



# **Experimentelle Untersuchung des Innendruckes eines Paragleitschirmes unter Berücksichtigung realer Flugzustände**

von

BSc. Lukas Rosner

als Masterarbeit der Kommission zur Abhaltung der Masterprüfung der  
Studienrichtung Maschinenbau an der Technischen Universität Graz  
über das Institut für Mechanik vorgelegt.

Betreuer:

Ao. Univ.-Prof. Dipl.-Ing. Dr. techn. Braunstingl Reinhard

Dipl. Ing. Mariani Oliver

Graz, Oktober 2014

## Eidesstattliche Erklärung

Ich erkläre an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig verfasst, andere als die angegebenen Quellen/Hilfsmittel nicht benutzt, und die den benutzten Quellen wörtlich und inhaltlich entnommenen Stellen als solche kenntlich gemacht habe.

Graz,.....  
.....  
(Unterschrift)

## Statutory Declaration

I declare that I have authored this thesis independently, that I have not used other than the declared sources / resources, and that I have explicitly marked all material which has been quoted either literally or by content from the used sources.

Graz,.....  
.....  
(Signature)

# Kurzfassung

Titel: Experimentelle Untersuchung des Innendruckes eines Paragleitschirmes unter Berücksichtigung realer Flugzustände

Autor: Lukas Rosner

1. Stichwort: Windkanalversuche
2. Stichwort: Druckmessung
3. Stichwort: Gleitwinkelmessung

Im Zuge dieser Arbeit wurde eine Messmethode entwickelt, die es ermöglicht, den auftretenden Innendruck in einer Gleitschirmkappe zu bestimmen. Zudem wurde während der Untersuchungen eine richtungsweisende Methode zur Bestimmung des Gleitwinkels entwickelt.

Die verwendete Messelektronik sowie die entwickelten Sonden zur Bestimmung des Innendruckes und des Gleitwinkels wurden zuerst im Rahmen von Windkanalversuchen auf ihre Funktion getestet.

Im Laufe der Untersuchungen wurden 11 Messflüge in drei unterschiedlichen Fluggebieten absolviert. Nach jedem Messflug wurde anhand der Ergebnisse die weitere Vorgehensweise abgeleitet und somit ständig die Messung optimiert.

Um den subjektiven Einfluss durch den Messpiloten zu isolieren, beschränkte sich die Untersuchung auf nur zwei Messflugkonfigurationen. Die nötige Steuereingabe durch den Piloten wurde dadurch auf ein Minimum reduziert.

Der Einfluss der Atmosphäre auf die Messergebnisse wurde durch eine genaue Planung der Messflugtage unter ständiger Beobachtung der meteorologischen Gegebenheiten ebenfalls minimiert.

Die Untersuchungen erfolgten an zwei unterschiedlichen Gleitschirmmustern und wurden von einem zweiköpfigen Messflugteam durchgeführt.

Durch die erworbenen Erkenntnisse in dieser Arbeit konnten sowohl für die Innendruckmessung als auch für die Gleitwinkelmessung maßgebliche Schritte zur genaueren Bestimmung der Größen abgeleitet werden.

## Abstract

Title: Experimental investigation of the internal pressure of a paraglider canopy during real flight conditions

Author: Lukas Rosner

1<sup>st</sup> keyword: wind tunnel testing

2<sup>nd</sup> keyword: pressure measurement

3<sup>rd</sup> keyword: flight path angle measurement

In this thesis a method was developed to measure the internal pressure of a paraglider canopy during real flight conditions. Furthermore a trend setting technique to determine the flight path angle was developed.

The electronics for the measurement and the probe for the determination of the internal pressure and the flight path angle were tested in a windtunnel in advance to the testing in real flight conditions.

The investigation was realized during a total of 11 flights from three different take-off locations. The measurement method was constantly optimized after each run and on the basis of the measurement results.

Due to the subjective influence of the pilot on the measurement results, the measurement settings were reduced to two different flight configurations. The influence of the atmospheric conditions was minimized through conscientious choice of the measurement day and thorough observation of the meteorological conditions.

The investigation was performed by a team of two pilots flying two different types of paragliders.

With the results gained from the measurements described in this thesis, relevant steps for a more detailed determination of the internal pressure and the flight path angel of paragliders could be derived.

## Danksagung

Ich möchte mich bei dem Team der Abteilung „Testing & Validation“ des Kompetenzzentrums „Das virtuelle Fahrzeug“ unter der Leitung von Dr. Bernhard Lechner bedanken. Erst durch dieses Team und den Einsatz innovativer Messelektronik, entwickelt an dieser Abteilung, war eine Durchführung der Arbeit überhaupt möglich. Durch die Unterstützung von Herrn Ao. Univ.-Prof. Dipl.-Ing. Dr. techn. Reinhard Braunstingl wurden die Untersuchungen akademisch begleitet. Durch sein gezielt eingesetztes Fachwissen konnte ein rasches Vorankommen gewährleistet werden. Dafür möchte ich mich bedanken.

Philipp Medicus, Chefentwickler des Gleitschirmherstellers NOVA, gilt ein besonderer Dank, da er mit seinen Tips und Vorgaben wesentlich zum Erfolg dieser Arbeit beigetragen hat. Er stellte neben seinem Know-How als Entwickler auch das entsprechende Equipment zur Durchführung der Messflüge zu Verfügung.

Herrn Dr. Sudy, zuständig für die Wetterprodukte der Zentral Anstalt für Meteorologie und Geodynamik in Graz, und Herrn Mag. Schmidt, MET-Manager Region Süd der Austro Control GmbH, möchte ich für die detaillierte Auflistung der Wetterdaten an den Messflugtagen danken.

Die Durchführung der Messflüge konnte nicht ohne die Hilfe einer weiteren Person sichergestellt werden. Es ist meinem langjährigen Freund und Fliegerkollegen Antonio Ciriello, vlg. Tscheffersson Tschaehon zu danken, der mich mit seinem Einsatz als Fahrer, seiner beruhigenden Stimme während der Startphase sowie durch seine Tips und Ideen unterstützte und bei jedem Messflug an meiner Seite stand. Mit seiner ausführlichen Dokumentation der Messflüge durch Video und Foto ist er maßgeblich an dem Erfolg der Arbeit beteiligt.

Während der ganzen Studienzeit konnte ich viele tolle Menschen treffen mit denen ich einen Teil des Studium bestreiten durfte. Ich möchte mich bei ihnen von ganzem Herzen bedanken. Ohne diese Gemeinschaft, die Aufmerksamkeit, den Zuspruch und die Unterstützung wäre mein Studium wohl nie in dieser Form zu Ende gegangen.

Zu guter Letzt sei meinen Eltern zu danken, da sie mich durch die lange Studienzeit finanziell und vor allem durch ihre liebevolle Art auch in schweren Zeiten immer unterstützten. Mein Vater war selbst begeisterter Drachenflieger und gab mir den Anstoß zum Interesse am Flugsport. Schicksalsbedingt stürzte er im Herbst 2011 ab und lebt seither ein erschwertes Leben. Ich möchte ihm danken und ihm diese Arbeit widmen.

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Leonardo da Vincis Fallschirm (a) [3], Fausto Veranzio (b) [4] .....	1
Abbildung 2: Parawing a [5], Sailwing b [6], Parafoil c [7] .....	2
Abbildung 3: Drachenfliegerstart .....	3
Abbildung 4: X-38 Rettungsträger (a) [8], IMAX Lastengleitschirm (b) [9] .....	4
Abbildung 5: Aufbau eines Gleitschirmes .....	1
Abbildung 6: Parafoil 1964 (a) [12], moderne Gleitschirmprofilrippe (b) .....	3
Abbildung 7: Innenaufbau einer Gleitschirmkappe .....	4
Abbildung 8: Außen- und Innendruck eines Gleitschirmes .....	5
Abbildung 9: Windkanalaufbau [10] .....	6
Abbildung 10: Verteilung des Innendruckes über den Anstellwinkel [10] .....	6
Abbildung 11: deformierter Eintrittsbereich (a), Kontur bei 2° Anstellwinkel (b) [10] .....	7
Abbildung 12: Gleitwinkel eines Gleitschirmes .....	8
Abbildung 13: schematischer Messablauf .....	10
Abbildung 14: Messequipment aus Pilotensicht kurz vor dem Start .....	11
Abbildung 15: Ablassen der Druckmesssonde .....	11
Abbildung 16: Position der Sonden während der Messung .....	13
Abbildung 17: Messkonfigurationen, Trimmflug (a) und „voll – beschleunigter Flug“ (b) .....	14
Abbildung 18: Pilotenposition bei „voll-beschleunigtem Flug“ .....	15
Abbildung 19: Einholen der Druckmesssonde .....	16
Abbildung 20: Landung mit Messequipment .....	16
Abbildung 21: Staudruck über Geschwindigkeit in Abhängigkeit von verschiedenen Luftdichten .....	17
Abbildung 23: Druckverteilung an einem Gleitschirmprofil [13] .....	20
Abbildung 24: Versuchsaufbau Druckmessung .....	21
Abbildung 25: schematischer Aufbau der Druckmessung .....	22
Abbildung 26: Aufbau Drucksonde .....	23
Abbildung 27: Nickwinkel und Gleitwinkel eines Gleitschirmes .....	24
Abbildung 28: Versuchsaufbau Winkelmessung .....	25
Abbildung 29: Aufbau Gleitwinkelsonde mit mechanischem Lot .....	26
Abbildung 30: Aufbau Gleitwinkelsonde mit mechanischem Lot und strömungsoptimierten Körpern .....	27
Abbildung 31: Prinzip der Gleitwinkelmessung durch Beschleunigungssensor .....	28
Abbildung 32: Aufbau Gleitwinkelsonde mit Intertialsensor .....	29
Abbildung 33: Aufbau des Freistrahwindkanals .....	30
Abbildung 34: statischer Druck bei verschiedenen Geschwindigkeiten im Windkanal .....	31
Abbildung 35: Gleitwinkel bei verschiedenen Geschwindigkeiten im Windkanal .....	32

Abbildung 36: Gleitwinkel bei verschiedenen Geschwindigkeiten im Windkanal.....	33
Abbildung 37: Aufbau der Messelektronik.....	34
Abbildung 38: Position der Messelektronik (a), Druckmessschlauch in Gleitschirmzelle (b) .	36
Abbildung 39: „TEMP“ Diagramm einer Messsonde vom Flughafen Graz-Thalerhof [19] .....	39
Abbildung 40: 01.11.2013 Prion, Rosner .....	42
Abbildung 41: 12.11.2013 Prion, Mariani.....	44
Abbildung 42: 09.01.2014 Mentor 3, Rosner, mech. Lot.....	46
Abbildung 43: 13.01.2014 Mentor 3, Rosner, mech. Lot.....	47
Abbildung 44: Ausrichten des mechanischen Lotes.....	47
Abbildung 45: 20.02.2014 Mentor 3, Rosner, mech. Lot opt. Variante.....	49
Abbildung 46: 18.03.2014 Mentor 3, Rosner, Gleitwinkel mittels Inertialsensors .....	51
Abbildung 47: Pendeln der Gleitwinkelsonde um die Längsachse .....	52
Abbildung 48: 17.04.2014 Mentor 3, Rosner, Gleitwinkel mittels Inertialsensor .....	54
Abbildung 49: Gleitwinkelmessung mit Bremsfallschirm .....	56
Abbildung 50: händisches Ausfahren des Bremsfallschirmes .....	57
Abbildung 51: idealisierte Kräftesituation am Gleitschirm .....	58
Abbildung 52: Verlauf der Widerstandskraft zu Folge des Bremsfallschirmes.....	59
Abbildung 53: 06.05.2014 Mentor 3, Rosner, Gleitwinkel, Bremsfallschirm .....	60



## Tabellenverzeichnis

Tabelle 3-1: Gleitschirmmodelle und ihre Gleitzahlverhältnisse [14] .....	9
Tabelle 5-1: Messbereich aufgrund barometrischer Höhe .....	18
Tabelle 5-2: Messbereich eines Differenzdruckaufnehmers.....	19
Tabelle 5-3: Merkmale und Leistungsdaten des Windkanalprüfstandes .....	30
Tabelle 5-4: Messkonfigurationen am Windkanal .....	30
Tabelle 5-5: Ergebnisse der Windkanaluntersuchungen.....	33
Tabelle 5-6: Spezifikationen der Messelektronik.....	35
Tabelle 5-7: Anzahl der Messflüge in den günstigen Monaten.....	37
Tabelle 5-8: Wettergeschehen und die geeigneten Wetterdienste.....	38
Tabelle 6-1: Übersicht der Messflüge .....	41
Tabelle 6-2: arithm. Mittelwerte der Ergebnisse, dritter Messflug (Prion) .....	43
Tabelle 6-3: arithm. Mittelwerte der Ergebnisse, 4. und 5. Messflug (Mentor 3).....	46
Tabelle 6-4: arithm. Mittelwerte der Ergebnisse, 6. Messflug (Mentor 3) .....	50
Tabelle 6-5: arithm. Mittelwerte der Ergebnisse, 8. Messflug (Mentor 3) .....	51
Tabelle 6-6: arithm. Mittelwerte der Ergebnisse, 9. Messflug (Mentor 3) .....	54
Tabelle 6-7: bekannte Größen zur Berechnung des neuen Gleitwinkels.....	59
Tabelle 6-8: Vergleich der Gleitwinkel .....	60
Tabelle 6-9: Zusammenfassung der Messergebnisse .....	61
Tabelle 6-10: Simulationsergebnisse, Gleitschirmmuster Mentor 3.....	62

## Formelzeichen, Indizes und Abkürzungen

<u>Symbol</u>	<u>Bedeutung</u>	<u>Dimension</u>
$c_p$	dimensionsloser Druckbeiwert	-
$E$	Gleitzahl	-
$\gamma$	Gleitwinkel	[°]
$p_i$	Innendruck der Schirmkappe	[Pa]
$p_\infty$	Druck in ungestörter Strömung	[Pa]
$p_t$	Totaldruck	[Pa]
$U_\infty$	Geschwindigkeit in ungestörter Strömung	[m/s]
$\rho_{Luft}$	Dichte der Luft	[kg/m <sup>3</sup> ]
$Re = \frac{U_\infty l}{\nu}$	Reynoldszahl	-
$\alpha$	Anstellwinkel	[°]
$v_{trim}$	Trimmgeschwindigkeit	[m/s]
$v_{beschl}$	max. stationäre Gleitgeschwindigkeit	[m/s]
$p_{at}$	Atmosphärendruck	[Pa]
$p_{ats}$	Atmosphärendruck auf Höhe Drucksonde	[Pa]
$p_{atk}$	Atmosphärendruck auf Höhe Gleitschirmkappe	[Pa]
$\varphi$	Einstellwinkel	[°]
$F_a$	Auftriebskraft	[N]
$F_g$	Gewichtskraft	[N]
$F_l$	resultierende Luftkraft	[N]
$F_{bf}$	Widerstandskraft des Bremsfallschirmes	[N]
$F_{wges}$	Gesamte Widerstandskraft (Pilot + Fallschirm)	[N]
$F_{wk}$	Widerstandskraft des Gleitschirmkappe	[N]
$F_{wp}$	Widerstandskraft des Piloten	[N]
$F_{wz}$	Widerstandskraft am Lot	[N]
$a_x$	Beschleunigung in x - Richtung	[m/s <sup>2</sup> ]
$a_y$	Beschleunigung in y - Richtung	[m/s <sup>2</sup> ]

# Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Einleitung</b> .....	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>Geschichtliche Entwicklung und Stand der Technik</b> .....	<b>1</b>
<b>3</b>	<b>Grundlagen</b> .....	<b>1</b>
3.1	Aufbau .....	1
3.2	Gleitschirmprofil.....	2
3.3	Innendruck.....	4
3.4	Gleitwinkel.....	7
3.4.1	Üblicher Messablauf zur Gleitwinkelbestimmung .....	9
<b>4</b>	<b>Versuchsaufbau</b> .....	<b>10</b>
4.1	Phase 1, Start.....	10
4.2	Phase 2, Ablassen der Sonden.....	11
4.3	Phase 3, Messphase .....	12
4.4	Phase 4, Einholen der Sonden.....	15
4.5	Phase 5, Landung.....	16
<b>5</b>	<b>Methoden und Material</b> .....	<b>17</b>
5.1	Druckmessung .....	17
5.1.1	Absolutdruckaufnehmer.....	18
5.1.2	Differenzdruckaufnehmer .....	19
5.1.3	Positionierung der Referenzdruckmessung .....	20
5.1.4	Aufbau der Druckmesssonde: .....	22
5.2	Gleitwinkelmessung .....	24
5.2.1	Gleitwinkelmessung mittels mechanischen Lotes.....	26
5.2.2	Gleitwinkelmessung mittels Beschleunigungssensor.....	28
5.3	Windkanal und Kalibrierung .....	29
5.3.1	Geschwindigkeitsabhängigkeit der Drucksonde .....	31
5.3.2	Kalibrierung des Drucksensors .....	31
5.3.3	Geschwindigkeitsabhängigkeit der Gleitwinkelsonde mit mechanischem Lot.....	31
5.3.4	Geschwindigkeitsabhängigkeit der Gleitwinkelsonde mit Inertialsensor .....	32
5.3.5	Kalibrierung der beiden Gleitwinkelsonden.....	33

5.3.6	Ergebnisse der Windkanaluntersuchungen.....	33
5.4	Messelektronik.....	34
5.4.1	Aufbau und Grundfunktionen der Messelektronik .....	34
5.4.2	Messelektronik zur Innendruckmessung.....	36
5.4.3	Messelektronik zur Gleitwinkelmessung.....	36
5.5	Meteorologische Rahmenbedingungen.....	37
5.5.1	Wettersituation am Startplatz.....	40
<b>6</b>	<b>Messergebnisse und Vergleich mit den Simulationsergebnissen.....</b>	<b>41</b>
6.1	Übersicht der Messflüge .....	41
6.2	2. Messflug .....	42
6.2.1	Abgeleitete Vorgangsweise 2. Messflug: .....	43
6.3	3. Messflug .....	43
6.3.1	Abgeleitete Vorgangsweise 3. Messflug: .....	45
6.4	4. - 5. Messflug .....	45
6.4.1	Gleitwinkel.....	46
6.4.2	Innendruck.....	48
6.4.3	Abgeleitete Vorgangsweise 4. – 5. Messflug:.....	48
6.5	6. Messflug .....	49
6.5.1	Abgeleitete Vorgangsweise 6. Messflug: .....	50
6.6	7. Messflug .....	50
6.7	8. Messflug .....	51
6.7.1	Innendruck.....	52
6.7.2	Gleitwinkel.....	52
6.7.3	Abgeleitete Vorgangsweise 8. Messflug.....	53
6.8	9. Messflug .....	53
6.8.1	Innendruck.....	54
6.8.2	Gleitwinkel.....	55
6.8.3	Abgeleitete Vorgangsweise 9. Messflug.....	55
6.9	10. Messflug .....	55

6.9.1	Idealisierte Kräftesituation.....	57
6.9.2	Berechnung des neuen Gleitwinkels.....	59
6.9.3	Vergleich zwischen gerechnetem und gemessenem Gleitwinkel.....	60
6.10	Vergleich mit den Simulationsergebnissen.....	61
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung der Ergebnisse und Ausblick.....</b>	<b>63</b>
<b>8</b>	<b>Literaturverzeichnis.....</b>	<b>1</b>
<b>9</b>	<b>Anhang.....</b>	<b>1</b>

## 1 Einleitung

Das Gleitschirmfliegen hat sich seit seinen Anfängen im Jahr 1965 zu einer populären Sportart entwickelt. Es wird geschätzt, dass es weltweit rund hunderttausend aktive Gleitschirmpiloten gibt und dass rund dreißigtausend Gleitschirme jedes Jahr verkauft werden [1]. Im Vergleich zu anderen Flugsportarten wie Segelfliegen, Motorsportfliegen oder Drachenfliegen erfreut sich der Gleitschirmsport jährlich über starken Zuwachs. Waren 2002 in Deutschland noch 30.000 Mitglieder gemeldet sind es 2013 schon 36000 [2]. Die Hersteller versuchen permanent sowohl die Leistung der Gleitschirme als auch die Sicherheit zu verbessern. Die Gleitzahl, ein Parameter zur Bestimmung der Gleitleistung, die das Verhältnis zwischen der zurückgelegten Strecke und der dazu benötigten Höhe angibt, lag in den siebziger Jahren noch bei ca. 3. Neuwertige Gleitschirme erreichen mittlerweile Werte von 8 bis 10. Dabei stehen die ca. 30 weltweit agierenden Hersteller immer mehr vor der Herausforderung Gleitleistung und Sicherheit zu vereinen. Mit der Weiterentwicklung der verwendeten Materialien für Gleitschirmtücher und Leinen stieg auch die Vielfalt der Gleitschirmkonzepte. Wettbewerbsschirme, die jährlich bei internationalen Wettbewerben ihre Verwendung finden, Schulungsschirme oder Schirmkonzepte mit geringem Gewicht als Abstiegschirme im Bergsport sind Beispiele des breiten Spektrums. In den letzten Jahren konnten nicht nur aufgrund besserer Rettungs- und Sicherheitssysteme, sondern auch durch die Weiterentwicklung sicherer Schirme die relativen Unfälle reduziert werden [2]. Der Schwerpunkt der Entwicklung liegt nach wie vor im Prototypenbau sowie in den anschließenden Testflügen. Durch den Einsatz von Computersimulationen und Messungen an Gleitschirmen versuchen die Hersteller aber vermehrt die Entwicklungskosten zu senken. Die Messtechnik wird dabei vor eine große Herausforderung gestellt, da die implementierte Sensorik die Flugeigenschaften des Gleitschirms und die Sicherheit des Piloten nicht beeinträchtigen darf. Besonders in der Start- und Landephase sollte die Messtechnik keine Behinderung des Piloten darstellen. Mit einer einfachen Handhabung in der Luft und auch am Boden werden die Anforderungen an die Sensorik abgerundet. Nachdem ein Gleitschirmflügel aus flexiblen Materialien wie Nylon oder Polyester besteht und keine starre Formgebung aufweist ist der Innendruck, der sich zwischen dem Ober und Untersegel des Paragleitschirmes abhängig vom Anstellwinkel einstellt, eine entscheidende Größe. Dieser entsteht durch die Anströmung der Luft auf den Flügel und ist hauptsächlich abhängig von der Fluggeschwindigkeit. Der Innendruck wurde bislang nur durch Computersimulationen berechnet oder in Windkanalversuchen gemessen, bei einem realen Gleitschirmflug jedoch noch nie ermittelt. Die Annahme eines starren Gleitschirmflügels bei den Simulationsrechnungen ist ein Beispiel für die vereinfachte Modellierung der tatsächlich auftretenden Gestalt und Verformungen. Aus diesem Grund besteht von Seiten der

Hersteller großes Interesse, den tatsächlich auftretenden Innendruck zu messen. Neben der Ermittlung des Innendruckes stellt das Messen des Anstellwinkels, jener Winkel der sich zwischen Anströmungsrichtung und Gleitschirmprofil einstellt, eine weitere Herausforderung dar. Das Messen des Gleitwinkels ist ein Teil dieser Ermittlung. Der Gleitwinkel stellt ein Äquivalent zur Gleitzahl dar und dient zur Bestimmung der Gleitleistung. Diese wird in der Praxis mit aufwendigen Vergleichsflügen mit gleichen Konfigurationen von Pilot, Gleitschirm und Gurt durchgeführt. Dabei wird der relative Gleitwinkel - Unterschied zwischen den Schirmmodellen gemessen. Die Luftmasse, in denen die beiden Gleitschirmkonfigurationen Flügel an Flügel gleiten, stellt einen großen Einflussfaktor dieser Messmethode dar und lässt nur bedingte Aussagen zu. Durch die absolute Gleitwinkelmessung erhofft man sich eine Reduzierung dieses Einflussfaktors sowie eine Reduzierung der aufwendigen Vergleichsflüge. Die nachstehenden Messungen in dieser Arbeit dienen in zur Validierung der Simulationsergebnisse sowie auch als Grundlage für weitere Entwicklungsschritte. Es ist zu erwarten, dass mit der Erkenntnis des am Gleitschirm tatsächlich auftretenden Druckes abhängig vom Anstellwinkel und durch die Messung des absoluten Gleitwinkels sowohl Gleitverhalten als auch Sicherheit verbessert werden können.

## 2 Geschichtliche Entwicklung und Stand der Technik

Das folgende Kapitel soll einen Überblick über die Geschichte und die Kernthemen in der Entwicklung von Gleitschirmen geben. Dabei steht die Sicherheit wie auch das Leistungsvermögen der Gleitschirme im Vordergrund. Die dafür eingesetzten Methoden werden beschrieben und gegenübergestellt.

Die Anfänge des Gleitschirmfliegens sind bis in die Antike zurückzuverfolgen. In China wurden die ersten bemannten Sprünge ca. 100 Jahre n. Chr. dokumentiert. Von hohen Bauwerken und regenschirmähnlichen Konstruktionen wurden Flugversuche unternommen. Viele Jahre später skizzierte Leonardo da Vinci um 1495 den ersten Fallschirm (siehe Abbildung 1 a).

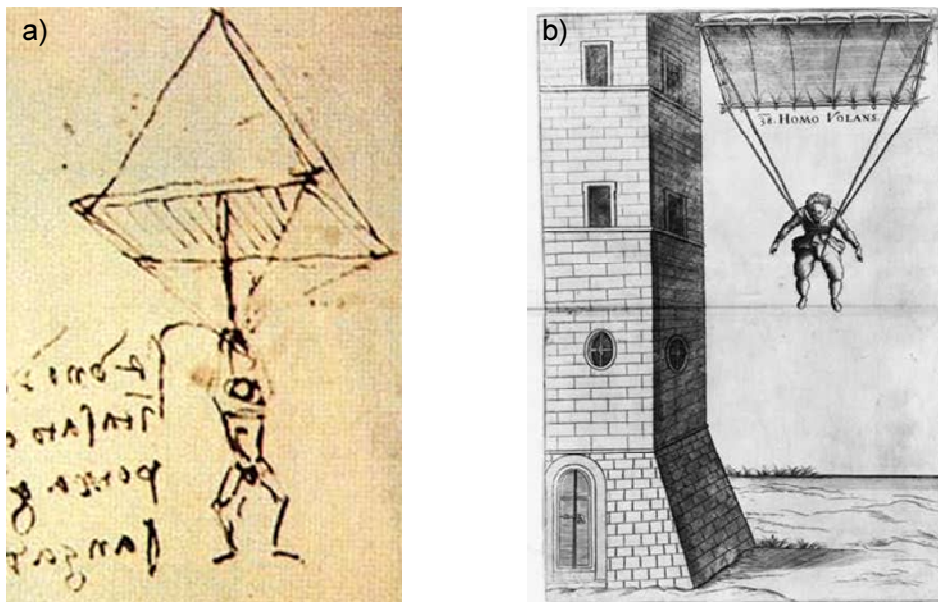


Abbildung 1: Leonardo da Vincis Fallschirm (a) [3], Fausto Veranzio (b) [4]

Da Vincis damalige Konstruktion wurde sogar von Wissenschaftlern der Jetztzeit nachgebaut und wurde im Jahre 2000 von dem britischen Fallschirmspringer Adrian Nicholas mit einem Sprung aus 3000 m und sanfter Landung erfolgreich getestet. Es war der Italiener Fausto Veranzio der 1620 den ersten bekundeten Absprung mit einem Tuch-überspannte Holzgestell von einem Turm wagte (siehe Abbildung 1 b). Angaben zu Folge sollte es aber zweifelhaft, dass der 65- jährige schwer kranke Veranzio selbst diesen Sprung durchführte. Der Franzose Jean Pierre Blanchard unternahm die ersten Versuche mit flexiblen Fallschirmen. Zuerst testete er diese aus einem Ballon mit einem Hund als Last und anschließend sprang er selbst 1793 aus einem Ballon. Die weiteren Entwicklungsschritte wurden stark von den beiden Weltkriegen geprägt. Dabei waren die Rettungsschirme für Piloten und das Absetzen von Truppen und die Luftversorgung im zweiten Weltkrieg



Einsatzgebiete von Fallschirmen. Ein Ingenieur namens Francis Melvin Rogallo entwickelte zusammen mit seiner Frau den ersten flexiblen, steuerbaren Schirm. Durch die Deltaform (siehe Abbildung 2 a) des Schirmes war ein Vorwärtsgleiten möglich und weckte vor allem das Interesse der NASA und sollte als Landefallschirm für Raumkapseln eingesetzt werden. Rogallos Entwicklung fand aber keinen längerfristigen Einsatz in der Raumfahrt. Fast zur gleichen Zeit und unabhängig von Rogallo entwickelte David Barish einen Flächenfallschirm namens Sailwing, aufgebaut mit fünf konvexen Segmenten (siehe Abbildung 2 b), mit dem es möglich war per Fuß zu starten. Die erreichte Gleitleistung durch diese Entwicklung kam zu einem Höhepunkt. David Barish testete seine Schirme selbst und gilt somit in Gleitschirmkreisen als Vater des Gleitschirmfliegens.

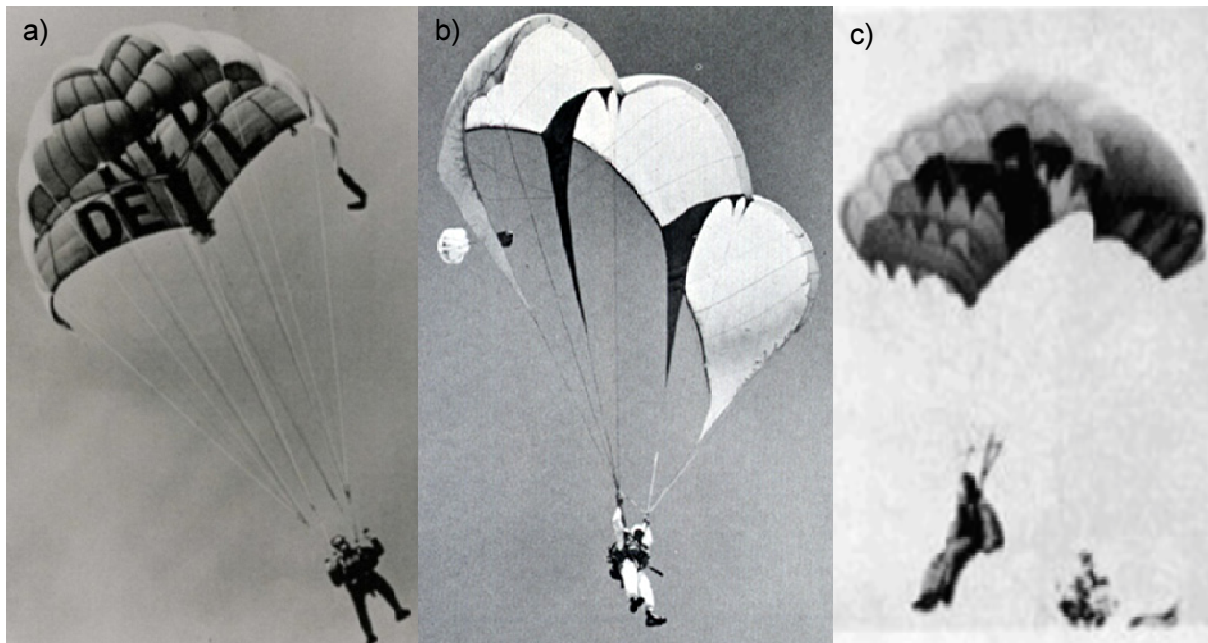


Abbildung 2: Parawing a [5], Sailwing b [6], Parafoil c [7]

Der nach Amerika ausgewanderte kanadische Aerodynamiker Domina Jalbert, der im Zuge des zweiten Weltkrieges an Konstruktionen von Fesselballons für Aufklärungszwecke beteiligt war, beeinflusste die Geschichte des Gleitschirmfliegens nachhaltig. Durch die Idee, mit Fallschirmseide eine Tragfläche ähnlich der eines Flugzeuges nachzubauen, legte er den Grundstein der bis heute üblichen Bauform von Gleitschirmen. Basierend auf Patentschriften Rogallos ließ Jalbert 1966 seinen Multi-Cell-Wing namens Parafoil patentieren (siehe Abbildung 2 c). 1970, ausgehend von der unermüdlichen Suche nach besseren Schirmkonzepten, wurde der klassische Rundkappenfallschirm, mit kreisförmig projizierter Fläche, vom Flächenschirm mit rechteckig projizierter Fläche verdrängt. Um das Ziellandetraining der meist militärischen Fallschirmspringer in den USA und in Europa günstiger zu gestalten, wurde der Fußstart vom Berg versucht. Zu dieser Zeit war der

Bergstart nur dem Drachenfliegersport vorbehalten, der ebenso basierend auf Rogallos Patenten aber viel früher den Siegeszug antrat (siehe Abbildung 3).



Abbildung 3: Drachenfliegerstart

1985 wurde das Gleitschirmfliegen offiziell als Flugsport anerkannt und in die FAI (Federation Aeronautique International) aufgenommen. Basierend auf den Ambitionen von Dr. Dolezalek und der Brüder Strasilla wurde der Gleitschirmsport Ende der 80er Jahre in Deutschland, der Schweiz und auch in Österreich vorangetrieben. Die erste Flugschule wurde in Frankreich gegründet und das Gleitschirmfliegen wurde kurz darauf in den französischen Hängegleiterverband aufgenommen. Der Schweizer Konstrukteur Laurent Kalbermatten, selbst langjähriger Drachenflieger, entwickelte einen Gleitschirm, der die doppelte Gleitleistung der bisher geflogenen Schirme aufwies. Von nun an war es auch möglich, flachere Hangkonturen zu nutzen. Der Grundstein der Erfolgsgeschichte des Gleitschirmes war gelegt. 1987 wurde der Gleitschirmsport in den deutschen Hängegleiterverband (DHV) eingegliedert und vom Bundesverkehrsministerium anerkannt. In Österreich fällt die Obhut des Gleitschirmfliegens in die Hände des österreichischen AeroClubs. In den folgenden Jahren wurden die Entwicklungsschritte immer größer. Ziele wie eine Gleitzahl von 10 und Geschwindigkeiten von 60 km/h, die in der Vergangenheit nicht erreichbar waren, sind heute die Bestmarken der Gleitschirme. Rund dreißig weltweit agierende Gleitschirmhersteller versuchen sowohl Gleitleistung als auch die Sicherheit in dieser Flugsportart kontinuierlich zu verbessern. Doch nicht nur als reines Sportgerät schritt die Gleitschirmentwicklung voran. Die NASA als auch ESA entwickelten Landesysteme mit Gleitschirmen für zurückkehrende Raumkapseln.

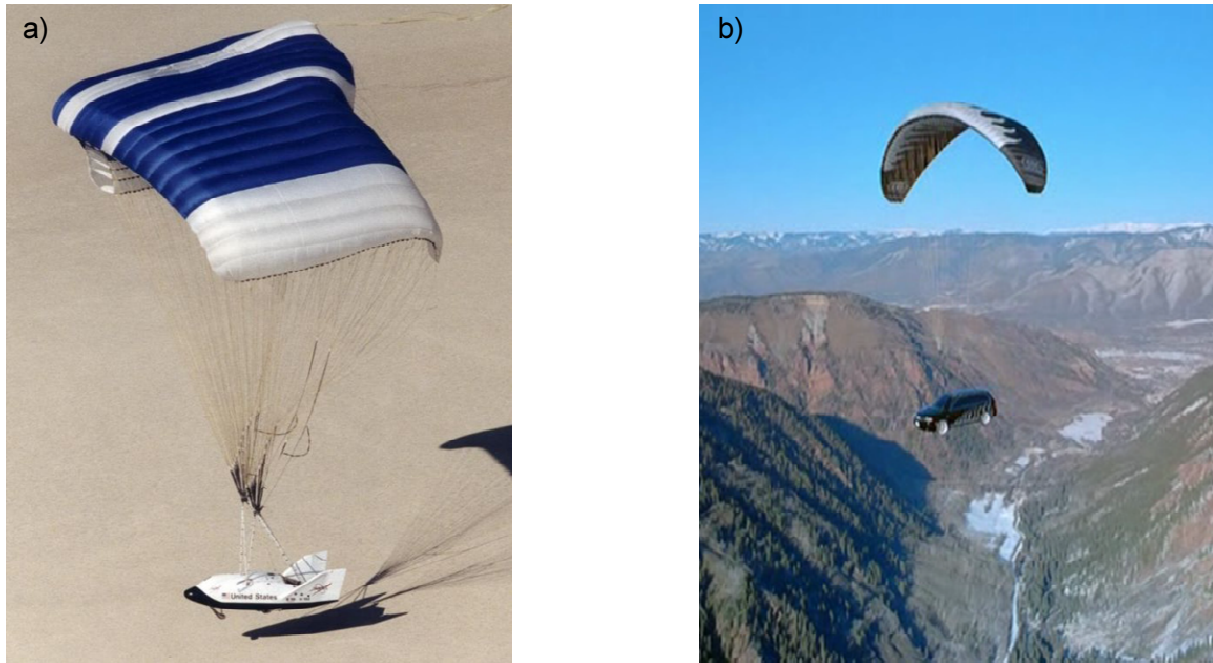


Abbildung 4: X-38 Rettungsträger (a) [8], IMAX Lastengleitschirm (b) [9]

Der Erprobungsträger X-38 der NASA (siehe Abbildung 4,a) sollte als Rettungsträger für die Besatzung der internationalen Raumstationen dienen. Es wurden so lange Testflüge durchgeführt, bis aufgrund Geldmangels die Entwicklung wieder eingestellt wurde. Die verwendeten Landekonzepte beruhen hauptsächlich auf den erworbenen Erfahrungen der 90er Jahre und weniger auf den fortschreitenden Erkenntnissen der Gleitschirmhersteller. Im Jahre 1999 wurde im Zuge eines IMAX Filmprojektes das Konzept eines Sportgleitschirmes zu einem Lastengleitschirm umfunktioniert (siehe Abbildung 4, rechts). Mit einer Größe von 60 m<sup>2</sup> und einer Nutzlast von 600 kg war dieses Projekt einzigartig.

In der wissenschaftlichen Literatur finden sich nur wenige Veröffentlichungen über das Gleitschirmfliegen. Dabei liegt der Schwerpunkt in der Raumfahrt und im militärischen Einsatz, wo automatisch gesteuerte Gleitschirmsysteme sowohl als Rückkehrhilfe als auch zum Lastenabwurf ein breites Forschungsspektrum bieten. Die theoretische Beschreibung der Aerodynamik von flexiblen Flügeln sowie die Modellierung von Mehrkörpersystemen wie z.B. Gleitschirm und Last bzw. Gleitschirm und Pilot stehen im Vordergrund.

Die Entwicklungsarbeit im Gleitschirmsport hingegen bezieht sich in den meisten Fällen auf die langjährige Erfahrung und das praktische Wissen der Testpiloten. Durch den Einsatz von Computersimulationen werden die zahlreichen Testflüge und die Anzahl der entwickelten Prototypen zwar reduziert aber nicht ersetzt.

Von Md. Uddin N. und Mashud M. wurde eine ausführliche Arbeit zu Windkanaluntersuchungen einer Gleitschirmkappe erstellt [10] (siehe Abbildung 5). Die

Druckverteilung entlang der Flügel Ober- und Unterseite abhängig vom Anstellwinkel und die Größe des Innendruckes (siehe Kapitel 3.3) stehen dabei im Vordergrund.

In der Dissertation von S. Müller [11] von 2002 wird detailliert auf die Modellierung des Mehrkörpersystems eingegangen. Betrachteten vorhergegangene Arbeiten Gleitschirm und Last bzw. Pilot als ein System, unterscheidet Müller diese in seiner Arbeit. Es wird neben der Kopplung dieser beiden Systeme eine aerodynamische Modellierung und die nicht lineare Dynamik des Systems beschrieben. Durch die detaillierte Beschreibung der geometrischen Parameter des Gleitschirmsystems und der genannten Modellierungen stellt diese Arbeit ein Werkzeug zur Bestimmung von stationären Flugzuständen, Flugleistung, Geradeaus- und Kurvenflug und der dynamische Stabilität in Längs- und Querrichtung dar.

### 3 Grundlagen

Im folgenden Kapitel werden der Aufbau und die Merkmale eines Gleitschirmes beschrieben. Neben der Aerodynamik wird auch auf die relevanten Größen zur Weiterentwicklung der Gleitschirme eingegangen.

#### 3.1 Aufbau

Der Aufbau eines Gleitschirmes wird durch mehrere Parameter beeinflusst. Dabei stellen das max. zulässige Abfluggewicht, das Handling, die Fluggeschwindigkeit, die Sicherheit und die Flugleistung die wichtigsten Rahmenbedingungen des Grundkonzeptes dar. Durch die steigende Vielfalt der Anforderungsprofile an Gleitschirme wird deren Aufbau kontinuierlich erneuert bzw. überholt. Das Grundkonzept eines modernen Gleitschirmes kann in eine Kappe, Leinen und Gurte unterteilt werden ( siehe Abbildung 5 ).

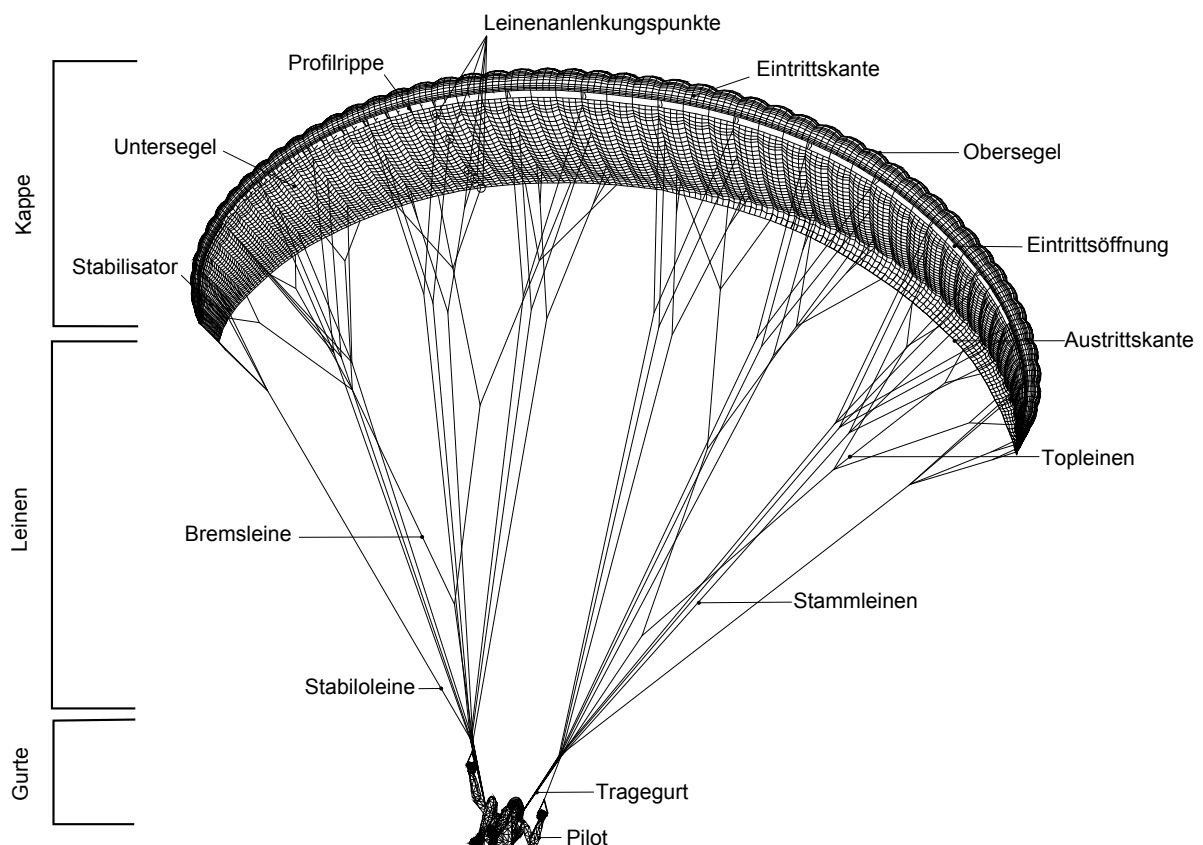


Abbildung 5: Aufbau eines Gleitschirmes

Die Form der Kappe wird hauptsächlich durch die Leinenanordnung und die Profilrippen vorgegeben. Diese erstrecken sich entlang der Flügeltiefe und sind parallel zueinander über die Spannweitenrichtung (quer zur Flugrichtung) angeordnet. Weiters verbinden sie das Obersegel mit dem Untersegel und besitzen teils Leinenanlenkungspunkte (siehe Abbildung 5). Der maßgeblich für die Form verantwortliche Innendruck entsteht durch das Einströmen der Luft in die Eintrittsöffnungen. Die Position der Eintrittsöffnungen zur anströmenden Luft und ihre Gestalt haben merklichen Einfluss auf den Innendruck. Dieser wird im Kapitel 3.3 noch näher diskutiert. Die Leinen stellen die Verbindung zwischen den Gurten und der Kappe da. Sie werden bei modernen Konzepten in Stamm-, Top- und Bremsleinen unterteilt. Da die benötigten Leinenmeter einen maßgeblichen Einfluss auf den Luftwiderstand des Gleitschirmsystems darstellen wird eine optimale Lastverteilung bei minimalen Leinenmetern angestrebt. Sie werden in Flugrichtung beginnend mit dem Buchstaben A, in Ebenen unterteilt (siehe Abbildung 6 b). Waren in der Vergangenheit vier Leinenebenen noch Standard, besitzen heutzutage manche Gleitschirme nur noch zwei. Die Bremsleine zählt nicht zu den tragenden Ebenen und besitzt keine Buchstabenkennung. Durch die Steuerung der Bremsleinen ist es dem Pilot möglich, die Flügelgeometrie zu verändern (siehe Abbildung 5, Austrittskante) und somit den Schirm in eine Richtung zu lenken. Die tragenden Leinen werden an ihrem Ende gebündelt und über Leinenschlösser mit den Tragegurten verbunden.

### **3.2 Gleitschirmprofil**

Im Gegensatz zu den meisten Flugzeugen wie z.B. Segel-, Motor- oder Passagierflugzeuge, besitzt ein Gleitschirm kein starres Profil. Lediglich das Gleitschirmprofil ist mit Materialien wie Polyester oder Nylon aufgebaut und wird mittels Leinen zu einer gesamten Flügelgeometrie geformt. Im Laufe der Gleitschirmentwicklung hat sich die Form und Gestalt der Flügelprofile stark verändert. Ähneln Gleitschirmprofile aus den siebziger Jahren eher einem gekrümmten Windsack (siehe Abbildung 6 a) haben die momentan erhältlichen Gleitschirmprofile Konturen, die mehr und mehr die Gestalt starrer Profile annehmen (siehe Abbildung 6 b).

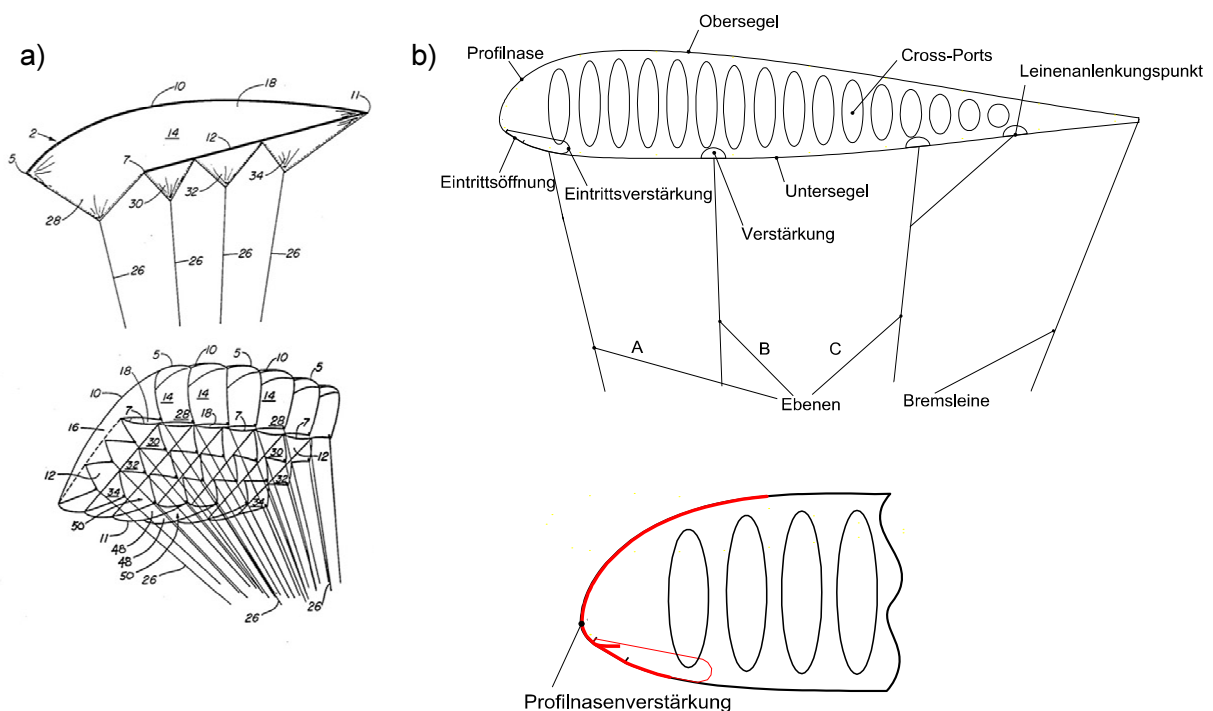


Abbildung 6: Parafoil 1964 (a) [12], moderne Gleitschirmprofilrippe (b)

Das Profil wird im Groben abgegrenzt durch Obersegel, Untersegel, Profilnase und Eintrittsöffnung. Die Eintrittsverstärkung dient zur Aufrechterhaltung der Profilform im Bereich der Eintrittsöffnung. Sie wird zusammen mit den Verstärkungen der Leinenanlenkungspunkte und meistens im Vergleich zu Ober- und Untersegel, aus Materialien mit höherer Festigkeit und Steifigkeit ausgeführt. Die Cross-Ports (Druckausgleichsöffnungen) sind Öffnungen zum Ausgleich des herrschenden Innendruckes im Flügel. Die Luft kann durch sie von einer Kammer des Flügels zur nächsten strömen und trägt somit zur Stabilität der Kappe bei. Bei neuartigen Schirmkonzepten werden immer mehr Versteifungselemente entlang der Profilnase verbaut. Die Profilnasenverstärkung in Abbildung 6 b besteht aus einem flexiblen Nylonstab welcher direkt an jeder Profilrippe angenäht ist. Diese Elemente dienen zur Aufrechterhaltung der Gestalt des Flügels und verbessern das Startverhalten. Neben den Hauptprofilrippen, an denen die Leinen hauptsächlich die Last übertragen, dienen die nicht tragenden Zwischenprofilrippen zur Profiltreue der Kappe (siehe Abbildung 7). Mit dem Einbau von Diagonalrippen, eine Kombination aus Haupt- und Zwischenprofilrippen, kann ebenfalls die Profiltreue bei gleichzeitiger Reduzierung der benötigten Leinenmeter verbessert werden. Zur Verringerung des Kappengewichts werden die Diagonalrippen mit Aussparungen in verschiedensten Formen ähnlich den Cross-Ports versehen. Sie verlaufen diagonal vom Untersegel in Richtung Obersegel.

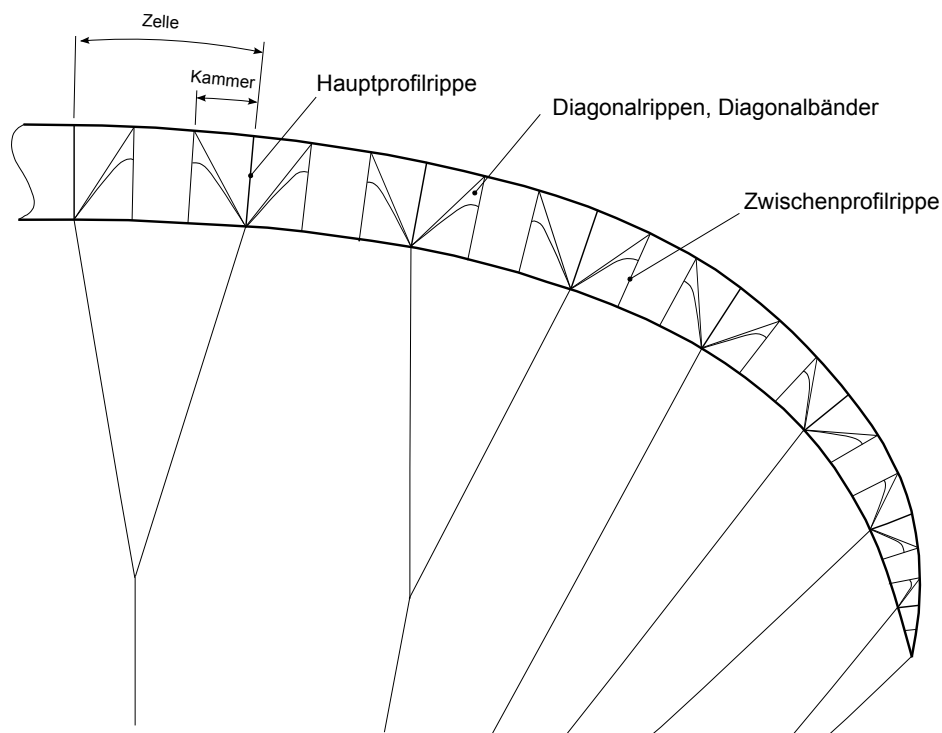


Abbildung 7: Innenaufbau einer Gleitschirmkappe

Mit ähnlicher Funktion und vor allem zur Reduzierung des Kappengewichtes werden statt den Diagonalrippen auch Diagonalbänder verwendet (Abbildung 7). Weiteres wird die Gleitschirmkappe in Zellen und Kammern unterteilt. Die Zellen erstrecken sich zwischen zwei Hauptprofilrippen und können dabei unterschiedliche Rippenformen entlang der Spannweitenrichtung haben.

### 3.3 Innendruck

Nachdem ein Gleitschirmflügel aus flexiblen Materialien wie Nylon oder Polyester besteht und keine starre Formgebung aufweist, ist der Innendruck, der sich abhängig vom Anstellwinkel zwischen dem Ober- und Untersegel des Paragleitschirmes einstellt, eine entscheidende Größe. Dieser entsteht durch die Anströmung der Luft auf den Flügel und ist hauptsächlich von der Fluggeschwindigkeit abhängig.



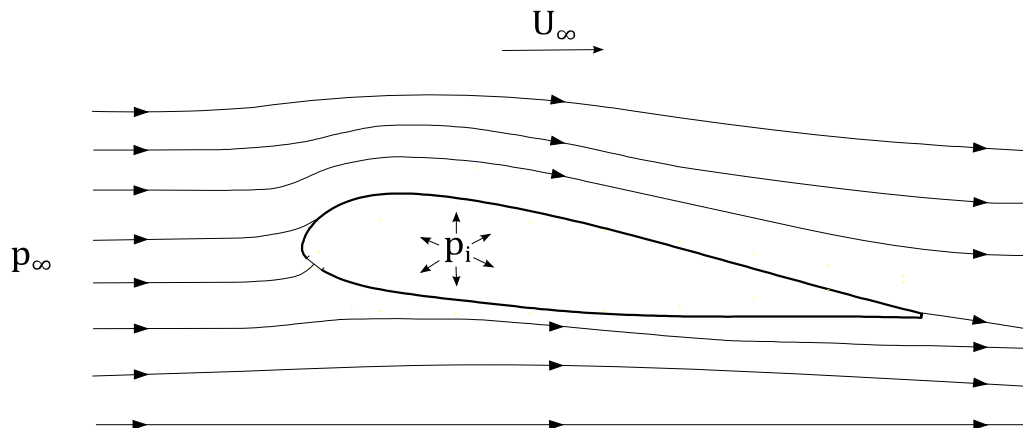


Abbildung 8: Außen- und Innendruck eines Gleitschirmes

Der auftretende Innendruck  $p_i$  kann theoretisch maximal den Wert des Totaldruckes  $p_t$  annehmen. Dieser ist gegeben durch:

$$p_t = p_\infty + \rho_{Luft} \frac{U_\infty^2}{2} \quad 3-1$$

Der Innendruck  $p_i$  kann auch durch den dimensionslosen Druckbeiwert  $c_p$  ausgedrückt werden.

$$c_p = \frac{p_i - p_\infty}{\rho_{Luft} \frac{U_\infty^2}{2}} \quad 3-2$$

In den Untersuchungen [10] von Md. Uddin N. und Mashud M. von 2010 wird neben der Druckverteilung entlang der Flügelober- und Unterseite auch der Innendruck an einer Gleitschirmzelle im Windkanal untersucht. In Abbildung 9 ist der schematische Aufbau dieser Windkanaluntersuchungen dargestellt. Die verstellbare Drucksonde (Pressure Orifice, Sliding Bar) dient lediglich zur Messung der Druckverteilung entlang der Flügeloberseite und ist für den Innendruck nicht weiter relevant.



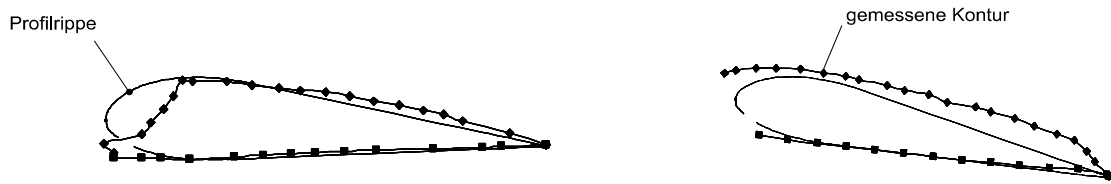


Abbildung 11: deformierter Eintrittsbereich (a), Kontur bei 2° Anstellwinkel (b) [10]

Der betrachtete Windkanalversuch in [10] zeigt, dass sich ab einem Anstellwinkel von 8°aufwärts ein konstanter Innendruck zwischen Ober-und Untersegel einstellt und somit ein Flug mit stabiler Profilkontur auch bei Störungen möglich ist. Weiteres ist das Betreiben eines Gleitschirmes bei niedrigeren Anstellwinkeln problemlos möglich sofern der Anstellwinkel größer Null ist.

### 3.4 Gleitwinkel

Der Gleitwinkel  $\gamma$  ist jener Winkel, der sich bei stationärem Gleitflug zwischen der zurückgelegten horizontalen Strecke und der dazu benötigten vertikalen Strecke einstellt. Er ist der wichtigste Parameter zur Feststellung der Leistungsfähigkeit von nicht angetrieben Luftfahrzeugen. Ziel der Entwickler, sei es bei Segelflugzeugen, Drachenfliegern oder Gleitschirmen, ist es, den Gleitwinkel möglichst flach bzw. klein zu halten. Für die Praxis gilt, dass mit der zu Verfügung stehenden Höhe ein so weit wie mögliches Gleiten angestrebt wird.

Die Ermittlung des Gleitwinkels erfolgt normalerweise über die angreifenden Luftkräfte am Gleitschirm (siehe Abbildung 12) kann aber auch über das Verhältnis von Horizontalgeschwindigkeit  $V_h$  und der Vertikalgeschwindigkeit  $V_v$  ermittelt werden. Die angreifenden Kräfte am Piloten und den Leinen werden dabei nicht berücksichtigt.

$$\tan \gamma = \frac{F_w}{F_a} \quad 3-3$$

In den meisten Fällen wird statt dem Gleitwinkel  $\gamma$  die Gleitzahl  $E$  zur Beschreibung der Gleitleistung verwendet.

$$E = \tan \gamma \quad 3-4$$

Bei einem Gleitwinkel von  $6^\circ$  würde die Gleitzahl einen Wert von 0.1051 ergeben. Zur besseren Veranschaulichung wird dieser Wert als Verhältnis ausgedrückt. Man spricht dann von einem Gleitverhältnis von 1:9,5. Dabei würde der Gleitschirm bei einem Höhenverlust von einem Meter 9,5 Meter weit gleiten. Fälschlicherweise wird oftmals der Kehrwert als Gleitzahl bezeichnet was dazu führt, dass Gleitzahlen wie z.B. 8 angegeben werden.

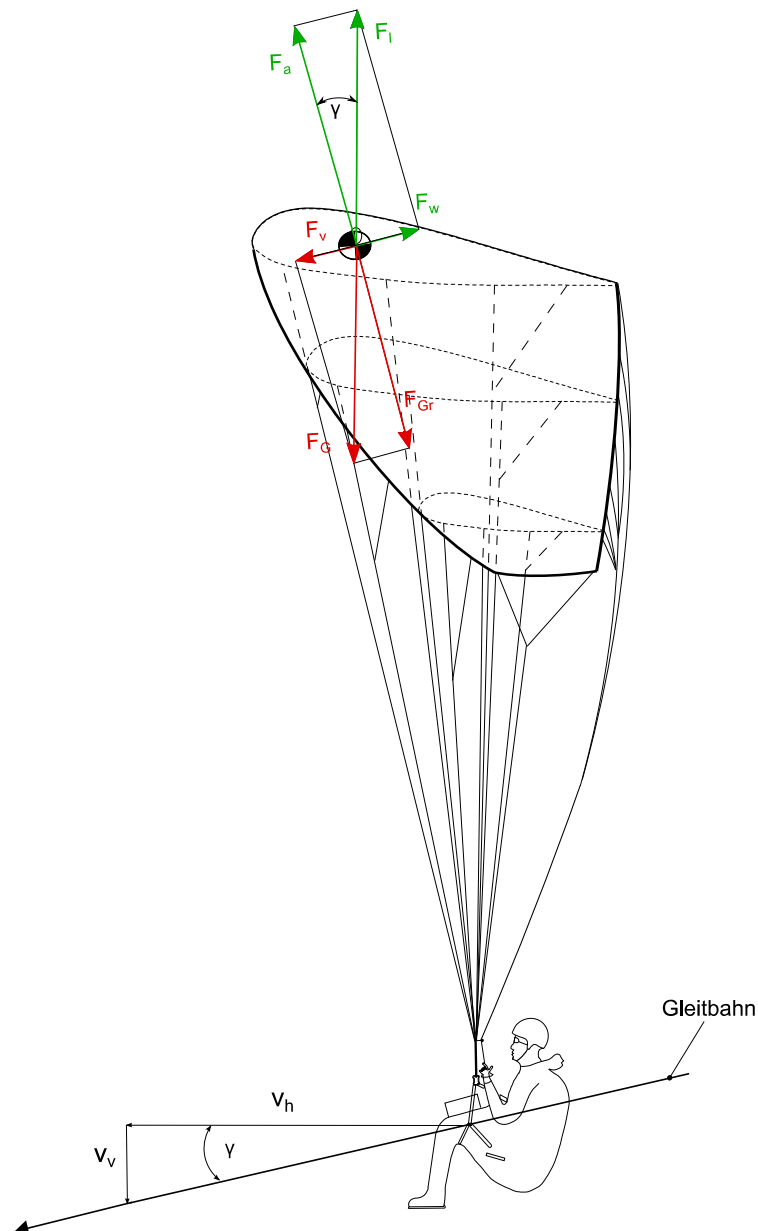


Abbildung 12: Gleitwinkel eines Gleitschirmes

Die Bestimmung des Gleitwinkels bzw. des Gleitverhältnisses durch die Hersteller wird in den meisten Fällen durch Vergleichsflüge mit gleicher Konfiguration von Schirm, Pilot und Gurt durchgeführt. Durch das Fliegen Flügel an Flügel wird versucht, sich möglichst in der gleichen Luftmasse zu bewegen, um Einflüsse etwaiger Luftmassenbewegungen zu

minimieren. Dabei wird der relative Gleitwinkelunterschied zwischen den Schirmmodellen gemessen.

### 3.4.1 Üblicher Messablauf zur Gleitwinkelbestimmung

Die zu vergleichenden Gleitschirme befinden sich nach dem Start auf gleicher Höhe. Anschließend wird die Zeit gestoppt bis sich ein Gleitschirm genau eine Kappenhöhe (Höhen-Unterschied, siehe Abbildung 5) unter dem anderen befindet. Mit bekannter Vorwärtsgeschwindigkeit aus den Gps-Daten und einer ungefähr bekannten Gleitzahl eines Gleitschirmes wird der Gleitzahlunterschied berechnet [13]. Diese Vergleichsflüge finden unter bestimmten Wetterbedingungen statt. Eine stabile Luftschichtung, ein flacher Sonneneinstrahlungswinkel und geringe Windgeschwindigkeiten sind Voraussetzung für einen aussagekräftigen Vergleichsflug. Obwohl die Hersteller somit ihre Entwicklungsschritte im Vergleich zu den alten Gleitschirmmodellen quantifizieren können, ist eine genaue Aussage über die Gleitleistung ihrer Gleitschirme nur bedingt möglich. Es gibt jedoch von Gleitschirmmagazinen immer wieder Angaben zu Gleitzahlverhältnissen von getesteten Gleitschirmmodellen.

Tabelle 3-1 zeigt eine Übersicht einiger Modelle und ihre Gleitzahlverhältnisse.

Hersteller	Modell	Gleitverhältnis	LTF <sup>1</sup>	Baujahr
Ozone	Mantra M3	1/9,7	2-3	2010
Ozone	Delta	1/9,6	C	2010
UP	Trango XC	1/9,6	D	2010
Swing	Stratus 7 GS	1/9,6	2-3	2008
Advance	Omega 8	1/9,5	D	2010
Gin	Boom GTO	1/9,5	D	2010
Skywalk	Poison 2	1/9,4	2-3	2007
Niviuk	Peak	1/9,4	2-3	2008
Aircross	U-Sport	1/9,4	2-3	2010
Nova	Mentor 2	1/9,3	1-2	2010
UP	Trango 3	1/9,3	2-3	2007
Nova	Triton	1/9,3	2-3	2009
Nova	Tycoon	1/9,2	2-3	2005
Advance	Omega 7	1/9,2	2-3	2006
Ozone	Mantra2	1/9,2	2-3	2006
Gradient	Avax XC2	1/9,2	2-3	2008
Skywalk	Cayenne 3	1/9,2	2	2010
Swing	Astral 6	1/9,2	2	2010

Tabelle 3-1: Gleitschirmmodelle und ihre Gleitzahlverhältnisse [14]

<sup>1</sup> Klassifizierung nach Lufttüchtigkeitsforderungen

## 4 Versuchsaufbau

Das folgende Kapitel soll Aufschluss über den Versuchsaufbau und über die angewandte Vorgehensweise geben. Sowohl die Beschreibung der verwendeten Methoden und Materialien als auch die anschließende detaillierte Druck- und Winkelmessung inklusive Windkanalversuchen werden vom Groben ins Feine abgearbeitet. Weiteres werden die notwendigen meteorologischen Rahmenbedingungen der Messflüge beschrieben.

In Abbildung 13 ist der schematische Ablauf eines Messfluges dargestellt. Start und Landung grenzen den Ablauf im Groben ab. Aufgrund der Häufigkeit von Messflügen im Fluggebiet Schöckl (Steiermark) wurde dieses als Beispiel zur Darstellung des Ablaufes herangezogen. Neben den Messungen am Schöckl wurden in zwei weiteren geeigneten Fluggebieten Messflüge absolviert, für die bis auf die Höhen- und Längenangaben die gleichen Abläufe gelten.

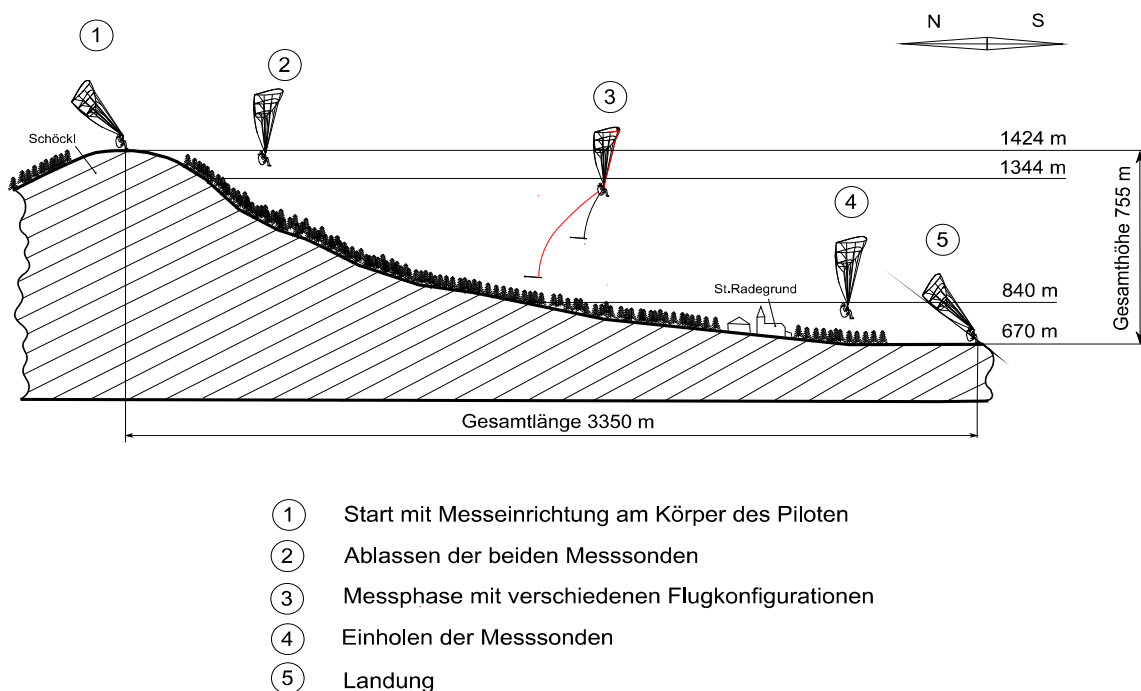


Abbildung 13: schematischer Messablauf

### 4.1 Phase 1, Start

Der Messablauf lässt sich in fünf Phasen unterteilen (siehe Abbildung 13). Phase eins beinhaltet gründliche Startchecks, wie die Kontrolle von Gleitschirmkappe, Leinen und Gurtzeug, Verkabelung und Funktionstest der Messgeräte, Kontrolle des Kameraequipments sowie die Beobachtung meteorologischer Gegebenheiten wie Wind und Wolken. Auch die

ständige Luftraumbeobachtung im Fluggebiet zählt zu den vorbereitenden Tätigkeiten. Nachdem Gleitschirme in der Regel per Fuß gestartet werden, müssen sämtliche Messkomponenten vom Piloten selber am Körper bzw. am Gurtzeug getragen werden.



Abbildung 14: Messequipment aus Pilotensicht kurz vor dem Start

Ein störungsfreier Startvorgang steht für den Piloten im Zentrum sicherheitsrelevanter Vorgänge. Der behinderungsfreien Positionierung und Montage der Messkomponenten am Piloten wird daher besondere Aufmerksamkeit geschenkt und dies stellt den längsten Teil von Phase eins dar.

## 4.2 Phase 2, Ablassen der Sonden

In Phase zwei ca. 10 – 20 s nach dem Start werden zwei Messsonden durch den Piloten per Hand abgelassen. Dieser Ablassvorgang, bei dem zwischen 80 und 100 Höhenmeter benötigt werden, dauert rund 1,5 Minuten. Nachdem für das Ablassen beide Hände des Piloten im Einsatz sind (siehe Abbildung 15)



Abbildung 15: Ablassen der Druckmesssonde

und somit das Steuern des Gleitschirmes mittels Bremsleinen nicht mehr möglich ist, wird durch Gewichtsverlagerung des Piloten der Schirm in Richtung gehalten. Die beiden quaderförmigen Behälter mit den mittigen, blauen Gummilippen sind jeweils links und rechts auf den Oberschenkeln des Messpiloten befestigt. In diesen Behältern befindet sich auf der rechten Seite der Druckmessschlauch zur Druckmessung und auf der linken Seite das Kunststoffseil als Verbindung zur Winkelmessung. Schlauch und Seil sind jeweils geordnet in den Behältern aufgewickelt. Es wird dadurch das Entstehen von Knoten und Schlingen beim Ablassen der Sonden verhindert. Aufgrund der begrenzten Zeit des Messablaufes ist ein zügiges Ablassen von besonderem Interesse und wurde mehrmals im Zuge von Trockentrainings geprobt.

### **4.3 Phase 3, Messphase**

Phase 3 stellt den Kern des Messablaufes dar. Nach dem Ablassen nehmen die Sonden eine quasi stationäre Position unter dem Piloten ein. Aufgrund des Luftwiderstandes von Schlauch, Kunststoffseil und Sonde ist die Position der Sonde in Flugrichtung leicht nach hinten versetzt (siehe Abbildung 16).



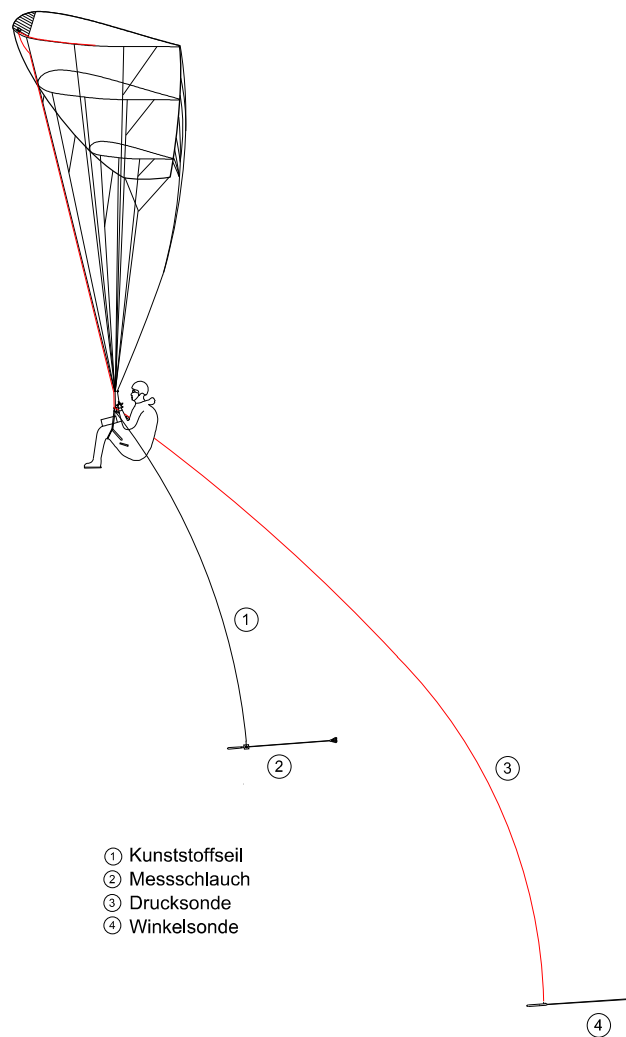


Abbildung 16: Position der Sonden während der Messung

Phase 3 wird weiter in zwei Phasen aufgeteilt. Dabei wird der erste Teil der Messung mit Trimmgeschwindigkeit und der zweite mit „voll-beschleunigter Geschwindigkeit“ geflogen. Bei üblichen Gleitschirmkonzepten kann der Pilot, neben den Bremssteuerleinen, über ein sogenanntes Beschleunigungssystem Einfluss auf die Flügelgeometrie und somit auf die Fluggeschwindigkeit nehmen. Startend bei der Trimmgeschwindigkeit können stufenlos Fluggeschwindigkeiten in positiver Richtung eingestellt werden. Ausgehend von einer Trimmgeschwindigkeit zwischen 32 - 38 km/h können moderne Seriengleitschirme durch den Einsatz des Beschleunigungssystems einen Geschwindigkeitszuwachs von ca. 8 - 15 km/h erzielen. Durch Umlenkrollen und den in rot gekennzeichneten Seilzug regelt der Pilot mit seinen Beinen das Verkürzen der vorderen Ebenen (siehe Abbildung 17). Diese Verkürzung führt zu einer Verringerung des Anstellwinkels  $\alpha$  und somit zum Zuwachs der Fluggeschwindigkeit.

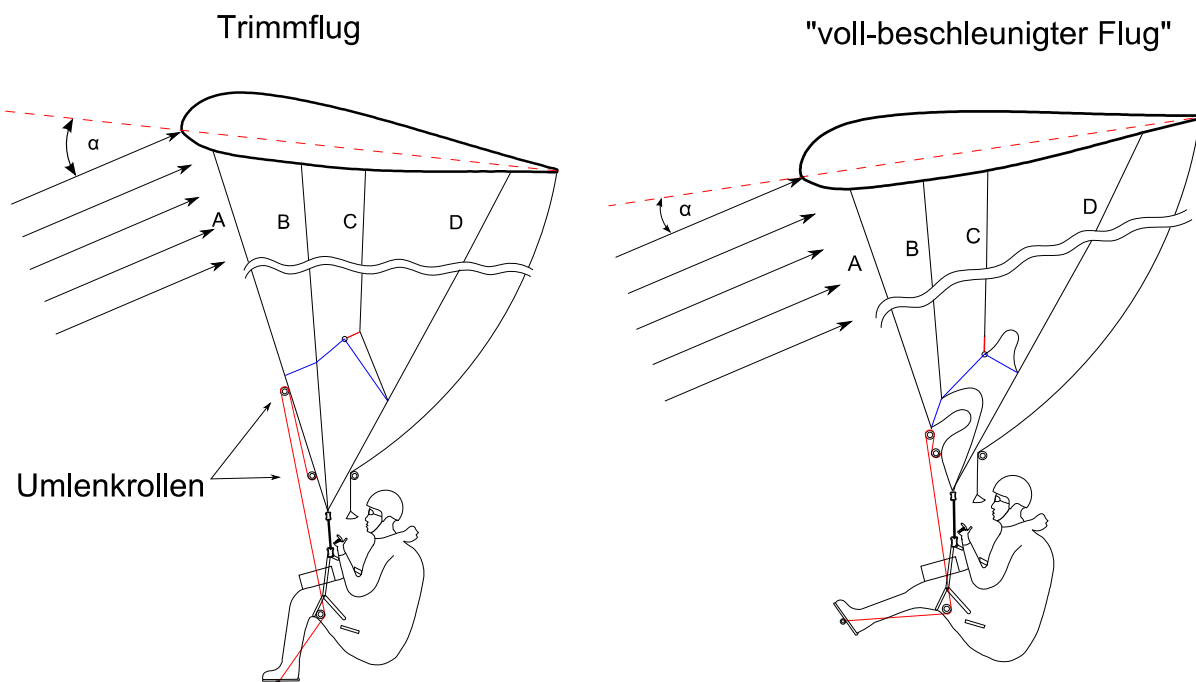


Abbildung 17: Messkonfigurationen, Trimmflug (a) und „voll – beschleunigter Flug“ (b)

Abbildung 17 zeigt schematisch die beiden Flugkonfigurationen, die während der Phase 3 beginnend mit dem Trimmflug eingenommen werden. Zur besseren Veranschaulichung wurde der Bereich der blauen Verbindungsänder zwischen den Leinen vergrößert dargestellt.

### Trimmgeschwindigkeit:

Jene Geschwindigkeit, die sich bei offener Bremse einstellt. Der Pilot lässt den Gleitschirm ohne eine Steuereingabe über die Bremsen mit der vom Hersteller eingestellten Flügelgeometrie gleiten. Er kann diesen Flugzustand entweder durch völliges Loslassen der Bremsgriffe oder durch das Hochführen der Arme mit den Bremsgriffen einstellen.

### max. stationäre Gleitgeschwindigkeit, („voll – beschleunigte Geschwindigkeit“):

Jene Geschwindigkeit, die sich bei maximaler Auslenkung des Beschleunigungssystems einstellt, d.h. wenn sich beide Umlenkrollen berühren und ohne eine Steuereingabe über die Bremsen. Abbildung 18 zeigt die Position des Piloten bei „voll beschleunigtem Flug“. Auch bei dieser Konfiguration bleiben beide Bremssteuerleinen unberührt. Auf Höhe der Daumen, links und rechts, ist die Verkürzung der A – Ebene (rot) durch die beinahe ausgestreckten Beine des Messpiloten erkennbar.



Abbildung 18: Pilotenposition bei „voll-beschleunigtem Flug“

Die Wahl der Messkonfigurationen bzw. Fluggeschwindigkeiten wurde von mehreren Faktoren beeinflusst. Um anhand der Messungen richtige Aussagen treffen zu können, spielt die Isolation des Piloten mit seinem fliegerischen Können eine wichtige Rolle. Die Messergebnisse sollten sich nur auf den Gleitschirm beziehen. Aufgrund dessen ergeben sich jene Konfigurationen, bei denen der Pilot die geringsten Steuereingaben tätigen muss. Bis auf das Betätigen des Beschleunigungssystems durch die Beine des Messpiloten und etwaige Richtungskorrekturen durch Gewichtsverlagerung erfüllen der Trimmflug und der „voll-beschleunigte Flug“ diese Anforderungen.

Weiters sind Aussagen über den Innendruck  $p_i$ , der sich bei „voll-beschleunigtem Flug“ einstellt, bezüglich der Kappenstabilität von besonderem Interesse (siehe 3.3 Innendruck). Auch die zu Verfügung stehende Höhe im Fluggebiet begrenzt die Anzahl der verschiedenen Flugkonfigurationen.

#### 4.4 Phase 4, Einholen der Sonden

Nach dem Beenden der Messung werden in Phase 4 beide Messsonden per Hand eingeholt (siehe Abbildung 19, rechtes Drittel). Der Einholvorgang dauert ca. 1,5 min. Messschlauch und Kunststoffseil werden getrennt voneinander aufgewickelt und in geeigneten Taschen am Gurtzeug verstaut. Die beiden Sonden werden zum Schutz von Piloten und Sonde am Oberschenkel links und rechts in Schaumgummitaschen untergebracht. Es ist auf ein kontrolliertes Einholen, bei dem der Gleitschirm mittels Gewichtsverlagerung in Richtung gehalten wird, zu achten.



Abbildung 19: Einholen der Druckmesssonde

Die Messungen wurden zum großen Teil über unbewohntem Gebiet durchgeführt. Im Falle von Komplikationen wurde immer ein Messer zum Kappen der Verbindung mit den Sonden mitgeführt.

#### 4.5 Phase 5, Landung

Phase 5 steht für die Landephase. Nachdem der Messpilot den Sitz und die Sicherung des Messequipments kontrolliert hat, greift er das erste Mal zu den Bremssteuerleinen und steuert den Gleitschirm in Richtung Landefeld. Nach erfolgter Landeeteilung ist aufgrund der Bewegungseinschränkung des Piloten durch das Messequipment auf eine sanfte Landung zu achten.



Abbildung 20: Landung mit Messequipment

## 5 Methoden und Material

In diesem Abschnitt werden sowohl die angewendeten Messmethoden und deren Alternativen als auch das dazu benötigte Material und die eingesetzten Technologien beschrieben.

### 5.1 Druckmessung

Moderne Seriengleitschirme bewegen sich in einem Geschwindigkeitsspektrum von ca. 25 – 55 km/h. Zur Abschätzung der auftretenden Kappeninnendrucke werden die Staudrucke, die sich bei verschiedenen Luftdichten von  $\rho_{Luft}$  in ungestörter Luft mit der Formel:

$$p_{stau} = \rho_{Luft} \frac{U_{\infty}^2}{2} \quad 5-1$$

berechnen lassen, herangezogen. Diese Abschätzung dient als Kriterium bei der Wahl eines geeigneten Messprinzips. In Abbildung 21 ist der Staudruck abhängig von der Geschwindigkeit bei verschiedenen Luftdichten dargestellt.

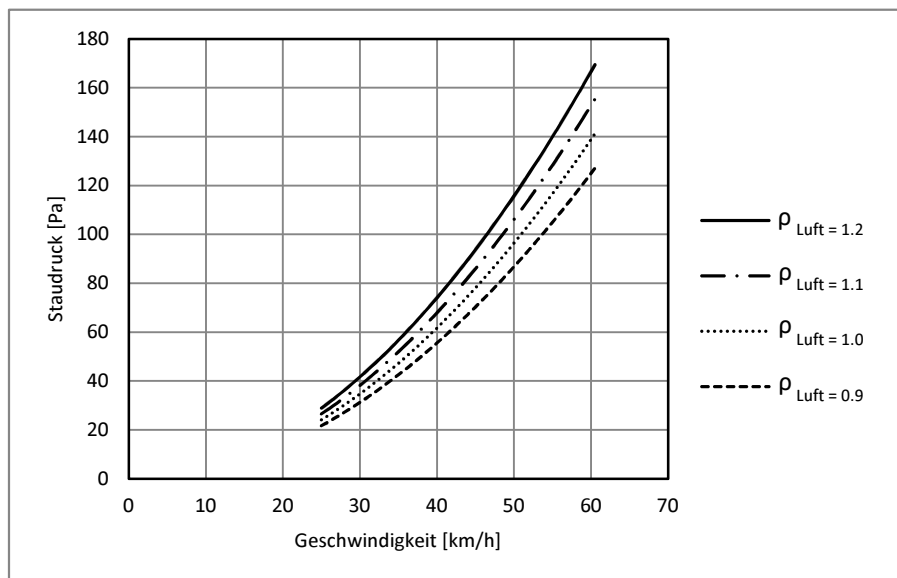


Abbildung 21: Staudruck über Geschwindigkeit in Abhängigkeit von verschiedenen Luftdichten

Aus den beiden Messkonfigurationen Trimmflug mit ca.  $v_{trim} = 35 \text{ km/h}$  und „vollbeschleunigter Flug“  $v_{beschl} = 55 \text{ km/h}$  (abgeschätzt aus Gps – Daten) und den unterschiedlichen Luftdichten (Dichteänderung über die Höhe) entlang der Messstrecke ergibt sich ein Messbereich von etwa  $p_{stau} = 40 - 140 \text{ Pa}$ . Aufgrund der Erkenntnisse aus der Arbeit [10] sind die zu erwartenden Kappeninnendrucke im Vergleich zu den theoretisch

möglichen Staudrücken kleiner. Besonders bei der Konfiguration „voll-beschleunigter Flug“, mit geringem Anstellwinkel  $\alpha$ , wird der Kappeninnendruck niemals das Niveau des Staudruckes erreichen. Es ist davon auszugehen dass die obere Grenze des Messbereiches unter  $p_{stau} = 140 \text{ Pa}$  liegt. Abhängig von der Abschätzung des Messbereiches wird das geeignete Messprinzip ausgewählt.

Mögliche Varianten zur Messung des Kappeninnendruckes:

### 5.1.1 Absolutdruckaufnehmer

Der Absolutdruck bezieht sich immer auf den Druck Null. Als Referenzdruck wird Vakuum benützt. Bei der Verwendung eines Absolutdruckaufnehmers erstreckt sich der zu messende Bereich vom Startplatz bis zum Ort der Landung (Motormesstechnik, Wimmer).

Geografische Gegebenheiten			
Fluggebiet Schöckl	Luftdruck [mbar]	Druckdifferenz [mbar]	Druckdifferenz [Pa]
Startplatz	~850	~100	~10.000
Landeplatz	~950		
Daten eines herkömmlichen Absolutdruckaufnehmers [15]			
Messbereich [mbar]		Messbereich [Pa]	Linearität [%FSO]
min. 800	max. 1100	~30.000	0.1

Tabelle 5-1: Messbereich aufgrund barometrischer Höhe

Der Luftdruck ändert sich vom Startplatz bis zum Landeplatz (siehe Tabelle 5-1) um ca. 10.000 Pa. Herkömmliche Absolutdruckaufnehmer, die die Vorgabe des Messbereiches von 10.000 [Pa] erfüllen und einen maximalen Messbereich von 30.000 [Pa] aufweisen, besitzen eine Linearität von +/- 0.1%. Dies bedeutet eine Abweichungen von +/-30 [Pa] und liegt in der Größenordnung der zu messenden Größe. Aufgrund dieser Tatsache ist der Einsatz von herkömmlichen Absolutdruckaufnehmern ungeeignet. Es gibt Aufnehmer, die den Anforderungen zwar gerecht werden, aber aufgrund von hohen Kosten und großer Bauform ebenfalls nicht in Frage kommen.

## 5.1.2 Differenzdruckaufnehmer

Druck wird bezüglich eines bestimmten Referenzdruckes gemessen.

Daten eines herkömmlichen Differenzdruckaufnehmers [15]			
Messbereich [mbar]/[Pa]		Betriebsdruck [Pa]	Linearität [%FSS]
min. 0/0	max. 2,5/250	0...250 [Pa]	0.25

Tabelle 5-2: Messbereich eines Differenzdruckaufnehmers

Mit den Daten aus Tabelle 5-2 kommt es zu Abweichungen von +/-0.625 Pa der zu messenden Größe. Diese Abweichung liegt weit unter der des Absolutdruckaufnehmers. Neben der Genauigkeit sind die kleinen Bauformen bei der Positionierung in der Gleitschirmkappe von Vorteil. Als Herausforderung gilt die Wahl eines geeigneten Messortes zur Referenzdruckmessung.

### 5.1.2.a.1 Relativdruckaufnehmer

Als Referenzdruck wird der gerade herrschende Umgebungsdruck gewählt. Relativdruckaufnehmer besitzen nur einen Messdruckanschluss. Der Umgebungsdruck wird lediglich durch eine kleine Bohrung im Gehäuse des Aufnehmers als Referenzdruck zugeführt. Bei der Positionierung in der Gleitschirmkappe wäre der Messdruckanschluss (Kappeninnendruck) der gleiche wie der Umgebungsdruck und ließe somit keine Aussagen über die Größe des Kappeninnendruckes zu. In **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** sind die verschiedenen Messprinzipien und ihr Messbereich gegenübergestellt.

Die Differenzdruckmethode erfüllt weitgehend die Anforderungen wie Genauigkeit und flexibler Messbereich, die sich aus der Messung des Kappeninnendruckes ergeben. Die Wahl der geeigneten Messposition zur Referenzdruckmessung stellt die größte Herausforderung bei der Implementierung des Messsystems am Gleitschirm dar.

### 5.1.3 Positionierung der Referenzdruckmessung

Die Messung des Referenzdruckes soll, sofern möglich, in ungestörter Luft erfolgen. Gleitschirmkappe, Leinen und Gurtzeug nehmen aufgrund ihrer Auftriebs- und Widerstandserzeugung einen beträchtlichen Einfluss auf die umströmende Luft. In Abbildung 22 ist der Einflussbereich der Druckverteilung an einem Gleitschirmprofil ohne Pilot und Leinen bei Trimmgeschwindigkeit aus einer Simulationsrechnung dargestellt.

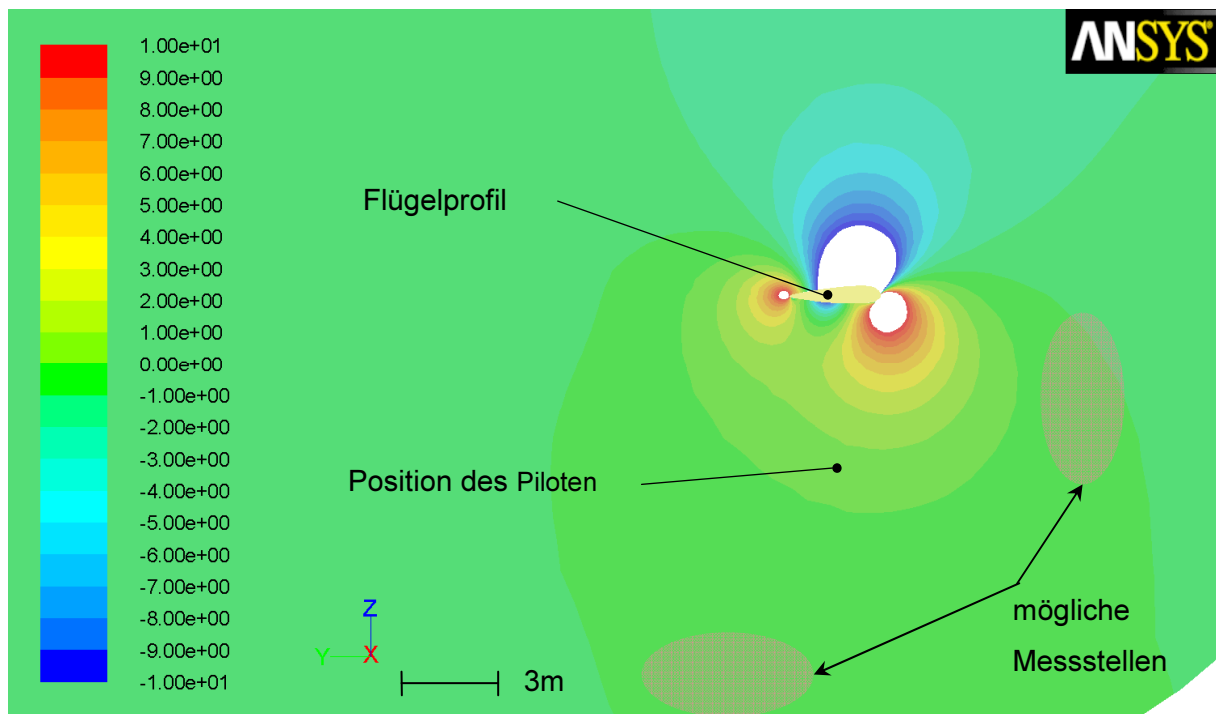


Abbildung 22: Druckverteilung an einem Gleitschirmprofil [13]

Beginnend mit rot für positive Drücke für die Unterseite des Flügels, und blau für die negativen Drücke auf der Flügeloberseite, entspricht jeder Farbton einem Druckwert mit der Einheit [Pa]. Der Einfluss der Druckverteilung des Gleitschirmprofils geht weit über die Position des Piloten hinaus. Eine Positionierung der Referenzdruckmessung zwischen Flügelprofil und Piloten z.B. an den Leinen ist aufgrund des Einflusses mit einer Größenordnung von 10 Pa auszuschließen. Auf Höhe des Piloten liegt der Einfluss des Flügelprofils bei 2 - 3 Pa. Weiters ist in Abbildung 22 die Beeinflussung auf die umströmende Luft durch den Piloten nicht berücksichtigt. Aufgrund dieser beiden Tatsachen ist eine Positionierung der Referenzdruckmessung im Bereich des Piloten nicht geeignet. Mögliche Messstellen in ungestörter Luft ergeben sich im Bereich ca. 6m vor dem Gleitschirm sowie im Bereich unter dem Piloten.

Die Positionierung der Referenzdruckmessung vor dem Gleitschirm wäre mittels einer Lanze bzw. einem biegesteifen Stab denkbar, ist aber sowohl aufgrund des flexiblen Aufbaus und der daraus resultierenden schlechten Befestigungsmöglichkeit am Gleitschirm als auch



durch die Behinderung bei der Startphase durch die Lanze auszuschließen. Als besser geeignet stellt sich der Bereich unter dem Piloten dar. In Abbildung 23 ist die angewendete Druckmessung schematisch dargestellt.

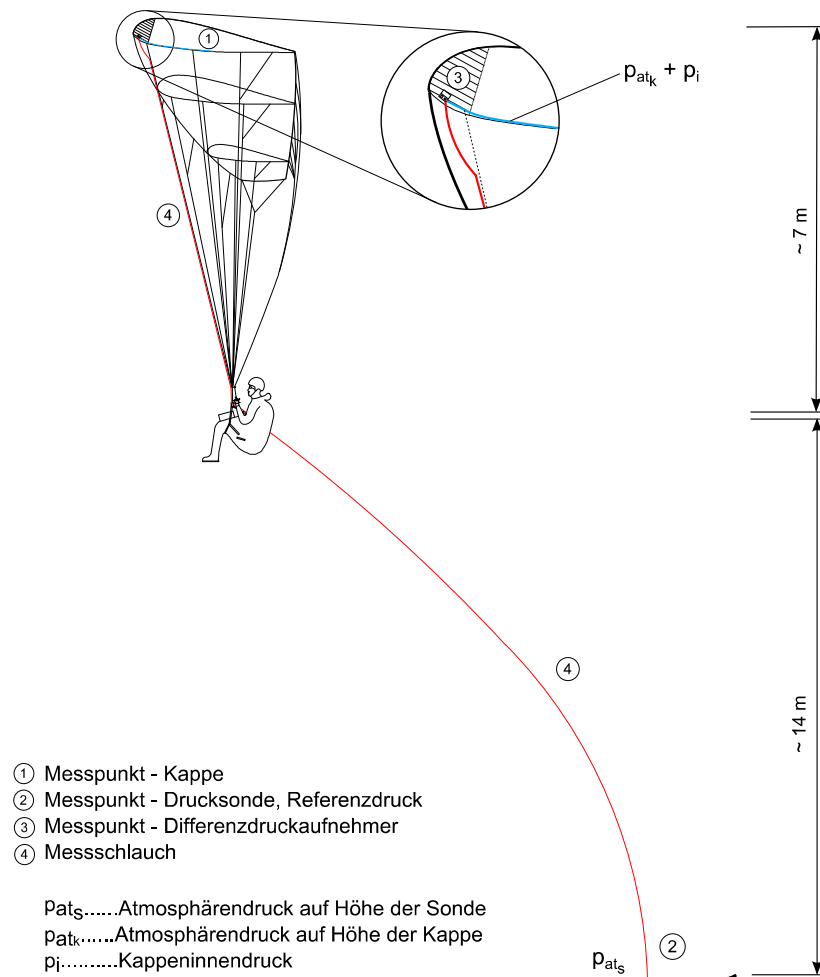


Abbildung 23: Versuchsaufbau Druckmessung

Mit dem Abstand von ca. 14m zwischen Piloten und Messpunkt zwei ist eine störende Beeinflussung der Luft durch Pilot und Gleitschirm auszuschließen. Die Drucksonde wird in der ungestörten Luft nachgezogen und ist durch den rot gekennzeichneten, luftdichten Druckmessschlauch mit dem Differenzdruckaufnehmer verbunden. Aus der Sicht des Piloten Richtung Gleitschirmkappe aufwärts, ist der Druckmessschlauch entlang der A-Ebene so befestigt, dass einerseits keine Beeinträchtigung der Leinengeometrie auftritt und andererseits die Funktionalität des Beschleunigungssystems sichergestellt ist. Aufgrund des besseren Transportes ist der Druckmessschlauch auf Höhe des Piloten trennbar. Vor jedem Messflug wird der untere Teil mit dem dauerhaft befestigten oberen Teil verbunden. Der blau gekennzeichnete Druckmessschlauch verbindet den Messpunkt (1) in der Kappe mit dem Differenzdruckaufnehmer. Dieser ist auf einer biegesteifen Kartonplatte auf einer Hauptprofil

rippe montiert. In der Gleitschirmkappe herrscht sowohl der atmosphärische Druck auf Kappenniveau als auch der zu messende Kappeninnendruck aufgrund der Anströmung. Der Messpunkt (1) in der Kappe befindet sich in Spannweitenrichtung in der Mitte des Flügels und auf halber Höhe in Profiltiefenrichtung. Der Differenzdruckaufnehmer bildet die Differenz aus der blauen und roten Messleitung (siehe Abbildung 24).

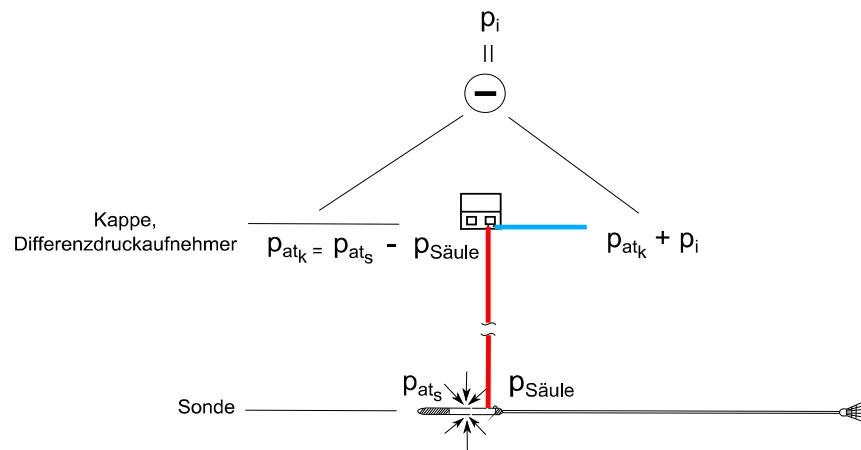


Abbildung 24: schematischer Aufbau der Druckmessung

Der an der Sonde anliegende Atmosphärendruck  $p_{ats}$  wird durch die im roten Verbindungsschlauch auftretende Dichteänderung der Luft auf den atmosphärischen Druck auf Höhe der Kappe,  $p_{atk}$  reduziert. Die Länge des Druckmessschlauches bzw. das Niveau auf dem der Atmosphärendruck gemessen wird kann somit variieren, ohne Einfluss auf die Messung zu nehmen. Der atmosphärische Druck reduziert auf Kappenniveau wird von den beiden Drücken in der Kappe abgezogen. Es wird kontinuierlich der herrschende atmosphärische Druck auf Höhe der Kappe über den ganzen Messbereich (Start bis Landung) isoliert und nur der Kappeninnendruck zu Folge der Anströmung als Messgröße ausgegeben.

#### 5.1.4 Aufbau der Druckmesssonde:

Die Anforderungen an die Druckmesssonde werden hauptsächlich von aerodynamischen Parametern und in weiterer Folge durch die Messgenauigkeit definiert. Die einfache Handhabung in der Startphase und während des Ablassens runden die Anforderungen an die Drucksonde ab.

Die Aufgabe der Drucksonde ist die statische Druckmessung in bewegter Luft. Es gilt den Einfluss des dynamischen Anteils der Luft zu isolieren und nur den statischen Anteil zu messen. Die Messung des statischen Druckes in der Luftfahrttechnik erfolgt üblicherweise durch kleine Radialbohrungen an der Rumpfseite des Flugzeuges [16]. Zur Bildung einer mittleren Druckverteilung werden entlang des Umfanges mehrere Bohrungen positioniert. Bei

der Messung des dynamischen Druckes bei herkömmlichen Anwendungen mittels Prandtlrohr wird ebenfalls der statische Anteil durch radiale Bohrungen direkt an der Prandtlsonde abgenommen. Basierend auf den herkömmlichen Methoden wurde die in Abbildung 25 dargestellte Drucksonde für die Messflüge entwickelt und eingesetzt.

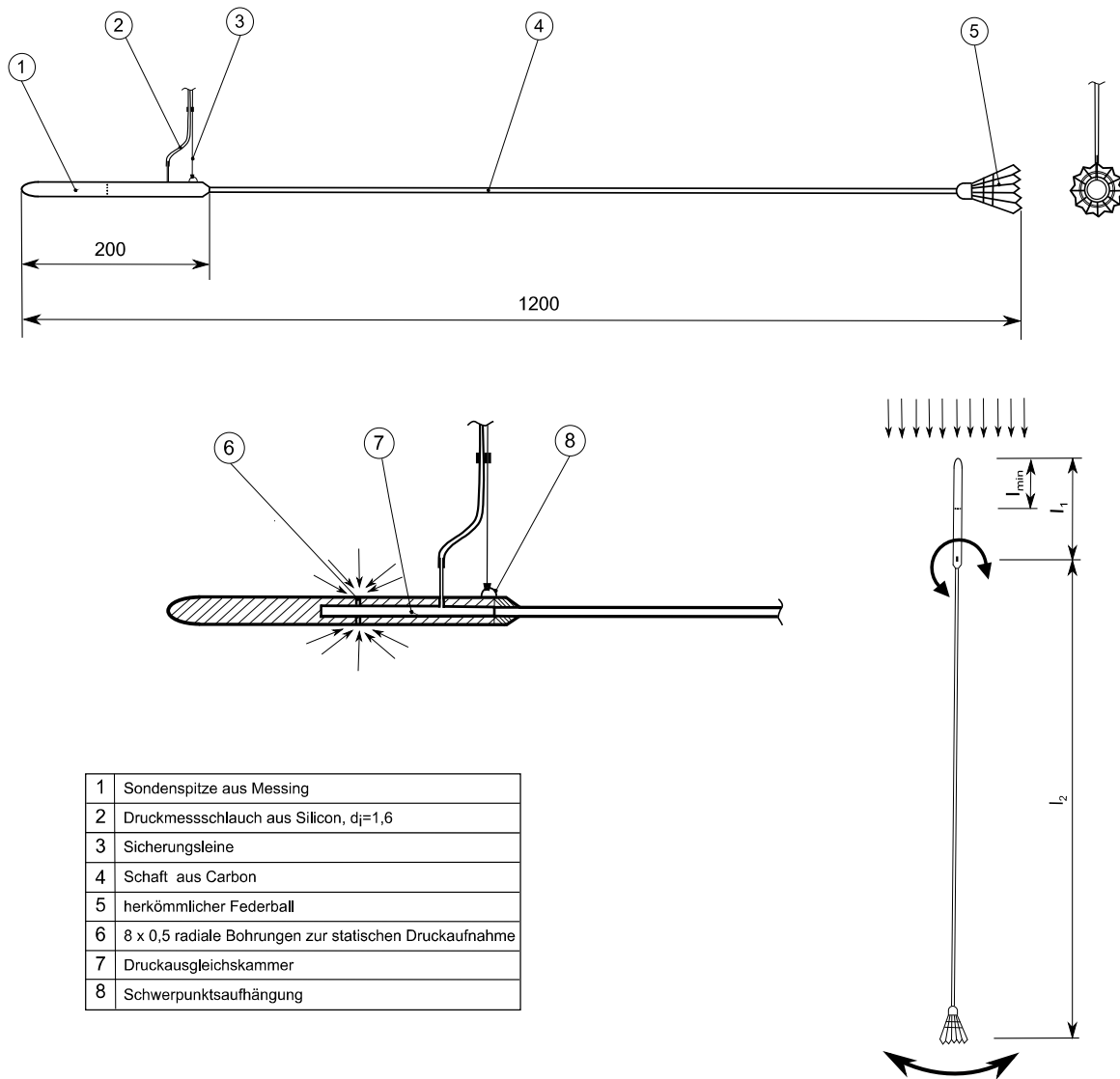


Abbildung 25: Aufbau Drucksonde

Der vordere Teil der Sonde besteht aus einem an der Spitze abgerundeten Messinggrundstab. Dieser mündet in einen 1000 mm langen Schaft aus Carbon an dessen Ende ein herkömmlicher Federball montiert ist. Die Sonde ist über die statische Sicherungsleine (Punkt 3) im Schwerpunkt aufgehängt und mit dem Piloten verbunden. Der Druckmessschlauch wird entlang der Sicherungsleine alle 20 cm befestigt und ist über die ganze Länge bis zum Differenzdruckaufnehmer zugentlastet. Er verbindet die Druckausgleichskammer mit dem Differenzdruckaufnehmer. In der Mitte des Messingstabes befinden sich acht radiale Bohrungen zur Abnahme des statischen Druckes. Nach dem Prinzip der Windfahne eines Windrichtungsmessers strebt die Drucksonde danach, sich

immer in Richtung der Anströmung auszurichten. Das Verhältnis der Abstände zum Schwerpunkt von Messingstab und Federball sind maßgebend für den Windfahneneffekt. Es wird ein kleines Verhältnis von  $l_1/l_2$  angestrebt. Dieses wird sowohl durch einen Mindestabstand von der Messingspitze bis zu den radialen Bohrungen als auch durch eine möglichst kurze Länge der Sonde zur praktischen Handhabung während der Startphase begrenzt. Die Aufhängung im Schwerpunkt ermöglicht eine quasi unbeeinflusste Ausrichtung in Strömungsrichtung.

## 5.2 Gleitwinkelmessung

Im Zuge der Untersuchung des Kappeninnendruckes abhängig vom Anstellwinkel ist es unerlässlich, den Anstellwinkel mit zu messen. Dieser kann in einen Nickwinkel  $\vartheta$  und einen Gleitwinkel  $\gamma$  (siehe Abbildung 26) aufgeteilt werden.

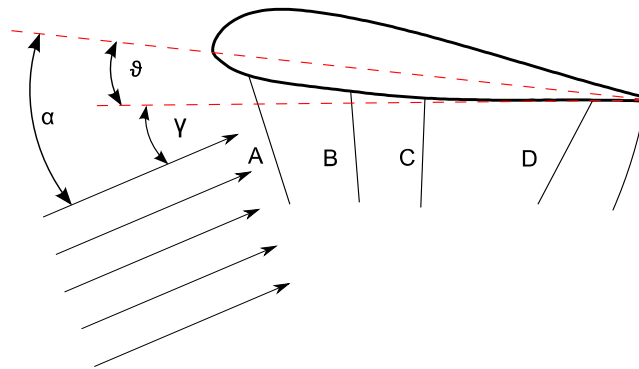


Abbildung 26: Nickwinkel und Gleitwinkel eines Gleitschirmes

Bei Gleitschirmen wird die Profilbezugslinie als Referenz für den Nickwinkel gewählt. In der Regel sehen die Gleitschirmentwickler bei Trimmgeschwindigkeit einen Nickwinkel von null vor [13]. Aus diesem Grund besteht der Anstellwinkel nur noch aus dem Anteil des Gleitwinkels  $\gamma$ . Die Messung des Gleitwinkels bei verschiedenen Flugzuständen ist einerseits zur besseren Zuordnung des Kappendrucks notwendig und andererseits der wichtigste Parameter zur Beschreibung der Leistungsfähigkeit eines Gleitschirmes. Wurde die Ermittlung des Gleitwinkels ursprünglich nur aufgrund der Messung des Innendruckes herangezogen, konnte im Laufe der Untersuchung die Priorität des Gleitwinkels mit der des Innendruckes gleichgesetzt werden. Auch von Seiten der Gleitschirmhersteller besteht großes Interesse, die herkömmliche Gleitwinkelmessung durch eine mit weniger Aufwand verbundene Messmethode zu ersetzen [13].

Im Zuge der ersten beiden Messflüge wurde zuerst nur der Kappeninnendruck gemessen. Von diesen Messdaten wurde die weitere Vorgangsweise abgeleitet. Das Konzept der Drucksonde in der Rolle einer Windfahne und die Position unter dem Piloten stellen auch für die Gleitwinkelmessung einen potentiellen Ansatz dar (siehe Abbildung 27).

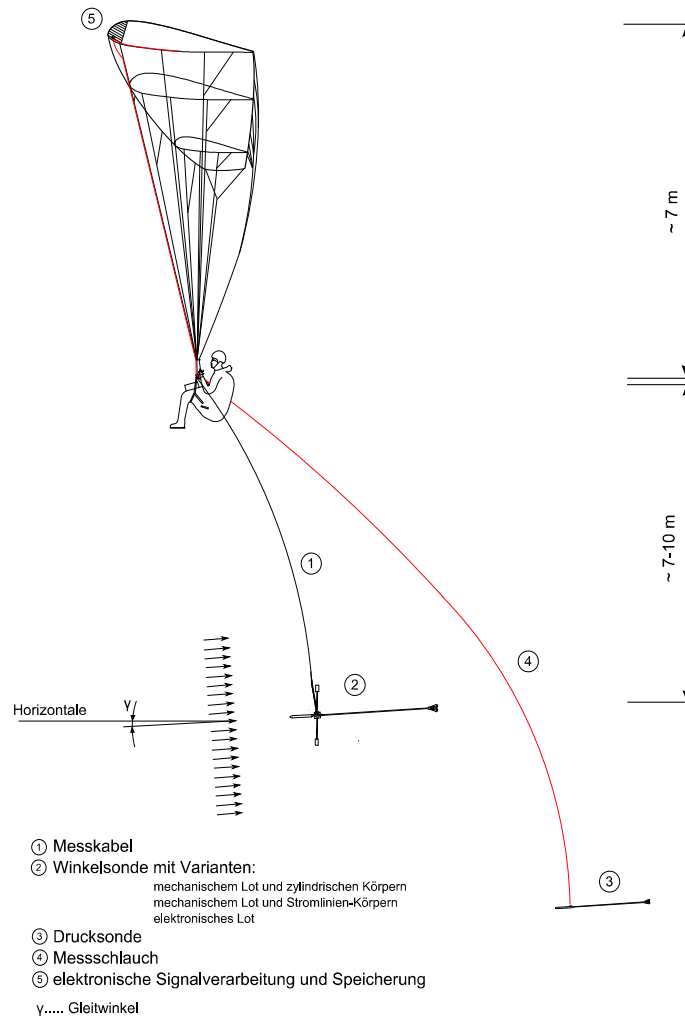


Abbildung 27: Versuchsaufbau Winkelmessung

Wird bei der Differenzdruckmessung als Referenzdruck der atmosphärische Druck auf Kappenniveau eingesetzt, benötigt die Gleitwinkelmessung ebenfalls eine fixe Referenzgröße. Neben der Wahl einer geeigneten Referenzgröße ist die Frage nach der Positionierung am Gleitschirm eine weitere Herausforderung. Insbesondere der flexible Aufbau des Gleitschirmsystems schränkt die Möglichkeiten einer fixen Referenzgröße ein. In Abbildung 27 ist der Versuchsaufbau der Gleitwinkelmessung dargestellt. Die Winkelsonde wurde während der Untersuchungen mehrmals modifiziert. Abgebildet ist jene mit mechanischem Lot und zylindrischen Körpern. Das Messkabel unter Punkt eins verbindet den elektrischen Winkelmessgerät mit der Signalverarbeitung und Speicherung (5). Das Messkabel wird ebenso wie der Druckmessschlauch an der A-Ebene befestigt und in Richtung Gleitschirmkappe geführt. Während der Untersuchungen variiert der Abstand von Piloten zu Winkelsonde zwischen 7- und 10m. Aufgrund der konstant wirkenden Erdbeschleunigung bietet sich die Verwendung eines Lotes bzw. einer lotrechten Achse als Referenz an. Damit ein störungsfreies Ausloten sichergestellt ist sind sämtliche aerodynamischen Einflüsse die auf das Lot einwirken zu isolieren.

Aus diesen Vorgaben ergeben sich folgende Varianten:

### 5.2.1 Gleitwinkelmessung mittels mechanischen Lotes

Die Gleitwinkelsonde in Abbildung 28 bestehend aus der Messingspitze (1), dem Schaft aus Carbon (5) und dem Federball am Ende (6). Sie ist in ihrem Schwerpunkt auf der Drehachse eines Präzision-Potentiometers (7) drehbar gelagert.

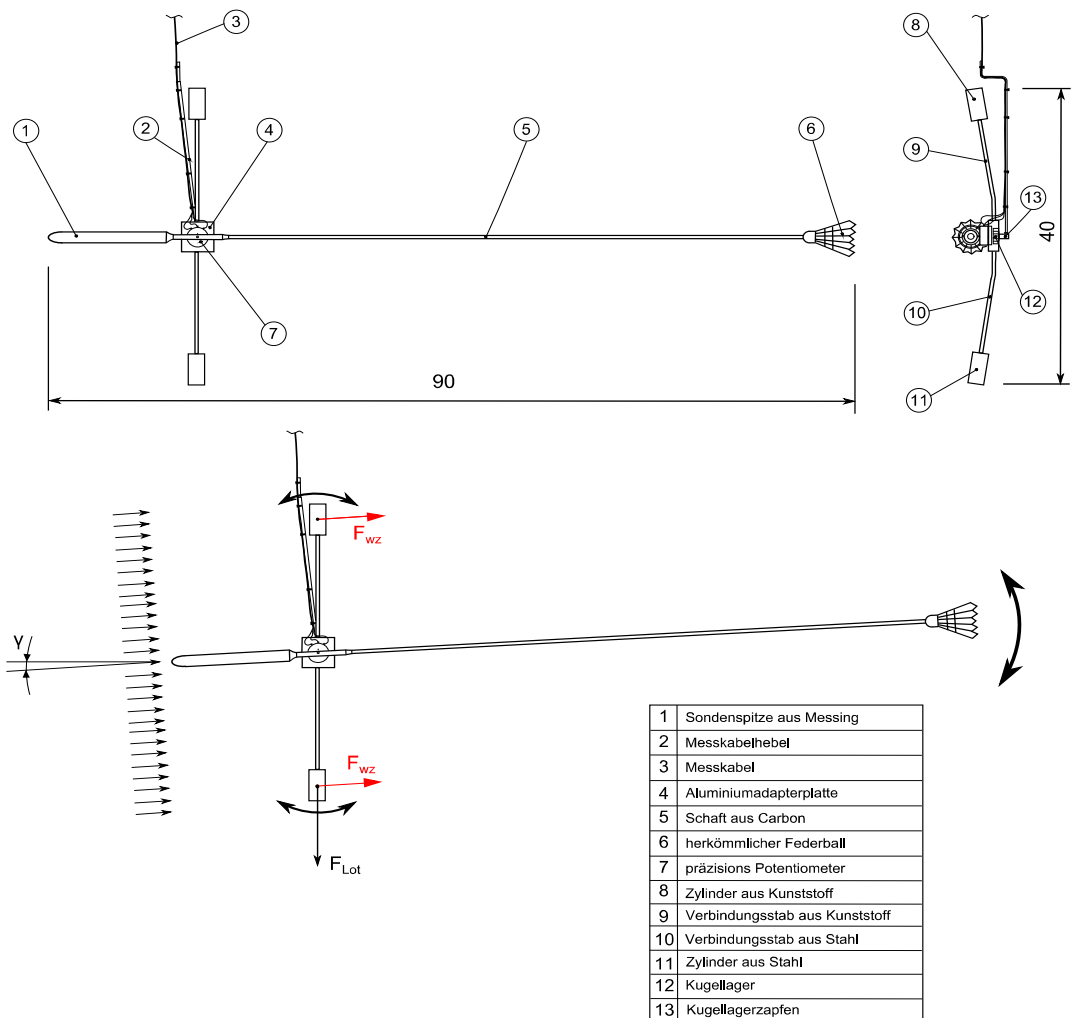


Abbildung 28: Aufbau Gleitwinkelsonde mit mechanischem Lot

Die Lagerung ermöglicht die Ausrichtung in Strömungsrichtung. Das Potentiometer ist in einer Aluminiumadapterplatte (4) versenkt und am Gehäuse befestigt. Die drei Anschlüsse werden gebündelt über den Messkabelhebel nach oben geführt. Ihre Länge ist so gewählt sodass das Ausrichten der Sonde in Strömungsrichtung nicht behindert wird. Der Messkabelhebel ist über einen Lagerzapfen (13) mittels eines herkömmlichen Kugellagers drehbar gelagert. Somit ist eine Entkoppelung der Drehbewegung von Sonde und Lot sicher gestellt.

Das Lot besteht aus zwei symmetrisch angeordneten Stäben an denen am Ende jeweils ein Zylinder befestigt ist. Sind Stab und Zylinder des oberen Teiles aus Kunststoff, besteht der untere Teil aus Stahl. Der dadurch entstehende Gewichtsunterschied hilft dem Lot seine senkrechte Lage beizubehalten. Der Zweck der symmetrischen Anordnung ist eine gleichmäßige Aufteilung des durch die Lotgeometrie induzierten Formwiderstandes.

Das Lot ist fix mit der Aluminiumadapterplatte verbunden. Diese bildet wiederum mit dem Gehäuse des Potentiometers eine feste Verbindung. Die Drehachse des Potentiometers, verbunden mit der Sonde, kann sich relativ zu seinem Gehäuse drehen und gibt die relative Winkeländerung zur Lotrechten als Spannungssignal aus. Aufgrund der außermittigen Lage der Drucksonde entsteht ein Moment um die lotrechte Achse. Die leichte Krümmung beider Stäbe soll dies ausgleichen.

### Optimierte Variante mit mechanischem Lot:

Anhand der Ergebnisse die unter Kapitel 6 noch genauer beschrieben werden, wurde die Variante mit dem mechanischen Lot weiter modifiziert. Die Änderungen liegen hauptsächlich im Aufbau des Lotes. Es wurden die zylindrischen Körper durch Körper mit geringerem Formwiderstand ausgetauscht. Um noch einen größeren Gewichtsunterschied zu Gunsten des Loteffektes zu erreichen wurde der obere Körper aus leichtem Holz und der untere aus Messing gefertigt. Weiters wurde aufgrund abgeschätzter Gleitwinkel (aus den Gps-Daten) die zu erwartende Neigung der Winkelsonde von ca.  $6^\circ$  zur Horizontalen auch bei der Position der beiden Körper berücksichtigt (siehe Abbildung 29).

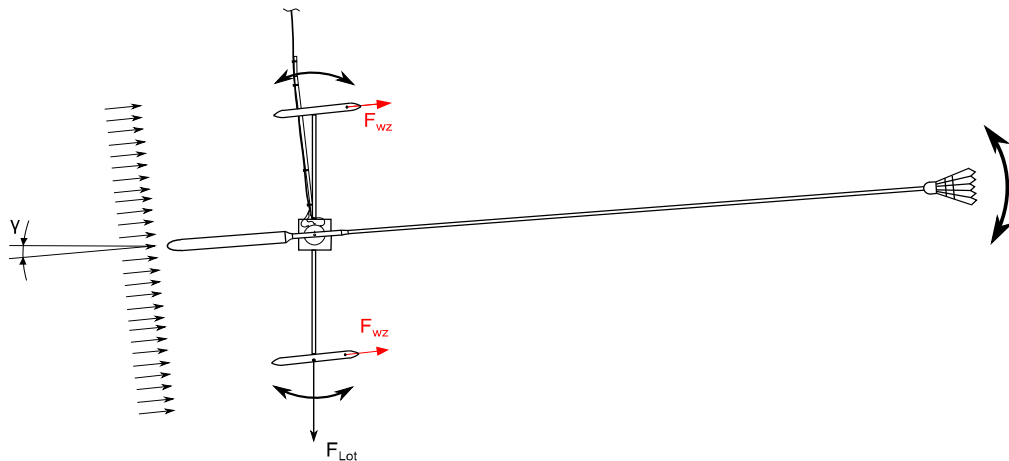


Abbildung 29: Aufbau Gleitwinkelsonde mit mechanischem Lot und strömungsoptimierten Körpern

Die Anströmung erfolgt somit nicht mehr schräg zur Körperoberfläche sondern in Richtung der Körperlängsachse. Durch diese Maßnahmen wird versucht, das Ausrichten des Lotes, normal zur Anströmungsrichtung, zu verhindern.

Anhand der Ergebnisse der ersten beiden Varianten wurde ein weiterer Lösungsansatz zur Gleitwinkelmessung entwickelt.

### 5.2.2 Gleitwinkelmessung mittels Beschleunigungssensor

Sowohl die aerodynamischen Einflüsse auf das mechanische Lot und die dadurch verfälschten Messergebnisse (siehe Kapitel 6) als auch die aufwendige Handhabung während des Messablaufes sind nur bedingt zufriedenstellend. Mit der Anwendung eines Inertialsensors der neben den Drehraten auch die Beschleunigungen in allen Raumachsen misst ist eine rechnerische Ermittlung des Gleitwinkels möglich. In Abbildung 30 ist das Prinzip der Methode dargestellt.

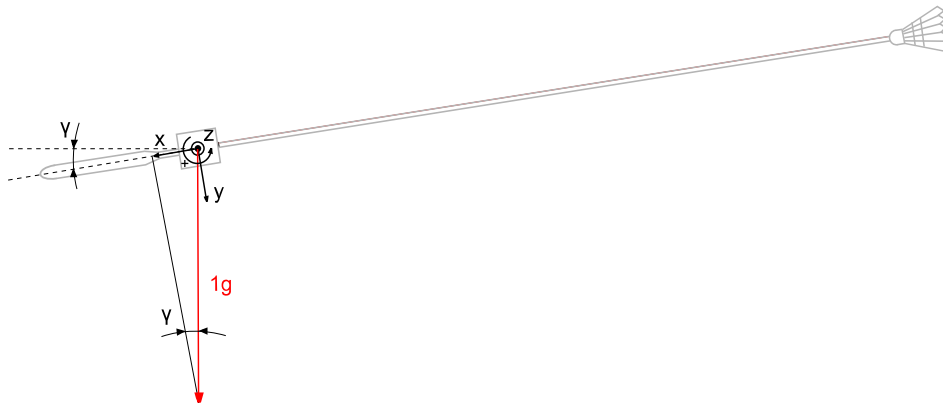


Abbildung 30: Prinzip der Gleitwinkelmessung durch Beschleunigungssensor

Mit der Erdbeschleunigung als fixe Bezugsgröße lässt sich der Gleitwinkel unter Anwendung der Winkelfunktionen ermitteln.

Mit

$$\sin(\gamma) = \frac{a_x}{1g}, \quad \gamma = \arcsin\left(\frac{a_x}{1g}\right) \quad 5-2$$

bzw.:

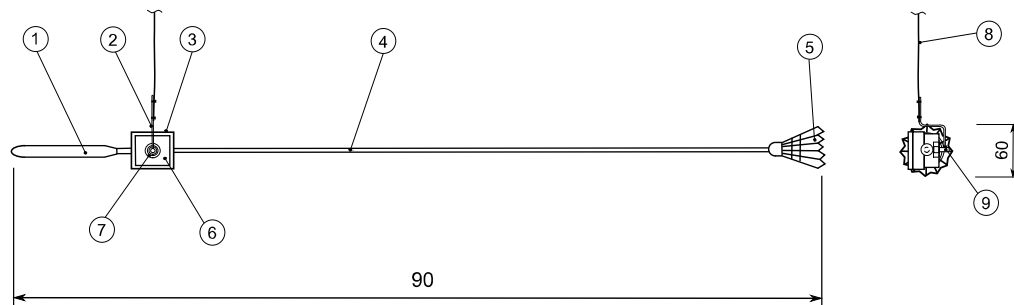
$$\cos(\gamma) = \frac{a_y}{1g}, \quad \gamma = \arccos\left(\frac{a_y}{1g}\right) \quad 5-3$$

lässt sich der Gleitwinkel sowohl über die gemessene Beschleunigung in x- Richtung als auch in y- Richtung berechnen. Aufgrund der Funktionsverläufe von sin und cos sind den Achsen unterschiedliche Empfindlichkeiten zuzuordnen. Der starke Anstieg der sin Funktion bei Gleitwinkeln  $\gamma < 10^\circ$  weist gegenüber dem Verlauf der cos Funktion eine höhere Empfindlichkeit auf und ist somit zur Berechnung des Gleitwinkels vorzuziehen.



### Aufbau der Gleitwinkelsonde mit Inertialsensor:

Durch die Verwendung eines Inertialsensors entfällt der aufwendige Aufbau des mechanischen Lotes (siehe Abbildung 31). Die Punkte (1), (4) und (5) weisen keine Unterschiede zu den anderen Varianten auf. An der Aluminiumadapterplatte (6) ist einerseits das Kugellager zur freien Ausrichtung montiert und andererseits dient sie zur Befestigung des Inertialsensorgehäuses. Dieses liegt im Schwerpunkt der Gleitwinkelsonde.



1	Sondespitze aus Messing
2	Sondespitze aus Messing
3	Inertialsensorgehäuse
4	Schaft aus Carbon
5	herkömmlicher Federball
6	Aluminiumadapterplatte
7	Kugellager
8	Kunststoffseil
9	Kugellagerzapfen

Abbildung 31: Aufbau Gleitwinkelsonde mit Inertialsensor

Die Signalverarbeitung und Daten- Speicherung erfolgt direkt an der Elektronik des Inertialsensors. Dadurch entfällt die aufwendige Verkabelung der Sonde über den Piloten bis zur Gleitschirmkappe. Das unter (8) dargestellte Kunststoffseil dient lediglich zur mechanischen Verbindung und ist auf Höhe des Piloten an einem Hauptkarabiner befestigt.

### 5.3 Windkanal und Kalibrierung

Die entwickelten Konzepte für die Messung des Kappeninnendruckes und die Gleitwinkelmessung wurden jeweils an einem Windkanalprüfstand getestet und auf ihre Funktion überprüft. Dadurch wurden zeitintensive Versuchsflüge und folglich auch ein erhöhtes Risiko für den Messpiloten vermieden. Anschließend wurde die Kalibrierung der Sonden am Windkanal durchgeführt. In Abbildung 32 ist der Aufbau des Prüfstandes dargestellt.

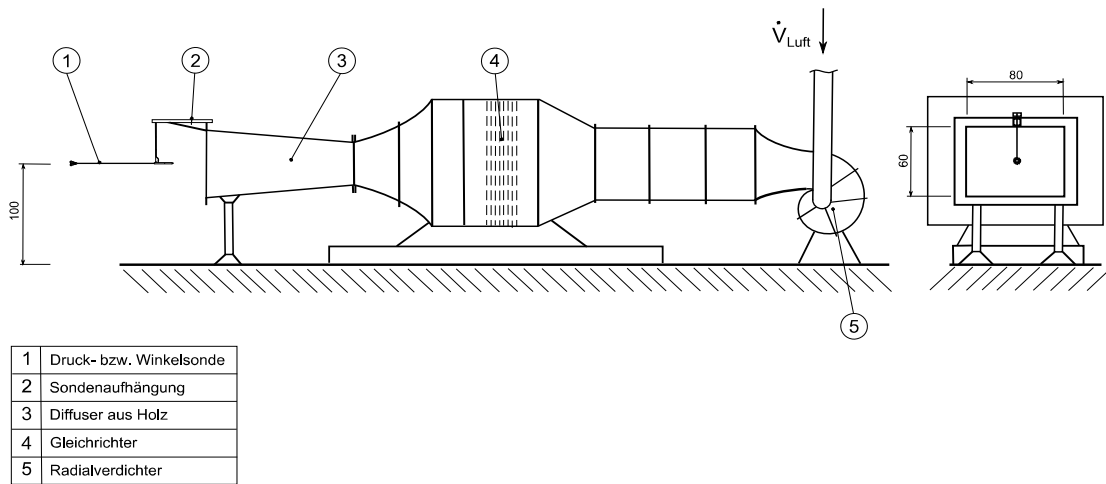


Abbildung 32: Aufbau des Freistrahwindkanals

Es handelt sich dabei um einen Freistrahprüfstand des Kompetenzzentrums „virtuelles Fahrzeug“ der hauptsächlich zur Kalibrierung von Sensoren sowie zur Messung von PKW-Kühlpaketen eingesetzt wird. Zur Erweiterung des Austrittsquerschnittes wurde ein Diffuser aus Holz montiert (3). An diesem ist die zu messende Sonde mit einem Hebel aufgehängt (2) und ist mittig im ungestörten Strömungsfeld positioniert. In Tabelle 5-3 sind grundlegende Daten des Prüfstandes aufgelistet.

Merkmale und Leistungsdaten	
max. Strömungsgeschwindigkeit am Austritt	10,7 m/s
max. Massenstrom	3,8 kg/s
elektr. Antriebsleistung des Gebläses	37 kW
Öffnungsquerschnitt	80 x 60 mm <sup>2</sup>

Tabelle 5-3: Merkmale und Leistungsdaten des Windkanalprüfstandes

Es wurden folgende Konfigurationen chronologisch im Zuge der Arbeit am Windkanal untersucht:

		Messgröße	Einheit	Messprinzip
1	Drucksonde	stat. Druck	[Pa]	Differenzdruckmessung
2	Gleitwinkelsonde mit mech. Lot	Gleitwinkel	[°]	Präzisions- Potentiometer
3	Gleitwinkelsonde mit Inertialsensor	Gleitwinkel	[°]	Beschleunigung/Winkelfunktion

Tabelle 5-4: Messkonfigurationen am Windkanal

### 5.3.1 Geschwindigkeitsabhängigkeit der Drucksonde

In Abbildung 33 ist der Verlauf des statischen Druckes, gemessen mit der Drucksonde, abhängig von verschiedenen Geschwindigkeiten dargestellt. Beginnend bei ca. 25s wird die Strömungsgeschwindigkeit des Windkanals alle 10s erhöht bis sie bei Sekunde 55 ihr Maximum erreicht. Der Verlauf gibt Auskunft über die Geschwindigkeitsabhängigkeit der Drucksonde. Mit einem Mittelwert und einer Standardabweichung von  $\bar{\Delta} -1 \pm 0,411$  [Pa] ist diese für die Kappeninnendruckmessung ausreichend genau. Die max. Strömungsgeschwindigkeit des Windkanals liegt bei 38 km/h. Dies entspricht im Groben der Trimmgeschwindigkeit (aus den Gps-Daten) des zu untersuchenden Gleitschirmes. Der beschleunigte Flug mit ca. 55 km/h hingegen kann nicht im Windkanal nachgestellt werden. Es sind anhand des Verlaufes aber keine großen Drucksprünge bei höheren Geschwindigkeiten, nahe dem beschleunigten Flug, zu erwarten.

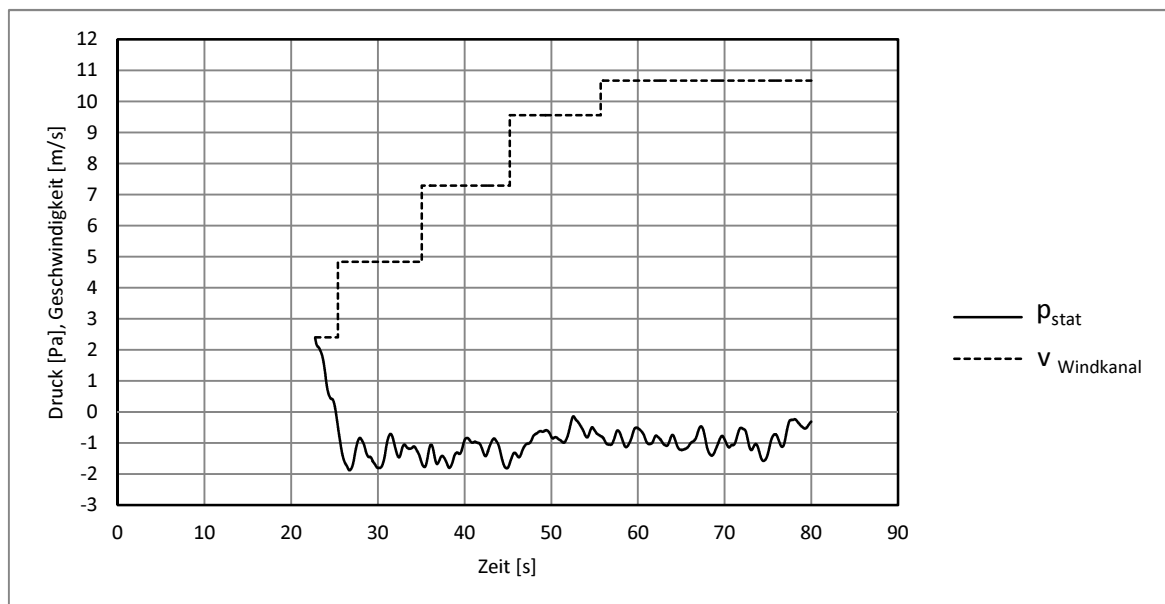


Abbildung 33: statischer Druck bei verschiedenen Geschwindigkeiten im Windkanal

### 5.3.2 Kalibrierung des Drucksensors

Die Kalibrierung des Differenzdruckaufnehmers erfolgte mit einem Druckkalibrator CPC 2090 der Firma WIKA. Der Messbereich beträgt 0 – 100 mbar, und 0 -19,99 mbar.

### 5.3.3 Geschwindigkeitsabhängigkeit der Gleitwinkelsonde mit mechanischem Lot

In Abbildung 34 ist der Gleitwinkel, gemessen mit der Gleitwinkelsonde mit mechanischen Lot, abhängig von verschiedenen Geschwindigkeiten dargestellt. Die Strömungsgeschwindigkeit wird ebenfalls wie bei der Drucksonde stufenweise erhöht. Nach

Sekunde 125 kommt es zu einem Sprung des Gleitwinkelsignales welches sich bis Sekunde 325 um einen Mittelwert von  $\emptyset 0$  und einer Standardabweichung von  $\pm 0,187$  [°] einpendelt. Aufgrund der geringen Strömungsgeschwindigkeit im Bereich des starken Anstiegs ist diese Änderung für die Gleitwinkelmessung während des Fluges bei Geschwindigkeiten höher als 38 km/h nicht relevant. Mit den Werten des Gleitwinkels zwischen Sekunde 125 und 325 aus dem Windkanalversuch, ist eine ausreichend genaue Messung im realen Flug zu erwarten. Die gerade Anströmung der Luft auf das Lot während der Windkanalversuche stellt den größten Unterschied zur realen Gleitwinkelmessung dar und wird anhand der Ergebnisse unter Kapitel 6 noch genauer verglichen.

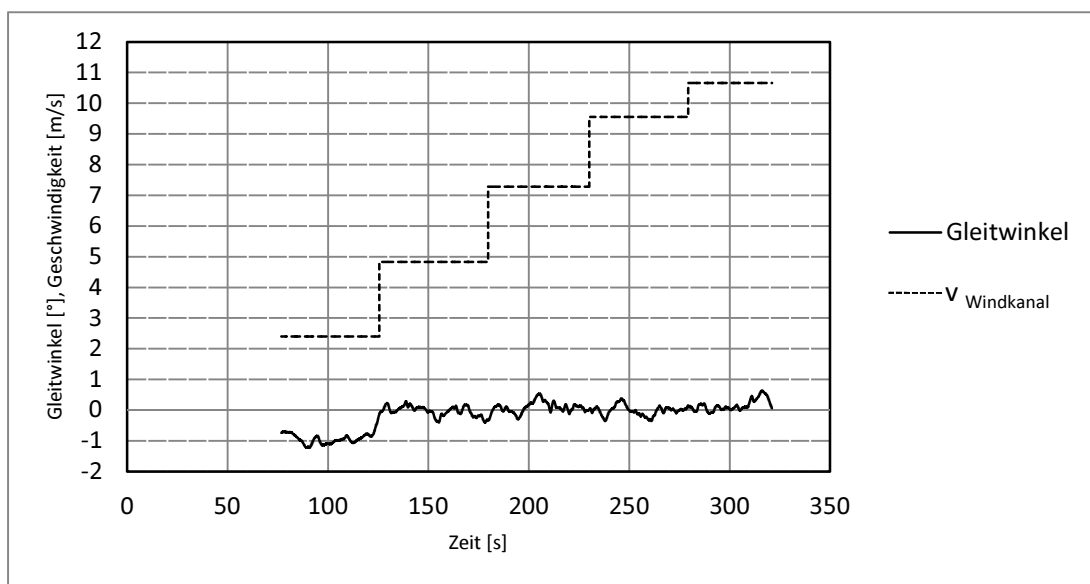


Abbildung 34: Gleitwinkel bei verschiedenen Geschwindigkeiten im Windkanal

### 5.3.4 Geschwindigkeitsabhängigkeit der Gleitwinkelsonde mit Inertialsensor

Abbildung 35 zeigt den Gleitwinkel gemessen mittels Inertialsensors bei verschiedenen Strömungsgeschwindigkeiten. Es sind deutlich zwei unterschiedliche Gleitwinkelniveaus erkennbar. Zwischen Sekunde 200 und 325 bei Strömungsgeschwindigkeiten im Bereich der Trimmgeschwindigkeit pendelt sich das Gleitwinkelsignal um einen Mittelwert von  $\emptyset 0$  und einer Standardabweichung von  $\pm 0,313$  ein. Der Bereich zwischen Sekunde 25 und 175 ist wiederum aufgrund der geringen Strömungsgeschwindigkeiten im Vergleich zum realen Flug nicht relevant.

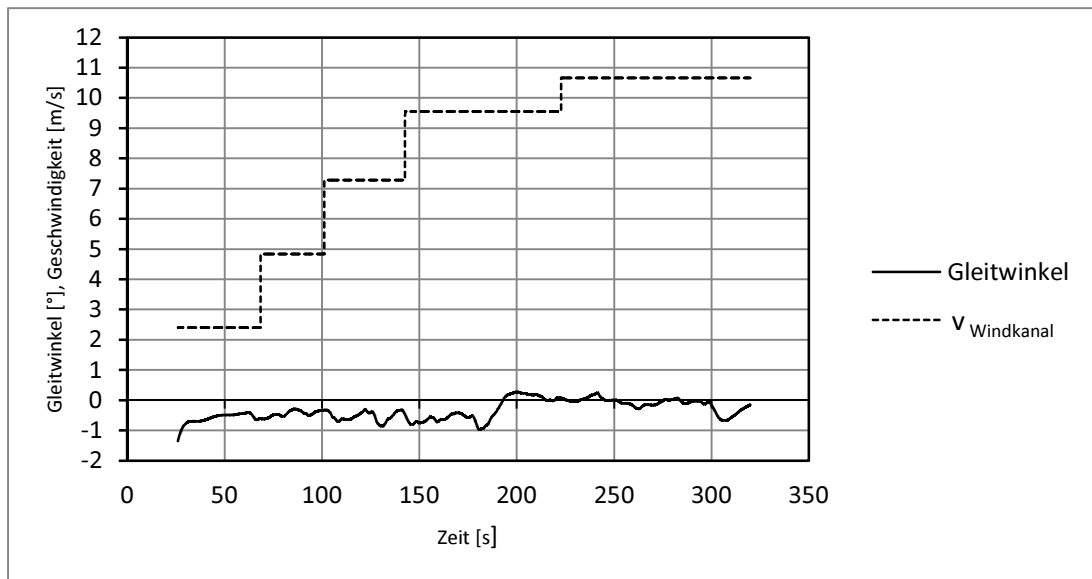


Abbildung 35: Gleitwinkel bei verschiedenen Geschwindigkeiten im Windkanal

### 5.3.5 Kalibrierung der beiden Gleitwinkelsonden

Sowohl die Variante mit dem mechanischen Lot als auch jene mit dem Inertialsensor wurden mittels einer digitalen Wasserwaage kalibriert.

### 5.3.6 Ergebnisse der Windkanaluntersuchungen

Alle drei untersuchten Konfigurationen zeigen eine Geschwindigkeitsabhängigkeit der zu messenden Größe. Die größten Änderungen treten bei Geschwindigkeiten zwischen 17 und 34 km/h auf. Der relevante Geschwindigkeitsbereich für einen Messflug liegt über 34 km/h. Die Mittelwerte und die Standardabweichungen in diesem Bereich sind in Tabelle 5-5 angeführt.

		Messgröße	Einheit	Mittelwert	Stand. Abweichung
1	Drucksonde	stat. Druck, $p_{\text{stat}}$	[Pa]	-0,999	$\pm 0,411$
2	Gleitwinkelsonde mit mech. Lot	Gleitwinkel, $\gamma$	[°]	0,042	$\pm 0,187$
3	Gleitwinkelsonde mit Inertialsensor	Gleitwinkel, $\gamma$	[°]	-0,027	$\pm 0,313$

Tabelle 5-5: Ergebnisse der Windkanaluntersuchungen

Bei beiden Gleitwinkelmessmethoden kommt es zu einer ausreichend exakten Ausrichtung in horizontaler Richtung. Konfiguration 3 zeigt gegenüber 2 eine etwas höhere Abweichung vom Mittelwert. Wird bei Konfiguration 2 rein die Drehbewegung bzw. das Ausrichten in

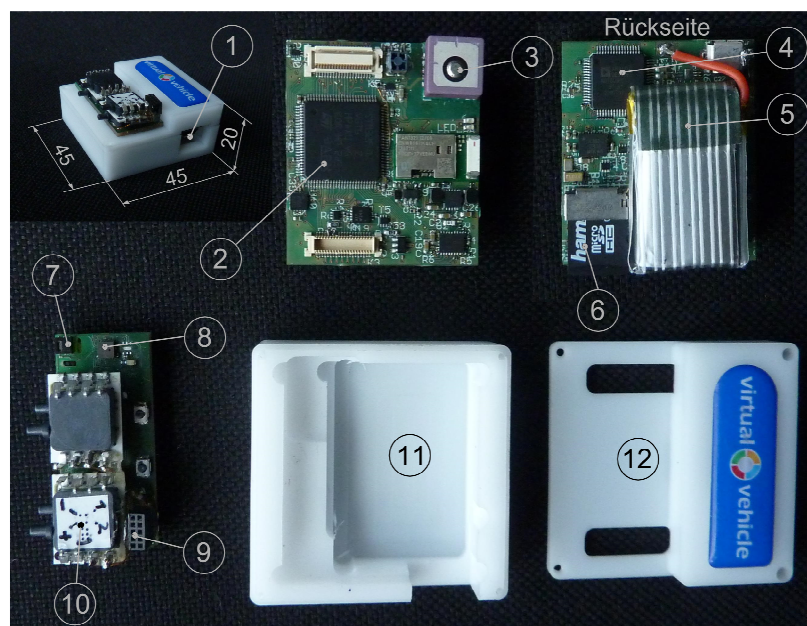
Strömungsrichtung gemessen, misst Konfiguration 3 alle auftretenden Beschleunigungen in x- Richtung mit (siehe Abbildung 30). Vibrationen und Pendeln, angeregt durch die Luft, sind plausible Gründe für die größere Abweichung.

## 5.4 Messelektronik

Die verwendete Messelektronik wurde über mehrere Jahre am Kompetenzzentrum „Virtuelles Fahrzeug“ entwickelt. Ihre Anwendung bewährte sich schon bei zahlreichen Forschungsprojekten [17] [18] und steht für ein innovatives Konzept. Multifunktionalität auf kleinster Baugröße und flexibel adaptierbare Funktionen für verschiedenste Anwendungen sind die Stärken dieser Elektronik. Im Zuge der Untersuchung am Gleitschirm wurden zu den vorhandenen Grundfunktionen, wie Beschleunigungs-, GPS- und Temperaturmessung u.Ä., zusätzliche Kanäle wie z.B. jener des Differenzdruckaufnehmers implementiert. Der Einsatz dieser Technologie gab schlussendlich den Anstoß zur Innendruckmessung einer Gleitschirmkappe und stellt den Kern des Messaufbaus dar.

### 5.4.1 Aufbau und Grundfunktionen der Messelektronik

In Abbildung 36 sind der Aufbau und die wichtigsten Bauteile der verwendeten Messelektronik dargestellt. Die kleine Baugröße, das geringe Gewicht und das autonome Messen ohne zusätzliche Hardware bietet sich als Messanwendung am Gleitschirm an.



1	Micro USB-Schnittstelle	7	Temperatursensor
2	DSP	8	Luftdrucksensor
3	GPS-Sensor	9	Analogschnittstelle
4	ADC	10	Differenzdruckaufnehmer
5	Akku	11	Gehäuseboden
6	Micro SD-Karte	12	Gehäusedeckel

Abbildung 36: Aufbau der Messelektronik

Die wichtigsten Spezifikationen sind in Tabelle 5-6 aufgelistet.

<b>integrierte Sensoren</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• GPS</li> <li>• 3D Beschleunigungsaufnehmer</li> <li>• 3D Gyroskop</li> <li>• 3D Magnetfeldsensor</li> <li>• Temperatur temperature sensor</li> <li>• Luftdrucksensor</li> <li>• Luftfeuchtigkeit</li> <li>• Kapazitätssensor</li> </ul>
<b>Zusätzliche Sensoren/Anschlüsse</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• analog Anschluss für Differenzdrucksensor</li> <li>• analog Anschluss für Präzisions- Potentiometer</li> </ul>
<b>frei konfigurierbare I/O's</b>	<p><b>Analoge Eingänge :</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Messbereich max. <math>\pm 10V</math>,</li> <li>• Signalbandbreite 32 kHz,</li> <li>• Abtastrate 200 kHz, max. Auflösung 18 Bit., max. 8 Differential- &amp; Bipolar Eingänge)</li> </ul> <p><b>Analoge Ausgänge:</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Konst. Stromquelle ( 0 – 25 mA, 12 Bit Auflösung), konst. Spannungsquelle (0 – 10 V, 12 Bit Auflösung)</li> </ul> <p><b>Digitale I/O's:</b></p>
<b>Digitaler Signal Processor, DSP</b>	für Echtzeit- Erfassung und Signalverarbeitung
<b>Drahtlose Datenübertragung</b>	Bluetooth & ZigBee
<b>CAN – Interface</b>	frei konfigurierbar
<b>USB &amp; drahtlose Schnittstelle</b>	für Datenaustausch
<b>Energieversorgung</b>	flexible Energiequelle mit integrierter Ladefunktion (Akku und/oder externe Quelle), wechselt zwischen 2 Stromquellen und sichert somit eine redundante Versorgung Ereignisgesteuerte Einschaltfunktion

Tabelle 5-6: Spezifikationen der Messelektronik

Mit der zugehörigen Software die ebenfalls am Kompetenzzentrum „Virtuelles Fahrzeug“ entwickelt wurde, sind die Messkanäle mittels GUI konfigurierbar. Die Kanäle sowie deren

Messbereiche und Messfrequenzen können vom Benutzer eingestellt werden. Für die Messfluganwendung sind GPS, der 3D Beschleunigungssensor, der Luftdrucksensor, der Differenzdrucksensor sowie der Kanal für das Präzisions- Potentiometer von besonderer Bedeutung. Die Messdaten werden während des Messfluges auf der micro SD – Karte gespeichert und anschließend in der GUI grafisch dargestellt. Die Datenauswertung erfolgt jedoch mit einer anderen Software.

#### 5.4.2 Messelektronik zur Innendruckmessung

Die beschriebene Messelektronik ist im Eintrittskantenbereich der Gleitschirmkappe positioniert und ist mittels einer Kartonplatte (2) an einer Hauptprofilrippe befestigt (siehe Abbildung 37 (a), (3)). Der Druckmessschlauch unter (6) in Abbildung 37 (b) verbindet die in der Hälfte der Flügeltiefe befindliche Messstelle mit dem Differenzdruckaufnehmer. Zum Zwecke eines sicheren Transportes zur Startstelle und zum Schutz der sensiblen Sensoren wurde die Messelektronik vor jedem Messflug mit Faserklebeband neu am Karton befestigt.

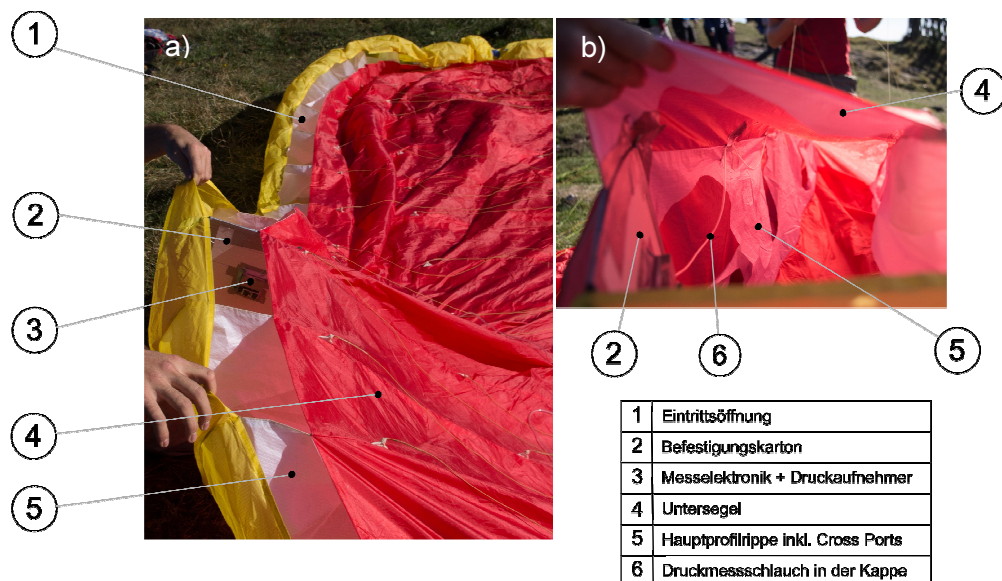


Abbildung 37: Position der Messelektronik (a), Druckmessschlauch in Gleitschirmzelle (b)

Bei der Messung des Gleitwinkels mittels mechanischen Lotes wurden der Druckmessschlauch am Differenzdruckmesser sowie das Kabel des Präzisions-Potentiometers an derselben Messelektronik in der Gleitschirmkappe angeschlossen (siehe Abbildung 36, (9)(10)).

#### 5.4.3 Messelektronik zur Gleitwinkelmessung

Zur Messung des Gleitwinkels mittels Inertialsensors wurde eine weitere annähernd baugleiche Messelektronik verwendet. Der Unterschied liegt in den nicht angeschlossenen Schnittstellen für Differenzdruckaufnehmer und Präzisions- Potentiometer.



## 5.5 Meteorologische Rahmenbedingungen

Während der ganzen Untersuchung nahmen sowohl die Wetterbeobachtung als auch die Flugvorbereitung und die Organisation des Transportes zum jeweiligen Fluggebiet viel Zeit in Anspruch. Das Wetterbriefing beinhaltete neben Beobachtungen der Großwetterlage, die teilweise über mehrere Wochen das Wettergeschehen beeinflusste, auch eine detaillierte Studie der Windprognosen in den Fluggebieten. Auch die Jahreszeiten hatten aufgrund der unterschiedlichen Sonneneinstrahlungswinkel und der dadurch induzierten Thermik einen Einfluss auf die Wahl der günstigen Monate für Messflüge. In Tabelle 5-7 ist die Anzahl der Messflüge in den unterschiedlichen Monaten aufgelistet.

Jahr	Herbst 2013		Winter 2014		Frühling 2014		
Monat	Oktober	November	Jänner	Februar	März	April	Mai
Anzahl der Messflüge	1	2	3	1	2	1	1

Tabelle 5-7: Anzahl der Messflüge in den günstigen Monaten

Aufgrund der Größenordnung des Kappeninnendruckes zwischen 60 und 80 [Pa] führt jede kleinste Störung des Gleitschirmsystems durch turbulente Luft zu unbrauchbaren Messergebnissen. Sind Herbst- und Wintermonate in der Regel thermisch inaktiv stehen Frühling und Sommer für turbulente und labile Luft. Wurden trotzdem Flüge im Zeitraum Frühling und Sommer durchgeführt wurde der Startzeitpunkt entweder ganz in die frühen Morgenstunden oder kurz vor Sonnenuntergang verlegt.

Als Entscheidungsgrundlage für einen geeigneten Messflugzeitraum dienten mehrere meteorologische Wetterdienste wie auch persönliche Erfahrung und Einschätzung der Wettersituation durch das Messflugteam. In Tabelle 5-8 sind die gängigsten Wetterdienste die während des Messzeitraumes fast täglich bis stündlich meist online abgerufen wurden, aufgelistet.

Wettergeschehen	Großwetterlage	Schichtung der Luft	Regionale / lokale Windprognosen	Wind am Startplatz
Wetterdienst				
Austro-Control [19]	x	x	x	
ORF-Wetterdienst [20]	x		x	x
ZAMG [21]	x		x	
Windfinder [22]			x	
Bergfex [23]	x		x	x
Schöckl- Bergbahnen [24]				x
Schlick-Bergbahnen [25]				x
Krippenstein- Bergbahnen [26]				x

Tabelle 5-8: Wettergeschehen und die geeigneten Wetterdienste

Die Wetterdienste wurden abhängig von den Wettergeschehnissen chronologisch startend mit der Großwetterlage abgerufen.

Besonders der Flugwetterdienst der Austro – Control GmbH, welche für Flugverkehrskontrolle und Flugsicherung in Österreich zuständig ist, bietet sich für die grundlegende Entscheidungsfindung an. Das tägliche Aufzeichnen der Zustandskurve der Luftschichtung an Flughäfen wie Graz und Innsbruck geben Aufschluss über die zu erwartenden Luftbewegungen. Die Messsonden werden täglich in den frühen Morgenstunden gestartet und nehmen dabei Temperatur, Windgeschwindigkeit und Luftfeuchtigkeit startend vom Boden bis zu einer Höhe von 15 km auf. In Abbildung 38 sind die Daten in einem Diagramm von einem Messflugtag zusammengefasst dargestellt. Man nennt dieses Diagramm „TEMP“.

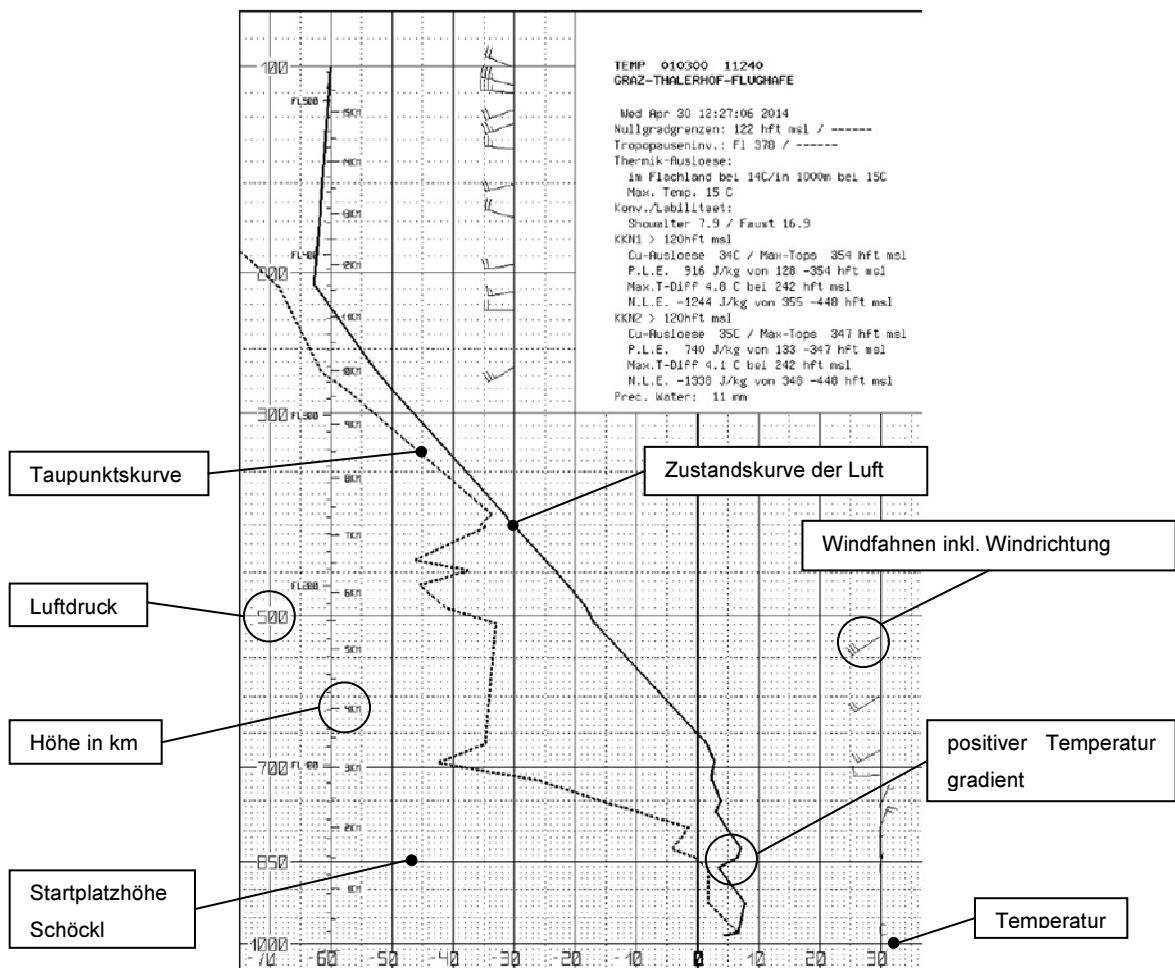


Abbildung 38: „TEMP“ Diagramm einer Messsonde vom Flughafen Graz-Thalerhof [19]

Die Messsonde am Flughafen Graz-Thalerhof wird um 4 Uhr in der Früh gestartet [19]. Das Diagramm ist um 6 Uhr online abrufbar und gibt somit frühzeitig Auskunft über die zu erwartende Luftschichtung. Neben der Windstärke, angezeigt durch die Anzahl der Striche quer zum Windfähnchen (langer Strich 10 kn, kurzer Strich 5 kn), und der Windrichtung (Ausrichtung der Windfahne) ist die Temperaturschichtung unterhalb und auf Höhe des Startplatzes von großer Bedeutung. Der positive Temperaturgradient auf Höhe des Startplatzes in Abbildung 38 steht für eine stabile Schichtung der Luft. In diesem Bereich ist mit einer geringen thermischen Aktivität zu rechnen.

Aufgrund des Zeitversatzes des Messsonden- Aufstiegs und des Messflugzeitpunktes können sich die meteorologischen Gegebenheiten ändern. Diese Unsicherheit wird aber durch weitere Beobachtung der lokalen Wind und Wetterverhältnisse am Startplatz kompensiert. Es wurden für alle Messflugtage die Wetterdaten aufgezeichnet und sind im Anhang aufgelistet.

### **5.5.1 Wettersituation am Startplatz**

Windstille und stabile Luft sind Parameter für geeignete Messbedingungen. Nachdem während der Startphase eines Gleitschirms ein herrschender Hangaufwind (Gegenwind) den Start maßgeblich erleichtert stehen Windstille und Hangaufwind im Konflikt. Besonders erschwerend kommt die Bewegungseinschränkung durch das Messequipment hinzu, welches einen Start bei Windstille bzw. Rückenwind kaum zulässt. Daraus folgendes Abwarten von passenden Windverhältnissen verzögert den geplanten Startzeitpunkt und kann auch bis zu einem Abbruch des gesamten Messvorhabens führen. Im Zweifel wurde immer zu Gunsten der Sicherheit des Messpiloten entschieden. Im Zuge der Untersuchungen mussten vier Messflugversuche aufgrund ungünstiger Start- und Wetterbedingungen abgebrochen werden.

## 6 Messergebnisse und Vergleich mit den Simulationsergebnissen

Im folgenden Kapitel werden die Messergebnisse chronologisch analysiert und in Form von Diagrammen und Tabellen dargestellt. Im Zuge der Untersuchung wurde das Messsystem schrittweise erweitert und die verwendeten Komponenten mehrfach modifiziert. Nach jedem Messflug wurde anhand der Ergebnisse die weitere Vorgehensweise abgeleitet.

### 6.1 Übersicht der Messflüge

Nr.	Messflugdatum	Fluggebiet	Gleitschirm	Projizierte Fläche	Messgrößen	Bemerkung	Pilot
1	15.10.2013	Schöckl	NOVA Pheron	-	-	Abstimmungsflug	M
2	01.11.2013	Schöckl	NOVA Prion	19,40 m <sup>2</sup>	Druck		R
3	12.11.2013	Schöckl	NOVA Prion	19,40 m <sup>2</sup>	Druck		M
4	08.01.2014	Krippenstein	NOVA Mentor 3	22,30 m <sup>2</sup>	Druck, Gleitwinkel <sup>2</sup>	Daten n. brauchbar	R
5	09.01.2014	Schöckl	NOVA Mentor 3	22,30 m <sup>2</sup>	Druck, Gleitwinkel <sup>2</sup>		R
6	13.01.2014	Schöckl	NOVA Mentor 3	22,30 m <sup>2</sup>	Druck, Gleitwinkel <sup>2</sup>		R
7	20.02.2014	Schlick 2000	NOVA Mentor 3	22,30 m <sup>2</sup>	Gleitwinkel <sup>3</sup>		R
8	13.03.2014	Schöckl	NOVA Mentor 3	22,30 m <sup>2</sup>	Gleitwinkel <sup>4</sup>	Daten n. brauchbar	R
9	18.03.2014	Schöckl	NOVA Mentor 3	22,30 m <sup>2</sup>	Druck, Gleitwinkel <sup>4</sup>		R
10	17.04.2014	Schlick 2000	NOVA Mentor 3	22,30 m <sup>2</sup>	Druck, Gleitwinkel <sup>4</sup>		R
11	06.05.2014	Schöckl	NOVA Mentor 3	22,30 m <sup>2</sup>	Bremskraft, Gleitwinkel <sup>4</sup>		R

Tabelle 6-1: Übersicht der Messflüge

Der erste Messflug diente hauptsächlich zur Erprobung der Basis- Messelektronik ohne zusätzlichen Aufbau für Druck bzw. Winkelmessung. Die eingesetzte Elektronik steht dabei unter teilweise schwankendem atmosphärischen Einfluss wie Druck, Temperatur und Luftfeuchtigkeit. Besonders die Funktionsfähigkeit der Messsensoren bei tiefen Temperaturen wurde durch diesen Abstimmungsflug überprüft. Weiteres konnte die geeignete Positionierung der Messelektronik am Gleitschirm getestet werden.

<sup>2</sup> Gleitwinkelmessung mittels mechanischen Lotes

<sup>3</sup> Gleitwinkelmessung mittels mechanischen Lotes optimierte Variante

<sup>4</sup> Gleitwinkelmessung mittels Beschleunigungssensor

M=Pilot Mariani, R = Pilot Rosner

## 6.2 2. Messflug

Der zweite Messflug vom 01.11.2013 wurde mit einem von der Firma NOVA zur Verfügung gestellten Gleitschirm durchgeführt. Dieses Muster gilt als Anfängermodell und wird in der offiziellen Einstufung des Deutschen Hängegleiter Verbandes [2] als Kategorie A-Gleitschirm geführt. Gleitschirme der Kategorie A stehen für gute Starteigenschaften, beschränkte Agilität sowie hohe passive Sicherheit die besonders während des Messablaufes von großer Bedeutung ist. In Abbildung 39 sind der Kappeninnendruck  $p_i$  und die GPS- Geschwindigkeit abgebildet. Die GPS- Geschwindigkeit schwankt mit einem Wert von +/- 5 km/h und zeigt im Verlauf keinen Unterschied zwischen Trimmgeschwindigkeit und „voll beschleunigtem Flug“.

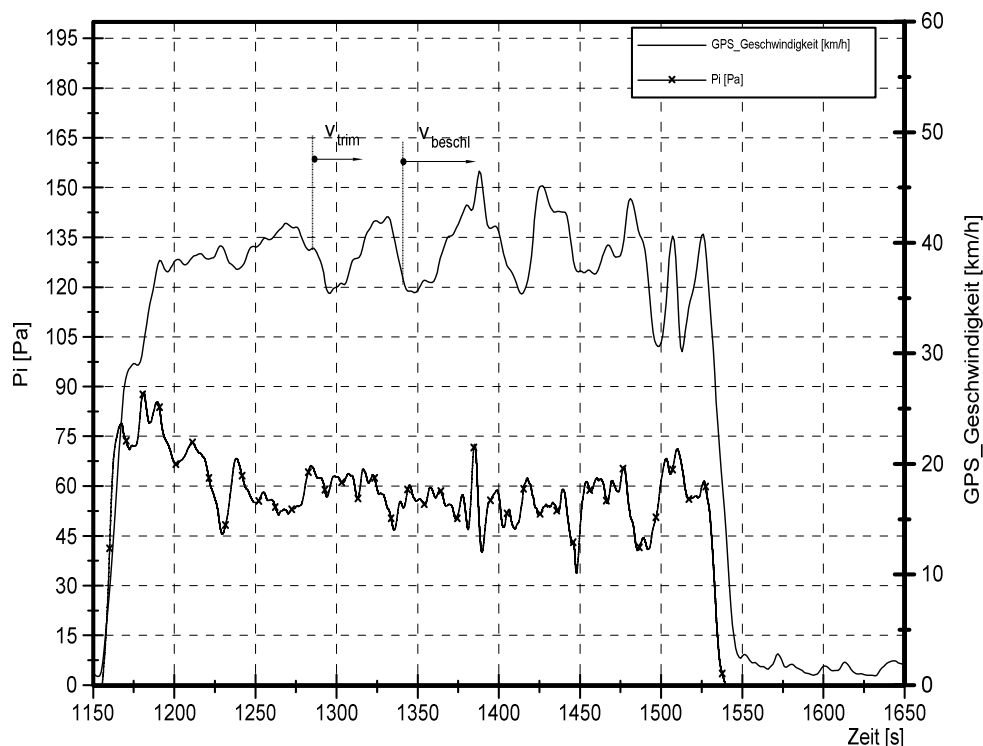


Abbildung 39: 01.11.2013 Prion, Rosner

Anhand des Druckverlaufes ist ein kleiner Unterschied von trimm- und vollbeschleunigter Flugphase erkennbar. Ab Sekunde 1280 wird der Trimmflug mit einem mittleren Innendruck von 59,5 Pa eingenommen. Zwischen Sekunde 1345 und 1450 wird in den beschleunigten Flug übergegangen und es kommt zu einer Verringerung des mittleren Innendruckes auf 53,7 Pa. Danach wird die Drucksonde eingeholt. Die Druckspitze bei Sekunde 1380 ist die Folge einer Störung des Gleitschirmsystems durch turbulente Luft. Dabei kommt es zu einer kurzfristigen Druckerhöhung durch eine Pendelbewegung um die Querachse bei der zuerst die Gleitschirmkappe gegen die Flugrichtung nach hinten pendelt. Dadurch wächst der Anstellwinkel kurzfristig an und eine optimalere Einströmung der Luft in die Eintrittsöffnungen

ist die Folge. Das anschließende gegengleiche Vorpendeln führt zur Verringerung des Anstellwinkels und so zu einer Druckminderung in ähnlicher Größenordnung.

### 6.2.1 Abgeleitete Vorgangsweise 2. Messflug:

- Anhand der schwankenden GPS- Geschwindigkeit und aufgrund der Störung durch thermische Aktivität kann auf unruhige Luft geschlossen werden. Auch die fehlende Routine des Piloten beim erstmaligen Messversuch nimmt Einfluss auf die Ergebnisse und ist nicht zu vernachlässigen. Bei den weiteren Messflügen ist auf jeden Fall auf eine genauere Wetterbeobachtung zu achten.
- Der gemessene Innendruck liegt in dem zu erwartenden Messbereich und die Größenordnung von 60 Pa während des Trimmfluges liegt mit einer mittleren Luftdichte von  $\rho_{Luft} = 1,124 \frac{kg}{m^3}$ , 6 % unter dem theoretisch möglichen Staudruck und kann somit als plausibel angenommen werden.
- Bis auf die Schlaufenbildung des Druckmessschlauches beim Ablassen der Druckmesssonde hat sich der gewählte Messablauf bezüglich der Sicherheit und auch anhand der Ergebnisse bewährt.

## 6.3 3. Messflug

Der dritte Messflug wurde von einem weiteren Messpiloten durchgeführt. Das Abfluggewicht ist um 15 kg geringer als beim zweiten Messflug. Gleitschirmmuster sowie Druckmesssonde blieben unverändert. In Abbildung 40 ist am Verlauf der GPS- Geschwindigkeit ein merklicher Unterschied zwischen den Flugkonfigurationen erkennbar. In Folge der niedrigeren Flächenbelastung liegen die durchschnittlichen Geschwindigkeiten unter jenen des zweiten Messfluges. Der Druckverlauf zeigt ebenfalls unterschiedliche Werte bei den verschiedenen Konfigurationen. In Tabelle 6-2 sind die arithmetischen Mittelwerte des Innendruckes und der GPS- Geschwindigkeit in den Flugkonfigurationen aufgelistet.

arithm. Mittelwert in den Flugkonfigurationen	$v_{beschl}$	$v_{trim}$	$v_{brems}$
GPS – Geschwindigkeit [km/h]	40,7	35,0	27,0
$p_i$ [Pa]	47,3	49,4	39,3

Tabelle 6-2: arithm. Mittelwerte der Ergebnisse, dritter Messflug (Prion)

Die beschleunigte Geschwindigkeit liegt ca. 5 km/h über jener des Trimmfluges. Trotz dieses Geschwindigkeitsunterschiedes stellt sich ein mit 2 Pa geringerer Innendruck gegenüber dem Trimmflug ein. Während des Überganges in den beschleunigten Flug kommt es zu einer Verringerung des Anstellwinkels und somit zu einer Verschiebung des Staupunktes. Der Staupunkt entfernt sich vom Bereich der Eintrittsöffnung. Dementsprechend nimmt die Strömungsgeschwindigkeit entlang des Eintrittsbereichs zu und es resultiert eine Abnahme des statischen Druckes und somit auch des Kappeninnendruckes. Die Ergebnisse legen nahe, dass dieser Effekt gegenüber der Druckerhöhung aufgrund des Geschwindigkeitszuwachses überwiegt.

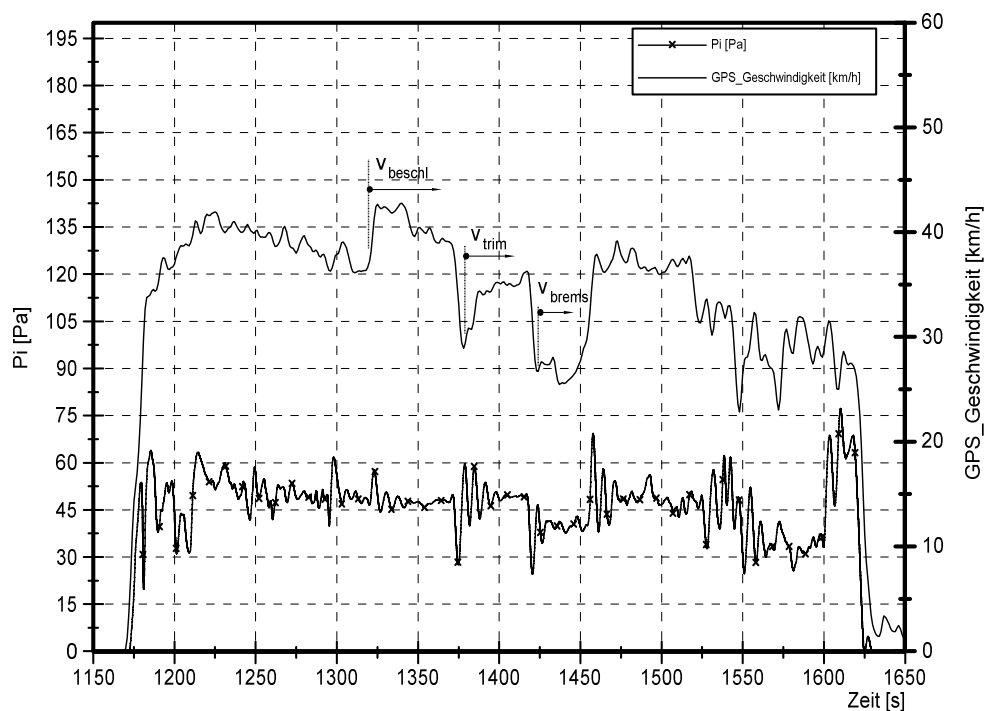


Abbildung 40: 12.11.2013 Prion, Mariani

Im Bereich des gebremsten Fluges nimmt der Innendruck um ca. 10 Pa ab. Anhand der GPS-Geschwindigkeit und einer mittleren Luftdichte von  $\rho_{Luft} = 1,134 \frac{kg}{m^3}$  ist ein theoretischer Staudruck von 31,8 Pa möglich. Der tatsächliche Innendruck liegt bei 39,3 Pa und weicht somit um rund 20% ab. Ein stark angebremsstes Fliegen führt zu einem verstärkten Eigensinken des Gleitschirmes und folglich zu einer veränderten Anströmsituation im Eintrittsbereich. Nachdem der GPS-Sensor nur die Geschwindigkeit in horizontaler Richtung misst sind Vergleiche während des Bremsfluges zwischen dem tatsächlich auftretenden Innendruck und dem aus der GPS-Geschwindigkeit abgeleiteten Staudruck nur bedingt sinnvoll.



Der Verlauf des Drucksignales zeigt zudem, dass in den Übergängen zwischen den Flugkonfigurationen ein Einpendeln (Nicken) um die Querachse des Gleitschirmsystems stattfindet und dieses merkliche Schwankungen von bis zu +/- 30 Pa verursacht.

### **6.3.1 Abgeleitete Vorgangsweise 3. Messflug:**

- Zweiter und dritter Messflug zeigen jeweils zwischen Trimmflug und „vollbeschleunigtem Flug“ einen Innendruckunterschied von unter 5 Pa an. Aufgrund dieser geringen Druckunterschiede wird für die weiteren Messflüge ein Gleitschirmmuster mit einem höheren Geschwindigkeitsspektrum gewählt. Liegt die Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Trimmflug und „vollbeschleunigtem Flug“ bei Muster Prion ca. bei 5 km/h beträgt die Differenz bei Muster Mentor 3 ca. 15 km/h.
- Der Messpilot kann über das Betätigen der Bremsen während des Fluges soweit Einfluss auf die Messung nehmen, dass Aussagen rein bezogen auf den Gleitschirm schwer zu treffen sind. Dadurch entfällt diese Messkonfiguration für die weiteren Messflüge.

### **6.4 4. - 5. Messflug**

Bei dem verwendeten Gleitschirmmuster, Mentor 3 handelt es sich um einen Gleitschirm, nach Einteilung des Deutschen Hängegleiter Verbandes [2], der Kategorie B. Das Muster gilt als Gleitschirm für fortgestrittene Piloten mit Anspruch auf höhere Agilität und mit ausgeprägten Streckenflug- Ambitionen. Es bestehen für dieses Muster von Seiten der Firma NOVA Simulationsrechnungen des Kappeninnendruckes welche später noch verglichen werden. Bei beiden Messflügen wurde erstmalig parallel zur Innendruckmessung eine Gleitwinkelmessung mit mechanischem Lot durchgeführt. In Tabelle 6-3 sind die Ergebnisse der beiden Messflüge aufgelistet.

Flugkonfiguration	gemessen			aus Temp - Diagramm	max. Staudruck aus $v_{GPS}$	% Abweichu ng von $\bar{p}_i$ zu $p_{stau}$
	$\bar{v}_{GPS} [\frac{km}{h}]$	$\bar{p}_i [Pa]$	$\bar{\gamma} [^\circ]$	$\bar{\rho} [\frac{kg}{m^3}]$	$p_{stau} [Pa]$	
4. Messflug						
$v_{trim}$	-	69,7	6,6	-	-	-
$v_{beschl}$	-	96,3		-	-	-
5. Messflug						
$v_{trim}$	36,8	67,8	6,5	1,083	56,6	16,5
$v_{beschl}$	50,9	97,3		1,131	113,0	13,9

Tabelle 6-3: arithm. Mittelwerte der Ergebnisse, 4. und 5. Messflug (Mentor 3)

Die GPS- Geschwindigkeit wurde beim 4. Messflug aufgrund eines defekten Sensors nicht mit geloggt. Die zeitliche Zuordnung der Flugphasen erfolgte mittels Videoanalyse. In Abbildung 41 sind Innendruck und Gleitwinkel abgebildet.

#### 6.4.1 Gleitwinkel

Abgeschätzt aus den GPS- Daten des fünften Messfluges (siehe Abbildung 42) müsste sich der Gleitwinkel vom Trimmflug zum beschleunigten Flug in einer Größenordnung von einem  $1^\circ$  ändern. Der Verlauf des Gleitwinkels zeigt jedoch über beide Messflugphasen einen unveränderlichen Mittelwert von  $6,6^\circ$ .

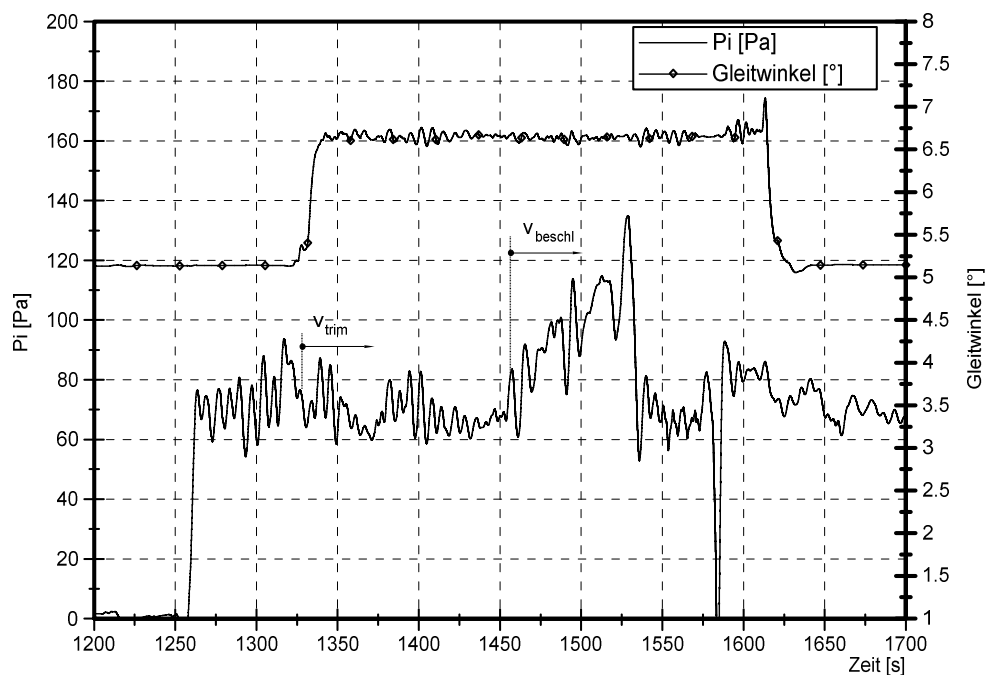


Abbildung 41: 09.01.2014 Mentor 3, Rosner, mech. Lot

Der fünfte Messflug, dargestellt in Abbildung 42, zeigt ebenfalls keine Änderung des Gleitwinkels während der unterschiedlichen Flugphasen.

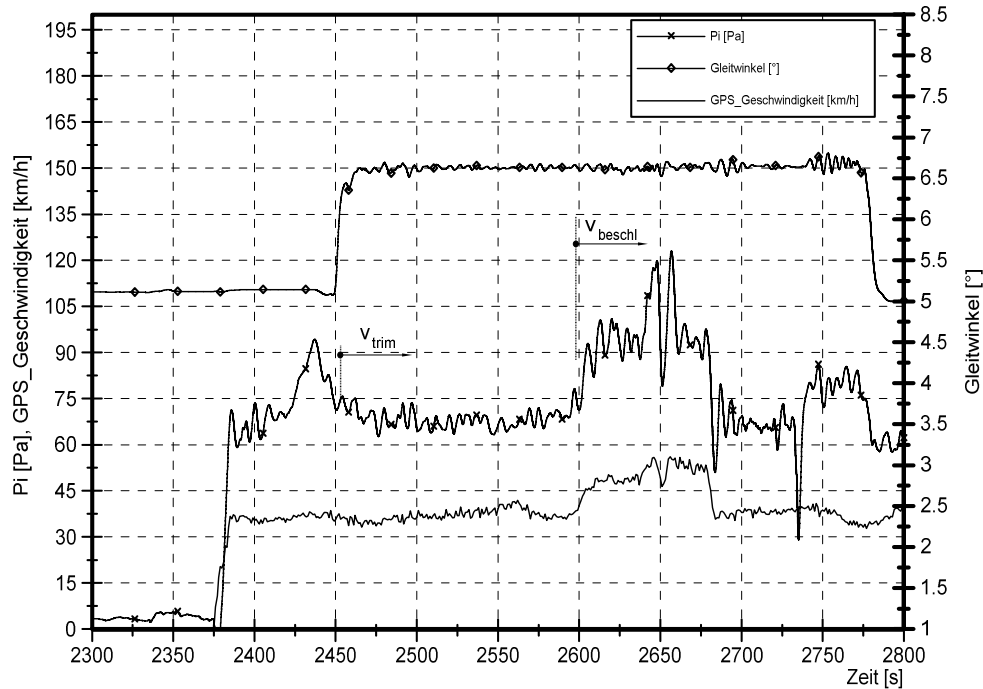


Abbildung 42: 13.01.2014 Mentor 3, Rosner, mech. Lot

Ein denkbarer Grund könnte das Ausrichten des mechanischen Lotes normal in Anströmrichtung sein. Trotz der symmetrischen Anordnung der Zylinder und der Verbindungsstäbe führt eine Schräganströmung zum Eindrehen des Lotes (siehe Abbildung 43).

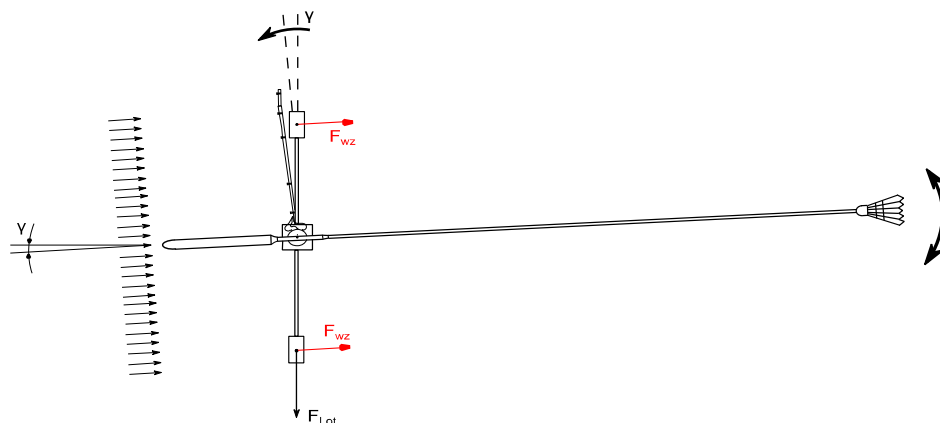


Abbildung 43: Ausrichten des mechanischen Lotes

Aufgrund der fixen Verbindung des Lotes mit dem Gehäuse des Potentiometers nimmt das Eindrehen Einfluss auf den gemessenen Gleitwinkel. Anhand der gleich bleibenden

Gleitwinkelverläufe beider Messflüge wird davon ausgegangen dass das Eindrehen in gleicher Größenordnung erfolgt wie die Änderung des Gleitwinkels.

#### **6.4.2 Innendruck**

Aus der höheren Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Trimmflug und „vollbeschleunigtem Flug“ bei den Messflügen resultiert ein mittlerer Druckanstieg zwischen 26 und 30 Pa. Der Druckverlauf des 4. Messfluges weist besonders während der beschleunigten Phase große Schwankungen auf und ist nur bedingt aussagekräftig.

Der Druckverlauf des 5. Messfluges zeigt beschleunigt bis auf eine kurze Druckschwankung bei Sekunde 1650 von +/- 15 Pa einen mittleren Innendruck von 97,3 Pa. Bei beiden Messflügen wurde während der beschleunigten Phase sowohl durch den Messpiloten als auch durch eine Videoanalyse ein Pendeln um die Längsachse der Gleitwinkelmeßsonde beobachtet. Dieses Pendeln wird auf das ganze Gleitschirmsystem übertragen wodurch eine Rollbewegung um die Längsachse induziert wird. Das Rollen des Gleitschirms führt neben einer Verringerung der Fluggeschwindigkeit auch zu einer kontinuierlich veränderten Anströmsituation entlang des Flügels und somit zu einem Einfluss auf den Innendruck.

Der Messpilot versucht, diese Rollbewegung zu Gunsten der Messergebnisse mit einem bewussten Betätigen der Bremsen zu verringern bzw. zu beenden. Durch den Eingriff über die Bremsen resultiert die kurze Druckschwankung bei Sekunde 1650 in der beschleunigten Flugphase.

Die maximal möglichen Staudrücke mit einer mittleren Luftdichte, abgelesen aus dem Temp-Diagramm und der mittleren GPS- Geschwindigkeit, liegen bei Trimmkonfiguration 16,5 % unter und bei „voll beschleunigter Geschwindigkeit“ 13,9 % über den gemessenen Druckwerten.

#### **6.4.3 Abgeleitete Vorgangsweise 4. – 5. Messflug:**

- Aufgrund des gleichbleibenden Verlaufs des Gleitwinkels ist die Variante mit mechanischem Lot zur Gleitwinkelmessung ungeeignet. Es gilt, die aerodynamischen Effekte, insbesondere das Ausrichten des Lotes normal zur Strömungsrichtung, zu minimieren. Für den folgenden Messflug wird eine optimierte Variante der Gleitwinkelmeßsonde eingesetzt.
- Die Rollbewegung des Gleitschirms nimmt Einfluss auf die Messergebnisse. Der Messpilot soll wenn möglich die Rollbewegung durch gezielte Verlagerung des Körperschwerpunktes und nicht durch Betätigen der Bremsen stoppen.

## 6.5 6. Messflug

Der 6. Messflug vom 20.02.2014 wurde in einem Skigebiet in der Nähe von Innsbruck mit einem Höhenunterschied von ca. 1200 m durchgeführt. Im Vergleich zum Fluggebiet Schöckl bietet das Fluggebiet Schlick2000 einen doppelt so großen Höhenunterschied zwischen Start und Landung. Die daraus resultierende längere Flugdauer ermöglicht dem Messpiloten ein Ablassen und Einholen der Messsonden unter geringerem Zeitdruck und erhöht durch einen größeren Abstand zum Boden die Sicherheit des Messpiloten. Die länger andauernden Flugphasen lassen zudem eine genauere Mittelwertbildung der Messgrößen zu. Ebenfalls wirken sich Störungen des Gleitschirmsystems und die anschließende Rückkehr in einen stabilen Gleitflug weniger auf die Ergebnisse aus.

Der Messflug diente hauptsächlich als Vergleich zwischen der Gleitwinkelmessung mit mechanischem Lot und ihrer optimierten Variante (siehe Kapitel 5.2). In Abbildung 44 sind GPS- Geschwindigkeit und Gleitwinkel dargestellt.

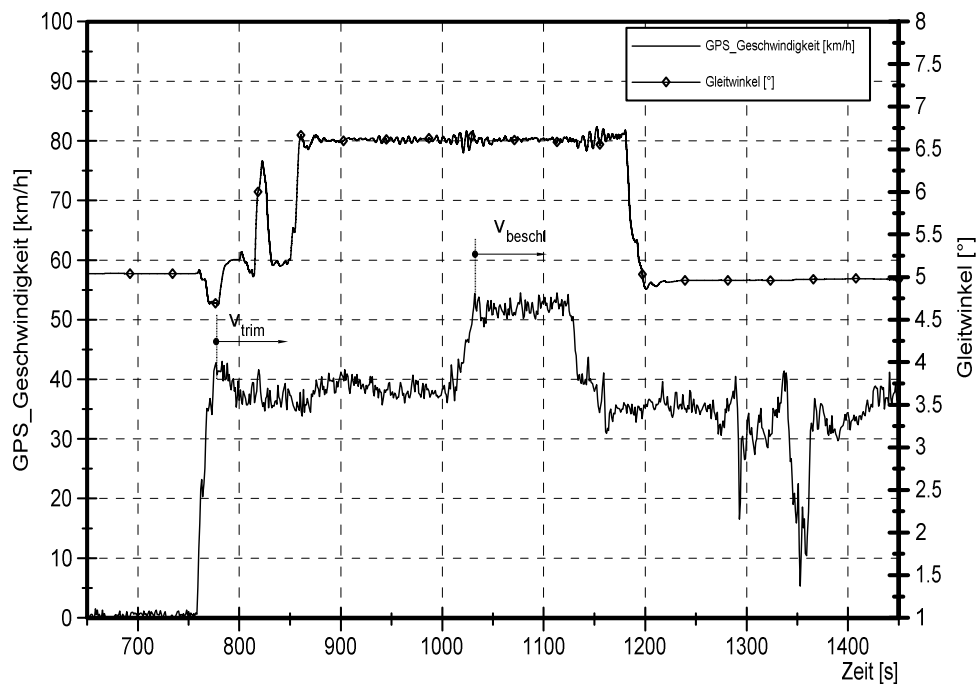


Abbildung 44: 20.02.2014 Mentor 3, Rosner, mech. Lot opt. Variante

Der Gleitwinkelverlauf zeigt über die verschiedenen Geschwindigkeitsbereiche einen unveränderten Mittelwert von 6,6 ° an. Der mittlere Unterschied zwischen Trimm- und „vollbeschleunigter Geschwindigkeit“ beträgt 13,8 km/h und liegt somit zusammen mit dem Gleitwinkel in der gleichen Größenordnung der Messgrößen des vorigen Messfluges. In Tabelle 6-4 sind die Ergebnisse des 6. Messfluges zusammengefasst.

arithm. Mittelwert in den Flugkonfigurationen	$v_{trim}$	$v_{beschl}$
GPS – Geschwindigkeit [km/h]	38,1	52,0
Gleitwinkel [°]	6,6	

Tabelle 6-4: arithm. Mittelwerte der Ergebnisse, 6. Messflug (Mentor 3)

### 6.5.1 Abgeleitete Vorgangsweise 6. Messflug:

- Trotz der modifizierten Körper am Lot (siehe Kapitel 5.2.1) zeigt der Gleitwinkelverlauf keine Änderung zwischen Trimmflug und beschleunigtem Flug. Der lotrechte Bezug kann durch die mechanische Lösung nicht gewährleistet werden. Die aerodynamischen Effekte auf das Lot können zwar grob erklärt werden, liegen aber mit einer Winkeldifferenz von  $1^\circ$  in der Größenordnung der Messgröße. Die Gleitwinkelmessung mittels mechanischen Lotes ist somit nicht geeignet.
- Die Gleitwinkelmessung erfolgt bei den weiteren Messflügen durch Verwendung eines Initialsensors (siehe Kapitel 5.2.2)

## 6.6 7. Messflug

Der 7. Messflug diente hauptsächlich zur Abstimmung der umgebauten Gleitwinkelmeßsonde sowie zur Gewöhnung an die leicht veränderte Handhabung für den Messpiloten. Aufgrund von ausgeprägter thermischer Aktivität der Luft, sind die Messdaten dieses Messfluges nur bedingt aussagekräftig.

## 6.7 8. Messflug

Im Zuge des 8. Messfluges wurde sowohl die GPS- Geschwindigkeit, der Innendruck, als auch der Gleitwinkel mittels Beschleunigungssensor mitgemessen.

In Abbildung 45 sind die Verläufe dargestellt.

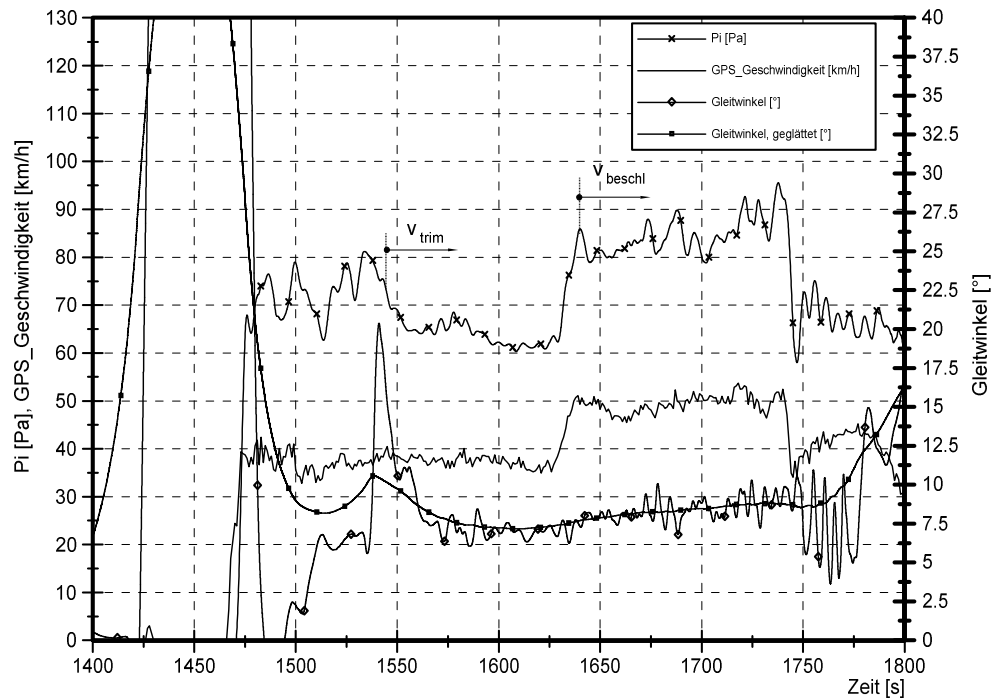


Abbildung 45: 18.03.2014 Mentor 3, Rosner, Gleitwinkel mittels Inertialsensors

Die GPS- Geschwindigkeit zeigt eine mittlere Differenz zwischen Trimmflug und „vollbeschleunigtem Flug“ von 12 km/h und liegt somit 10 % unter dem Durchschnitt der gemessenen Geschwindigkeitsdifferenzen aller Messflüge des Musters Mentor 3.

Die Ergebnisse des 8. Messfluges sind in Tabelle 6-5 aufgelistet.

Flugkonfiguration	gemessen			aus Temp - Diagramm	max. Staudruck aus $v_{GPS}$	% Abweichu ng von $\bar{p}_t$ zu $p_{stau}$
	$\bar{v}_{GPS} \left[ \frac{km}{h} \right]$	$\bar{p}_t [Pa]$	$\bar{\gamma} [^\circ]$	$\bar{\rho} \left[ \frac{kg}{m^3} \right]$	$p_{stau} [Pa]$	
$v_{trim}$	37,3	63,8	7,1	1,075	57,7	9,6
$v_{beschl}$	49,4	84,1	8,3	1,104	103,9	19,1

Tabelle 6-5: arithm. Mittelwerte der Ergebnisse, 8. Messflug (Mentor 3)

### 6.7.1 Innendruck

Während der Konfiguration Trimmflug weist der Druckverlauf einen mittleren Innendruck von 63,8 Pa auf und liegt um 3 % unter dem Durchschnitt aller Innendrucke der Trimmflugphasen des Musters Mentor 3. Die Druckschwankung in dieser Phase von  $\pm 2.5$  Pa liegen deutlich unter jenen des beschleunigten Fluges.

Auch bei diesem Messflug kam es während des beschleunigten Fluges, induziert durch die Gleitwinkelmeßsonde, zu einer aufgeschaukelten Rollbewegung des Gleitschirmsystems. Die Druckschwankungen in dieser Phase betragen  $\pm 10$  Pa und stehen im direkten Zusammenhang mit der Rollbewegung. Der mittlere Innendruck in dieser Phase liegt bei 84,1 Pa.

### 6.7.2 Gleitwinkel

Unter Verwendung des Beschleunigungssensors zur Gleitwinkelmessung wurde bei diesem Messflug erstmals ein Gleitwinkelunterschied zwischen den beiden Messflugkonfigurationen gemessen. Mit einer Gleitwinkeldifferenz zwischen Trimmflug und „vollbeschleunigtem Flug“ von  $1,2^\circ$  liegt dieses Messergebnis in dem zu erwartenden Bereich.

Der Verlauf des nicht geglätteten Gleitwinkelsignals zeigt besonders während der vollbeschleunigten Phase einen annähernd periodischen Signalverlauf. Der Grund dafür liegt in der Pendelbewegung der Gleitwinkelsonde (2) um die Längsachse (siehe Abbildung 46). Die Druckmeßsonde hingegen bleibt ihrer Position quasi treu.

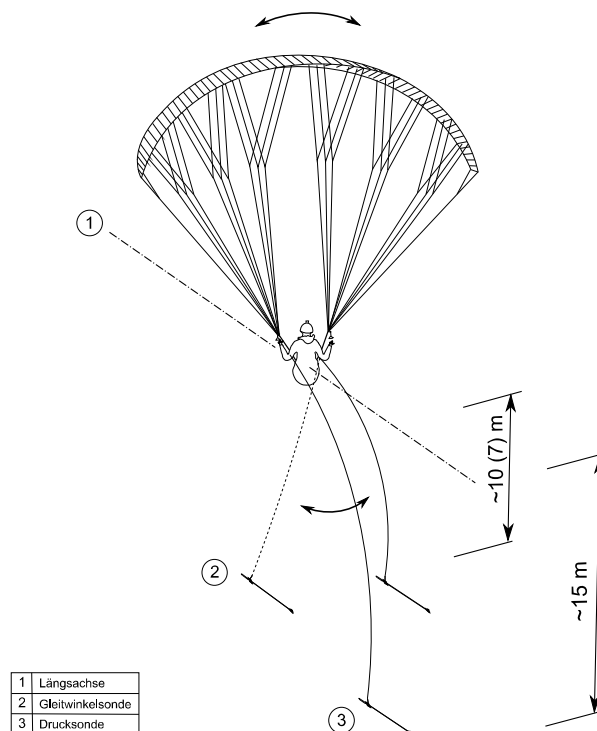


Abbildung 46: Pendeln der Gleitwinkelsonde um die Längsachse



Es wird davon ausgegangen dass die Pendelbewegung der Gleitwinkelsonde auch Einfluss auf die Lage des arithmetischen Mittelwertes des Gleitwinkels nimmt.

### Mathematisches Pendel

Bei den ersten sechs Messflügen wurde zur Gleitwinkelsonde (siehe Abbildung 46 (2)) eine Verbindungslänge von 10 m gewählt. Mit der vereinfachten Annahme eines mathematischen Pendels und dessen Eigenfrequenz von

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{g}{l}} \quad 6-1$$

stellt sich eine Periodendauer

$$T_0 = 2\pi \sqrt{\frac{l}{g}} \quad 6-2$$

mit dem Wert  $T_0 = 6,34$  s ein.

Anhand der Videoanalyse konnte der Rollbewegung des Gleitschirmsystems eine Periodendauer von ca. 6 Sekunden zugeordnet werden und sie liegt damit im Bereich der Periodendauer des Pendels. Die Anregung des Gleitschirmsystems kann somit der Gleitwinkelsonde mit einer Länge von 10 m zugeordnet werden. Die Länge der Verbindung stellt den einzigen veränderbaren Parameter dar.

### 6.7.3 Abgeleitete Vorgangsweise 8. Messflug

- Zur Veränderung der Eigenfrequenz der Gleitwinkelsonde wurde für die folgenden Messflüge die Länge der Verbindungsleine auf 7 m verkürzt.

## 6.8 9. Messflug

Der 9. Messflug wurde im Fluggebiet Schlick absolviert. Das Fluggebiet befindet sich in einem inneralpinen Tal und die Startrichtung steht normal zum Talverlauf. Trotz des längeren Abwartens bis in die frühen Abendstunden herrschte zum Zeitpunkt des Messfluges ein Talwindssystem mit talaufwärts gerichtetem Wind. Erfolgte die Trimmflugphase normal zum Talverlauf, wurde aufgrund der beschränkten Talbreite der „vollbeschleunigte Flug“ talaufwärts fortgesetzt. Mit einer mittleren GPS- Geschwindigkeit im „vollbeschleunigten Flug“ von 57,4 km/h (siehe Abbildung 47) liegt diese mit 12 % über dem Mittel des Musters Mentor 3 und bestätigt den Einfluss des Talwindsystems.

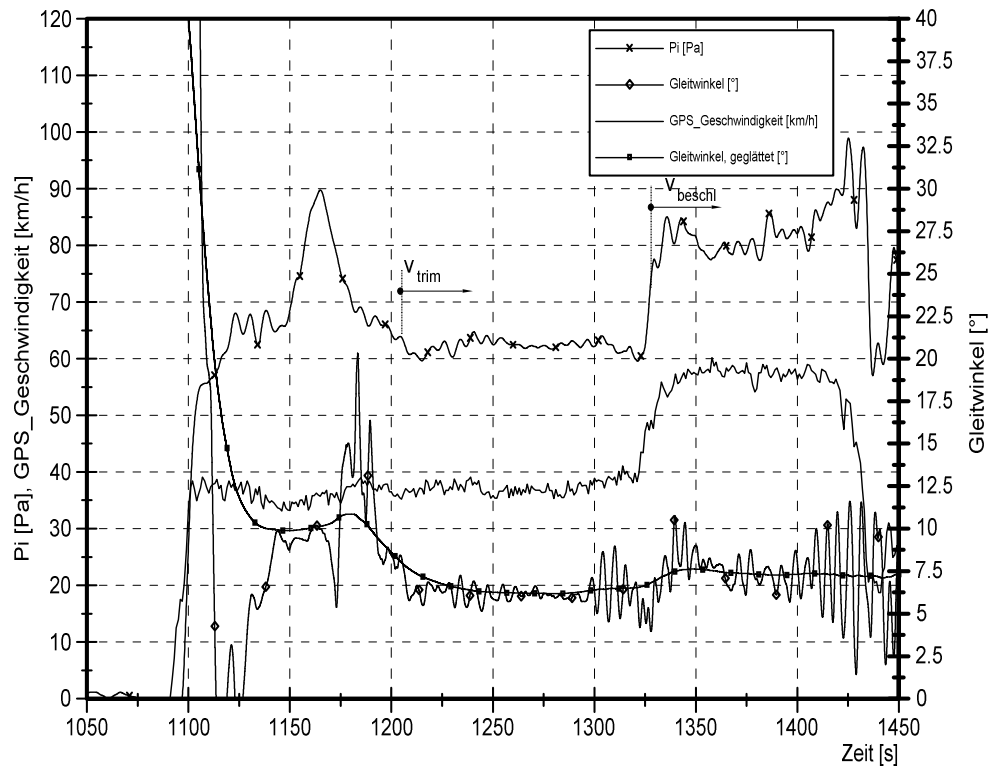


Abbildung 47: 17.04.2014 Mentor 3, Rosner, Gleitwinkel mittels Inertialsensor

Auffällig ist die Länge der Trimmflugphase die mit 120 s über dem Durchschnitt der Messflüge im Fluggebiet Schöckl liegt. Die Messergebnisse sind in Tabelle 6-6 zusammengefasst.

Flugkonfiguration	gemessen			aus Temp - Diagramm	max. Staudruck aus $v_{GPS}$	% Abweichu- ng von $\bar{p}_t$ zu $p_{stau}$
	$\bar{v}_{GPS} \left[ \frac{km}{h} \right]$	$\bar{p}_t [Pa]$	$\bar{\gamma} [^\circ]$	$\bar{\rho} \left[ \frac{kg}{m^3} \right]$	$p_{stau} [Pa]$	
$v_{trim}$	36,8	62,3	6,2	1,060	55,4	11,1
$v_{beschl}$	57,4	81,1	7,6	1,078	137,1	40,8

Tabelle 6-6: arithm. Mittelwerte der Ergebnisse, 9. Messflug (Mentor 3)

### 6.8.1 Innendruck

Der Verlauf des Innendruckes zeigt während des Trimmfluges einen mittleren Wert von 62,3 Pa (siehe Abbildung 47). Die geringe Druckschwankung von weniger als +/- 2,5 Pa über eine Dauer von 120 s spricht für eine stationären Gleitflug mit geringen Störeinflüssen sowohl von Seiten des Messpiloten als auch der Luftmasse.

In der voll beschleunigten Flugphase kommt es bis Sekunde 1400 zu einer ausgeprägteren Schwankung des Drucksignals mit einem Wert von +/- 8 Pa. Der mittlere Innendruck liegt in diesem Bereich bei 81,1 Pa und somit 9,5 % unter dem Durchschnitt. Ein möglicher Grund für diese Abweichung könnte die geringe Beeinflussung durch die Pendelbewegung der Gleitwinkelsonde sein. Ab Sekunde 1400 kommt es zu einem Anstieg des Drucksignales. Sowohl das Aufschwingen des Gleitschirmsystems, induziert durch die Gleitwinkelsonde, als auch das Lösen des Beschleunigungssystem sind potentielle Gründe für diesen Anstieg. Mit einer Abweichung von 11,1 % über dem maximal möglichen Staudruck liegt der Innendruck in ähnlicher Größenordnung wie der Innendruck des 8. Messfluges.

### **6.8.2 Gleitwinkel**

Zwischen Sekunde 1200 und 1300 weist der Verlauf des Gleitwinkels ein ausgeprägtes Plateau auf. Mit einem mittleren Gleitwinkel von  $6,2^\circ$  und einer Schwankung von max. +/-  $1^\circ$  spricht der Verlauf ebenfalls für einen stabilen Gleitflug mit geringen Störeinflüssen. Ab Sekunde 1325, nach betätigen des Beschleunigungssystems, erfährt der Gleitwinkel einen Anstieg von  $1,4^\circ$  und pendelt sich um einen mittleren Gleitwinkel von  $7,6^\circ$  ein.

Die Schwankungen zwischen Sekunde 1350 und 1400, im „voll beschleunigten Flug“, liegen deutlich über jenen der Trimmflugphase. Besonders ab Sekunde 1400 nehmen die max. Auslenkungen des Gleitwinkelsignals zu und sprechen für ein Aufschaukeln der Pendelbewegung um die Längsachse.

### **6.8.3 Abgeleitete Vorgangsweise 9. Messflug**

- Die Verkürzung der Verbindung zur Gleitwinkelsonde auf 7m hat besonders in der Trimmflugphase einen positiven Effekt auf das Gleitwinkelsignal. Im beschleunigten Flug ist trotz der Längenänderung ein merklicher Einfluss durch die Pendelbewegung erkennbar.
- Die längeren Messflugphasen ermöglichen dem Gleitschirmsystem, sich nach Störungen ohne großen Einfluss auf die Ergebnisse wieder in einen stationären Gleitflug einzustellen. Aus diesem Grund sind Messflüge aus Fluggebieten mit größerem Höhenunterschied zu bevorzugen

## **6.9 10. Messflug**

Im Zuge des zehnten Messfluges wurde eine Überprüfung der Gleitwinkelergebnisse des 9. Messfluges durchgeführt.

Die Grundlage dieser Überprüfung ist das Anbringen eines Bremsfallschirmes am Gleitschirmsystem um eine gezielte Gleitwinkeländerung hervorzurufen. Mit einer bekannten

Widerstandskraft des Fallschirmes und einem angenommenen Gleitwinkel ist eine rechnerische Ermittlung des neu hervorgerufen Gleitwinkels möglich. Zu diesem Zweck wird eine idealisierte Kräftesituation sowohl am Gleitschirm als auch am Piloten angenommen.

In weiterer Folge ist der Vergleich zwischen tatsächlich gemessenem Gleitwinkel bei ausgefahrenem Bremsfallschirm und dem rechnerisch ermittelten Gleitwinkel möglich.

In Abbildung 48 ist die Messflugkonfiguration mit dem Bremsfallschirm dargestellt. Vor dem Ausfahren des Bremsfallschirmes bewegt sich das Gleitschirmsystem mit Trimmgeschwindigkeit.

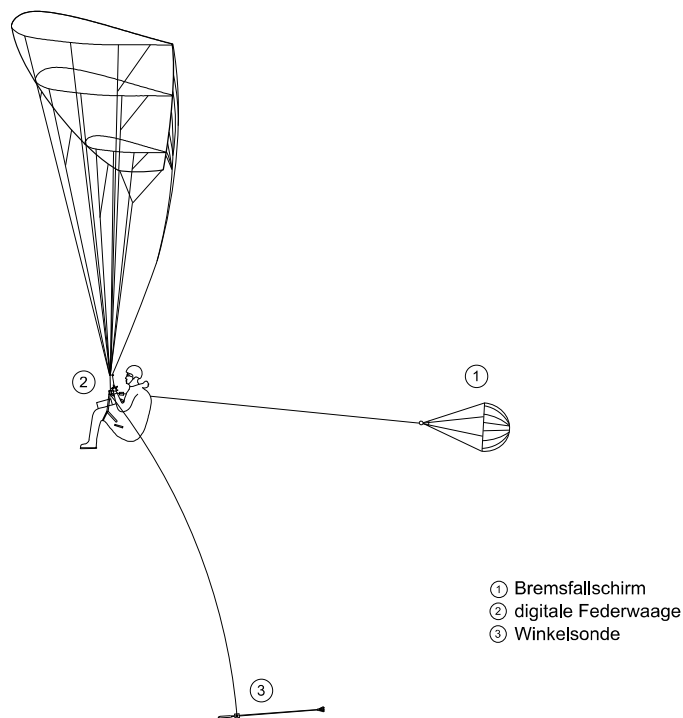


Abbildung 48: Gleitwinkelmessung mit Bremsfallschirm

Zur Abschätzung der Form und Größe des Bremsfallschirmes wurden vor dem Einsatz am Gleitschirm Fallversuche von Gebäuden sowie Tests mit Fahrzeugen absolviert. Der Start erfolgt mit aufgeschlossenem Verbindungsseil und dem Bremsfallschirm am Körper des Messpiloten. Nach Ablassen der Gleitwinkelsonde wird der Bremsfallschirm händisch ausgefahren (siehe Abbildung 49).

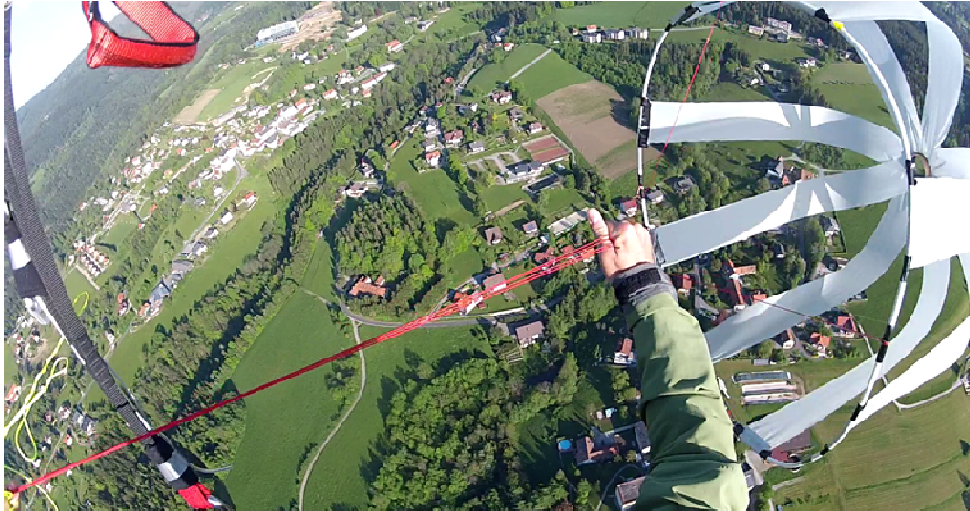


Abbildung 49: händisches Ausfahren des Bremsfallschirmes

### 6.9.1 Idealisierte Kräftesituation

In Abbildung 50a sind die wirkenden Kräfte am Piloten sowie die Kräfte an der Gleitschirmkappe dargestellt. Zusammen mit der Widerstandskraft  $F_{wp}$ , induziert durch den Piloten, bildet die Gewichtskraft  $F_g$  die resultierende Kraft  $F_I$ . Aufgrund der Gleichgewichtsbedingung im stationären Gleitflug muss genau jener Kraft  $F_I$  eine gleich große Kraft  $F_I'$  an der Gleitschirmkappe entgegenwirken. Diese kann wiederum per Definition in eine Auftriebskraft  $F_a$  und eine Widerstandskraft der Gleitschirmkappe  $F_{wk}$  aufgeteilt werden.

Abbildung 50b zeigt das Zusammenlegen beider Kräftesysteme auf Höhe der Gleitschirmkappe.  $F_I$  bzw.  $F_I'$  kann sowohl mit  $F_a$  und  $F_w$  als auch über  $F_g$  und  $F_{wp}$  aufgeteilt werden.

Abbildung 50d zeigt den neuen Gleichgewichtszustand den das Gleitschirmsystem ausgehend von Abbildung 50c nach Anbringen des Bremsfallschirmes einnimmt. Die zusätzliche Widerstandskraft  $F_{bf}$  des Bremsfallschirmes wirkt zunächst in Richtung der Widerstandskraft des Piloten und bildet die Gesamtwiderstandskraft  $F_{wges}$ . Nach Einnahme des neuen Gleichgewichtszustandes nimmt  $F_{wges}$  eine steilere Richtung ein. Aufgrund der Verlängerung der Widerstandskraft  $F_{wp}$  durch die zusätzliche Widerstandskraft kommt es zu einem Einfluss der resultierenden Kraft  $F_I$ . Damit das Gleichgewicht aufrechterhalten bleibt muss sich die Kräftesituation auf Höhe der Gleitschirmkappe ebenfalls ändern.  $F_a$  und  $F_{wk}$  stellen sich genau so ein, dass die neue Vorgabe von  $F_I'$  erfüllt wird. Neben einer steileren Flugbahn ist eine Änderung des Anstellwinkels die Folge (siehe Abbildung 50d,  $\gamma_{neu}$ ).

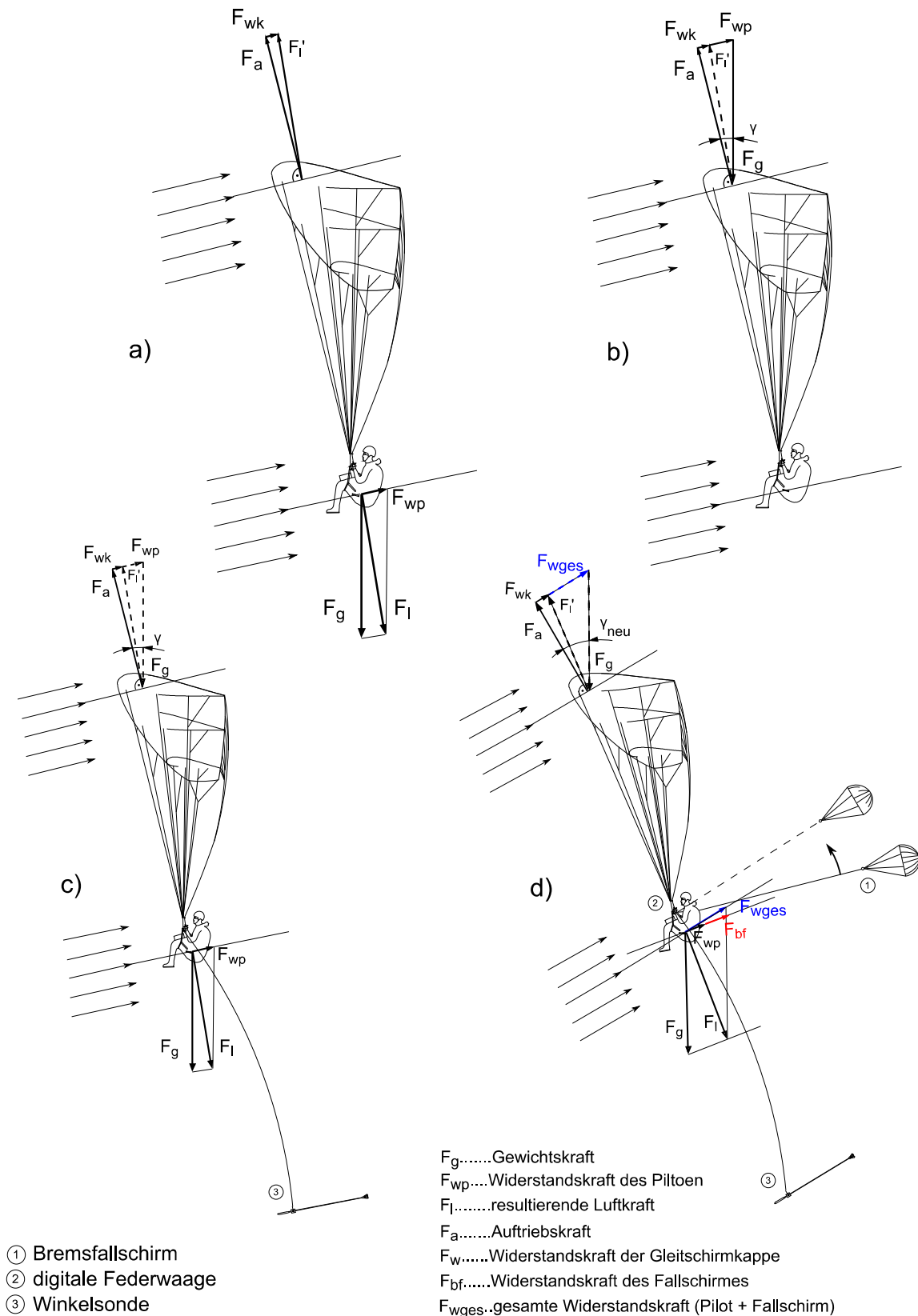


Abbildung 50: idealisierte Kräftesituation am Gleitschirm

### 6.9.2 Berechnung des neuen Gleitwinkels

Ausgehend vom Gleitwinkel während der Trimmflugphase des 9. Messfluges, dem Abfluggewicht (Gewicht von Gleitschirm, Gurtzeug, Pilot und Messequipment) und der gemessenen Widerstandskraft des Fallschirmes lässt sich der neue Gleitwinkel  $\gamma_{neu}$  berechnen. Diese Berechnung erfolgt unter der Annahme, dass die Fluggeschwindigkeit vor und während der Flugphase mit ausgefahrenem Bremsfallschirm gleich groß ist.

$$\sin(\gamma) = \frac{F_{wk} + F_{wp}}{F_g} \quad 6-3$$

$$\sin(\gamma_{neu}) = \frac{F_{wk} + F_{wges}}{F_g} \quad 6-4$$

Die bekannten Größen zur Berechnung des neuen Gleitwinkels sind in Tabelle 6-7 aufgelistet. Für  $F_{bf}$  wurde der arithmetische Mittelwert herangezogen.

bekannte Größen	
Abfluggewicht, $F_g$ [N]	1063,0
Gleitwinkel, $\gamma$ [°]	6,2
Widerstandskraft Bremsfallschirm, $F_{bf}$ [N]	24,1

Tabelle 6-7: bekannte Größen zur Berechnung des neuen Gleitwinkels

In Abbildung 51 ist der Verlauf der Widerstandskraft des Bremsfallschirmes dargestellt. Die Kraft wurde mit einer digitalen Federwaage aufgenommen.

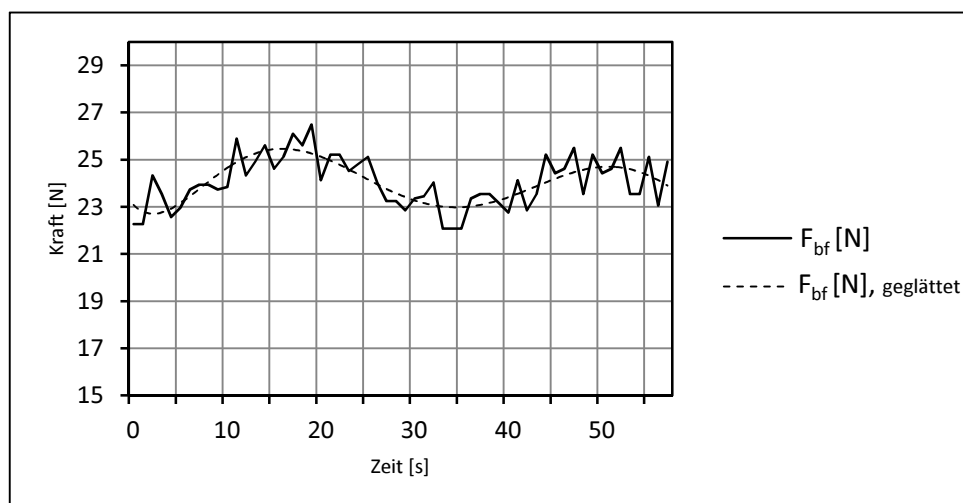


Abbildung 51: Verlauf der Widerstandskraft zu Folge des Bremsfallschirmes

### 6.9.3 Vergleich zwischen gerechnetem und gemessenem Gleitwinkel

In Abbildung 52 ist der Verlauf des Gleitwinkels bei ausgefahrenem Bremsfallschirm dargestellt. Ab ca. Sekunde 760 wird die Gleitwinkelsonde abgelassen. Ein schwankendes Gleitwinkelsignal von über  $\pm 2,5^\circ$  lässt auf eine starke Pendelbewegung der Sonde schließen. Nach Sekunde 850 wird der Bremsfallschirm händisch ausgefahren und es stellt sich ein neuer Gleichgewichtszustand ein. Auffällig ist die dämpfende Wirkung des Fallschirmes auf die Pendelbewegung der Gleitwinkelsonde. Anhand des geglätteten Verlaufs ist während der Bremsfallschirmphase ein ausgeprägtes Plateau erkennbar. Bei Sekunde 1000 nimmt die Schwankung des Gleitwinkels ein Minimum von ca.  $\pm 0,3^\circ$  ein.

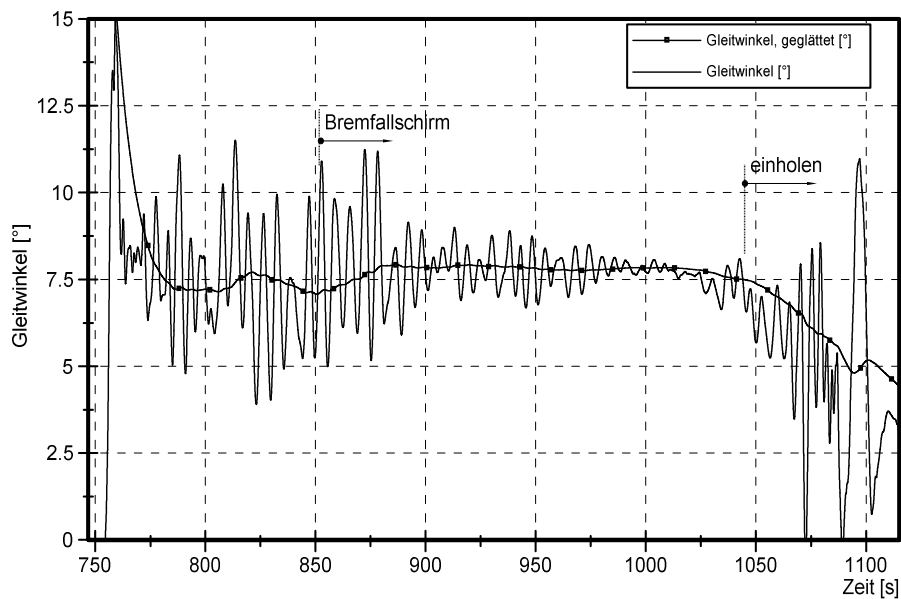


Abbildung 52: 06.05.2014 Mentor 3, Rosner, Gleitwinkel, Bremsfallschirm

In der Phase des Bremsfallschirmes stellt sich ein mittlerer Gleitwinkel von  $7,81^\circ$  ein und liegt mit  $0,3^\circ$  über dem rechnerisch ermittelten Gleitwinkel.

In Tabelle 6-8 sind die Ergebnisse zusammengefasst.

Varianten		
gerechnet	Gleitwinkel [°]	7,51
gemessen	Gleitwinkel [°]	7,81

Tabelle 6-8: Vergleich der Gleitwinkel

Mögliche Gründe für diese Abweichung liegen sowohl in der Annahme einer vereinfachten Kräftesituation als auch in der Messungenauigkeit der Gleitwinkelsonde. Trotz der Wahl günstiger meteorologischer Rahmenbedingungen ist eine Beeinflussung der Messergebnisse durch die Atmosphäre nicht auszuschließen und somit ebenfalls ein potentieller Grund für die Abweichung.



In Tabelle 6-9 sind die Ergebnisse aller Messflüge zusammengefasst dargestellt.

Nr.	Messflug-datum	Flug-gebiet / Gleitschirmmuster	Flugkonfiguration					
			$v_{trim}$			$v_{beschl}$		
			$\bar{v}$ [km/h]	$p_i$ [Pa]	Gleitwinkel, $\gamma$ [°]	$\bar{v}$ [km/h]	$p_i$ [Pa]	Gleitwinkel, $\gamma$ [°]
1	15.10.2013	Schöckl, Ph <sup>5</sup>	-	-	-	-	-	-
2	01.11.2013	Schöckl, Pr <sup>6</sup>	-	59,5	-	-	53,7	-
3	12.11.2013	Schöckl, Pr	35,0	49,4	-	40,7	47,3	-
4	08.01.2014	Krippen-Stein, M3 <sup>7</sup>	-	-	-	-	-	-
5	09.01.2014	Schöckl, M3	-	69,1	6,6	-	96,3	6,6
6	13.01.2014	Schöckl, M3	36,8	67,8	6,5	50,9	97,3	6,5
7	20.02.2014	Schlick 2000, M3	38,1	-	6,6	52,0	-	6,6
8	13.03.2014	Schöckl, M3	-	-	-	-	-	-
9	18.03.2014	Schöckl, M3	37,3	63,8	7,1	49,4	84,1	8,3
10	17.04.2014	Schlick 2000, M3	36,8	62,3	6,2	57,4	81,1	7,6
11	06.05.2014	Schöckl, M3	Bremsfallschirm	gemessen		Bremsfallschirm	berechnet	
				7,8			7,5	
Muster	arithm. Mittelwerte aller Messflüge		$\bar{v}_{trim}$ [km/h]	$\bar{p}_i$ [Pa]		$\bar{v}_{beschl}$ [km/h]	$\bar{p}_i$ [Pa]	
Mentor 3			37,3	65,8		52,4	89,7	
	Standardabweichung		0,6	3,2		3,5	8,2	

Tabelle 6-9: Zusammenfassung der Messergebnisse

## 6.10 Vergleich mit den Simulationsergebnissen

Von Seiten des Gleitschirmherstellers NOVA bestehen Simulationsergebnisse des Gleitschirmmusters Mentor 3 (siehe Tabelle 6-10). Der Flügel wurde in der Rechnung mit einer konstanten Geschwindigkeit beaufschlagt, welche einem Staudruck von 60 Pa entspricht. Mit einem Anstellwinkel  $\alpha$ , von  $8^\circ$  entspricht diese Anströmung im Groben der Trimmgeschwindigkeit [13]. Der Druckbeiwert  $c_p$  in dieser Konfiguration liegt bei 0,84. Aus den Ergebnissen der Windkanalversuche der Arbeit [10] (siehe Kapitel 3.3) weist der Verlauf von  $c_p$  bei einem Anstellwinkel von  $8^\circ$  einen Wert zwischen 0,8 und 0,9 auf und liegt somit in der gleichen Größenordnung wie in der Simulationsrechnung.

<sup>5</sup> Gleitschirm Modell, NOVA Pheron

<sup>6</sup> Gleitschirm Modell, NOVA Prion

<sup>7</sup> Gleitschirm Modell, NOVA Mentor 3

Ein Vergleich mit den Daten aus den Messflügen ist nur bedingt sinnvoll da keine exakte Bestimmung der tatsächlichen Fluggeschwindigkeit möglich ist.

Die durchschnittliche GPS-Trimmgeschwindigkeit der realen Messflüge liegt bei 37,3 km/h. Mit einer mittleren Luftdichte aus den Wetterdaten von  $\bar{\rho}_{Luft} = 1,073 \text{ kg/m}^3$  ergibt sich ein möglicher Staudruck von 58,5 Pa.

Der gemessene mittlere Innendruck von 65,8 Pa liegt somit um 12% über dem maximal möglichen Staudruck.

Mit einem angenommenen Druckbeiwert von  $c_p = 0,87$ , abgeleitet aus der Arbeit [10] und den Simulationsrechnungen, müsste sich eine reale Trimmgeschwindigkeit von 42,7 km/h einstellen.

Daraus ist abzuleiten, dass die gemessene mittlere GPS – Geschwindigkeit von 37,3 km/h unter der tatsächlichen Trimmgeschwindigkeit liegt.

Muster	$p_{stau}$	$\alpha$ [°]	$c_a$	$c_w$	$c_m$	$p_i$ [Pa]	$c_a/c_w$
Mentor3	60	2	0,2448	0,0195	0,00067	20,64	12,5491
	60	4	0,3623	0,0244	-0,00665	32,80	14,8453
	60	6	0,4758	0,0313	-0,01660	42,65	15,1823
	60	8	0,5854	0,0401	-0,02862	50,35	14,5713
	60	10	0,6919	0,0508	-0,04122	55,46	13,5953

Tabelle 6-10: Simulationsergebnisse, Gleitschirmmuster Mentor 3

## 7 Zusammenfassung der Ergebnisse und Ausblick

Im Zuge dieser Arbeit wurde eine Messmethode entwickelt die es ermöglicht, den auftretenden Innendruck in einer Gleitschirmkappe zu bestimmen. Zudem wurde während der Untersuchungen eine richtungsweisende Methode zur Bestimmung des Gleitwinkels entwickelt. Dafür wurden im Rahmen einer Literaturstudie unter dem Punkt „Geschichtliche Entwicklung und Stand der Technik“ eingehend die bereits existierenden Untersuchungen und Messmethoden für Gleitschirme beschrieben. Nachdem die Gleitschirmentwicklung in der industriellen Anwendungen eine untergeordnete Rolle spielt, kann dementsprechend nur auf eine geringe Anzahl an Veröffentlichungen zurückgegriffen werden. Die Untersuchungen beinhalten Messungen unter Laborbedingungen im Windkanal und fanden in den meisten Fällen vor militärischem Hintergrund statt. Demnach sind die Untersuchungen des Kappeninnendruckes eines Sport- Gleitschirmes unter realen Bedingungen ein selten untersuchtes Gebiet.

### Innendruck

Die Messgenauigkeit, der Messbereich und die Handhabung stellen die Rahmenbedingungen bei der Wahl eines geeigneten Messprinzipes dar. Mit der Entscheidung, den Innendruck über eine Differenzmessung zu ermitteln, war der nächste Schritt, einen geeigneten Ort bzw. Lage für die zweite Messstelle, den statischen Druck, am Gleitschirmsystem zu finden. Unter Berücksichtigung des aerodynamischen Einflusses von Gleitschirmkappe, Leinen und dem Piloten wurde die zweite Messstelle in der unbeeinflussten Luft, ca. 15 m unter dem Piloten, gewählt. Aus diesen Vorgaben wurden die Bedingungen für die Konstruktion einer Druckmesssonde abgeleitet. Die Druckmesssonde dient zur Aufnahme des statischen Druckes. Die entwickelte Konstruktion, ähnlich einer Windfahne, wurde anschließend im Windkanal auf ihre Funktion und Messgenauigkeit überprüft. Nach den zufriedenstellenden Windkanalergebnissen wurde die Druckmesssonde erstmals während eines Messfluges eingesetzt. Die daraus resultierenden Ergebnisse gaben Aufschluss über den großen Einfluss der Atmosphäre und ihrer thermischen Aktivität. Durch die Störung des Gleitschirmsystems durch turbulente Luft sind Aussagen bezüglich des Innendruckes nur bedingt möglich. Die Wahl geeigneter Messflugtage für die weiteren Messflüge erfolgte somit unter schärferen Rahmenbedingungen. Der geringe Geschwindigkeitsunterschied zwischen den beiden Messflugkonfigurationen, Trimmflug und „voll beschleunigter Flug“, und die dadurch resultierende kleine Druckdifferenz in der Gleitschirmkappe, erschwerten die Aussagen bezogen auf den Innendruck. Die Wahl eines Gleitschirmusters mit höherem Geschwindigkeitsspektrum war die Folge. Auch eine optimierte Handhabung des Messequipments wurde von den ersten zwei Messflügen abgeleitet.

Zur Berechnung des Staudruckes wurde die Messung der GPS- Geschwindigkeit sowie die Daten der Luftdichte aus einem TEMP- Diagramm verwendet.

Die gemessenen Innendrucke in der Trimmflugkonfiguration liegen alle im Bereich von 10 % über dem möglichen Staudruck. Dies bedeutet einen Druckbeiwert  $c_p > 1$  und ist somit nicht plausibel.

### **Geschwindigkeitsmessung**

Aufgrund des quadratischen Einflusses der Geschwindigkeit stellt die Berechnung des Staudruckes über die GPS- Geschwindigkeit den größten Fehler dar. Mit einer Messungsgenauigkeit von ca. +/- 2 km/h schwankt das Drucksignal von +/- 6.6 Pa. Weiters kommt hinzu, dass trotz optimaler Messflugbedingung bei prognostizierter Windstille, Luftbewegungen in einer Größenordnung von 0 – 5 km/h nicht auszuschließen sind. Tendenziell wurden die Messflüge aufgrund besserer Startbedingungen gegen die Windrichtung durchgeführt. Es liegt nahe, dass die gemessenen mittleren GPS- Geschwindigkeiten unter den tatsächlich geflogenen Geschwindigkeiten liegen. Nachdem das GPS- Signal die Geschwindigkeit über Grund aufnimmt entspricht dies nicht der wahren Bahngeschwindigkeit des Gleitschirmes. Bei einer GPS- Geschwindigkeit von 38 km/h und einem Gleitwinkel von  $6^\circ$  stellt sich eine Bahngeschwindigkeit von 38,2 km/h ein.

### **Bestimmung der Luftdichte**

Ein weiterer möglicher Grund für Abweichungen ist die ungenaue Bestimmung der Luftdichte. Anhand der TEMP- Diagramme, in denen die Zustandskurve der Luft abgebildet ist, kann durch ungenaues Ablesen der Lufttemperatur sowie des Luftdruckes ein Einfluss von +/- 1,5 Pa angenommen werden.

Die Messflüge zeigten, dass bei voll beschleunigter Messflugkonfiguration zwar eine Erhöhung des herrschenden Innendruckes stattfindet, aber sich der theoretisch mögliche Staudruck bei dieser Geschwindigkeit niemals in der Gleitschirmkappe einstellt. Der Druckbeiwert  $c_p$  liegt somit unter eins und kann somit als plausibel angenommen werden.

Es liegt nahe, dass die Wanderung des Staupunktes während der Anstellwinkeländerung zu einem Umströmen der Eintrittsöffnung führt und eine Druckminderung im Inneren des Flügels die Folge ist.

Weiters wurden die Ergebnisse einer Simulationsrechnung eines Gleitschirmherstellers mit jenen eines Windkanalversuchs aus einer bereits existierenden wissenschaftlichen Arbeit verglichen. Aus diesem Vergleich konnten Gründe für die Abweichungen der Messung in dieser Arbeit abgeleitet werden.

## **Gleitwinkel**

Parallel zur Innendruckmessung wurde in der Arbeit eine Methode zur Gleitwinkelmessung entwickelt.

Ähnlich wie bei der Innendruckmessung kann der Gleitwinkel über eine fixe Referenzgröße bestimmt werden. Nachdem ein Gleitschirmsystem (Gleitschirm, Pilot und Gurtzeug) als hauptsächlich flexiblen Materialien besteht, stellt die Suche nach einer fixen Referenzgröße die größte Herausforderung dar.

Mit der Variante, ein mechanisches Lot als Referenz einzusetzen, konnte der Gleitwinkel durch den Einsatz einer drehbaren Windfahne zwar grob gemessen werden, stellt aber eine unzureichend genaue Methode dar. Die Gleitwinkelmesssonde wurde ebenfalls unter dem Piloten positioniert. Die aerodynamischen Effekte die auf das Lot einwirken hindern das Lot daran, sich exakt in Richtung der Erdbeschleunigung auszurichten und verfälschen somit die Ergebnisse.

Basierend auf dem Konzept einer Windfahne, die sich in der Regel in Anströmrichtung ausrichtet, wurde statt dem mechanischen Lot ein Beschleunigungssensor als Referenz eingesetzt. Die mit dieser Variante erzielten Ergebnisse sind zufriedenstellend und liegen im zu erwartenden Bereich des Gleitwinkels. Vor allem der abgeschätzte Gleitwinkelunterschied zwischen den beiden Messflugkonfigurationen (abgeschätzt über die GPS- Daten) von ca.  $1,2^\circ$  konnte durch Einsatz dieser Methode widerlegt werden. Trotz der vielversprechenden Ergebnisse ist eine exakte Bestimmung des Gleitwinkels mit einem geforderten Fehler von Seiten der Gleitschirmhersteller [13] von max.  $\pm 0,15$  Gleitpunkten (oder  $\pm 0,09^\circ$ ) nicht möglich. War bei der ersten Variante das Ziel die Isolierung der aerodynamischen Effekte auf das Lot, steht bei der Variante mit dem Beschleunigungssensor die Isolierung von zusätzlicher Bewegung im Vordergrund. Nachdem die Beschleunigung zur Bestimmung des Gleitwinkels herangezogen wird, nimmt jede zusätzliche Bewegung der Winkelmesssonde Einfluss auf die Messergebnisse. Vor allem die Pendelbewegung unter dem Piloten um die Längsachse ist ein unerwünschter Einfluss.

## **Ausblick**

Mit der angewandten Messmethode wurde gezeigt dass die Ermittlung des Innendruckes in einer Gleitschirmkappe in realen Flugzuständen realisierbar ist. Der Druck wurde in dieser Arbeit nur an einer Stelle der Gleitschirmkappe gemessen. Das Konzept bietet die Möglichkeit, ohne großen Aufwand weitere Messstellen an der Gleitschirmkappe zu positionieren. Dadurch wäre eine detaillierte Messung der Druckverteilung des Innendruckes in Flügelspanweitenrichtung möglich. Sowohl Aussagen über den herrschenden Innendruck am Außenflügel als auch Aussagen über die auftretende Luftbewegung zwischen den

einzelnen Kammern könnten für die Gleitschirmentwickler potentielle Entscheidungsgrundlagen für weitere Entwicklungsschritte sein.

In dieser Arbeit erfolgte die Zuordnung der Messflugkonfigurationen und die Abschätzung des theoretisch möglichen Staudruckes über die Messung der GPS- Geschwindigkeit. Sowohl durch die Messungenauigkeit als auch durch den Einfluss der Atmosphäre (Rückenwind, Gegenwind) konnte die tatsächliche Fluggeschwindigkeit (TAS True Airspeed) und somit der mögliche Staudruck nur abgeschätzt werden.

Wurde während diesen Untersuchungen zur Druckmessung sowie zur Gleitwinkelmessung jeweils eine eigene Sonde verwendet, wäre die Vereinigung der beiden Funktionen in einer einzigen Sonde potentiell möglich. Weiters ist eine Erweiterung der Sonde, basierend auf dem Prinzip einer Prandtdüse, zur TAS- Messung denkbar. Dadurch wäre eine exakte Zuordnung des auftretenden Innendruckes und die Bestimmung des Druckbeiwertes  $c_p$ , und somit fundierte Aussagen zur Qualität der Profilgeometrie möglich. Mit der Messung der True- Airspeed und der Messung der Sinkgeschwindigkeit kann der Gleitwinkel bestimmt werden und stellt somit eine unabhängige Alternative zur Gleitwinkelmesssonde dar. Durch Umsetzung dieser abgeleiteten Schritte dient die entwickelte Messmethode als geeignetes Werkzeug zur Verbesserung der Sicherheit und Gleitleistung von Gleitschirmen.

## 8 Literaturverzeichnis

- [1] paraglider manufacturers association. <http://www.p-m-a.info>, abgerufen am 07.04.2014.
- [2] Deutscher Hängegleiter Verband. <http://www.dhv.de>, abgerufen am 07.04.2014.
- [3] L. D. Vinci. <http://www.leonardodavinci.net>, abgerufen am 18.12.2013.
- [4] M. Bellis. <http://inventors.about.com>, abgerufen am 18.12.2013.
- [5] T. R. D. Parachute Regiment Free Fall Team. <http://www.red-devils-fft.com>, abgerufen am 19.12.2013.
- [6] P. History. <http://www.parachutehistory.com>, abgerufen am 01.04.2014.
- [7] M. Turoff. <http://www.escape.com.tr>, abgerufen am 19.12.2013.
- [8] M. Conner. <http://www.nasa.gov>, abgerufen am 01.04.2014.
- [9] W. Bogner. <http://forums.vwvortex.com>, abgerufen am 25.03.2014.
- [10] N. Uddin, and M. Mashud, "Wind Tunnel Test of a Paraglider (flexible) Wing Canopy," *International Journal of Mechanical & Mechatronics Engineering IJMME-IJENS* vol. 10, pp. 8, 2010.
- [11] S. Müller, *Modellierung, Stabilität und Dynamik von Gleitschirmsystemen*, München: Herbert Utz Verlag, 2002.
- [12] D. Jalbert. <http://www.circlinghawk.com>, abgerufen am 26.03.2014.
- [13] P. Medicus Chefentwickler NOVA - Paragliders. <http://www.nova-wings.com/>, abgerufen am 28.04.2014.
- [14] Thermik Magazin. <http://www.thermik.at/>, abgerufen am 30.04.2014.
- [15] Sensor Technics. [http://www.sensortechnics.com/cms/upload/datasheets/DS\\_Standard-144S-PCB\\_E\\_11005.pdf](http://www.sensortechnics.com/cms/upload/datasheets/DS_Standard-144S-PCB_E_11005.pdf), abgerufen am 18.06.2014.
- [16] W. Kasserer, *Flug ohne Motor: Das Lehrbuch für Segelflieger*. Motorbuch Verlag, 2013.
- [17] M. Lieschnegg, B. Lechner, A. Fuchs *et al.*, "Versatile Sensor Platform for Autonomous Sensing in Automotive Applications," *International Journal on Smart Sensing and intelligent Systems* vol. 4(3), pp. 469-507, 2011.
- [18] B. Lechner, I. Filzwieser, M. Lieschnegg *et al.*, "A Climbing Hold With an Integrated Three Dimensional Force Measurement and Wireless Data Acquisition," *International Journal on Smart Sensing and intelligent Systems* vol. 6 No. 5, pp. 2296-2307, 2013.
- [19] E. Schmidt Austro - Control MET-Manager Region Süd. , [www.austrocontrol.at](http://www.austrocontrol.at), abgerufen am 30.04.2014.
- [20] ORF-Wetterdienst. ,[www.orf.at](http://www.orf.at), abgerufen täglich ab 1.10.2013.
- [21] Wetterdienst der Zentral Anstalt für Meteorologie und Geowissenschaften. [www.zamg.at](http://www.zamg.at), abgerufen täglich ab 1.10.2013.
- [22] Wetterdienst - Windfinder. ,[www.windfinder.com](http://www.windfinder.com), abgerufen täglich ab 1.10.2013.
- [23] B. Bergfex. ,[www.bergfex.at](http://www.bergfex.at), abgerufen täglich ab 1.10.2013.
- [24] Bergwetterdienst der Schöckl - Bergbahnen Holding Graz. ,[www.schoeckl.at](http://www.schoeckl.at), abgerufen täglich ab 1.10.2013.
- [25] Bergwetterdienst der Schlick 2000 - Bergbahnen. [www.schlick-2000.com](http://www.schlick-2000.com), abgerufen täglich ab 1.10.2013
- [26] Bergwetterdienst der Krippenstein - Bergbahnen. [www.krippenstein.at](http://www.krippenstein.at), abgerufen täglich ab 1.10.2013

## 9 Anhang

<b>Datenblatt Vif-DAQ, Messelektronik</b>	
<b>Integrierte Sensoren</b>	
GPS	Prozessor SiRFStarIV Datenrate 1 Hz oder 5 Hz konfigurierbar Empfindlichkeit -163 dBm
3D Beschleunigungsaufnehmer	Messbereiche $\pm 2, \pm 4, \pm 8, \pm 16$ g, $\pm 400$ g Abtastrate konfigurierbar, max. 5000 Hz Bandbreite konfigurierbar, max. 2500 Hz Rauschdichte $220 \mu\text{g} \sqrt{\text{Hz}}$ Empfindlichkeit 1 mg (Messbereich $\pm 2$ g)
3D Gyroskop	Messbereiche $\pm 250, \pm 500, \pm 200$ dps Abtastrate konfigurierbar, max. 760 Hz Bandbreite konfigurierbar, max. 100 Hz Rauschdichte $0.03 \text{ dps} \sqrt{\text{Hz}}$ Empfindlichkeit 8.75 mdps (Messbereich $\pm 250$ dps)
3D Magnetfeldsensor	Messbereiche $\pm 0.88, \pm 1.3, \pm 1.9, \pm 2.5, \pm 4.0, \pm 4.7, \pm 5.6, \pm 8.1$ Gaus Abtastrate konfigurierbar, max. 220 Hz Empfindlichkeit $\frac{0.73 \text{mGaus}}{\text{digit}}$ (Messbereich $\pm 0.88$ Gaus)
Luftdrucksensor	Messbereiche 260 bis 1260 mbar Abtastrate konfigurierbar, 1 – 25 Hz Rel. Genauigkeit $\pm 1$ mbar Abs. Genauigkeit $\pm 2$ mbar
Temperatur	Messbereich 0 bis $85 \text{ }^\circ\text{C}$ (ohne LiPo Akku) Abtastrate konfigurierbar, 1 – 5 Hz Empfindlichkeit $\pm 0.01 \text{ }^\circ\text{C}$ Genauigkeit $\pm 0.3 \text{ }^\circ\text{C}$
Luftfeuchtigkeit	Messbereich 0 bis 100 % RH Empfindlichkeit $\pm 0.04$ % RH Genauigkeit $\pm 2$ % RH
<b>Analoge Ein- und Ausgänge</b>	
Analoge Eingänge	Anzahl 8 (bipolar und differentiell) Messbereich konfigurierbar, $\pm 5$ V, $\pm 10$ V für neg. und positiven Eingang

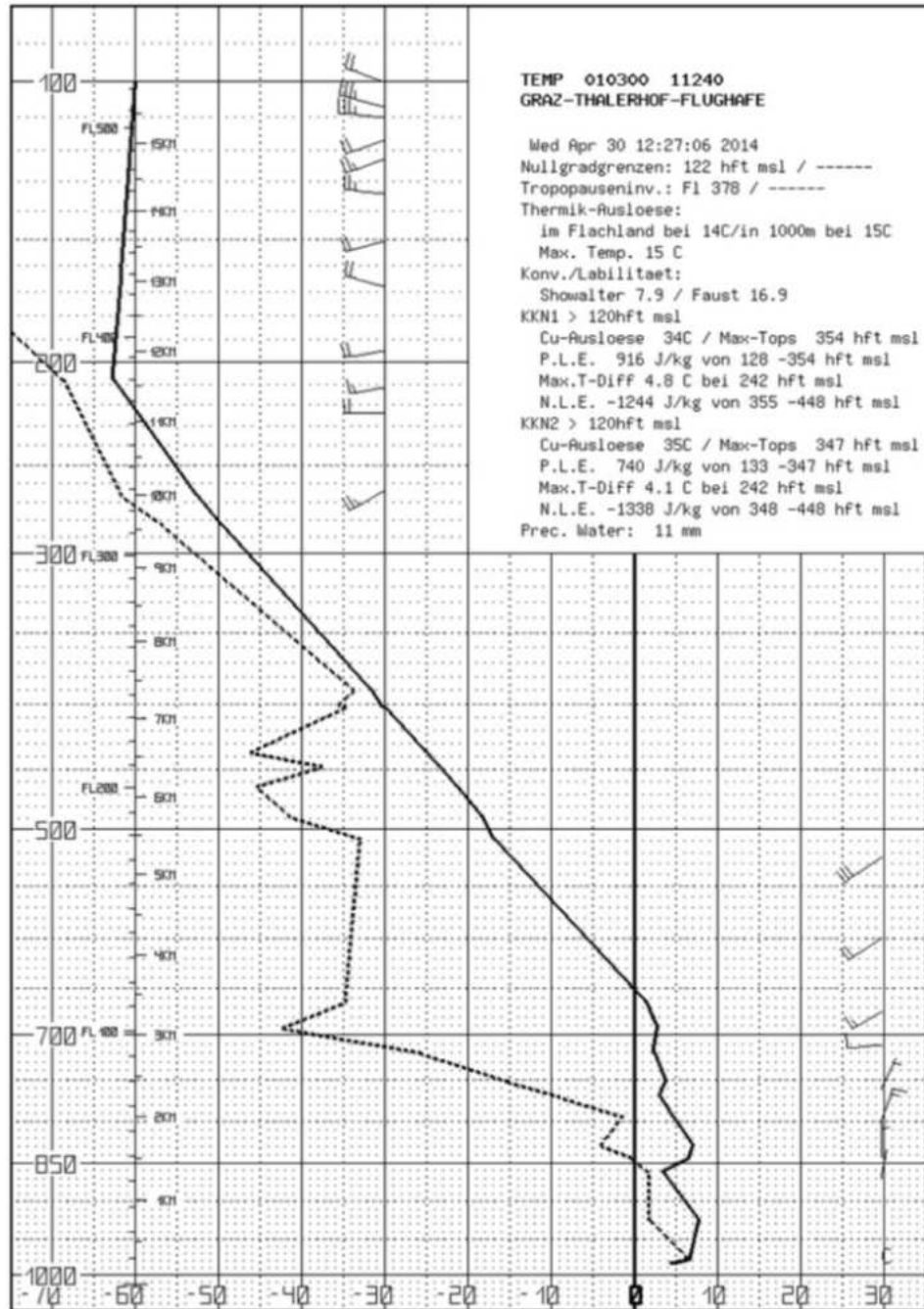


	<p>Auflösung 18 Bit  SNR 98 dB  Bandbreite 32 kHz(-3 dB)  Eingangswiderstand &gt; 1 MOhm  Eine optionale Integration von Vorverstärker für die analogen Eingänge möglich.</p>
<b>Analoge Ausgänge</b>	<p>Anzahl 2 (zur Ausgabe von Strom und Spannung konfigurierbar.)  Ausgabebereich Spannung 0 bis 10 V , Strom 0 bis 25 mA  Auflösung 12 Bit</p>
<b>Digitale Schnittstellen</b>	<p>12 Ein-/Ausgänge (konfigurierbar als Open Drain oder Push-Pull I/O's)  1 frei konfigurierbare USB-Schnittstelle (Virtuelles COM-Port, Massenspeichermodus)  1 CAN-Schnittstelle  1 I2C (5 V und 3.3 V Tolerant)  1 UART Schnittstelle (3.3 V)  1 SPI Schnittstelle (3.3 V)</p>
<b>Energieversorgung</b>	<p>1 Li-Po Akkumulator  1 4 – 16 V (unterstützt das Laden eines angeschlossenen Akkumulators)  1 USB (unterstützt das Laden eines angeschlossenen Akkumulators)</p>
<b>Drahtlose Schnittstellen</b>	<p>Bluetooth (Serial Port Profile)  Zig-Bee  Sämtliche RF-Transceiver sind mit einer On-Board Chip-Antenne ausgerüstet.</p>
<b>Speicher</b>	<p>Slot für Micro –SD Karte (Die Dateisysteme FAT16 und FAT32 werden unterstützt), Speicherkapazität max. 32 GB</p>
<b>Prozessor</b>	<p>32 Bit ARM Cortex digitaler Signalprozessor  8 Bit 8051 <math>\mu</math> C</p>
<b>Abmessungen</b>	<p>35 x 40 x 15 mm (ohne Gehäuse und Akkumulator)</p>
<b>Software Interface</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Befehlsorientierte Scripting Sprache zum autonomen Messen/Steuern/Regeln.</li> <li>• Ein in Labview programmierte GUI zum Konfigurieren von Messkanälen (basierend auf die Skriptsprache)</li> </ul>

- API-Library zum Entwickeln eigener spezifischer Anwendungen (C-Source Code) für den DSP

**Wetterdaten [19]**

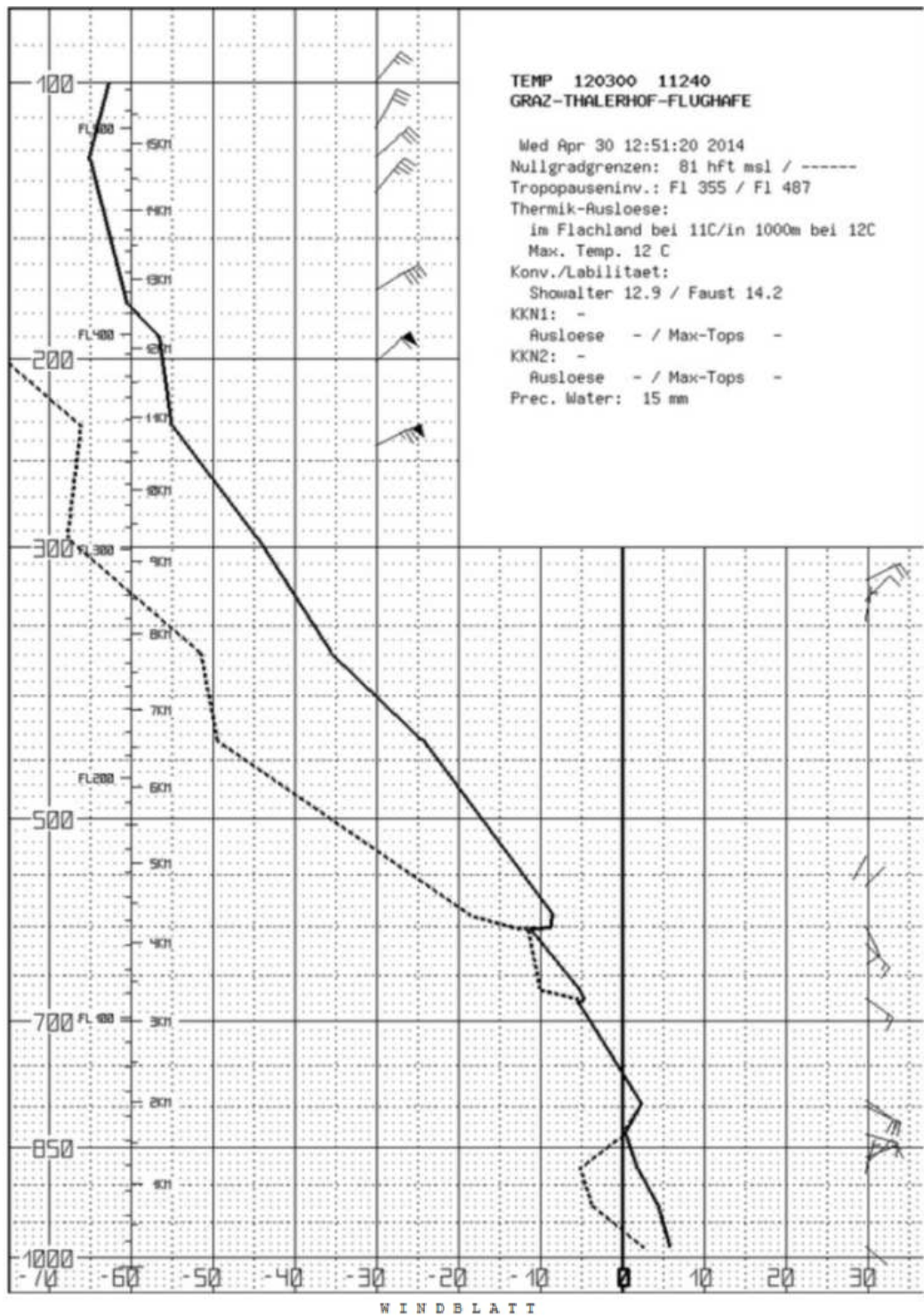
1.11.2013



WINDBLATT

	TEMP LINZ 010300				TEMP INNSBRUCK 010300				TEMP GRAZ 010300			
S	988 hPa	220/004kt	7   0		956 hPa	100/002kt	6   0		983 hPa	calm	5   0	
10 hFt	953 hPa	285/010kt	5   0		921 hPa	245/004kt	6   0		948 hPa	285/006kt	7   3	
20 hFt	918 hPa	275/014kt	4   0		888 hPa	245/004kt	7   2		914 hPa	305/004kt	7   5	
25 hFt	925 hPa	280/014kt	4   0		925 hPa	245/004kt	7   0		925 hPa	290/004kt	8   6	
30 hFt	875 hPa	265/026kt	6   10		846 hPa	290/004kt	6   3		871 hPa	010/004kt	4   2	
50 hFt	850 hPa	265/030kt	8   14		850 hPa	280/004kt	6   1		850 hPa	005/006kt	5   4	
70 hFt	800 hPa	275/036kt	5   7		800 hPa	300/006kt	5   4		800 hPa	020/018kt	5   7	
100 hFt	700 hPa	240/020kt	-4   0		700 hPa	270/010kt	-4   1		700 hPa	255/018kt	3   38	

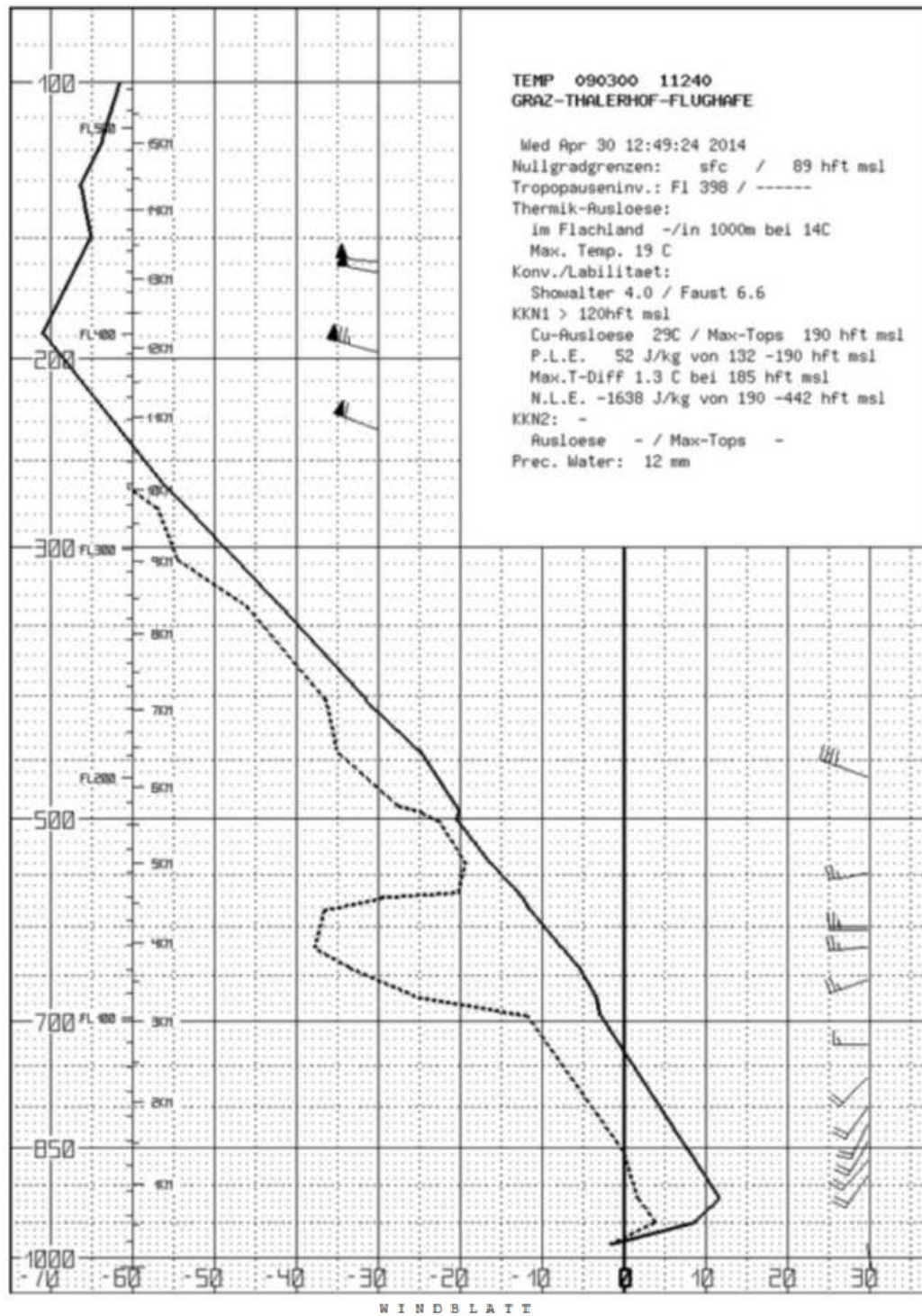
12.11.2013



W I N D B L A T T

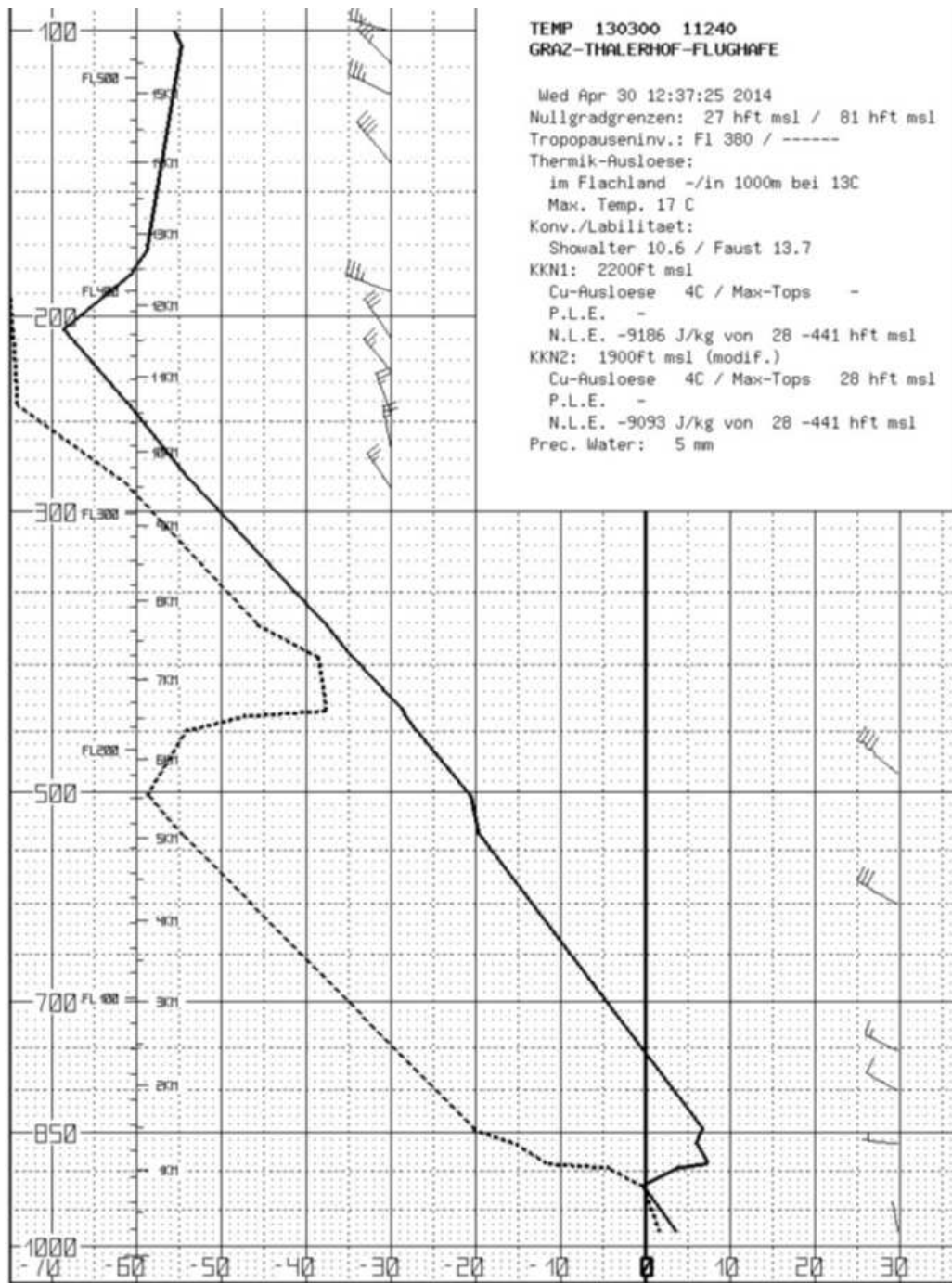
	TEMP LINZ 120300			TEMP GRAZ 120300			TEMP PRAHA 120600		
S	994 hPa	090/004kt	1  0	984 hPa	130/002kt	6  3	994 hPa	calm	0  1
10 hFt	958 hPa	100/018kt	2  3	949 hPa	340/010kt	5  6	959 hPa	-	2  5
20 hFt	923 hPa	105/020kt	0  3	914 hPa	325/006kt	4  8	925 hPa	-	-1  3
25 hFt	925 hPa	105/020kt	1  3	925 hPa	320/008kt	4  8	925 hPa	125/006kt	-1  3
30 hFt	878 hPa	105/018kt	-2  2	870 hPa	050/010kt	2  6	878 hPa	145/010kt	2 25
50 hFt	850 hPa	110/022kt	1 16	850 hPa	080/012kt	1  4	850 hPa	130/010kt	2 32
70 hFt	800 hPa	140/018kt	2  6	800 hPa	115/022kt	2  0	800 hPa	145/010kt	0 34
100 hFt	700 hPa	155/008kt	-3  6	700 hPa	120/014kt	-4  0	700 hPa	230/012kt	-3 16

09.01.2014



	TEMP LINZ	090300	TEMP GRAZ	090300	TEMP PRAHA	090600			
S	985 hPa	090/002kt	0   0	979 hPa	170/002kt	-1   0	981 hPa	220/004kt	4   1
10 hFt	949 hPa	095/014kt	6   1	944 hPa	230/006kt	9   6	946 hPa	-	11   5
20 hFt	915 hPa	125/010kt	11   9	910 hPa	205/016kt	11   10	912 hPa	-	9   5
25 hFt	925 hPa	115/010kt	10   6	925 hPa	195/014kt	11   9	925 hPa	230/020kt	10   6
30 hFt	872 hPa	230/006kt	10   10	868 hPa	220/020kt	9   8	869 hPa	260/018kt	6   5
50 hFt	850 hPa	230/006kt	9   10	850 hPa	215/022kt	8   8	850 hPa	260/020kt	5   2
70 hFt	800 hPa	265/016kt	5   8	800 hPa	215/024kt	4   8	800 hPa	250/022kt	1   3
100 hFt	700 hPa	280/036kt	-3   1	700 hPa	265/020kt	-2   9	700 hPa	265/026kt	-4   6

13.01.2014

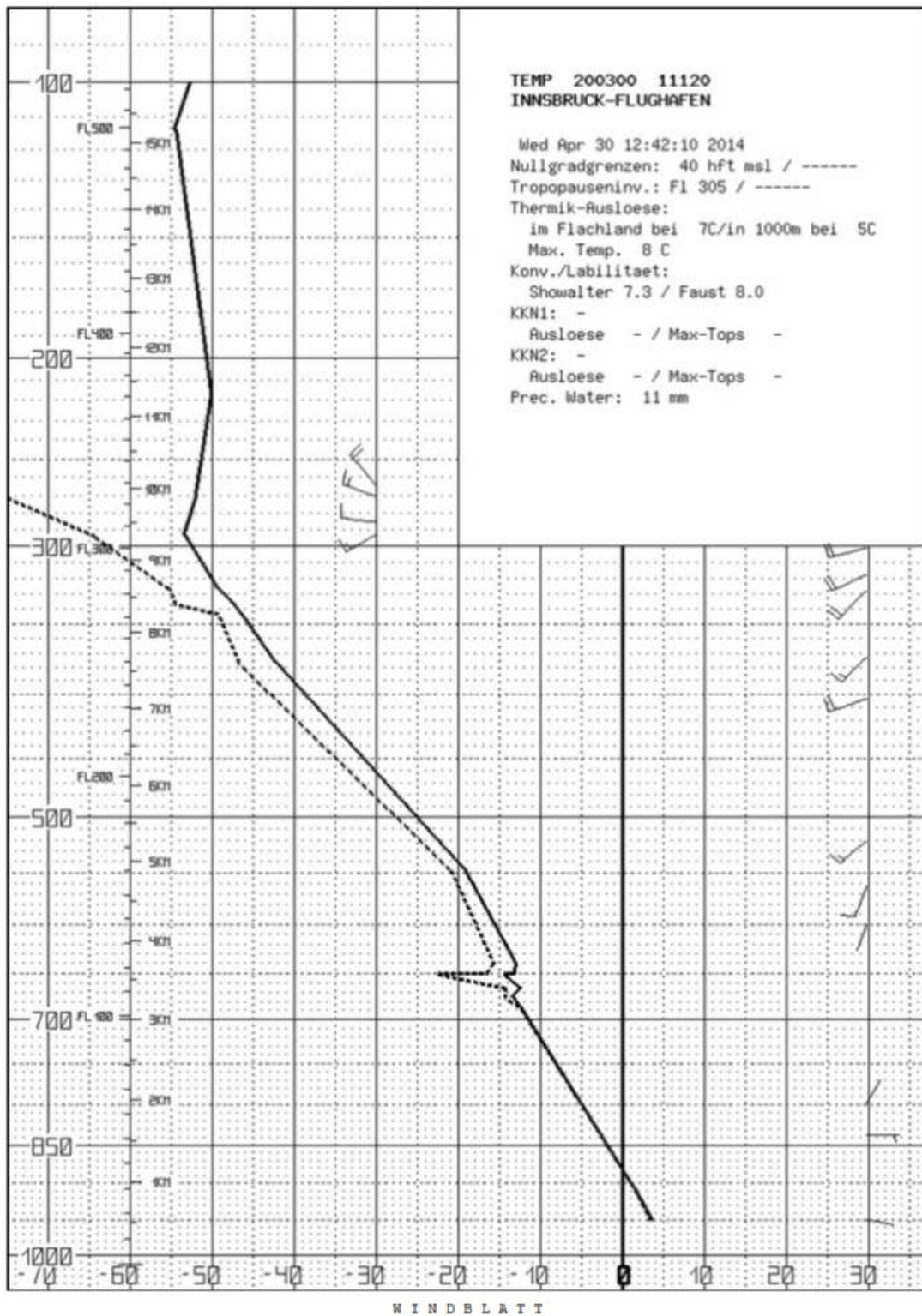


TEMP 130300 11240  
 GRAZ-THALERHOF-FLUGHAFE  
 Wed Apr 30 12:37:25 2014  
 Nullgradgrenzen: 27 hft msl / 81 hft msl  
 Tropopauseninv.: Fl 380 / -----  
 Thermik-Ausloese:  
 im Flachland -/in 1000m bei 13C  
 Max. Temp. 17 C  
 Konv./Labilitaet:  
 Showalter 10.6 / Faust 13.7  
 KKN1: 2200ft msl  
 Cu-Ausloese 4C / Max-Tops -  
 P.L.E. -  
 N.L.E. -9186 J/kg von 28 -441 hft msl  
 KKN2: 1900ft msl (modif.)  
 Cu-Ausloese 4C / Max-Tops 28 hft msl  
 P.L.E. -  
 N.L.E. -9093 J/kg von 28 -441 hft msl  
 Prec. Water: 5 mm

WINDBLATT

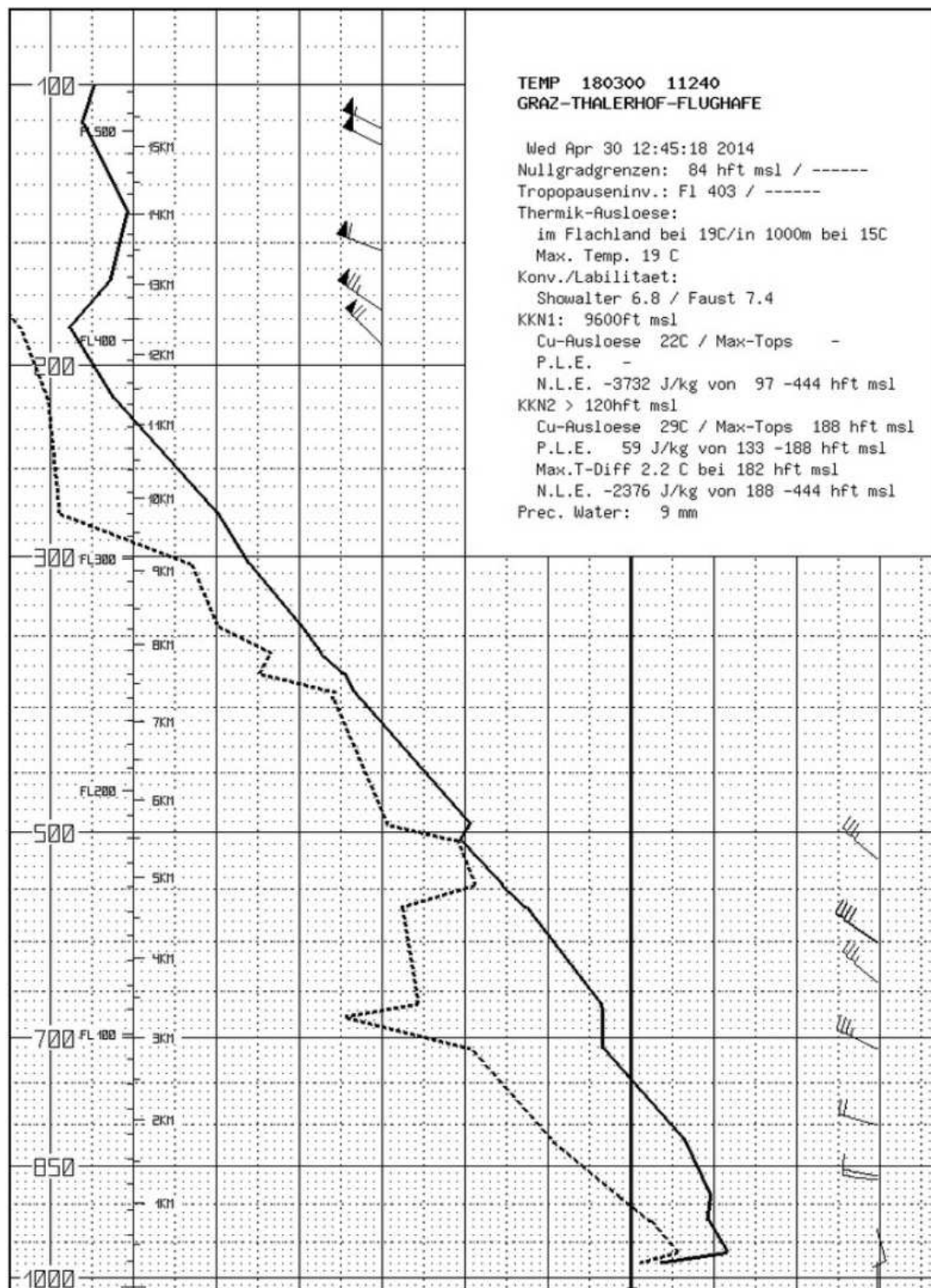
	TEMP LINZ	130300		TEMP INNSBRUCK	130300		TEMP GRAZ	130300
S	982 hPa	240/004kt	-6  0	952 hPa	270/002kt	-4  2	979 hPa	350/002kt 4  2
10 hFt	945 hPa	145/004kt	0  4	917 hPa	260/014kt	1 11	944 hPa	265/004kt 1  1
20 hFt	911 hPa	180/004kt	5 26	883 hPa	240/012kt	2 17	909 hPa	285/008kt 1  3
25 hFt	925 hPa	155/004kt	1  3	925 hPa	260/008kt	-1  6	925 hPa	285/006kt 0  0
30 hFt	867 hPa	260/010kt	6 34	841 hPa	200/004kt	4 25	865 hPa	275/006kt 6 21
50 hFt	850 hPa	275/012kt	6 31	850 hPa	265/004kt	4 24	850 hPa	290/006kt 7 26
70 hFt	800 hPa	265/012kt	3 22	800 hPa	320/002kt	2 27	800 hPa	300/010kt 3 28
100 hFt	700 hPa	280/028kt	-4 24	700 hPa	260/020kt	-3 30	700 hPa	300/022kt -4 37

20.02.2014



	TEMP LINZ 200300				TEMP INNSBRUCK 200300				TEMP GRAZ 200300			
S	982 hPa	180/002kt	3  0		950 hPa	100/002kt	4  0		977 hPa	120/002kt	4  0	
10 hFt	947 hPa	285/008kt	4  2		915 hPa	125/002kt	2  0		941 hPa	280/004kt	3  1	
20 hFt	912 hPa	290/012kt	2  0		881 hPa	055/002kt	0  0		907 hPa	360/010kt	2  2	
25 hFt	925 hPa	285/010kt	3  1		925 hPa	095/002kt	2  0		925 hPa	335/004kt	3  1	
30 hFt	868 hPa	290/014kt	0  2		838 hPa	090/006kt	-3  0		863 hPa	350/020kt	-1  3	
50 hFt	850 hPa	290/014kt	-1  2		850 hPa	080/004kt	-2  1		850 hPa	345/022kt	-1  2	
70 hFt	800 hPa	290/012kt	-5  2		800 hPa	030/002kt	-5  0		800 hPa	330/014kt	-4  2	
100 hFt	700 hPa	295/012kt	-10 12		700 hPa	350/004kt	-11  0		700 hPa	245/010kt	-9  1	

18.03.2014



TEMP 180300 11240  
GRAZ-THALERHOF-FLUGHAFEN

Wed Apr 30 12:45:18 2014  
Nullgradgrenzen: 84 hft msl / -----  
Tropopauseninv.: Fl 403 / -----

Thermik-Ausloese:  
im Flachland bei 19C/in 1000m bei 15C  
Max. Temp. 19 C

Konv./Labilitaet:  
Showalter 6.8 / Faust 7.4

KKN1: 9600ft msl  
Cu-Ausloese 22C / Max-Tops -  
P.L.E. -  
N.L.E. -3732 J/kg von 97 -444 hft msl

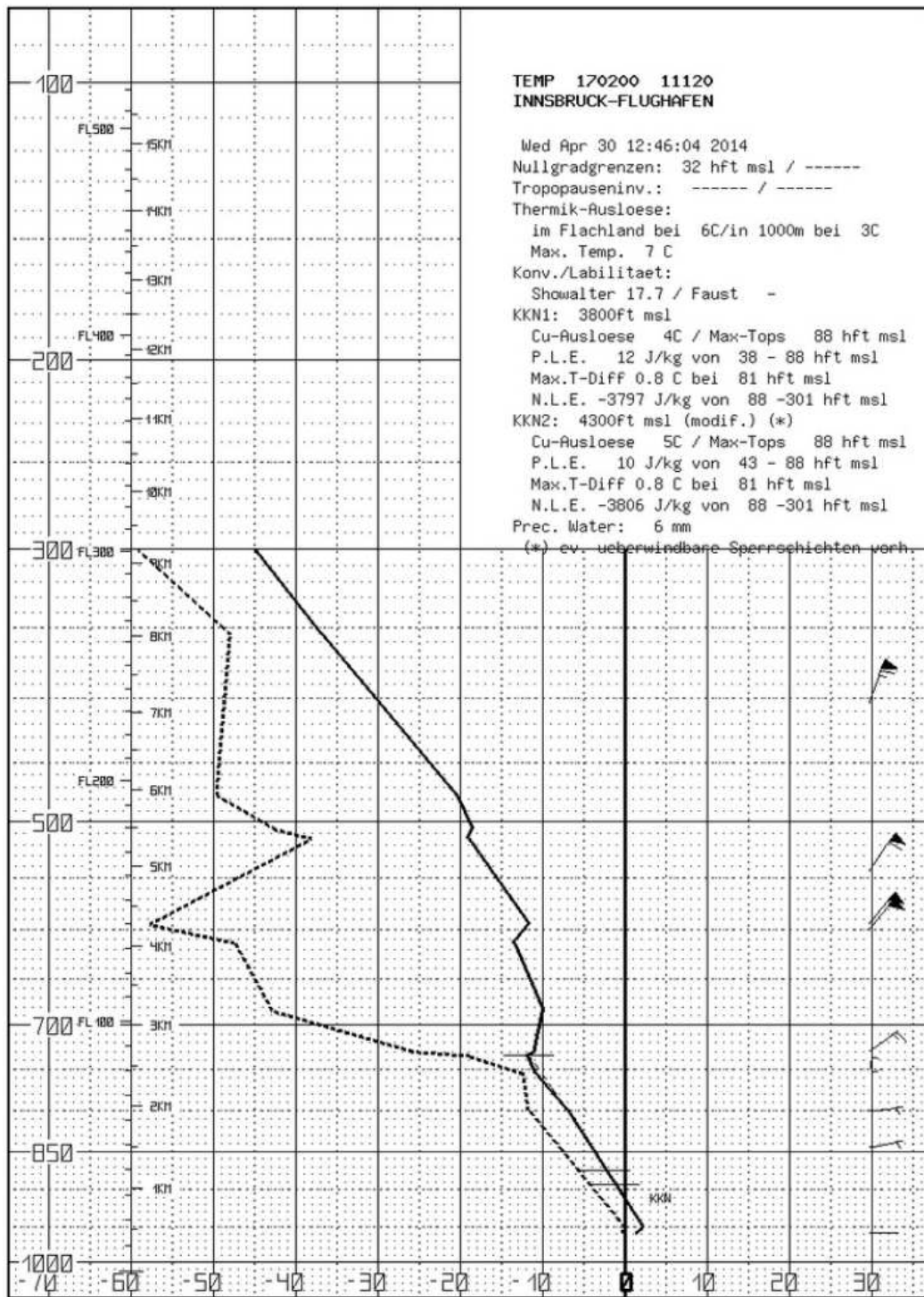
KKN2 > 120hft msl  
Cu-Ausloese 29C / Max-Tops 188 hft msl  
P.L.E. 59 J/kg von 133 -188 hft msl  
Max.T-Diff 2.2 C bei 182 hft msl  
N.L.E. -2376 J/kg von 188 -444 hft msl

Prec. Water: 9 mm

W I N D B L A T T

	TEMP LINZ	180300	TEMP INNSBRUCK	180300	TEMP GRAZ	180300			
S	982 hPa	300/004kt	4  1	953 hPa	210/002kt	1  3	978 hPa	180/004kt	4  2
10 hFt	947 hPa	290/010kt	8  4	918 hPa	245/002kt	7  8	944 hPa	165/010kt	11  6
20 hFt	913 hPa	290/012kt	7  4	886 hPa	255/004kt	7  11	910 hPa	200/016kt	9  8
25 hFt	925 hPa	290/010kt	8  5	925 hPa	245/004kt	6  7	925 hPa	170/014kt	10  7
30 hFt	870 hPa	265/020kt	5  3	843 hPa	250/004kt	7  14	867 hPa	275/012kt	9  12
50 hFt	850 hPa	280/024kt	4  5	850 hPa	225/004kt	6  12	850 hPa	285/012kt	8  14
70 hFt	800 hPa	285/034kt	3  20	800 hPa	290/016kt	6  17	800 hPa	285/024kt	5  16
100 hFt	700 hPa	290/030kt	-2  12	700 hPa	300/028kt	0  17	700 hPa	300/038kt	-3  18

17.04.2014



WINDBLATT

	TEMP LINZ	170200	TEMP INNSBRUCK 170200	TEMP GRAZ	170200			
S	992 hPa	270/004kt	-1  2	958 hPa	090/004kt 1  2	982 hPa	320/008kt	5  9
10 hFt	956 hPa	020/006kt	3  8	923 hPa	080/006kt 1  3	947 hPa	350/020kt	3  8
20 hFt	921 hPa	050/012kt	1  7	889 hPa	075/006kt -1  3	912 hPa	360/026kt	0  6
25 hFt	925 hPa	050/012kt	1  6	925 hPa	085/006kt 1  1	925 hPa	360/024kt	2  8
30 hFt	876 hPa	065/016kt	-3  5	845 hPa	080/006kt -4  4	868 hPa	010/026kt	-3  4
50 hFt	850 hPa	065/018kt	-4  5	850 hPa	080/006kt -3  4	850 hPa	015/030kt	-4  3
70 hFt	800 hPa	065/014kt	-8  2	800 hPa	085/008kt -7  5	800 hPa	045/032kt	-7  5
100 hFt	700 hPa	050/026kt	-12 21	700 hPa	060/024kt -11 22	700 hPa	045/032kt	-12  8



06.05.2014

