Es war bekannt, dass die gemessene Laserdistanz vom negativen Anschlag zum positiven Anschlag 42mm beträgt. Da der Anschlag für maximalen Schlagwinkel in etwa im Bereich von 7° liegt, wird einem Grad Winkeldifferenz eine Distanz von 3mm aus der Messung zugewiesen. Diese Aussage ist nach Vergleich mit den berechneten Werten für kleinere Schlagwinkel bis 2° mit einem Fehler von weniger als 0.1° zutreffend. Für Größere Schlagwinkel erhöht sich die Abweichung, wobei die Abweichung bei 3° Schlagwinkel schon bei 0.6° liegt.

Eine Validierung der Rechnungsergebnisse konnte mithilfe der im Vorfeld durchgeführten Messungen durchgeführt werden. Dafür wurde der Schlagwinkel des Rotors bei Null Grad vollständig blockiert und die Steuerwege des Knüppels durchfahren. Obwohl sich die Stellung des Rotorkopfes ändert und damit auch die Laserdistanz, bleibt der Schlagwinkel konstant. Das gleiche Vorgehen wurde mit an den Schlaggelenksanschlüssen blockierten Blättern wiederholt. Durch die hier präsentierten Rechnungen konnten die tatsächlichen Schlagwinkel abhängig von der Rotorkopfstellung und den Steuereingaben berechnet werden. Diese stimmten mit den vorher bekannten Ergebnissen aus den Versuchen mit den blockierten Blättern überein.

Für Nick- und Rollachse werden analoge Berechnungen durchgeführt. Nur müssen gelten für die Bestimmung von β_{cr} andere Werte für b und h . Ebenso muss für die Berechnung ξ_{rot} anstatt η_{rot} verwendet werden. Da der RPB und der TB keinen Versatz aufweisen, vereinfachen sich die Zusammenhänge zu Bestimmung von h und a zu:

$$a = b \quad (1.23)$$

und

$$h = -(l_{laser} + l_0) \quad (1.24)$$

9.1.0.1 Anmerkung

Da die Lasersensoren bedingt durch ihre Anbringung und die Schwierigkeit der exakten Winkelmessung am Rotorsystem nicht völlig parallel zum Rotormast ausgerichtet waren, wurde eine Schrägmessung zum Blatt durchgeführt. Dieser Fehler wurde in der Berechnung der Lasersignale durch Korrekturterme berichtigt. Für die Berechnung der Schlagwinkel musste der Fehler in der Distanzmessung approximiert werden. Daher wurde die Berechnung von h aufgrund einer leicht fehlerhaften Distanzmessung von l_{laser} wie folgt modifiziert.

Für die Schlagwinkelberechnung von β_{cr}

$$h = -(l_{laser} + l_0 - \sin(\xi_{rot}) \cdot l_{laser} \cdot \sin(-0.19)) \quad (1.25)$$

Für die Berechnung von β_{fw} :

$$h = -(l_{laser} + l_0 + \sin(\eta_{rot}) \cdot l_3 - \sin(0.16) \cdot l_{laser} \cdot \sin(\eta_{rot})) \quad (1.26)$$

9.2 Ausgewählte Flugparameter im Seitengleitflug

Seitengleitflug mit Nase links																	
Flug	Slip-Nr.	n_Rot	beta_A	zeta_ped	beta_fw	beta_cr	psi(beta_max)	beta_max	V_K	gamma	phi	xi_rot	theta	eta_rot	alpha_rot	alpha_rot_sim	
		[U/min]	[°]	[°]	[°]	[°]	[°]	[°]	[m/s]	[°]	[°]	[°]	[°]	[°]	[°]	[°]	
3	1	288	60	-27	2,2	2,7	129,151	3,4335	26	-25,03	22,00	2,05	-2,00	-1,20	5,99	5,8	
3	2	285	60	-27	2	2,6	127,546	3,2317	25	-23,58	18,00	2,50	-5,00	-0,50	6,28	6,1	
3	6	295	55	-27	1,8	1,2	146,290	2,1175	20	-14,48	10,00	1,40	-2,00	3,50	7,97	7,4	
3	7	290	53	-19	2,3	2,1	137,580	3,0666	25	-24,83	19,00	2,20	-8,00	-1,00	5,50	5,9	
4	1	300	43	-19	2,5	1,5	149,015	2,8680	30	-21,51	22,00	1,00	-4,00	-0,70	5,19	4,7	
4	2	300	44	-19	2,8	1,5	151,800	3,1281	30	-23,58	24,00	0,80	-5,00	-1,30	4,83	5	
4	4	305	38	-13	2,4	0,9	159,429	2,5165	26	-15,62	15,00	1,50	-3,00	-0,30	5,26	5,6	
4	5	305	35	-12	2,5	1	158,182	2,6456	26	-17,92	18,00	1,20	-5,00	-0,20	5,22	5,6	
4	6	295	35	-13	2,3	1	156,485	2,4614	26	-17,92	16,00	1,80	-5,00	-0,20	5,86	6	
4	8	290	35	-15	2,5	1,2	154,341	2,7259	28	-23,13	21,00	1,70	-10,00	-0,50	4,20	5,3	
4	9	300	38	-15	2,7	1,3	154,271	2,9489	29	-24,44	22,00	0,70	-9,00	-0,70	5,71	6	
4	12	300	45	-20	2,4	1,5	147,974	2,7830	26	-22,62	22,00	1,50	-5,00	-0,80	4,61	6,1	
8	1	290	57	-23	2,2	2,3	133,704	3,1346	27	-21,74	21,00	2,10	0,00	0,00	5,45	5,7	
8	2	295	60	-25	2,1	2,2	133,645	2,9937	26	-27,49	24,00	2,00	-4,00	-1,50	5,13	5,9	
Seitengleitflug mit Nase rechts																	
3	3	300	-60	11	-0,2	-2,2	275,198	2,2074	27	-21,74	-22,00	2,60	-4,00	1,00	5,24	5,6	
3	4	285	-50	6	0,2	-2,2	264,802	2,2074	26	-22,62	-23,00	2,70	-6,00	0,50	5,35	5,7	
3	5	290	-60	13	-0,2	-1,7	276,714	1,7110	26	-20,25	-19,00	2,30	-6,00	2,00	5,16	5,6	
3	6	290	-65	20	-1,1	-1,8	301,448	2,1083	20	-14,48	-10,00	1,25	-4,00	3,50	7,50	10	
3	8	285	-55	7	0	-2,1	270,000	2,0986	24	-19,47	-17,00	2,60	-7,00	1,00	5,95	5,8	
4	3	305	-39	3	1	-2	243,418	2,2345	30	-19,47	-20,00	2,60	-8,00	0,30	4,57	4,8	
4	7	295	-50	5	0	-2,2	270,000	2,1984	26	-17,92	-16,00	2,50	-7,00	1,20	5,53	5,2	
4	10	290	-50	5	0	-2,1	270,000	2,0986	26	-22,62	-19,00	2,80	-10,00	0,70	5,84	5,7	
4	11	300	-40	5	0,4	-2	258,682	2,0383	29	-14,99	-15,00	2,20	-5,00	1,20	5,44	4,8	
4	13	300	-40	4	0,5	-2,2	257,186	2,2544	27	-19,47	-18,00	2,20	-9,00	0,60	4,68	5,4	
8	3	300	-45	5	0,1	-2,3	267,509	2,3003	24	-19,47	-20,00	2,00	-5,00	1,30	5,82	6,4	
8	4	300	-45	5	-0,1	-2,3	272,491	2,3003	26	-17,92	-20,00	2,40	-4,00	1,00	4,91	5,6	

Flugversuchsergebnisse farbig unterlegt (Werte von starken Schwankungen betroffen)

Simulationsergebnis des Rotoranstellwinkels im Rotormodell bei vergleichbaren Bedingungen farblos

9.3 Flugversuchsmappe

Flug 1 20.09.2012

Tank : 30l Wind : 5kn /270°
Trimmdruck : 2.4bar

Event Marker	Beschreibung	Kommentare	Anfang *10 ⁴	Ende *10 ⁴
1-5	Test der Lasersensoren nach Vorrotation am Boden			

Flug 2

26.09.2012

Startzeit 11:30lokal

Tank : 30l

Wind :

QNH: 1000

Trimmdruck : 2.4bar

Event Marker	Beschreibung	Kommentare	Anfang* 10 ⁴	Ende *10 ⁴
1-2	Vollkreise	Airspeed Calibration		
3	Schiebeflüge	links bei 60 km/h		
4	Schiebeflüge	rechts bei 60 km/h		
5	Schiebeflüge	links bei 90 km/h		
6	Schiebeflüge	rechts bei 90 km/h		
7	Schiebeflüge	links bei 120 k/h		
8	Schiebeflüge	rechts bei 120 km/h		
9	50-180km/h	gesamten Geschwindigkeits- bereich durchfliegen		

Flug 3

08.10.2012

Startzeit 10:52 lokal

Tank : 35l

Wind : 6-8kn /240°

QNH: 1020

Trimmdruck : 2.4bar

Event Marker	Beschreibung	Kommentare	Anfang *10 ⁴	Ende *10 ⁴
2-3	Seitengleitflug bei 100km/h Start auf 2000ft Nase links Motor im Leerlauf		3.2376	3.2451
4-5	Seitengleitflug bei 100km/h Start auf 2000ft Nase links Motor im Leerlauf		3.2603	3.2681
6-7	Seitengleitflug bei 100km/h Start auf 2000ft Nase rechts Motor im Leerlauf	P: Seitenruder fühlt sich weich an, Flieger will weiter drehen und zieht von sich aus weiter nach rechts (Vermutung Bügelkante)	3.3114	3.3180
8-10	Seitengleitflug bei 100km/h Start auf 2000ft Nase rechts Motor im Leerlauf	abgebrochen wegen "weichem Gefühl" zu weit nach rechts weggedreht zum Spur halten Knüppel links zu viel Bank- Gefahr des Unterschneidens	3.3345	3.3398
11-12	Seitengleitflug bei 100km/h Start auf 2000ft Nase rechts Motor im Leerlauf	komplett ausgeführt	3.3747	3.3820
13-15	Pedal voll durchgetreten und mit Rollsteuer Korrekturen nach links und rechts ausführen, Geschwindigkeit konstant bei 70 km/h halten. Motor im Leerlauf	erst nach links dann nach rechts P: harmlose Reaktionen des Fliegers	3.3931	3.4043
16-17	Seitengleitflug bei 100 km/h Nase links Motor aus	Seitenruder fühlt sich massiv weicher an	3.4146	3.4250
18-19	Seitengleitflug bei 100 km/h Nase rechts Motor aus	Seitenruder fühlt sich massiv weicher an	3.4565	3.4666

Flug 4

08.10.2012

Startzeit 13:55 lokal

Tank : 40l

Wind : 5kn /240°

QNH: 1020

Trimmdruck : 2.4bar

Event Marker	Beschreibung	Kommentare	Anfang *10 ⁴	Ende *10 ⁴
1-2	Slip mit Nase links Geschwindigkeit 120km/h	unspektakulär	4.3167	4.3225
3-4	Slip mit Nase links Geschwindigkeit 120km/h	unspektakulär	4.3348	4.3402
5-6	Slip mit Nase rechts Geschwindigkeit 120km/h	unspektakulär	4.3549	4.3636
7-8	Slip mit Nase links Geschwindigkeit 100 km/h Gas geben	dreht sich weiter nach links weg	4.3785	4.3847
9-10	Slip mit Nase links Geschwindigkeit 100 km/h Gas geben	starke Reaktion auf Gaseingaben	4.3927	4.4020
10-11	Slip mit Nase links Geschwindigkeit 100 km/h Gas geben	starke Reaktion auf Gaseingaben	4.4278	4.4374
12-13	Slip mit Nase rechts Geschwindigkeit 100 km/h Gas geben	undramatische Reaktion eher stabilisierende Wirkung	4.4505	4.4607
14-15	Slip mit Nase links Geschwindigkeit 100 km/h leichtes Nachdrücken mit dem Knüppel	undramatische Reaktion	4.4706	4.4811
16-17	Slip mit Nase links Geschwindigkeit 100 km/h leichtes Nachdrücken mit dem Knüppel	undramatische Reaktion	4.4953	4.5056
18-19	Slip mit Nase rechts Geschwindigkeit 100 km/h leichtes Nachdrücken mit dem Knüppel	abgebrochen, weil der Slip zu schnell wurde	4.5178	4.5221
20-21	Slip mit Nase rechts Geschwindigkeit 100 km/h leichtes Nachdrücken mit dem Knüppel	P:sehr empfindlich! ungutes Gefühl	4.5374	4.5474
22-23	Slip mit Nase links Geschwindigkeit 100km/h Bewegungen des Steuerknüppels mit Rollsteuereingaben	unspektakulär	4.5594	4.5702

24-26	Slip mit Nase rechts Geschwindigkeit 100km/h Bewegungen des Steuerknüppels mit Rollsteuereingaben	unspektakulär	4.5844	4.5925
27	Drehung um die Hochachse In senkrechter Autorotation Pedale voll treten und Leistung nachführen. nach links und rechts	zu langsam	4.6054	4.6350
	Bladeflapping	2-mal die Anschläge erreicht	4.633	4.643

Flug 5

08.10.2012

Startzeit 16:35 lokal

Tank : 40l

Wind :

QNH: 1018

Trimmdruck : 2.4bar

Event Marker	Beschreibung	Kommentare	Anfang *10 ⁴	Ende *10 ⁴
3-4	Steigflug und Drücken um den Rotor zu entlasten	Drehzahlabfall sichtbar	5.2861	5.2972
5	Maximales Lasvielfaches Steilkurve und langsam G aufbauen, Motor im Leerlauf in 2000ft und 10000ft		5.3041	5.3091
8	Maximales Lasvielfaches Steilkurve und langsam G aufbauen, Motor im Leerlauf		5.3186	5.3230
10	Maximales Lasvielfaches Steilkurve und langsam G aufbauen, Motor im Leerlauf		5.3277	5.3322
12	Schiebekurve Aus dem Horizontalflug ins Seitenruder treten und 180°-Kurve mit Motorleistung fliegen	starkes Anstellen des Tragschraubens obwohl das HR- Kommando subjektiv gering ist	5.3422	5.3665

Flug 6

09.10.2012

Startzeit 14:05 lokal

Tank : 40l

Wind :

QNH:

Trimmdruck : 2.4bar

Event Marker	Beschreibung	Kommentare	Anfang *10 ⁴	Ende *10 ⁴
1-2	Drehung um die Hochachse In senkrechter Autorotation Pedale voll treten und Leistung nachführen. Linksdrehung		4.4115	4.4245
3-4	Drehung um die Hochachse In senkrechter Autorotation Pedale voll treten und Leistung nachführen. Rechtsdrehung		4.4420	4.4520
5-6	40km/h bis V _{ne} V _{ne} bis 40 km/h dann schlagartig Gas wegnehmen	heftige Nickreaktion	4.4654	4.4791
7-8	Gas raus mit dem Wind	harmlose Nickreaktion	4.4811	4.4901
9-10	Gas raus gegen den Wind	starke Nickreaktion	4.4916	4.4960
11-12	Nicken schnelle Steuereingaben		4.5023	4.5057
13	Rollen schnelle Steuereingaben		4.5064	4.5120

Flug 7

11.10.2012

Startzeit 12:05 lokal

Tank : 40l

Wind :

QNH: 1015

Trimmdruck : 2.4bar

Event Marker	Beschreibung	Kommentare	Anfang *10 ⁴	Ende *10 ⁴
	Vorrotation auf 200rpm Knüppel eingaben	Ermittlung der Kreiselreaktionen	3.6300	3.6460

Flug 8

11.10.2012

Startzeit: 16.30 lokal

Tank : 50l

Wind : 100° 7KN

QNH: 1013

Trimmdruck : 2.4bar

Event Marker	Beschreibung	Kommentare	Anfang *10 ⁴	Ende *10 ⁴
3-4	Spirale von 7000 auf 3000ft Beendung der Spirale mit Max-G Manöver		5.2891	5.3080
5-6	senkrechte Autorotation auf 2000ft schnelle Steuereingaben in Roll und Nickachse		5.3263	5.3373
	Sideslip links bei 100 km/h mit Stickeingaben Motor im Leerlauf		5.4185	5.4250
	Sideslip links bei 100 km/h mit Stickeingaben Motor im Leerlauf		5.4780	5.4850
	Sideslip rechts bei 100 km/h mit Stickeingaben Motor im Leerlauf		5.5240	5.5320
	Sideslip rechts bei 100 km/h mit Stickeingaben Motor im Leerlauf		5.5795	5.5885