

Herausgeber der ZLR-Forschungsberichte:

Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik
Technische Universität Braunschweig
38108 Braunschweig

Vertrieb des vorliegenden ZLR-Forschungsberichtes:

Institut für Flugführung
Technische Universität Braunschweig
Hermann-Blenk-Str. 27; 38108 Braunschweig
Tel.: (0531)391-9802; FAX: (0531)391-9804

© 2003

Institut für Flugführung

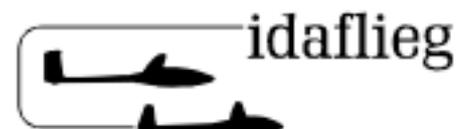
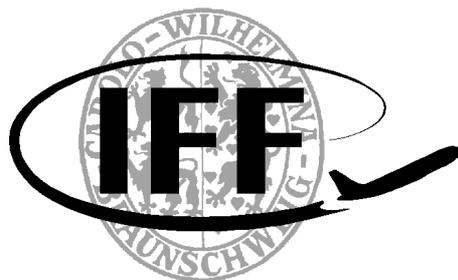
Dezember 2003

3-928628-51-8

Alle Rechte, insbesondere das der Übersetzung in fremde Sprachen, vorbehalten. Mit Genehmigung des Autors ist es gestattet, diesen Bericht ganz oder teilweise auf fotomechanischem Wege (Fotokopie, Mikrokopie) zu vervielfältigen.

Ergebnisse der Flugleistungsvermessung 2002 / 2003

Gerko Wende / Falk Pätzold



Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Technische Universität Braunschweig

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	9
1.1	Vergleichbarkeit der Ergebnisse	10
2	Aerodynamisches Potenzial	12
3	Vergleichsflugverfahren	19
3.1	Vergleichsflugstrategie	21
3.2	Kommunikation	23
3.3	Durchführung der Vergleichsflüge	26
3.4	Vor- und Nachbereitung der Messflüge	28
3.5	Sensorische Messmethode	31
3.5.1	Flugmechanisches Modell	33
3.5.2	Induziertes Windfeld	35
3.5.3	Ermittlung des aerodynamischen Potenzials	37
3.5.4	Fehlerbetrachtung der Messmethode	39
4	Referenzflugzeug	42
4.1	Zustand und Ausrüstung 2002	42
4.2	Zustand und Ausrüstung 2003	43
4.2.1	Schwerpunktkorrektur	43
4.2.2	Änderung der Turbulatorposition	44
4.2.3	Fahrtkalibrierung	45
4.2.4	Höhenstufenvermessung	45
5	Messanlagen	47
6	Beschreibung der Polaren und Diagramme	50
7	Sommertreffen und Datenauswertung 2002	54
7.1	Ventus-2cT D-KKIK	56
7.1.1	Beschreibung der Messflüge	56
7.1.2	Polaren und Diagramme	59
7.2	Eta D-KETA	65
7.2.1	Beschreibung der Messflüge	66
7.2.2	Polaren und Diagramme	69
8	Sommertreffen und Datenauswertung 2003	77
8.1	ASW-28 15m D-3618	79
8.1.1	Beschreibung der Messflüge	80

8.1.2	Polaren und Diagramme	81
8.2	DG-1000 20m D-1006	85
8.2.1	Beschreibung der Messflüge	85
8.2.2	Polaren und Diagramme	88
8.3	Discus-2a Winglets D-1246	92
8.3.1	Beschreibung der Messflüge	94
8.3.2	Polaren und Diagramme	98
8.4	Lak-19 15m LY-GDZ	103
8.4.1	Beschreibung der Messflüge	104
8.4.2	Polaren und Diagramme	106
8.5	Lak-19 18 m LY-GDZ	110
8.5.1	Beschreibung der Messflüge	110
8.5.2	Polaren und Diagramme	112
8.6	SB14 D-9814	116
8.6.1	Beschreibung der Messflüge	116
8.6.2	Polaren und Diagramme	121
9	Zusammenfassung	128
	Literatur	130
	Anhang	133
A.	Referenzdaten	133
B.	Kalibrierung der Flugmessenanlagen	143
B.1	Kalibrierung FMA-1 Referenzflugzeug 2002	144
B.2	Kalibrierung FMA-2 Vergleichsflugzeug 2002	145
B.3	Kalibrierung FMA-1 Referenzflugzeug 2003	146
B.4	Kalibrierung FMA-2 Vergleichsflugzeug 2003	150
C.	Protokolle der Vergleichsflugzeuge	151
C.1	Ventus-2cT D-KKIK	152
C.2	Eta D-KETA	155
C.3	ASW-28 15m D-3618	159
C.4	DG-1000 D-1006	161
C.5	Discus 2a Winglet MM / SH D-1246	164
C.6	Lak-19 15m / 18m LY-GDZ	167
C.7	SB14 D-9814	170

Abbildungsverzeichnis

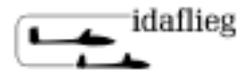
Abbildung 1: Entwicklungszyklus von Segelflugzeugen	13
Abbildung 2: Geschwindigkeitspolare eines Segelflugzeugs.....	14
Abbildung 3: Kräfte und Geschwindigkeiten an einem Segelflugzeug.....	15
Abbildung 4: Entwicklung des aerodyn. Potentials von Segelflugzeugen	17
Abbildung 5: Funktionsweise der sensorischen Messmethode	32
Abbildung 6: Flugmechanisches Modell	33
Abbildung 7: Induziertes Windfeld eines Segelflugzeugs	36
Abbildung 8: Bestimmung des lokalen Windfelds.....	38
Abbildung 9: Ermittlung des aerodynamischen Potentials	39
Abbildung 10: Auswirkung der Messgrößen auf das Windfeld	41
Abbildung 11: Aufbau der Flugmessenanlagen (aus Mayrhofer [20]).....	47
Abbildung 12: Flugmessenanlage FMA-PC III für Segelflugzeuge	49
Abbildung 13: Definition der Glättungsfunktionen mit FitData (ComDatEv).....	50
Abbildung 14: Dreiseitenansicht Ventus-2c.....	56
Abbildung 15: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, Ventus-2cT D-KKIK	57
Abbildung 16: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3, Ventus-2cT D-KKIK	58
Abbildung 17: Wetterbedingungen Flug-Nr. 4, Ventus-2cT D-KKIK	58
Abbildung 18: Einbaufehler Ventus-2cT D-KKIK	59
Abbildung 19: Geschwindigkeitspolare WK 0 Ventus-2cT D-KKIK.....	60
Abbildung 20: Geschwindigkeitspolare WK +2 Ventus-2cT D-KKIK.....	60
Abbildung 21: Geschwindigkeitspolare WK -1 Ventus-2cT D-KKIK.....	61
Abbildung 22: Geschwindigkeitspolare WK -2 Ventus-2cT D-KKIK.....	61
Abbildung 23: Geschwindigkeitspolare WK S1 Ventus-2cT D-KKIK.....	62
Abbildung 24: Geschwindigkeitspolare aller Konf. Ventus-2cT D-KKIK.....	62
Abbildung 25: Gleitzahldiagramm aller Konf. Ventus-2cT D-KKIK	63
Abbildung 26: c_a - c_w -Polare aller Konf. Ventus-2cT D-KKIK.....	63
Abbildung 27: c_a - $(c_w - c_{wi,ellip})$ -Polare aller Konf. Ventus-2cT D-KKIK	64
Abbildung 28: Bezogene Geschwindigkeitspolare Ventus-2cT D-KKIK.....	64
Abbildung 29: Dreiseitenansicht Eta.....	65
Abbildung 30: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, Eta D-KETA	67
Abbildung 31: Wetterbedingungen Flug-Nr. 10, Eta D-KETA	68
Abbildung 32: Wetterbedingungen Flug-Nr. 11, Eta D-KETA	68

Abbildung 33: Wetterbedingungen Flug-Nr. 12, Eta D-KETA.....	69
Abbildung 34: Einbaufehler Eta D-KETA.....	70
Abbildung 35: Geschwindigkeitspolare WK 0 Eta D-KETA	71
Abbildung 36: Geschwindigkeitspolare WK +1 Eta D-KETA	71
Abbildung 37: Geschwindigkeitspolare WK +2 Eta D-KETA	72
Abbildung 38: Geschwindigkeitspolare WK -1 Eta D-KETA	72
Abbildung 39: Geschwindigkeitspolare WK -2 Eta D-KETA	73
Abbildung 40: Geschwindigkeitspolare WK -3 Eta D-KETA	73
Abbildung 41: Geschwindigkeitspolare aller Konf. Eta D-KETA	74
Abbildung 42: Gleitahldiagramm aller Konf. Eta D-KETA	74
Abbildung 43: c_a - c_w -Polare aller Konf. Eta D-KETA.....	75
Abbildung 44: c_a -(c_w - $c_{wi,ellip}$)-Polare aller Konf. Eta D-KETA	75
Abbildung 45: Bezogene Geschwindigkeitspolare Eta D-KETA	76
Abbildung 46: Dreiseitenansicht ASW-28 15m.....	79
Abbildung 47: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, ASW-28 15m D-3618	80
Abbildung 48: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, ASW-28 15m D-3618	81
Abbildung 49: Einbaufehler ASW-28 15m D-3618	82
Abbildung 50: Geschwindigkeitspolare ASW-28 15m D-3618.....	82
Abbildung 51: Gleitahldiagramm ASW-28 15m D-3618.....	83
Abbildung 52: c_a - c_w -Polare ASW-28 15m D-3618	83
Abbildung 53: c_a -(c_w - $c_{wi,ellip}$)-Polare ASW-28 15m D-3618.....	84
Abbildung 54: Bezogene Geschwindigkeitspolare ASW-28 15m D-3618.....	84
Abbildung 55: Dreiseitenansicht DG-1000.....	85
Abbildung 56: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, DG-1000 20m D-1006	86
Abbildung 57: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, DG-1000 20m D-1006	87
Abbildung 58: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3, DG-1000 20m D-1006	87
Abbildung 59: Einbaufehler DG-1000 20m D-1006	88
Abbildung 60: Geschwindigkeitspolare DG-1000 20m D-1006.....	89
Abbildung 61: Gleitahldiagramm DG-1000 20m D-1006	89
Abbildung 62: c_a - c_w -Polare DG-1000 20m D-1006.....	90
Abbildung 63: c_a -(c_w - $c_{wi,ellip}$)-Polare DG-1000 20m D-1006	90
Abbildung 64: Bezogene Geschwindigkeitspolare DG-1000 20m D-1006	91
Abbildung 65: Dreiseitenansicht Discus-2a	92
Abbildung 66: Winglets des Discus-2a von Marc Maughmer	93

Abbildung 67: Winglets des Discus-2a von Schempp-Hirth.....	93
Abbildung 68: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, Discus-2a D-1246.....	95
Abbildung 69: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, Discus-2a D-1246.....	95
Abbildung 70: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3/4, Discus-2a D-1246.....	96
Abbildung 71: Wetterbedingungen Flug-Nr. 5, Discus-2a D-1246.....	96
Abbildung 72: Wetterbedingungen Flug-Nr. 6, Discus-2a D-1246.....	97
Abbildung 73: Wetterbedingungen Flug-Nr. 7, Discus-2a D-1246.....	97
Abbildung 74: Wetterbedingungen Flug-Nr. 8, Discus-2a D-1246.....	98
Abbildung 75: Einbaufehler Discus-2a D-1246.....	99
Abbildung 76: Geschwindigkeitspolare WK MM Discus-2a D-1246.....	99
Abbildung 77: Geschwindigkeitspolare WK SH Discus-2a D-1246.....	100
Abbildung 78: Gleitzahldiagramm beider Konf. Discus-2a D-1246.....	100
Abbildung 79: c_a - c_w -Polare beider Konf. Discus-2a D-1246	101
Abbildung 80: c_a -(c_w - $c_{wi,ellip}$)-Polare beider Konf. Discus-2a D-1246.....	101
Abbildung 81: Bezogene Geschwindigkeitspolare Discus-2a D-1246	102
Abbildung 82: Dreiseitenansicht Lak-19 15m und 18m	103
Abbildung 83: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, Lak-19 15m LY-GDZ.....	105
Abbildung 84: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, Lak-19 15m LY-GDZ.....	105
Abbildung 85: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3, Lak-19 15m LY-GDZ.....	106
Abbildung 86: Einbaufehler Lak-19 15m LY-GDZ	107
Abbildung 87: Geschwindigkeitspolare Lak-19 15m LY-GDZ.....	107
Abbildung 88: Gleitzahldiagramm Lak-19 15m LY-GDZ.....	108
Abbildung 89: c_a - c_w -Polare Lak-19 15m LY-GDZ	108
Abbildung 90: c_a -(c_w - $c_{wi,ellip}$)-Polare Lak-19 15m LY-GDZ.....	109
Abbildung 91: Bezogene Geschwindigkeitspolare Lak-19 15m LY-GDZ.....	109
Abbildung 92: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, Lak-19 18m LY-GDZ.....	111
Abbildung 93: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, Lak-19 18m LY-GDZ.....	111
Abbildung 94: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3, Lak-19 18m LY-GDZ.....	112
Abbildung 95: Einbaufehler Lak-19 18m LY-GDZ	113
Abbildung 96: Geschwindigkeitspolare Lak-19 18m LY-GDZ.....	113
Abbildung 97: Gleitzahldiagramm Lak-19 18m LY-GDZ.....	114
Abbildung 98: c_a - c_w -Polare Lak-19 18m LY-GDZ	114
Abbildung 99: c_a -(c_w - $c_{wi,ellip}$)-Polare Lak-19 18m LY-GDZ.....	115
Abbildung 100: Bezogene Geschwindigkeitspolare Lak-19 18m LY-GDZ.....	115

Abbildung 101: Dreiseitenansicht SB14	116
Abbildung 102: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, SB14 D-9814	118
Abbildung 103: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, SB14 D-9814	118
Abbildung 104: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3, SB14 D-9814	119
Abbildung 105: Wetterbedingungen Flug-Nr. 4, SB14 D-9814	119
Abbildung 106: Wetterbedingungen Flug-Nr. 5, SB14 D-9814	120
Abbildung 107: Wetterbedingungen Flug-Nr. 6, SB14 D-9814	120
Abbildung 108: Einbaufehler SB14 D-9814	121
Abbildung 109: Geschwindigkeitspolare WK+4 SB14 D-9814	122
Abbildung 110: Geschwindigkeitspolare WK 10 SB14 D-9814.....	122
Abbildung 111: Geschwindigkeitspolare WK 19 SB14 D-9814.....	123
Abbildung 112: Geschwindigkeitspolare WK 24 SB14 D-9814.....	123
Abbildung 113: Geschwindigkeitspolare WK 0 SB14 D-9814.....	124
Abbildung 114: Geschwindigkeitspolare WK -4 SB14 D-9814	124
Abbildung 115: Geschwindigkeitspolaren aller Konf. SB14 D-9814	125
Abbildung 116: Gleitzahldiagramm aller Konf. SB14 D-9814	125
Abbildung 117: c_a - c_w -Polare aller Konf. SB14 D-9814.....	126
Abbildung 118: c_a -(c_w - $c_{wi,ellip}$)-Polare aller Konf. SB14 D-9814	126
Abbildung 119: Bezogene Geschw.-polare aller Konf. SB14 D-9814	127
Abbildung 120: Einbaufehler des Referenzflugzeugs DG-300 17m D-1633...	133
Abbildung 121: Gleitzahldiagramm des Ref.-flugzeugs DG-300 17m D-1633...	135
Abbildung 122: Schwerpunktwägung DG-300 17m, 2002 (Rausch)	137
Abbildung 123: Schwerpunktwägung DG-300 17m, 2002 (Brökelmann)	138
Abbildung 124 Schwerpunktwägung DG-300 17m, 2003 (Rausch)	139
Abbildung 125: Schwerpunktwägung DG-300 17m, 2003 (Macht).....	140
Abbildung 126: Schwerpunktwägung DG-300 17m, 2003 (Brökelmann)	141
Abbildung 127: Schwerpunktwägung DG-300 17m, 2003 (Pätzold).....	142
Abbildung 128: Zustandsprotokoll Ventus-2cT D-KKIK	152
Abbildung 129: Schwerpunktwägung Ventus-2cT D-KKIK	153
Abbildung 130: Wölbklappenwinkelmessung Ventus-2cT D-KKIK	154
Abbildung 131: Schwerpunktwägung Eta D-KETA 2001	155
Abbildung 132: Zustandsprotokoll Eta D-KETA 2002.....	156
Abbildung 133: Schwerpunktwägung Eta D-KETA 2002.....	157
Abbildung 134: Wölbklappenwinkelmessung Eta D-KETA 2002	158

Abbildung 135: Zustandsprotokoll ASW-28 15m D-3618	159
Abbildung 136: Schwerpunktwägung ASW-28 15m D-3618	160
Abbildung 137: Zustandsprotokoll Seite 1 DG-1000 D-1006	161
Abbildung 138: Zustandsprotokoll Seite 2 DG-1000 D-1006	162
Abbildung 139: Schwerpunktwägung DG-1000 D-1006	163
Abbildung 140: Zustandsprotokoll Discus-2a D-1246	164
Abbildung 141: Schwerpunktwägung Konf. MM Discus-2a D-1246	165
Abbildung 142: Schwerpunktwägung Konf. SH Discus-2a D-1246	166
Abbildung 143: Zustandsprotokoll Lak-19 LY-GDZ	167
Abbildung 144: Schwerpunktwägung Lak-19 15 m LY-GDZ	168
Abbildung 145: Schwerpunktwägung Lak-19 18 m LY-GDZ	169
Abbildung 146: Schwerpunktwägung SB14 D-9814	170



1 Einleitung

Dieser Bericht enthält die Ergebnisse der auf den Idaflieg-Sommertreffen der Jahre 2002 und 2003 durchgeführten Flugleistungsvermessung von Segelflugzeugen. Die Interessengemeinschaft deutscher akademischer Fliegergruppen Idaflieg organisiert jährlich stattfindende Messkampagnen zur Untersuchung der Flugeigenschaften und -leistungen von Segelflugzeugen. Dieser Zusammenschluss von flugbegeisterten Studenten ist die weltweit einzige unabhängige Organisation, die derartige Untersuchungen mit wissenschaftlichen Methoden vornimmt. In den Jahren 2002 und 2003 wurde die Flugleistung bzw. das in den ersten Kapiteln dieses Berichts erläuterte aerodynamische Potenzial der folgenden Flugzeuge untersucht:

2002: Ventus-2cT	D-KIKK
Eta	D-KETA
2003: ASW-28 15m	D-3618
DG-1000 20m	D-1006
Discus-2a Winglet	D-1246
Lak-19 15m / 18m	LY-GDZ
SB14	D-9814

Die Veröffentlichung dieses Berichts durch das Zentrum für Luft- und Raumfahrt ZLR der TU-Braunschweig kam aufgrund der derzeitigen personellen Situation des DLR zustande. Vorherige Berichte über die Ergebnisse der Idaflieg-Flugleistungsvermessung wurden in den letzten Jahrzehnten von Dietmar Schmerwitz und Gerd Stich als Institutsberichte des DLR veröffentlicht, siehe hierzu auch den letzten Bericht von Schmerwitz [35]. Die durch das berufliche Ausscheiden von Dietmar Schmerwitz und Gerd Stich entstandene personelle und fachliche Lücke konnte bislang nicht seitens des DLR geschlossen werden.

Die von Gerko Wende vom Institut für Flugführung IFF der TU-Braunschweig zusammen mit Dietmar Schmerwitz seit 1996 initiierte und entwickelte sensorische Messmethode wurde in den Jahren 2000 und 2001 durch zahlreiche Vergleiche zu der lange Zeit erfolgreich eingesetzten fotogrammetrischen Methode

validiert und konnte seit 2002 als alleinige Messmethode zur Ermittlung der Flugleistung von der Idaflieg etabliert werden. Hinzu kam, dass durch einen Unfall das für die fotogrammetrische Messmethode ausgerüstete Schleppflugzeug des DLR in den Jahren 2001 bis 2003 nicht zur Verfügung stand. Im Jahr 2001 konnte ein Flugzeug der Idaflieg provisorisch für diesen Einsatz ausgerüstet werden, jedoch war so trotz des großen Aufwands nur ein bedingter Messflugbetrieb möglich.

Die Leitung des Flugbetriebs und die technische Leitung der Messflüge des Idafliegflieg-Sommertreffens 2002 konnte wie in den zwei vorherigen Jahren von dem DLR-Piloten Ralf Böhler und Gerko Wende vom IFF übernommen werden. Im Jahr 2003 konnten beide aufgrund beruflicher Veränderungen die Idaflieg nicht mehr unterstützen, wobei seitens des DLR und auch des IFF kein entsprechender Ersatz gestellt werden konnte. Aufgrund der im Jahr 2002 geleisteten Einarbeitung verschiedener Studenten in die Durchführung der Messflüge sowie die Kalibrierung, Einrüstung und den Einsatz der Flugmesstechnik für die sensorische Messmethode, konnte die Idaflieg im Jahr 2003 dennoch einen erfolgreichen Messflugbetrieb aus eigener Kraft durchführen. Die für die Betreuung der Idaflieg vom DLR vorgesehenen Mitarbeiter waren aus verschiedenen Gründen zeitlich und fachlich nicht in der Lage, das Idaflieg-Sommertreffen zu betreuen und die Auswertung der Flugmessdaten vorzunehmen. Aus diesem Grund haben sich der Idaflieg-Messflugpilot Falk Pätzold und Gerko Wende vom IFF entschlossen, die Messdaten auszuwerten und im Rahmen eines ZLR-Forschungsberichts zu veröffentlichen. Hierbei wird nicht nur die Präsentation der Ergebnisse der Flugleistungsvermessungen angestrebt, es soll auch durch die ausführliche Erläuterung der angewendeten Verfahren und Methoden ein möglichst optimaler Know-How-Transfer für die kommenden Idaflieg-Messkampagnen erfolgen.

1.1 Vergleichbarkeit der Ergebnisse

Eine direkte Vergleichbarkeit der Ergebnisse dieses Berichts mit den Ergebnissen früherer Flugleistungsvermessungen, insbesondere denen von 1998 bis 2001 von Schmerwitz [35], ist aufgrund verschiedener Umstände nur einge-

schränkt möglich. Der dominierende Faktor ist der in den Jahren 2002 und 2003 äußerst unbefriedigende Kalibrierungszustand des Referenzflugzeugs DG-300 17m D-1633, da mit dem beginnenden Ruhestand von Dietmar Schmerwitz und Gerd Stich auch die messtechnische Wartung und Pflege dieses DLR-Forschungsflugzeugs weitestgehend ausblieb.

Ein weiterer Faktor ist der Umstieg von der fotogrammetrischen auf die sensorische Messmethode, wobei die sensorische Methode (bei Schmerwitz [35] „Gerko-Verfahren“) bis 2001 mit einem vereinfachten Mess- und Auswertungsverfahren betrieben wurde. Hierbei fand ein eingeschränktes flugmechanisches Modell Verwendung und die gegenseitige Beeinflussung der Flugzeuge im Vergleichsflugverband durch das induzierte Windfeld wurde nicht berücksichtigt. Weiterhin konnte die Messung der Statikdrucks p_{stat} an Bord der Flugzeug ab dem Jahr 2002 durch die Verwendung einer mittelwertreduzierten Signalumsetzung erheblich verbessert werden, siehe hierzu auch die Arbeit von Wende [47]. Die hier vorgestellten Ergebnisse der Jahre 2002 und 2003 wurden mit dem gleichen technischen Stand der Flugmesstechnik und der derzeit aktuellsten und archivierten Version des Auswertungsprogramms erstellt.

2 Aerodynamisches Potenzial

Die Flugleistung von Segelflugzeugen wird im Bereich des Leistungssegelflugs sowie der Flugzeugentwicklung und -erprobung kontrovers diskutiert, wobei subjektive Empfindungen der Piloten und wirtschaftliches Interesse der Flugzeughersteller dieses Thema dominieren. Die Flugleistung von Segelflugzeugen wird im Allgemeinen durch die erreichbare mittlere Fluggeschwindigkeit bei Streckenflügen definiert, die maßgeblich von der Nutzung verfügbarer Aufwindfelder durch den Piloten und der fluggeschwindigkeits- sowie flugmanöverabhängigen aerodynamischen Verlustleistung des Flugzeugs bestimmt wird. Im Leistungssegelflug wird versucht, durch den optimalen Einsatz des Fluggeräts mit der höchsten mittleren Streckenfluggeschwindigkeit zwei prinzipielle Ziele zu erreichen:

- In der zur Verfügung stehenden Zeit möglichst große Strecken zu fliegen, wobei sich der Zeitrahmen aus der jahreszeit- und ortsbedingten Länge eines Tages oder der Verfügbarkeit von Aufwindfeldern ergibt.
- Auf einer vorgegebenen Flugstrecke eine möglichst geringe Flugdauer zu erreichen.

Der komplexe Begriff der Flugleistung von Segelflugzeugen kann durch die Vielzahl von Einflussfaktoren mit wissenschaftlichen Methoden nicht eindeutig dargestellt werden, sondern ergibt sich situativ aus dem Zusammenspiel einzelner Faktoren. Zu diesen Faktoren gehören:

- meteorologische Bedingungen entlang der Flugstrecke
- Leistungsfähigkeit des Piloten
- Flugeigenschaften des Flugzeugs
- aerodynamisches Potenzial des Flugzeugs

Die Flugleistung ist in verschiedene Bereiche des Entwicklungszyklus von Segelflugzeugen eingebettet, der sich maßgeblich aus den drei Eckpfeilern Flugzeugentwicklung, Flugbetrieb und Flugerprobung zusammensetzt. Für die Entwicklung von Segelflugzeugen ist die Flugleistung ein wesentlicher wirtschaftlicher Aspekt, der sich durch Erfolge, Rekorde und Flugberichte von Meisterschaftspiloten gut darstellen lässt. Den Flugbetrieb eines Segelflugzeugs im

Leistungssegelflug bestimmen im wesentlichen die Einsatzmöglichkeiten und Betriebsgrenzen, wie z.B. Kunstflug oder Eigenstartfähigkeit, sowie das aerodynamische Potenzial als Maß für die Leistungsfähigkeit des Flugzeugs. Ein marktreifes Segelflugzeug ist das Produkt des Zusammenspiels von Flugzeugentwicklung und Flugerprobung, wobei die Modifikationen der Flugzeugkonstruktion auf Basis der Erprobungsergebnisse konzipiert und integriert werden. Dieser Entwicklungszyklus eines Segelflugzeug ist in Abbildung 1 veranschaulicht.

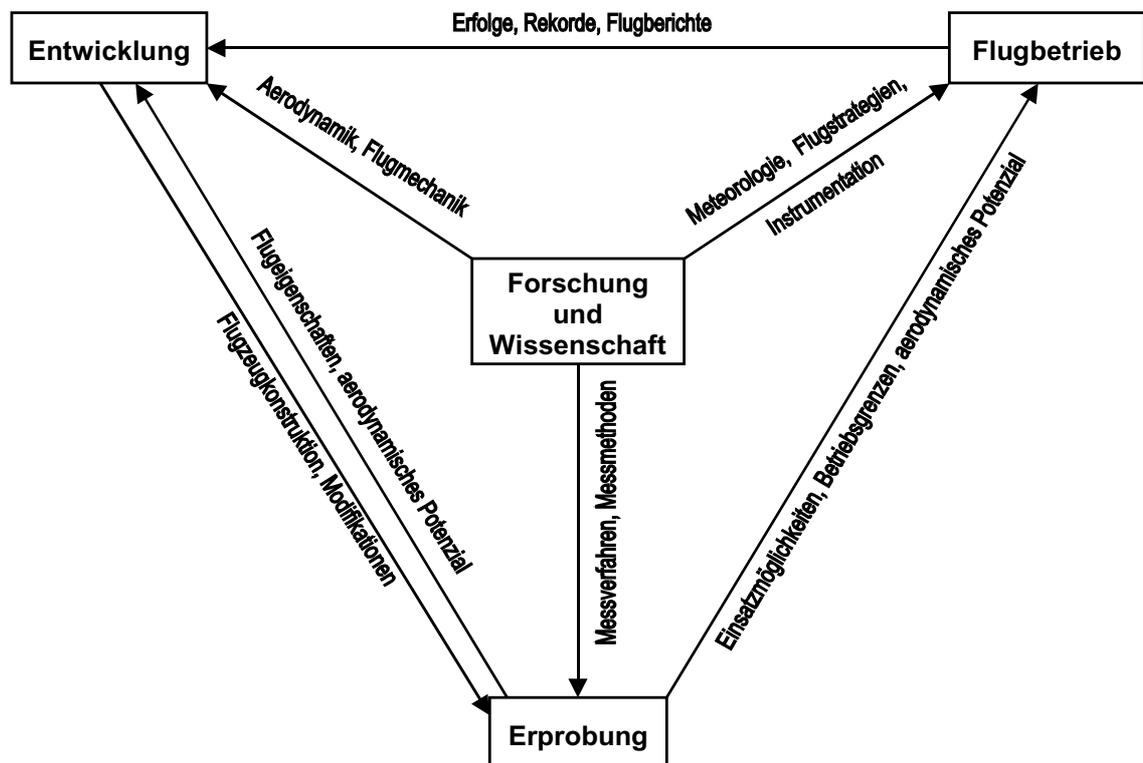


Abbildung 1: Entwicklungszyklus von Segelflugzeugen

Die einzelnen Elemente des Entwicklungszyklus werden hierbei maßgeblich von den Ergebnissen der Forschung und Wissenschaft beeinflusst. Neue Erkenntnisse im Bereich der Aerodynamik und Flugmechanik fließen direkt in die Entwicklung von Segelflugzeugen ein, während meteorologische Modelle zusammen mit innovativen Flugstrategien und moderner Flugzeuginstrumentation den Flugbetrieb besonders im Leistungssegelflug verändern. Die Verfügbarkeit präziser Messmethoden- und verfahren ist für Ermittlung der Flugeigenschaften und des aerodynamischen Potenzials während der Flugerprobung entscheidend.

Das aerodynamische Potenzial eines Segelflugezeugs wird durch den Flugeschwindigkeitsvektor \underline{V} definiert und beschreibt als Maß für die aerodynamische Verlustleistung das flugeschwindigkeitsabhängige Verhältnis von Auftriebskraft A und Widerstandskraft W . Für die Darstellung des aerodynamischen Potenzi als von Segelflugezeugen eignet sich besonders die Geschwindigkeitspolare, womit der Flugeschwindigkeitsvektor \underline{V} durch seine Komponenten u_g und w_g beschrieben wird. In Abbildung 2 ist die Geschwindigkeitspolare eines Segelflugezeugs skizziert.

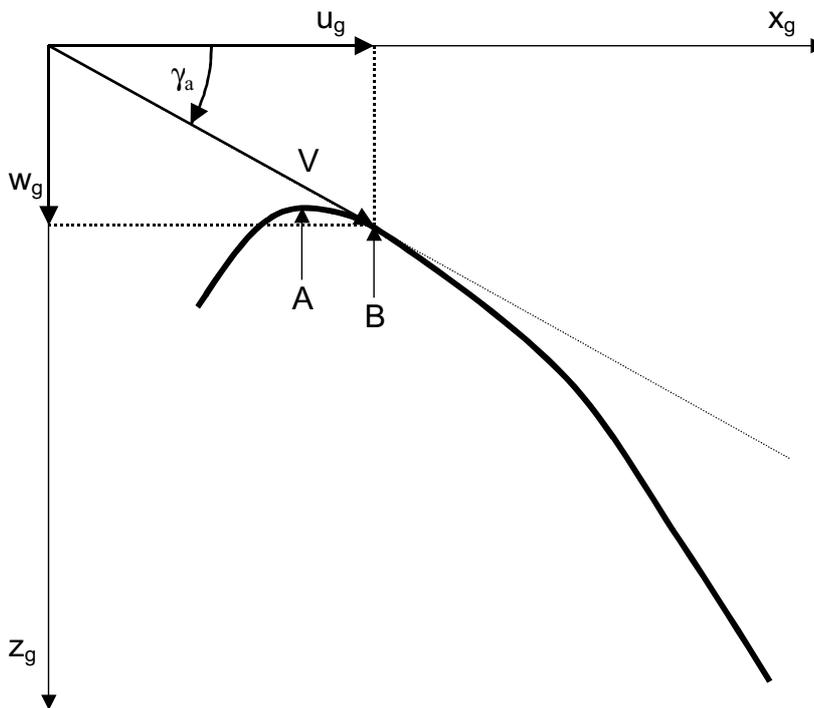


Abbildung 2: Geschwindigkeitspolare eines Segelflugezeugs¹

Anhand der Geschwindigkeitspolare können wesentliche charakteristische Parameter des Flugezeugs veranschaulicht werden, die in Abbildung 2 exemplarisch eingetragen sind. Der Punkt A kennzeichnet die geringste Vertikalgeschwindigkeit $w_{g,min}$ des Flugezeugs, während der geringste Flugwindneigungswinkel $\gamma_{a,min}$ und damit die größte Gleitzahl E des Flugezeugs in Punkt B erreicht wird. Für die Darstellung des aerodynamischen Potenzi als eignet sich beson-

¹ Die minimale Vertikalgeschwindigkeit $w_{g,min}$ wird häufig als „geringstes Sinken“ bezeichnet. Die Flugeschwindigkeit des geringsten Flugwindneigungswinkel $\gamma_{a,min}$ bzw. der größten Gleitzahl E findet sich in der Literatur z. T. als Geschwindigkeit des „besten Gleitens“ .

ders die Geschwindigkeitspolare in normierter Form, da durch die dimensionslose Darstellung der direkte Vergleich des Potenzials verschiedener Flugzeuge oder Flugzeugkonfigurationen möglich wird. Die für diese Darstellungen benötigten Größen können aus dem in Abbildung 3 dargestellten Zusammenhang der Geschwindigkeiten und Kräfte an einem Segelflugzeug hergeleitet werden.

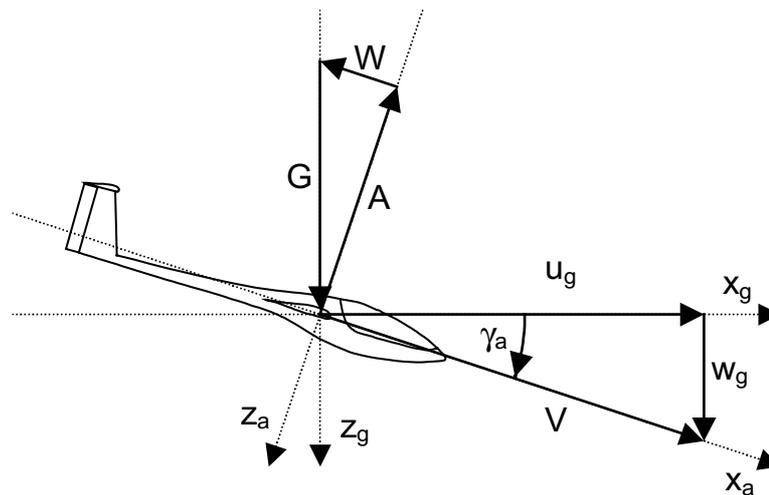


Abbildung 3: Kräfte und Geschwindigkeiten an einem Segelflugzeug

Hierbei wird von einem symmetrischen Flugzustand ausgegangen, bei dem Beschleunigungen und auch Kurvenflug mit $\phi \neq 0$ zugelassen sind. Der Einfluss eines lokalen Windfelds kann für diese Betrachtung vernachlässigt werden. Es wird zunächst das Kräftegleichgewicht eines Flugzeugs in z_a -Richtung betrachtet, woraus sich die Bewegungsgleichung für diese Achse des aerodynamischen Systems ergibt.

$$-m V \dot{\gamma}_a = -A \cos \Phi + G \cos \gamma_a \quad (2.1)$$

Mit der Definition des Lastvielfachen n_{az} kann Gleichung (2.1) vereinfacht werden, so dass die Auftriebskraft A durch die Gewichtskraft G und das Lastvielfache n_{az} ausgedrückt wird.

$$n_{az} = \left(\frac{V \dot{\gamma}_a}{g} + \cos \gamma_a \right) \frac{1}{\cos \Phi} \quad (2.2)$$

$$A = n_{za} G \quad (2.3)$$

Die Auftriebskraft A und die Widerstandskraft W werden von den aerodynamischen Grundgleichungen durch den Auftriebsbeiwert c_A und den Widerstandsbeiwert c_W beschrieben, wodurch sich ein direkter Zusammenhang zwischen den Kräften, der Luftdichte ρ , der Fluggeschwindigkeit V und der Flügelfläche S ergibt.

$$A = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_A \quad (2.4)$$

$$W = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_W \quad (2.5)$$

Aufgrund der in Abbildung 3 dargestellten geometrischen Beziehung der Kräfte und Geschwindigkeiten an einem Segelflugzeug, kann das Verhältnis von Auftriebskraft A und Widerstandskraft W durch die Fluggeschwindigkeitskomponenten u_g und w_g ausgedrückt werden. Dieses Verhältnis wird im Allgemeinen als Gleitzahl E definiert.

$$E = \cot \gamma_a = \frac{A}{W} = \frac{c_A}{c_W} = \frac{u_g}{w_g} \quad (2.6)$$

Für die Winkelbeziehung des Flugwindneigungswinkels γ_a ergibt sich aus Gleichung (2.6) eine ausschließliche Abhängigkeit von den Beiwerten c_A und c_W .

$$\cos \gamma_a = \frac{u_g}{V} = \frac{u_g}{\sqrt{u_g^2 + w_g^2}} = \frac{c_A}{\sqrt{c_A^2 + c_W^2}} \quad (2.7)$$

Mit dieser Winkelbeziehung wird die Fluggeschwindigkeit V in der aerodynamischen Grundgleichung (2.4) ersetzt, wodurch sich für einen Auftriebsbeiwert von $c_A = 1$ die Bezugsgeschwindigkeit V_{ca1} ergibt.

$$V_{ca1} = \sqrt{\frac{2 n_{az} G}{\rho S}} \quad (2.8)$$

Mit der Bezugsgeschwindigkeit V_{ca1} werden alle variablen Einflussgrößen auf das aerodynamische Potenzial berücksichtigt, so dass eine allgemeingültige Darstellung möglich wird. Die Fluggeschwindigkeit V und deren Komponenten u_g und w_g können einheitlich mit diesem Faktor in Abhängigkeit der aerodynamischen Beiwerte c_A und c_W ausgedrückt werden.

$$V_{\text{norm}} = \frac{V}{V_{\text{ca1}}} = \frac{1}{\sqrt{c_A}} \quad (2.9)$$

$$u_{\text{g,norm}} = \frac{u_g}{V_{\text{ca1}}} = \sqrt{\frac{c_A}{c_A^2 + c_W^2}} \quad (2.10)$$

$$w_{\text{g,norm}} = \frac{w_g}{V_{\text{ca1}}} = \sqrt{\frac{c_A}{c_A^2 + c_W^2}} \frac{c_W}{c_A} \quad (2.11)$$

Als Beispiel für die Vergleichbarkeit des aerodynamischen Potenzials verschiedener Flugzeuge mit normierten Größen ist in Abbildung 4 die historische Entwicklung der Geschwindigkeitspolaren von Segelflugzeugen der Standardklasse¹ dargestellt.

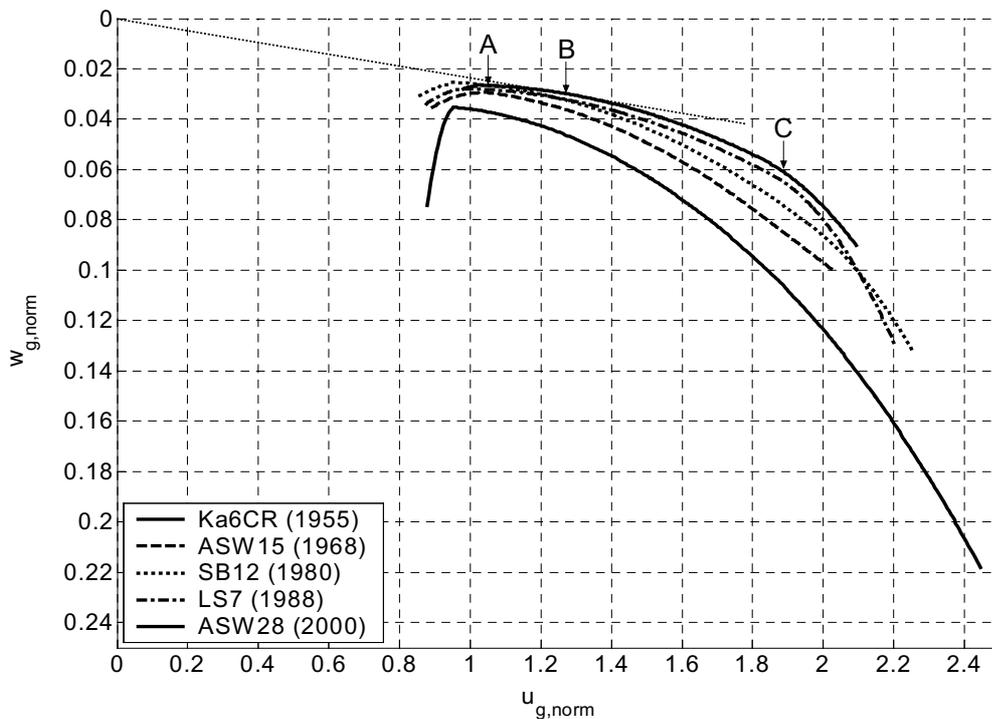


Abbildung 4: Entwicklung des aerodyn. Potenzials von Segelflugzeugen

Wie schon in Abbildung 2 wurde auch hier im Punkt A die geringste Vertikalgeschwindigkeit $w_{\text{g,min}}$ und in Punkt B und der geringste Bahnwinkel $\gamma_{\text{a,min}}$ der ASW28 exemplarisch hervorgehoben. Eine beachtliche Erhöhung des aerody-

¹ Segelflugzeuge werden aufgrund ihrer Spannweite und der aerodynamischen Auslegung in unterschiedliche Klassen eingeteilt. In der Standardklasse ist die Spannweite auf 15 m beschränkt und es sind keine profilverändernden Systeme wie z. B. Wölbklappen zulässig.

namischen Potentials innerhalb der letzten 45 Jahre ist besonders im mittleren und höheren Fluggeschwindigkeitsbereich zu erkennen.

Dort zeigt sich durch den leichten Knick bei Punkt C eine Charakteristik moderner Hochleistungsegelflugzeuge, die mit sogenannten Laminarprofilen ausgerüstet sind. Dieser Punkt wird üblicherweise „Laminardellenknicke“ genannt und kommt bei kleiner werdendem Anstellwinkel α durch vorwärtigen des Umschlagpunkts zustande. Die so entstehende längere turbulente Laufstrecke führt zu einer Verdickung der Grenzschicht und erhöht die aerodynamische Verlustleistung.

3 Vergleichsflugverfahren

Das aerodynamische Potenzial eines Segelflugzeugs wird durch das fluggeschwindigkeitsabhängige Verhältnis von Auftriebskraft A und Widerstandskraft W beschrieben, das aufgrund der vektoriellen Zusammenhänge mit dem Fluggeschwindigkeitsvektor \underline{v} ausgedrückt werden kann. Verbreitete Darstellungsformen dieses Potenzials sind die Geschwindigkeitspolare und das Gleitzahldiagramm, wobei normierte Größen den direkten Vergleich verschiedener Flugzeuge oder Flugzeugkonfigurationen ermöglichen. Hierbei wird üblicherweise ein Fluggeschwindigkeitsbereich von 20 bis 60 m/s bei Vertikalgeschwindigkeiten von 0,4 bis 5 m/s betrachtet. Mit modernen Hochleistungssegelflugzeugen werden heute Gleitzahlen von mehr als 60 erreicht, d. h. aus einer Flughöhe von 1 km kann eine Strecke von über 60 km ohne Energiezufuhr von Aufwinden oder Antriebssystemen zurückgelegt werden. Für die Ermittlung dieses hohen aerodynamischen Potenzials mit einer Genauigkeit von etwa 1% ist eine Messgenauigkeit der Vertikalgeschwindigkeit von 0,01 m/s erforderlich.

Die direkte Erfassung des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{v} mit hoher Genauigkeit ist generell problematisch und laut Corsmeier und Hankers [8] in speziell ausgerüsteten Forschungsflugzeugen derzeit nur im Bereich von 0,1 m/s realisierbar. Die Messgenauigkeit der Beträge und Winkel ist hierbei von entscheidender Bedeutung, wobei die Messstellen dieser Größen von dem Strömungsfeld des Flugzeugs beeinflusst werden, wie in der Arbeit von Dierks [9] am Beispiel des Forschungsflugzeugs D-IBUF der TU-Braunschweig dargestellt wird. Die für die Erfassung von Anstell- und Schiebewinkel notwendigen flugzeugexternen Sonden beeinflussen zudem das Strömungsfeld des Flugzeugs, so dass die direkte Messung des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{v} für die Ermittlung des aerodynamischen Potenzials von Segelflugzeugen nur bedingt umsetzbar ist.

Der Fluggeschwindigkeitsvektor \underline{v} kann auch indirekt aus der Differenz des Bahngeschwindigkeitsvektors \underline{v}_k und des lokalen Windgeschwindigkeitsvektors \underline{v}_w berechnet werden. Für die Bestimmung des Bahngeschwindigkeitsvektors \underline{v}_k werden derzeit inertielle Messsysteme und Satellitennavigationssysteme eingesetzt. Durch die in Segelflugzeugen stark eingeschränkte Verfügbarkeit von Stauraum, Zuladung und Energie, ist der Betrieb von inertialen Messsystemen

für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials mit hinreichender Genauigkeit zur Zeit nicht realisierbar. Im Bereich der Satellitennavigationssysteme fand in den letzten Jahren eine zügige Entwicklung der Empfängertechnik statt, so dass der Einsatz solcher Systeme mit hoher Genauigkeit bei geringem Gewicht, Platz- und Energiebedarf als Stand der Technik bezeichnet werden kann. Die Bestimmung des Windgeschwindigkeitsvektors \underline{v}_W ist jedoch ohne die Kenntnis des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{v} von Bord eines Flugzeugs aus nicht möglich, so dass für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen Messverfahren und -methoden zur Reduktion des Windeinflusses auf die Messung eingesetzt werden müssen.

Die derzeit effizienteste Möglichkeit den Windeinfluss auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen zu reduzieren ist das Vergleichsflugverfahren. Dieses Verfahren basiert auf dem Formationsflug von dem als Vergleichsflugzeug bezeichneten Prüfling und einem Referenzflugzeug. Beide Flugzeuge der Formation fliegen bei diesem Verfahren innerhalb einzelner Messabschnitte im symmetrischen Geradeausflug nebeneinander her, wobei zur Minimierung der gegenseitigen Beeinflussung der Flugzeuge ein lateraler Abstand der Rümpfe von etwa zwei mittleren Spannweiten eingehalten wird. Das Referenzflugzeug befindet sich üblicherweise links vorn im Blickfeld des Piloten des Vergleichsflugzeugs, der für das Einhalten der Formation verantwortlich ist, während der Pilot des Referenzflugzeugs die Fluggeschwindigkeit und -richtung vorgibt.

Das aerodynamische Potenzial des Vergleichsflugzeugs wird mit diesem Verfahren relativ zu dem des Referenzflugzeugs ermittelt. Aus diesem Grund ist die genaue Kenntnis des absoluten Potenzialverlaufs des Referenzflugzeugs für die Anwendung des Vergleichsflugverfahrens nicht notwendig, solange verschiedene Messungen sich auf das gleiche Referenzflugzeug beziehen. Man ist jedoch bestrebt, das aerodynamische Potenzial des Vergleichsflugzeugs absolut zu benennen um es theoretischen Betrachtungen zugänglich und unabhängig von der sich permanent ändernden Referenz zu machen (siehe Kapitel 4).

Die wesentlichen Fehlerquellen bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials mit diesem Verfahrens sind:

- Messfehler
- Gegenseitige Beeinflussung der Flugzeuge
- Variationen des lokalen Windfelds innerhalb des Vergleichsflugverbands

Hierbei kann die Variation des lokalen Windfeldes innerhalb des Vergleichsflugverbandes als die größte Fehlerquelle angesehen werden, weil dem gegenüber die Gerätefehler gering sind, die gegenseitige Beeinflussung klein gegenüber Vertikalwinddifferenzen ist und zudem rechnerisch korrigiert wird.

3.1 Vergleichsflugstrategie

Die Flugstrategie des Vergleichsflugverfahrens orientierte sich bislang an der in den vergangenen Jahrzehnten sehr erfolgreich betriebenen fotogrammetrischen Messmethode. Bei Verwendung von Flugmessenanlagen für die Ermittlung des aerodynamischen Potenzials im Vergleichsflug kann die Flugstrategie an diese neue Messmethode angepasst und optimiert werden. Im Rahmen der letzten Idaflieg-Sommertreffen wurden in Zusammenarbeit mit den Messpiloten, dem Institut für Flugführung (IFF) an der TU Braunschweig und den Flugversuchingenieuren des DLR-Braunschweig verschiedene Vorgehensweisen erarbeitet und im Flugversuch erprobt.

Für das Vergleichsflugverfahren mit der fotogrammetrischen Messmethode war eine Flugstrategie entwickelt worden, die auf Messabschnitten mit konstanter Fluggeschwindigkeit der Formation basiert (stationäre Messabschnitte). Der Fotograf in dem den Vergleichsflugverband begleitenden Motorflugzeug führt ein Messprotokoll in dem die zu den jeweiligen Fotos eines Messabschnitts gehörenden Flughöhen und die von den Piloten der Segelflugzeuge per Funk übermittelten Fluggeschwindigkeiten eingetragen werden. Aufgrund der Messmethode sind die Piloten der Segelflugzeuge darum bemüht, die Fluggeschwindigkeit innerhalb eines Messabschnitts möglichst konstant zu halten, wobei die mittlere Fluggeschwindigkeit des Messabschnitts von dem Piloten des Referenzflugzeugs von einem Präzisionsfahrmesser abgelesen und übermittelt wird. So ergeben sich aus jedem Messabschnitt nach der fotogrammetrischen Auswertung der Fotos zusammen mit den Protokollinformationen einzelne

Messabschnitte des aerodynamischen Potentials, die üblicherweise in einem Abstand von 5 bis 10 km/h erfolgen werden.

Bei dem Einsatz der sensorischen Messmethode ist es aufgrund der flugmechanischen Berücksichtigung der individuellen Bewegung der beiden Flugzeuge möglich und auch vorteilhaft, die Fluggeschwindigkeit eines Messabschnitts nicht konstant zu halten. Dazu wurden Verfahren erprobt bei denen die Fluggeschwindigkeit durch die Piloten bewusst verändert wird. Damit die räumliche Distanz zwischen beiden Flugzeugen unter Beachtung der induzierten Windfelder klein bleibt, wird folgendes Manöver durchgeführt: Die Segelflugzeuge formieren sich zunächst bei konstanter Geschwindigkeit. Mit Anfang des Messabschnittes beginnt der Pilot des Referenzflugzeugs innerhalb von 30 Sekunden um 5km/h zu verzögern, in den anschließenden 60 Sekunden beschleunigt er um 10km/h um danach wiederum in 30 Sekunden um 5km/h auf die Anfangsgeschwindigkeit zu verzögern. Der Pilot im Vergleichsflugzeug folgt dem Referenzflugzeug unter Beibehaltung der relativen horizontalen Position. Dieses Geschwindigkeitsprofil stellt für den Piloten eine Richtlinie dar, die nicht exakt eingehalten werden kann und auch nicht exakt eingehalten werden muss. Die Einzelmesspunkte werden so in einem Geschwindigkeitsband von 10km/h gestreut. Der Geschwindigkeitsgradient von 10km/h/min hat sich, mit etwas Übung, als gut steuerbar erwiesen. Die dazu nötigen Steuereingaben und Fahrtänderungen sind von etwa der gleichen Größe wie beim Fliegen von stationären Messpunkten und beeinträchtigen somit kaum die Qualität des Ergebnisses. Diese sogenannten 'quasistationären Manöver' werden wie die stationären Manöver mit möglichst geringen Steuereingaben geflogen. Bei Geschwindigkeiten über 150km/h werden sie allerdings nicht mehr angewendet, da hier sehr kleine Steuereingaben nötig wären.

Eine Variante dieses quasistationären Manövers ist ein mit konstanter Geschwindigkeit fliegender Referenzflugzeug und ein geschwindigkeitsvariierendes Vergleichsflugzeug. Angewendet wurden diese *semistationären* Manöver z.B. im extremen Langsamflug, da vermieden werden muss, dass das Referenzflugzeug in den Sackflugbereich übergeht. Das Vergleichsflugzeug holt dabei zunächst gegenüber dem Referenzflugzeug auf und überholt es um bis zu einer Rumpflänge unter Beibehaltung des lateralen Abstandes. Danach verzö-

gert das Vergleichsflugzeug und lässt sich etwa zwei Rumpflängen hinter die Referenz zurückfallen, um dann die Formation wieder zu schließen. Die Geschwindigkeitsdifferenzen betragen dabei maximal 3-4km/h, sodass die Messpunkte in einem 6-8km/h-Band verteilt sind. Dieses Manöver ist das fliegerisch anspruchsvollste der derzeit geflogenen Manöver.

Darüber hinaus wurden zum Sommertreffen 2003 dennoch auch stationäre Messabschnitte geflogen, da sich so gezielt Messpunkte in einem 3km/h-Band platzieren lassen. Sie wurden dann angewendet, wenn Flugzeuge über mehrere Tage vermessen wurde, da mit einer Vorauswertung der Flüge eines Tages ungenügend vermessene Bereiche sofort offensichtlich werden. Handelt es sich dabei um hinreichend kleine Bereiche, dann wurden die stationären Manöver geflogen.

Die Ergebnisse der Eta-Vermessung im Vergleich zu den Messungen 2003 zeigen den deutlichen Vorteil der quasistationären und semistationären Manöver. Die Einzelmesspunkte formen keine isolierten Punktecluster, sondern ergänzen sich zu einem schemenhaften Kurvenverlauf, der mit statistischen Mitteln eindeutiger interpretiert werden kann.

3.2 Kommunikation

Die Kommunikation zwischen den beteiligten Flugzeugen findet auf einer vom DLR benutzten Messfrequenz statt, da so eine exklusive Frequenznutzung möglich ist. Die Benutzung des Flugfunks durch die Piloten der Segelflugzeuge verursacht in den Messsignalen der Anlage im sendenden Flugzeug Störungen¹, die eine Verwendung der Daten zu diesen Zeitpunkten ausschließen. Es wurde deshalb ein Kommunikationsschema entwickelt und erprobt, das solche Störungen innerhalb der Messabschnitte vermeidet und eine zügige und eindeutige Kommunikation zur effizienten Flughöhenutzung gewährleistet.

¹ Die elektromagnetischen Signale des Flugfunks werden mit unterschiedlichen Amplituden in Abhängigkeit der Flugzeugkonstruktion (Glasgewebe oder elektrisch leitendes Kohlegewebe) in das Messsignal der Lufttemperatur T eingekoppelt. Der für die Umströmung des Temperaturfühlers notwendige offene Aufbau des Sensors verhindert eine entsprechende Abschirmung dieses Messgeräts.

1. Der Versuchsleiter gibt die nächste Geschwindigkeit, Art des Messabschnittes (quasistationär,...) und ggf. Wölbklappenstellung vor und weist nötigenfalls Richtungsänderungen an.
2. Der Referenzflugzeugpilot wiederholt die kommandierte Fahrt.
3. Der Vergleichsflugzeugpilot wiederholt ggf. die Wölbklappenstellung, sonst ebenfalls die Fahrt, sodass immer kontrolliert werden kann, ob die Kommunikation einwandfrei funktioniert.
4. Bei kommandierten Fahrten unter 120km/h nimmt der Referenzflugzeugpilot die Fahrt selbstständig ein, darüber gibt der Vergleichsflugpilot ein Kommando zum Fahrtaufholen sobald er sich in geeigneter Position befindet
5. Der Referenzflugzeugpilot meldet das Einnehmen der kommandierten Fahrt.
6. Sobald der Vergleichsflugzeugpilot seine Position und Fluglage stabilisiert hat, meldet er dies dem Versuchsleiter.
7. Mit dieser Meldung beginnt der Messabschnitt, was vom Versuchsleiter bestätigt wird.

Innerhalb eines Messabschnitts wird durch die Segelflugpiloten nur im Ausnahmefall gesendet, da mit einer Meldung der Messabschnitt automatisch beendet wird.

8. Handelt es sich um ein quasistationäres Manöver, dann gibt der Versuchsleiter alle 30 Sekunden die aktuelle Sollgeschwindigkeit und die in 30 Sekunden zu erreichende Geschwindigkeit an. Im Fall stationärer oder semistationärer Messabschnitte erfolgt alle 30 bis 60 Sekunden die Angabe der bereits verstrichenen Zeit.
9. Im Fall quasistationärer Messpunkte gibt der Referenzflugzeugpilot mit Erreichen der Ausgangsfahrt das Messpunktende vor, wiederholt die kommandierte Fahrt und gibt ggf. eine meteorologische Einschätzung ab. Der Vergleichsflugpilot wiederholt die Wölbklappenstellung, ggf. die kommandierte Fahrt und seine meteorologische Beobachtung.
10. Bei stationären Messpunkten beendet der Versuchsleiter nach 120 Sekunden den Messabschnitt oder der Vergleichsflugzeugpilot wenn der

räumliche Abstand zu groß wird (Schnellflug). Die Segelflugzeugpiloten melden entsprechend Punkt 9.

11. Bei den semistationären Manövern erfolgt der Abbruch durch den Vergleichflugzeugpiloten, wenn der räumliche Abstand zu groß wird (Langsamflug/Sackflug) oder das Zeitintervall von 120 Sekunden deutlich überschritten wird. Es folgen die Meldungen nach Punkt 9.

Danach wird wieder bei Punkt 1 begonnen.

Die Anwendung dieses Schemas wird von den Messpiloten vor den Flügen besprochen und ggf. entsprechend der Messaufgabe abgeändert. Grundsätzlich kann jeder Pilot zu jedem Zeitpunkt die Messabschnitte unterbrechen, wenn es z.B. die Flugsicherheit erfordert.

Die Störungen in den Messsignalen durch den Flugfunk werden außerhalb der Messabschnitte als hilfreich für die Auswertung angesehen, da so eine exakte zeitliche Einordnung der Messwerte möglich ist. Zwar werden Anfangs- und Endzeit durch Ereignismarken in den Datensätzen (gesetzt durch Drücken eines Tasters auf dem Messanlagenbedienteil) und durch die Mitschrift des Versuchsleiters dokumentiert, jedoch können hier zeitliche Abweichungen durch Fehlbedienung und Fehlablesung ausgeschlossen werden.

Bei den meteorologischen Beobachtungen handelt es sich um die subjektive Einschätzung des Turbulenzzustandes der Atmosphäre wofür sich folgende Beschreibungen etabliert haben:

- Sehr leichte Turbulenz (sIT) – Es sind Turbulenzen wahrnehmbar, ohne dass angezeigte Fahrtänderungen oder Starrkörperbewegungen der Segelflugzeuge erkannt werden.
- Leichte Turbulenz (IT) – Die Turbulenzen sind als Starrkörperbewegung der Segelflugzeuge spürbar und/oder sichtbar. Es können am Fahrtmesser keine Geschwindigkeitsänderungen erkannt werden und die Messung ist subjektiv nicht beeinträchtigt.
- Mittlere Turbulenz (mT) – Aus den Luftbewegungen resultieren erkennbare Fahrtänderungen. Für den Vergleichsflugzeugpiloten sind am Referenzflugzeug elastische Flügeldeformationen erkennbar

und die Starrkörperbewegungen sind sehr deutlich. Die Messung ist stark beeinträchtigt.

- Starke Turbulenz (sT) – Einsetzende Thermik, die Messung ist unbrauchbar.

Prinzipiell kann die Turbulenz mit Attributen wie `stochastisch` oder `harmonisch schwingend` noch weiter klassifiziert werden, jedoch ergibt sich daraus zu diesem Zeitpunkt kein zusätzlicher Vorteil. Ist nur ein Teil des Messabschnittes davon betroffen, dann wird dies verbal ausgedrückt. Werden beim Steigflug bereits Erkenntnisse über turbulente Luftschichten gewonnen, dann kann die Reihenfolge der zu fliegenden Geschwindigkeiten angepasst werden.

Die Benennung der Turbulenzgrade darf nicht mit den sonst gebräuchlichen Einschätzungen zu den Luftbewegungen verglichen werden, die sie auf den Bereich der sehr kleinen Luftbewegungen skaliert ist. Einsetzende Thermik wird grundsätzlich als starke Turbulenz erkannt. Auch werden im Motorflugzeug die Turbulenzen nur mit Erfahrung ab dem mittleren Grad überhaupt registriert. Turbulenzen mittleren Grades führen unter 140km/h immer zum Ausschluss des Messabschnittes, darüber kann im Einzelfall eine Weiterverwertung stattfinden.

3.3 Durchführung der Vergleichsflüge

Die Vergleichsflüge finden bei sommerlichen Hochdruckwetterlagen frühmorgens gleich nach Sonnenaufgang in möglichst ruhiger Atmosphäre in einem Höhenband zwischen derzeit 3000 m und Flugplatzniveau statt. Während der Anwendung der fotogrammetrischen Messmethode wurde zwar ein größeres Höhenband bis Flugfläche 130 genutzt, was aber die Flugzeit aufgrund der abnehmenden Steigleistung der Schleppflugzeuge im oberen Drittel des Steigfluges überproportional verlängert. Mit der fotogrammetrischen Methode waren so normalerweise bei geeignetem Wetter zwei Messflüge aus Flugfläche 130 möglich. Der Einflug in den Luftraum oberhalb Flugfläche 100 bedeutet jedoch einen verhältnismäßig hohen logistischen Aufwand seitens der Flugplanung, und es werden entsprechend ausgerüstete Schleppflugzeuge sowie Piloten mit den hierzu notwendigen Berechtigungen benötigt. Eine Verringerung der Messflug-

dauer bei niedrigerer Gipfelhöhe unterhalb Flugfläche 100 bedeutet also eine deutliche Aufwandsreduzierung, wobei natürlich auch eine wesentliche Verringerung der Messflugkosten aufgrund der kürzeren Betriebszeiten der Motorflugzeuge entsteht. Eine kürzere Dauer der Messflüge bei gleichbleibender Datenausbeute führt auch zu einer effizienteren Ausnutzung der nur bis in den frühen Vormittag vor Einsetzen der Konvektion ruhigen Atmosphäre. Waren bislang täglich zwei Messflüge mit einer jeweiligen Flugdauer von etwa 2,5 Stunden möglich gewesen, können nun mit einer angepassten Flugstrategie drei Flüge bei etwa gleich gebliebener Flugzeit durchgeführt werden. Trotz 30% reduzierter Ausgangshöhe sind mindestens genauso viele Messabschnitte möglich, wie mit der fotogrammetrischen Messmethode, was auf die wesentlich verkürzten Zeiten zwischen den Messabschnitten zurückzuführen ist. Im Regelfall liegen bei den erläuterten Strategien zur sensorischen Messmethode etwa 30-45 Sekunden zwischen den Messabschnitten, woraus ein Messanteil von etwa 70% der Segelflugzeit resultiert. Das ist möglich, weil die Segelflugzeuge nicht auf das für die fotogrammetrische Messmethode notwendige Motorflugzeug mit Fotografen warten müssen.

Dies allein bedeutet eine Steigerung der Datenausbeute von 50%. Der Ansatz einer weiteren Verringerung der Messflugkosten durch die selbständige Navigation und Flugeinteilung des Segelflugzeugverbandes wurde wieder verworfen, da die Luftraumbeobachtung allein durch die Segelflugzeugführer nicht immer sicher möglich ist. Die Aufgaben der Navigation des Vergleichsflugverbandes nimmt der Versuchsleiter in Absprache mit dem Motorflugzeugpiloten wahr. Dieser hat den Flugweg so zu planen, das die Flughöhe maximal genutzt wird (Ende des letzten Messabschnitts in der Platzrunde in entsprechender Höhe), die Segelflugzeuge dabei immer im Gleitbereich des Ausgangsflugplatzes bleiben und luftrechtliche Belange (Lufträume, Überflug von bewohntem Gebiet, Flugplatzverkehr,...) eingehalten werden. Des weiteren unterstützt die Motorflugzeugbesatzung die Segelflugzeugpiloten bei der Luftraumbeobachtung in dem das Motorflugzeug eine Position hinter dem Segelflugzeugverband mit hinreichendem Abstand einnimmt.

Die notwendigen Kursänderungen zwischen den einzelnen Messabschnitten werden vom Versuchsleiter kommandiert und bei Einhaltung einer lockeren Ver-

gleichsflugformation ausgeführt. Auch während der Messabschnitte ist der Gleitbereich des Flugverbandes zu kontrollieren, wobei die Messung bei Annäherung an die Bereichsgrenzen rechtzeitig abgebrochen werden sollte.

Der Versuchsleiter hat sich mit der Luftraumstruktur und den um den Startflugplatz befindlichen Flugplätzen vertraut zu machen, um auf unplanmäßige Landungen vorbereitet zu sein. Es muss stets gewährleistet sein, dass jedes Flugzeug eigenständig den Flug sicher beenden kann.

Die Führung eines Protokolls der Messflüge ist für die Erstellung einer Steuerdatei für Auswertung der Flugmessdaten notwendig. Prinzipiell können die Zeitbereiche der einzelnen Messabschnitte auch anhand von aufgezeichneten Ereignismarken (Event-Marken) ermittelt werden, jedoch gehen hierbei wichtige Informationen wie Flugzeugkonfiguration oder Beobachtungen der Piloten leicht verloren. Aus diesem Grund schreibt der Versuchsleiter alle notwendigen Daten und Informationen in das im Anhang dargestellte Protokoll.

Zu den wesentlichen Informationen des Protokolls gehören zunächst Angaben über die Segelflugzeuge wie Typ, Kennzeichen und Fluggewicht. Über das herrschende Wetter sollte anhand des aktuellen QNHs und der Art und Höhe von ggf. vorhandener Bewölkung eine kurze Beschreibung abgegeben werden. Zu jedem Messabschnitt gehören die von den Piloten übermittelten Fluggeschwindigkeiten und Flugzeugkonfigurationen zusammen mit der ungefähren Anfangs- und Endzeit des Abschnitts. Die Angabe der Zeiten erfolgt mittels einer auf GPS-Zeit synchronisierten Uhr oder besser mittels einer Funkuhr, wobei dann der Unterschied zwischen der Lokalzeit und der GPS-Zeit berücksichtigt werden muss. Bemerkungen und Beobachtungen der Piloten werden mit festgelegten Abkürzungen zu jedem Abschnitt festgehalten werden. Wichtig hierbei ist es festzuhalten, welcher der Piloten etwas gemeldet hat, wobei die Kurzzeichen „Ref“ und „Vgl“ üblicherweise Verwendung finden.

3.4 Vor- und Nachbereitung der Messflüge

Das zu vermessende Segelflugzeug wird mit der Messanlage und den Drucksensoren ausgestattet. Danach erfolgt eine Fluggewichtsschwerpunktwägung

mit dem vorgesehenen Piloten und ggf. eine Anpassung von Schwerpunktlage und Fluggewicht. Einige geometrische Daten wie Spannweite und Rumpflänge werden ermittelt. Mit Hilfe vorgegebener Protokolle werden der Zustand des Flugzeugs festgehalten und ggf. die Wölbklappenstellungen vermessen. Zum Schluss wird das Flugzeug einer gründlichen Oberflächenreinigung unterzogen und vor jedem Flugtag die Dichtigkeit des Drucksystems geprüft .

Das Referenzflugzeug unterzieht sich dieser Prozedur zu Beginn der Messkampagne. Für jeden Piloten wird dabei die Ballastmenge bestimmt, die zum Einstellen einer für alle Piloten gleichen bestimmten Schwerpunktlage notwendig ist. Die Dichtigkeitsprüfung wird alle 2-3 Tage wiederholt.

Die Flugvorbereitung umfasst neben der für jeden Flug selbstverständlichen Prüfung der meteorologischen Verhältnisse und der Betriebstüchtigkeit der Flugzeuge die Planung der einzelnen Abschnitte des Messflugs. Hierbei wird auf Basis bekannter oder theoretisch ermittelter Leistungsdaten der Flugzeuge die Dauer, Abfolge und der Geschwindigkeitsbereich der einzelnen Messabschnitte definiert. Außerdem wird festgelegt, ob Wasserballast zur Angleichung des aerodynamischen Potenzials beider Flugzeuge verwendet werden soll. Hierbei wird für das Referenzflugzeug aus Verwechslungsgründen nur ein Wasserbeladungszustand (2x50l in den Flügeln, 3,5l im Hecktank) zugelassen. Darüber hinaus ist die Anwendung von zwei Standardfluggewichten (mit kleinen Differenzen bei verschiedenen Piloten) aus Sicht der eindeutigen Kalibrierung sinnvoll.

Die Dauer, Abfolge und der Geschwindigkeitsbereich der Messabschnitte werden hinsichtlich eines möglichst geringen vertikalen Abstands der Flugzeuge zueinander sinnvoll aufeinander aufbauen. D. h. ist das aerodynamische Potenzial des Vergleichsflugzeugs eines Messabschnitts größer als die des Referenzflugzeugs, sollte der Messabschnitt mit einer Position des Vergleichsflugzeugs unterhalb des Referenzflugzeugs beginnen und mit dem möglichst gleichen vertikalen Abstand oberhalb des Referenzflugzeugs enden. Somit wird eine optimale Nutzung der sich einstellenden Höhendifferenz hinsichtlich minimalem vertikalen Abstand der Flugzeuge zueinander erreicht.

Die Dauer eines solchen Messabschnitts orientiert sich an der zu erwartenden relativen Vertikalgeschwindigkeit zwischen den Flugzeugen. Maßgeblich hierbei ist, dass sich das Referenzflugzeug stets im Blickfeld des leicht nach hinten rechts versetzt fliegenden Piloten des Vergleichsflugzeugs befindet. Hierbei kann bei optimaler lateraler Formation von einem vertikalen Abstand von etwa 30 m ausgegangen werden. Aus dem so definierten Höhenband von etwa 60 m und der erwarteten relativen Vertikalgeschwindigkeit ergibt sich nun die Dauer des Messabschnittes. Bei Flugzeugen sehr ähnlicher Leistung ist aufgrund von sicherheits- und organisatorisch bedingter Absprachenotwendigkeit eine maximale Dauer der Messabschnitte von zwei Minuten sinnvoll.

Die Abfolge der einzelnen Messabschnitte wird so verteilt, dass sich die entstehenden vertikalen Ablagen mit einem minimalen Gebrauch der Bremsklappen eines der Flugzeuge zwischen den Messabschnitten korrigieren lassen. Je weniger Geschwindigkeitsänderungen zwischen den Messabschnitten notwendig sind, desto schneller ist die Vergleichsflugformation für den nächsten Abschnitt wieder messbereit. Besonders das Einnehmen des Vergleichsflugverbandes bei über 130km/h Geschwindigkeiten benötigt einen größeren Zeitrahmen, weshalb dem Bremsklappengebrauch und kleinen Geschwindigkeitsänderungen der Vorzug eingeräumt werden soll.

Die Auswahl der Fluggeschwindigkeiten orientiert sich maßgeblich an der Messaufgabe. Generell wird jedoch für die Messung des aerodynamischen Potenzials ein Geschwindigkeitsbereich vom Sackflug eines der Flugzeuge bis zu einer Fluggeschwindigkeit von etwa 180 km/h erfasst. Im Rahmen der Flugversuche sind beschleunigte und verzögerte Messabschnitte mit einem Geschwindigkeitsbereich von etwa 10 km/h und einer Geschwindigkeitsänderung von ungefähr 10 km/h pro Minute erprobt (quasistationäre Manöver). Bei einem Geschwindigkeitsbereich von 80 km/h bis 180 km/h ergeben sich so insgesamt 10 quasistationäre Messabschnitte als Mindestmaß. Zwar sind diese 10 Messabschnitte für moderne Segelflugzeuge innerhalb eines Fluges erfliegbar, jedoch erfordert dies sehr gute Wetterverhältnisse, die selten anzutreffen sind. Zudem kann nur auf eine Messanlage für die Vergleichsflugzeuge zurückgegriffen werden, deren Umrüstung in ein anderes Segelflugzeug innerhalb des Wetterfensters nicht möglich ist. Es wird deshalb der gesamte nutzbare Wetter-

Zeitraum eines Messtages für ein Flugzeug genutzt. Für ein Starrprofilflugzeug sind bei durchschnittlichem Wetter zwei Flüge für ein solides Ergebnis ausreichend. Nach den Messflügen eines Tages werden die Daten zügig gesichtet. Wird dabei festgestellt, dass die gewonnenen Daten für ein befriedigendes Ergebnis genügen, kann das nächste Vergleichsflugzeug vorbereitet werden. Anderenfalls können die noch zu vermessenden Geschwindigkeitsbereiche und die Art der Manöver festgelegt werden. Die Sichtung der gewonnenen Daten vor Ort steigert erheblich die Qualität der Ergebnisse.

3.5 Sensorische Messmethode

Unter dem Begriff der „sensorischen Messmethode“ wird hier die messtechnische Erfassung und Verarbeitung von Flugmessdaten zur Ermittlung des aerodynamischen Potenzials von Segelflugzeugen im Vergleichsflug verstanden, die sich grundlegend von der etablierten fotogrammetrischen Messmethode unterscheiden. Beide Methoden beruhen jedoch auf dem gleichen Prinzip zur Reduktion des Windeinflusses auf die Ermittlung des aerodynamischen Potenzials durch Anwendung des Vergleichsflugverfahrens.

Die sensorische Messmethode basiert auf der kontinuierlichen Erfassung und Aufzeichnung verschiedener Sensorsignale mit Flugmessanlagen. Diese Flugmessdaten werden während der Messflüge zeitsynchron in beiden Flugzeugen des Vergleichsflugverbands aufgezeichnet und bilden die Grundlage für die Ermittlung des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{V} aus dem Bahngeschwindigkeitsvektor \underline{V}_K und dem Windgeschwindigkeitsvektor \underline{V}_W . Die Funktionsweise der sensorischen Messmethode ist in Abbildung 5 schematisch dargestellt.

Das Grundprinzip dieser Messmethode ist die Kopplung der individuellen Bewegung der beiden Flugzeuge des Vergleichsflugverbands über das lokale Windfeld. Für die Ermittlung des aerodynamischen Potenzials des Vergleichsflugzeugs wird der Windvektor \underline{V}_W mit Hilfe des in unmittelbarer Nähe fliegenden Referenzflugzeugs bestimmt. Es wird hierbei von sehr kleinen atmosphärischen Winddifferenzen zwischen den jeweiligen Positionen der Flugzeuge ausgegangen, wodurch kleinräumige Differenzen und dynamische Vorgänge des

unbeeinflussten lokalen Windfelds innerhalb des Vergleichsflugverbands unberücksichtigt bleiben.

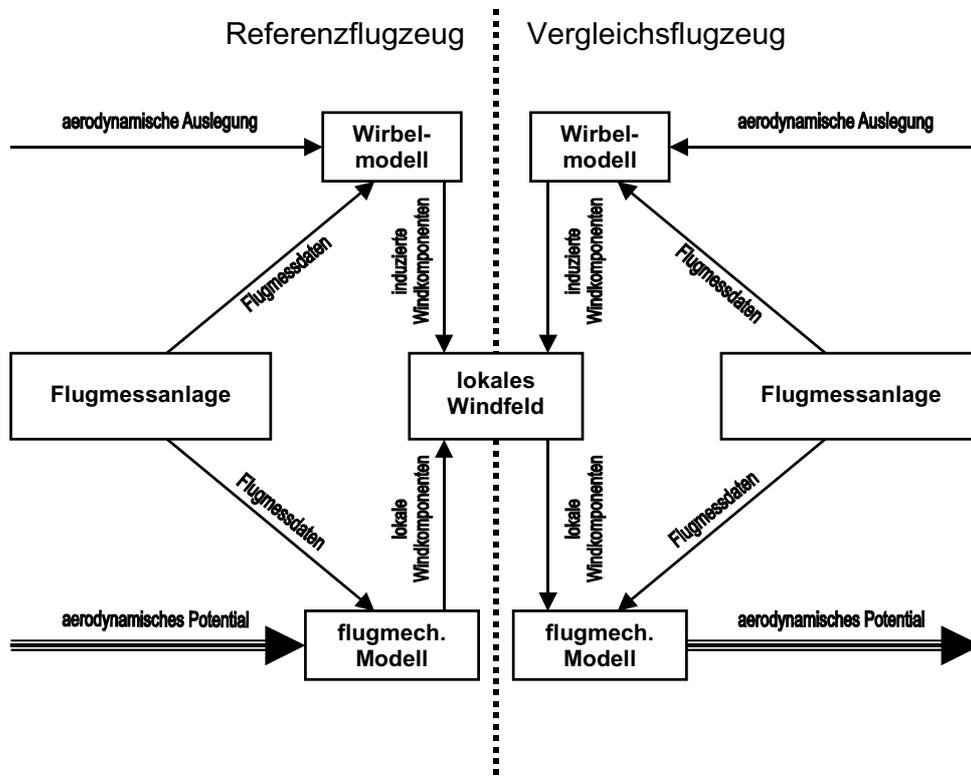


Abbildung 5: Funktionsweise der sensorischen Messmethode

Mit einem auf den Vergleichsflug zugeschnittenen flugmechanischen Modell wird basierend auf den Flugmessdaten die Bewegung der Flugzeuge beschrieben. Zunächst wird anhand der Messdaten und des bekannten aerodynamischen Potentials des Referenzflugzeugs das lokale Windfeld an der Position dieses Flugzeugs bestimmt. Der von den Flugzeugen induzierte Anteil des Windfelds wird mit einem geeigneten Wirbelmodell ausgehend von den Kenngrößen der aerodynamischen Auslegung, wie z. B. Spannweite, sowie den Flugmessdaten berechnet und bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs berücksichtigt. Dieses Potenzial ergibt sich aus der Anwendung des flugmechanischen Modells zusammen mit den Flugmessdaten des Vergleichsflugzeugs und den zuvor bestimmten Komponenten des lokalen Windfelds.

3.5.1 Flugmechanisches Modell

Für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials wird hier von einem symmetrischen Flugzustand beider Flugzeuge mit kleinen Querneigungswinkeln ausgegangen. Dieser Flugzustand kann von den entsprechend ausgebildeten und trainierten Messpiloten der Segelflugzeuge mit großer Präzision eingehalten werden. Anhand des Horizontbilds sind Richtungsabweichungen und Querneigungswinkel erkenn- und korrigierbar. Der Schiebewinkel β wird dem Piloten sehr genau durch den sogenannten „Faden“ auf der Cockpithaube angezeigt. Bei konsequenter Beachtung der Anzeige dieser Windfahne können Schiebeflugzustände nahezu vollständig vermieden werden. In Abbildung 6 ist der vektorielle Zusammenhang der einzelnen Geschwindigkeiten und Kräfte eines symmetrischen Flugzustands in der x_g - z_g -Ebene dargestellt.

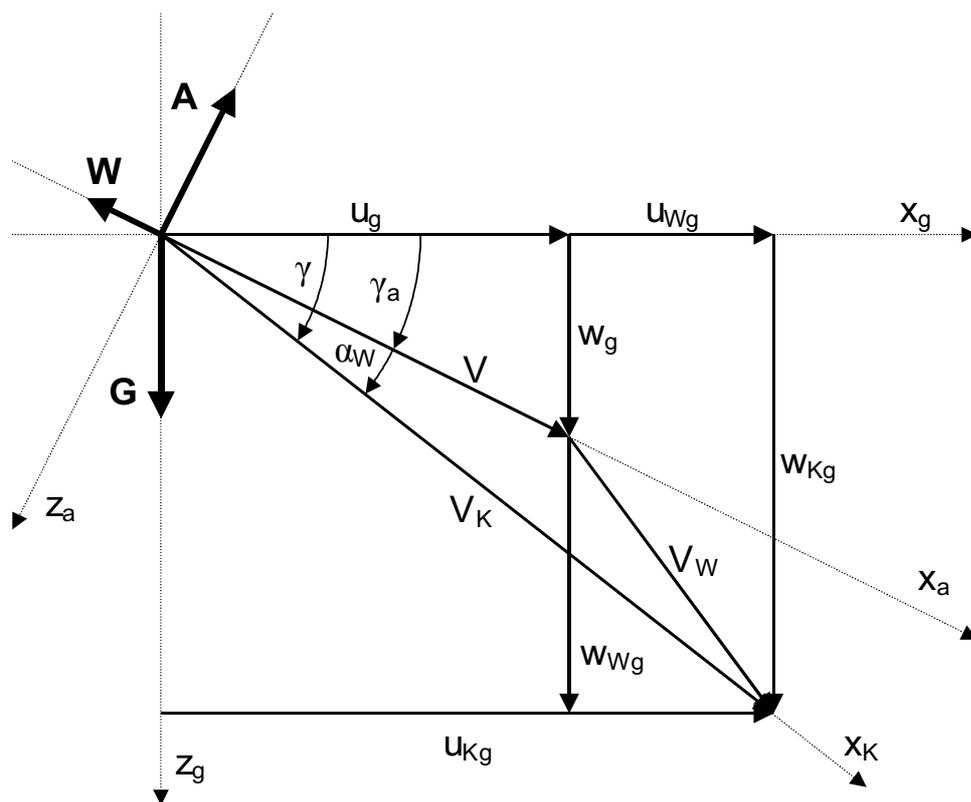


Abbildung 6: Flugmechanisches Modell

Für die Richtungen x_K , y_K und z_K des Bahnachsensystems ergeben sich für das Kräftegleichgewicht die in den Bewegungsgleichungen (3.1) bis (3.3) formulierten Zusammenhänge.

$$m\dot{V}_K = A \sin \alpha_W - W \cos \alpha_W - G \sin \gamma \quad (3.1)$$

$$m\dot{\chi}V_K \cos \gamma = A \cos \alpha_W \sin \Phi + W \sin \alpha_W \sin \Phi \quad (3.2)$$

$$-mV_K\dot{\gamma} = -A \cos \alpha_W \cos \Phi - W \sin \alpha_W \cos \Phi + G \cos \gamma \quad (3.3)$$

Der Querneigungswinkel Φ kann mit der Bewegungsgleichung (3.2) und (3.3) durch die Änderungen des Azimuts $\dot{\chi}$ und des Neigungswinkels $\dot{\gamma}$ sowie der Fluggeschwindigkeit über Grund V_K und des Neigungswinkels γ ausgedrückt werden.

$$\Phi = \arctan\left(\frac{\dot{\chi}V_K \cos \gamma}{\dot{\gamma}V_K + g \cos \gamma}\right) \quad (3.4)$$

Für die Betrachtung des aerodynamischen Potentials anhand der Bewegungsgleichungen (3.1) und (3.3) ist die Transformation dieser Gleichungen in das aerodynamische Achsensystem sinnvoll. Es ergeben sich für die Richtungen x_a und z_a die folgenden Ausdrücke.

$$m\dot{V}_K \cos \alpha_W - mV_K\dot{\gamma} \sin \alpha_W = -W - G \sin \gamma_a \quad (3.5)$$

$$-m\dot{V}_K \sin \alpha_W - mV_K\dot{\gamma} \cos \alpha_W = -A \cos \Phi + G \cos \gamma_a \quad (3.6)$$

Zur weiteren Vereinfachung wird hier das Lastvielfache n_{ax} und n_{az} in x - und z -Richtung des aerodynamischen Achsenkreuzes eingeführt.

$$n_{ax} = \frac{W}{G} = \frac{-\dot{V}_K \cos \alpha_W + V_K\dot{\gamma} \sin \alpha_W}{g} - \sin \gamma_a \quad (3.7)$$

$$n_{az} = \frac{A}{G} = \left(\frac{\dot{V}_K \sin \alpha_W + V_K\dot{\gamma} \cos \alpha_W}{g} + \cos \gamma_a\right) \frac{1}{\cos \Phi} \quad (3.8)$$

Aus den Gleichungen (3.5) und (3.6) ergibt sich zusammen mit den Lastvielfachen n_{ax} und n_{az} die Gleitzahl E als Maß für das aerodynamische Potenzial eines Segelflugszeugs.

$$E = \frac{A}{W} = \frac{n_{az}}{n_{ax}} \quad (3.9)$$

Die in den Gleichungen (3.7) und (3.8) enthaltenen Flugwindneigungswinkel γ_a und Windanstellwinkel α_W können hier durch die folgenden Gleichungen (3.10) und (3.11) ausgedrückt werden, wobei eine Abhängigkeit des Flugwindneigungswinkels γ_a von der Vertikalwindkomponente w_{Wg} entsteht.

$$\gamma_a = -\arcsin \frac{w_{Kg} - w_{Wg}}{V} \quad (3.10)$$

$$\alpha_w = -\arctan \frac{w_{Kg}}{u_{Kg}} - \gamma_a \quad (3.11)$$

Diese Abhängigkeit führt bei der Bestimmung des Windfelds an der Position des Referenzflugzeugs zu der in Kapitel 3.5.3 beschriebenen iterativen Lösung des Gleichungssystems. Mit den Gleichungen (3.7) bis (3.11) ist eine Formulierung der flugmechanischen Zusammenhänge gelungen, die den eindeutigen Zusammenhang der folgenden Größen ausdrückt:

- Gleitzahl E
- Fluggeschwindigkeit V
- Vertikalwindgeschwindigkeit w_{Wg}
- Bahngeschwindigkeitskomponenten u_{Kg} und w_{Kg}
- Azimut χ

Mit der jeweiligen Anwendung dieses Gleichungssystems auf die beiden Flugzeuge des Vergleichsflugverbands kann anhand geeigneter Flugmessdaten das aerodynamische Potenzial des Vergleichsflugzeugs ermittelt werden, wobei das von den Flugzeugen induzierte Windfeld berücksichtigt werden muss.

3.5.2 Induziertes Windfeld

Die Flugformation des Vergleichsflugverfahrens bedingt die gegenseitige Beeinflussung der Flugzeuge durch das induzierte Windfeld. Der Formationsflug von Zugvögeln ist für die energieoptimale Nutzung dieses Effekts ein gutes Beispiel.

Motiviert durch die Fertigstellung des viele Jahre größten Segelflugzeugs der Welt, der SB10, untersuchte Junker [15] die Auswirkungen der Vergleichsflugformation auf die Ermittlung des aerodynamischen Potenzials von Segelflugzeugen. Es zeigte sich, dass besonders bei Flugzeugen mit sehr unterschiedlicher Spannweite und großen Fluggewichtsdifferenzen ein signifikanter Einfluss des induzierten Windfelds auf die Ermittlung des aerodynamischen Potenzials besteht. Mit den Abschätzungen dieser Arbeit wurde die Messung

des aerodynamischen Potenzials der SB10 korrigiert, wobei damals in einer sehr engen Vergleichsflugformation geflogen wurde. Aus diesen Erkenntnissen wurde die Formation geändert, so dass die Flugzeuge heute in einem Abstand von mindestens zwei mittleren Spannweiten nebeneinander fliegen.



Abbildung 7: Induziertes Windfeld eines Segelflugzeugs

Das induzierte Windfeld kann als Geschwindigkeitsfeld mehrerer einzelner Wirbel mit dem Biot-Savart'schen Gesetz beschrieben werden, wobei hier für die Ermittlung des aerodynamischen Potenzials im Vergleichsflug ausschließlich die Vertikalkomponenten des Feldes betrachtet werden. Der Einfluss der Horizontalkomponenten kann anhand der Ergebnisse von Scholz [39] für den Vergleichsflug mit Segelflugzeugen vernachlässigt werden. In dieser Arbeit wurden die induzierten Windfelder von Segelflugzeugen mit verschiedenen Simulationsmodellen detailliert untersucht, wobei für die quantitative Validierung der Ergebnisse mehrere Vergleichsflüge mit zwei kalibrierten Segelflugzeugen durchgeführt und ausgewertet wurden. Es wurde festgestellt, dass der gegenseitige Einfluss der Flugzeuge auf deren Zirkulationsverteilung vernachlässigbar ist, so dass hier die induzierten Vertikalwindfelder beider Flugzeuge entsprechend der jeweiligen Relativposition überlagert werden können. Für die operationelle Anwendung der sensorischen Messmethode kann ein einfaches Hufeisenwirbel-

modell mit hinreichender Genauigkeit verwendet werden, so dass eine zeitoptimale Datenauswertung möglich ist.

3.5.3 Ermittlung des aerodynamischen Potenzials

Für die Ermittlung des aerodynamischen Potenzials mit der sensorischen Messmethode des Vergleichsflugverfahrens wurde im Rahmen verschiedener wissenschaftlicher Arbeiten das Datenauswertungssystem ComDatEv (**Comparison Flight Data Evaluation**) geschaffen. In dieses System sind verschiedene Prozesse zur Vor- und Weiterverarbeitung der Flugmessdaten integriert, wobei sich die prinzipielle Vorgehensweise zur Ermittlung des aerodynamischen Potenzials des Vergleichsflugzeugs in drei wesentliche Schritte gliedert:

1. Bestimmung des lokalen Windvektors $\underline{V}_{W,Ref}$ an der Position des Referenzflugzeugs anhand des bekannten aerodynamischen Potenzials und der Flugmessdaten dieses Flugzeugs.
2. Übertragung des lokalen Windvektors $\underline{V}_{W,Ref}$ unter Berücksichtigung des von den Flugzeugen induzierten Windfelds auf den Windvektor $\underline{V}_{W,Vgl}$ an der Position des Vergleichsflugzeugs.
3. Ermittlung des aerodynamischen Potenzials des Vergleichsflugzeugs basierend auf dem lokalen Windvektor $\underline{V}_{W,Vgl}$ und den Flugmessdaten dieses Flugzeugs.

Für die hier notwendige vollständige Bestimmung und Verwendung des lokalen Windvektors \underline{V}_W muss der Flugwindazimut χ_a (Steuerkurs) zusammen mit dem Bahnazimut χ (Kurs über Grund) berücksichtigt werden. Aufgrund der Messung des Bahngeschwindigkeitsvektors \underline{V}_K mit einem erdbezogenen Satellitennavigationssystem ist es hier zweckmäßig, die Ausrichtung des geodätischen Achsenkreuzes (Index: g) auf geografisch Nord festzulegen, da sich die einzelnen Komponenten des Vektors bereits auf diese Orientierung beziehen. Die Bestimmung des Windvektors $\underline{V}_{W,Ref}$ an der Position des Referenzflugzeugs basiert auf der Anwendung der in Kapitel 3.5.1 formulierten Gleichungen (3.7) bis (3.11) des flugmechanischen Modells, wobei von den folgenden Messgrößen

und dem als gegeben vorausgesetztem aerodynamischen Potenzial E_{Ref} ausgegangen wird:

- Bahngeschwindigkeitskomponenten $u_{Kg,Ref}$, $v_{Kg,Ref}$, $w_{Kg,Ref}$
- Fluggeschwindigkeit V_{Ref}
- Flugwindazimut $\chi_{a,Ref}$

Dieses Gleichungssystem kann aufgrund der Verkettung der Größen nur in einem zweistufigen iterativen Prozess gelöst werden, wobei in dem äußeren Prozess das Lastvielfache $n_{az,Ref}$ variiert wird. Für den inneren Prozess wird die Vertikalwindgeschwindigkeit $w_{Wg,Ref}$ als Iterationsvariable benutzt. Die prinzipielle Vorgehensweise zur Bestimmung des lokalen Windfelds ist in Abbildung 8 dargestellt.

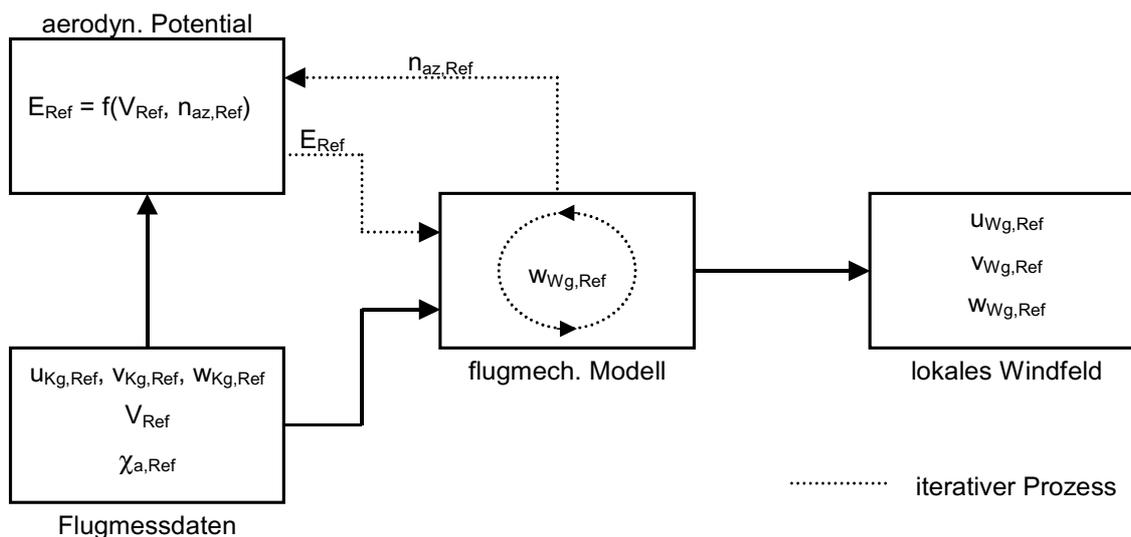


Abbildung 8: Bestimmung des lokalen Windfelds

Durch die Lösung der Gleichungen (3.7) bis (3.11) des flugmechanischen Modells für das Referenzflugzeug sind also alle drei Komponenten des Windvektors $\underline{v}_{W,Ref}$ an der Position dieses Flugzeugs bestimmbar. Diese können unter Berücksichtigung des induzierten Windfelds von der Position des Referenzflugzeugs auf die des Vergleichsflugzeugs übertragen werden. Es werden hierbei basierend auf den in Kapitel 3.5.2 dargestellten Zusammenhängen ausschließlich die von den Flugzeugen induzierten mittleren induzierten Vertikalwindkomponenten \bar{w}_{ig} berücksichtigt. Aus der Überlagerung dieser Vertikalwindkompo-

nungen beider Flugzeuge ergeben sich für die Komponenten des Windvektors $\underline{V}_{W,Vgl}$ an der Position des Vergleichsflugzeugs folgende Zusammenhänge:

$$u_{Wg,Vgl} = u_{Wg,Ref} \quad (3.12)$$

$$v_{Wg,Vgl} = v_{Wg,Ref} \quad (3.13)$$

$$w_{Wg,vgl} = w_{Wg,Ref} - \bar{w}_{ig,Vgl} + \bar{w}_{ig,Ref} \quad (3.14)$$

Zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs wird basierend auf dem zuvor bestimmten Windvektor $\underline{V}_{W,Vgl}$ das System der Gleichungen (3.7) bis (3.11) gelöst. Das aerodynamische Potential kann jetzt direkt berechnet werden, da die Vertikalwindgeschwindigkeit $w_{Wg,Vgl}$ gegeben ist. Zur Lösung des Gleichungssystems wird daher ausschließlich der Bahngeschwindigkeitsvektor $\underline{V}_{K,Vgl}$ und der Windgeschwindigkeitsvektor $\underline{V}_{W,Vgl}$ benötigt, wie in Abbildung 9 schematisch dargestellt ist.

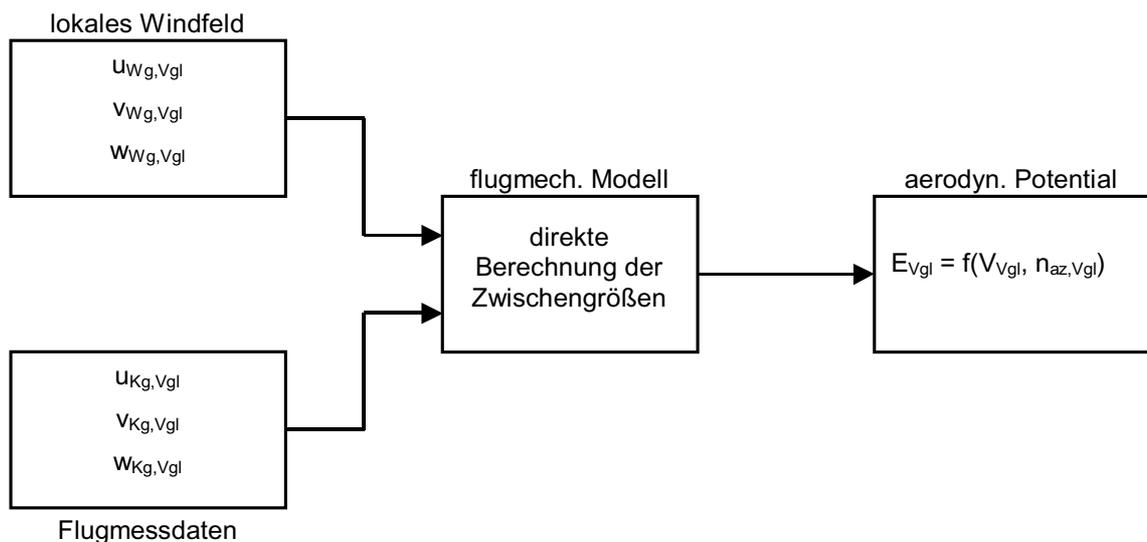


Abbildung 9: Ermittlung des aerodynamischen Potentials

3.5.4 Fehlerbetrachtung der Messmethode

Die Fehler der sensorischen Messmethode sind direkt von den Messfehlern der in beiden Flugzeugen aufgenommenen Größen abhängig. Als Maß für den Fehler einer Größe wurde hier die Varianz σ^2 bzw. Standardabweichung σ gewählt. Eine analytische Betrachtung der Fehlerfortpflanzung des flugmechanischen Modells ist hier aufgrund der in Kapitel 3.5.3 beschriebenen iterativen Lö-

sung des Gleichungssystems und der komplexen Verkettung der Größen und deren zeitlichen Ableitungen über Kreisfunktionen nicht sinnvoll. Anhand verschiedener Testdatensätze wurden daher die Auswirkungen der Varianz der einzelnen Messgrößen auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials nach der in Kapitel 3.5.3 beschriebenen Vorgehensweise simuliert. Hierbei wurde die Varianz jeweils einer der Messgrößen variiert und die Varianz des aerodynamischen Potentials bzw. der Komponenten u_g und w_g des Flugeschwindigkeitsvektors \underline{v} berechnet. Es werden die Horizontalgeschwindigkeiten u_{Kg} und v_{Kg} durch den Betrag der Bahngeschwindigkeit V_{Kg} berücksichtigt, wobei auf eine gleichzeitige Darstellung des auf den gleichen Geschwindigkeitskomponenten basierenden Bahnazimut χ verzichtet wurde. Es wird also die Fehlerfortpflanzung der folgenden Messgrößen untersucht:

- Horizontalkomponente der Bahngeschwindigkeit V_{Kg}
- Vertikalkomponente der Bahngeschwindigkeit w_{Kg}
- Fluggeschwindigkeit V (nur Referenzflugzeug)
- Flugwindazimut χ_a (nur Referenzflugzeug)

Gemäß der in Kapitel 3.5.3 beschriebenen Vorgehensweise zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials wird mit den Messgrößen und dem bekannten aerodynamischen Potential des Referenzflugzeugs zunächst das lokale Windfeld bestimmt. Der Windgeschwindigkeitsvektor \underline{v}_W wird hier für die Betrachtung der Genauigkeit durch den Betrag V_{Wg} und die Richtung χ_W seiner Horizontalkomponente und die Vertikalwindgeschwindigkeit w_{Wg} beschrieben.

In Abbildung 10 ist zu sehen, dass bei kleinen Fehlern ein linearer Zusammenhang zwischen der Varianz der Messgrößen und der Varianz der einzelnen Komponenten des Windfelds besteht. Anhand formaler Zusammenhänge wird deutlich, dass die Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} auf die Ermittlung der Horizontalwindgeschwindigkeit und -richtung keine Auswirkungen hat. Für die Bestimmung der Vertikalwindgeschwindigkeit w_{Wg} ist hingegen neben der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} die Bahngeschwindigkeit V_{Kg} und der Flugwindazimut χ_a aufgrund der kinematischen Zusammenhänge von signifikanter Bedeutung. Der Kopplungsfaktor zwischen den Messgrößen und den einzelnen Komponenten des Windfelds ist in der Legende angegeben.

Analog zu der in Kapitel 3.5.3 vorgestellten Methode zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials können die Auswirkungen von Fehlern bei der Bestimmung des Windfelds auf das ermittelte aerodynamischen Potenzial des Vergleichsflugzeugs simuliert werden.

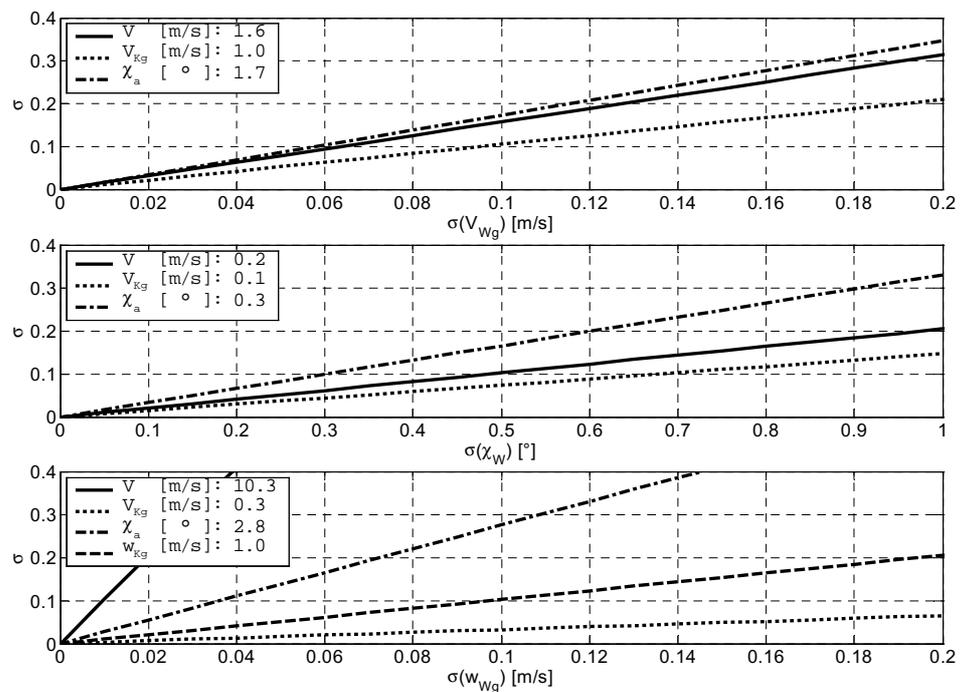


Abbildung 10: Auswirkung der Messgrößen auf das Windfeld

4 Referenzflugzeug

Als Referenzflugzeug ist seit 1986 das Einzelstück DG-300/17 im Einsatz, eine DG-300 mit innen um je 1m verlängerten Tragflügeln. In der Rumpfnase ist eine Aufnahme für eine Gesamt-/Statikdrucksonde untergebracht, unter dem rechten Tragflügel ist ein Temperatursensor (PT-100) in einem Gehäuse der Fa. Rosemount an den Rumpf montiert. Hinter den Tragflügeln befindet sich im Rumpf ein von außen zugänglicher Raum für Messausrüstung.

Das Gesamt- und Statikdrucksystem wurde regelmäßig mittels einer Schleppsonde DFS60 und einer Kiel'schen Sonde kalibriert. Das aerodynamische Potenzial wurde mit einer aufwendigen Höhenstufenvermessung ermittelt und mit einer Auswertung der bei den Vergleichsflugvermessungen geflogenen Höhenstufen kontrolliert und gestützt.

Um einen Einfluss auf die Flugleistung auszuschließen wird der Fluggewichtsschwerpunkt mittels Bleigewichten für jeden Piloten auf einen Wert von 290mm h. BE eingestellt.

4.1 Zustand und Ausrüstung 2002

Die DG-300/17 befand sich zum Sommertreffen 2002 in einem sehr guten Gesamtzustand. Von den im darauffolgenden Winter auftretenden Lackproblemen war zu diesem Zeitpunkt noch nichts zu erkennen. Es wurde die mit 86-3 gekennzeichnete und seit dem Sommertreffen 2000 im Einsatz befindliche Düse der Fa. Brockhaus eingesetzt. Es wurden keine aerodynamische Änderungen im Vergleich zum Vorjahr durchgeführt.

Neben dem Temperatursensor sind ein Absolut- und ein Differenzdrucksensor der Fa. Rosemount, je ein Beschleunigungssensor in x- und in z-Richtung und eine GPS-Antenne eingebaut. Als Messanlage wird wie in den Vorjahren die FMA-PC III des Instituts für Flugführung (IFF) der TU-Braunschweig eingesetzt.

4.2 Zustand und Ausrüstung 2003

Im März 2003 wurden Blasen in der Lackierung der DG-300/17 festgestellt, die den Einsatz als Kalibriersegelflugzeug in Frage stellten. Durch die Flugabteilung des DLR Braunschweig wurde eine Grundüberholung bei DG-Flugzeugbau in Auftrag gegeben.

Den Ausführenden der Grundüberholung war die besondere Verwendung dieses Segelflugzeugs bekannt. Flügel, Leitwerk und Rumpf wurden komplett neu lackiert, wofür Acryllack verwendet wurde. Der Turbulator auf der Flügelunterseite wurden zunächst entsprechend Berns [3] angebracht, was auch dem Zustand vor der Grundüberholung entsprach.

Die DG-300/17 stand erst zum 14. Juli 2003 in Braunschweig zur Verfügung, so dass vor dem Idaflieg-Sommertreffen nur ein Flug zum Test der für die Flugleistungsvermessung im Vergleichsflug notwendigen Messtechnik möglich war. Alle weiteren Arbeiten wurden während des Idaflieg-Sommertreffens vom 04. bis 22. August 2003 auf dem Flugplatz Aalen-Elchingen durchgeführt.

Das Messsystem bestand wie im Vorjahr aus einem Temperatursensor, einem Absolut- und einem Differenzdrucksensor der Fa. Rosemount, je einem Beschleunigungssensor in x- und in z-Richtung und einer GPS-Antenne. Als Messanlage wurde wie in den Vorjahren die FMA-PC III des Instituts für Flugführung (IFF) an der TU Braunschweig eingesetzt.

4.2.1 Schwerpunktkorrektur

Zu Beginn jedes Sommertreffens wird der Leergewichtsschwerpunkt ermittelt und die Fluggewichtsschwerpunkte mit den vorgesehenen Piloten mittels Trimmgewichten neben dem Instrumentenpilz möglichst genau auf 290mm +/- 5mm hinter der Bezugsebene (h. BE) eingestellt. Das konnte jedoch für die leichtesten Piloten (T. Rausch – 60.2kg) begrenzt durch die maximale Ballastmenge von 12kg nicht erreicht werden. Deshalb wurden in der Rumpfnase zu dem dort fest eingebauten Trimmgewicht 2,0kg Blei hinzugefügt.

Die Leermasse einschließlich Messanlage, Sensorik, Akkumulator und fest eingebauten Trimmgewichten ist damit von 298,6kg (14.08.02) auf 302,6kg (04.08.03) angestiegen und der Leergewichtsschwerpunkt hat sich von 541 mm h. BE auf 538 mm h. BE verschoben.

Es ergibt sich für den leichtesten Piloten mit 60,2kg und 12kg Trimmgewichten zuzüglich Fallschirm eine Fluggewichtsschwerpunktlage von $x_{SP,F}=292$ mm h. BE ($m_F=381,6$ kg) und für den derzeit Schwersten mit 82,8kg ohne weitere Trimmgewichte zuzüglich Fallschirm $x_{SP,F}=285$ mm h. BE ($m_F=392,2$ kg).

4.2.2 Änderung der Turbulatorposition

Laminare Ablöseblasen an Profilunterseiten sind praktisch ortsfest und können durch verschiedene Turbulatoren sicher zerstört werden, wenn deren Position bekannt ist. Nach Berns [3] ist Noppenband vorgesehen, wovon nicht abgewichen werden soll. Ist das Noppenband bezüglich der Position der laminaren Ablöseblase zu weit in Strömungsrichtung angeordnet, dann kann sich die Ablöseblase gegebenenfalls dennoch ausbilden oder grenzwertig verhalten, was einer stabilen Flugleistung abträglich ist.

Da bei einer Grundüberholung das Flügelprofil grundsätzlich in einem nicht genauer bekannten Rahmen verändert wird, sollen Anstrichbilder die bisherigen Erkenntnisse zur Position der laminaren Ablöseblase bestätigen. Im inneren Bereich des linken Flügels wurde das Noppenband auf 50cm Länge entfernt und ein Anstrichbild bei 130km/h erstellt. Zu sehen ist, dass sich die Ablöseblase vor den Noppen des Noppenbandes auszubilden beginnt. Zwar scheint das Noppenband die Ablöseblase zu zerstören, jedoch wurden nach Rücksprache mit A. Quast weitere Anstrichbilder bei verschiedenen Spannweitenpositionen am rechten Tragflügel angefertigt. Der begrenzte Zeitrahmen ließ nur einige Flüge bei 80km/h und 120km/h bei einer Flugmasse von 382kg zu.

Den Bildern aus der Dokumentation in den Flugzeugunterlagen ist zu entnehmen, dass das laminare Ablösen bei 68% - 69% der lokalen Flügeltiefe stattfindet, was etwa 1% vor der 1986 festgestellten Position ist. Das Noppenband

wurde entsprechend der bei Pätzold [24] zu findenden Zeichnung bei 67,5% aufgebracht (vormals ca. 69%).

4.2.3 Fahrkalibrierung

Turnusgemäß wurden Flüge zur Kalibrierung des Stau-Statik-Systems durchgeführt. Dazu wurden an die Flugmessenanlage FMA-PC III zwei weitere Rosemount-Differenzdrucksensoren angeschlossen. Eine Schleppsonde DFS60 und eine Kiel'sche Sonde liefern als fehlerfrei anzunehmend den statischen Druck und den Gesamtdruck. Es wurde die mit 86-3 gekennzeichnete und seit dem Sommertreffen 2000 im Einsatz befindliche Düse der Fa. Brockhaus eingesetzt.

Die Messanlage zeichnet die für ihren Betrieb notwendigen Werte der Calibrated Airspeed (CAS) und der Basic Airspeed (BAS) mit 100Hz auf. Alle Drucksensoren wurden vor ihrem Einsatz kalibriert.

Es wurden zwei Flüge zur Ermittlung des Einbaufehlers bei einem Fluggewicht von 388,6 kg und ein Flug bei 492,1 kg (2 x 50 kg + 3,5 kg Wasserballast) durchgeführt. Das Ergebnis dieser Fahrkalibrierung ist in Anhang A zusammen mit kurzen Erläuterungen zu finden.

4.2.4 Höhenstufenvermessung

Die tatsächliche Flugleistung wird im Höhenstufenverfahren ermittelt. Hierzu sind Höhenstufen von 10 km Flugweg in Windrichtung zu fliegen, um langwellige Störungen in der Atmosphäre erkennen zu können. Bei niedrigen Geschwindigkeiten ergeben sich dabei sehr lange Messpunktdauern, die während des normalen Vergleichsfliegens unpraktikabel sind. Es wurden üblicherweise zwei Minuten lange Messabschnitte während der Vergleichsflüge geflogen. Die umfangreichen Daten können zur statistischen Stützung herangezogen werden.

An zwei Tagen des Sommertreffens stand bei geeignetem Messwetter kein Vergleichsflugzeug zur Verfügung, sodass insgesamt 7 Flüge für reine Höhenstufenvermessungen durchgeführt werden konnten. Die Messpunktdauer lang zwischen drei und sieben Minuten. Ziel dieser Flüge war die Aufnahme von

realistischen Höhenstufendaten und die Ausbildung von Messpiloten. Diese Flüge reichen bei Weitem nicht für eine genauere Flugleistungsbewertung, zudem zeigte Auswertung der Vergleichsflugdaten im Höhenstufenverfahren einen deutlichen meteorologischen Einfluss durch Absinkbewegungen in der vorherrschenden Hochdruckrandlage. Als erste Arbeitsgrundlage wurde durch den Vergleich mit Ergebnissen vorheriger Messflüge ein neues aerodynamisches Potenzial für das Referenzflugzeug definiert, wie in Anhang A dargestellt wird.

5 Messanlagen

Die Messanlage FMA-PC III wurde am Institut für Flugführung (IFF) der TU Braunschweig entwickelt und in drei Exemplaren gebaut. Dabei wird auf die Erfahrungen mit dem Messsystem des Forschungsflugzeugs D-IBUF (Do128-6) und das dort eingesetzte Echtzeitbetriebssystem zurückgegriffen. Die Messanlage ist prinzipiell universell einsetzbar, bietet jedoch einige zusätzliche Merkmale, die dem Einsatz in Segelflugzeugen entgegen kommen.

Die Basis bildet ein PC104 an den eine 16Bit A/D-Karte mit 16 Kanälen angeschlossen ist. Eine hochwertige Filtereinheit, die an den derzeitigen Einsatzzweck angepasst ist, modifiziert die analogen Eingangssignale und verhindert so Aliasing. Das integrierte GPS-Modul bereitet alle erforderlichen Navigationsdaten auf. Bei Bedarf können diese Werte über die RS232-Schnittstelle ausgegeben werden. Des weiteren sind eine digitale I/O-Schnittstelle und eine 10Mbit-Netzwerkkarte eingebaut, die eine hohe Flexibilität und Vielfalt bei der Einbindung in verschiedene Messsysteme erlauben.

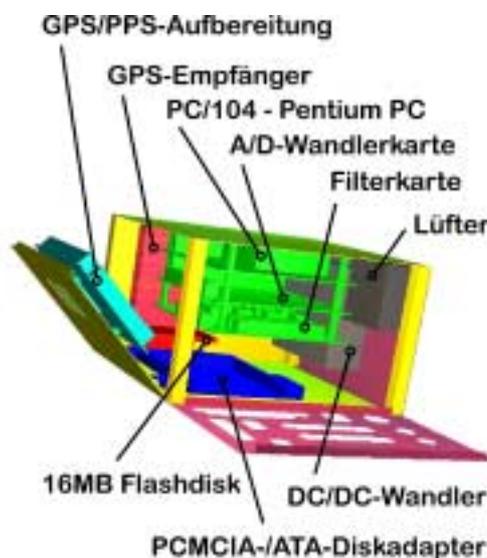


Abbildung 11: Aufbau der Flugmessanlagen (aus Mayrhofer [20])

Das Betriebssystem und die Konfigurationstabellen werden auf einer kleinen internen statischen Festplatte abgelegt, während die Speicherung der Messdaten auf einer PCMCIA-Karte erfolgt, mit der die Daten sehr einfach zur Auswertung transportiert werden können.

Die Messanlage versorgt die in der Luftfahrt üblichen Sensoren für Drücke, Beschleunigungen, Drehraten, usw. mit +/-15 VDC. Eine präzise 10 VDC-Referenzspannung ermöglicht die Bereitstellung anderer Spannungsgrößen, wie z.B. als Speisespannung für Präzisionspotentiometer. Eine integrierte Konstantstromquelle ist für den Anschluss eines Temperatursensor - üblicherweise PT100 - mittels einer Vier-Leiter-Schaltung vorgesehen. Weiterhin ist ein Kanal der Messanlagen mit einer mittelwertreduzierten Signalumsetzung ausgerüstet, wodurch ein wesentlich höhere numerische Auflösung des Statikdrucks möglich ist, siehe hierzu die Beschreibung von Wende [47].

Die Tastatur und der Monitor dienen normalerweise der Messanlagenkonfiguration am Boden, können aber bei entsprechend Energie- und Platzkapazität (z.B. in Motorflugzeugen) zur Kontrolle des Anlagenstatus und Datenüberwachung eingesetzt werden.

Die Bedienung erfolgt im Segelflugzeug über ein einfach gehaltenes Bedienteil mit einem An/Aus-Schalter, einem Schalter zum Starten und Stoppen der Aufzeichnung und einem Ereignis-Taster. Weitere Bedienelemente (z.B. Tastatur) oder ein Monitor sind bei Segelflugzeuganwendungen im Allgemeinen nicht sinnvoll.

Alle Komponenten sind in einem robusten Metallgehäuse untergebracht. Die soliden Steckverbindungen sind alle vorteilhaft an einer Seite der Messanlage untergebracht. Auf Grund der handlichen Abmaße von etwa einem halben Schuhkarton und des niedrigen Gewichts von 1.6 kg kann sie selbst an kritischen Orten eingesetzt werden, z.B. im Flügelrandbogen der Do128-6. Die Versorgungsspannung kann zwischen 9 VDC und 36 VDC variieren. Bei der im Vergleichsflug üblichen Sensorenbestückung werden ca. 15 W elektrischer Leistung benötigt, d.h. bei dem eingesetzten 12 V Bleiakкумуляtor mit einer Kapazität 10 Ah kann die Messanlage für etwa 8 Stunden betrieben werden.

Bei den derzeitigen Anwendungen werden die Daten mit einer Rate von 100 Hz gespeichert, wobei eine Erhöhung auf 400Hz möglich ist. (Die analogen Filter haben eine Grenzfrequenz von 100Hz, so dass die Daten generell mit 400Hz mit dem Analog-Digital-Umsetzer abgetastet werden. Die 400Hz-Daten werden

mit einem steilflankigen digitalen Filter mit einer Grenzfrequenz von 33Hz zur folgenden Unterabtastung mit 100Hz konditioniert. Es besteht die Möglichkeit auch bei 100Hz-Aufzeichnungsdatenrate die 400Hz-Daten in sog. Array-Datentypen zu speichern.) Das Echtzeitbetriebssystem synchronisiert seine Systemzeit auf die GPS-Zeit. Dadurch wird die Verarbeitung von Datensätzen ermöglicht, die mit verschiedenen autonom arbeitenden Messanlagen, z.B. in zwei parallel fliegenden Flugzeugen, mit diesem Betriebssystem erzeugt wurden.



Abbildung 12: Flugmessanlage FMA-PC III für Segelflugzeuge

Die Verwendung handelsüblicher PC-Komponenten und eines fortlaufend gepflegten Betriebssystems ist gegenüber Spezialsystemen bezüglich Wartung und längerfristigem Einsatz sehr vorteilhaft. Ihre Praxistauglichkeit haben die Anlagen u.a. auf mehreren Idaflieg-Sommertreffen bereits unter Beweis gestellt. Eine Übersicht über die derzeit für die Ermittlung der Flugleistung von Segelflugzeugen im Vergleichsflug verwendeten Sensoren findet sich zusammen mit den Kalibrierdaten im Anhang B.

6 Beschreibung der Polaren und Diagramme

Durch die Verwendung von Flugmessenanlagen für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen werden während der einzelnen Messabschnitte des Vergleichsflugs kontinuierlich Daten aufgezeichnet. Anhand dieser Daten wird das aerodynamische Potenzial und der Einbaufehler des Vergleichsflugzeugs unter Berücksichtigung der gegenseitigen Beeinflussung der Flugzeuge und der jeweiligen Bewegung im Raum berechnet. Die in diesem Bericht enthaltenen Messergebnisse wurden im Gegensatz zu den früheren Veröffentlichungen von Schmerwitz [35] in einer an die sensorische Messmethode angepasste Darstellungsform gebracht.

Für eine sinnvolle Darstellung des aerodynamischen Potentials sowie des Einbaufehlers ist die Definition einer Glättungsfunktion notwendig, die ausgehend von den einzelnen mehr oder weniger streuenden Messpunkten einen kontinuierlichen Verlauf des Potentials beschreibt.

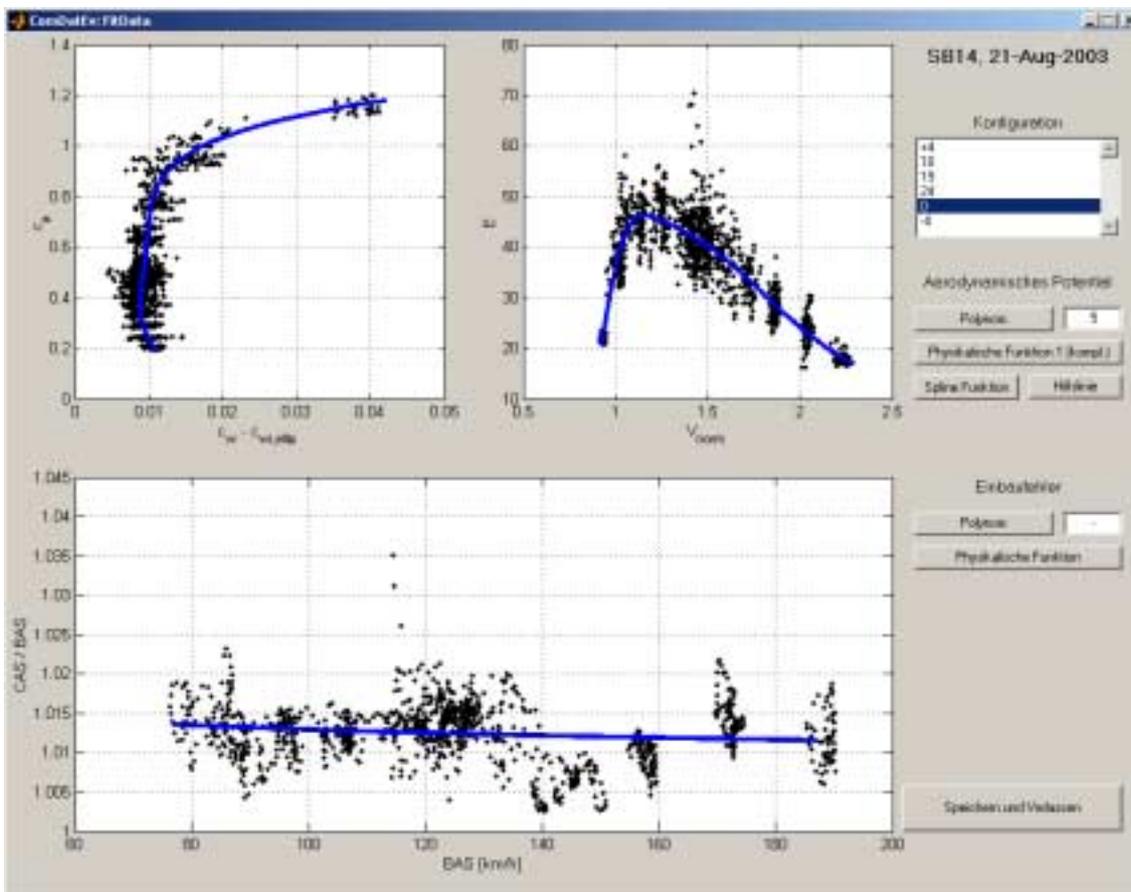


Abbildung 13: Definition der Glättungsfunktionen mit FitData (ComDatEv)

Die Definition der Glättungsfunktion wird mit der c_a -(c_w - $c_{w_i,ellip}$)-Polaren vorgenommen, da bei dieser Darstellungsform eine gute grafische Auflösung der Messwerte erreicht wird. In Abbildung 13 ist die Benutzerschnittstelle „FitData“ des Programms ComDatEv dargestellt. Es können für beide Verläufe Polynome beliebiger Ordnung definiert werden. Bei geringer Messpunktdichte bzw. großer Messwertstreuung neigen Polynome großer Ordnung jedoch zu Welligkeit, während Polynome geringer Ordnung die z. T. großen Steigungsänderungen der Verläufe nicht richtig abbilden können. Aus diesem Grund wurde für die Definition der Glättungsfunktionen eine empirisch ermittelte „physikalische“ Funktion definiert, die bei der Erfassung eines großen Geschwindigkeitsbereichs über beide Laminardellengrenzen gute Ergebnisse liefert. Für den Verlauf des aerodynamischen Potenzials wurde folgende Funktion definiert:

$$(c_w - c_{w_i,ellip}) = a + b c_a + c c_a^2 + d c_a^3 + \frac{e}{c_a} + \frac{f}{c_a^2} + \frac{g}{c_a^3} + h \sqrt{c_a} + \frac{i}{\sqrt{c_a}} \quad (6.1)$$

Der Einbaufehler lässt sich bei entsprechender Messwertverteilung mit der folgenden Funktion gut darstellen:

$$\frac{CAS}{BAS} = \frac{a}{BAS} + bBAS + c \quad (6.2)$$

Die Koeffizienten der Funktionen werden durch ein Least-Square-Verfahren anhand der Messdaten der jeweiligen Konfiguration ermittelt. Für besonders schwere Fälle steht für die Darstellung des aerodynamischen Potenzials noch eine Spline-Funktion zur Verfügung, die wie ein numerisches Kurvenlineal arbeitet. Für die sinnvolle Definition der Spline-Stützstellen können mit FitData Hilfslinien gezeichnet werden. In vielen Fällen ist zunächst eine Approximation der Messwerte mittels eines entsprechenden Polynoms oder der physikalischen Funktion sinnvoll. Ist die Welligkeit oder Stetigkeit zu groß, kann von diesem Glättungsergebnis ausgehend eine entsprechende Spline-Funktion definiert werden.

Für die Darstellung der Ergebnisse werden in den folgenden Kapiteln die jeweils verwendeten Glättungsfunktionen für jede Flugzeugkonfiguration in einer Tabelle angegeben. Zunächst wird jedoch für jeden Messflug das Fluggewicht und die Schwerpunktlage der Flugzeuge angegeben, sowie eine grafische

Übersicht über die Wetterbedingungen in Form eines Vertikalprofils (Temp) dargestellt. In diesen Abbildungen wird die Höhe jeweils über der Lufttemperatur T_{stat} , der Windrichtung χ_W und -geschwindigkeit V_W sowie der Vertikalwindgeschwindigkeit w_{Wg} angegeben. Hierbei ist zu beachten, dass die derzeitige Bestimmung der Windrichtung auf einer Schätzung beruht, da noch kein geeigneter Azimutsensor im Referenzflugzeug verfügbar ist. Hierbei wird die Standardabweichung anderer Messgrößen minimiert und ein Offset zwischen Kurs über Grund und Steuerkurs geschätzt. Anhand der Verläufe des Vertikalprofils können die meteorologischen Bedingungen wie Turbulenz und Scherungen beurteilt werden, die für eine objektive Betrachtung der Messergebnisse wichtig und notwendig sind.

Der Einbaufehler des Vergleichflugzeugs wird mit den Glättungsfunktionen für jede Flugzeugkonfiguration gezeigt. Hierbei wird das Verhältnis von Eichfluggeschwindigkeit CAS zu Ausgangsfluggeschwindigkeit BAS über der gemessenen Ausgangsfluggeschwindigkeit BAS dargestellt. Die Ausgangsfluggeschwindigkeit BAS beinhaltet lediglich den Einbaufehler des Drucksystems, und entspricht unter Berücksichtigung eines entsprechenden Instrumentenfehlers der angezeigten Fluggeschwindigkeit IAS, siehe hierzu auch Thomas [45]. Hierbei werden besonders Anstellwinkel- bzw. Konfigurationsabhängigkeiten deutlich, wobei Statikdruckabnahmen am Flugzeugrumpf einen deutlich größeren Einbaufehler als Düsensysteme am Leitwerk aufweisen.

Das aerodynamische Potenzial des Vergleichsflugzeugs wird zunächst für jede Konfiguration separat in einer Geschwindigkeitspolare dargestellt, wobei die in Kapitel 2 beschriebenen normierten Geschwindigkeiten verwendet werden. Durch die Normierung ist die Angabe eines Bezugsgewichts überflüssig und die Vergleichbarkeit unterschiedlicher Konfigurationen und Flugzeuge möglich. Bei der Umrechnung der normierten Werte auf reale physikalische Geschwindigkeiten ist jedoch der Reynoldszahl-Einfluss zu beachten.

Es werden hier bewusst die einzelnen Messpunkte (kleine schwarze Punkte) zusammen mit den Mittelwerten (rote Kreuze) und der Standardabweichung (grüne Kreuze) der einzelnen Messabschnitte und der Glättungsfunktion dargestellt. Mit dieser Darstellung kann ein Eindruck über die messtechnische Quali-

tät der jeweiligen Ergebnisse gewonnen werden, da Streuung und Verteilung der Messwerte sichtbar werden. Eine Übersicht über den Verlauf der Geschwindigkeitspolaren für alle Konfigurationen wird mit der Darstellung sämtlicher Glättungsfunktionen in einem Diagramm gegeben.

Der Verlauf der Gleitzahl E über der normierten Fluggeschwindigkeit V_{norm} , die c_a - c_w -Polare, sowie die c_a - $(c_w - c_{w_i, \text{ellip}})$ -Polare (Widerstandbeiwert c_w abzüglich des induzierten Widerstands einer elliptischen Auftriebsverteilung $c_{w_i, \text{ellip}}$) wird in dem nachfolgenden Diagrammen für alle gemessenen Konfigurationen des jeweiligen Flugzeugs dargestellt.

Um eine Größenordnung der physikalischen Geschwindigkeiten zu vermitteln, wird für ein definiertes Bezugsgewicht (üblicherweise Leergewicht + 90 kg pro Sitzplatz) die Geschwindigkeitspolare bezogen auf Meereshöhe (NN) mit der Vertikalfluggeschwindigkeit w_g über der Horizontalfluggeschwindigkeit u_g (entspricht näherungsweise der Fluggeschwindigkeit V) dargestellt.

7 Sommertreffen und Datenauswertung 2002

Das Idaflieg-Sommertreffen 2002 fand vom 05. bis 23. August auf dem Flugplatz Aalen-Elchingen EDPA statt. Nach einem Landeunfall vor dem Sommertreffen 2001 stand die DR400 (D-EDVE) des DLR noch nicht wieder zur Verfügung. Sie war bislang als Fotoflugzeug für die Flugleistungsvermessungen eingesetzt und deshalb mit einem Haubenfester auf der rechten Seite ausgestattet. Des Weiteren erlaubte die eingebaute Avionik den Einflug in den Luftraum oberhalb Flugfläche 100. Im Vorjahr wurde ersatzweise ein anderer Motorflugzeug mit der Haube der D-EDVE versehen, was aber einen erheblichen Zusatzaufwand bedeutete. Da die sensorische Messmethode in den vergangenen Jahren umfangreich validiert wurde, fiel die Entscheidung sie ausschließlich einzusetzen.

Die erste Hälfte des Sommertreffens war von einer Wetterlage geprägt, die im Osterzgebirge und in Elbnähe zu schweren Überschwemmungen führte und auf der schwäbischen Alb keine Vermessungsflüge zuließ. In der zweiten Hälfte konnte das gute Vermessungswetter intensiv genutzt werden.

Es wurde ein Ventus2cT (D-KKIK) einer vollständigen und ein ETA (WNr. 1, D-KETA) einer ergänzenden Flugleistungsvermessung unterzogen. Neun Vermessungsflüge mit einem Discus2b wurden für ein Sondermessprojekt zum Einfluss der Schwerpunktlage auf die Flugleistung durchgeführt. Mit dem gleichen Flugzeug folgten drei Flüge für eine Untersuchung der gegenseitigen Beeinflussung von Segelflugzeugen im Formationsflug, deren Ergebnisse in die Auswertung der Vergleichsflüge ab dem Sommertreffen 2002 eingebunden ist. Ein letztes Sondermessprojekt beschäftigte sich mit dem Einfluss von Mückenputzern auf die Flugleistung, wofür zwei Vermessungsflüge mit einer ASW27 durchgeführt wurden. Die Ergebnisse der Sondermessprojekte sind im Idaflieg-Berichtsheft 2003 und bei Scholz [39] nachzulesen.

Der Flugbetrieb wurde von Ralf Böhler der Flugabteilung des DLR geleitet, die technische Leitung des Messflugbetriebs wurde von Gerko Wende, Institut für Flugführung (IFF) der TU-Braunschweig übernommen. Als Vergleichsflugpiloten standen Thomas Rausch (Akaflieg Stuttgart) als DG-300/17-Pilot, Marc Brökelmann und Falk Pätzold (beide Akaflieg Braunschweig) für DG-300/17 und die

Vergleichsflugzeuge zur Verfügung. Stefan Ronig (LBA) flog wie im Oktober 2001 den ETA. Neue Piloten wurden nicht in das Vergleichsfliegen eingewiesen, jedoch wurde Marc Brökelmann von Ralf Böhler und Gerko Wende mit den Aufgaben im Begleitflugzeug des Vergleichsflugverbands vertraut gemacht.

Die Messdaten des Idaflieg-Sommertreffens 2002 wurden zunächst mit einer vorläufigen Version des Auswertungssystems ComDatEv (Comparison-Flight-Data-Evaluation) von Gerko Wende prozessiert und auf dem Idaflieg-Wintertreffen 2003 in München präsentiert. Hierbei wurde ein vereinfachtes flugmechanisches Modell verwendet, während die gegenseitige Beeinflussung der Flugzeuge bereits berücksichtigt wurde. Die hier dargestellten Ergebnisse der Flugleistungsvermessung des Jahres 2002 wurden mit dem derzeit aktuellen Stand des Auswertungssystems ComDatEv erstellt, siehe hierzu auch Abschnitt 8.

Gleichzeitig wurde im letzten Quartal des Jahres 2002 mit der Einarbeitung des DLR-Mitarbeiters Wolfgang Rüther-Kindel in das Messverfahren begonnen, der für die weitere wissenschaftliche und messtechnische Betreuung der Idaflieg vorgesehen war. Diese Einweisung konnte jedoch aus DLR-internen Gründen bis heute nur sehr eingeschränkt erfolgen.

Eine Veröffentlichung der Ergebnisse von 2002 im üblichen DLR-Kontext wurde geplant, konnte allerdings aus o. g. Gründen nicht umgesetzt werden. Aufgrund der eingeschränkten personellen Unterstützung der Idaflieg durch das DLR haben sich Falk Pätzold und Gerko Wende zu der Veröffentlichung dieser Ergebnisse zusammen mit den Resultaten des Idaflieg-Sommertreffens 2003 entschieden. Hierbei wird neben der kontinuierlichen Dokumentation der Leistungsdaten auch ein möglichst optimaler Know-How-Transfer für die Durchführung folgender Idaflieg-Messkampagnen angestrebt.

7.1 Ventus-2cT D-KKIK

Das verwendete Flugzeug ist der Prototyp des Ventus-2cT (Baujahr 1995) und wird derzeit von Mitarbeitern der Firma Schempp-Hirth betrieben. Es ist deshalb in einem professionell gepflegten und optisch sehr guten Zustand. Auf Wunsch des Herstellers wurden die Motorraumklappen abgeklebt. Weiterhin wurden die zu messenden Flugzeugkonfigurationen (Wölbklappenstellungen) und Geschwindigkeitsbereiche sowie die Schwerpunktlage mit dem Hersteller abgestimmt. Bei der Datenauswertung hat sich gezeigt, dass für eine vollständige Interpretation die gemessenen Geschwindigkeitsbereiche sehr knapp bemessen sind und das Überspringen von Wölbklappenstellungen problematisch ist. Das Zustands- und das Wägeprotokoll finden sich in Anhang C.1.

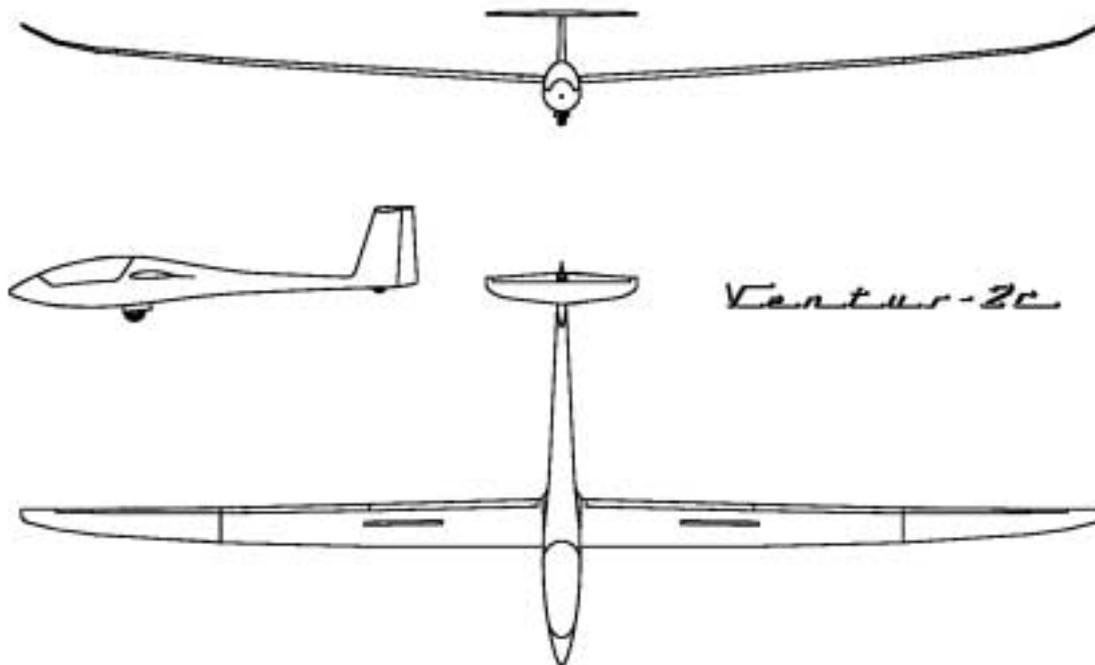


Abbildung 14: Dreiseitenansicht Ventus-2c

7.1.1 Beschreibung der Messflüge

Ein erster Vermessungsflug am Nachmittag des 13. August 2002 wurde für die Systemüberprüfung und das Training der Messpiloten genutzt, aber nicht bei der Ermittlung des aerodynamischen Potenzials berücksichtigt und ausgewer-

tet. Am 15. August 2002 wurden drei Messflüge mit ausschließlich quasistationären Messpunkten bei gutem Vermessungswetter durchgeführt.

Flug-Nr.	Datum	Fluggewicht Referenz D-1633	Fluggewicht Ventus-2cT D-KKIK	Schwerpunktlage D-KKIK 250 - 380 mm
1	13.08.02	381,3 kg	432,4 kg	351 mm
2	15.08.02	381,3 kg	432,4 kg	351 mm
3	15.08.02	484,8 kg	432,4 kg	351 mm
4	15.08.02	484,8 kg	432,4 kg	351 mm

Tabelle 1: Übersicht Messflüge Ventus-2cT D-KKIK

Die Messflüge fanden bei durchschnittlichen Bedingungen mit z.T. leichter bis mittlerer Turbulenz statt, die von den Piloten als teilweise langwellig beschrieben wurde.

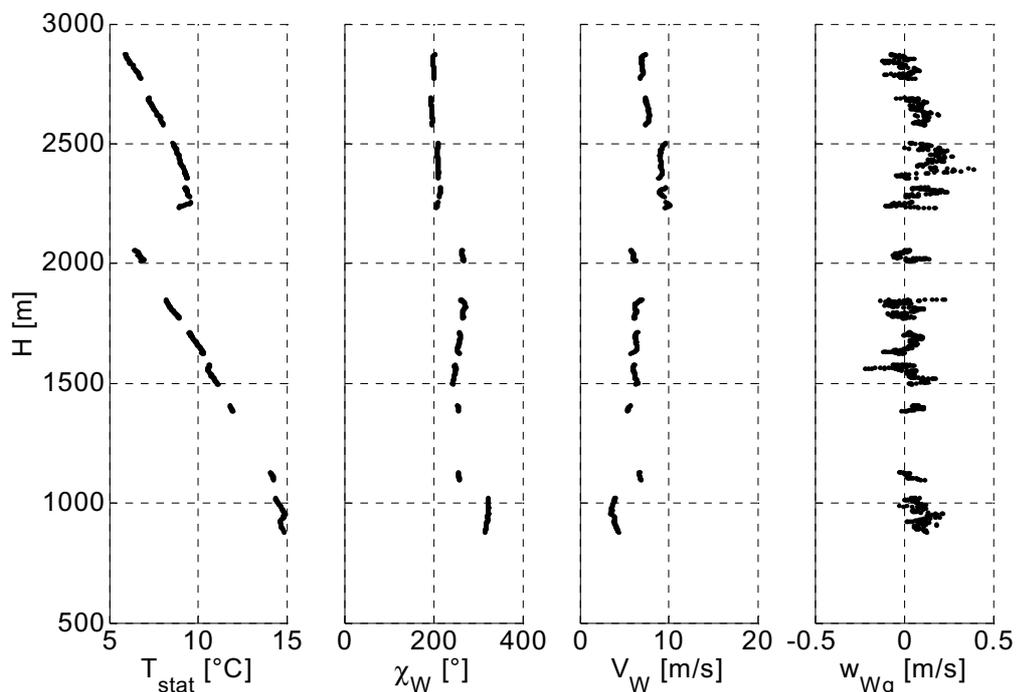


Abbildung 15: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, Ventus-2cT D-KKIK

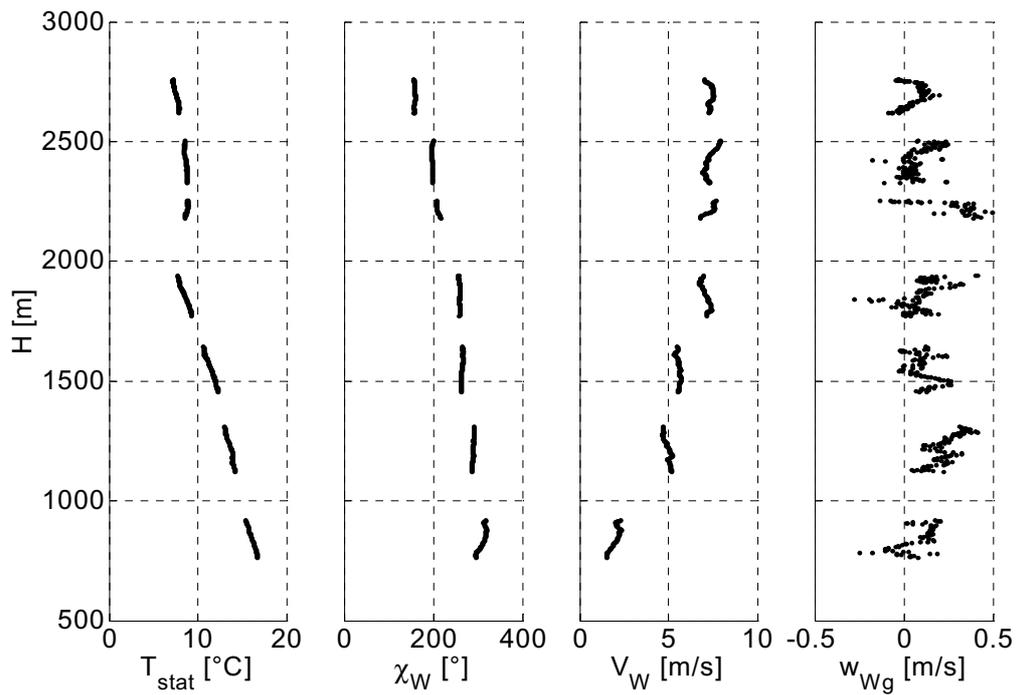


Abbildung 16: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3, Ventus-2cT D-KKIK

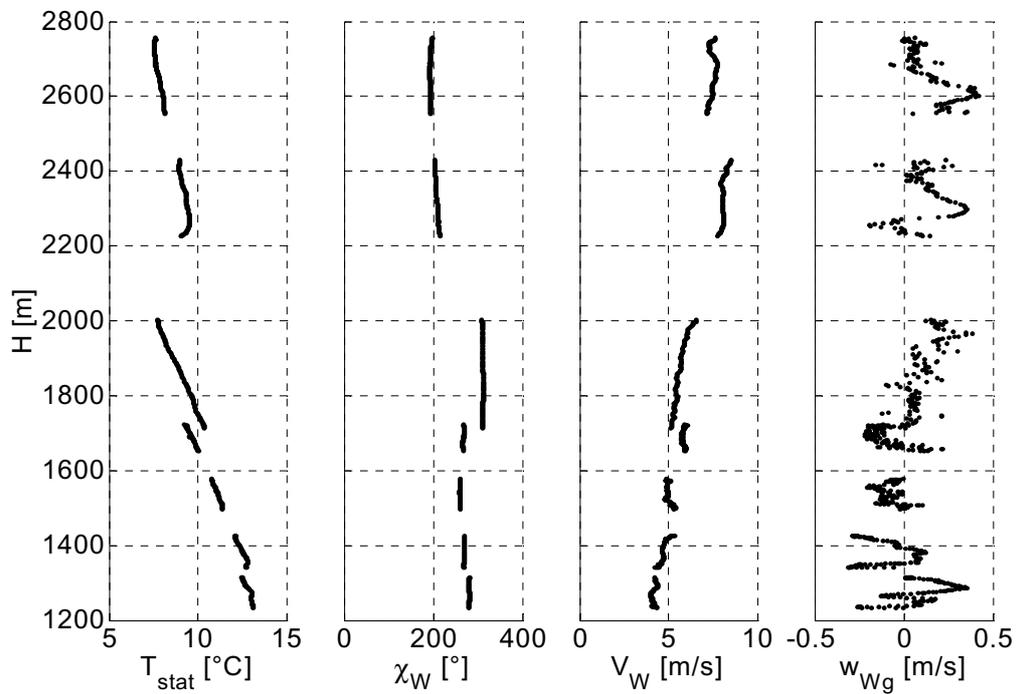


Abbildung 17: Wetterbedingungen Flug-Nr. 4, Ventus-2cT D-KKIK

7.1.2 Polaren und Diagramme

Für die Bestimmung der Ausgleichskurven konnten aufgrund der geringen Datenbasis insbesondere für die Wölbklappenstellungen 0 und +2 nur sehr einfache Ansätze gewählt werden, wie in Tabelle 2 dargestellt ist.

Konfiguration	aerodynamisches Potenzial		Einbaufehler	
	Interpolationstyp	Ordnung	Interpolationstyp	Ordnung
WK 0	Polynom	1	Polynom	1
WK +2	Polynom	1	Polynom	1
WK -1	Spline	-	Polynom	1
WK -2	Spline	-	Polynom	1
WK S1	Polynom	4	Polynom	1

Tabelle 2: Interpolation der Ausgleichskurven

Der Einbaufehler der Druckabnahmen in der Sonde am Seitenleitwerk ist erwartungsgemäß gering und nahezu fahrt- und konfigurationsunabhängig.

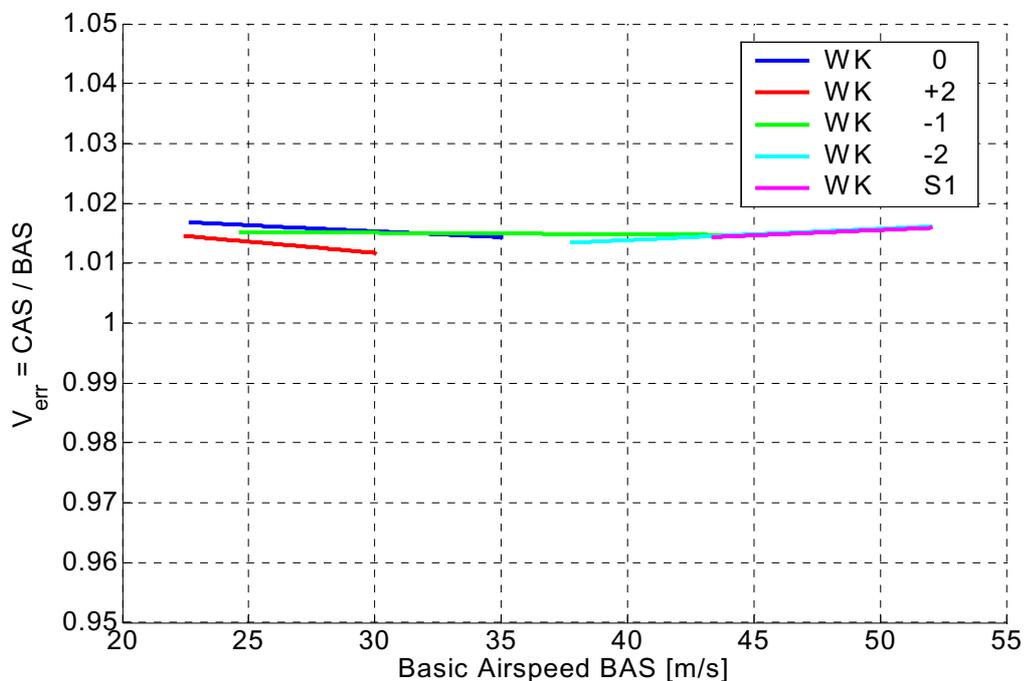


Abbildung 18: Einbaufehler Ventus-2cT D-KKIK

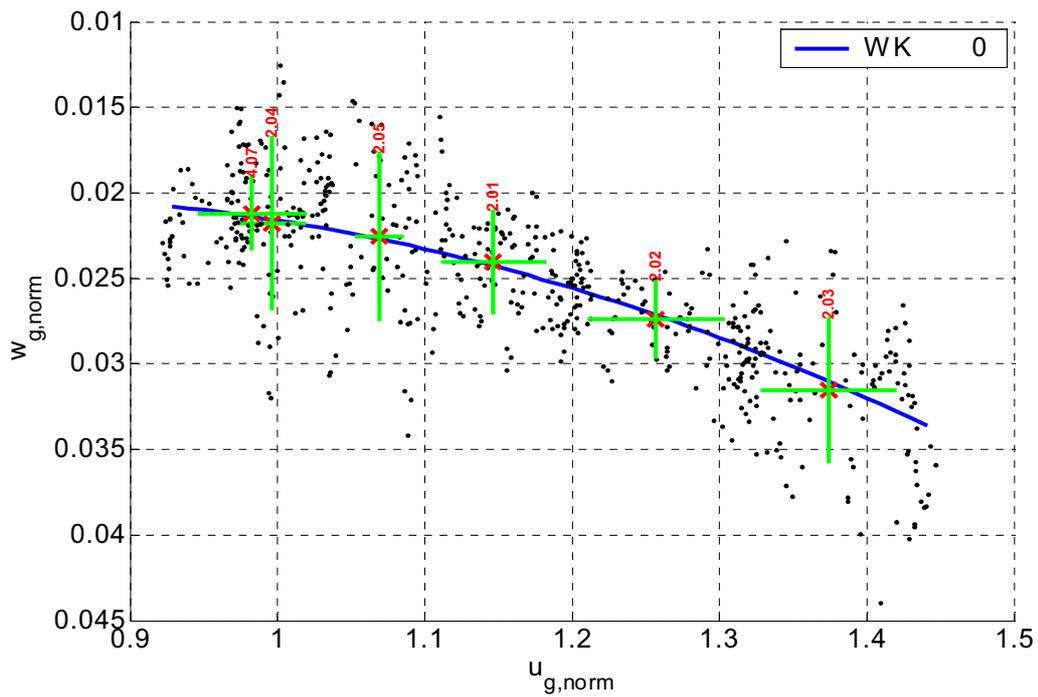


Abbildung 19: Geschwindigkeitspolare WK 0 Ventus-2cT D-KKIK

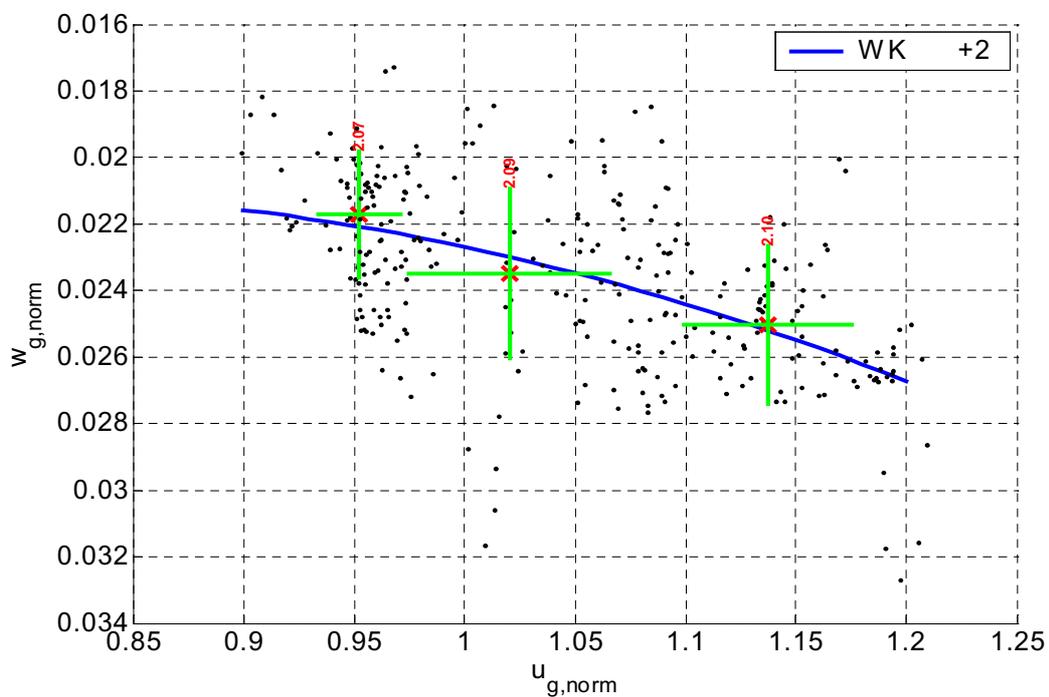


Abbildung 20: Geschwindigkeitspolare WK +2 Ventus-2cT D-KKIK

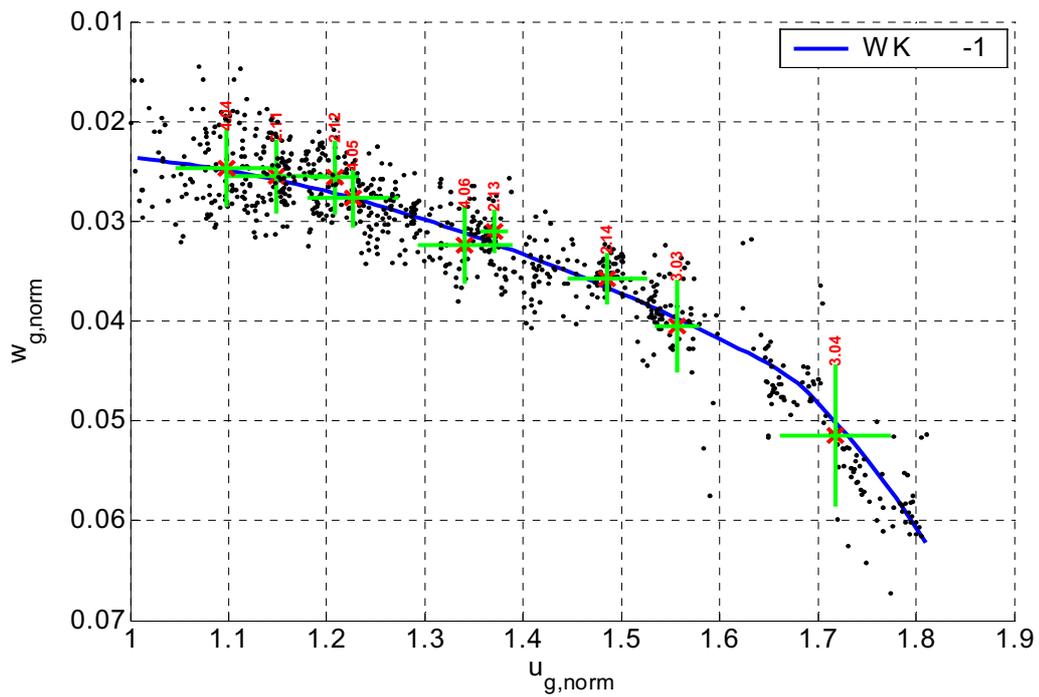


Abbildung 21: Geschwindigkeitspolare WK -1 Ventus-2cT D-KKIK

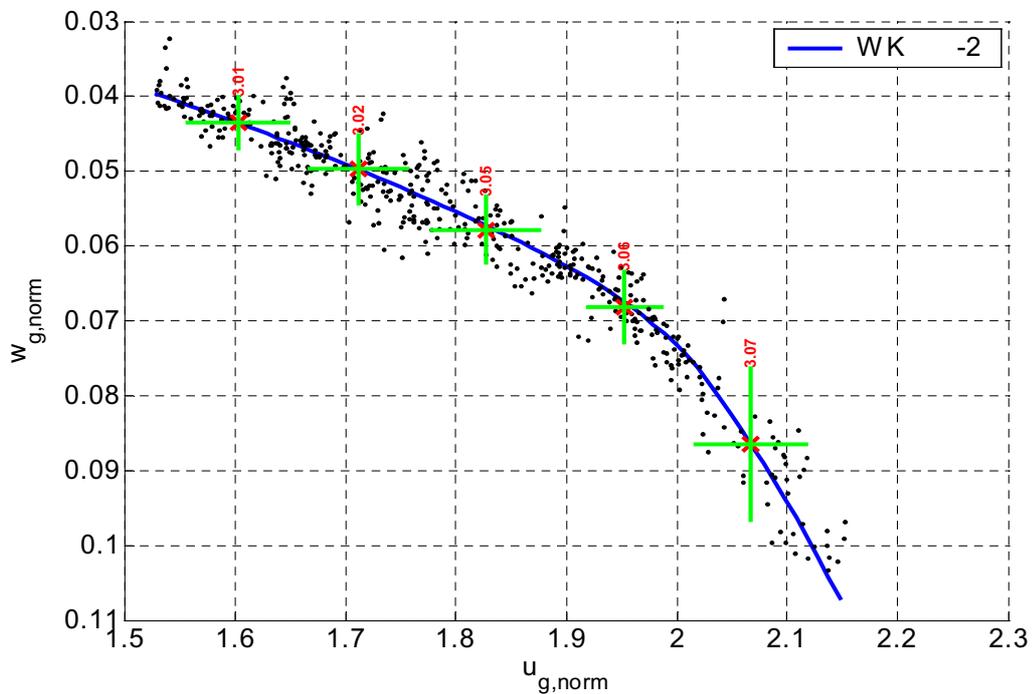


Abbildung 22: Geschwindigkeitspolare WK -2 Ventus-2cT D-KKIK

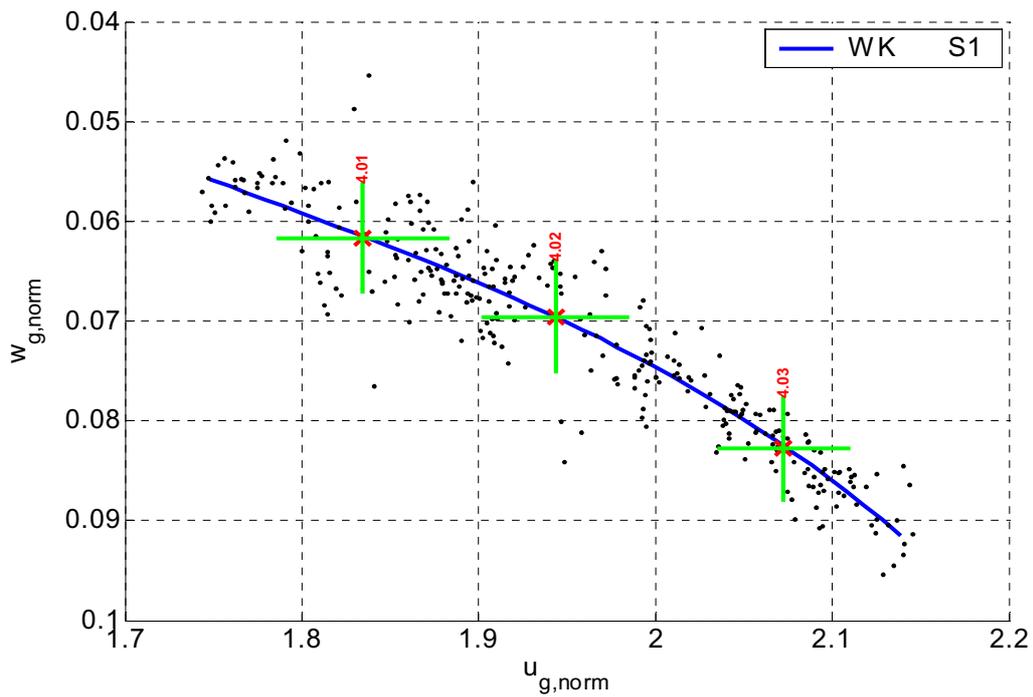


Abbildung 23: Geschwindigkeitspolare WK S1 Ventus-2cT D-KKIK

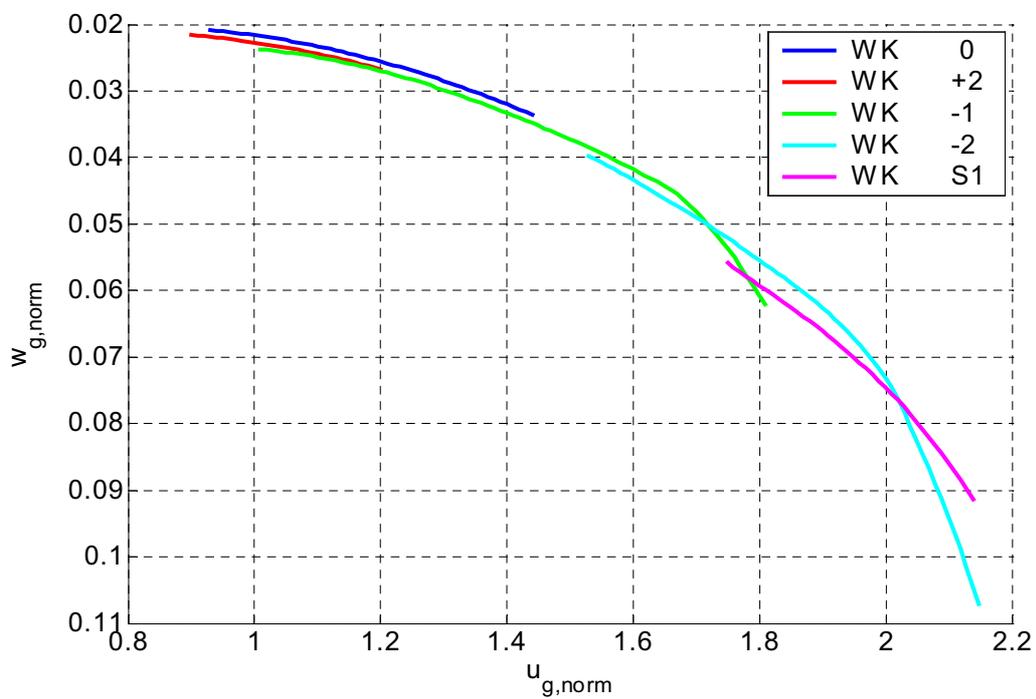


Abbildung 24: Geschwindigkeitspolare aller Konf. Ventus-2cT D-KKIK

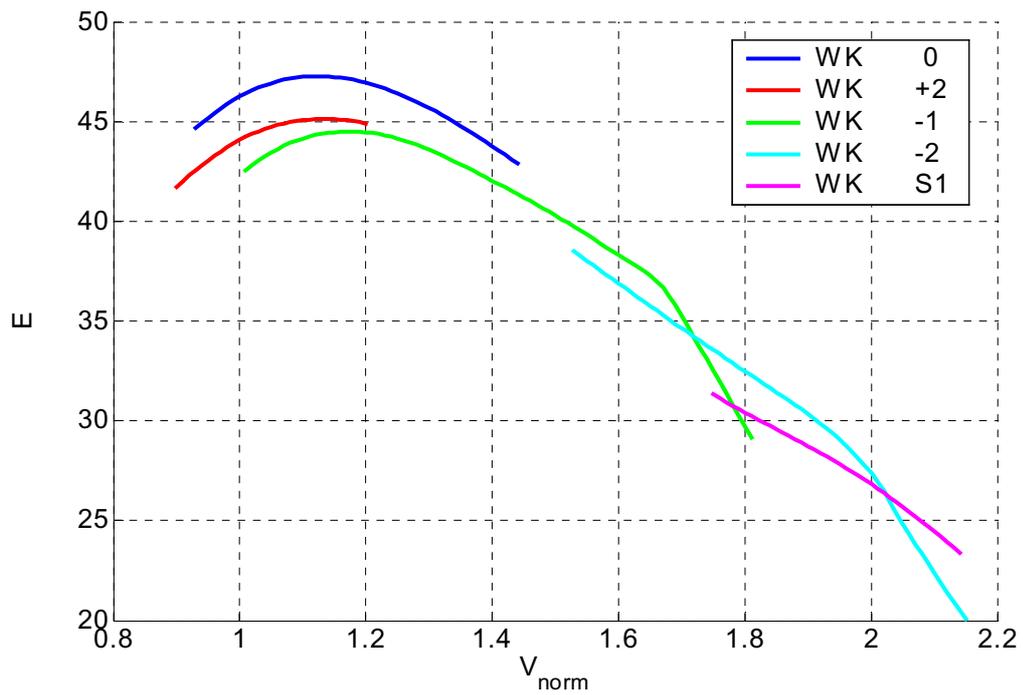


Abbildung 25: Gleitahldiagramm aller Konf. Ventus-2cT D-KKIK

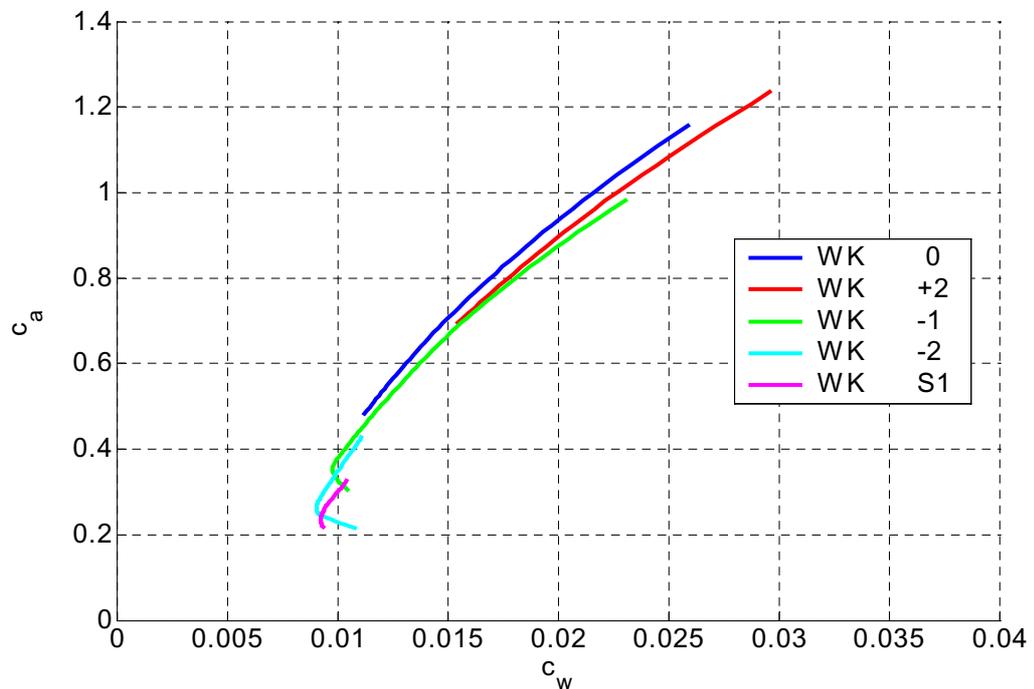


Abbildung 26: c_a - c_w -Polare aller Konf. Ventus-2cT D-KKIK

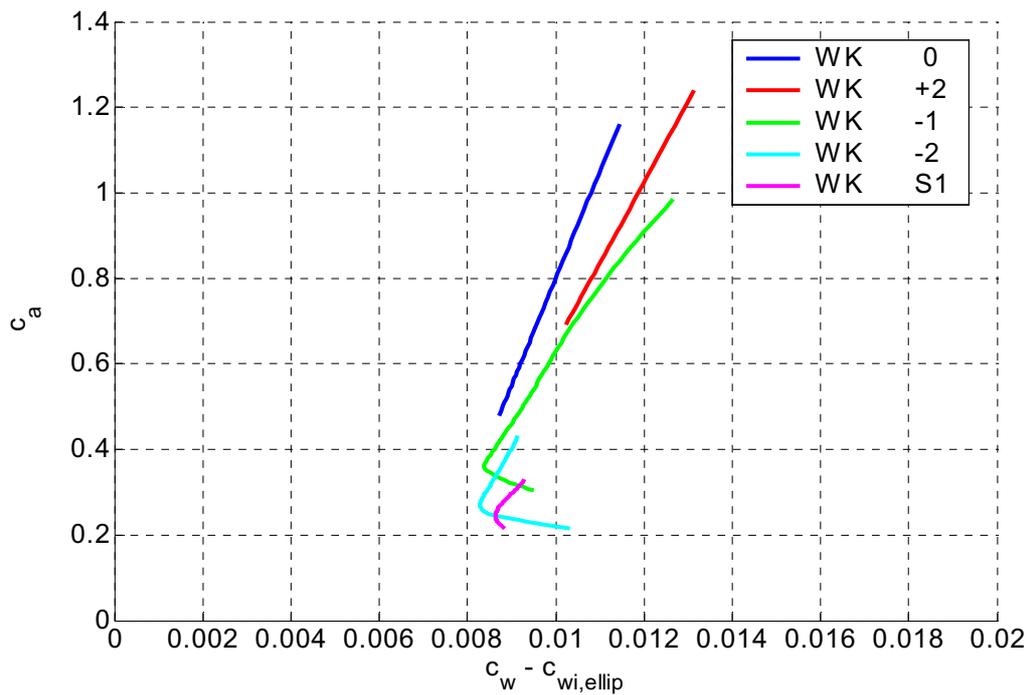


Abbildung 27: c_a - $(c_w-c_{w_i,ellip})$ -Polare aller Konf. Ventus-2cT D-KKIK

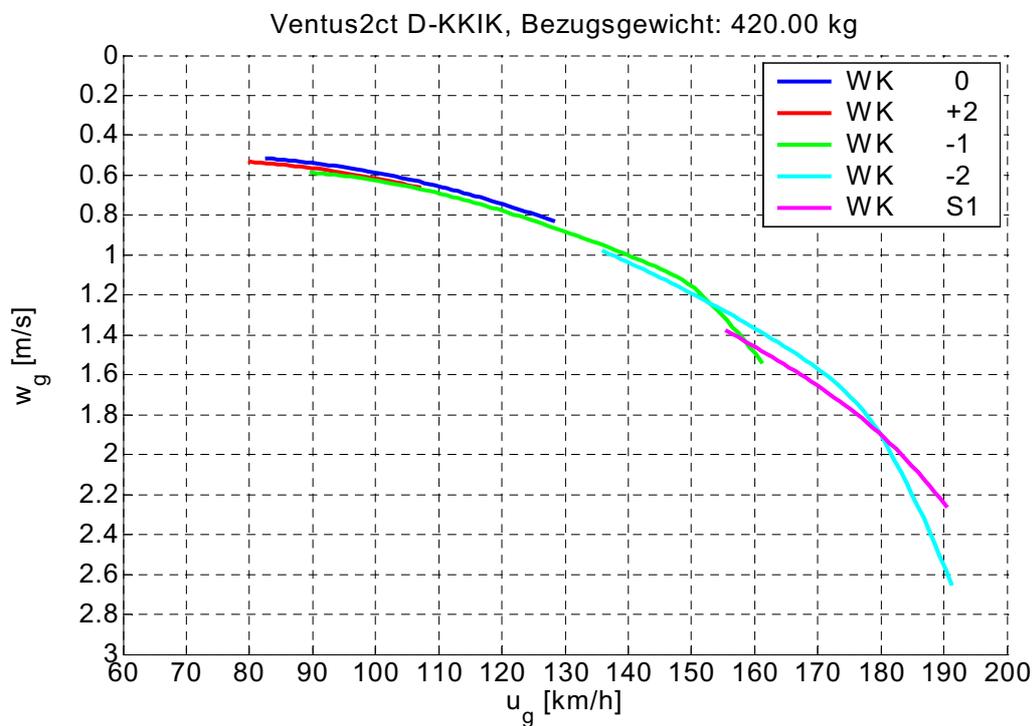


Abbildung 28: Bezogene Geschwindigkeitspolare Ventus-2cT D-KKIK

7.2 Eta D-KETA

Das verwendete Flugzeug bestand zu den Zeitpunkten der Vermessungen aus dem ersten gefertigten Flügelpaar und einem strukturell überarbeiteten Rumpf. Zwischen den Vermessung im Herbst 2001 und im Sommer 2002 wurden Änderungen an den Motorraumklappen (Solarzellen) und der Düsenkonfiguration in der Flugzeugnase vorgenommen. Die Flugerprobung war zum Idaflieg-Sommertreffen noch nicht abgeschlossen. Da das Flugzeug im Eigenstart betrieben wurde, kann die Fluggewichtsmasse während der Vermessungen nur mittels des Verbrauchs geschätzt werden. Nach jedem Flug wurde der Treibstoffverbrauch durch Nachtanken ausgeglichen. Die F-Schleppkupplung wurde abgeklebt und die Transponderantenne am Rumpf demontiert. Das Flugzeug war in einem neuwertigen aber lieblosen Zustand.

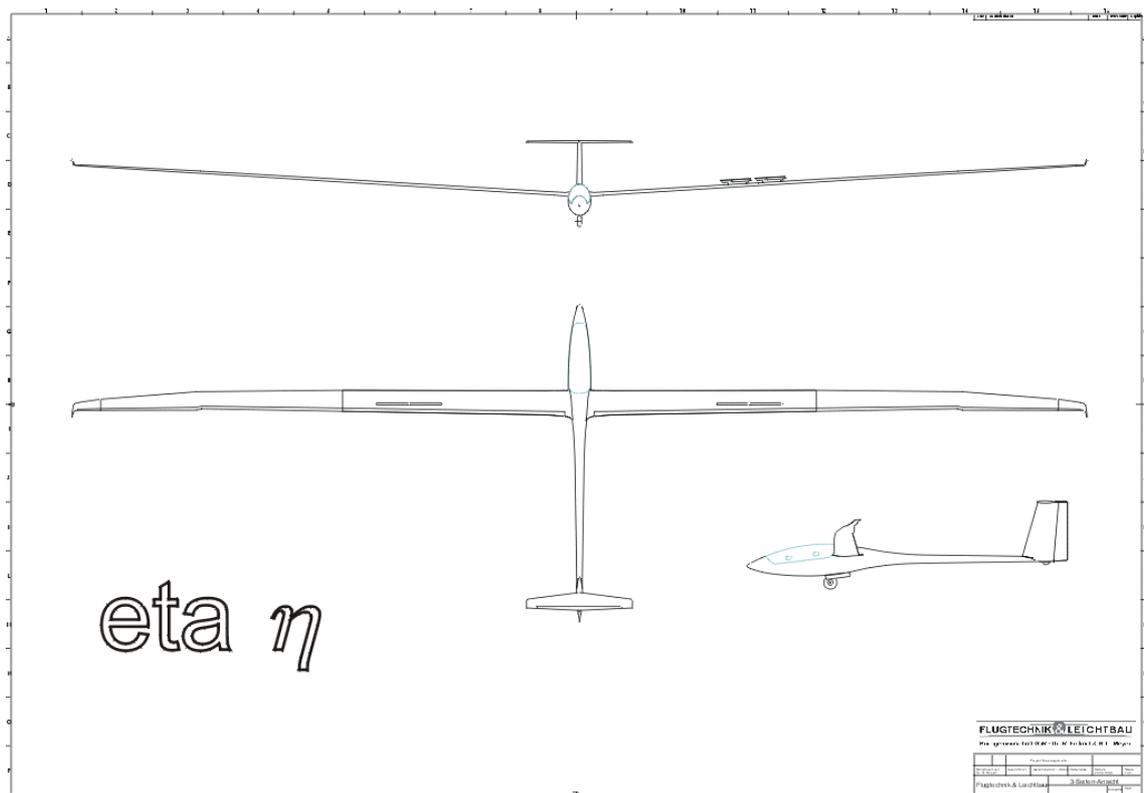


Abbildung 29: Dreiseitenansicht Eta

7.2.1 Beschreibung der Messflüge

Im Oktober 2001 wurden neun Messflüge in Braunschweig durchgeführt. Aus der vorläufigen Auswertung folgte eine tiefere Betrachtung der gegenseitigen Beeinflussung im Vergleichsflug einschließlich Flugversuchen auf dem Idaflieg-Sommertreffens 2002, siehe hierzu Scholz [38] und Wende [47]. Während des Sommertreffens 2002 wurden in drei Flügen ausgewählte Messpunkte wiederholt, da die meteorologischen Bedingungen im Oktober 2001 teilweise ungenügend waren.

Im Oktober 2001 wurde stationäre Messabschnitte geflogen, d. h. die Fluggeschwindigkeit des Vergleichsflugverbands wurde möglichst konstant gehalten. Im Jahr 2002 wurde mit quasistationären Manövern gearbeitet, wodurch die stationären Abschnitte optimal ergänzt werden.

Flug-Nr.	Datum	Fluggewicht Referenz D-1633	Fluggewicht Eta D-KETA	Schwerpunktlage D-KETA (in Flugerprobung)
1	04.10.01	393,0 kg	957,0 kg	ca. 266 mm
2	05.10.01	393,0 kg	959,0 kg	ca. 266 mm
3	06.10.01	496,0 kg	961,0 kg	ca. 266 mm
4	06.10.01	496,0 kg	963,0 kg	ca. 266 mm
5	12.10.01	496,0 kg	965,0 kg	ca. 266 mm
6	12.10.01	496,0 kg	966,0 kg	ca. 266 mm
7	13.10.01	393,0 kg	966,0 kg	ca. 266 mm
8	13.10.01	393,0 kg	968,0 kg	ca. 266 mm
9	14.10.01	496,0 kg	970,0 kg	ca. 266 mm
10	22.08.02	378,8 kg	957,3 kg	ca. 262 mm
11	22.08.02	378,8 kg	957,3 kg	ca. 262 mm
12	22.08.02	378,8 kg	957,3 kg	ca. 262 mm

Tabelle 3: Übersicht Messflüge Eta D-KETA

Die meteorologischen Bedingungen bei den ersten neun Messflügen im Oktober 2001 waren aufgrund ausgeprägter Schwerewellen und mittlerer bis starker Turbulenz für zahlreiche Messabschnitte zur Ermittlung des aerodynamischen

Potenzials nicht hinreichend, so dass diese Abschnitte von der Datenauswertung ausgeschlossen wurden. Das hat zur Folge, dass für die Darstellung der Wetterbedingungen im Vertikalprofil nur eine sehr geringe Datenbasis vorhanden ist, da hierfür nur Daten von gültigen Messabschnitten benutzt werden. Aus diesem Grund soll für die Darstellung der Wetterbedingungen bei den Messflügen im Oktober 2001 nur der Flug-Nr. 2 exemplarisch gezeigt werden. In Abbildung 30 sind die für diese Wetterlage typischen langwelligen Schwankungen des Vertikalwinds w_{wg} deutlich zu erkennen.

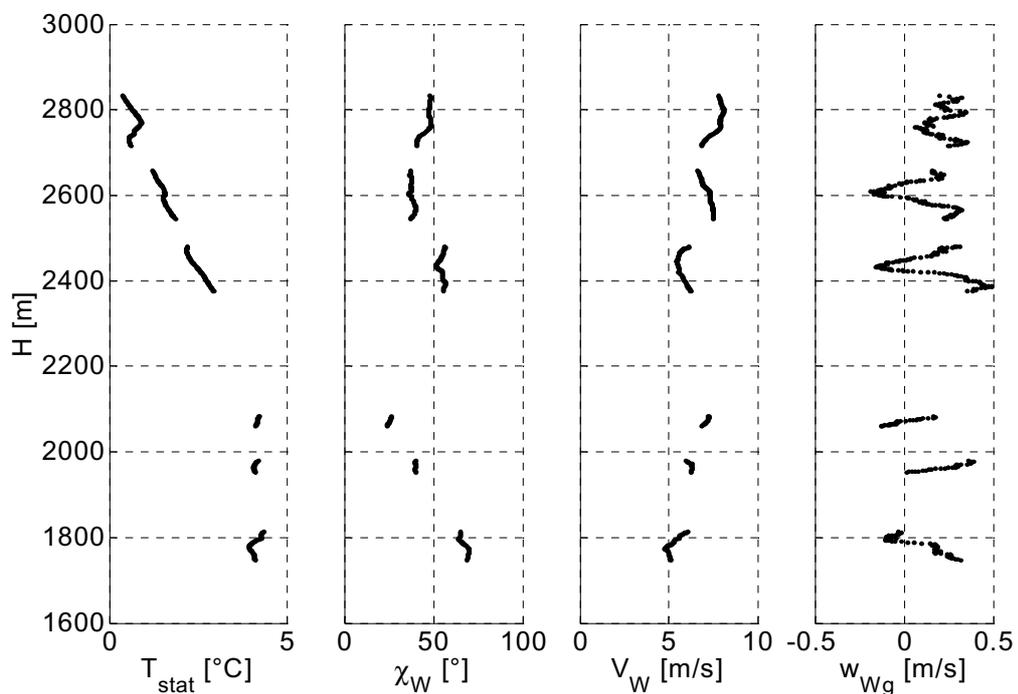


Abbildung 30: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, Eta D-KETA

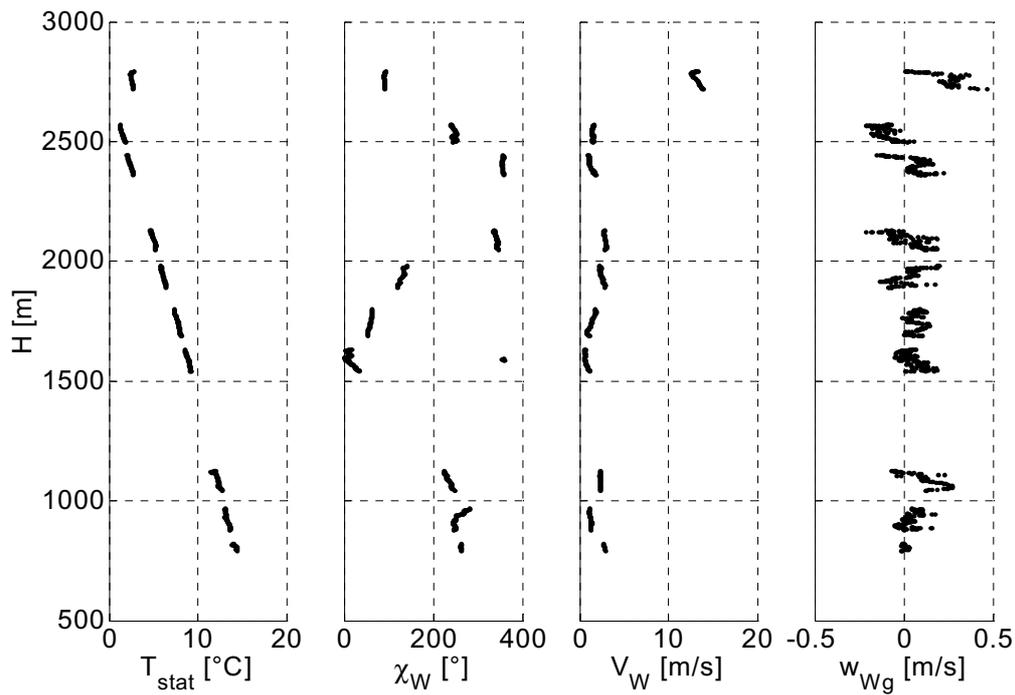


Abbildung 31: Wetterbedingungen Flug-Nr. 10, Eta D-KETA

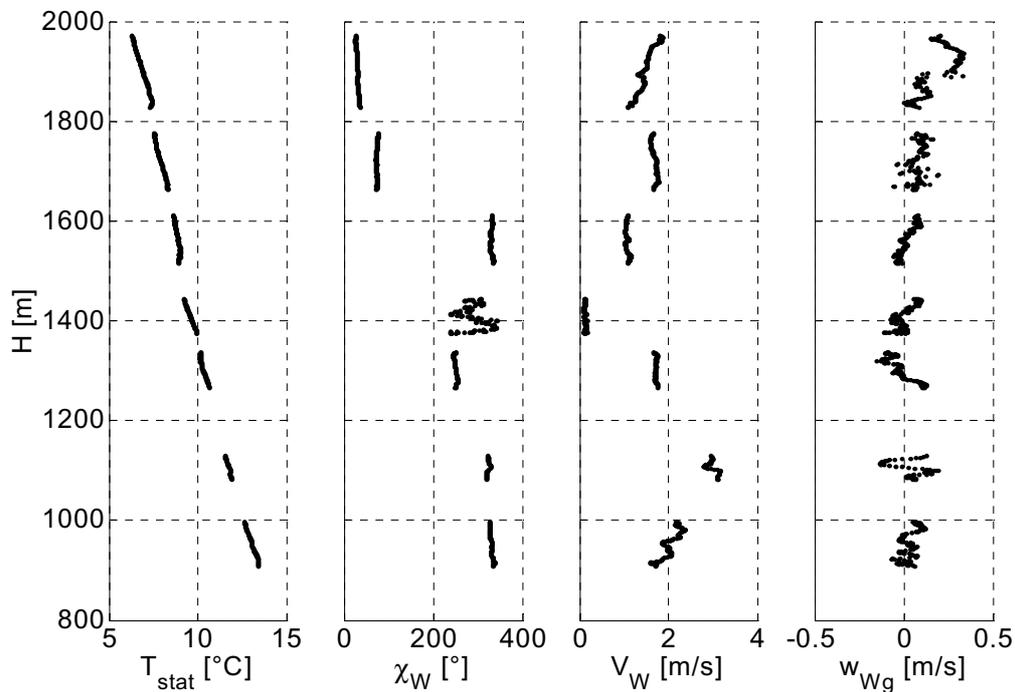


Abbildung 32: Wetterbedingungen Flug-Nr. 11, Eta D-KETA

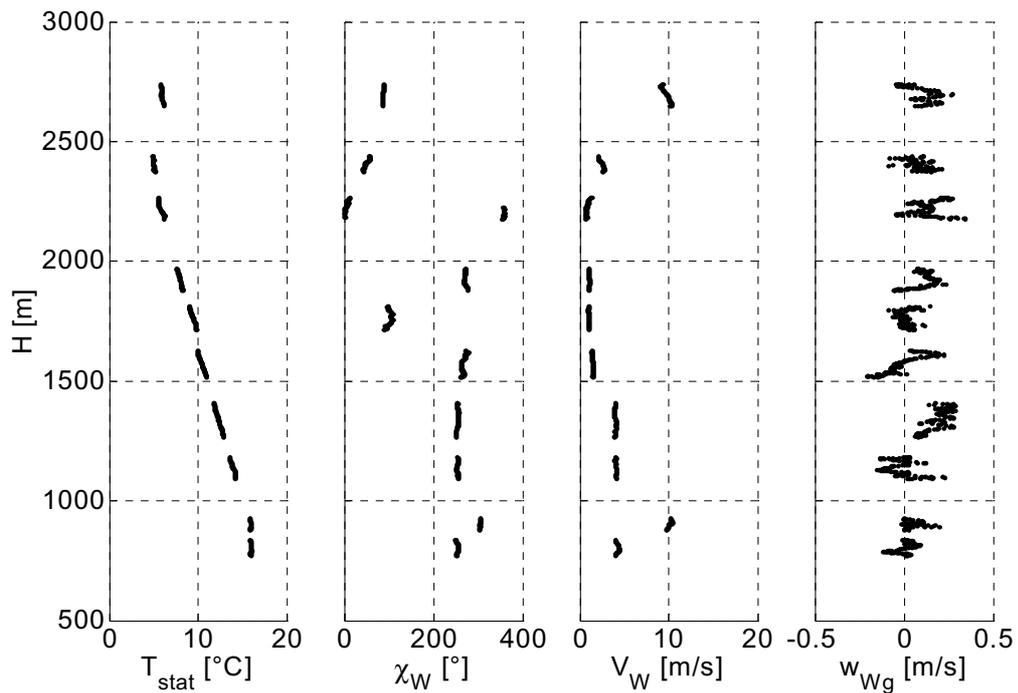


Abbildung 33: Wetterbedingungen Flug-Nr. 12, Eta D-KETA

7.2.2 Polaren und Diagramme

Aufgrund der schlechten meteorologischen Bedingungen während der ersten neun Messflüge und des knappen zeitlichen Rahmens auf dem Idaflieg-Sommertreffen 2002 ist trotz des großen fliegerischen Aufwands noch keine zufriedenstellende Bestimmung des aerodynamischen Potenzials möglich. Dies wird besonders durch die großen Bereiche ohne Messpunkte zwischen einzelnen Messabschnitten in den Geschwindigkeitspolaren in Abbildung 35 bis Abbildung 40 deutlich. Für die effiziente Erfassung solcher Bereich bieten sich besonders Messabschnitte mit der quasistationären Flugstrategie an.

Konfiguration	aerodynamisches Potenzial		Einbaufehler	
	Interpolationstyp	Ordnung	Interpolationstyp	Ordnung
WK 0	Polynom	5	Polynom	3
WK +1	Spline	-	Polynom	2
WK +2	Spline	-	Polynom	1
WK -1	Polynom	5	Polynom	2
WK -2	Polynom	1	Polynom	2
WK -3	Polynom	1	Polynom	2

Tabelle 4: Interpolation der Ausgleichskurven

Der Einbaufehler ist aufgrund der optimalen Position der Druckabnahmen sehr gering, wobei sich eine sehr kleine Abhängigkeit des Fehlers vom Anstellwinkel bzw. von der Wölbklappenstellung feststellen lässt.

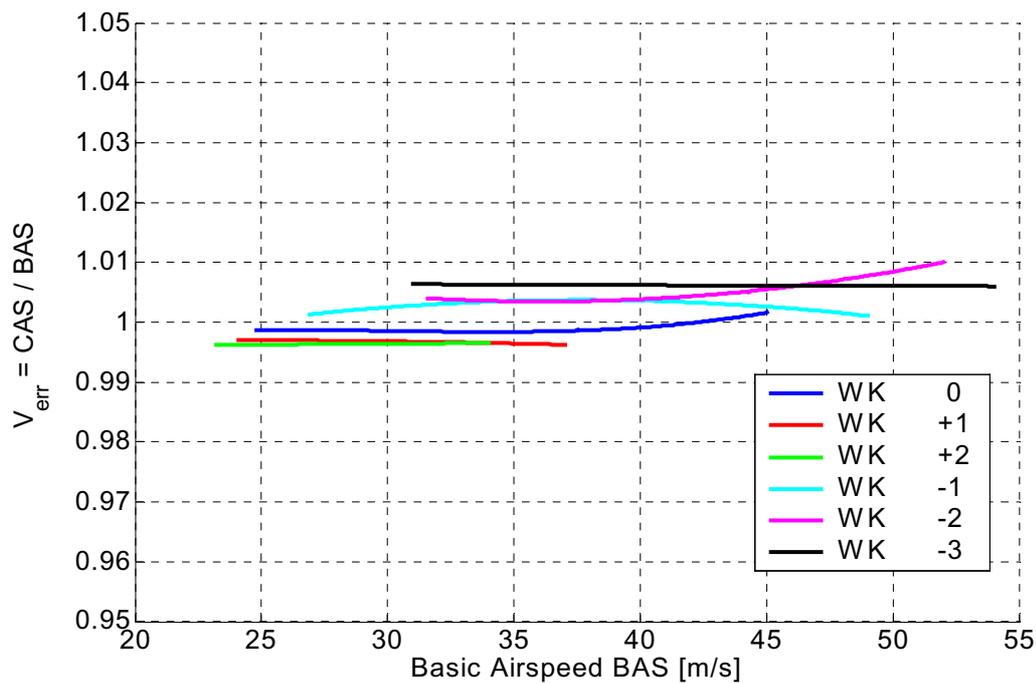


Abbildung 34: Einbaufehler Eta D-KETA

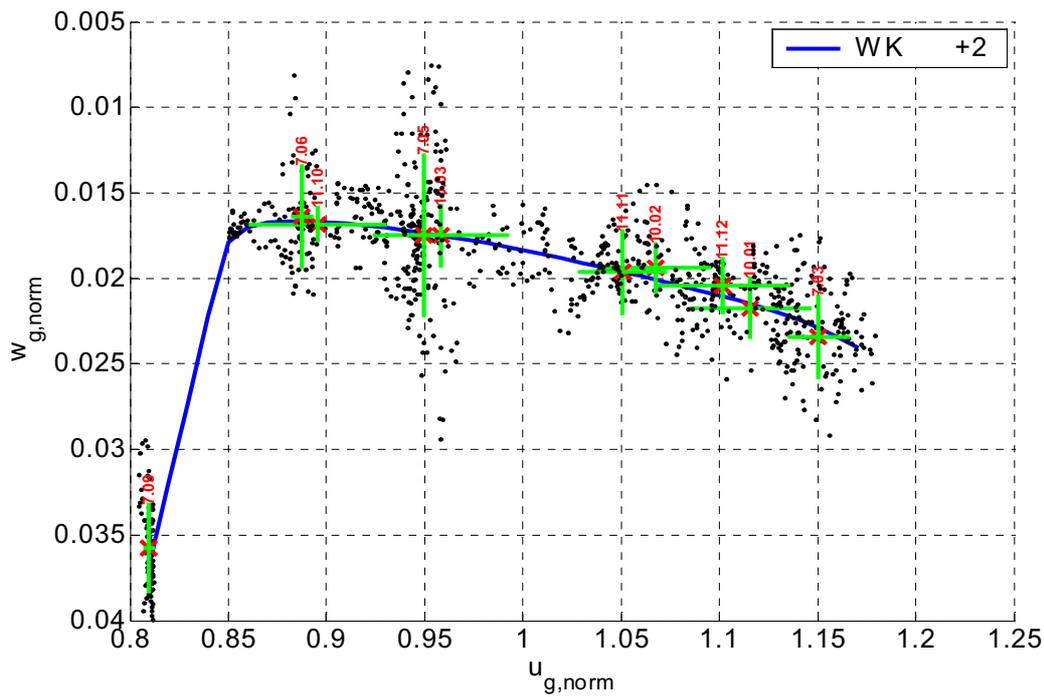


Abbildung 37: Geschwindigkeitspolare WK +2 Eta D-KETA

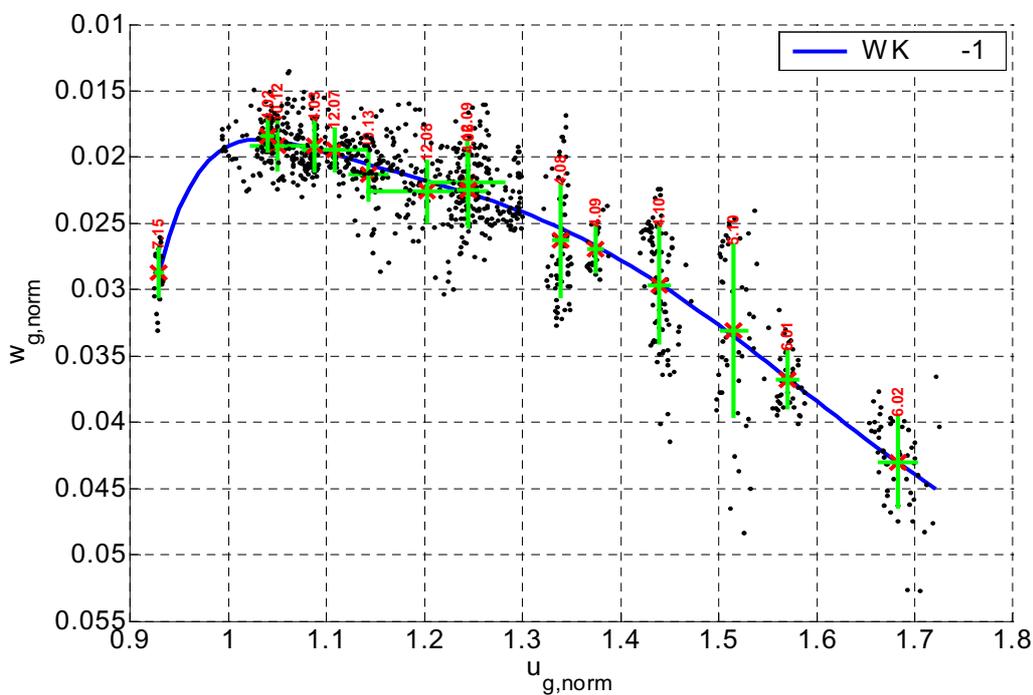


Abbildung 38: Geschwindigkeitspolare WK -1 Eta D-KETA

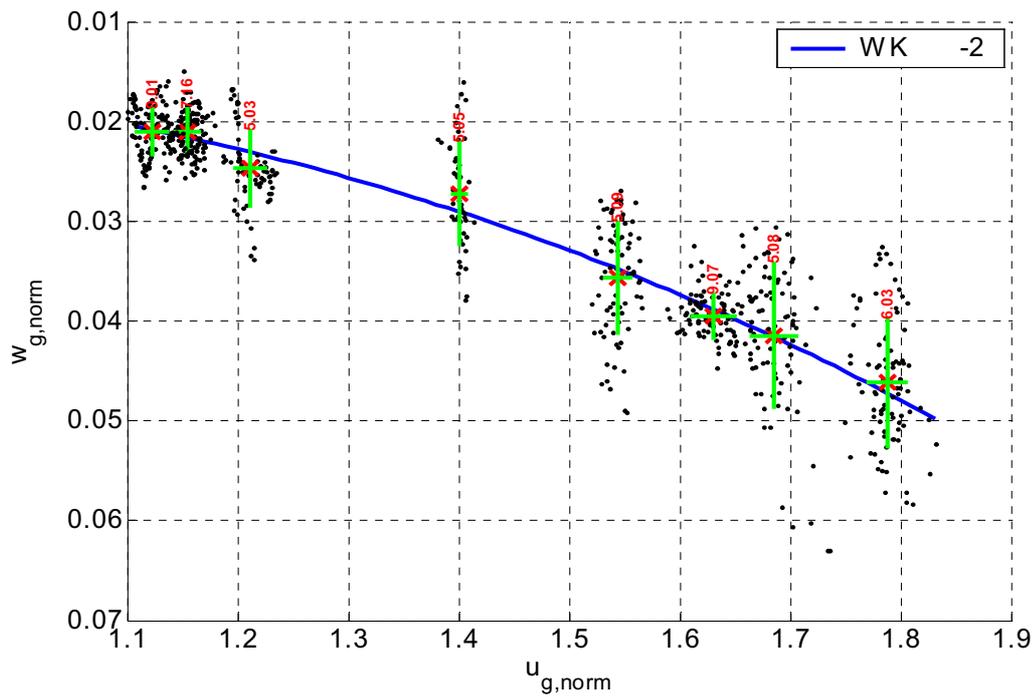


Abbildung 39: Geschwindigkeitspolare WK -2 Eta D-KETA

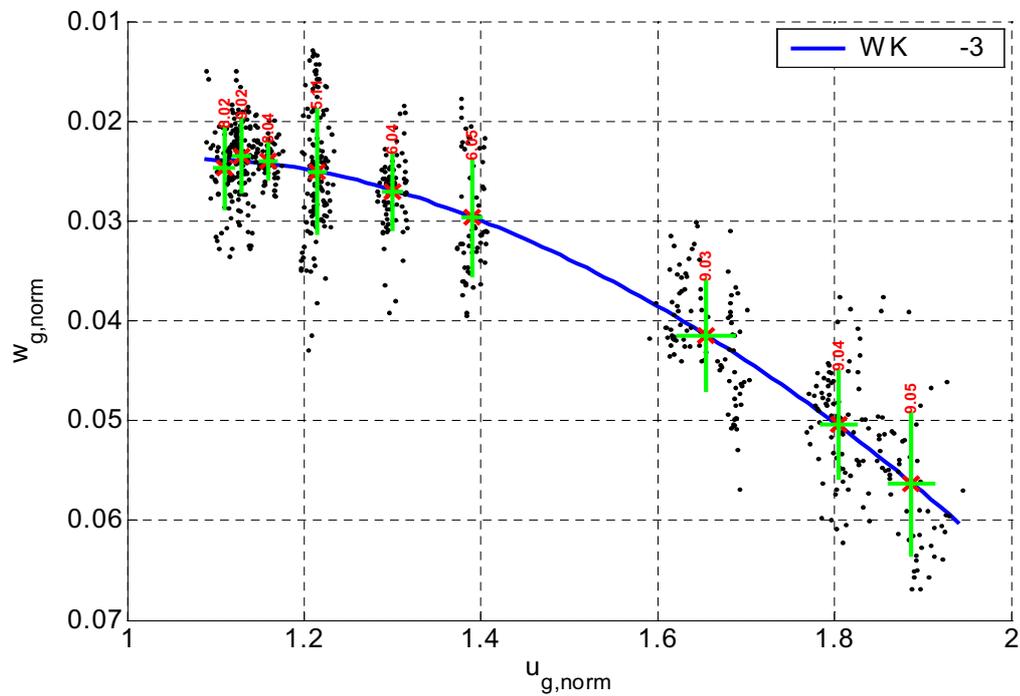


Abbildung 40: Geschwindigkeitspolare WK -3 Eta D-KETA

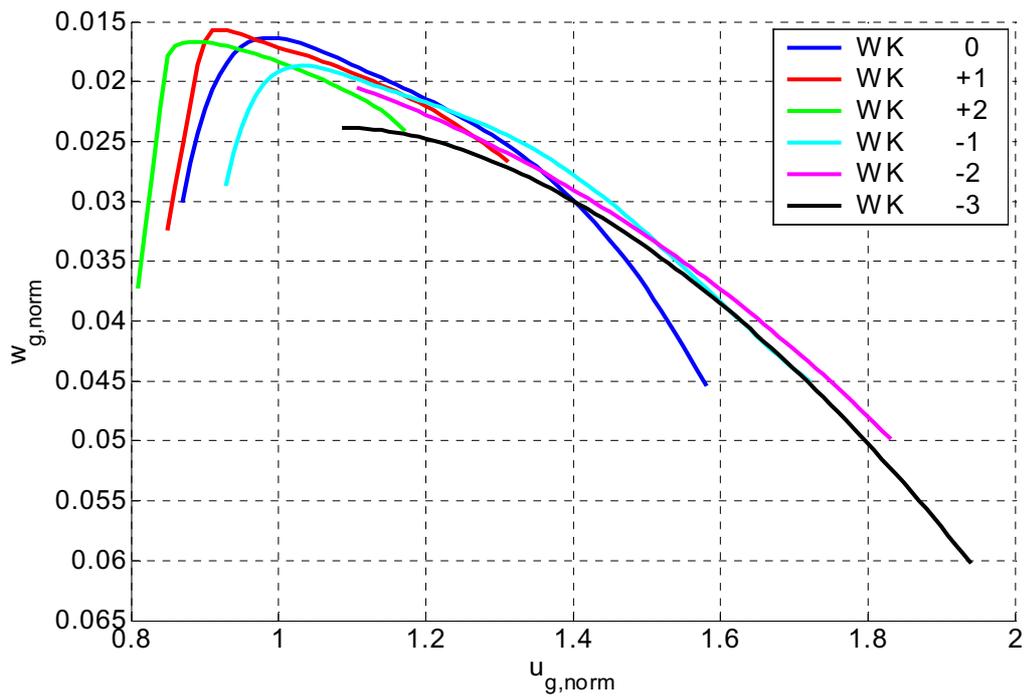


Abbildung 41: Geschwindigkeitspolare aller Konf. Eta D-KETA

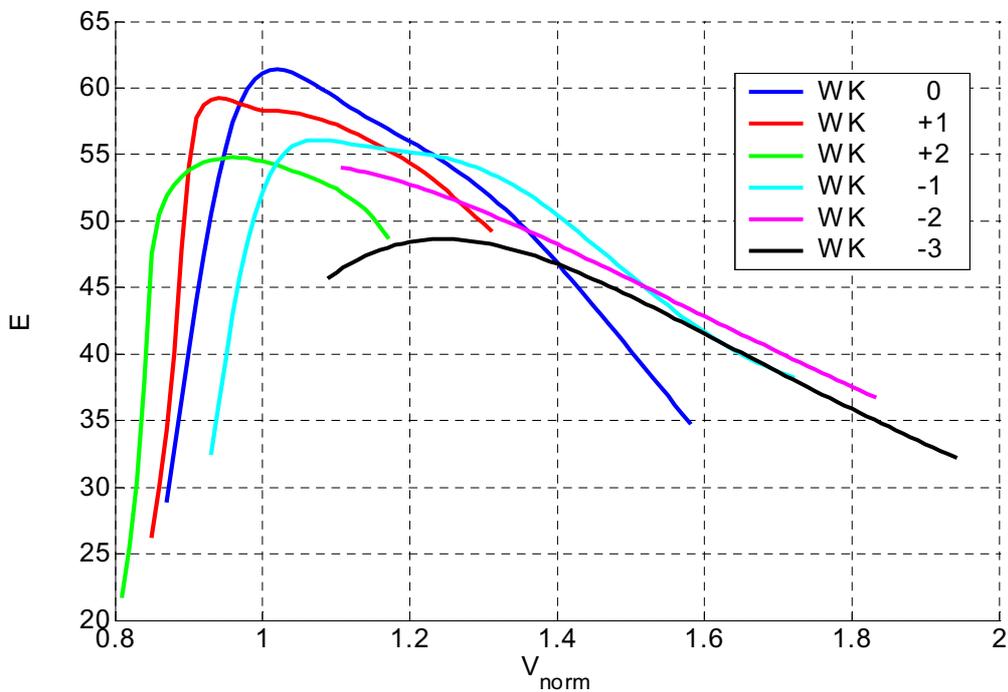


Abbildung 42: Gleitahldiagramm aller Konf. Eta D-KETA

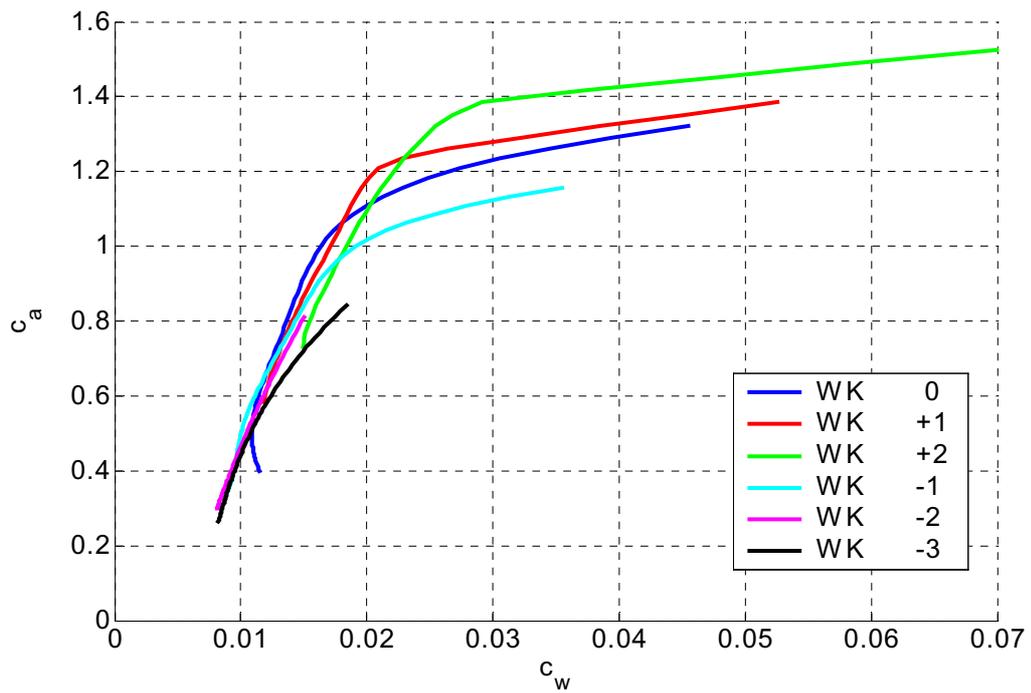


Abbildung 43: c_a - c_w -Polare aller Konf. Eta D-KETA

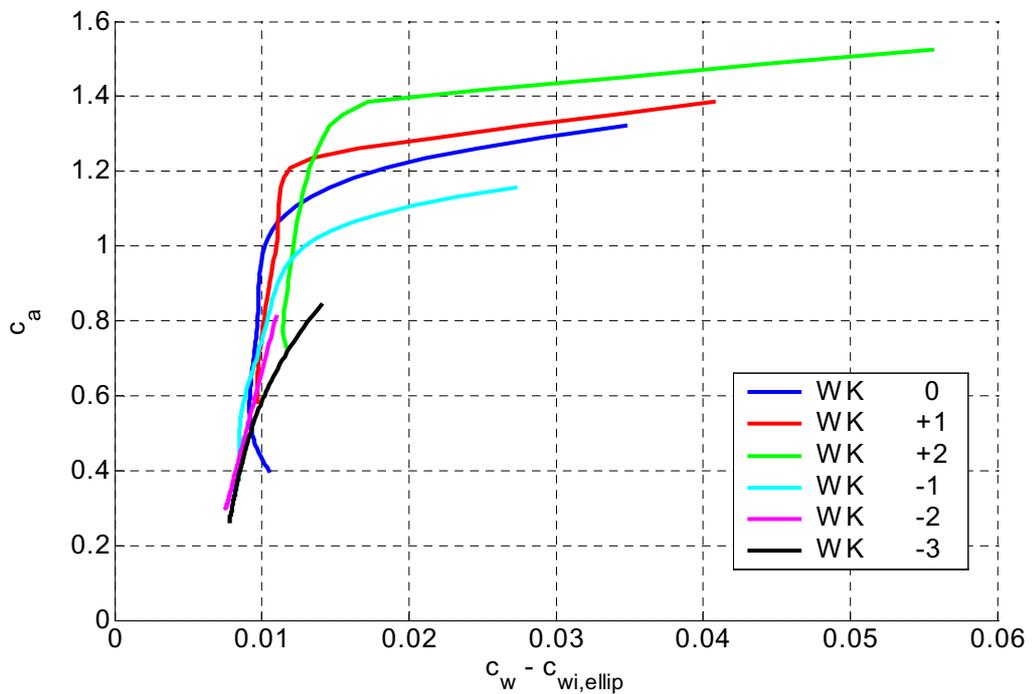


Abbildung 44: c_a - $(c_w - c_{w_{i,ellip}})$ -Polare aller Konf. Eta D-KETA

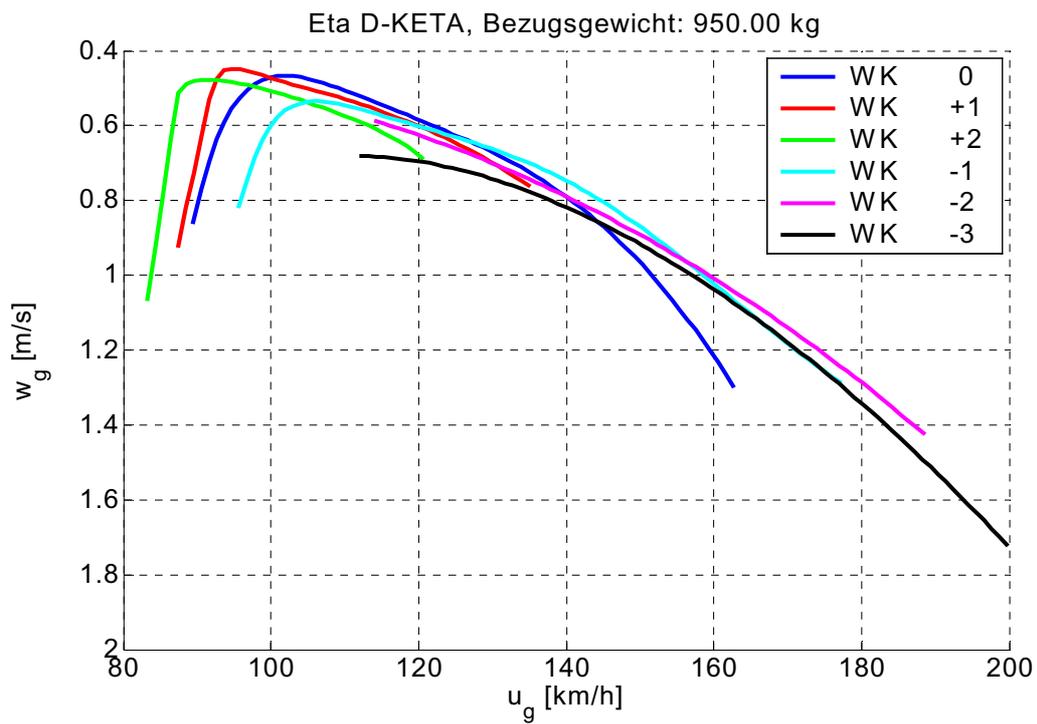


Abbildung 45: Bezogene Geschwindigkeitspolare Eta D-KETA

8 Sommertreffen und Datenauswertung 2003

Das Idaflieg-Sommertreffen 2003 fand vom 04. bis 22. August auf dem Flugplatz Aalen-Elchingen EDPA statt. Die DR400 (D-EDVE) des DLR stand noch immer nicht zur Verfügung, jedoch ist deren Einsatz im nächsten Jahr sehr realistisch.

Während des gesamten Sommertreffens befand sich der Flugplatz Aalen-Elchingen am Südrand eines kräftigen Hochdruckgebietes über Dänemark bzw. Norddeutschland. Damit waren fast durchgängig brauchbare Wetterbedingungen gegeben, wobei jedoch die Randhochlage zu inhomogenen Luftschichtungen und teils hohen Windgeschwindigkeiten führte.

Die personelle Situation war zu diesem Sommertreffen sehr angespannt, da zum einen weder das DLR noch das Institut für Flugführung (IFF) der TU-Braunschweig Mitarbeiter zur Unterstützung und Betreuung der Studenten der Idaflieg freistellen konnten und zum anderen die Beteiligung seitens der Akafliegs schwach ausfiel. Lediglich Wolfgang Rüther-Kindel vom Institut für Flugsystemtechnik (FT) des DLR konnte phasenweise teilnehmen, war jedoch aus den in Kapitel 7 beschriebenen Gründen noch nicht in der Lage unterstützend oder leitend tätig zu werden. Maßgeblich unterstützt wurde die Idaflieg von Ronald Blume und Stefan Ronig (beide LBA) bei der Organisation des Flugbetriebes.

Die Durchführung der Vergleichsflüge stand unter Aufsicht von Marc Brökelmann und Falk Pätzold (beide Akaflieg Braunschweig), ebenso die Betreuung der Messanlagen. Als Vergleichsflugpiloten standen zu Beginn Thomas Rausch (Akaflieg Stuttgart) als Referenzflugzeugpilot, Marc Brökelmann und Falk Pätzold für das Referenzflugzeug und die Vergleichsflugzeuge zur Verfügung. Thomas Rausch wurde in die Rolle des Vergleichsflugzeugpiloten eingewiesen und Sabine Macht (Akaflieg Darmstadt) mit den Aufgaben des Referenzflugzeugpiloten vertraut gemacht. Die beiden LBA-Mitarbeiter nahmen die Aufgaben im Begleitflugzeug wahr.

Trotz der angespannten Personalsituation und der sehr heißen Wetterlage wurden sehr viele Vermessungsflüge und Sondermessprojekte durchgeführt, worunter letztendlich der Zacherflugbetrieb (Ermittlung der Flugeigenschaften)

gelitten hat. Die LAK-19/15WL, LAK-19/18, DG-1000/20 und ASW28 wurden einer vollständigen Leistungsvermessung unterzogen. An einem Discus2a wurden zwei verschiedene Winglets sehr intensiv untersucht. Mit der SB14 wurde eine Arbeitsvermessung durchgeführt.

Die Auswertung der Flugmessdaten von 2002 und 2003 erfolgte mit der derzeit aktuellen und archivierten Version des Auswertungssystems ComDatEv (Comparison-Flight-Data-Evaluation) von Gerko Wende. In dieses System wurde abweichend von der Beschreibung von Wende [47] eine Erweiterung zur Berücksichtigung des Azimuts vorgenommen, wie sie in Kapitel 3.5 beschrieben wird. Die Installation und Inbetriebnahme eines Kompassensors im Referenzflugzeug konnte insbesondere aufgrund der personellen Struktur des DLR nicht schon für 2003 umgesetzt werden, ist aber für kommende Messungen geplant. Aus diesem Grund wird die Windrichtung derzeit noch basierend auf der Minimierung der Standardabweichung anderer Messgrößen geschätzt.

8.1 ASW-28 15m D-3618

Bei diesem Flugzeug handelt es sich um den Prototyp der 18m-Variante, die im Gegensatz zur reinen 15m-ASW28 eine Trennstelle bei 5,75m-Halbspannweite besitzt. Aerodynamisch ist der Außenflügel für eine Spannweite von 15m identisch mit dem ungeteilten Flügel.

Vorgesehen war eine vollständige Vermessung der 18m-Konfiguration und eine Vermessung des Langsamflugbereichs der 15m-Konfiguration in Ergänzung der Vermessung beim Sommertreffen 2001. Durch einen Brand bei der Fa. Schleicher sind jedoch die einzig verfügbaren 18m-Außenflügel kurz vor dem Sommertreffen zerstört worden.

Das Flugzeug war bei der parallel zum Sommertreffen stattfindenden 28. Weltmeisterschaft in Polen im Einsatz und wurde anschließend durch den Hersteller an die Idaflieg übergeben. Es befand sich in einem sehr guten Vermessungszustand.

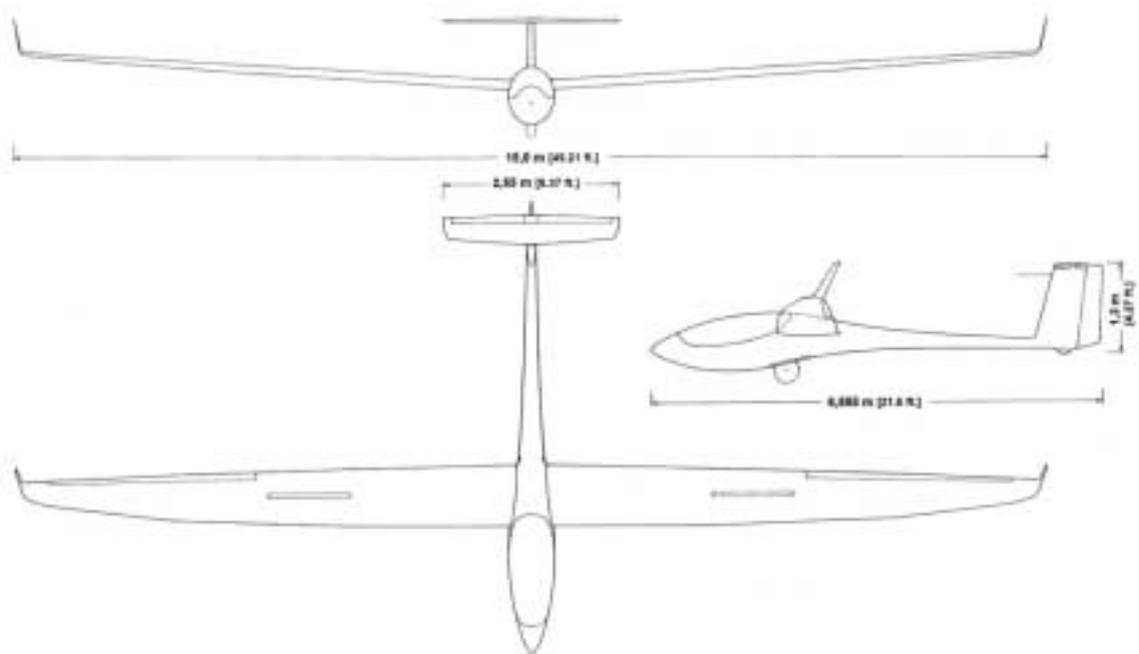


Abbildung 46: Dreiseitenansicht ASW-28 15m

8.1.1 Beschreibung der Messflüge

Da das Flugzeug nur eine begrenzte Zeit zur Verfügung stand, konnten mit der 15m-Konfiguration nur an einem Tag Vermessungsflüge durchgeführt werden, wobei sich jedoch das Wetter als nur bedingt geeignet herausstellte.

Flug-Nr.	Datum	Fluggewicht Referenz D-1633	Fluggewicht ASW-28 15m D-3618	Schwerpunktlage ASW-28 15m 222 - 345 mm
1	20.08.2003	386,6 kg	363,2 kg	312 mm
2	20.08.2003	386,6 kg	363,2 kg	312 mm

Tabelle 5: Übersicht Messflüge ASW-28 15m D-3618

Die Messflüge waren von hohen Windgeschwindigkeiten und einer diffusen Temperaturschichtung begleitet. Insgesamt lassen sich in den folgenden Abbildungen relativ große Schwankungen des Vertikalwinds erkennen.

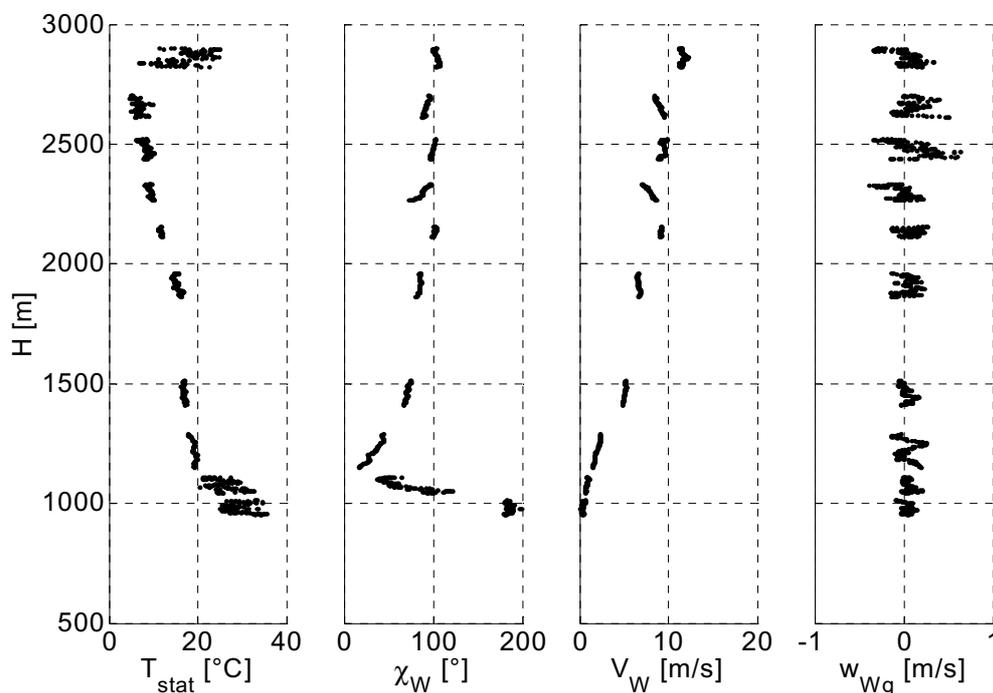


Abbildung 47: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, ASW-28 15m D-3618

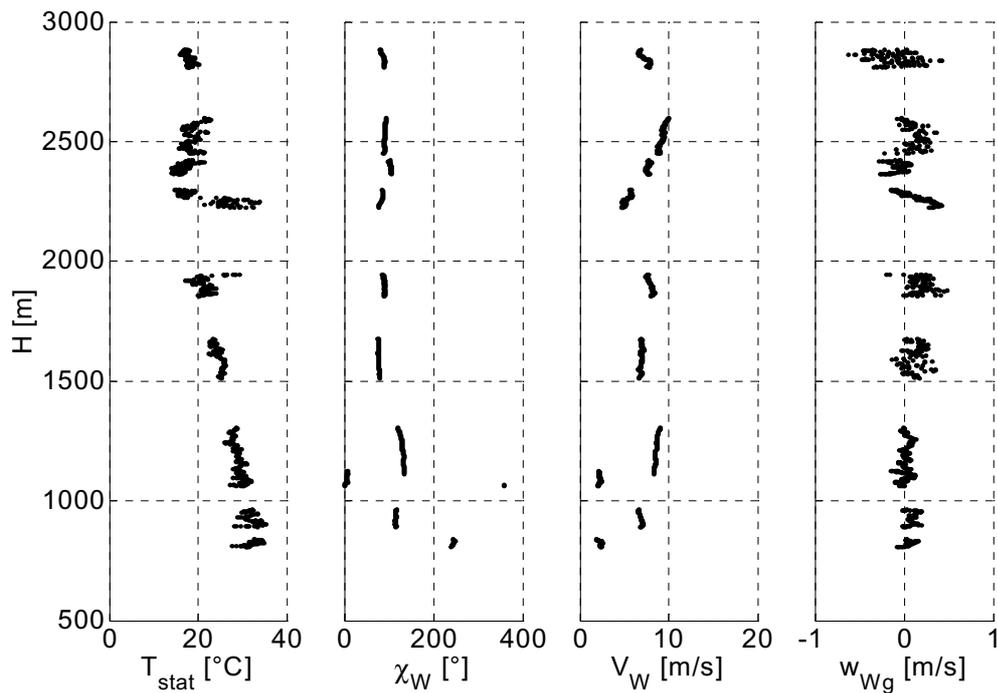


Abbildung 48: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, ASW-28 15m D-3618

8.1.2 Polaren und Diagramme

Trotz der schwierigen meteorologischen Bedingungen konnte der Langsamflugbereich gut vermessen werden. Aufgrund der geringen Messpunktdichte im Schnellflugbereich ist hier nur eine eingeschränkte Interpretation der Messergebnisse möglich.

Konfiguration	aerodynamisches Potenzial		Einbaufehler	
	Interpolationstyp	Ordnung	Interpolationstyp	Ordnung
WK 0	Spline	-	Polynom	6

Tabelle 6: Interpolation der Ausgleichskurven

Der Einbaufehler wird im extremen Langsamflug von der Abschattung der Düse am Seitenleitwerk durch den Rumpf bzw. den großen Anstellwinkel bestimmt, während er im normalen Betriebsbereich für diese Druckabnahmekonfiguration erwartungsgemäß klein ausfällt.

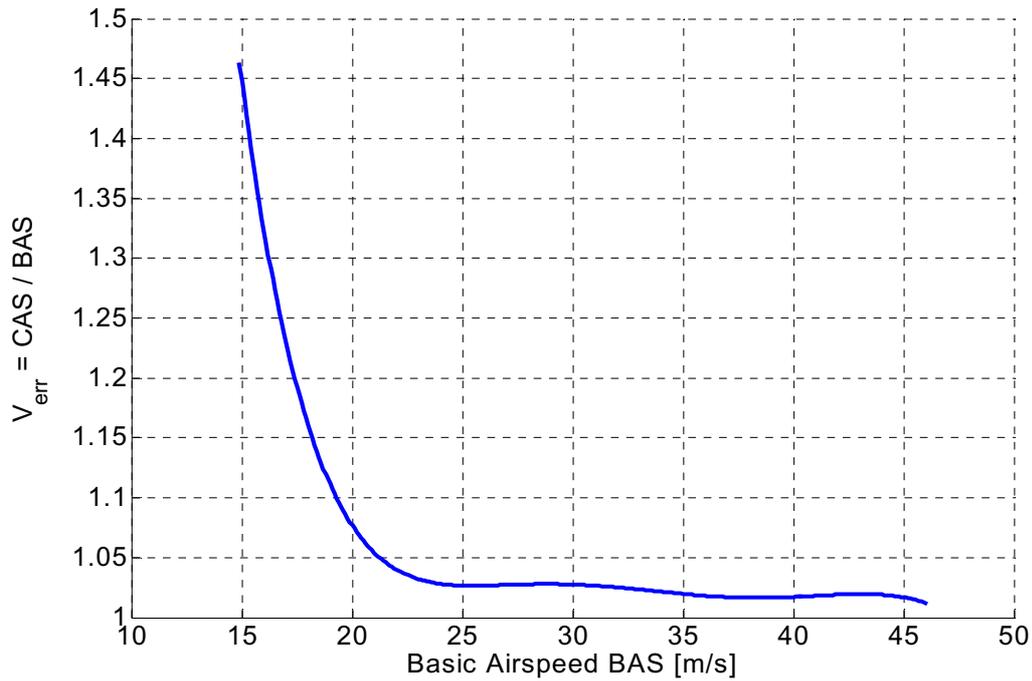


Abbildung 49: Einbaufehler ASW-28 15m D-3618

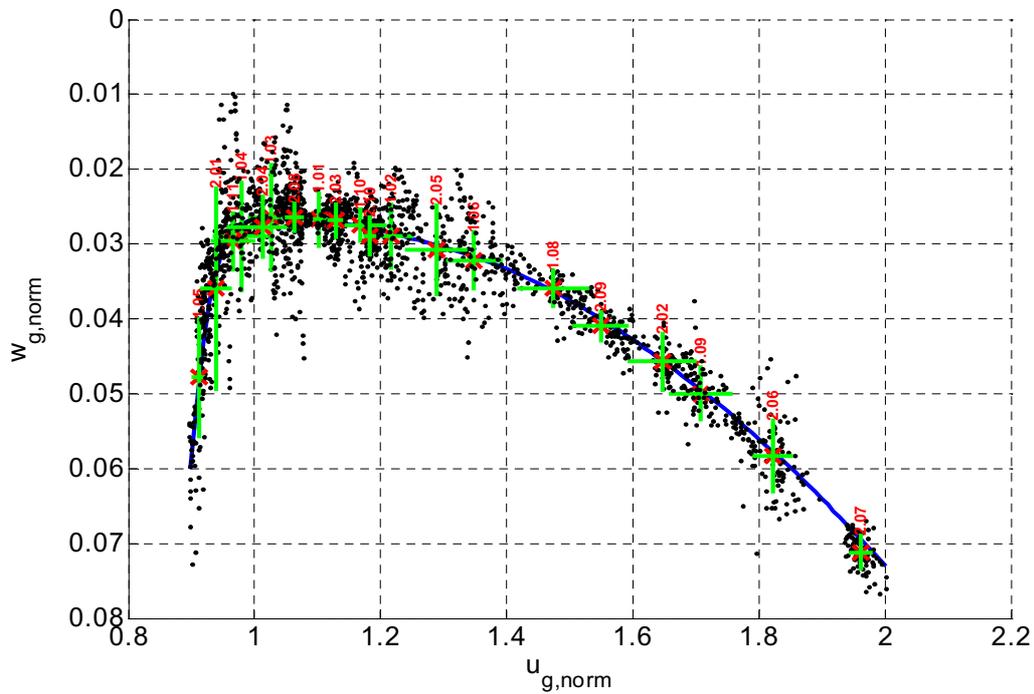


Abbildung 50: Geschwindigkeitspolare ASW-28 15m D-3618

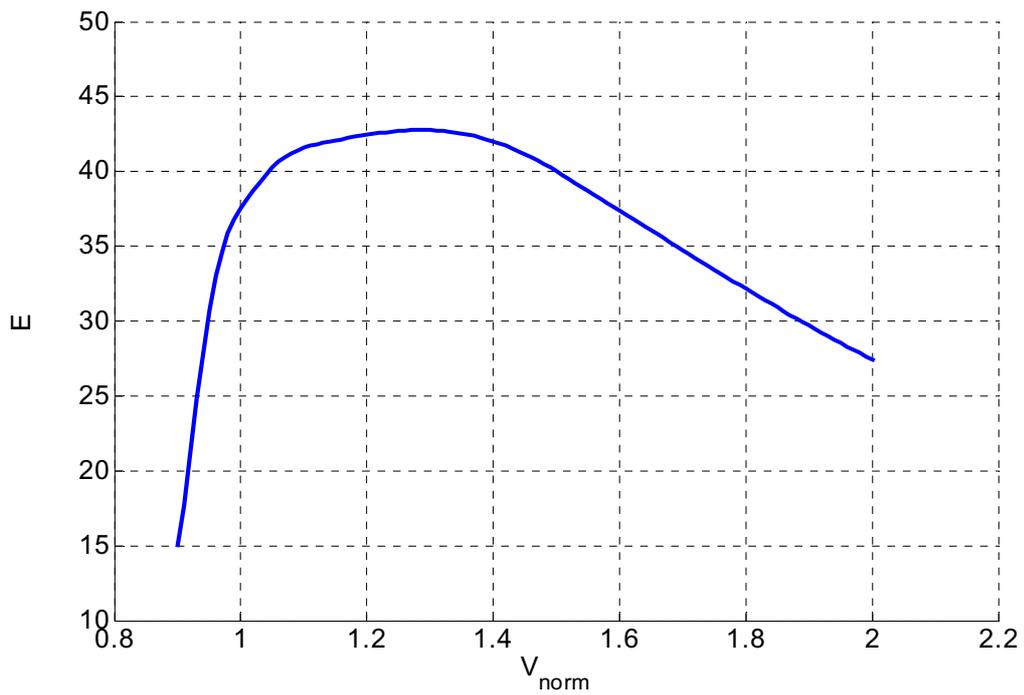


Abbildung 51: Gleitahldiagramm ASW-28 15m D-3618

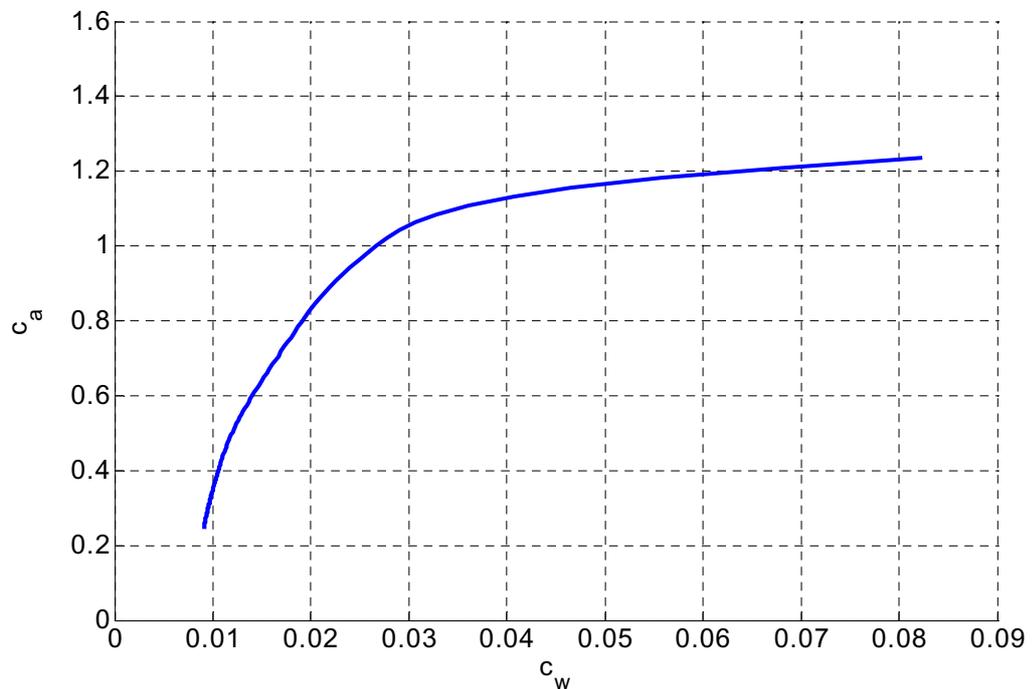


Abbildung 52: c_a - c_w -Polare ASW-28 15m D-3618

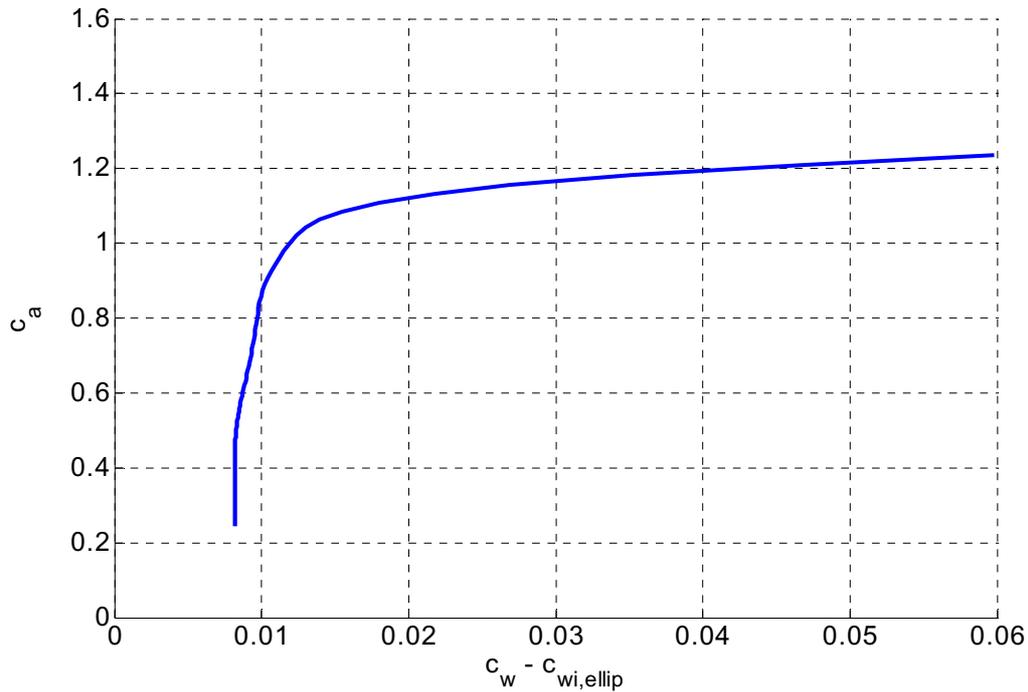


Abbildung 53: c_a - $(c_w-c_{wi,ellip})$ -Polare ASW-28 15m D-3618

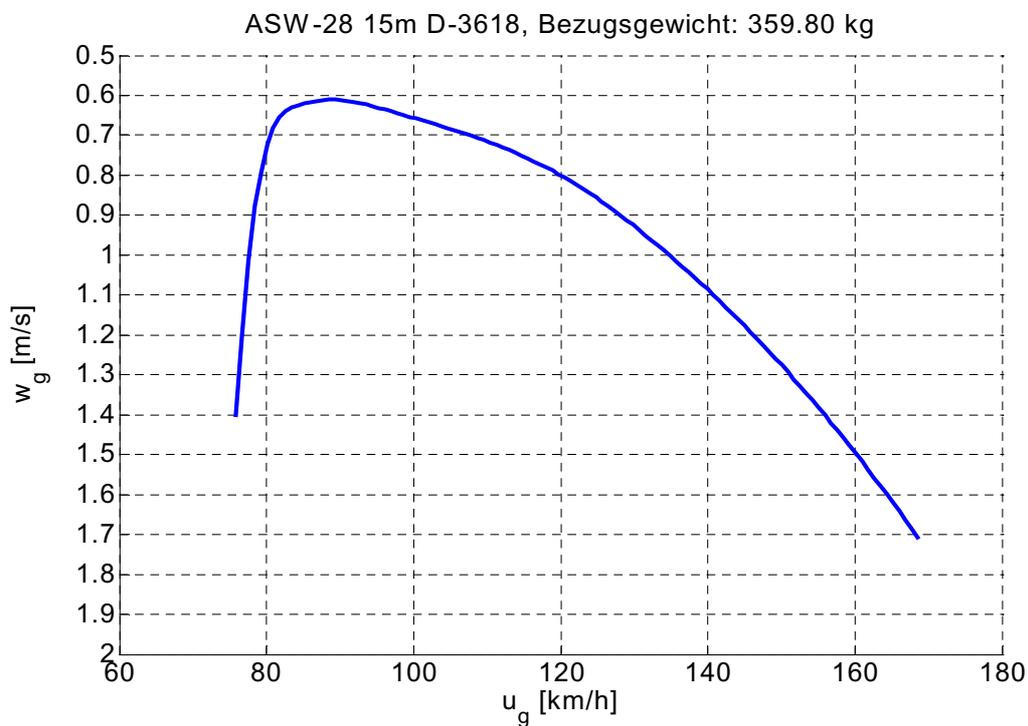


Abbildung 54: Bezogene Geschwindigkeitspolare ASW-28 15m D-3618

8.2 DG-1000 20m D-1006

Dieses Flugzeug ist der Prototyp der DG-1000 und wird auch als Vorführflugzeug den Segelflugvereinen zur Verfügung gestellt. Dadurch zeigen sich zwar einige Gebrauchsspuren, jedoch wurde das Flugzeug direkt vor dem Sommertreffen beim Hersteller diesbezüglich gewartet und befand sich in einem guten Vermessungszustand. Die DG-1000 kann mit 18m und 20m Spannweite betrieben werden. Bei der Flugleistungsvermessung wurde lediglich die 20m-Variante berücksichtigt, da die 18m-Konfiguration für die Ausbildung und den Kunstflug vorgesehen ist.

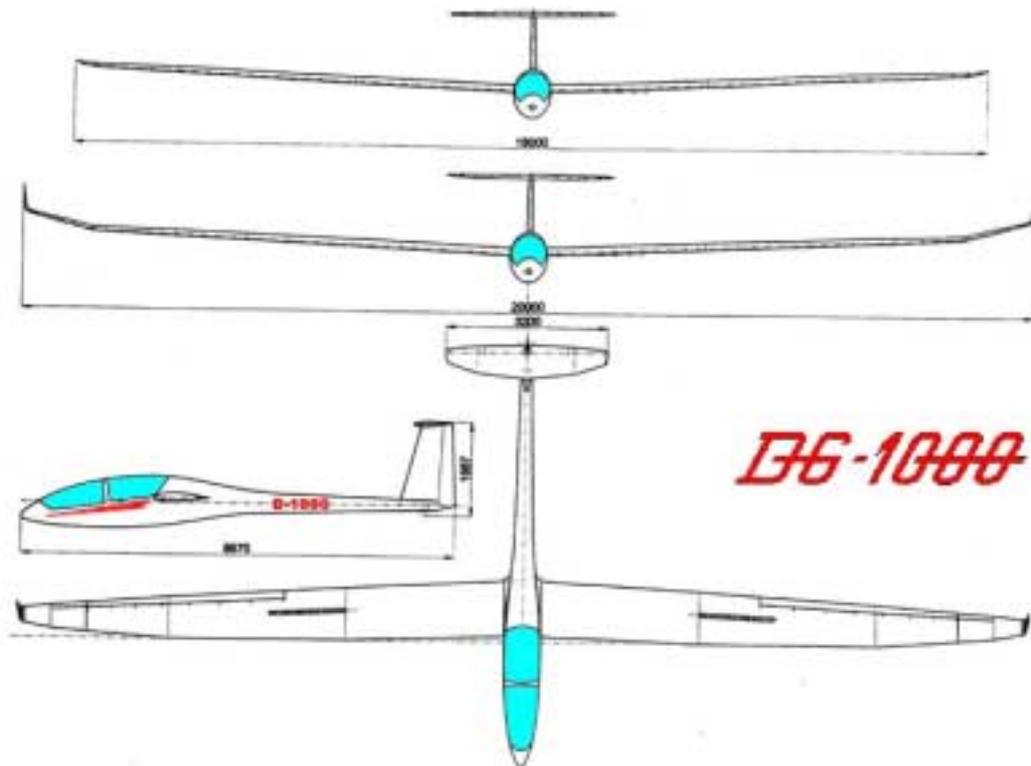


Abbildung 55: Dreiseitenansicht DG-1000

8.2.1 Beschreibung der Messflüge

Es wurden am 12. August 2003 drei Flüge bei mäßigem bis gutem Messwetter durchgeführt. Fluggewicht und Schwerpunktlage wurden mit dem Hersteller abgesprochen.

Flug-Nr.	Datum	Fluggewicht Referenz D-1633	Fluggewicht DG-1000 20m D-1006	Schwerpunktlage DG-1000 20m 190 - 440 mm
1	12.08.2003	388.6 kg	583.4 kg	356 mm
2	12.08.2003	388.6 kg	583.4 kg	356 mm
3	12.08.2003	388.6 kg	583.4 kg	356 mm

Tabelle 7: Übersicht Messflüge DG-1000 20m D-1006

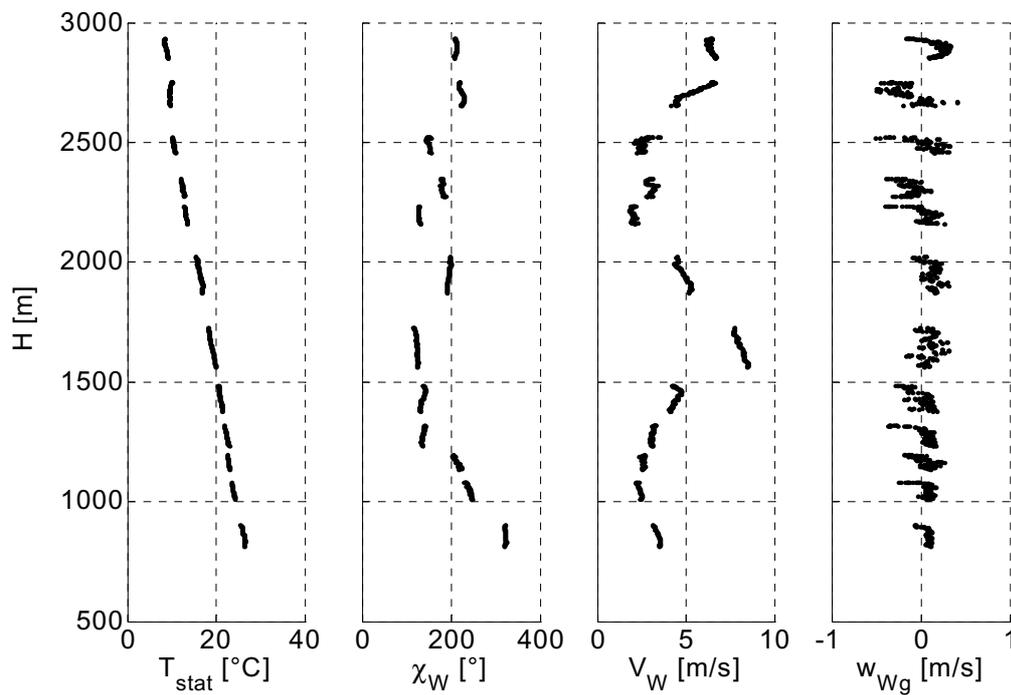


Abbildung 56: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, DG-1000 20m D-1006

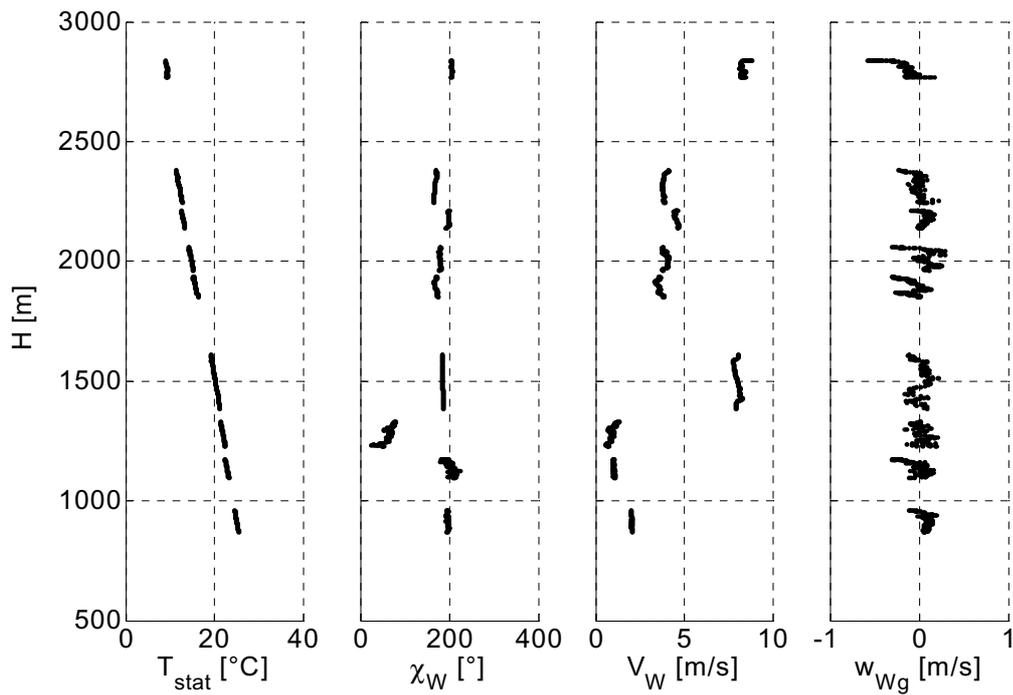


Abbildung 57: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, DG-1000 20m D-1006

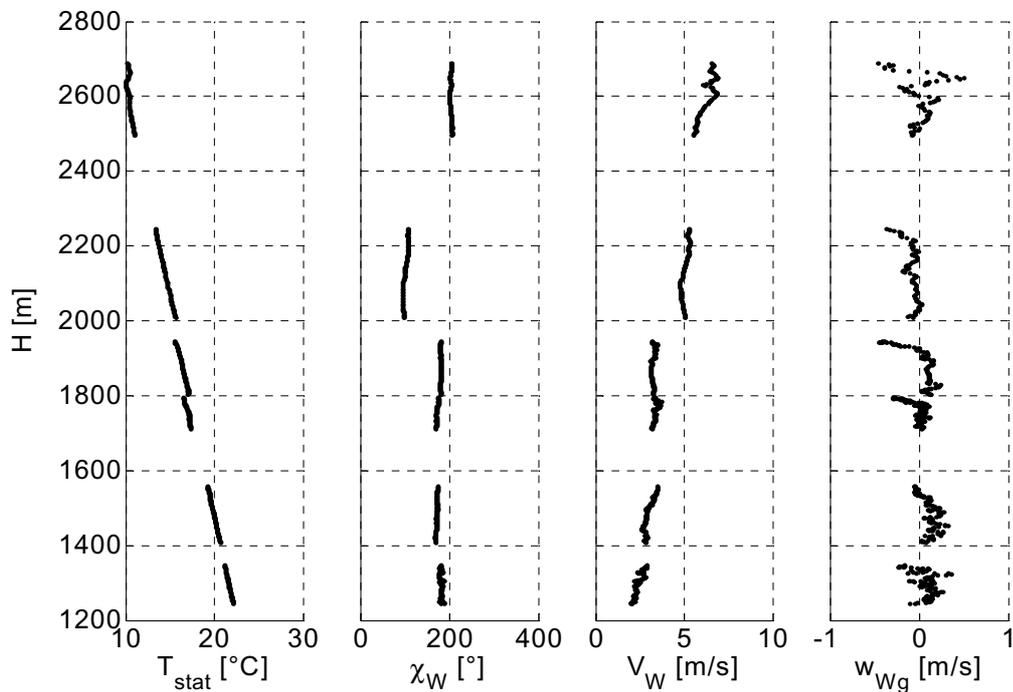


Abbildung 58: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3, DG-1000 20m D-1006

8.2.2 Polaren und Diagramme

Mit den drei durchgeführten Messflügen konnte eine zufriedenstellende Vermessung erreicht werden.

Konfiguration	aerodynamisches Potenzial		Einbaufehler	
	Interpolationstyp	Ordnung	Interpolationstyp	Ordnung
WK 0	Polynom	6	Polynom	3

Tabelle 8: Interpolation der Ausgleichskurven

Der Einbaufehler zeigt ein typisches Verhalten von rumpfseitigen Statikdruckabnahmen.

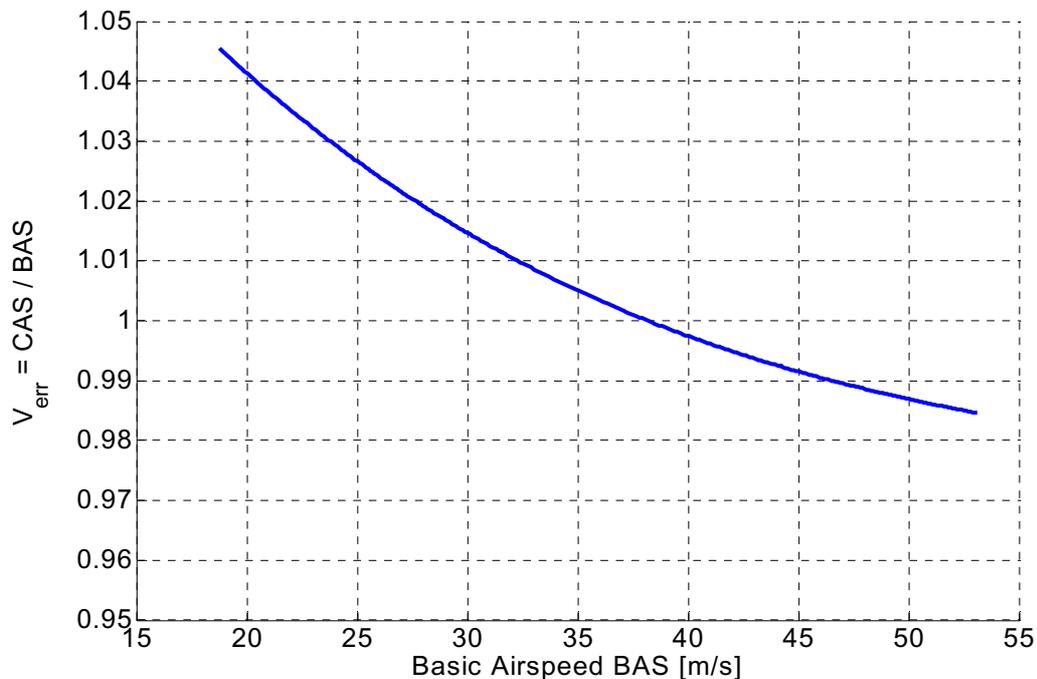


Abbildung 59: Einbaufehler DG-1000 20m D-1006

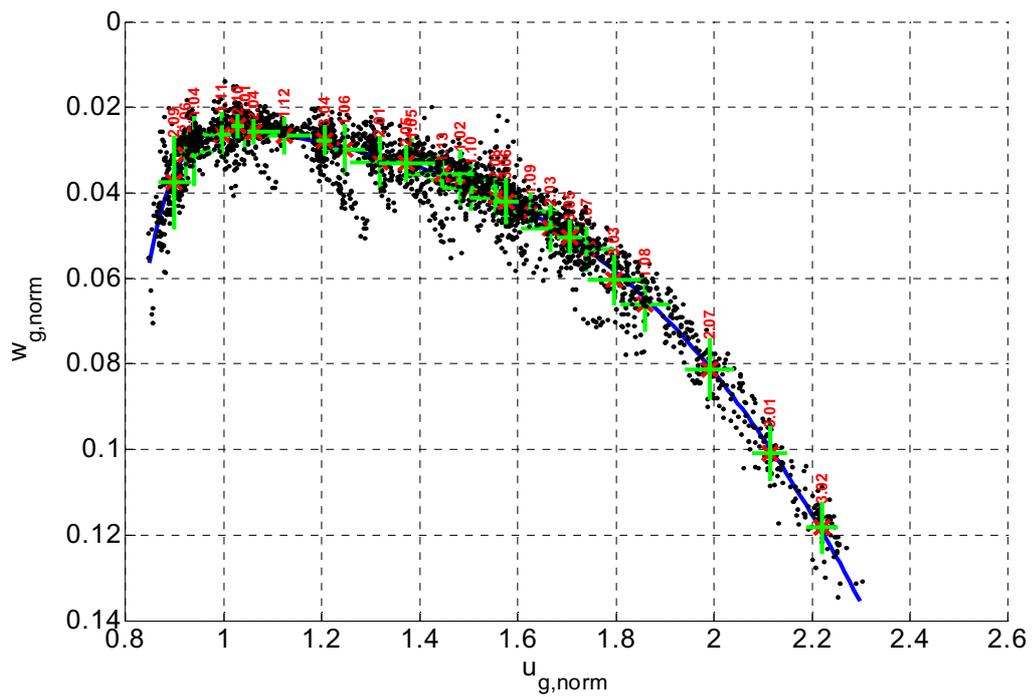


Abbildung 60: Geschwindigkeitspolare DG-1000 20m D-1006

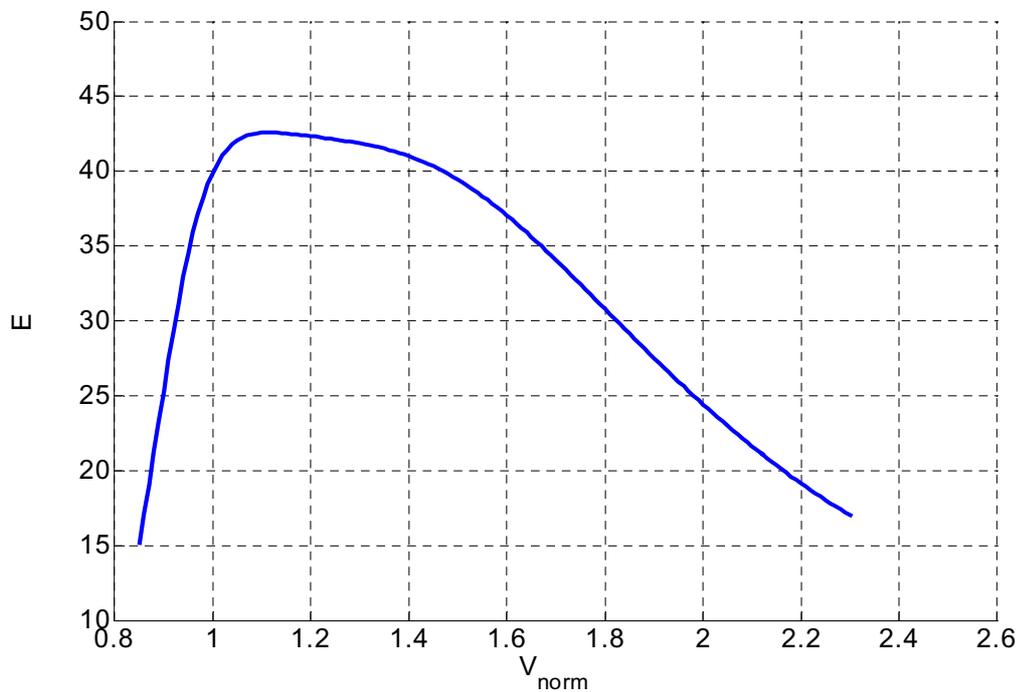


Abbildung 61: Gleitahldiagramm DG-1000 20m D-1006

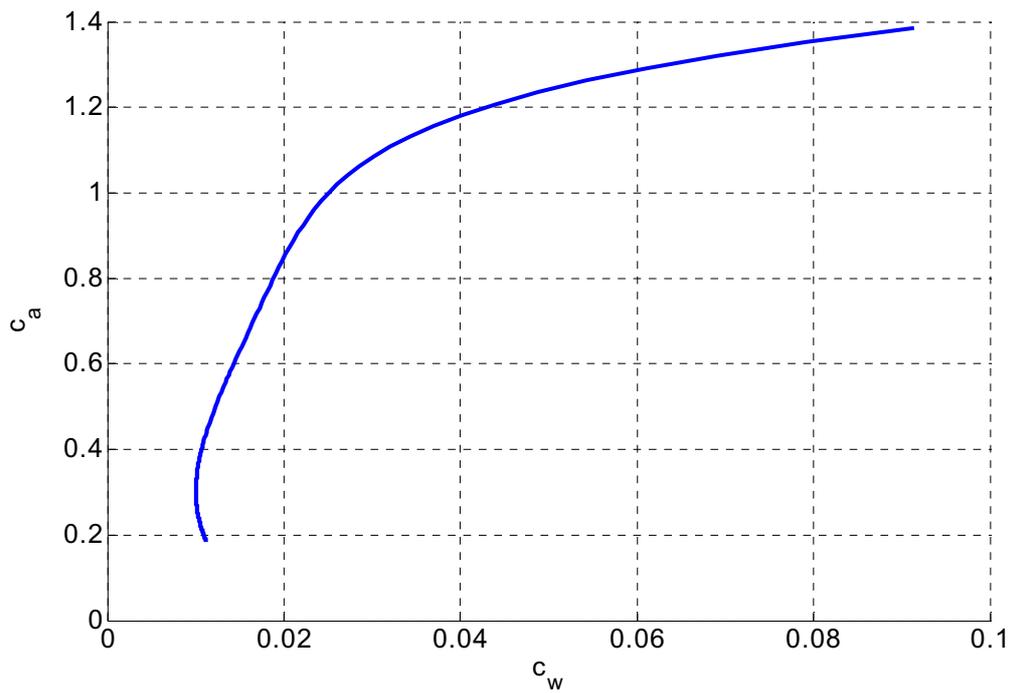


Abbildung 62: c_a - c_w -Polare DG-1000 20m D-1006

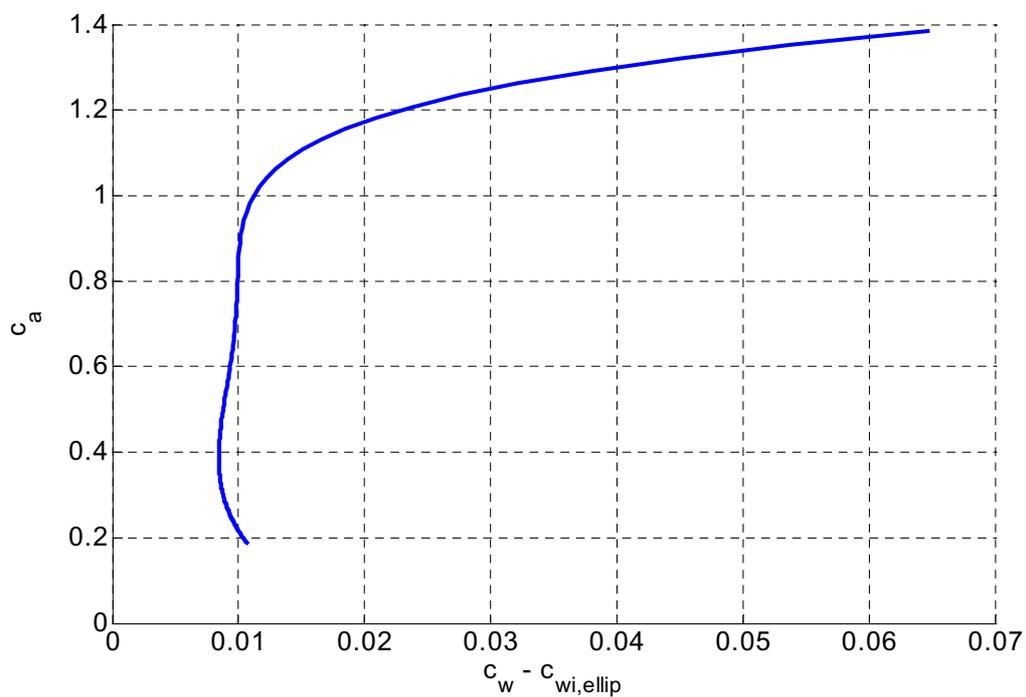


Abbildung 63: c_a - $(c_w - c_{w_{i,ellip}})$ -Polare DG-1000 20m D-1006

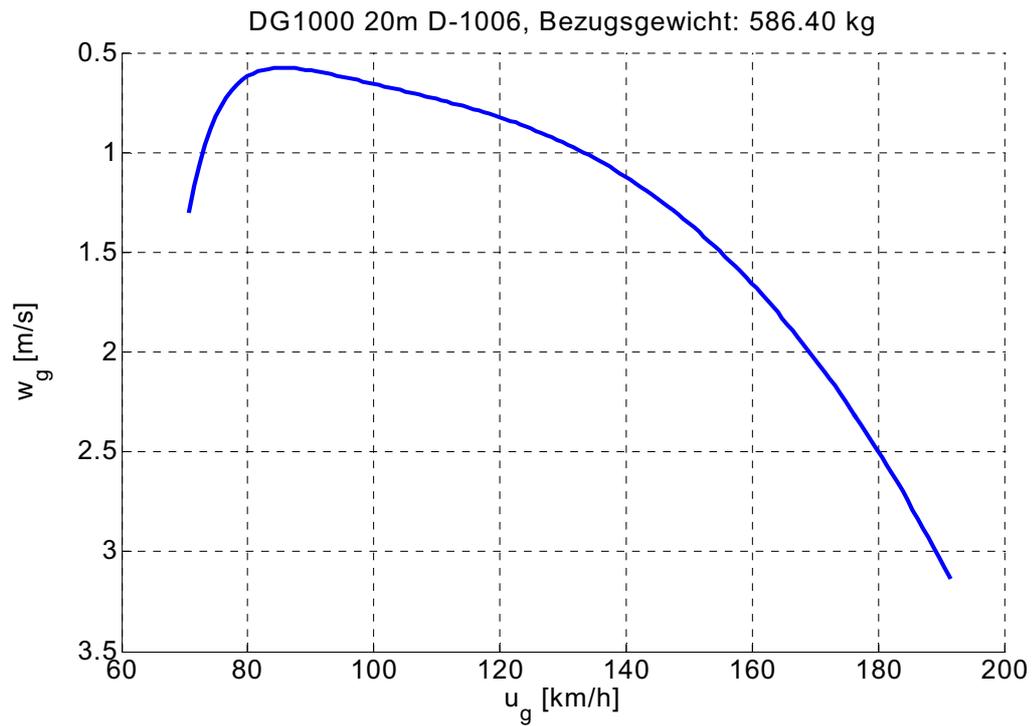


Abbildung 64: Bezogene Geschwindigkeitspolare DG-1000 20m D-1006

8.3 Discus-2a Winglets D-1246

Es handelt sich um ein werksneues Privatflugzeug, das lediglich im Rahmen der 28. Weltmeisterschaft in Polen geflogen wurde und befindet sich deshalb in exzellentem Zustand. Ziel der Untersuchung war die Einschätzung der aerodynamischen Qualität von Winglets, die Marc Maughmer (Pennsylvania State University) entworfen hat. Als Vergleich dazu wurden die Winglets des Herstellers verwendet. Beide Konfigurationen unterschieden sich nur durch die unterschiedlichen Massen der Winglets von insgesamt 1,0 kg, was in der Auswertung der Messdaten berücksichtigt wird. Die große Anzahl der Messflüge wurde in diese Untersuchung investiert, da die zu erwartenden Potenzialunterschiede klein sein werden und die Grenzen der angewandten Verfahren und Methoden ausgelotet werden sollen.

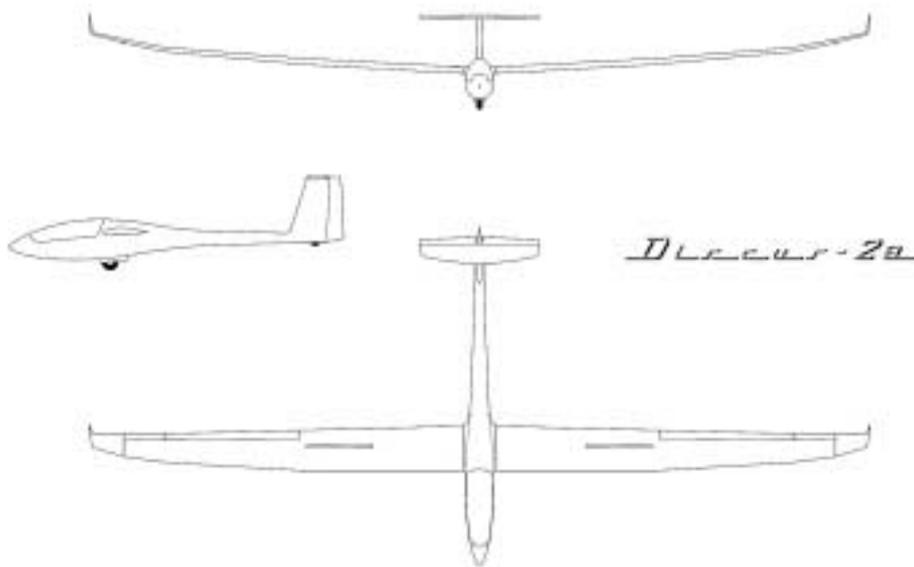


Abbildung 65: Dreiseitenansicht Discus-2a

Die beiden untersuchten Winglet-Konfigurationen sind im Folgenden mit Fotos dokumentiert. Die konstruktiven Unterschiede betreffen ausschließlich die Flügelenden ab der Trennstelle am Querruderende. Die Flügelfläche ist für die beiden untersuchten Winglet-Konfigurationen gleich gewählt.



Abbildung 66: Winglets des Discus-2a von Marc Maughmer



Abbildung 67: Winglets des Discus-2a von Schempp-Hirth

8.3.1 Beschreibung der Messflüge

Es wurden insgesamt sieben Messflüge durchgeführt, wobei der dritte Messflug aufgrund eines Systemfehlers der Flugmessenanlagen zur Datenauswertung in zwei Flüge (3 / 4) aufgeteilt wurde. Von diesen sieben Flügen wurden fünf mit dem Marc-Maughmer-Winglets (MM) durchgeführt und zwei mit den Winglets des Flugzeugherstellers Schempp-Hirth (SH).

Flug-Nr.	Datum	Fluggewicht Referenz D-1633	Fluggewicht Discus-2a D-1246	Schwerpunktlage Discus-2a 247 - 381 mm
1	13.08.2003	381.6 kg	348.7 kg	340 mm
2	13.08.2003	381.6 kg	347.7 kg	338 mm
3/4	13.08.2003	381.6 kg	348.7 kg	340 mm
5	14.08.2003	381.6 kg	348.7 kg	340 mm
6	16.08.2003	381.6 kg	348.7 kg	340 mm
7	16.08.2003	381.6 kg	347.7 kg	338 mm
8	16.08.2003	381.6 kg	348.7 kg	340 mm

Tabelle 9: Übersicht Messflüge Discus-2a D-1246

Die Wetterbedingungen waren teilweise schwierig, da die Flugsicht sehr schlecht war, was die wichtige visuelle Einschätzung des Flugzustandes zu dessen Einhaltung erschwerte. Anhand der Messdaten konnte festgestellt werden, dass insbesondere die Messflüge am 16.08. unter dem Einfluss von Scheerwellen der sonst relativ ruhigen Atmosphäre standen.

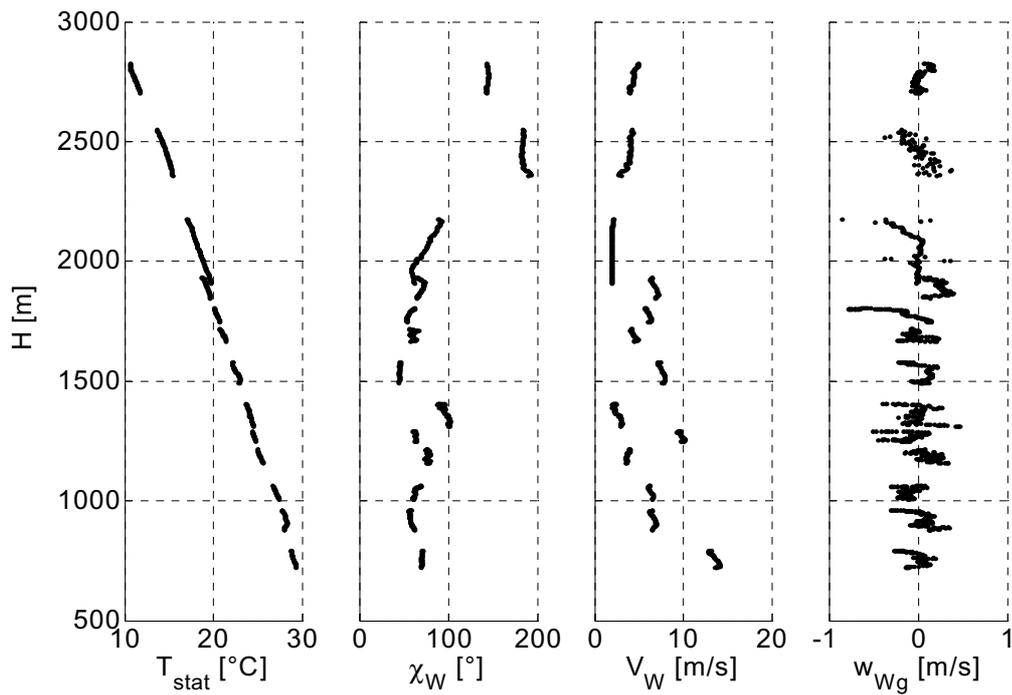


Abbildung 68: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, Discus-2a D-1246

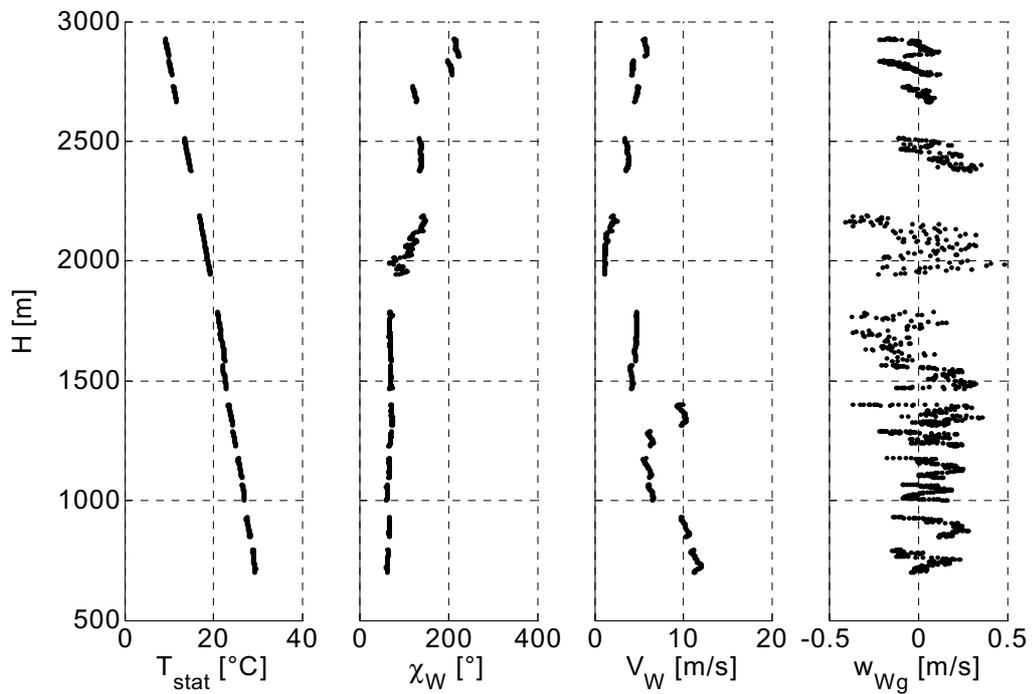


Abbildung 69: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, Discus-2a D-1246

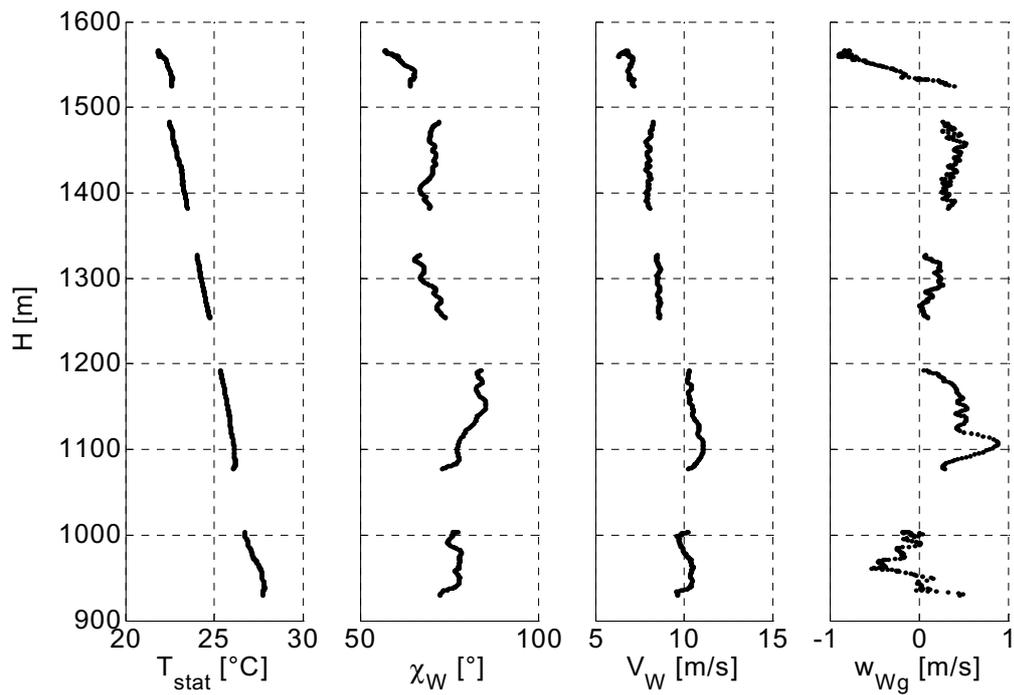


Abbildung 70: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3/4, Discus-2a D-1246

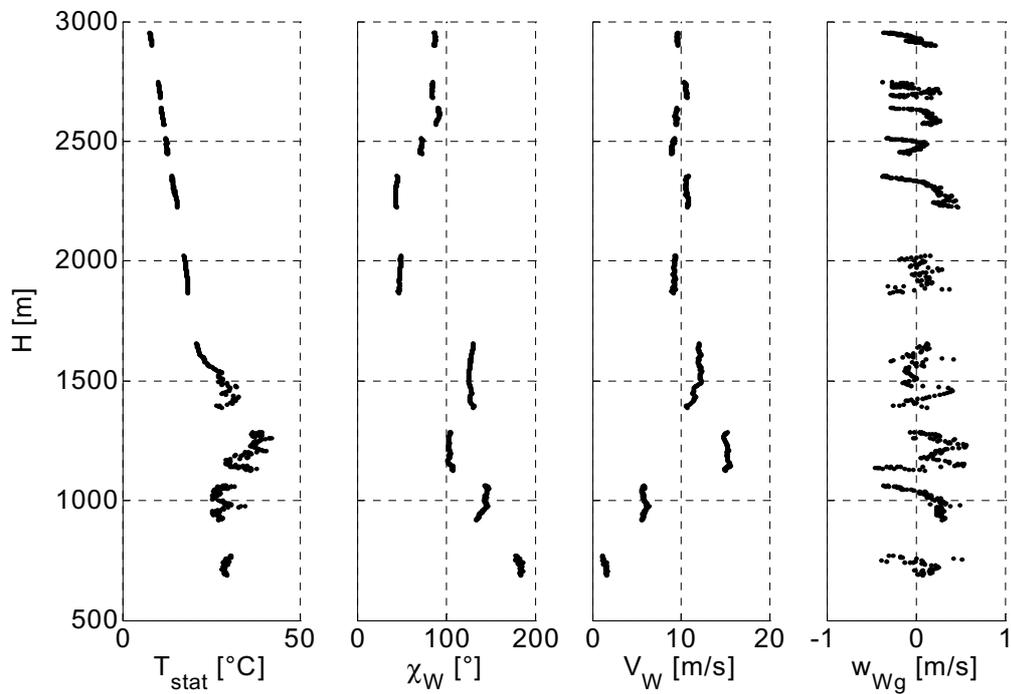


Abbildung 71: Wetterbedingungen Flug-Nr. 5, Discus-2a D-1246

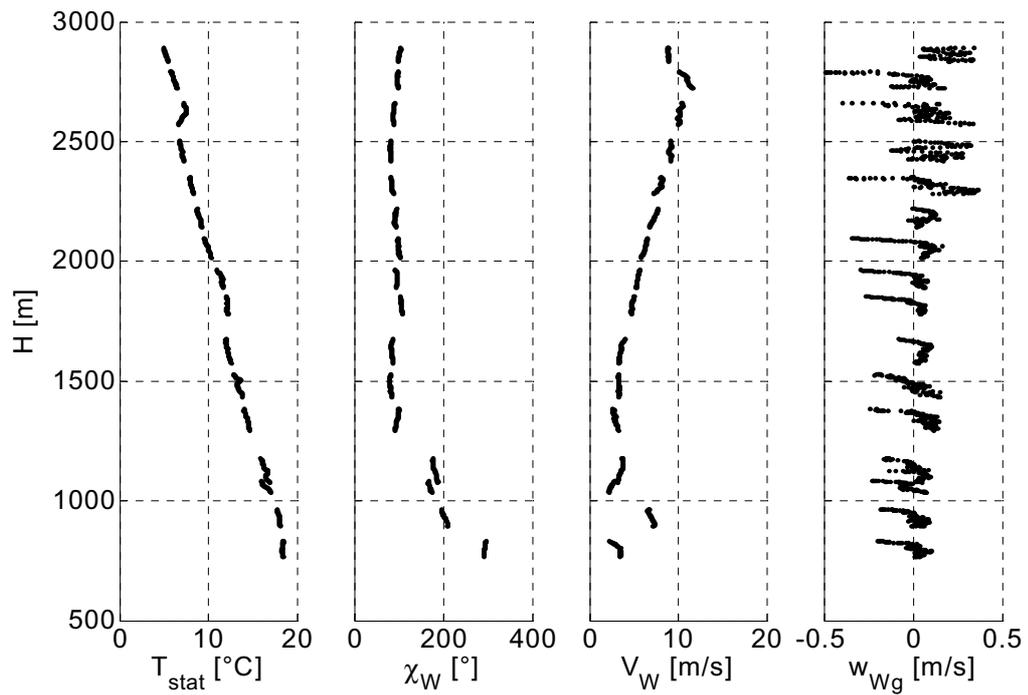


Abbildung 72: Wetterbedingungen Flug-Nr. 6, Discus-2a D-1246

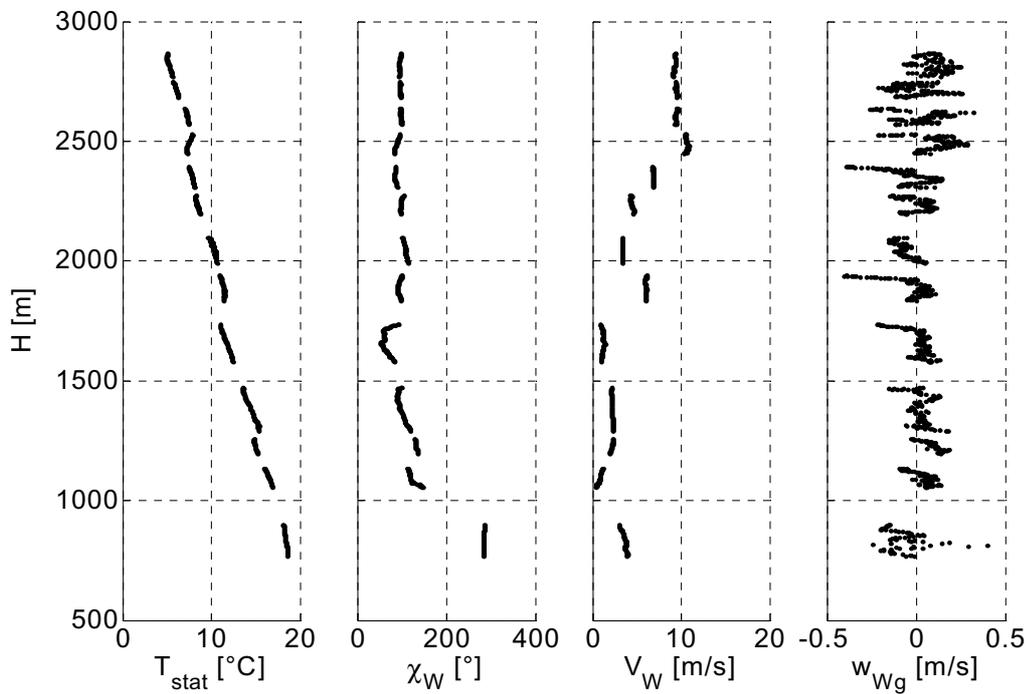


Abbildung 73: Wetterbedingungen Flug-Nr. 7, Discus-2a D-1246

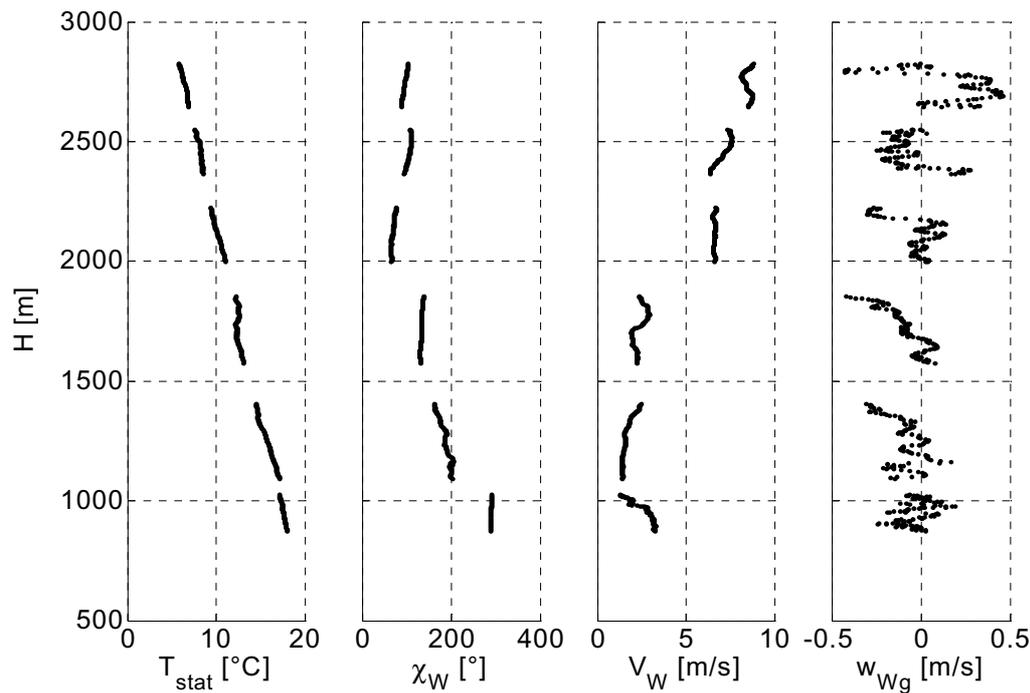


Abbildung 74: Wetterbedingungen Flug-Nr. 8, Discus-2a D-1246

8.3.2 Polaren und Diagramme

Trotz der schwierigen Wetterbedingungen konnte für beide Konfigurationen eine sehr zufriedenstellende Datenbasis erfolgen werden. Dies wird auch durch die gute Verwendbarkeit von Polynomen hoher Ordnung bei der Definition der Glättungsfunktion deutlich. Die dargestellten Unterschiede des aerodynamischen Potenzials zwischen den beiden Konfigurationen lassen sich jedoch nicht zweifelsfrei von den messtechnischen Fehlern und Streuungen trennen.

Konfiguration	aerodynamisches Potenzial		Einbaufehler	
	Interpolationstyp	Ordnung	Interpolationstyp	Ordnung
MM	Polynom	9	Polynom	9
SH	Polynom	9	Polynom	11

Tabelle 10: Interpolation der Ausgleichskurven

Der Einbaufehler entspricht den Erwartungen für eine rumpfseitige Statikdruckabnahme und entspricht der Vermessung eines baugleichen Flugzeugs im Jahr 2000.

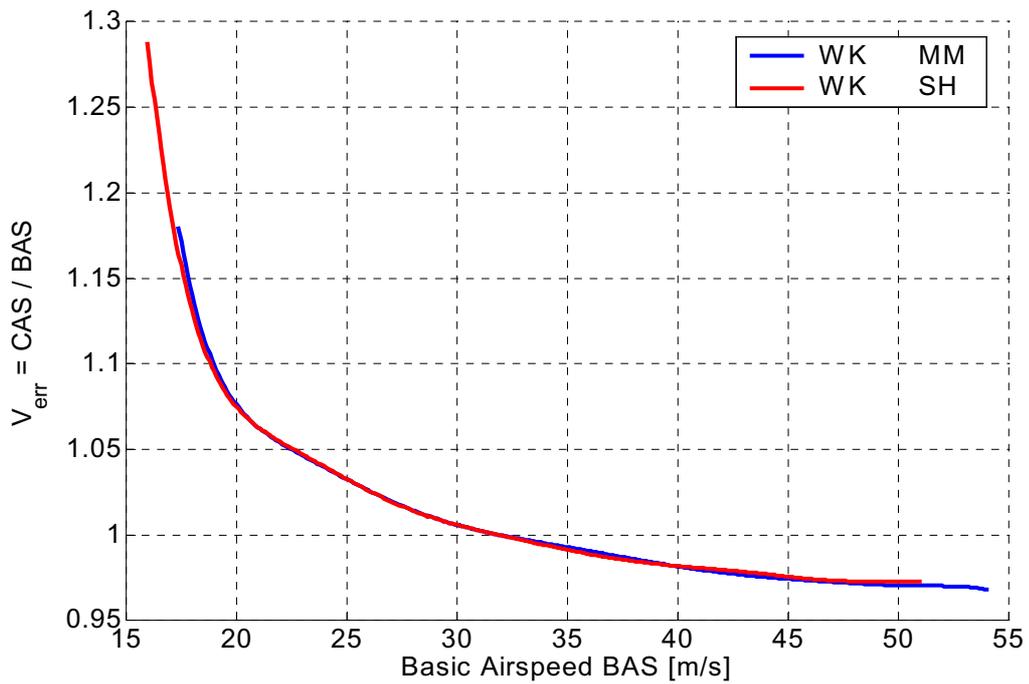


Abbildung 75: Einbaufehler Discus-2a D-1246

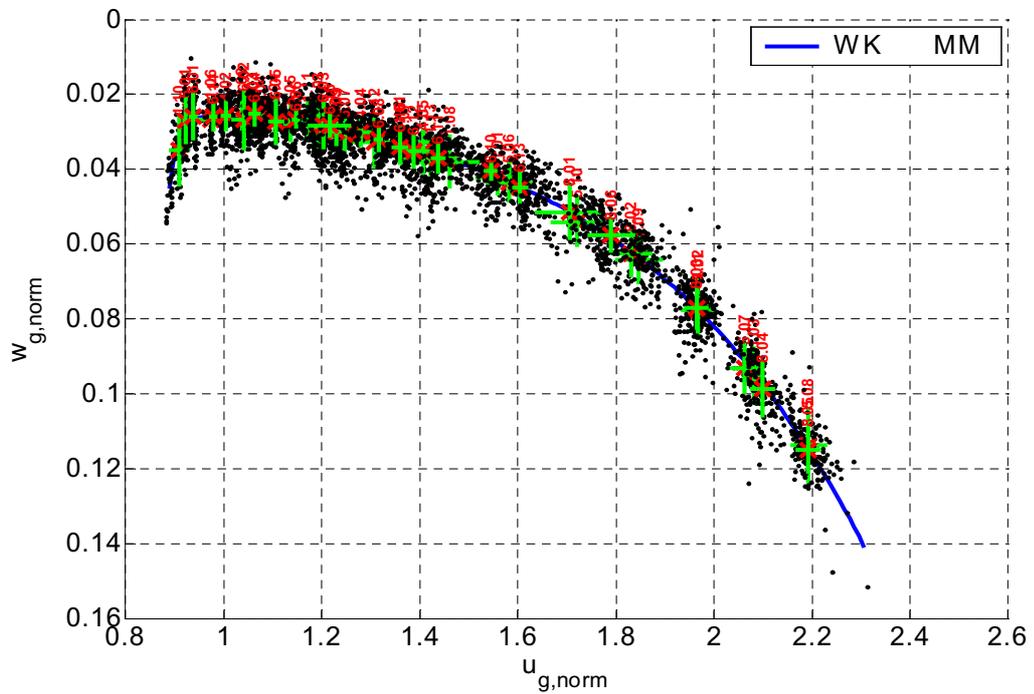


Abbildung 76: Geschwindigkeitspolare WK MM Discus-2a D-1246

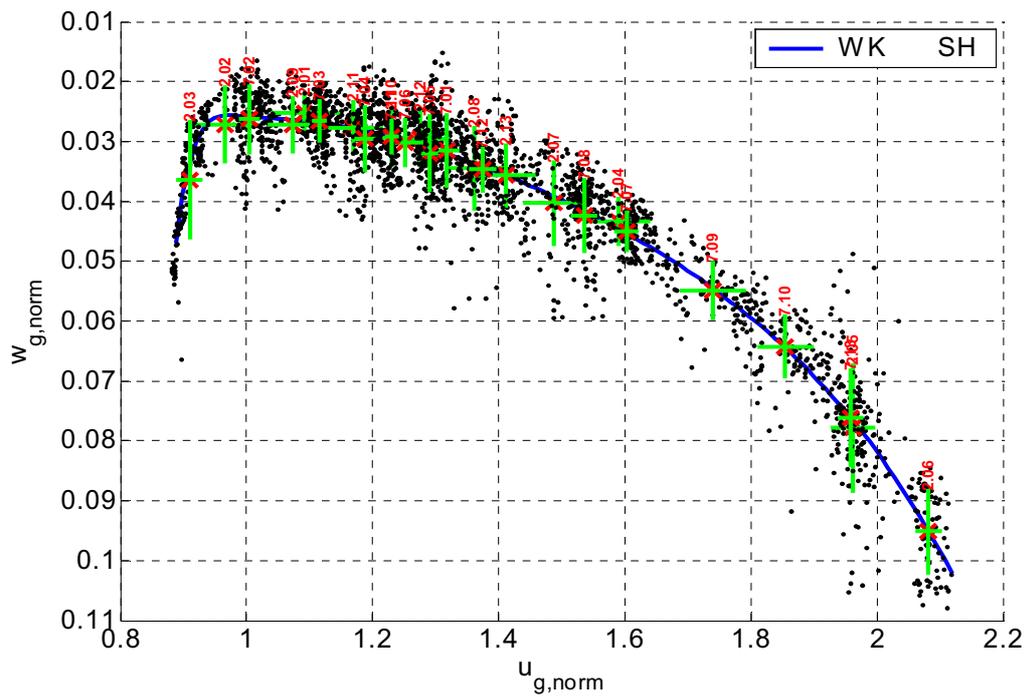


Abbildung 77: Geschwindigkeitspolare WK SH Discus-2a D-1246

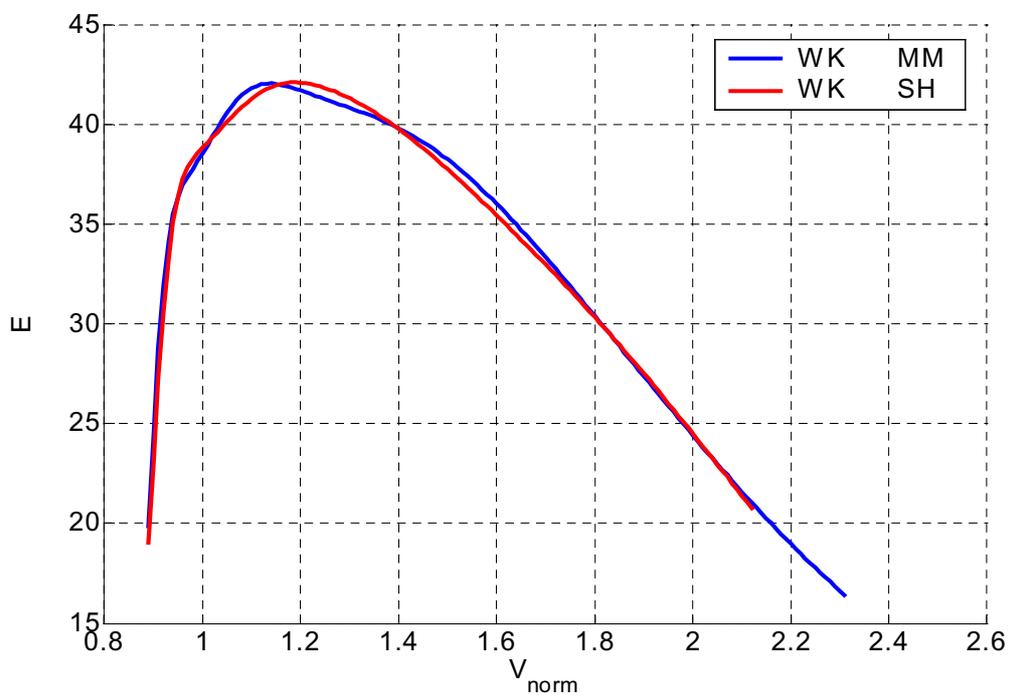


Abbildung 78: Gleitahldiagramm beider Konf. Discus-2a D-1246

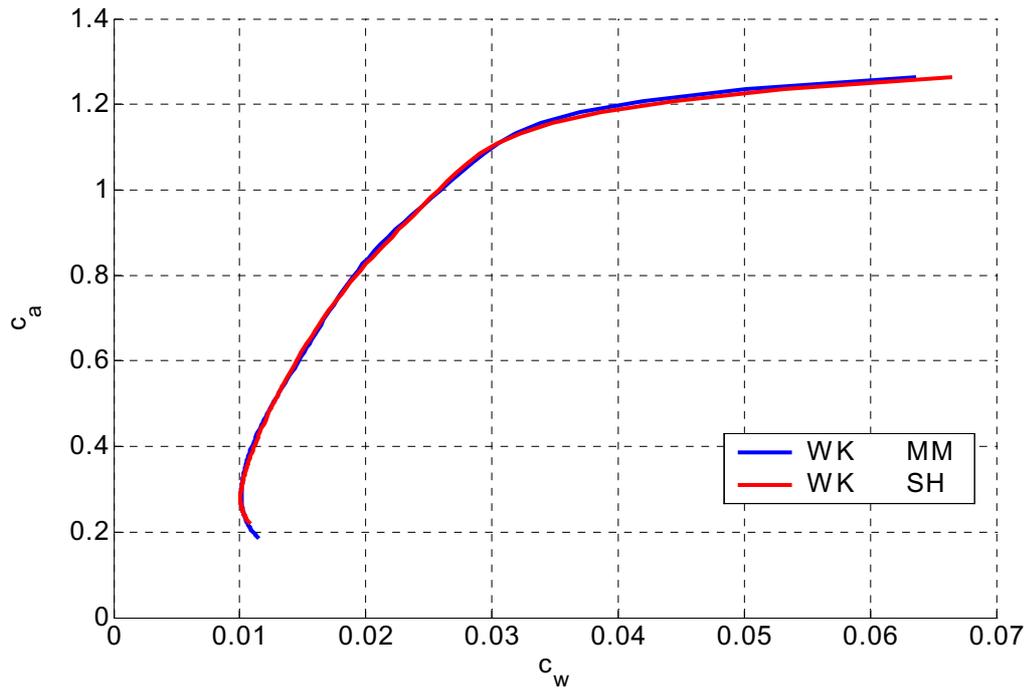


Abbildung 79: c_a - c_w -Polare beider Konf. Discus-2a D-1246

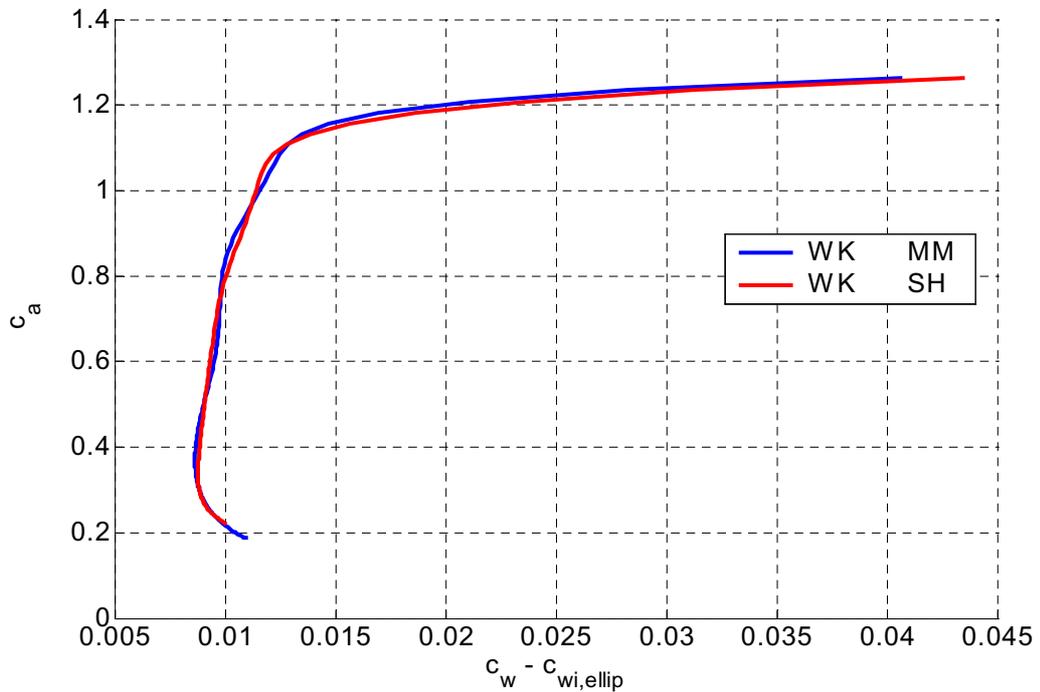


Abbildung 80: c_a - $(c_w - c_{w_{i,ellip}})$ -Polare beider Konf. Discus-2a D-1246

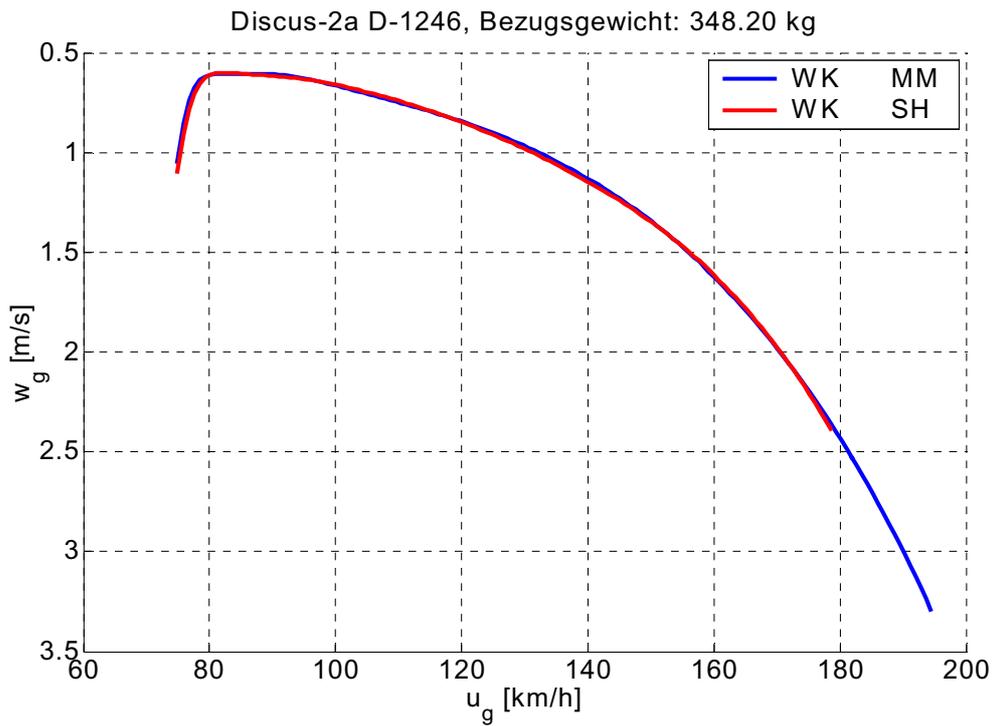


Abbildung 81: Bezogene Geschwindigkeitspolare Discus-2a D-1246

8.4 Lak-19 15m LY-GDZ

Dieses Flugzeug wurde der Idaflieg vom Deutschlandvertreter der Fa. Sportine Aviacije (Prieni, Litauen) gestellt. Es ist das Starrprofilderivat des Wölbklappenflugzeug Lak-17a, das ebenfalls mit 15 m und 18 m Spannweite geflogen werden kann. Es befand sich in gutem Vermessungszustand.

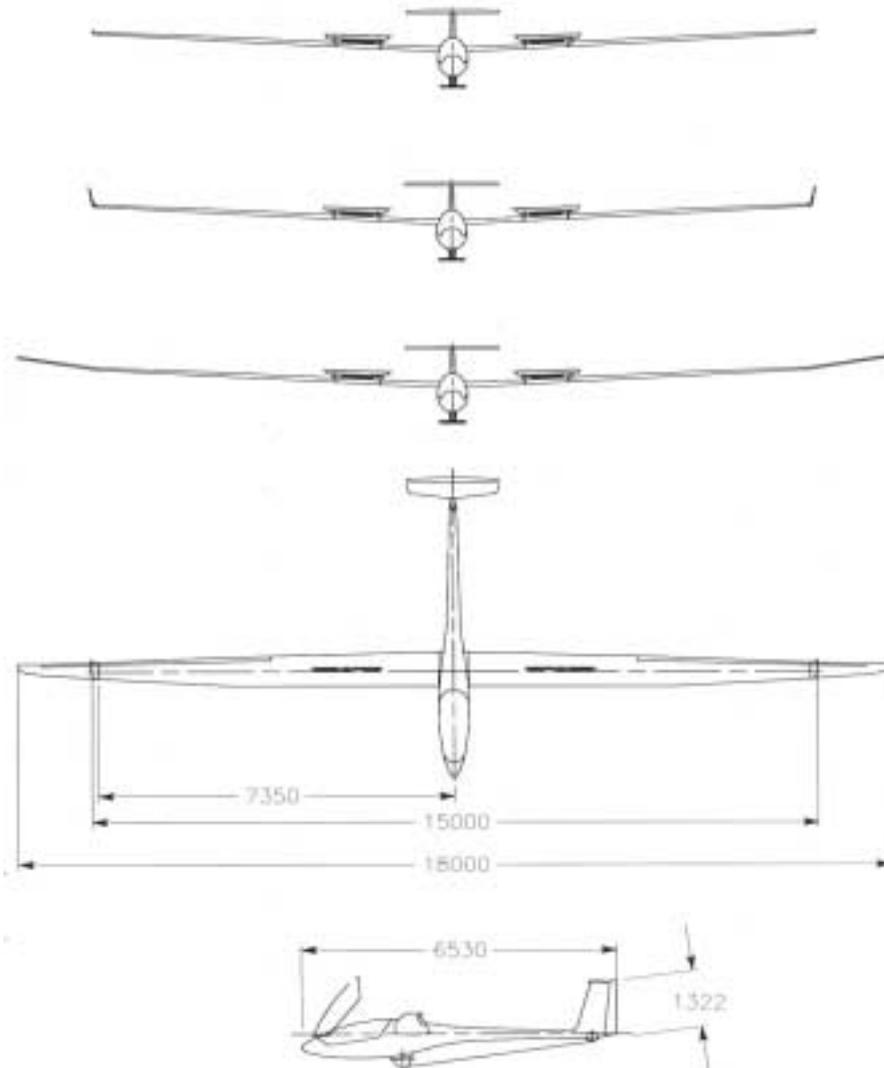


Abbildung 82: Dreiseitenansicht Lak-19 15m und 18m

Die 15m-Konfiguration wurde mit den zugehörigen Winglets vermessen. In die Ansteckflügel der 18m-Konfiguration sind kleinere Winglets integriert, die an den Ansteckflügeln der zum Sommertreffen 2001 vermessenen Lak-17/18 nicht vorhanden waren. Der Schwerpunkt wurde vom Flugzeughalter benannt. Dabei ist zu beachten, dass zwar ein Hecktank zur Verfügung steht, jedoch die Ver-

wendung von flüssigem Ballast bei den angewandten Verfahren keine eindeutige Schwerpunktzurordnung zulässt. Eine Anbringung von festem Ballast im Leitwerk ist nicht vorgesehen. Es wurden 6kg Blei an der Heckbatterie befestigt.

Des Weiteren wurde aufgrund der o.g. Nichteindeutigkeit der Schwerpunktzurordnung darauf verzichtet, die Flächenbelastung nach Angabe des Halters um 4 kg/m² durch Wasserballast in den Flügeltanks zu erhöhen.

8.4.1 Beschreibung der Messflüge

Mit dem Flugzeug konnten drei Messflügen in der 15m-Konfiguration bei mäßigen Wetterbedingungen mit teilweise mittleren Turbulenzen durchgeführt werden. Die Messabschnitte in turbulenter Atmosphäre wurden jedoch von der Auswertung ausgeschlossen.

Flug-Nr.	Datum	Fluggewicht Referenz D-1633	Fluggewicht Lak-19 15m LY-GDZ	Schwerpunktlage Lak-19 15m 182 -305 mm
1	07.08.2003	381.6 kg	333.2 kg	270 mm
2	09.08.2003	485.1 kg	333.2 kg	270 mm
3	09.08.2003	381.6 kg	333.2 kg	270 mm

Tabelle 11: Übersicht Messflüge Lak-19 15m LY-GDZ

Durch den Ausschluss verschiedener Messabschnitte treten in den folgenden Vertikalprofilen z.T. größere Lücken auf.

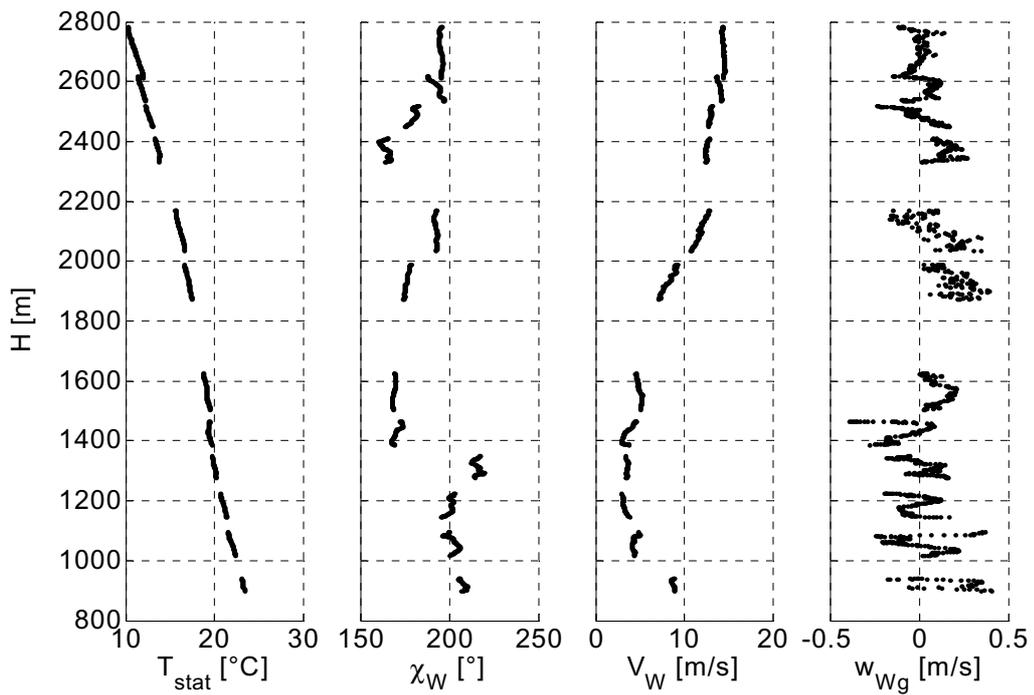


Abbildung 83: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, Lak-19 15m LY-GDZ

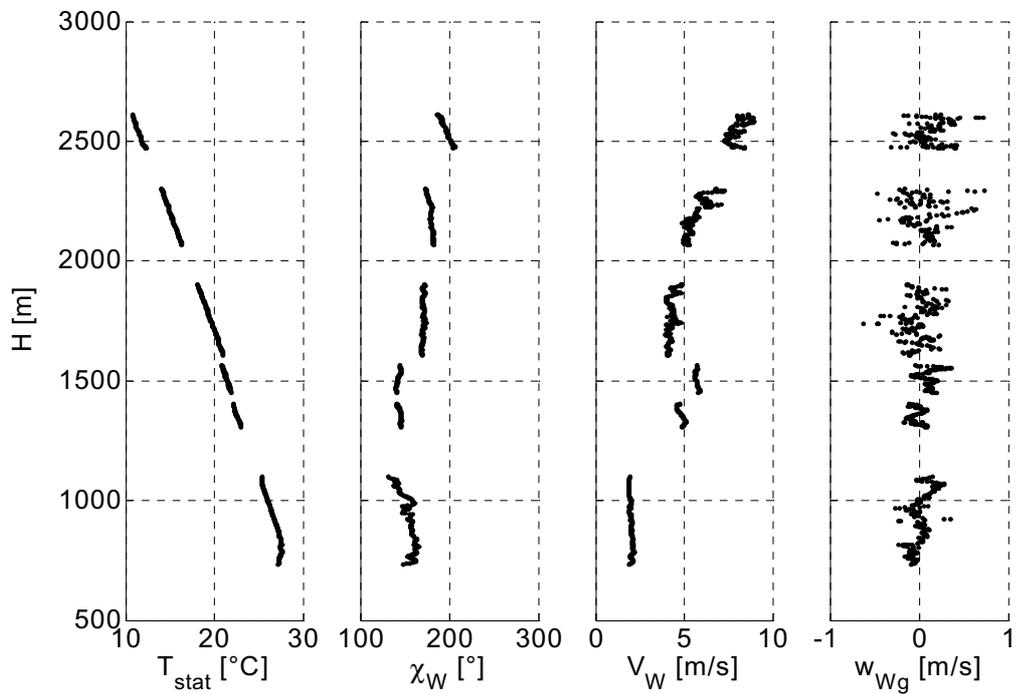


Abbildung 84: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, Lak-19 15m LY-GDZ

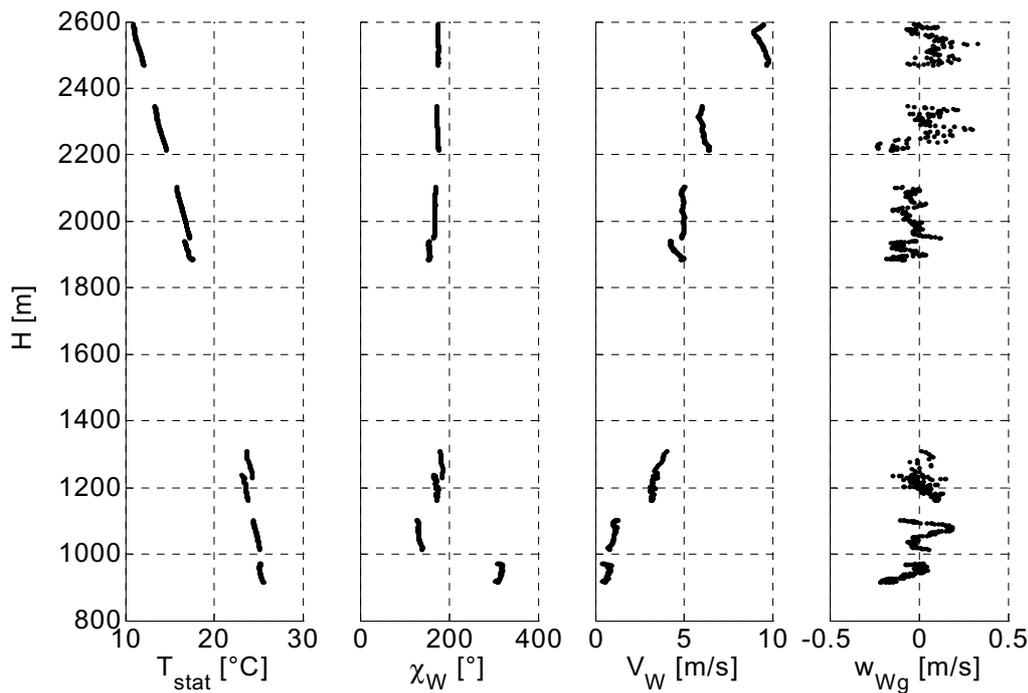


Abbildung 85: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3, Lak-19 15m LY-GDZ

8.4.2 Polaren und Diagramme

Insgesamt konnte trotz der mäßigen meteorologischen Verhältnisse eine zufriedenstellende Vermessung erreicht werden.

Konfiguration	aerodynamisches Potenzial		Einbaufehler	
	Interpolationstyp	Ordnung	Interpolationstyp	Ordnung
WK 0	Polynom	9	phys. Funktion	-

Tabelle 12: Interpolation der Ausgleichskurven

Der Einbaufehler befindet sich auf einem überraschend hohen Niveau. Dies lässt sich auf die Einbauposition der Statikdruckabnahme seitlich der Rumpfröhre und das hinter die Nasenkontur zurücktretende Staurohr zurückführen.

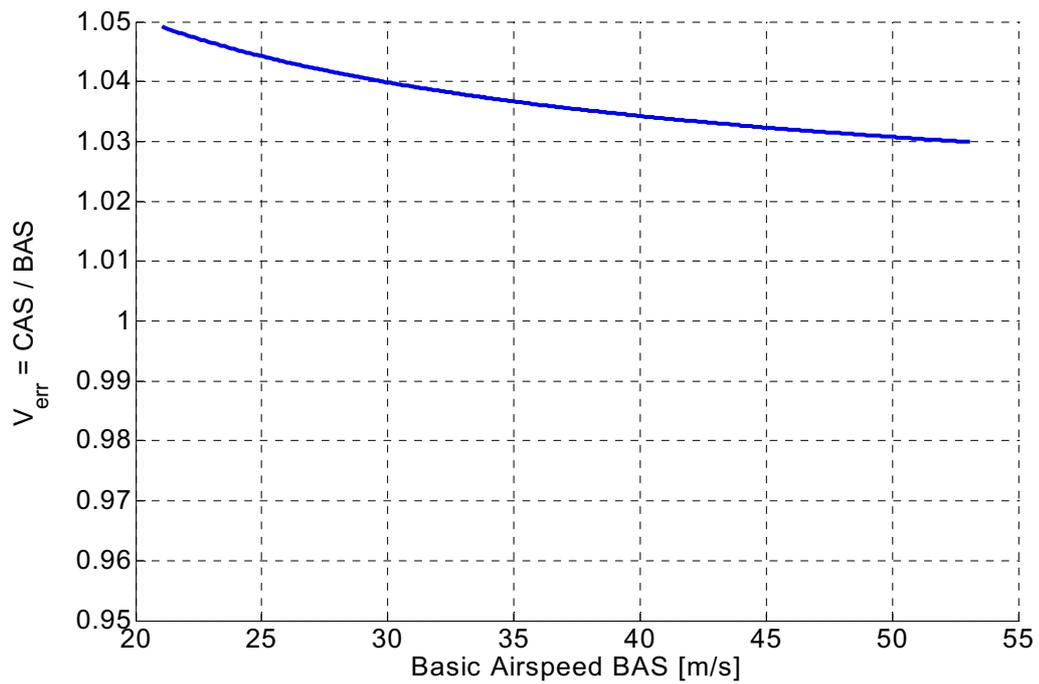


Abbildung 86: Einbaufehler Lak-19 15m LY-GDZ

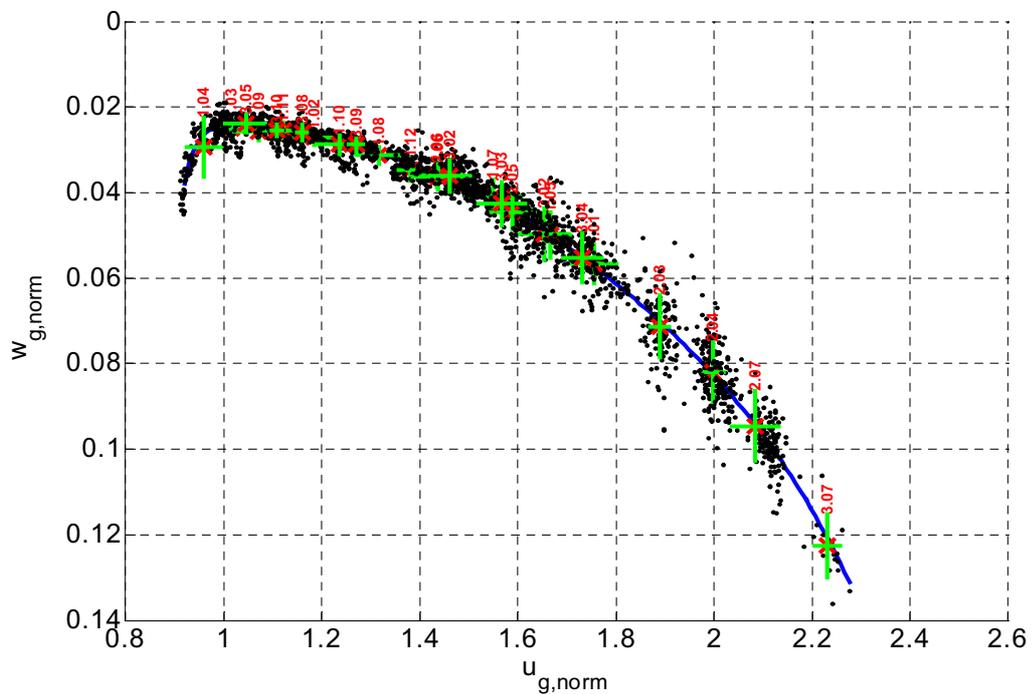


Abbildung 87: Geschwindigkeitspolare Lak-19 15m LY-GDZ

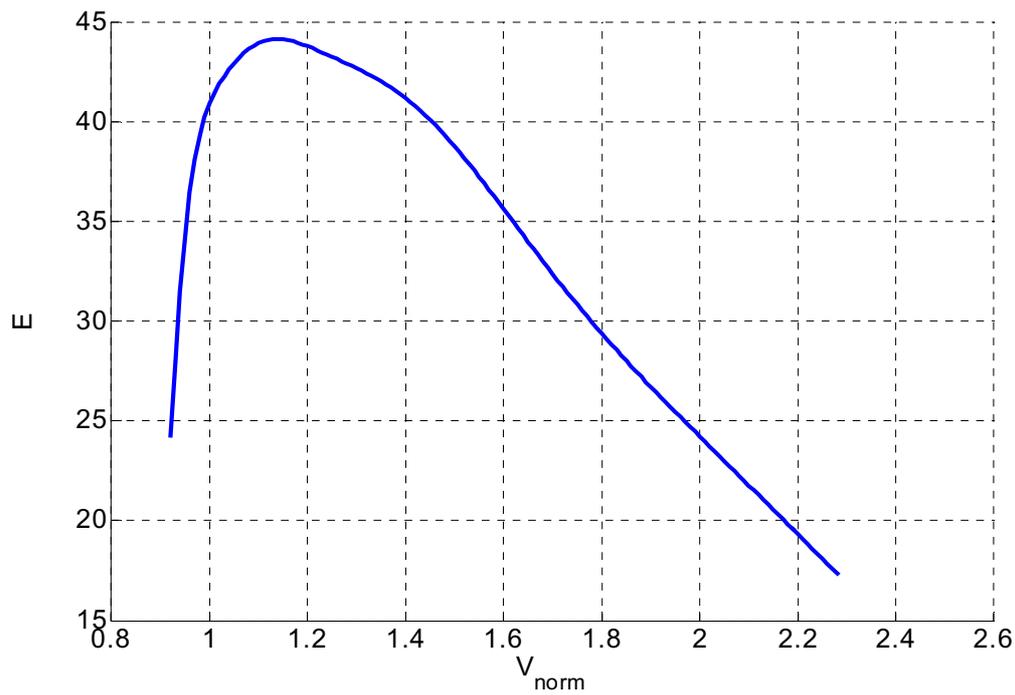


Abbildung 88: Gleitahldiagramm Lak-19 15m LY-GDZ

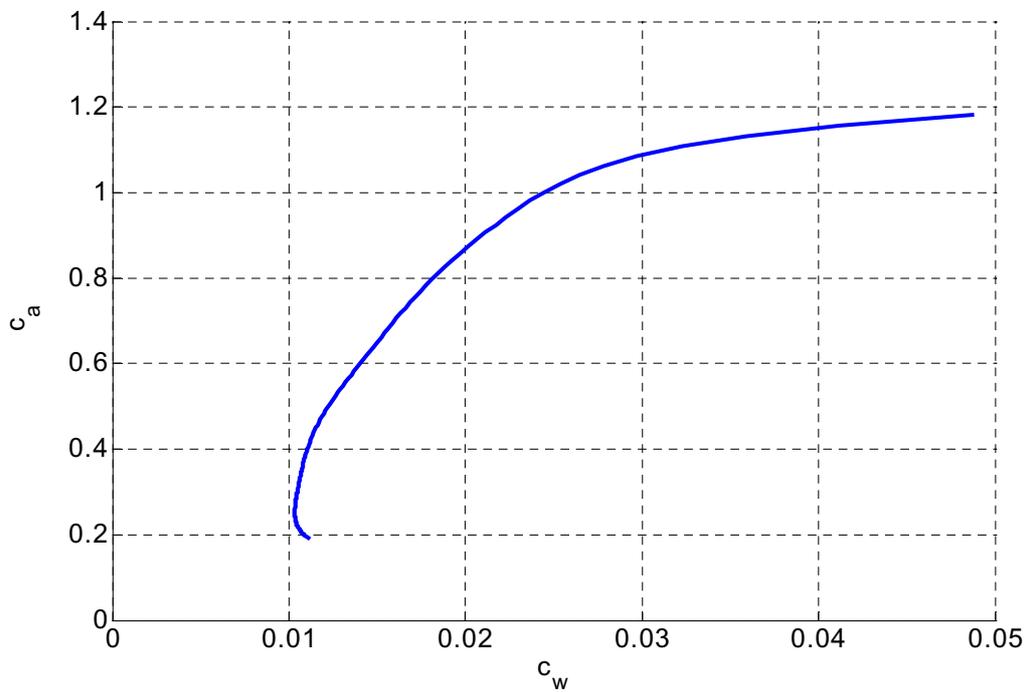


Abbildung 89: c_a - c_w -Polare Lak-19 15m LY-GDZ

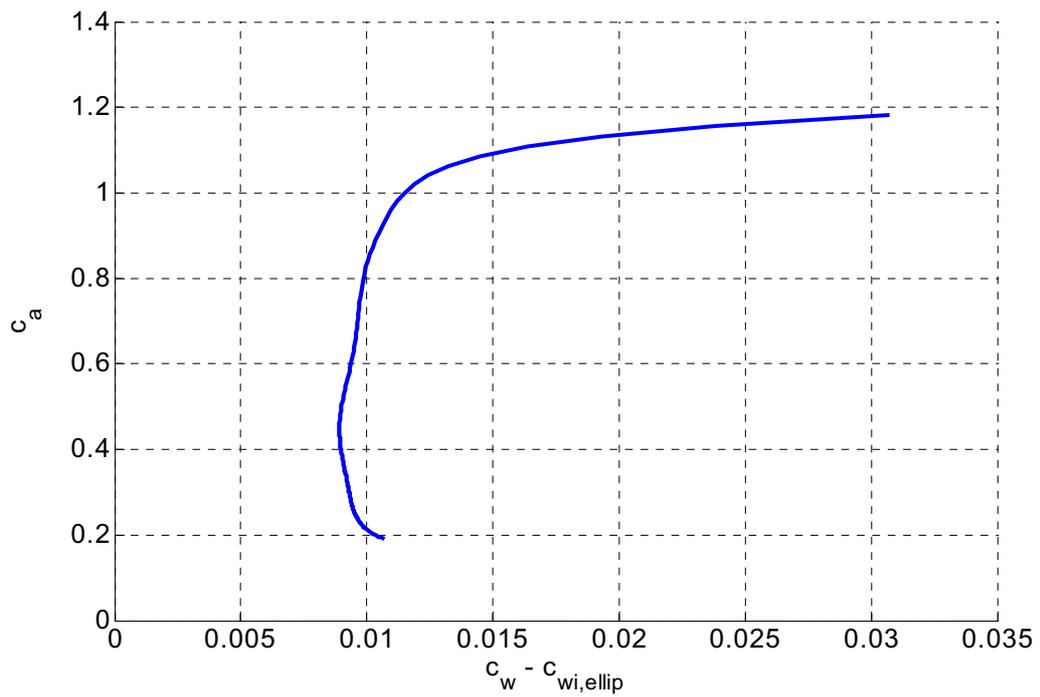


Abbildung 90: c_a - $(c_w - c_{wi,ellip})$ -Polare Lak-19 15m LY-GDZ

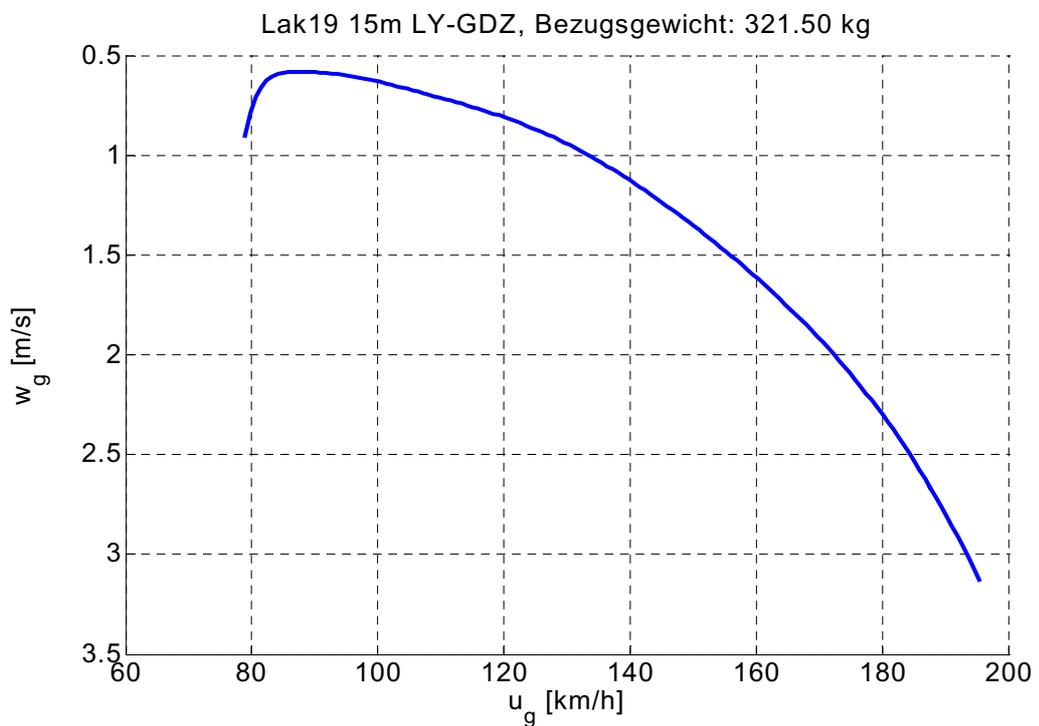


Abbildung 91: Bezogene Geschwindigkeitspolare Lak-19 15m LY-GDZ

8.5 Lak-19 18 m LY-GDZ

Bei diesem Flugzeug handelt es sich um die zuvor in Kapitel 8.4 beschriebenen Lak-19 in der 18m-Konfiguration. Weitere konstruktive Merkmale wurden nicht geändert.

8.5.1 Beschreibung der Messflüge

Die drei Messflüge wurden bei guten Wetterbedingungen durchgeführt. Trotz der Verzahnung der Messflüge beider Flugzeugkonfigurationen (15 m / 18 m) ergaben sich für diese Konfiguration die eindeutig besseren Bedingungen.

Flug-Nr.	Datum	Fluggewicht Referenz D-1633	Fluggewicht Lak-19 15m LY-GDZ	Schwerpunktlage Lak-19 18m 182 -305 mm
1	07.08.2003	381.6 kg	338.4 kg	274 mm
2	07.08.2003	381.6 kg	338.4 kg	274 mm
3	09.08.2003	485.1 kg	338.4 kg	274 mm

Tabelle 13: Übersicht Messflüge Lak-19 18m LY-GDZ

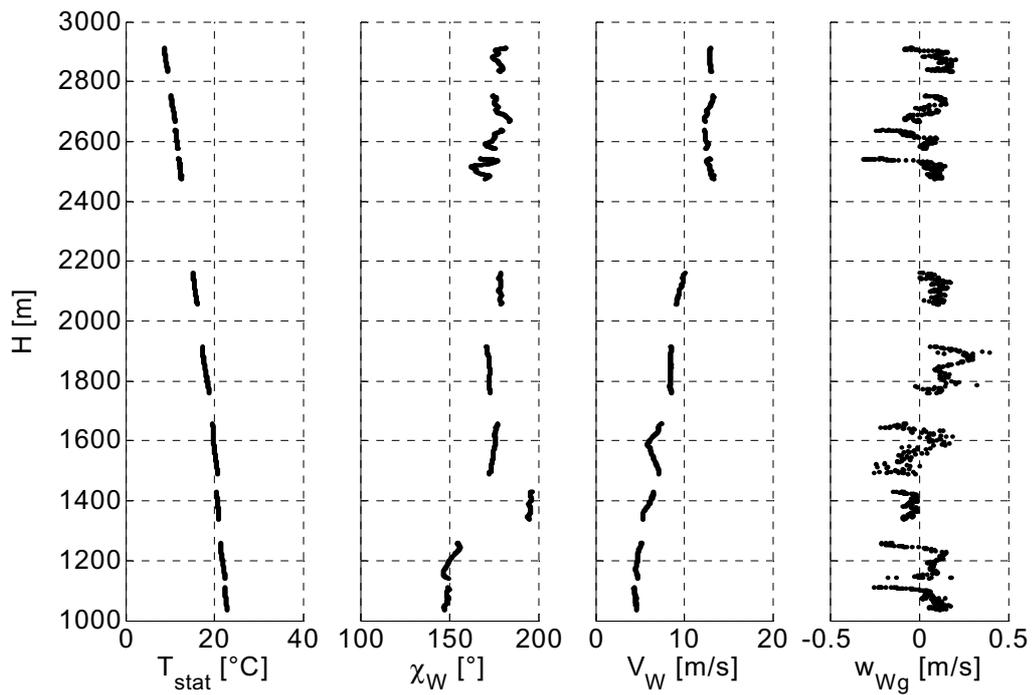


Abbildung 92: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, Lak-19 18m LY-GDZ

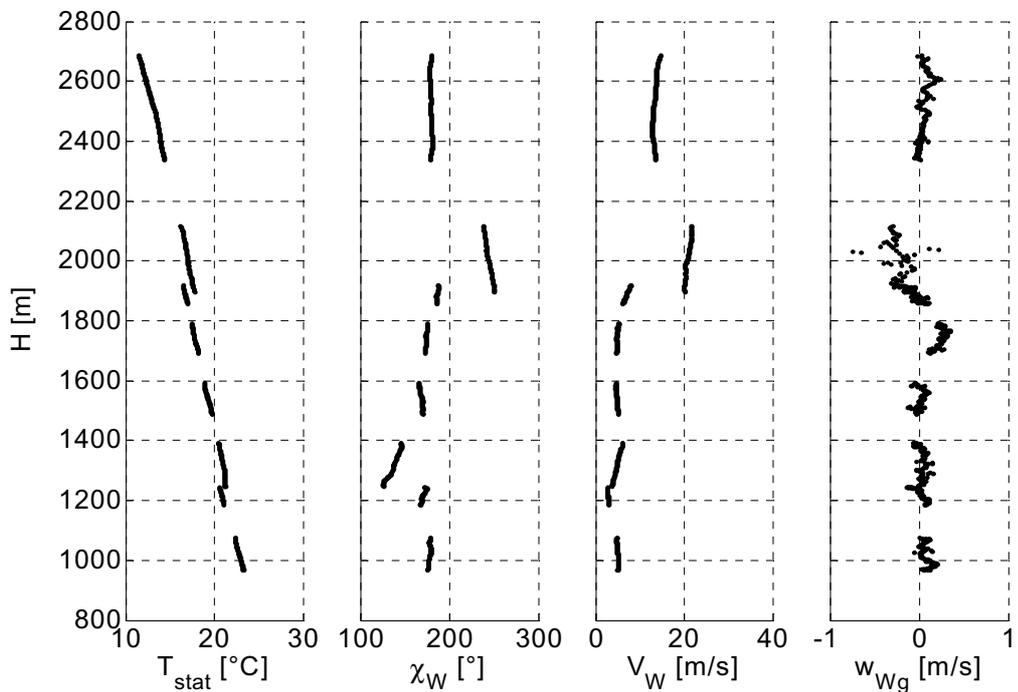


Abbildung 93: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, Lak-19 18m LY-GDZ

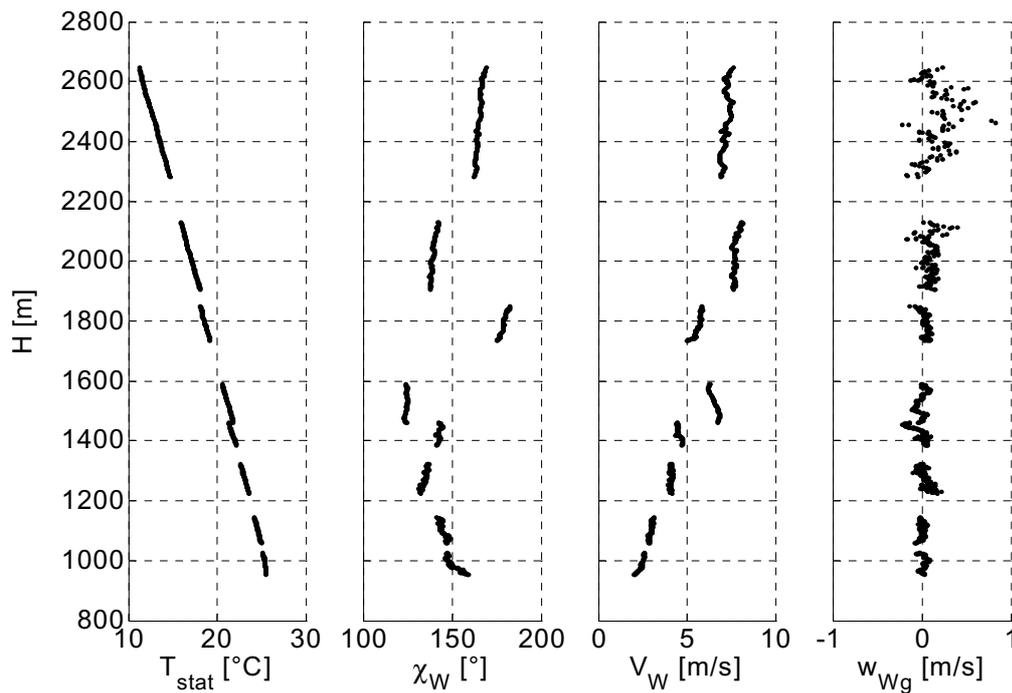


Abbildung 94: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3, Lak-19 18m LY-GDZ

8.5.2 Polaren und Diagramme

Zusammen mit den guten Wetterbedingungen konnte ein sehr zufriedenstellendes Messergebnis erreicht werden.

Konfiguration	aerodynamisches Potenzial		Einbaufehler	
	Interpolationstyp	Ordnung	Interpolationstyp	Ordnung
WK 0	Spline	-	Polynom	2

Tabelle 14: Interpolation der Ausgleichskurven

Der Einbaufehler entspricht weitestgehend der 15m-Konfiguration. Es lässt sich lediglich ein leichter Anstellwinkelunterschied feststellen.

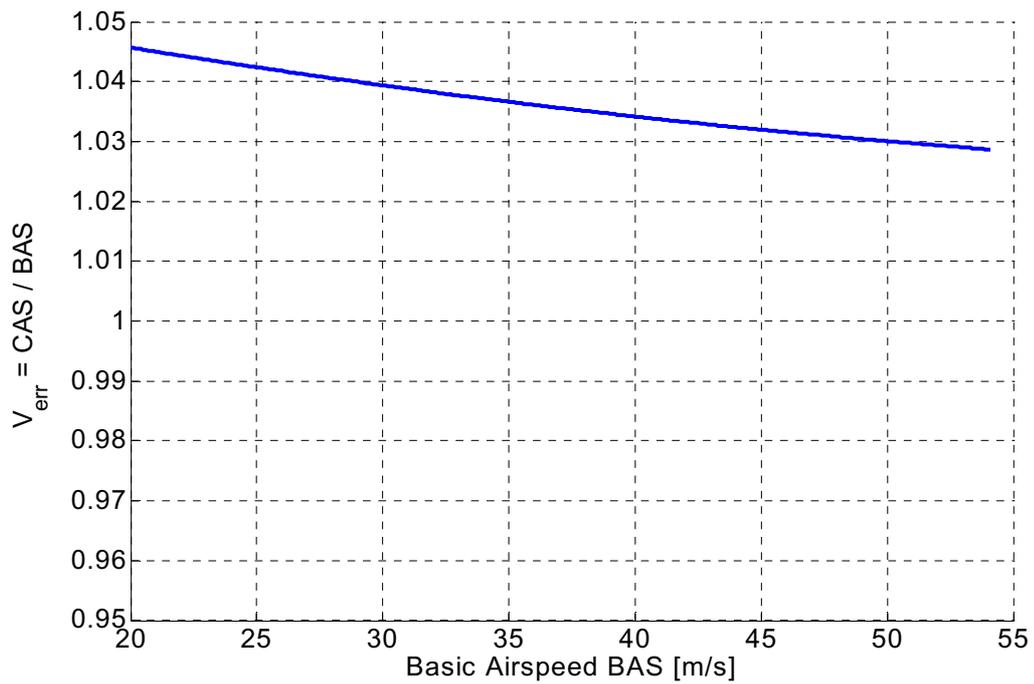


Abbildung 95: Einbaufehler Lak-19 18m LY-GDZ

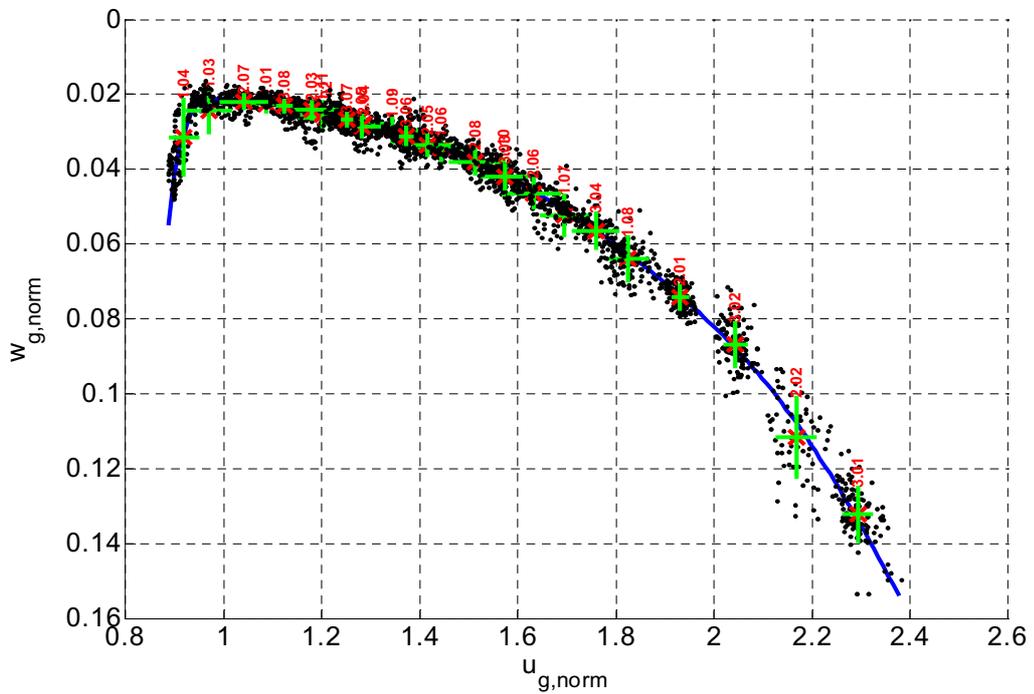


Abbildung 96: Geschwindigkeitspolare Lak-19 18m LY-GDZ

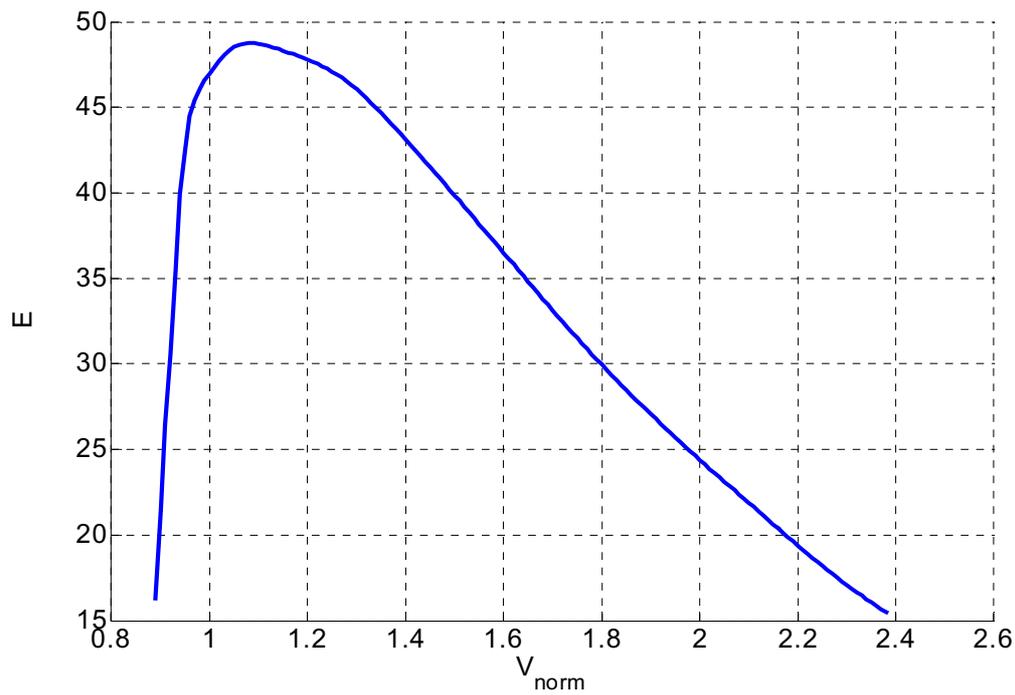


Abbildung 97: Gleitahldiagramm Lak-19 18m LY-GDZ

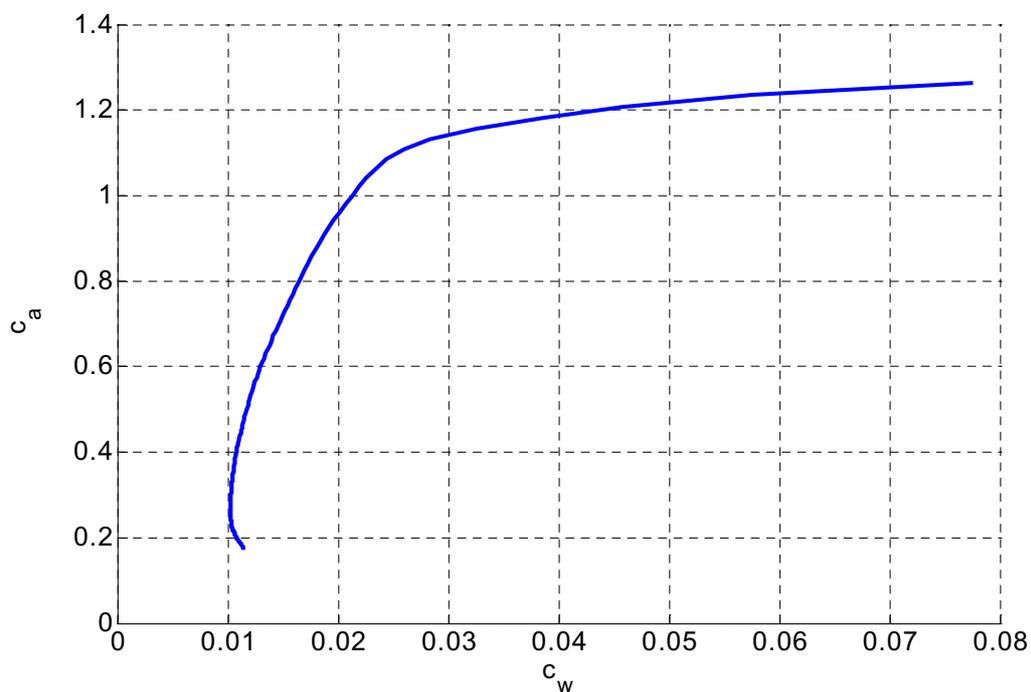


Abbildung 98: c_a - c_w -Polare Lak-19 18m LY-GDZ

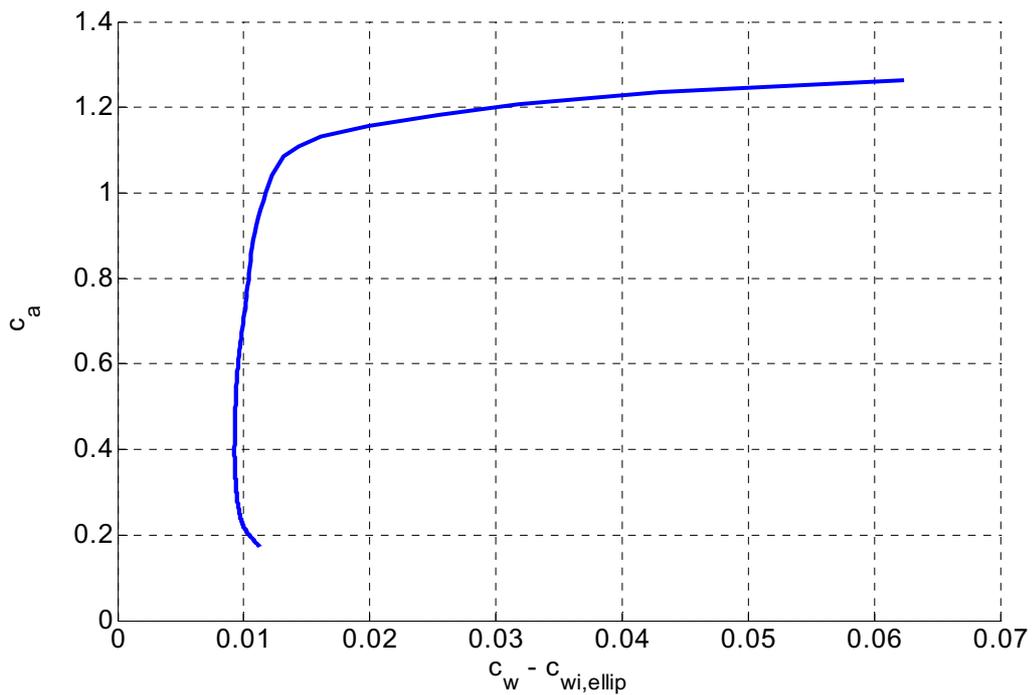


Abbildung 99: c_a -(c_w - $c_{w_{i,ellip}}$)-Polare Lak-19 18m LY-GDZ

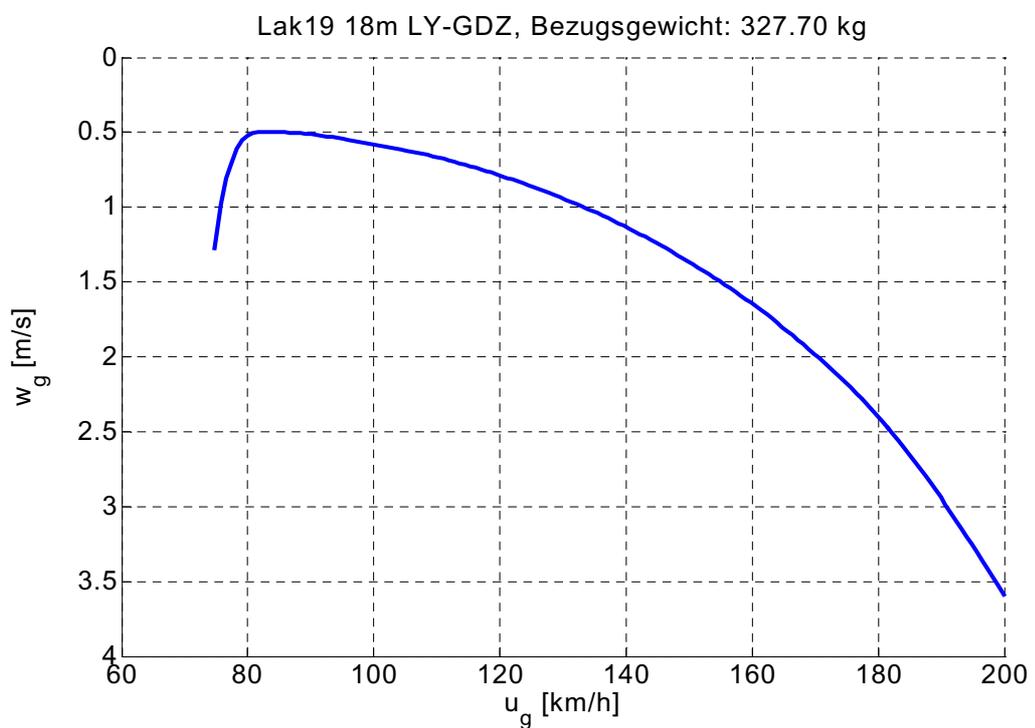


Abbildung 100: Bezogene Geschwindigkeitspolare Lak-19 18m LY-GDZ

8.6 SB14 D-9814

Die SB14 ist der neueste Prototyp der Akaflieg Braunschweig, der seinen Erstflug im Januar 2003 hatte. Die Aerodynamik ist aufgrund des Erprobungsstandes noch nicht optimiert, so dass es sich um eine Arbeitsvermessung handelt. Das diese mit sechs Flügen sehr umfangreich ausgefallen ist, ist auf die Verfügbarkeit anderer Probanden im Zusammenspiel mit geeigneten Wettersituationen zurückzuführen. Es fehlten zum Zeitpunkt der Vermessung die Fahrwerksklappen sowie die Turbulatoren und die Ruderabdichtbänder auf der Flügelunterseite. Auch die Turbulatoren an den Winglets sind nur vorläufig angebracht. Auf Flügel- und Rumpfoberfläche sind dünne Kabel und Anschlüsse der Messanlage für die Flugerprobung aufgebracht.

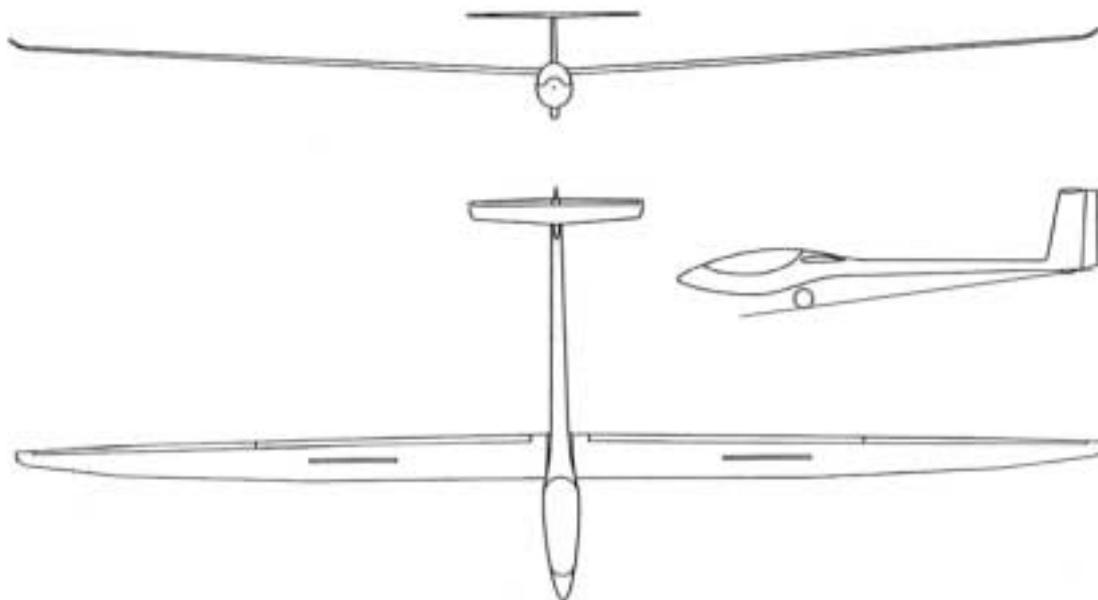


Abbildung 101: Dreiseitenansicht SB14

8.6.1 Beschreibung der Messflüge

Bei der Auswertung der Flugmessdaten stellte sich leider erst im Anschluss an das Idaflieg-Sommertreffen ein Defekt des Temperatursensors im Referenzflugzeug heraus. Dieser Defekt wurde durch die Verwendung des Temperaturverlaufs der Standardatmosphäre mit angepasster Bodentemperatur kompensiert.

siert. Aufgrund dieser Maßnahme ist die absolute Betrachtung des Ergebnisses noch stärker als bei den anderen vorgenommenen Vermessungen in Frage zu stellen. Der Einfluss einer ungenauen Temperatur auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials ist jedoch als sehr gering einzustufen.

Flug-Nr.	Datum	Fluggewicht Referenz D-1633	Fluggewicht SB14 D-9814	Schwerpunktlage SB14 (in Flugerprobung)
1	21.08.2003	386.6 kg	383.6 kg	322 mm
2	21.08.2003	386.6 kg	383.6 kg	322 mm
3	21.08.2003	386.6 kg	383.6 kg	322 mm
4	22.08.2003	386.6 kg	383.6 kg	322 mm
5	22.08.2003	386.6 kg	383.6 kg	322 mm
6	22.08.2003	386.6 kg	383.6 kg	322 mm

Tabelle 15: Übersicht Messflüge SB14 D-9814

Die meteorologischen Bedingungen variierten bei den Messflügen und den einzelnen Messabschnitten aufgrund einer inhomogenen Wetterlage von gut bis unbrauchbar. Insbesondere war der Durchzug von mittelhohen Wolkenbändern mit relativ hoher Horizontalgeschwindigkeit zu beobachten.

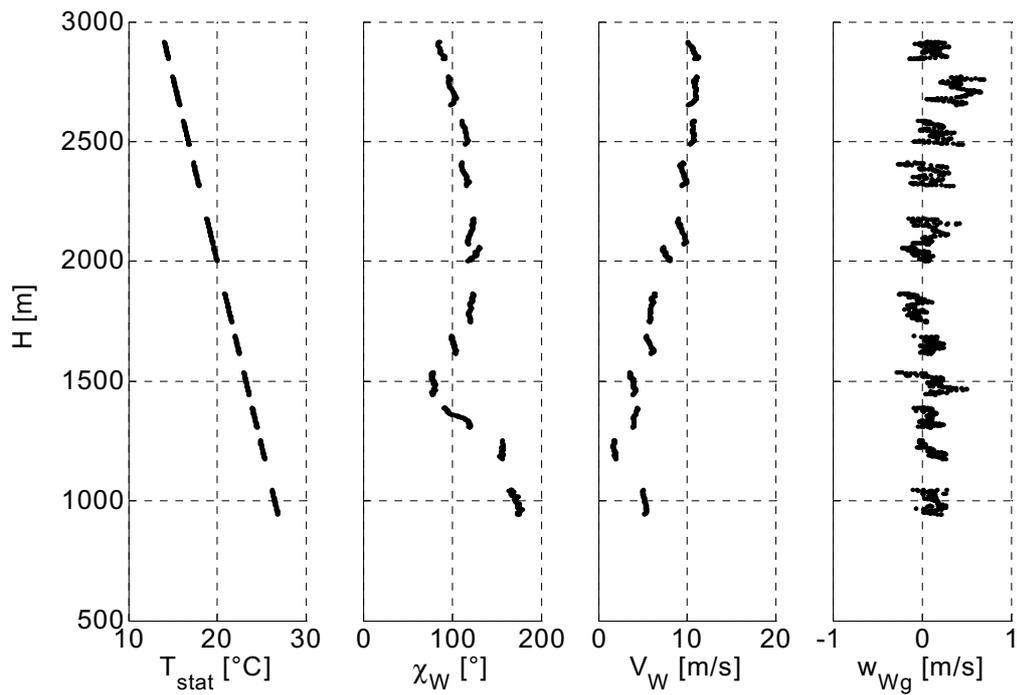


Abbildung 102: Wetterbedingungen Flug-Nr. 1, SB14 D-9814

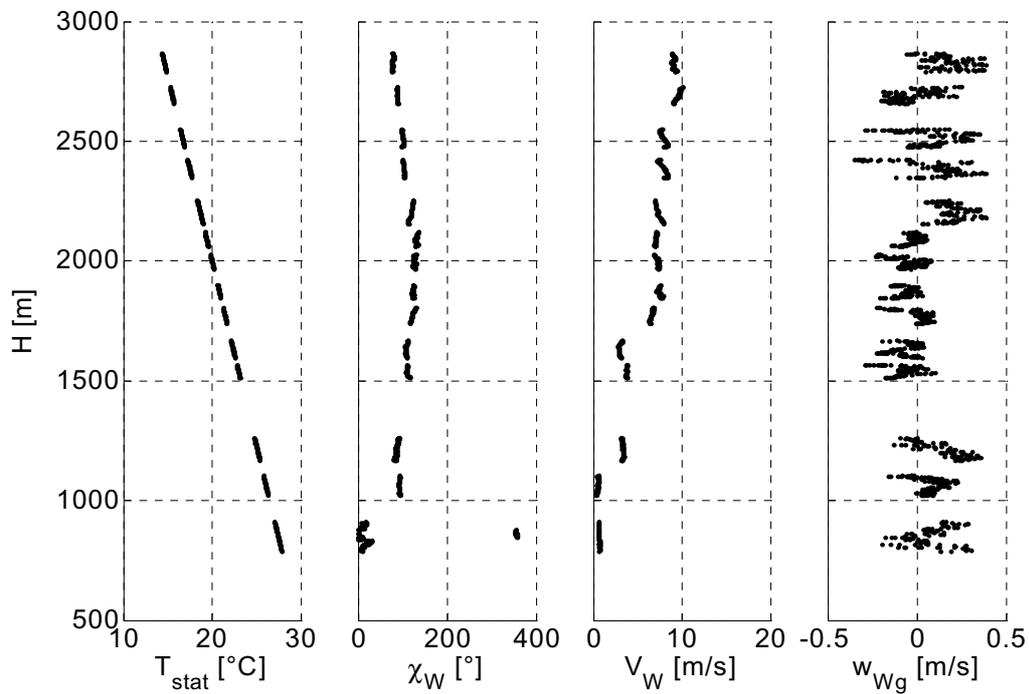


Abbildung 103: Wetterbedingungen Flug-Nr. 2, SB14 D-9814

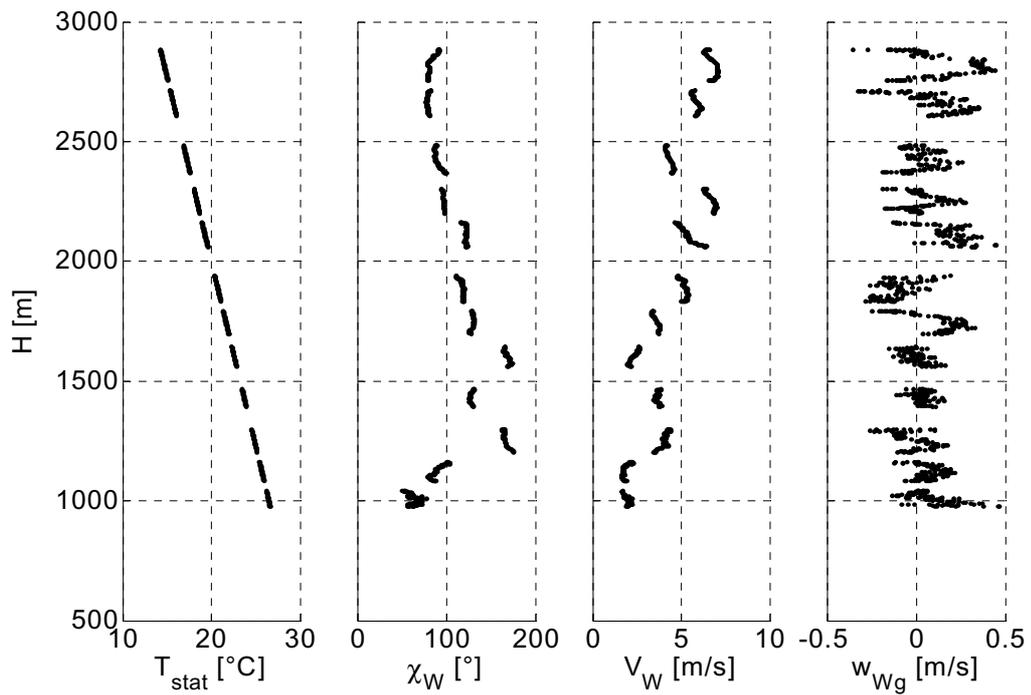


Abbildung 104: Wetterbedingungen Flug-Nr. 3, SB14 D-9814

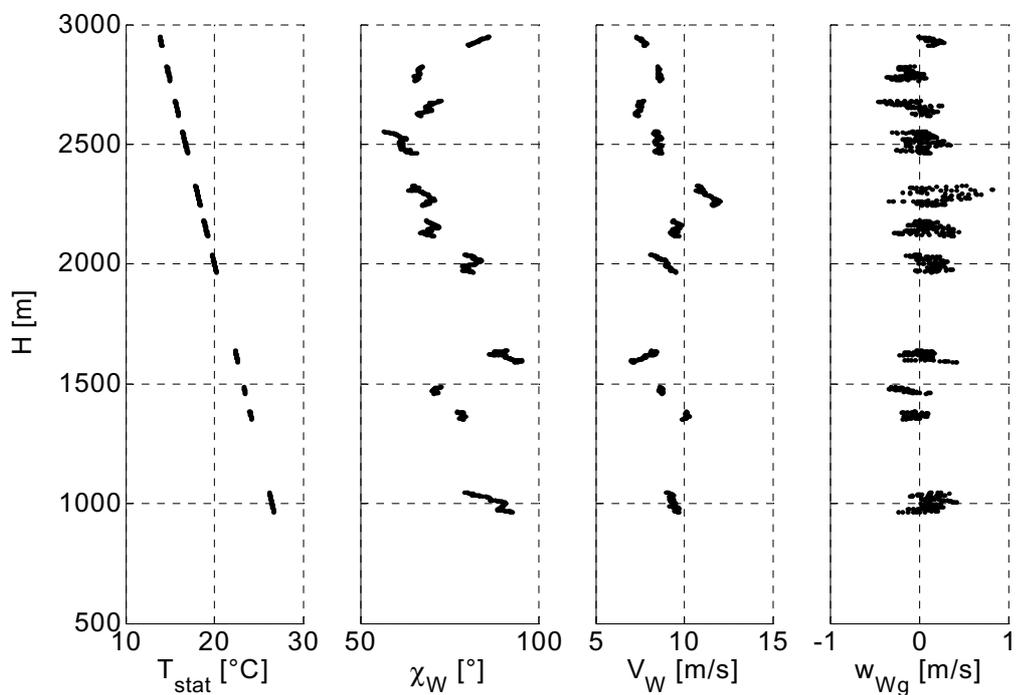


Abbildung 105: Wetterbedingungen Flug-Nr. 4, SB14 D-9814

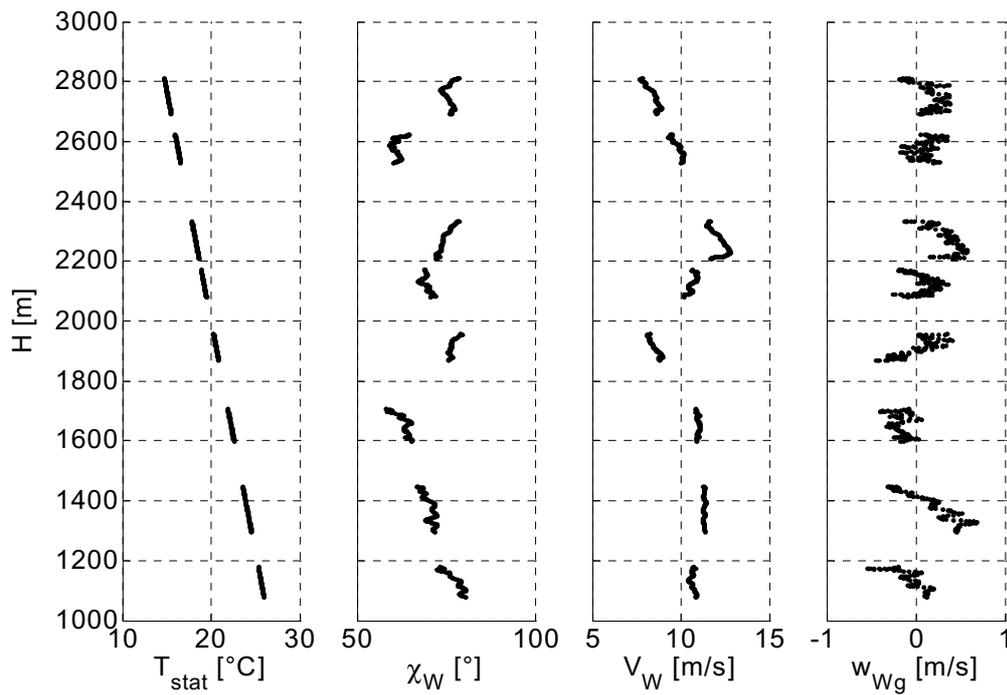


Abbildung 106: Wetterbedingungen Flug-Nr. 5, SB14 D-9814

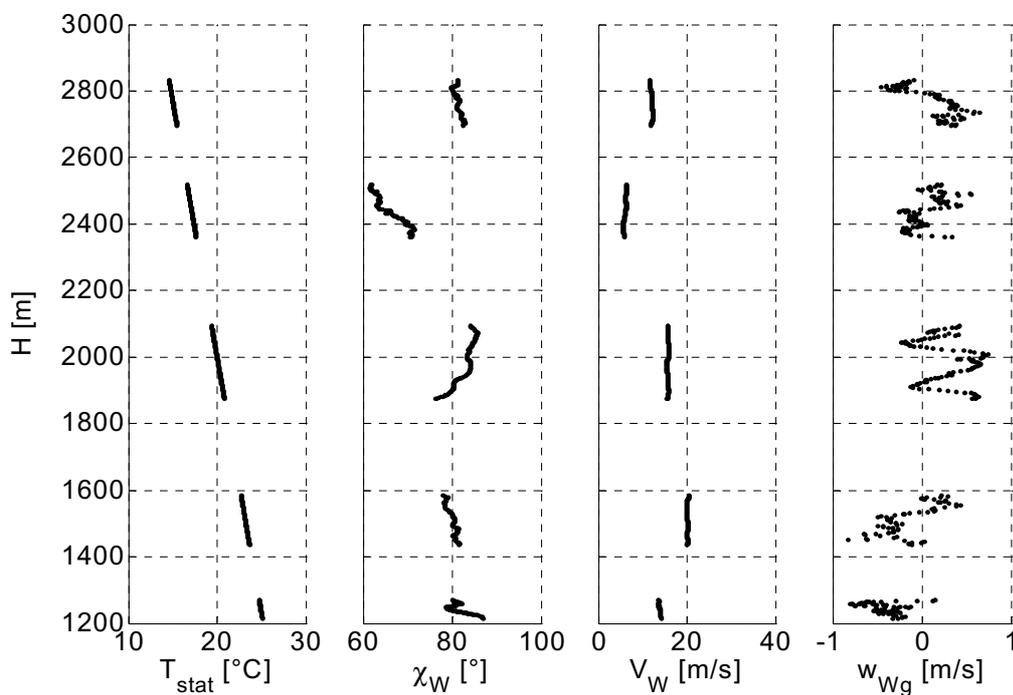


Abbildung 107: Wetterbedingungen Flug-Nr. 6, SB14 D-9814

8.6.2 Polaren und Diagramme

Trotz der beschriebenen meteorologischen und technischen Probleme, konnte eine gute Arbeitsvermessung erreicht werden.

Konfiguration	aerodynamisches Potenzial		Einbaufehler	
	Interpolationstyp	Ordnung	Interpolationstyp	Ordnung
WK +4	Spline	-	phys. Funktion	-
WK 10	Spline	-	phys. Funktion	-
WK 19	Spline	-	phys. Funktion	-
WK 24	Spline	-	phys. Funktion	-
WK 0	Polynom	5	phys. Funktion	-
WK -4	Spline	-	phys. Funktion	-

Tabelle 16: Interpolation der Ausgleichskurven

Der ermittelte Einbaufehler liegt in dem für diese Düsenkonfiguration erwarteten geringen Bereich. Lediglich die Konfiguration WK +4 weist einen überraschenden Verlauf auf, der durch weitere Untersuchungen überprüft werden sollte.

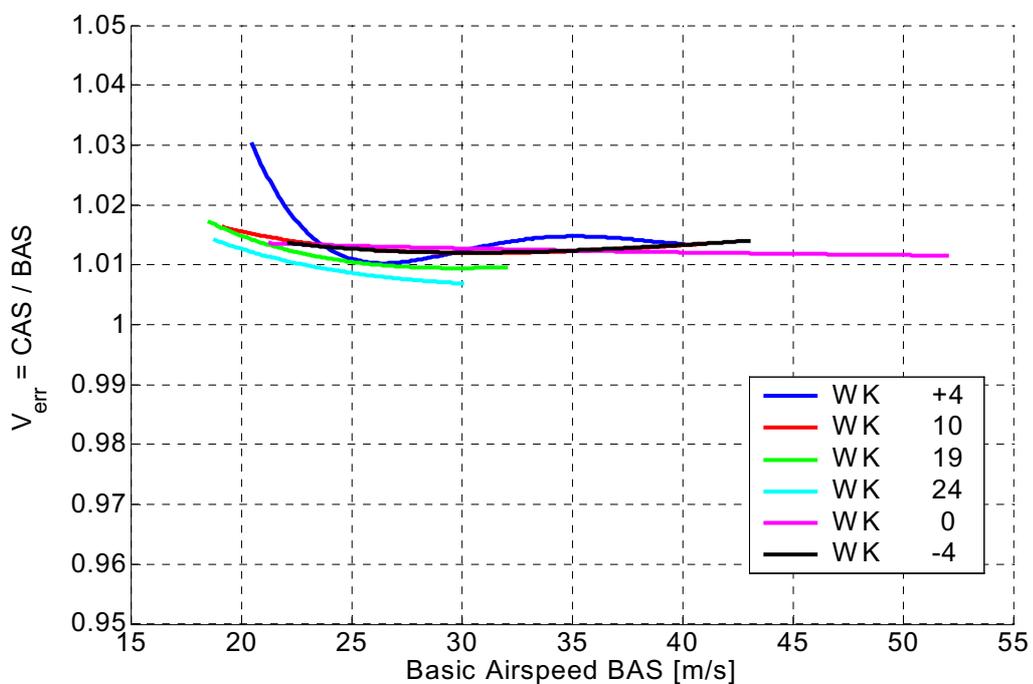


Abbildung 108: Einbaufehler SB14 D-9814

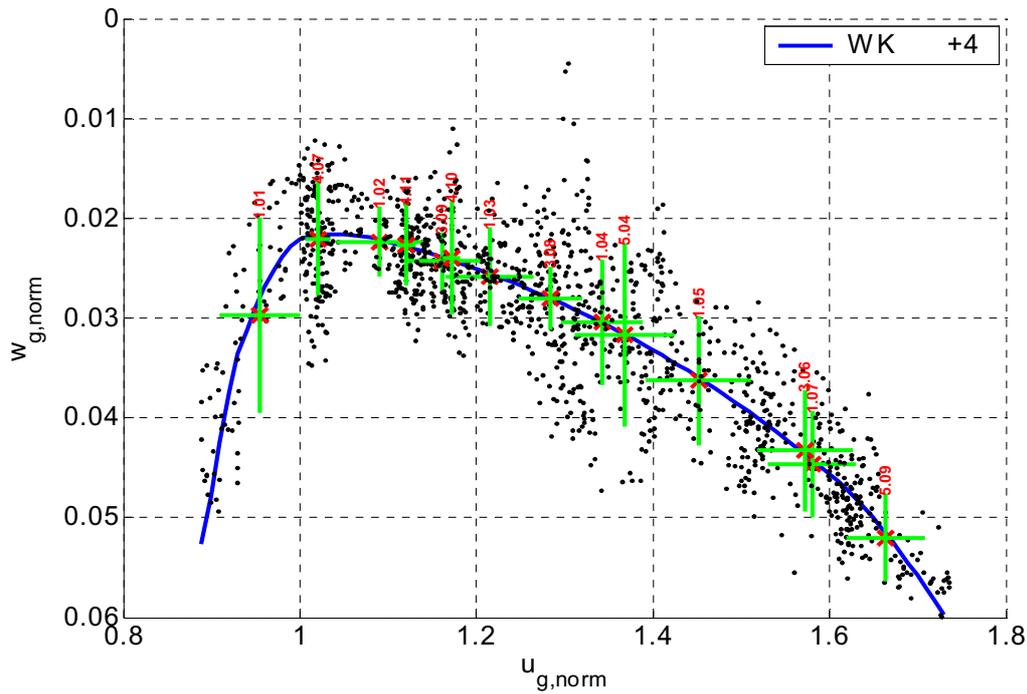


Abbildung 109: Geschwindigkeitspolare WK+4 SB14 D-9814

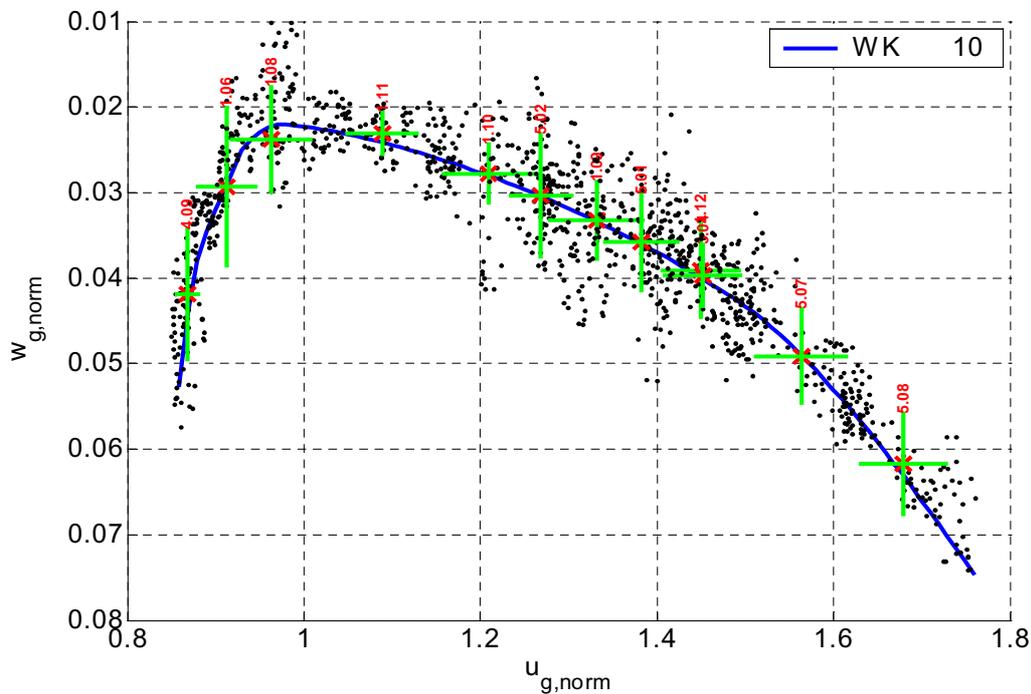


Abbildung 110: Geschwindigkeitspolare WK 10 SB14 D-9814

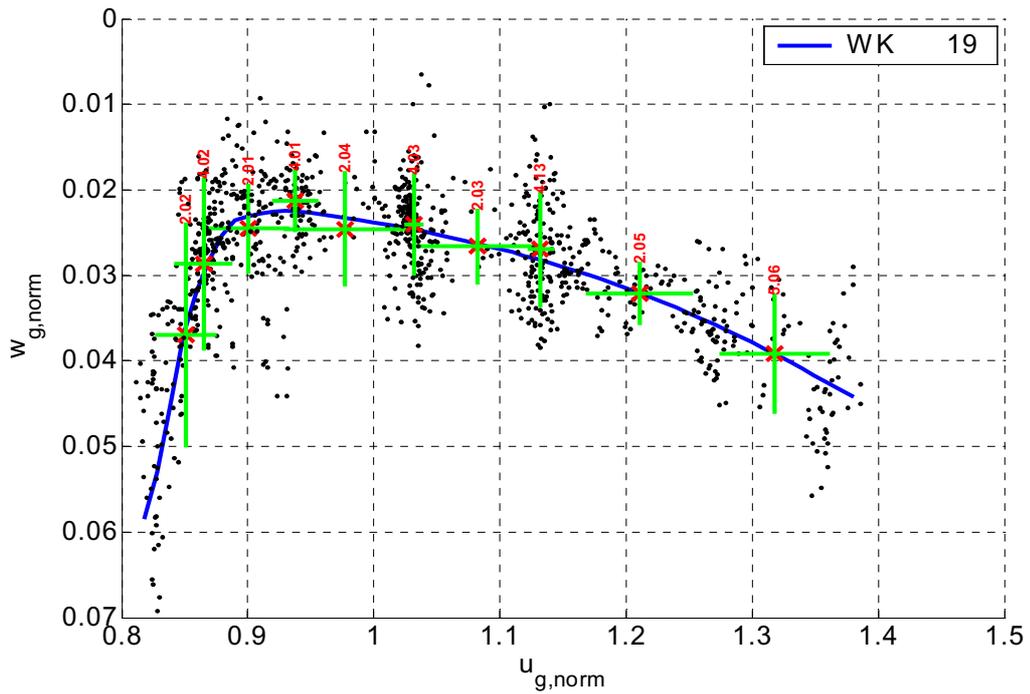


Abbildung 111: Geschwindigkeitspolare WK 19 SB14 D-9814

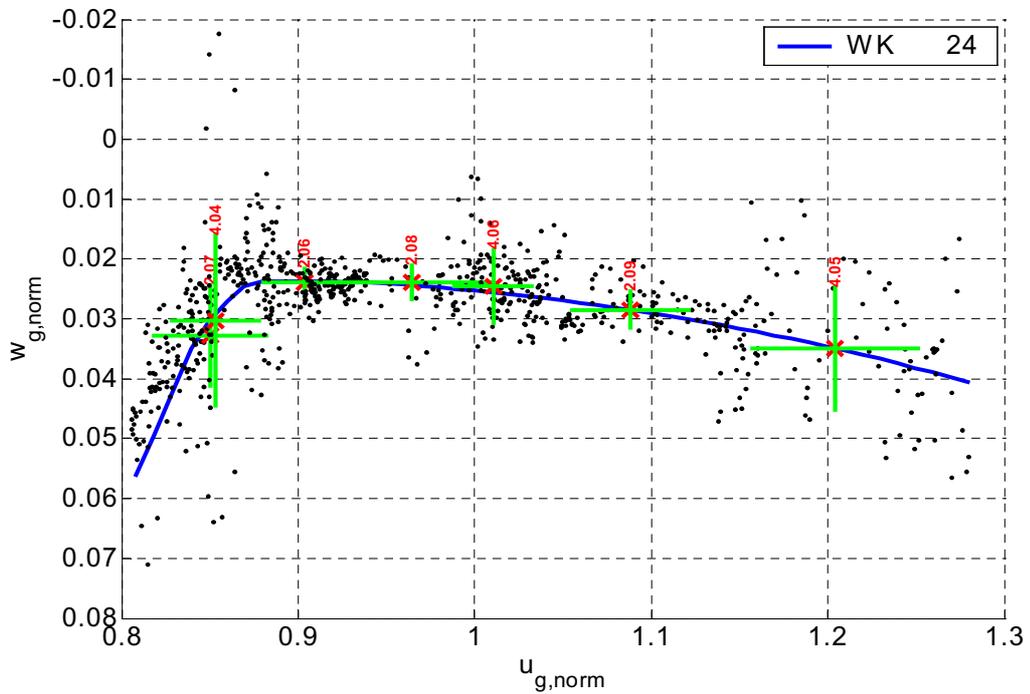


Abbildung 112: Geschwindigkeitspolare WK 24 SB14 D-9814

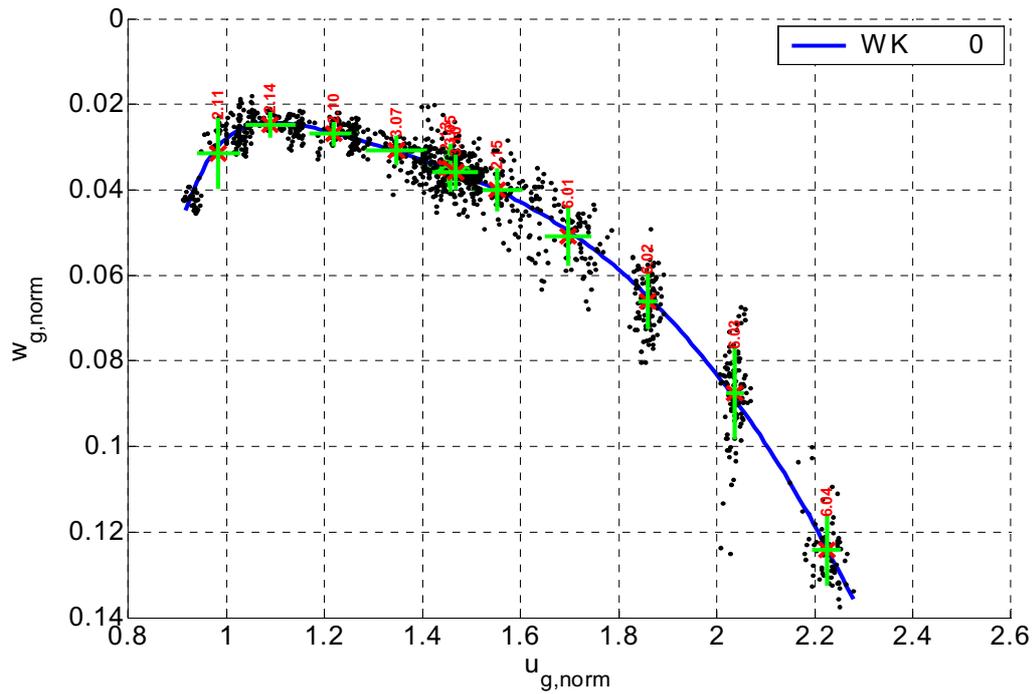


Abbildung 113: Geschwindigkeitspolare WK 0 SB14 D-9814

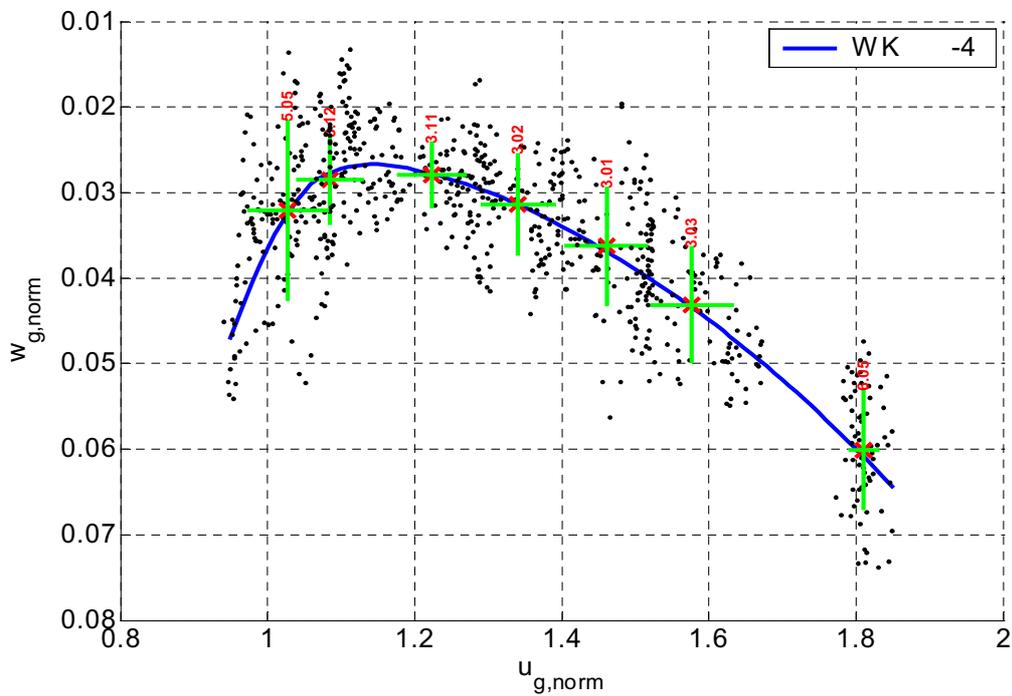


Abbildung 114: Geschwindigkeitspolare WK -4 SB14 D-9814

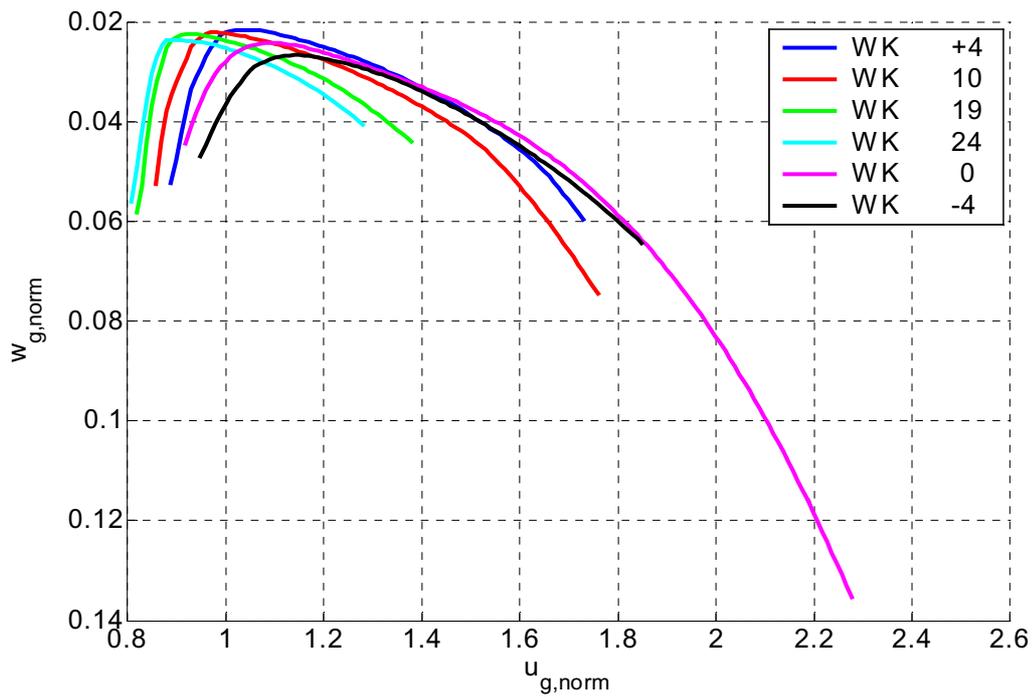


Abbildung 115: Geschwindigkeitspolaren aller Konf. SB14 D-9814

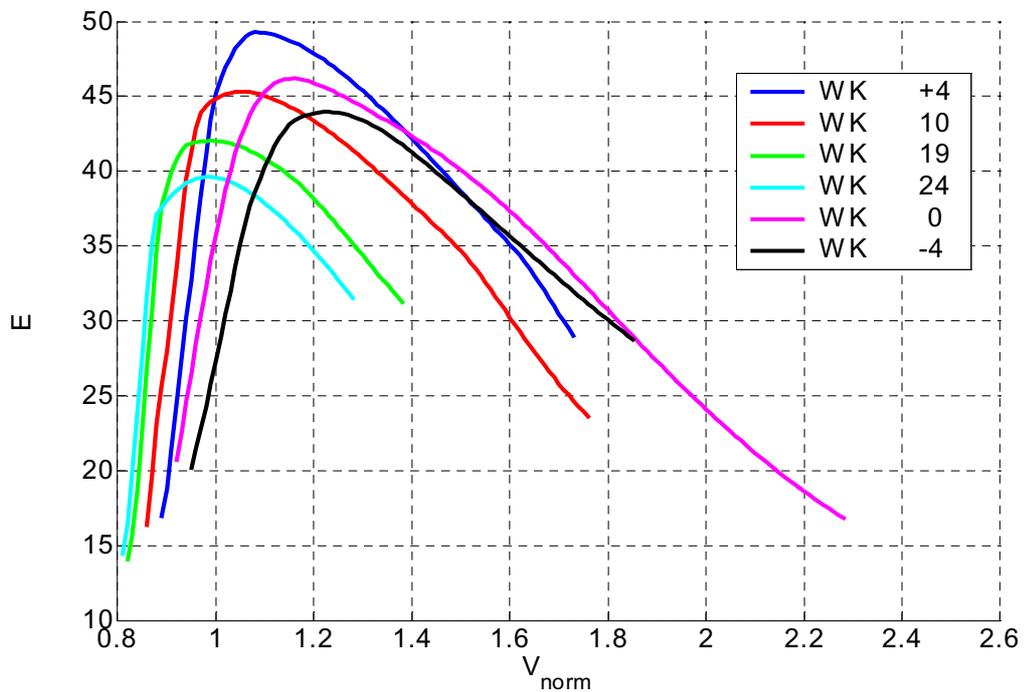


Abbildung 116: Gleitzahlendiagramm aller Konf. SB14 D-9814

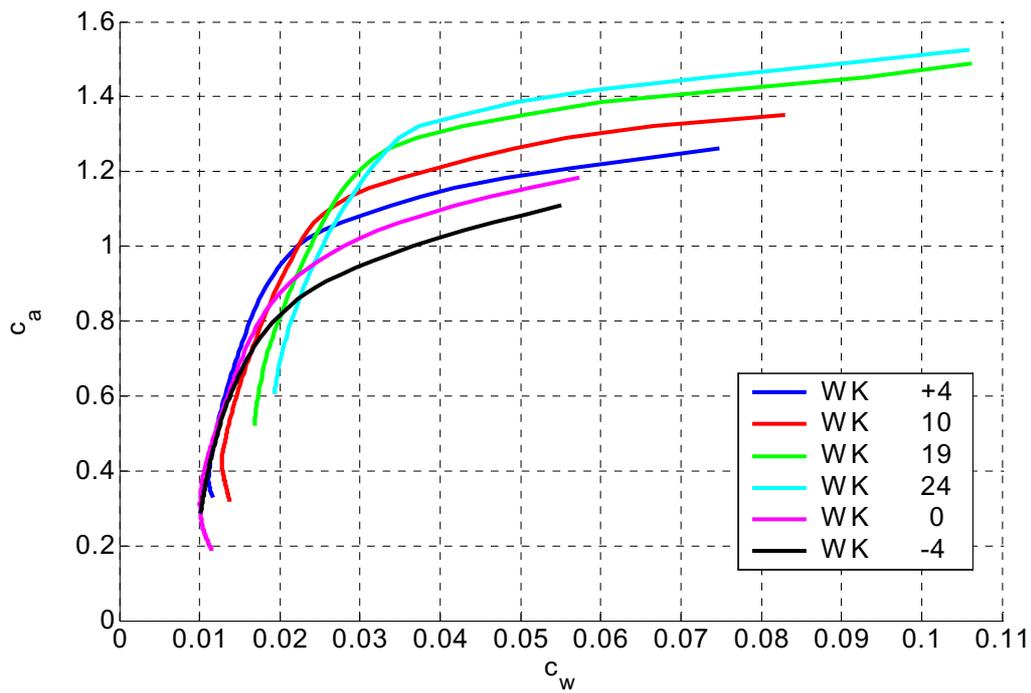


Abbildung 117: c_a - c_w -Polare aller Konf. SB14 D-9814

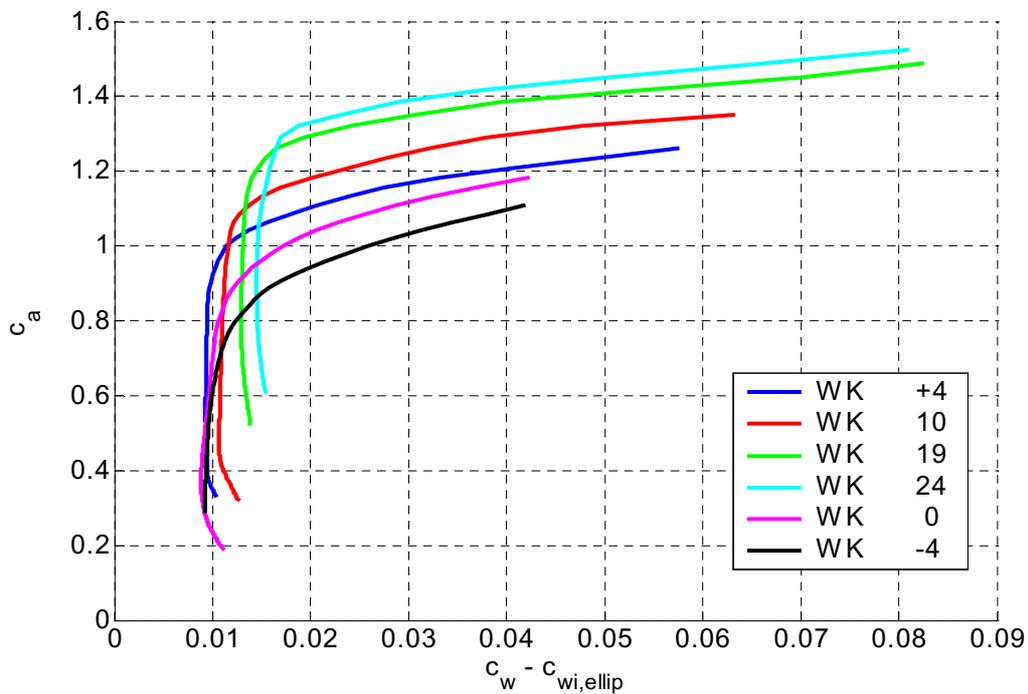


Abbildung 118: c_a - $(c_w - c_{w_{i,ellip}})$ -Polare aller Konf. SB14 D-9814

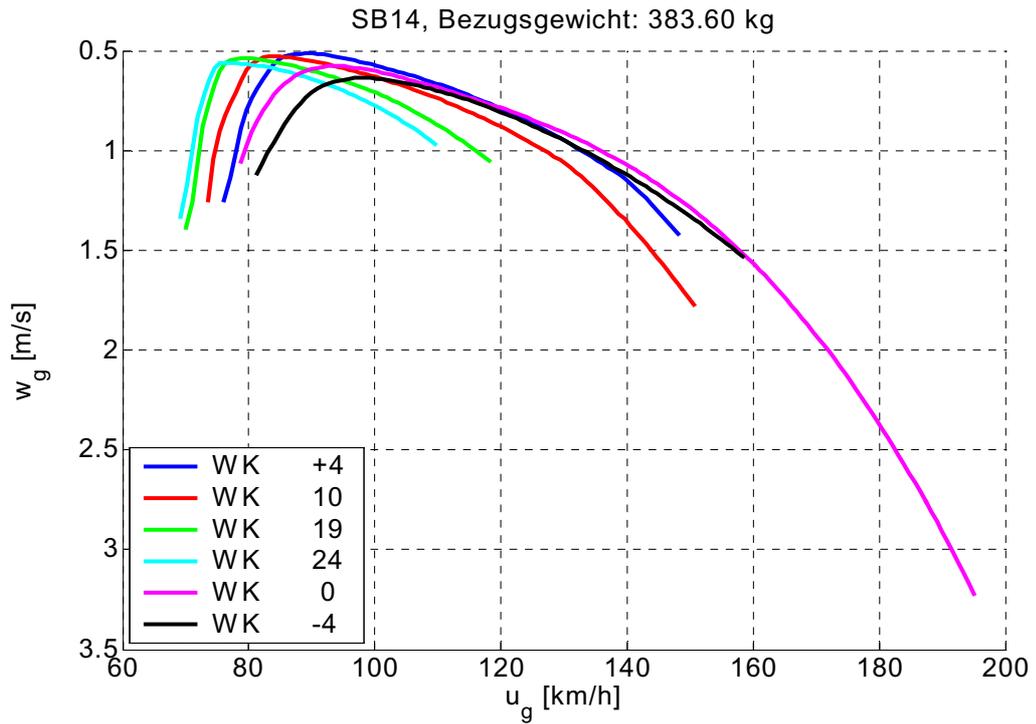


Abbildung 119: Bezogene Geschw.-polare aller Konf. SB14 D-9814

9 Zusammenfassung

Es sind für jedes in den Jahren 2002 und 2003 auf den Idaflieg-Sommertreffen untersuchte Flugzeug verschiedene Diagramme zur Darstellung des aerodynamischen Potenzials gewählt worden. Hierbei werden auch anhand von Vertikalprofilen die meteorologischen Bedingungen während der einzelnen Messflüge sowie die einzelnen Messpunkte der Geschwindigkeitspolaren innerhalb der Messabschnitte gezeigt. Mit diesen Abbildungen ist eine weitgehende Bewertung der wetterbedingten messtechnischen Qualität der verschiedenen Vermessungen möglich.

Mit der Etablierung der sensorischen Messmethode zur Ermittlung der Flugleistung von Segelflugzeugen konnte eine wesentlich höhere Messdatendichte innerhalb der einzelnen Messabschnitte der Vergleichsflüge erreicht werden. Dies hat zu einer erheblich objektiveren und automatisierbaren Vorgehensweise bei Datenanalyse und -auswertung geführt. Mit den in diesem Bericht beschriebenen Auswertungsprogramm ComDatEv konnte eine sehr hohe Transparenz durchgeführten Messflüge erzielt werden.

Weiterhin konnte auf dem Idaflieg-Sommertreffen 2003 eine ausgereifte Flugstrategie für die sensorische Messmethode umgesetzt werden. Die Strategie erlaubt den effizienten Einsatz der Flugmesstechnik und reduziert den logistischen Aufwand der Messflüge erheblich. Mit dieser Vorgehensweise war die Idaflieg im Jahr 2003 in der Lage, die Vergleichsflüge ohne externe personelle Unterstützung und ohne ein speziell ausgerüstetes Motorflugzeug durchzuführen. Es hat sich jedoch gezeigt, dass die Ressourcen der Idaflieg für die Durchführung weiterer Messkampagnen ohne die personelle Unterstützung des DLR und der TU-Braunschweig während des Sommertreffens nicht ausreichen. Die verantwortliche Leitung des Flugbetriebs und die messtechnische Organisation der Versuchsflüge lag auf den Schultern sehr erfahrener Messpiloten, die mit dem Ende Ihres Studiums und dem Eintritt in das Berufsleben der Idaflieg nicht mehr für weitere Sommertreffen in dieser Form zur Verfügung stehen.

Als ein weiteres wichtiges Ergebnis der Datenauswertung für diesen Bericht kann die Feststellung gesehen werden, dass die Auswertung der Messdaten

durch das gleiche Personal vorgenommen werden sollte wie für die Planung und Durchführung der Messflüge. Es zeigt sich an vielen Stellen, dass die undokumentierten Kenntnisse der an den Flugversuchen beteiligten Piloten, Ingenieure und Studenten über den Verlauf der Messflüge und z. B. die Wettersituationen wesentlich zur Qualität der Auswertung beitragen. Dieses in der Flugerprobung generell sinnvolle und gängige Vorgehen sollte unbedingt für die kommenden Flugleistungsvermessungen im Rahmen des Idaflieg-Sommertreffens weiterhin angewendet werden.

Generell sollte bei Einsatz der sensorischen Messmethode und anschließender numerischer Datenauswertung jede Konfiguration bzw. Wölbklappenstellung vollständig vermessen werden. D.h. der Geschwindigkeitsbereich sollte so gewählt werden, dass deutlich über die Laminardellengrenzen hinaus Messdaten vorliegen. Bei einer nur unvollständigen Erfassung des aerodynamischen Potentials können für die spätere Bestimmung einer Ausgleichskurve nur sehr einfach Interpolationsansätze gewählt werden, wie z. B. bei der Datenauswertung des Ventus-2cT in Kapitel 7.1 deutlich wird.

Die hier dargestellten Ergebnisse können auf begründeten Wunsch auch in numerischer Form von der Idaflieg zur Verfügung gestellt werden.

Literatur

- [1] Albat, A.: Untersuchung der Ausschießmethode mit veränderlichem Bahnwinkel für die Flugleistungsvermessung von Segelflugzeugen, Institutsbericht IB 111-92/31, Institut für Flugmechanik, DLR-Braunschweig, 1992
- [2] Bauer, T.: Berechnung lokaler und globaler aerodynamischer Größen auftriebserzeugender Flächen mit einer erweiterten nichtlinearen Traglinientheorie, Institutsbericht, Institut für Flugführung, TU-Braunschweig, 2002
- [3] Berns, H.-J.: Untersuchungen und Maßnahmen zur Stabilisierung des Leistungsverhaltens des Kalibriersegelflugzeuges DG-300/17, Studienarbeit, Institut für Flugmechanik, TU Braunschweig, 1987
- [4] Beukenberg, Markus: Beiträge zu Aerodynamik und Flugmechanik des Formationsfluges, Dissertation, Fakultät für Maschinenbau und Elektrotechnik der TU-Braunschweig, 1989
- [5] Bitter, Mark: Überarbeitung und Optimierung eines Programms zur Flugmessdatenauswertung von Vergleichsflügen, Studienarbeit, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 2001
- [6] Bonneau, Pierre: Mesure des performances des planeurs legers, OSTIV Publication III, 1954
- [7] Brown, Hwang : Introduction to random signals and applied kalman filtering, Second Edition, John Wiley & Sons Inc., New York, 1992
- [8] Corsmeier, Hankers, Wieser : Airborne turbulence measurement in the lower troposphere onboard the research aircraft Dornier 128-6, D-IBUF, Meteorologische Zeitschrift, Vol. 10, Borntraeger, Berlin, Stuttgart, 2001
- [9] Dierks, Maik : Ermittlung des Anströmzustandes eines Flugzeugs im Flug, Dissertation, Fakultät für Maschinenbau und Elektrotechnik der TU-Braunschweig, 2002
- [10] Dorn, L.: Flugleistungsvermessung von Segelflugzeugen im Vergleichsflugverfahren, Vortrag zum Seminar für Luft- und Raumfahrttechnik, Institut für Flugführung, TU-Braunschweig, 1982
- [11] Dorn, L.: Experimentelle Ermittlung von Geschwindigkeitspolaren und Schubverläufen des Forschungsflugzeugs VFW 614-ATTAS, Institutsbericht IB 111-87/31, Institut für Flugmechanik, DLR-Braunschweig, 1987
- [12] Drenick, R.: Die Optimierung linearer Regelsysteme, R. Oldenbourg Verlag, München, 1967
- [13] Garmin Corporation: Technical Specification GPS 25 LP Series, Olathe, Kansas, 2000
- [14] Heintsch, Thomas: Der Einfluß von Wirbelschleppen auf die Flugzeugbewegung, Jahrestagung der DGLR, Berlin, 1991
- [15] Junker, B.: Untersuchung der Leistungersparnis beim Verbandsflug von Flugzeugen mit unterschiedlicher Geometrie, Diplomarbeit, Institut für Strömungsmechanik, TU-Braunschweig, 1976

- [16] Koark, H.-J.: Berechnung der Leistungersparnis beim Verbandsflug von Flugzeugen, Diplomarbeit, Institut für Strömungsmechanik, TU-Braunschweig, 1972
- [17] Küpper, Thomas: Aerodynamische Probleme bei der Leistungsvermessung von Segelflugzeugen im Vergleichsflugverfahren, Vortrag zum Seminar für Luft- und Raumfahrttechnik, Institut für Strömungsmechanik, TU-Braunschweig, 1983
- [18] Lukasczyk, Thomas: Entwicklung eines Verfahrens zur Leistungsmessung an Segelflugzeugen, Diplomarbeit, Fachhochschule Darmstadt, 1999
- [19] Merklein, H. J.: Bestimmung aerodynamischer Beiwerte durch Flugmessungen an 12 Segelflugzeugen mit Brems- und Landeklappen, Flugwissenschaftliche Forschungsanstalt e.V., München, 1963
- [20] Mayrhofer, Stefan: Aufbau und Inbetriebnahme von universellen Flugmessenanlagen für die Echtzeiterfassung analoger und digitaler Daten, Studienarbeit, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 2000
- [21] Normstelle Luftfahrt: LN-9300, Leinfelden, 1970
- [22] Oltmann, Kai: Erprobung piezoresistiver Drucksensoren für die Erfassung von Luftdaten in Flugzeugen, Studienarbeit, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 1999
- [23] Oosterom, T.: Performance testing of sailplanes, OSTIV Publication III, 1954
- [24] Pätzold, F.: Arbeiten an der DG-300/17 nach der Grundüberholung April-Juli 2003, Braunschweig, 2003
- [25] Paroscientific Inc.: Digiquartz Intelligent Transmitter, Programming an Operation Manual Revision A, Redmond, 1987
- [26] Pichler, H.: Dynamik der Atmosphäre, 3. Auflage, Spektrum, Akademischer Verlag, Heidelberg, 1997
- [27] Quellmann, W.: Untersuchung zur Ausschießmethode für die Leistungsvermessung von Segelflugzeugen, Studienarbeit, Institut für Flugführung, TU-Braunschweig, 1984
- [28] Reichmann, H.: Streckensegelflug, 7. Auflage, Motorbuchverlag, Stuttgart, 1989
- [29] Rosemount Aerospace Inc.: Product Data Sheet PDS 2478 Rev. 10/94, Burnsville, 1994
- [30] Schänzer, G: Einführung in die Flugphysik, Skript zur Vorlesung, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 1982
- [31] Schänzer, G.: Flugführung II, Skript zur Vorlesung, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 1994
- [32] Schänzer, Wende: Dynamik von Variometern, Luftsport, Heft 2, München, 2002
- [33] Schlichting, H.: Leistungersparnis im Verbandsflug, Mitteilungen der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung, Heft 2, 1943

- [34] Schlichting, Truckenbrodt: Aerodynamik des Flugzeuges, Erster Band, 2. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, 1967
- [35] Schmerwitz, D.: Ergebnisse der Flugleistungsvermessung von 1998 bis 2001 und der Flugeigenschaftsuntersuchungen von 1998 bis 2000 in Aalen-Elchingen, IB 111 - 2003/17, Institut für Flugsystemtechnik, DLR-Braunschweig, 2003
- [36] Schmerwitz, D.: Sailplane Performance Flight Test Techniques of DFVLR, Institutsbericht IB 111-88/20, Institut für Flugmechanik, DLR-Braunschweig, 1988
- [37] Schneider Ralf: 75 Jahre Idaflieg: Studenten forschen, bauen, fliegen; eine Chronik der Jahre 1922-1997, Verlag M. Wehle, Witterschlick/Bonn, 1997
- [38] Scholz, Peter: Flugleistungsvermessung von Segelflugzeugen, Ein Vergleich verschiedener Verfahren und Methoden, Vortrag zum Seminar für Luft- und Raumfahrttechnik, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 2002
- [39] Scholz, Peter: Untersuchung des induzierten Windfeldes von Segelflugzeugen, Studienarbeit, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 2002
- [40] Schroeder, G.: Entwicklung einer Datenerfassungsanlage für die Flugleistungsvermessung von Segelflugzeugen, Diplomarbeit, Institut für Grundlagen der Elektrotechnik und Messtechnik, Universität Hannover, 1996
- [41] Shannon, C.E.: A mathematical theory of communication, Bell System Technical Journal, vol. 27, pp. 379-423 and 623-656, July and October, 1948
- [42] Stevens, Dirk: Automatisierung der Datenauswertung bei Flugleistungsvermessung von Segelflugzeugen nach dem Höhenstufenverfahren mit der PCM-Bordmessenanlage ‚SFMA‘ der DFVLR, Studienarbeit, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 1983
- [43] Stich, G.: Flugmessungen an einigen modernen Segelflugzeugen, Vortrag auf dem XVI OSTIV-Kongress in Cîteauroux, Institut für Flugmechanik, DLR-Braunschweig, 1978
- [44] Thomas, Fred: Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen, Motorbuch Verlag, Stuttgart, 1884
- [45] Thomas, Freytag: Flugtechnische Tabellen und Formeln, 2. Auflage, Thomas Flight Test, Fürstenfeldbruck, 1996
- [46] Tietze, Schenk: Halbleiterschaltungstechnik, 9. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, 1989
- [47] Wende, G.: Ermittlung der Flugleistung von Segelflugzeugen, Dissertation, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 2003
- [48] Wende, Ronig: High Precision Flight Performance Determination with GPS, SFTE 30th Symposium, St. Louis, 1999

Anhang

A. Referenzdaten

Für die Ermittlung der Flugleistung im Vergleichsflugverfahren wird der absolute Bezug durch die Referenzdaten des verwendeten Referenzflugzeugs definiert. Zu diesen Referenzdaten gehört der Einbaufehler und das aerodynamische Potenzial des Flugzeugs.

Der Einbaufehler eines einzelnen Flugzeugs wird üblicher Weise mit Hilfe eines Schleppsondensystems ermittelt, dessen Sondenfehler sehr gering bzw. genau bekannt ist. Aus dem Vergleich der Sondendruckmessungen mit der Borddruckmessung ergibt sich der Einbaufehler. Für die Kalibrierung des Referenzflugzeugs DG-300 17m D-1633 des DLR wird eine Statikdruckschleppsonde zusammen mit einer Kiel'schen-Sonde zur nahezu anstellwinkelunabhängigen Erfassung des Gesamtdrucks verwendet, siehe hierzu Schmerwitz [36].

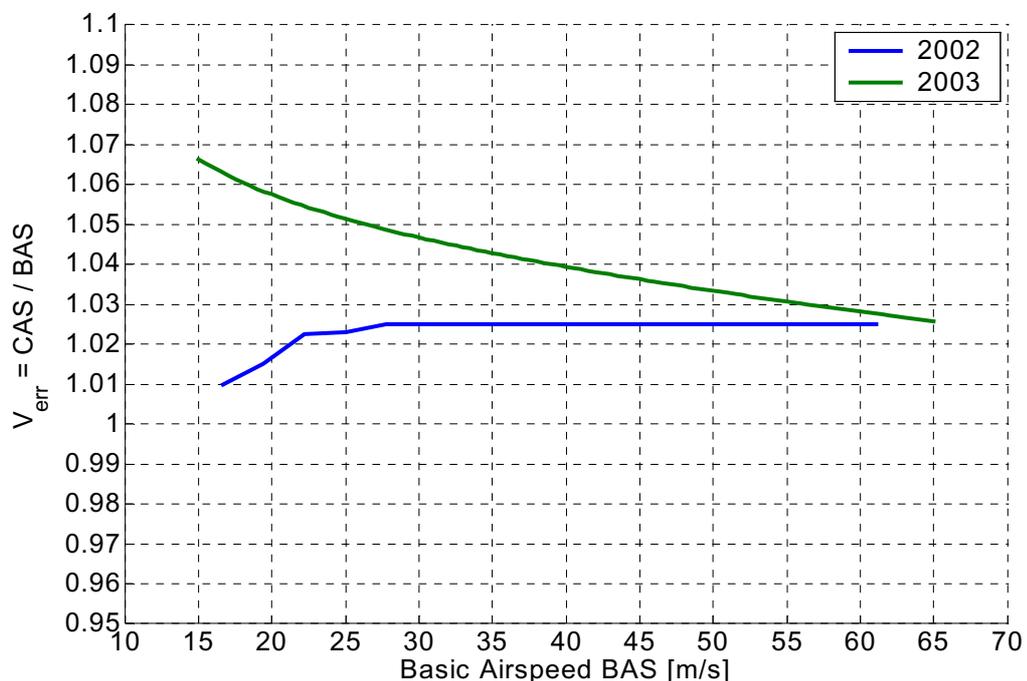


Abbildung 120: Einbaufehler des Referenzflugzeugs DG-300 17m D-1633

Der für das Idaflieg-Sommertreffen 2002 verwendete Einbaufehler basiert auf einer Fahrtkalibrierung der DG-300 17m mit der Sonde Nr. 86-3 vom

20.08.2000, durchgeführt und ausgewertet von Ralf Böhler und Dietmar Schmerwitz bezogen auf ein Fluggewicht von 383 kg. Der Einbaufehler dieser Konfiguration weist einen über fast den gesamten Geschwindigkeitsbereich konstanten Verlauf auf, mit einer leichten Verringerung im Langsamflug, wie in Abbildung 120 zu sehen ist. Dieser Verlauf wurde durch vorherige Untersuchungen prinzipiell bestätigt, wobei verschiedene untersuchte Sonden geringe Unterschiede aufwiesen.

Nach der Grundüberholung der DG-300 17m im Frühjahr 2003 wurden auf dem Idaflieg-Sommertreffen 2003 in Aalen-Elchingen zwei Messflüge mit dem beschriebenen Schleppsondensystem an der DG-300 17m D-1633 mit der Sonde Nr. 86-3 durchgeführt, die zu dem in Abbildung 120 dargestellten Ergebnis führten, siehe hierzu auch Abschnitt 4.2.3. Der überraschender Weise grundsätzlich unterschiedliche Verlauf mit einem ähnlich Niveau im Schnellflug lässt sich nicht ausschließlich mit den möglichen Veränderungen und Auswirkungen der Grundüberholung erklären und muss in jedem Fall vor weiteren Messflügen verifiziert werden. Zwischen den Ergebnissen bei unterschiedlichem Fluggewicht traten keine nennenswerten Unterschiede auf. Bei der Auswertung der Vergleichsflugdaten des Idaflieg-Sommertreffens 2003 ergeben sich mit diesem Einbaufehler des Referenzflugzeugs jedoch plausible Ergebnisse bei den untersuchten Vergleichsflugzeugen. Auch der Vergleich der ermittelten Einbaufehler von Discus-2a und ASW-28 mit früheren Vermessungsergebnissen bestätigt den gezeigten Verlauf. In weiteren Untersuchungen sollten neben weiteren Schleppsondenflügen auch eine Fahrkalibrierung mittels GPS vorgenommen werden, um den Einfluss des Schleppsondensystems auf den Anstellwinkel des Referenzflugzeugs zu erfassen.

Das aerodynamische Potenzial des Referenzflugzeugs DG-300 17m D-1633 wurde für das Idaflieg-Sommertreffen 2002 unverändert von den vorherigen Messkampagnen übernommen und basiert auf einer Nachkalibrierung von Dietmar Schmerwitz im Jahr 2000. Dieser Verlauf ist in Abbildung 121 in Form eines Gleitzahldiagramms dargestellt. Grundsätzlich kann das absolute aerodynamische Potenzial eines Flugzeugs nur durch die statistische Auswertung zahlreicher Messflüge im Höhenstufenverfahren ermittelt werden. Für eine kon-

tinuierlich Überprüfung und Nachkalibrierung des so ermittelten Potentials können auch ausgewählte Messabschnitte der Vergleichsflüge verwendet werden.

Es kann davon ausgegangen werden, dass sich durch die Grundüberholung des Referenzflugzeugs DG-300 17m D-1633 das aerodynamische Potenzial dieses Flugzeugs verändert hat. Eine ausführliche Kalibrierung des Flugzeugs im Höhenstufenverfahren konnte vor dem Idaflieg-Sommertreffen 2003 aus verschiedenen Gründen nicht erfolgen. Die während des Sommertreffens durchgeführten Höhenstufenflüge ergaben aufgrund der relativ konstanten Randlege eines Hochdruckgebiets mit entsprechenden Absinkvorgängen nur unzureichende Ergebnisse und wurden verworfen.

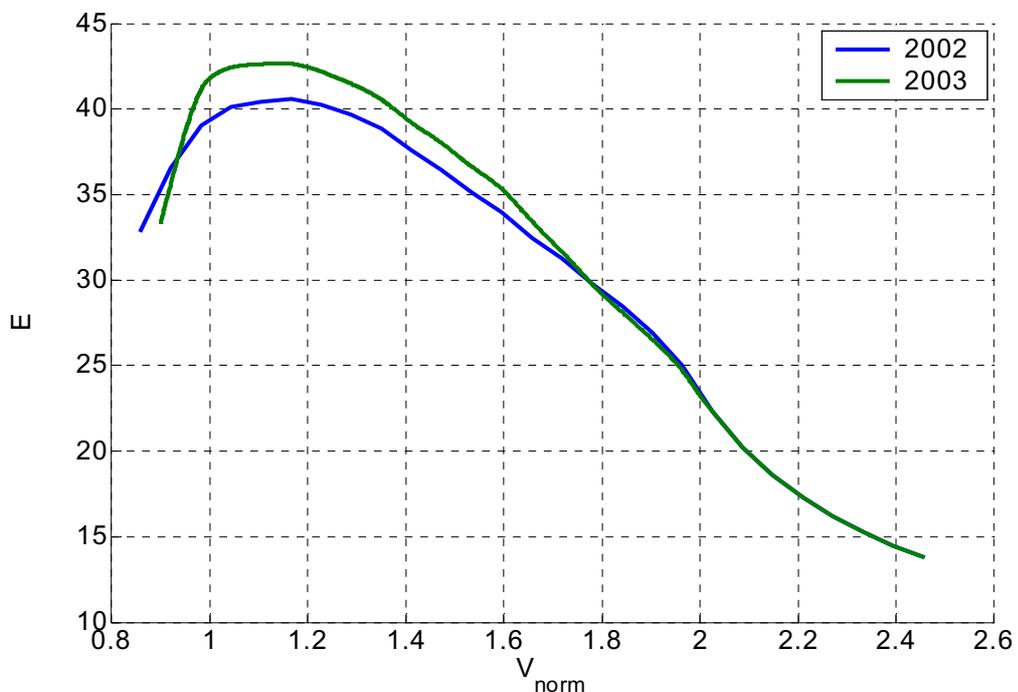


Abbildung 121: Gleitahldiagramm des Ref.-flugzeugs DG-300 17m D-1633

Um eine erste Arbeitsgrundlage zu erhalten, wurden die Vermessungsergebnisse des Discus-2a und der ASW-28 früherer Untersuchungen mit den Resultaten der Messflüge von 2003 verglichen. Es zeigte sich bei beiden Vergleichen eine sehr ähnliche Differenz, mit der das Gleitahldiagramm des Referenzflugzeugs entsprechend korrigiert wurde. Der im Jahr 2003 verwendete Verlauf der Gleitzahl ist in Abbildung 121 dargestellt.

Aufgrund des äußerst unbefriedigenden Kalibrierzustands des Referenzflugzeugs DG-300 17m D-1633 in den Jahren 2002 und 2003 ist nur eine sehr eingeschränkte qualitative Vergleichbarkeit zwischen den Ergebnissen dieses Bericht und den Ergebnissen früherer Untersuchungen möglich. Im Folgenden sind die Protokolle der Schwerpunktwägungen des Referenzflugzeugs DG-300 17m D-1633 mit den jeweiligen Messpiloten der Jahre 2002 und 2003 zu finden.

Schwerpunktwaegung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: DG 300-17 Kennzeichen: D-1633 Werknummer: _____
 Datum: 14.08.02 Verantwortlicher: (Pätzold) Macht

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
 Kontrollwaage: _____ *entfällt*

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
 Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten (ohne FS)

vorn: Rausch Gewicht: 67,2 kg
 hinten: / Gewicht: / kg

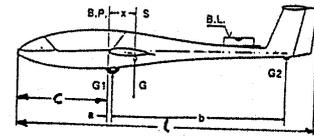
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 8,1 kg Hebel: _____ mm h. BP
 Fallschirm: Masse: 7,1 kg

Flugzeugabmessungen

a = 3 mm b = 3790 mm
 c = 1982 mm l = 6798 mm
 Spannweite: 16,99 m Flügelfläche: 11,97 m²



Fluglage gem. Handbuch: 1 : 100:3,67
 $\cong 2,1^\circ$

Wägung

-- Rüstmasse --

(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} 256,2 kg G_{2Rbrutto} 42,4 kg
 - G_{1Rtara} 0 kg - G_{2Rtara} 0 kg

G_{1R} 256,2 kg G_{2R} 42,4 kg

G_{Rost} = G_{1R} + G_{2R} = 298,6 kg

X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rost} + a = 541 mm h. BP

-- Flugmasse --

(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten) (6 x 24g)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Fbrutto} 350,2 kg G_{2Fbrutto} 28,6 kg
 - G_{1Ftara} 0 kg - G_{2Ftara} 0 kg

G_{1F} 350,2 kg G_{2F} 28,6 kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 378,8 kg

X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 289 mm h. BP

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 122: Schwerpunktwaegung DG-300 17m, 2002 (Rausch)

Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: DG-300/17 Kennzeichen: D-1633 Werknummer: _____
 Datum: 05.08.2002 Verantwortlicher: Pätzold

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
 Kontrollwaage: WUT-Waagen

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
 Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten (ohne FS)

vorn: Brökelmann Gewicht: 73,0 kg
 hinten: _____ Gewicht: _____ kg

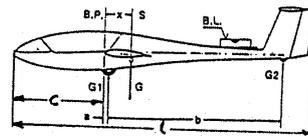
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: _____ kg Hebel: _____ mm h. BP
 Fallschirm: Masse: 6,9 kg

Flugzeugabmessungen

a = 9 mm b = 3912 mm
 c = 1977 mm l = 6790 mm
 Spannweite: 17,01 m Flügelfläche: 11,97 m²



Fluglage gem. Handbuch: $100 \pm 3,67 \approx 2,1^\circ$

Wägung

-- Rüstmasse --

(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

GPS-Anlage: ja nein

$G_{1Rbrutto}$ <u>256,4</u> kg	$G_{2Rbrutto}$ <u>40,7</u> kg
G_{1Rtara} <u>0</u> kg	G_{2Rtara} <u>0</u> kg
G_{1R} <u>256,4</u> kg	G_{2R} <u>40,7</u> kg

$G_{Rost} = G_{1R} + G_{2R} = \underline{297,1}$ kg

$X_{Sl} = (G_{2R} * b) / G_{Rost} + a = \underline{545}$ mm h. BP

-- Flugmasse --

(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein (2x2kg=4kg)

$G_{1Fbrutto}$ <u>353,4</u> kg	$G_{2Fbrutto}$ <u>27,9</u> kg
G_{1Ftara} <u>0</u> kg	G_{2Ftara} <u>0</u> kg
G_{1F} <u>353,4</u> kg	G_{2F} <u>27,9</u> kg

$G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = \underline{381,3}$ kg

$X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = \underline{295}$ mm h. BP

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 123: Schwerpunktwägung DG-300 17m, 2002 (Brökelmann)

Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: DG-300/17 Kennzeichen: D-1633 Werknummer: SE161-17
Datum: 4.8.03 Verantwortlicher: Pätzold

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
Kontrollwaage: _____ LWT AFBS

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten

vorn: Rausch Gewicht: 60,2 kg *ohne FS*
hinten: / Gewicht: / kg

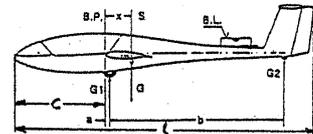
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 58 kg Hebel: _____ mm h. BP
Fallschirm: Masse: 7,1 kg

Flugzeugabmessungen

a = 4 mm b = 3791 mm
c = 1980 mm l = 6792 mm
Spannweite: 17,00 m Flügelfläche: 14,97 m²



Fluglage gem. Handbuch: 100,36 ϑ , 1°

Wägung

-- Rüstmasse --
(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)
(*nur fest eingebaute T.*)

GPS-Anlage: ja nein
G_{1Rbrutto} 259,7 kg G_{2Rbrutto} 42,6 kg
- G_{1Rtara} / kg - G_{2Rtara} / kg
G_{1R} 259,7 kg G_{2R} 42,6 kg

G_{Rost} = G_{1R} + G_{2R} = 302,3 kg
X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rost} + a = 538 mm h. BP

-- Flugmasse --
(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

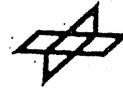
GPS-Anlage: ja nein *6x2 kg = 12 kg*
G_{1Fbrutto} 352,6 kg G_{2Fbrutto} 29,0 kg
- G_{1Ftara} 0 kg - G_{2Ftara} 0 kg
G_{1F} 352,6 kg G_{2F} 29,0 kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 381,6 kg
X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 202 mm h. BP

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 124 Schwerpunktwägung DG-300 17m, 2003 (Rausch)

DLR
idaflieg



Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: DG-300/17

Kennzeichen: D-1633

Werknummer: 3E61-17

Datum: 4.8.03

Verantwortlicher: Pätzold

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen:

Waage 1: _____ Waage 2: _____

Kontrollwaage: _____ 947 AFBS

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja



Piloten

vorn: Macht

Gewicht: 732 kg ^{ohne FS}

hinten: /

Gewicht: / kg

Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 55 kg

Hebel: _____ mm h. BP

Fallschirm: Masse: 7,1 kg

Flugzeugabmessungen

a = 4 mm

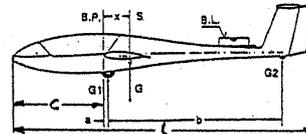
b = 3791 mm

c = 1980 mm

l = 6792 mm

Spannweite: 17,00 m

Flügelfläche: 197 m²



Fluglage gem. Handbuch: 100:367 32,1°

Wägung

-- Rüstmasse --

(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} 257,7 kg

- G_{1Rtara} 0 kg

G_{1R} 257,7 kg

G_{Rost} = G_{1R} + G_{2R} = 302,3 kg

X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rost} + a = 538 mm h. BP

-- Flugmasse --

(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Fbrutto} 357,4 kg

- G_{1Ftara} 0 kg

G_{1F} 357,4 kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 386,6 kg

X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 290 mm h. BP

2x285 = 4kg

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 125: Schwerpunktwägung DG-300 17m, 2003 (Macht)

Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: DG300/17 Kennzeichen: D-1633 Werknummer: 3361-17
Datum: 4.8.03 Verantwortlicher: Pätzold

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
Kontrollwaage: _____ 40T 158S

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten

vorn: Brökelmann Gewicht: 74,2 kg
hinten: _____ Gewicht: / kg

ohne FS

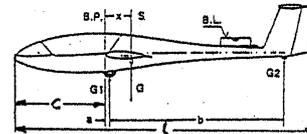
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 5,5 kg Hebel: _____ mm h. BP
Fallschirm: Masse: 7,1 kg

Flugzeugabmessungen

a = 4 mm b = 3791 mm
c = 1980 mm l = 6792 mm
Spannweite: 17,00 m Flügelfläche: 1,97 m²



Fluglage gem. Handbuch: 100: 3,67 27,1°

Wägung

-- Rüstmasse -- (mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte) -- Flugmasse -- (mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein (mit FS u. Fallschirm) GPS-Anlage: ja nein

$G_{1Rbrutto}$ <u>259,7</u> kg	$G_{2Rbrutto}$ <u>42,6</u> kg	$G_{1Fbrutto}$ <u>359,3</u> kg	$G_{2Fbrutto}$ <u>29,3</u> kg
G_{1Rtara} <u>0</u> kg	G_{2Rtara} <u>0</u> kg	G_{1Ftara} <u>0</u> kg	G_{2Ftara} <u>0</u> kg
G_{1R} <u>259,7</u> kg	G_{2R} <u>42,6</u> kg	G_{1F} <u>359,3</u> kg	G_{2F} <u>29,3</u> kg

$G_{Rost} = G_{1R} + G_{2R} = \underline{302,3}$ kg $G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = \underline{388,6}$ kg

$X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rost} + a = \underline{538}$ mm h. BP $X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = \underline{290}$ mm h. BP

$2 \times 28,5 \times 1 \times 100 = 570g$

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 126: Schwerpunktwägung DG-300 17m, 2003 (Brökelmann)

Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: DG-300/17 Kennzeichen: D-1633 Werknummer: SE61-17
 Datum: 4.8.03 Verantwortlicher: Pätzold

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
 Kontrollwaage: GOT 1065

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
 Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten

ohne FS

vorn: Pätzold Gewicht: 82,8 kg
 hinten: / Gewicht: / kg

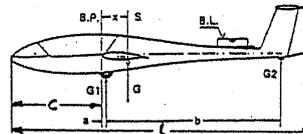
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 5,5 kg *Ans* Hebel: _____ mm h. BP
 Fallschirm: Masse: 7,1 kg

Flugzeugabmessungen

a = 4 mm b = 3761 mm
 c = 1980 mm l = 6792 mm
 Spannweite: 17,00 m Flügelfläche: 197 m²



Fluglage gem. Handbuch: 100:367 = 32,1°

Wägung

-- Rüstmasse --

(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)
(mit Kohlenzylinder)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} 257,7 kg G_{2Rbrutto} 42,6 kg
 - G_{1Rtara} 0 kg - G_{2Rtara} 0 kg

 G_{1R} 257,7 kg G_{2R} 42,6 kg

G_{ROst} = G_{1R} + G_{2R} = 302,3 kg

X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{ROst} + a = 538 mm h. BP

-- Flugmasse --

(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Fbrutto} 363,1 kg G_{2Fbrutto} 29,1 kg
 - G_{1Ftara} 0 kg - G_{2Ftara} 0 kg

 G_{1F} 363,1 kg G_{2F} 29,1 kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 392,2 kg

X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 285 mm h. BP

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 127: Schwerpunktwägung DG-300 17m, 2003 (Pätzold)

B. Kalibrierung der Flugmessenanlagen

Die Kalibrierung der Flugmessenanlagen von Referenz- und Vergleichsflugzeug betrifft die jeweils angeschlossenen externen Sensoren. Im Jahr 2002 wurden folgende Sensoren an den Messanlagen betrieben, wobei für den Temperatursensor und die Beschleunigungssensoren im Referenzflugzeug die Kalibrierdaten des Jahres 2001 übernommen wurden:

Referenzflugzeug:

- Statikdrucksensor, Rosemount 1201F1B6A1B, Ser. No. 1008
- Staudrucksensor, Rosemount 1221F1VL5A1B, Ser. No. 1305
- Temperatursensor, Rosemount 101F-2-100 kalibriert mit Hochpräzisions-Widerstands-Dekade Typ 1422
- Beschleunigungssensor x_f -Richtung, Systron Donner 4311A-1.2-P55X, Ser. No. 29471
- Beschleunigungssensor z_f -Richtung, Systron Donner 4311A-6-P55X, Ser. No. 29473

Vergleichsflugzeug:

- Statikdrucksensor, Rosemount 1201F2A1B1B, Ser. No. 1415
- Staudrucksensor, Rosemount 1221F2VL6B1B, Ser. No. 298

Im Jahr 2003 wurden die gleichen Sensoren zusammen mit den Flugmessenanlagen verwendet, wobei das Referenzflugzeug zusätzlich mit zwei Drucksensoren zur Ermittlung des Einbaufehlers mit einer Schleppsonde ausgerüstet wurde. Hierzu wurden folgende Sensoren verwendet:

- Statikdrucksensor, Rosemount 1221F1VL3A1B, Ser. No. 564
- Staudrucksensor, Rosemount 1221F1VL5A1B, Ser. No. 55

Für das Idaflieg-Sommertreffen 2003 wurden sämtliche verwendete Sensoren kalibriert, wobei sich erwartungsgemäß nur sehr geringe Unterschiede zu den linearen Koeffizienten des Jahres 2002 ergeben haben.

B.1 Kalibrierung FMA-1 Referenzflugzeug 2002

REDAM32 Calibration Data File

Acronym : Pstat_r [hPa]; A0 = 5.981477e+002; A1 = 4.994950e+001

Data Block 1; Soll: 1005.800000 hPa; Ist: 1003.008121 hPa (58.102)
Data Block 2; Soll: 901.000000 hPa; Ist: 898.468329 hPa (52.047)
Data Block 3; Soll: 796.000000 hPa; Ist: 793.831439 hPa (45.985)
Data Block 4; Soll: 700.150000 hPa; Ist: 698.108936 hPa (40.440)
Data Block 5; Soll: 597.100000 hPa; Ist: 595.273596 hPa (34.483)
Data Block 6; Soll: 498.050000 hPa; Ist: 496.293783 hPa (28.749)
Data Block 7; Soll: 609.600000 hPa; Ist: 607.798713 hPa (35.209)
Data Block 8; Soll: 641.800000 hPa; Ist: 639.845687 hPa (37.065)
Data Block 9; Soll: 962.200000 hPa; Ist: 959.659700 hPa (55.591)

Calculated Coefficients : A0: 7.052500e-001; A1: 1.001949e+000
New Acronym Coefficients: A0: 6.000186e+002; A1: 5.004684e+001

Tabelle 17: Kalibrierung Statikdruck Referenzflugzeug 2002

REDAM32 Calibration Data File

Acronym : Pstau_r [hPa]; A0 = -3.220000e-002; A1 = 3.470800e+000

Data Block 1; Soll: 0.000000 hPa; Ist: -0.023541 hPa (0.001)
Data Block 2; Soll: 5.180000 hPa; Ist: 5.125040 hPa (0.297)
Data Block 3; Soll: 10.110000 hPa; Ist: 10.058163 hPa (0.583)
Data Block 4; Soll: 15.200000 hPa; Ist: 15.142023 hPa (0.877)
Data Block 5; Soll: 20.300000 hPa; Ist: 19.971723 hPa (1.157)
Data Block 6; Soll: 25.090000 hPa; Ist: 25.014047 hPa (1.449)
Data Block 7; Soll: 30.040000 hPa; Ist: 29.947758 hPa (1.735)
Data Block 8; Soll: 27.485000 hPa; Ist: 27.407129 hPa (1.588)
Data Block 9; Soll: 22.490000 hPa; Ist: 22.444394 hPa (1.300)
Data Block 10; Soll: 17.510000 hPa; Ist: 17.469697 hPa (1.012)
Data Block 11; Soll: 12.530000 hPa; Ist: 12.493330 hPa (0.724)
Data Block 12; Soll: 7.530000 hPa; Ist: 7.495292 hPa (0.434)
Data Block 13; Soll: 3.520000 hPa; Ist: 3.484579 hPa (0.202)
Data Block 14; Soll: 1.530000 hPa; Ist: 1.500937 hPa (0.087)

Calculated Coefficients : A0: 2.362095e-002; A1: 1.003407e+000
New Acronym Coefficients: A0: -8.688742e-003; A1: 3.482623e+000

Tabelle 18: Kalibrierung Staudruck Referenzflugzeug 2002

B.2 Kalibrierung FMA-2 Vergleichsflugzeug 2002

REDAM32 Calibration Data File

Acronym : Pstat_r [hPa]; A0 = -3.198000e+000; A1 = 1.087250e+002

Data Block 1; Soll: 1005.900000 hPa; Ist: 1006.615026 hPa (58.311)
Data Block 2; Soll: 878.150000 hPa; Ist: 879.027870 hPa (50.921)
Data Block 3; Soll: 798.100000 hPa; Ist: 798.982445 hPa (46.284)
Data Block 4; Soll: 696.100000 hPa; Ist: 697.019774 hPa (40.377)
Data Block 5; Soll: 594.050000 hPa; Ist: 594.996677 hPa (34.467)
Data Block 6; Soll: 501.050000 hPa; Ist: 501.953492 hPa (29.077)
Data Block 7; Soll: 554.300000 hPa; Ist: 555.255375 hPa (32.165)
Data Block 8; Soll: 649.500000 hPa; Ist: 650.287705 hPa (37.670)
Data Block 9; Soll: 774.300000 hPa; Ist: 774.990524 hPa (44.894)
Data Block 10; Soll: 833.700000 hPa; Ist: 834.498049 hPa (48.341)
Data Block 11; Soll: 951.200000 hPa; Ist: 951.887995 hPa (55.141)

Calculated Coefficients : A0: -1.147442e+000; A1: 1.000419e+000

New Acronym Coefficients: A0: -4.346782e+000; A1: 1.087705e+002

Tabelle 19: Kalibrierung Statikdruck Vergleichsflugzeug 2002

REDAM32 Calibration Data File

Acronym : Pstau_r [hPa]; A0 = -2.561000e+000; A1 = 5.184100e+000

Data Block 1; Soll: 0.000000 hPa; Ist: -2.495030 hPa (0.145)
Data Block 2; Soll: 5.040000 hPa; Ist: 2.549424 hPa (0.148)
Data Block 3; Soll: 9.990000 hPa; Ist: 7.488590 hPa (0.434)
Data Block 4; Soll: 15.090000 hPa; Ist: 12.599104 hPa (0.730)
Data Block 5; Soll: 20.550000 hPa; Ist: 18.052628 hPa (1.046)
Data Block 6; Soll: 25.900000 hPa; Ist: 23.397436 hPa (1.355)
Data Block 7; Soll: 29.920000 hPa; Ist: 27.423251 hPa (1.589)
Data Block 8; Soll: 22.850000 hPa; Ist: 20.345861 hPa (1.179)
Data Block 9; Soll: 17.490000 hPa; Ist: 14.991225 hPa (0.868)
Data Block 10; Soll: 12.540000 hPa; Ist: 10.046267 hPa (0.582)
Data Block 11; Soll: 7.550000 hPa; Ist: 5.005921 hPa (0.290)
Data Block 12; Soll: 3.970000 hPa; Ist: 1.471283 hPa (0.085)
Data Block 13; Soll: 1.560000 hPa; Ist: -0.935880 hPa (0.054)

Calculated Coefficients : A0: 2.496918e+000; A1: 1.000813e+000

New Acronym Coefficients: A0: -6.616402e-002; A1: 5.188314e+000

Tabelle 20: Kalibrierung Staudruck Vergleichsflugzeug 2002

B.3 Kalibrierung FMA-1 Referenzflugzeug 2003

REDAM32 Calibration Data File 10.07.2003

FMA3/1 REF

Channel 0

Sensor Model: Rosemount 1201F1B6A1B, Ser. No. 1008

Acronym : Pstat_r [hPa]; A0 = 6.014121e+002; A1 = 5.004800e+001

Data Block 1; Soll: 1009.820000 hPa; Ist: 1013.371712 hPa (0.008)
Data Block 2; Soll: 897.651000 hPa; Ist: 900.819464 hPa (0.009)
Data Block 3; Soll: 801.530000 hPa; Ist: 804.425963 hPa (0.009)
Data Block 4; Soll: 697.130000 hPa; Ist: 699.646319 hPa (0.009)
Data Block 5; Soll: 602.730000 hPa; Ist: 604.856450 hPa (0.010)
Data Block 6; Soll: 498.150000 hPa; Ist: 499.806249 hPa (0.019)
Data Block 7; Soll: 549.510000 hPa; Ist: 551.428805 hPa (0.010)
Data Block 8; Soll: 650.080000 hPa; Ist: 652.348196 hPa (0.010)
Data Block 9; Soll: 750.133000 hPa; Ist: 752.773326 hPa (0.011)
Data Block 10; Soll: 853.760000 hPa; Ist: 856.665799 hPa (0.010)
Data Block 11; Soll: 949.940000 hPa; Ist: 953.083812 hPa (0.011)
Data Block 12; Soll: 1049.700000 hPa; Ist: 1053.068302 hPa (0.012)

Calculated Coefficients : A0: -1.859908e-001; A1: 9.967676e-001

New Acronym Coefficients: A0: 5.992821e+002; A1: 4.988623e+001

Tabelle 21: Kalibrierung Statikdruck Referenzflugzeug 2003

REDAM32 Calibration Data File 10.07.2003

FMA3/1 REF

Channel 2

Sensor Model: Rosemount 1221F1VL5A1B, Ser. No. 1305

Acronym : Pstau_r [hPa]; A0 = -1.059000e-001; A1 = 3.476000e+000

Data Block 1; Soll: 0.000000 hPa; Ist: -0.041969 hPa (0.001)
Data Block 2; Soll: 5.000000 hPa; Ist: 5.005257 hPa (0.002)
Data Block 3; Soll: 10.000000 hPa; Ist: 10.023816 hPa (0.001)
Data Block 4; Soll: 15.000000 hPa; Ist: 15.038260 hPa (0.001)
Data Block 5; Soll: 20.000000 hPa; Ist: 20.042388 hPa (0.001)
Data Block 6; Soll: 25.000000 hPa; Ist: 25.032624 hPa (0.001)
Data Block 7; Soll: 22.500000 hPa; Ist: 22.549805 hPa (0.002)
Data Block 8; Soll: 17.500000 hPa; Ist: 17.558258 hPa (0.001)
Data Block 9; Soll: 12.500000 hPa; Ist: 12.549904 hPa (0.001)
Data Block 10; Soll: 7.500000 hPa; Ist: 7.534257 hPa (0.001)
Data Block 11; Soll: 2.500000 hPa; Ist: 2.498504 hPa (0.001)
Data Block 12; Soll: 0.000000 hPa; Ist: -0.037046 hPa (0.001)

Calculated Coefficients : A0: 2.552047e-002; A1: 9.959743e-001

New Acronym Coefficients: A0: -7.995321e-002; A1: 3.462007e+000

Tabelle 22: Kalibrierung Staudruck Referenzflugzeug 2003

REDAM32 Calibration Data File 10.07.2003

FMA3/1 REF

Channel 15

Sensor Model: Rosemount 101F-2-100 (Hochpräzisions-Widerstands-Dekade Typ 1422)

Acronym : Tstat_r [GradC]; A0 = -2.533448e+002; A1 = 3.258090e+001

Data Block 1; Soll: -20.000000 GradC; Ist: -20.340939 GradC (0.005)

Data Block 2; Soll: -10.000000 GradC; Ist: -10.207621 GradC (0.008)

Data Block 3; Soll: 0.000000 GradC; Ist: -0.090262 GradC (0.006)

Data Block 4; Soll: 10.000000 GradC; Ist: 9.963534 GradC (0.005)

Data Block 5; Soll: 20.000000 GradC; Ist: 19.974679 GradC (0.006)

Data Block 6; Soll: 30.000000 GradC; Ist: 29.982528 GradC (0.006)

Data Block 7; Soll: 40.000000 GradC; Ist: 39.995088 GradC (0.005)

Data Block 8; Soll: 50.000000 GradC; Ist: 49.921662 GradC (0.005)

Data Block 9; Soll: 60.000000 GradC; Ist: 59.869483 GradC (0.005)

Calculated Coefficients : A0: 1.492977e-001; A1: 9.978272e-001

New Acronym Coefficients: A0: -2.526450e+002; A1: 3.251011e+001

Tabelle 23: Kalibrierung Lufttemperatur Referenzflugzeug 2003

REDAM32 Calibration Data File 10.07.2003

FMA3/1

Channel 5

Sensor Model: Systron Donner 4311A-1.2-P55X, Ser. No. 29471

Acronym : axf [m/s^2]; A0 = 3.600000e-003; A1 = -2.256000e+000

Data Block 1; Soll: 0.000000 m/s^2; Ist: -0.046537 m/s^2 (0.004)

Data Block 2; Soll: 9.810000 m/s^2; Ist: 9.860676 m/s^2 (0.007)

Data Block 3; Soll: -9.810000 m/s^2; Ist: -9.855364 m/s^2 (0.004)

Calculated Coefficients : A0: 1.858646e-002; A1: 9.963148e-001

New Acronym Coefficients: A0: 2.217319e-002; A1: -2.247686e+000

Tabelle 24: Kalibrierung x_f-Beschleunigung Referenzflugzeug 2003

REDAM32 Calibration Data File 10.07.2003

FMA3/1 REF

Channel 6

Sensor Model: Systron Donner 4311A-6-P55X, Ser. No. 29473

Acronym : azf [m/s^2]; A0 = 9.180000e-002; A1 = -1.129150e+001

Data Block 1; Soll: 9.810000 m/s^2; Ist: 9.937183 m/s^2 (0.003)

Data Block 2; Soll: 0.000000 m/s^2; Ist: 0.100166 m/s^2 (0.004)

Data Block 3; Soll: -9.810000 m/s^2; Ist: -9.811934 m/s^2 (0.004)

Calculated Coefficients : A0: -7.147329e-002; A1: 9.937483e-001

New Acronym Coefficients: A0: 1.975281e-002; A1: -1.122091e+001

Tabelle 25: Kalibrierung z_f-Beschleunigung Referenzflugzeug 2003

REDAM32 Calibration Data File 10.07.2003

FMA3/1 REF

Channel 8

Sensor Model: Rosemount 1221F1VL3A1B, Ser. No. 564

Acronym : dPbaro [hPa]; A0 = 3.460000e-002; A1 = 1.720000e+000

Data Block 1; Soll: 0.000000 hPa; Ist: -0.000531 hPa (0.000)

Data Block 2; Soll: 5.000000 hPa; Ist: 5.019947 hPa (0.002)

Data Block 3; Soll: 10.000000 hPa; Ist: 9.999754 hPa (0.001)

Data Block 4; Soll: 15.000000 hPa; Ist: 14.981731 hPa (0.001)

Data Block 5; Soll: 12.500000 hPa; Ist: 12.494441 hPa (0.002)

Data Block 6; Soll: 7.500000 hPa; Ist: 7.511111 hPa (0.001)

Data Block 7; Soll: 2.500000 hPa; Ist: 2.518301 hPa (0.001)

Data Block 8; Soll: 0.000000 hPa; Ist: 0.000729 hPa (0.000)

Data Block 9; Soll: -5.000000 hPa; Ist: -5.017601 hPa (0.001)

Data Block 10; Soll: -10.000000 hPa; Ist: -10.000510 hPa (0.001)

Data Block 11; Soll: -15.000000 hPa; Ist: -14.978824 hPa (0.001)

Data Block 12; Soll: -12.500000 hPa; Ist: -12.493429 hPa (0.002)

Data Block 13; Soll: -7.500000 hPa; Ist: -7.513346 hPa (0.001)

Data Block 14; Soll: -2.500000 hPa; Ist: -2.516809 hPa (0.001)

Data Block 15; Soll: 0.000000 hPa; Ist: -0.001171 hPa (0.000)

Calculated Coefficients : A0: 1.264077e-003; A1: 9.999382e-001

New Acronym Coefficients: A0: 3.586194e-002; A1: 1.719894e+000

Tabelle 26: Kalibrierung Differenzstatikdruck Schleppsonde 2003

REDAM32 Calibration Data File 10.07.2003

FMA3/1 REF

Channel 9

Sensor Model: Rosemount 1221F1VL5A1B, Ser. No. 55

Acronym : dPstau [hPa]; A0 = 2.560000e-002; A1 = 3.439800e+000

Data Block 1; Soll: 0.000000 hPa; Ist: 0.002054 hPa (0.001)
Data Block 2; Soll: 5.000000 hPa; Ist: 5.027436 hPa (0.002)
Data Block 3; Soll: 10.000000 hPa; Ist: 10.017945 hPa (0.002)
Data Block 4; Soll: 15.000000 hPa; Ist: 15.008338 hPa (0.002)
Data Block 5; Soll: 20.000000 hPa; Ist: 19.999054 hPa (0.002)
Data Block 6; Soll: 25.000000 hPa; Ist: 24.988421 hPa (0.001)
Data Block 7; Soll: 22.500000 hPa; Ist: 22.497832 hPa (0.001)
Data Block 8; Soll: 17.500000 hPa; Ist: 17.508802 hPa (0.001)
Data Block 9; Soll: 12.500000 hPa; Ist: 12.518765 hPa (0.001)
Data Block 10; Soll: 7.500000 hPa; Ist: 7.530525 hPa (0.001)
Data Block 11; Soll: 2.500000 hPa; Ist: 2.523671 hPa (0.001)
Data Block 12; Soll: 0.000000 hPa; Ist: 0.006419 hPa (0.001)
Data Block 13; Soll: -5.000000 hPa; Ist: -5.013181 hPa (0.001)
Data Block 14; Soll: -10.000000 hPa; Ist: -10.002513 hPa (0.001)
Data Block 15; Soll: -15.000000 hPa; Ist: -14.989448 hPa (0.001)
Data Block 16; Soll: -20.000000 hPa; Ist: -19.972497 hPa (0.001)
Data Block 17; Soll: -25.000000 hPa; Ist: -24.957734 hPa (0.001)
Data Block 18; Soll: -22.500000 hPa; Ist: -22.469603 hPa (0.001)
Data Block 19; Soll: -17.500000 hPa; Ist: -17.490848 hPa (0.001)
Data Block 20; Soll: -12.500000 hPa; Ist: -12.509646 hPa (0.001)
Data Block 21; Soll: -8.500000 hPa; Ist: -8.517786 hPa (0.001)
Data Block 22; Soll: -2.500000 hPa; Ist: -2.519428 hPa (0.001)
Data Block 23; Soll: 0.000000 hPa; Ist: 0.001379 hPa (0.001)

Calculated Coefficients : A0: -5.836267e-003; A1: 1.000192e+000

New Acronym Coefficients: A0: 1.976865e-002; A1: 3.440460e+000

Tabelle 27: Kalibrierung Staudruck Schleppsonde 2003

B.4 Kalibrierung FMA-2 Vergleichsflugzeug 2003

REDAM32 Calibration Data File 10.07.2003

FMA3/2 VGL

Channel 0

Sensor Model: Rosemount 1201F2A1B1B, Ser. No. 1415

Acronym : Pstat_r [hPa]; A0 = -2.359100e+000; A1 = 1.086181e+002

Data Block 1; Soll: 1009.700000 hPa; Ist: 1013.453509 hPa (0.017)

Data Block 2; Soll: 897.510000 hPa; Ist: 900.627750 hPa (0.018)

Data Block 3; Soll: 795.570000 hPa; Ist: 798.311210 hPa (0.017)

Data Block 4; Soll: 701.000000 hPa; Ist: 703.418637 hPa (0.020)

Data Block 5; Soll: 598.800000 hPa; Ist: 600.858087 hPa (0.020)

Data Block 6; Soll: 499.480000 hPa; Ist: 501.155491 hPa (0.020)

Data Block 7; Soll: 550.025000 hPa; Ist: 551.809430 hPa (0.018)

Data Block 8; Soll: 651.350000 hPa; Ist: 653.378671 hPa (0.019)

Data Block 9; Soll: 749.620000 hPa; Ist: 751.907053 hPa (0.021)

Data Block 10; Soll: 850.000000 hPa; Ist: 852.551159 hPa (0.020)

Data Block 11; Soll: 950.040000 hPa; Ist: 952.892090 hPa (0.023)

Data Block 12; Soll: 1055.710000 hPa; Ist: 1058.964179 hPa (0.021)

Calculated Coefficients : A0: 7.863358e-002; A1: 9.966000e-001

New Acronym Coefficients: A0: -2.272446e+000; A1: 1.082488e+002

Tabelle 28: Kalibrierung Statikdruck Vergleichsflugzeug 2003

REDAM32 Calibration Data File 10.07.2003

FMA3/2

Channel 2

Sensor Model: Rosemount 1221F2VL6B1B, Ser. No. 298

Acronym : Pstau_r [hPa]; A0 = -1.186000e-001; A1 = 5.172500e+000

Data Block 1; Soll: 0.000000 hPa; Ist: 0.011222 hPa (0.001)

Data Block 2; Soll: 5.000000 hPa; Ist: 5.055256 hPa (0.001)

Data Block 3; Soll: 10.000000 hPa; Ist: 10.053451 hPa (0.002)

Data Block 4; Soll: 15.000000 hPa; Ist: 15.054739 hPa (0.002)

Data Block 5; Soll: 20.000000 hPa; Ist: 20.049196 hPa (0.001)

Data Block 6; Soll: 25.000000 hPa; Ist: 25.041929 hPa (0.002)

Data Block 7; Soll: 22.500000 hPa; Ist: 22.547459 hPa (0.001)

Data Block 8; Soll: 17.500000 hPa; Ist: 17.551226 hPa (0.001)

Data Block 9; Soll: 12.500000 hPa; Ist: 12.552100 hPa (0.002)

Data Block 10; Soll: 7.500000 hPa; Ist: 7.551045 hPa (0.001)

Data Block 11; Soll: 2.500000 hPa; Ist: 2.541672 hPa (0.001)

Data Block 12; Soll: 0.000000 hPa; Ist: 0.012915 hPa (0.001)

Calculated Coefficients : A0: -2.612512e-002; A1: 9.986128e-001

New Acronym Coefficients: A0: -1.445606e-001; A1: 5.165325e+000

Tabelle 29: Kalibrierung Staudruck Vergleichsflugzeug 2003

C. Protokolle der Vergleichsflugzeuge

Im folgenden Abschnitt sind die Protokolle der Messflüge, Wägungen und Winkelmessungen aller in diesem Bericht dargestellten Flugzeuge präsentiert. Im Einzelnen werden folgende Protokolle dargestellt:

- Zustandsprotokoll
- Schwerpunktägung
- Wölbklappenwinkelmessung (nur bei Wölbklappenflugzeugen)

Dem Zustandsprotokoll ist die allgemeine Herkunft des Flugzeugs, der Oberflächenzustand sowie eine Beschreibung der Ruderabdichtbänder zu entnehmen. Weiterhin werden die Turbulatoren zur Grenzschichtbeeinflussung und die Stau- und Statikdruckanlage beschrieben.

Die Schwerpunktägung der Flugzeuge wird mit den jeweiligen Messpiloten durchgeführt und enthält Angaben über Ausrüstung, Flugzeugabmessungen sowie die Rüst- und Flugmasse. In diesem Protokoll findet sich auch die Spannweite und Flügelfläche für die weitere Verarbeitung der Messdaten.

Die Wölbklappenwinkelmessung wird hier zur späteren Interpretation der Messergebnisse dargestellt, damit eine bessere Zuordnung von aerodynamischen Potenzial zu jeweiliger Flugzeugkonfiguration möglich ist.

Der Discus-2a wurde in den beiden Wingletkonfigurationen gewogen, während hier, wie auch für die Lak-19 in den beiden Spannweitenkonfigurationen, nur ein Zustandsprotokoll existiert. Für die SB14 wurden im Rahmen einer Arbeitsvermessung des Prototypen kein Zustands- und Wölbklappenwinkelprotokoll angefertigt.

Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: Ventus 2 CT/18m

Kennzeichen: D-KKIK

Werknummer: 1

Datum: 10.08.2002

Verantwortlicher: Böhler

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen:

Waage 1: _____ Waage 2: _____

Kontrollwaage: _____

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten

vorn: Pätzold

Gewicht: 82,3 kg

hinten: _____

Gewicht: _____ kg

Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 8,1 kg

Hebel: 300 mm h. BP

Fallschirm: Masse: 7,6 kg

Flugzeugabmessungen

a = 100 mm

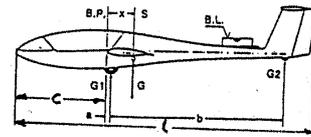
b = 3775 mm

c = 1995 mm

l = 6795 mm

Spannweite: 17,99 m

Flügelfläche: 11,0 m²



Fluglage gem. Handbuch: 1000, 44

Wägung

-- Rüstmasse --

-- Flugmasse --

(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} 298,6 kg
- G_{1Rlara} _____ kg

G_{2Rbrutto} 44,3 kg
- G_{2Rlara} _____ kg

G_{1Fbrutto} 403,6 kg
- G_{1Flara} _____ kg

G_{2Fbrutto} 28,8 kg
- G_{2Flara} _____ kg

G_{1R} 298,6 kg

G_{2R} 44,3 kg

G_{1F} 403,6 kg

G_{2F} 28,8 kg

G_{Rost} = G_{1R} + G_{2R} = 342,9 kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 432,4 kg

X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rost} + a = 588 mm h. BP

X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 351 mm h. BP

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Bem.: Tankinhalt = 7,5 l Sprit

* Batterie im SLW, Batterie unter Holmbrücke und Motorbatterie unter dem I-Brett eingebaut

Abbildung 129: Schwerpunktwägung Ventus-2cT D-KKIK



Wölbklappenwinkelmessung

Flugzeug: Ventus 2cT Kennzeichen: D-KKIK Werknummer: 1

Datum: 12.8.02 Verantwortlicher: Pätzold

Ausgangsstellung der Messungen		
Bezeichnung d. WK-Hebelstellung im Flugzeug	r [mm] (s. Skizze)	h' [mm] (s. Skizze)
0	130	0

Referenz bei "0"
Seite WK im Strak
mit feststehendem Flügel-
teil (WK nicht komplett
55 an dem Pumpf)

Wölbklappenstellungen					QR-Ausschläge am re FL (nur Referenz gemessen)	
Bezeichnung d. WK-Hebelstellung im Flugzeug	h [mm] (s. Skizze)	$\Delta h = h' - h$ [mm] (s. Skizze)	$\eta_K = \arcsin(\Delta h / r)$ [°] (errechnet)	η_K [°] (gemessen mit Winkelmeßgerät)	QR _{li}	QR _{re}
L		23	10	10	20,5	-2,5
+2		16	7	7	17	-7,5
+1		10	4,5	4	14	-10
0		0	0	0	11,5	-15
-1		-4,5	-5	-5	4	-20
-2		-21	-9,5	-9	0	-25
S		-26	-11,5	-11,5	-2,5	-27
S ₁		-30	-13,5	-13	-5,5	-29,5

Keine Differenzierung zw. WK und QR, d.h. $\gamma(WK) = \gamma(QR)$
Aufbes Querdeckel (ca. 500) vollführt alle negativen
Ausschläge wie QR, jedoch keine positiven Ausschläge, sondern
Verhalt dann bei 0° (im Strak zum Flügelende hin).
QR Ausschläge rechts und links variieren leicht.

Abbildung 130: Wölbklappenwinkelmessung Ventus-2cT D-KKIK

C.2 Eta D-KETA



Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: eta Kennzeichen: D-KETA Werknummer: 1
Datum: 29.9.01 Verantwortlicher: S. Wrobel

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
Kontrollwaage: _____

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten mit Schirm

vorn: S. Ronig Gewicht: 91,5 kg
hinten: C. Uckert Gewicht: 93,1 kg

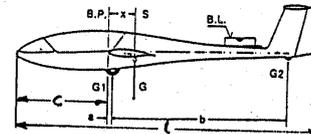
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: _____ kg Hebel: _____ mm h. BP
Fallschirm: Masse: _____ kg

Flugzeugabmessungen

a = -115 mm b = 6121 mm
c = _____ mm l = _____ mm
Spannweite: _____ m Flügelfläche: _____ m²



Fluglage gem. Handbuch: 1 : _____

Wägung

-- Rüstmasse --

(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} 700,4 kg G_{2Rbrutto} 84,1 kg
- G_{1Rtara} _____ kg - G_{2Rtara} _____ kg
G_{1R} 700,4 kg G_{2R} 84,1 kg

G_{Rost} = G_{1R} + G_{2R} = _____ kg

X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rost} + a = _____ mm h. BP

-- Flugmasse --

(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Fbrutto} 908,2 kg G_{2Fbrutto} 60,2 kg
- G_{1Flara} 0 kg - G_{2Flara} 0 kg
G_{1F} 908,2 kg G_{2F} 60,2 kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 968,2 kg

X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 266 mm h. BP

Tanks voll - 35kg

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 131: Schwerpunktwägung Eta D-KETA 2001

Zustandsprotokoll

Flugzeug: eta Kennzeichen: D-KETA Werknummer: 1
 Starts/Stunden: 1 (ggf. seit Grundüberh./Neulackierung) Baujahr: _____
 Vereinsflugzeug Privatflugzeug Herstellerflugzeug
 Datum: 23.8.02 Verantwortlicher: Ronny

Zustand der Flugzeugoberfläche (z. B. Dellen, Abzeichnung von Spanten/Rippen/Gurten, Lackrisse...)

Flügeloberflächen: sehr gut; keine Dellen u.ä.

Rumpf + Leitwerk: sehr gut; Jackbohle Rumpfröhre unten
überlagert RL-LW

Beschreibung der Ruderabdichtbänder (Breite, Wölbung, Zustand...)

Querruder: 450k 3801 380A

Wölbklappe: 48mm, laut Smiley zu kurz

Höhenruder: 30

Seitenruder: 4501

Beschreibung der Turbulatoren (Art, Zustand, Position in % Flügeltiefe, Ober- oder Unterseite, bei Blasturbulatoren Art und Position der Luftquelle)

Tragflügel: WK 77,5% OR 77,5% OR A 76,5%
46,2/72 14/62 M147

Höhenleitwerk: 20/50 60%

Seitenleitwerk: 31/97,5 68%

Beschreibung der Stau-Statik-Anlage

Art und Lage der Gesamtdruckabnahme: Rumpfspitze

Art und Lage der Statikdruckabnahme: Rumpfröhre

Hersteller und Durchmesser des Fahrtmessers: Vibr 57mm / Cambridge 302

Sonstige Bemerkungen/Zusammenfassung

Transponderantenne als Gesamt
Kupplungen als 26St

Abbildung 132: Zustandsprotokoll Eta D-KETA 2002

Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: eta
Datum: 20.8.02

Kennzeichen: D-KETA Werknummer: 1
Verantwortlicher: Bodo Reilmann

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
Kontrollwaage: _____

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen seinen Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja nein

Piloten

vorn: Stefan Romig
hinten: Gerko Wende

Gewicht: 97,0 kg mit Fallschirm
Gewicht: 77,1 kg mit Fallschirm

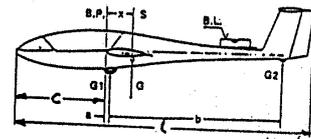
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 8,1 kg Hebel: _____ mm h. BP
Fallschirm: Masse: 7,1 kg

Flugzeugabmessungen

a = -115 mm b = 5766 mm
c = 2650 mm l = 9754 mm
Spannweite: 30,88 m Flügelfläche: 19,6 m²



Fluglage gem. Handbuch: 1: untere Waage

Wägung

-- Rüstmasse --
(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

GPS-Anlage: ja nein
G_{1Rbrutto} _____ kg G_{2Rbrutto} _____ kg
- G_{1Rtara} _____ kg - G_{2Rtara} _____ kg
G_{1R} 703,9 kg G_{2R} 88,4 kg
G_{Rüst} = G_{1R} + G_{2R} = 792,3 kg

X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rüst} + a = 528 mm h. BP

-- Flugmasse --
(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein
G_{1Fbrutto} _____ kg G_{2Fbrutto} _____ kg
- G_{1Ftara} _____ kg - G_{2Ftara} _____ kg
G_{1F} 904,9 kg G_{2F} 63,4 kg
G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 968,3 kg

X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 262 mm h. BP

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 133: Schwerpunktwägung Eta D-KETA 2002

Wölbklappenwinkelmessung

Flugzeug: eta Kennzeichen: D-KETA Werknummer: 1
 Datum: 23.8.02 Verantwortlicher: Reinj

Ausgangsstellung der Messungen		
Bezeichnung d. WK-Hebel-Ausgangsstellung im Flugzeug	r [mm] (s. Skizze)	h* [mm] (s. Skizze)

„fok WK“ an WR ~ 20°

Wölbklappenstellungen				WK QR QEA
Bezeichnung d. WK-Hebelstellung im Flugzeug	h [mm] (s. Skizze)	$\Delta h = h^* - h$ [mm] (s. Skizze)	$\eta_K = \arcsin(\Delta h / r)$ [°] (errechnet)	η_K [°] (gemessen mit Winkelmeßgerät)
0				29 29 25 30 21 21 17
+1				29 29 26
-1				14 14 11
+2				35 34 29

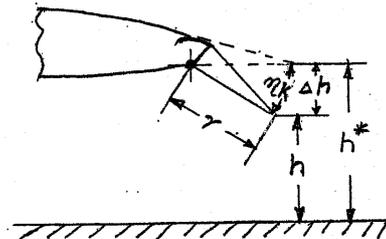


Abbildung 134: Wölbklappenwinkelmessung Eta D-KETA 2002

C.3 ASW-28 15m D-3618



Zustandsprotokoll

Flugzeug: ASW 28 - 18 Kennzeichen: D-3618 Werknummer: 28-501

Starts/Stunden: ~361 ~ 133 (ggf. seit Grundüberh./Neulackierung) Baujahr: 2003

Vereinsflugzeug Privatflugzeug Herstellerflugzeug

Datum: _____ Verantwortlicher: _____

Zustand der Flugzeugoberfläche (z. B. Dellen, Abzeichnung von Spanten/Rippen/Gurten, Lackrisse...)

Flügeloberflächen: sehr guter Zustand, linke Fläche: kleine Dellen auf der Oberseite, rechte Fläche: kleine Kratzer an der Nase

Rumpf + Leitwerk: Kratzer an der Rumpfunterseite und auf Kellehöhe - ansonsten sehr guter Zustand

Beschreibung der Ruderabdichtbänder (Breite, Wölbung, Zustand...)

Querruder: Oberseite: 30mm, gering, gut; Unterseite: 40mm, gering, gut

Wölbklappe: _____

Höhenruder: Oberseite: 40mm, gering, gut; Unterseite: 25mm, gering, gut

Seitenruder: 35mm, gering, gut

Beschreibung der Turbulatoren (Art, Zustand, Position in % Flügeltiefe, Ober- oder Unterseite, bei Blasturbulatoren Art und Position der Luftquelle...)

Tragflügel: Unterseite: Ausblatungen, gut, 70%; 2 Einlöcher vor QR.3 nach 180cm

Höhenleitwerk: Oberseite: gut, 5,3%; Unterseite: gut, 5,6% } Loche-

Seitenleitwerk: gut, 6,5%, beidseitig } bänder

Beschreibung der Stau-Statik-Anlage

Art und Lage der Gesamtdruckabnahme: Multisonde am SLW

Art und Lage der Statikdruckabnahme: Rumpf und Multisonde

Hersteller und Durchmesser des Fahrtmessers: WINTER; Ø 25 mm

Sonstige Bemerkungen/Zusammenfassung

Das Flugzeug stand nur in der 15m-Version zur Verfügung!

Abbildung 135: Zustandsprotokoll ASW-28 15m D-3618

Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: ASW 28 Kennzeichen: D-3618 Werknummer: 28 501
Datum: 16.08.03 Verantwortlicher: Macht

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
Kontrollwaage: _____

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten

vorn: Rausch Gewicht: 60,2 kg
hinten: / Gewicht: _____ kg

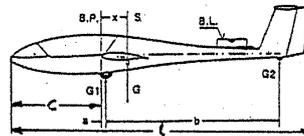
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 7,8 kg Hebel: 0 mm h. BP
Fallschirm: Masse: 7,6 kg

Flugzeugabmessungen

a = 132 mm b = 3646 mm
c = 1847 mm l = 6563 mm
Spannweite: 15,05 m Flügelfläche: 10,5 m² Fluglage gem. Handbuch: 1 : 0,049



Zulässiger SP-Bereich: 222-345 mm h. BE

Wägung

-- Rüstmasse --
(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

-- Flugmasse --
(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten) *5,5kg vor SR-Pedalen*
12,3kg unter Sitz

GPS-Anlage: ja nein

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} 242,1 kg G_{2Rbrutto} 35,5 kg
- G_{1Rtara} 0 kg - G_{2Rtara} 0 kg

G_{1Fbrutto} 345,2 kg G_{2Fbrutto} 18 kg
- G_{1Ftara} 0 kg - G_{2Ftara} 0 kg

G_{1R} 242,1 kg G_{2R} 35,5 kg

G_{1F} 345,2 kg G_{2F} 18 kg

G_{Rost} = G_{1R} + G_{2R} = 277,6 kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 363,2 kg

x_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rost} + a = 598 mm h. BP

x_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 312 mm h. BP
z.B. 222-345

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 136: Schwerpunktwägung ASW-28 15m D-3618

Rumpf + Leitwerk :

- Lachabplatzung (ϕ 1 cm) Spornradverkleidung vorne;
- Lackeriß, ca. 2 ~~cm~~^{mm}, erhaben, ca 40 cm hinter Nase am FL-Rumpf-übergang

Querwelle :

Unterseite: Teflondichtband, nach innen eingeschlagen,
keine Abdeckung, 0,5 cm Spalt

Höhenruder :

Teflonband nur als Scheuerschutz, nicht abdichtend

Abbildung 138: Zustandsprotokoll Seite 2 DG-1000 D-1006

Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: DG 1000 Kennzeichen: D-1006 Werknummer: 10-19519
Datum: 11. 8. 03 Verantwortlicher: Rausch

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
Kontrollwaage: _____

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten

vorn: Rausch Gewicht: 69,2 kg
hinten: Pätzold Gewicht: 82,6 kg

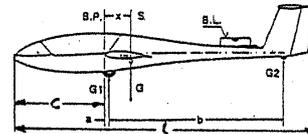
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 7,8 kg Hebel: ~0 mm h. BP
Fallschirm: Masse: _____ kg

Flugzeugabmessungen

a = 113 mm b = 5013 mm
c = 2670 mm l = 8563 mm
Spannweite: 20,0 m Flügelfläche: 17,53 m²



Fluglage gem. Handbuch: 1 : 0,033

Wägung

-- Rüstmasse --

(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} 370,2 kg G_{2Rbrutto} 44,0 kg
- G_{1Rtara} 0 kg - G_{2Rtara} 0 kg

G_{1R} 370,2 kg G_{2R} 44,0 kg

G_{Rost} = G_{1R} + G_{2R} = 414,2 kg

X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rost} + a = 645 mm h. BP

-- Flugmasse --

(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Fbrutto} 555,0 kg G_{2Fbrutto} 28,4 kg
- G_{1Ftara} 0 kg - G_{2Ftara} 0 kg

G_{1F} 555,0 kg G_{2F} 28,4 kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 583,4 kg

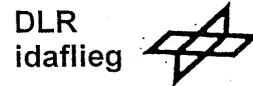
X_{GF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 356 mm h. BP

Trimmgewichte 5,8 kg
Akku hinten 5,8 kg

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 139: Schwerpunktwägung DG-1000 D-1006

C.5 Discus 2a Winglet MM / SH D-1246



Zustandsprotokoll

Flugzeug: Discus 2a versch. WL Kennzeichen: D-1246 Werknummer: 186
Starts/Stunden: 1 (ggf. seit Grundüberh./Neulackierung) Baujahr: 6/03
Vereinsflugzeug (Privatflugzeug) Herstellerflugzeug
Datum: 14.8.03 Verantwortlicher: F. Pätzold

Zustand der Flugzeugoberfläche (z. B. Dellen, Abzeichnung von Spanten/Rippen/Gurten, Lackrisse...)

Flügeloberflächen: leichtes Abzeichnen d. Flügelbankendrippen,
sonst makellos

Rumpf + Leitwerk: makellos

Beschreibung der Ruderabdichtbänder (Breite, Wölbung, Zustand...)

Querruder: OS: 30/3 US: 22/19 }
Wölbklappe: / }
Höhenruder: komplett 22/12 } sehr guter Zustand
Seitenruder: komplett 30/12 }

Beschreibung der Turbulatoren (Art, Zustand, Position in % Flügeltiefe, Ober- oder Unterseite, bei Blasturbulatoren Art und Position der Luftquelle...)

Tragflügel: } Zackenrand US 55 ca. 70%
Höhenleitwerk: } 60° 12mm seit, OS dick, OS: 68%, US 67%
Seitenleitwerk: /

Beschreibung der Stau-Statik-Anlage

Art und Lage der Gesamtdruckabnahme: Zum langes Staurohr am SW den

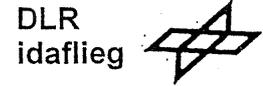
Art und Lage der Statikdruckabnahme: Bohrung Litre mit inkr Flügel gekoppelt mit je 2 Bohrer

Hersteller und Durchmesser des Fahrtmessers: Thomson Ø80, ersatzweise einbauen
Litre ca. 80mm vor SW

Sonstige Bemerkungen/Zusammenfassung

Abbildung 140: Zustandsprotokoll Discus-2a D-1246

WL ~~von~~ von Mark M.



Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: Discus 2a

Kennzeichen: D-1246

Werknummer: _____

Datum: 12. 8. 03

Verantwortlicher: Brökelmann

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen:

Waage 1: _____

Waage 2: _____

Kontrollwaage: _____

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten

vorn: Pätzold

Gewicht: 82,7 kg

hinten: /

Gewicht: / kg

Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 7,8 kg

Hebel: no mm h. BP

Fallschirm: Masse: 7,0 kg

Flugzeugabmessungen

a = 124 mm

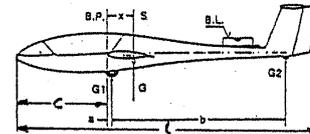
b = 3660 mm

c = _____ mm

l = 6389 mm

Spannweite: 15,00 m

Flügelfläche: 10,16 m²



Fluglage gem. Handbuch: 1 : 0,044

Wägung

-- Rüstmasse --

-- Flugmasse --

(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} 216,5 kg

G_{2Rbrutto} 35,2 kg

G_{1Fbrutto} 328,1 kg

G_{2Fbrutto} 20,6 kg

- G_{1Rtara} _____ kg

- G_{2Rtara} _____ kg

- G_{1Ftara} _____ kg

- G_{2Ftara} _____ kg

G_{1R} 216,5 kg

G_{2R} 35,2 kg

G_{1F} 328,1 kg

G_{2F} 20,6 kg

G_{Rost} = G_{1R} + G_{2R} = 251,7 kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 348,7 kg

X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rost} + a = 635 mm h. BP

X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 340 mm h. BP

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 141: Schwerpunktwägung Konf. MM Discus-2a D-1246

WL ~~von Mark M.~~
"alt"

DLR
idaflieg

Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: Discus 2a Kennzeichen: D-1246 Werknummer: _____
Datum: 12.8.03 Verantwortlicher: Brökelmann

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
Kontrollwaage: _____

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten

vorn: Pätzold Gewicht: 82,7 kg
hinten: / Gewicht: / kg

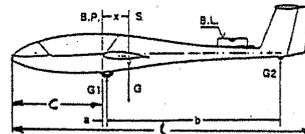
Bei mehreren Piloten neues
Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 7,7 kg Hebel: 10 mm h. BP
Fallschirm: Masse: 7,0 kg

Flugzeugabmessungen

a = 124 mm b = 3660 mm
c = _____ mm l = 6389 mm
Spannweite: 15,0 m Flügelfläche: 10,16 m²



Fluglage gem. Handbuch: 1 : 0,044

Wägung

-- Rüstmasse --

(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} 216,5 kg G_{2Rbrutto} 34,8 kg
- G_{1Rtara} _____ kg - G_{2Rtara} _____ kg
G_{1R} 216,5 kg G_{2R} 34,8 kg

G_{R0st} = G_{1R} + G_{2R} = 251,3 kg

X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{R0st} + a = 631 mm h. BP

-- Flugmasse --

(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Fbrutto} 327,4 kg G_{2Fbrutto} 20,3 kg
- G_{1Ftara} _____ kg - G_{2Ftara} _____ kg
G_{1F} 327,4 kg G_{2F} 20,3 kg

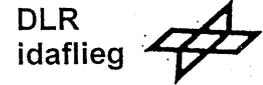
G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 347,7 kg

X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 338 mm h. BP

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 142: Schwerpunktwägung Konf. SH Discus-2a D-1246

C.6 Lak-19 15m / 18m LY-GDZ



Zustandsprotokoll

Flugzeug: Lak 19 Kennzeichen LY-GDZ Werknummer: _____
 Starts/Stunden: _____ / _____ (ggf. seit Grundüberh./Neulackierung) Baujahr: _____
 Vereinsflugzeug Privatflugzeug Herstellerflugzeug
 Datum: 05.08.03 Verantwortlicher: _____

Zustand der Flugzeugoberfläche (z. B. Dellen, Abzeichnung von Spanten/Rippen/Gurten, Lackrisse...)

Flügeloberflächen: QR-Spant + BK-Spant zeichnen sich ab, Abrieb an Flügelnahe
1. Trapezknick (beide Flächen) KEFL: Lackabplatzung Wingletanschluss
 Rumpf + Leitwerk: Lackschrammen vor der Bugkupplung, Hautdichtband
steht über,

Beschreibung der Ruderabdichtbänder (Breite, Wölbung, Zustand...)

Querruder: Mylarband 22mm, abgedichtet mit Tape, Zustand i.O.
 Wölbklappe: /
 Höhenruder: Kombiband 30mm u. Tape; Zustand i.O.
 Seitenruder: Kombiband 45mm, Zustand i.O.

Beschreibung der Turbulatoren (Art, Zustand, Position in % Flügeltiefe, Ober- oder Unterseite, bei Blasturbulatoren Art und Position der Luftquelle...)

Tragflügel: Zackenband Unterecke, bei 80% Flügeltiefe, Zustand i.O.
 Höhenleitwerk: Kombiband
 Seitenleitwerk: Kombiband

Beschreibung der Stau-Statik-Anlage

Art und Lage der Gesamtdruckabnahme: Düse in Rumpfnase
 Art und Lage der Statikdruckabnahme: 3 Löcher im Rumpf, 1060mm hinter Flügelendkante
 Hersteller und Durchmesser des Fahrtmessers: Winkler, Ø 58mm

Sonstige Bemerkungen/Zusammenfassung

Beide QR haben Spiel
Flugzeug insgesamt abgerollt

Abbildung 143: Zustandsprotokoll Lak-19 LY-GDZ

Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: Lak 19-15WL Kennzeichen: LY-GDZ Werknummer: _____
Datum: 5.8.03 Verantwortlicher: Pätzold

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
Kontrollwaage: GUT

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten

vorn: Pätzold Gewicht: 82,6 kg
hinten: / Gewicht: / kg

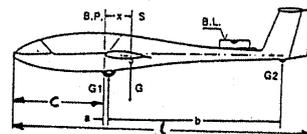
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 5,5 kg Hebel: ~0 mm h. BP
Fallschirm: Masse: 7,1 kg

Flugzeugabmessungen

a = 132 mm b = 3595 mm
c = 1914 mm l = 6535 mm
Spannweite: 14,92 m Flügelfläche: 9,06 m²



Fluglage gem. Handbuch: 100,29

Wägung

-- Rüstmasse --

(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} 212,6 kg G_{2Rbrutto} 30,8 kg
- G_{1Rtara} 0 kg - G_{2Rtara} 0 kg

G_{1R} 212,6 kg G_{2R} 30,8 kg

G_{Rüst} = G_{1R} + G_{2R} = 243,4 kg

X_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rüst} + a = 587 mm h. BP

6 kg an Notsaft

-- Flugmasse --

(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Fbrutto} 320,3 kg G_{2Fbrutto} 12,8 kg
- G_{1Ftara} 0 kg - G_{2Ftara} 0 kg

G_{1F} 320,3 kg G_{2F} 12,8 kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 333,1 kg

X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 270 mm h. BP

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

zul. 182-305

Abbildung 144: Schwerpunktwägung Lak-19 15 m LY-GDZ

Schwerpunktwägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: Lak 19-18 WL Kennzeichen: LY-GDZ Werknummer: _____
 Datum: 5.8.03 Verantwortlicher: Macht

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
 Kontrollwaage: GUT APBS

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
 Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten

vorn: Pätzold Gewicht: 82,6 kg *ohne FS*
 hinten: Gewicht: kg

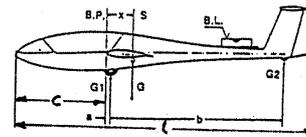
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: 55 kg Hebel: 40 mm h. BP
 Fallschirm: Masse: 71 kg

Flugzeugabmessungen

a = 132 mm b = 3595 mm
 c = 1814 mm l = 6535 mm
 Spannweite: 17,92 m Flügelfläche: 9,6 m²



Fluglage gem. Handbuch: 100 : 2,9

Wägung

-- Rüstmasse -- *68 kg an Hecksitze* -- Flugmasse --
 (mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte) (mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} 217,6 kg G_{2Rbrutto} 31,1 kg
 - G_{1Rtara} 0 kg - G_{2Rtara} 0 kg

G_{1Fbrutto} 325,3 kg G_{2Fbrutto} 13,1 kg
 - G_{1Ftara} 0 kg - G_{2Ftara} 0 kg

G_{1R} 217,6 kg G_{2R} 31,1 kg

G_{1F} 325,3 kg G_{2F} 13,1 kg

G_{Rüst} = G_{1R} + G_{2R} = 248,7 kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 338,4 kg

X_{Sl} = (G_{2R} * b) / G_{Rüst} + a = 582 mm h. BP

X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 274 mm h. BP

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

zul.: 182 - 305 mm h. BE

Abbildung 145: Schwerpunktwägung Lak-19 18 m LY-GDZ

C.7 SB14 D-9814

aus anderer SP-Wägung

DLR
idaflieg

Schwerpunktwaägung

(Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: SB14 Kennzeichen: D-9814 Werknummer: 1
Datum: 19.8.03 Verantwortlicher: Pätzold

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
Kontrollwaage: _____

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse → Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
Waagenkontrolle durchgeführt? ja

Piloten

vorn: Pätzold Gewicht: 82,6 kg
hinten: _____ Gewicht: _____ kg

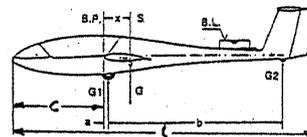
Bei mehreren Piloten neues Formular verwenden.

Ausrüstung

GPS-Anlage: Masse: _____ kg Hebel: _____ mm h. BP
Fallschirm: Masse: _____ kg

Flugzeugabmessungen

a = _____ mm b = _____ mm
c = _____ mm l = _____ mm



Spannweite: 17,964 m Flügelfläche: 10,84 m² Fluglage gem. Handbuch: 1°

Wägung

-- Rüstmasse --
(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)

-- Flugmasse --
(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)

GPS-Anlage: ja nein

GPS-Anlage: ja nein

G_{1Rbrutto} _____ kg G_{2Rbrutto} _____ kg
- G_{1Rtara} _____ kg - G_{2Rtara} _____ kg

G_{1Fbrutto} 359,1 kg G_{2Fbrutto} 21,5 kg
- G_{1Ftara} _____ kg - G_{2Ftara} _____ kg

G_{1R} _____ kg G_{2R} _____ kg

G_{1F} 359,1 kg G_{2F} 21,5 kg

G_{R0st} = G_{1R} + G_{2R} = _____ kg

G_{Flug} = G_{1F} + G_{2F} = 380,6 kg

X_{Sl} = (G_{2R} * b) / G_{R0st} + a = _____ mm h. BP

X_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a = 372 mm h. BP

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 146: Schwerpunktwaägung SB14 D-9814