

Institutsbericht  
IB 111-2014/03

## Untersuchung zur Detektion und Rekonstruktion von durch Vereisung degradierten Sensorsignalen

Steffen Knoll

Institut für Flugsystemtechnik  
Braunschweig

72 Seiten  
85 Abbildungen  
33 Literaturquellen


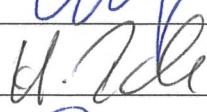
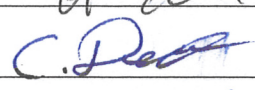
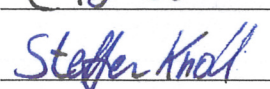
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.  
Institut für Flugsystemtechnik  
Abteilung Flugdynamik & Simulation

**Stufe der Zugänglichkeit: I, intern und extern unbeschränkt zugänglich**

Braunschweig, 9. Januar 2014

Institutsdirektor: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag  
Abteilungsleiter: Dr.-Ing. H. Duda  
Betreuer: Dipl.-Ing. C. Deiler  
Verfasser: B. Sc. S. Knoll

Unterschriften:

  
\_\_\_\_\_  
  
\_\_\_\_\_  
  
\_\_\_\_\_  
  
\_\_\_\_\_



---

# Kurzfassung

In der vorliegenden Arbeit wird ein Algorithmus zur Detektion der Vereisung externer Sensoren am Flugzeug auf Basis eines kinematischen Modells und „Dynamischen Bayesschen Netzes“ vorgestellt. Mit dem kinematische Modell werden die Flugzeugbewegung simuliert und so Vergleichssignale zu den Sensormessungen erzeugt. Diese werden durch das Bayessche Netz ausgewertet, um durch eine Abweichung zwischen den gemessenen Werten und den Vergleichssignalen einen Fehler an den Sensoren zu detektieren. Weiterhin stellt die Simulation der Flugzeugbewegung ein Ersatzsignal für ausgefallene Sensoren zur Verfügung. Das Funktionsprinzip wurde erfolgreich anhand von Simulationen an drei Trimpunkten des ATTAS und vier Manövern mit Fehlern der Inertialplattform, des Pitotrohrs, der statischen Sonde sowie der Anstellwinkel- und Schiebewinkel-Windfahne getestet.

## Abstract

This thesis presents an algorithm to detect the icing of an aircraft's external sensors based on a kinematic model and a „dynamic Bayesian network“. The kinematic model is used to simulate the motion of the aircraft and to create signals for a comparison with the measurements. Then, the Bayesian network evaluates measured values to detect faulty sensors based on the deviation of the two given signals. Furthermore the simulation of motion also enables the use of a substitute signal for faulty sensors. The algorithm has been tested successfully at three trim points of the ATTAS with four maneuvers and errors at the inertial measuring unit, pitot tube, static probe, angle of attack-vane and sideslip angle-vane.



# Inhaltsverzeichnis

<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>v</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>ix</b>
<b>Nomenklatur</b>	<b>xi</b>
<b>1. Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2. Vereisung am Flugzeug</b>	<b>3</b>
2.1. Auswirkungen von Vereisung . . . . .	4
2.1.1. Beeinträchtigung des Pitotrohrs . . . . .	4
2.1.2. Statische Sonde . . . . .	8
2.1.3. Windfahne . . . . .	9
2.2. Vor- und Unfälle durch Sensorvereisung . . . . .	11
2.3. Anforderungen und Rahmenbedingungen an ein neues Detektionssystem . . . . .	14
<b>3. Sensorfehlerdetektion</b>	<b>16</b>
3.1. Konzept des verwendeten Algorithmus . . . . .	17
3.2. Bewegungsgleichungen des kinematischen Modells . . . . .	19
3.3. Bayessche Netze . . . . .	22
3.3.1. Beispiel für ein Bayessches Netz . . . . .	22
3.3.2. Dynamische Bayessche Netze . . . . .	23
3.4. Bayessches Netz zur Sensorfehlerdetektion . . . . .	24
3.4.1. Detektion eines Fehlers des kinematischen Modells . . . . .	26
3.4.2. Detektion eines Fehlers der Windfahnen . . . . .	27
3.4.3. Detektion eines Fehlers der statischen Sonde . . . . .	28
3.4.4. Detektion eines Fehlers des Pitotrohrs . . . . .	28
<b>4. Simulation</b>	<b>33</b>
4.1. Trimpunkte der Testfälle . . . . .	33
4.2. Untersuchte Fehlerfälle . . . . .	40
4.3. Funktion der Detektion . . . . .	42
4.4. Auswertung der Testfälle . . . . .	44
4.4.1. Fehler in der Inertialplattform . . . . .	49
4.4.2. Abfall des Totaldrucks am Pitotrohr . . . . .	50
4.4.3. Konstanter Totaldruck am Pitotrohr . . . . .	51
4.4.4. Konstanter statischer Druck . . . . .	55
4.4.5. Konstanter Anstellwinkel . . . . .	57
4.4.6. Konstanter Schiebewinkel . . . . .	60
4.4.7. Konstanter Total- und statischer Druck . . . . .	61

---

4.4.8. Konstanter Total-, statischer Druck und Anstellwinkel . . . . .	61
4.5. Falsch detektierte Fehler ( <i>false detection</i> ) . . . . .	63
<b>5. Online Umsetzung des Algorithmus und Signalrekonstruktion</b>	<b>65</b>
5.1. Online Umsetzung . . . . .	65
5.2. Signalrekonstruktion . . . . .	67
<b>6. Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>69</b>
6.1. Zusammenfassung . . . . .	69
6.2. Ausblick . . . . .	72
<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>73</b>
<b>A. Tabellen</b>	<b>75</b>
<b>B. Abbildungen</b>	<b>76</b>

# Abbildungsverzeichnis

2.1. Vereisung am Flugzeugrumpf der NASA 607, einer modifizierten DHC-6 zur Erforschung von Vereisung [1] . . . . .	3
2.2. Pitotrohr (schematisch) . . . . .	4
2.3. Pitotrohr mit Drainagebohrung (schematisch) . . . . .	5
2.4. Prandtlrohr mit Drainagebohrung (schematisch) . . . . .	5
2.5. Vereistes Pitotrohr [8] . . . . .	6
2.6. Vereistes Pitotrohr ohne Vorkammer oder Drainagebohrung (schematisch)	6
2.7. Vereiste Pitotöffnung und Drainagebohrung am Pitotrohr (schematisch) . .	7
2.8. Verstopftes Pitotrohr (schematisch) . . . . .	7
2.9. Vereiste Öffnung des Pitotrohrs (schematisch) . . . . .	7
2.10. Vereiste Statik-Öffnung am Prandtlrohr (schematisch) . . . . .	8
2.11. Statische Sonden an einem Airbus A330 [9] . . . . .	8
2.12. Windfahne [11] . . . . .	9
2.13. Winkel bei der Messung des Anstellwinkels . . . . .	9
2.14. Vereisung einer Windfahne . . . . .	10
2.15. Fünflochsonde [12] . . . . .	10
2.16. Vor- und Unfälle auf Grund von Sensorvereisung . . . . .	11
2.17. Air France Airbus A330-200 F-GZCP [15] . . . . .	12
2.18. Position der externen Sensoren am Airbus A330 [16] . . . . .	12
2.19. Piper PA-46 [18] . . . . .	13
2.20. QantasLink 717-200 VH-NXO beim Start [20] . . . . .	14
3.1. Bandbreite von abrupten Fehlern im Vergleich zur Bandbreite eines Flugzeuges [27] . . . . .	17
3.2. Prinzip des Detektionsalgorithmus . . . . .	18
3.3. Konzept des Detektionsalgorithmus . . . . .	18
3.4. Beschleunigungen, Geschwindigkeiten und Winkel für das kinematische Modell im flugzeugfesten & geodätischen Koordinatensystem ( $\Psi = 0^\circ$ ) . . .	19
3.5. Beispiel für Bayessches Netz nach [32] . . . . .	22
3.6. Bayesschen Netz (Links), Dynamisches Bayessches Netz (Rechts) . . . . .	24
3.7. Teile der Bayesschen Netze . . . . .	25
3.8. Verwendetes Bayessches Netz zur Detektion von Sensorfehlverhalten durch Vereisung . . . . .	25
3.9. Zusammenhang des Bayesschen Netzes zur Detektion eines Fehlers des kinematischen Modells . . . . .	26
3.10. Zusammenhang des Bayesschen Netzes zur Detektion von Vereisung der Anstellwinkel-Windfahne . . . . .	27
3.11. Zusammenhang des Bayesschen Netzes zur Detektion von Vereisung der Schiebewinkel-Windfahne . . . . .	27
3.12. Abhängigkeiten für die statische Sonde . . . . .	28

3.13. Zeitverlauf für Geschwindigkeitsfehler durch fehlerhafte Messung des statischen Druck $p_s$ . . . . .	29
3.14. Zeitverlauf für Geschwindigkeitsfehler durch fehlerhafte Messung des Totaldruck $p_t$ . . . . .	30
3.15. Abhängigkeiten für das Pitotrohr . . . . .	31
4.1. Zulässiger Flugbereich des VFW 614 ATTAS . . . . .	34
4.2. Zeitverlauf der Höhe und Fluggeschwindigkeit der Steigflüge . . . . .	35
4.3. Zeitverlauf der Höhe und Fluggeschwindigkeit der beschleunigten Horizontalflüge . . . . .	36
4.4. Zeitverlauf der Höhe, Fluggeschwindigkeit und Hängewinkel der Kurvenflüge	37
4.5. Bahn der Kurve am ersten Trimpunkt . . . . .	38
4.6. Bahn der Kurve am zweiten Trimpunkt . . . . .	38
4.7. Bahn der Kurve am dritten Trimpunkt . . . . .	39
4.8. Funktionsprinzip der Detektion . . . . .	42
4.9. Funktionsprinzip der Entwarnung . . . . .	43
4.10. Fehler in der Inertialplattform (A2) beim Horizontalflug (T2) . . . . .	49
4.11. Abfall des Totaldruck $p_t$ am Pitotrohr (A3) beim Horizontalflug (T2) . . .	50
4.12. Konstanter Totaldruck $p_t$ am Pitotrohr (A4) beim Steigflug (T2) . . . . .	51
4.13. Konstanter Totaldruck $p_t$ am Pitotrohr (A4) beim beschleunigten Horizontalflug (T2) . . . . .	52
4.14. Konstanter Totaldruck $p_t$ am Pitotrohr (A4) beim Horizontalflug (T2) . . .	53
4.15. Konstanter Totaldruck $p_t$ am Pitotrohr (A4) beim Kurvenflug (T2) . . . . .	54
4.16. Konstanter statischer Druck $p_s$ der statischen Sonde (A5) beim Steigflug (T2) . . . . .	55
4.17. Konstanter statischer Druck $p_s$ (A5) beim Horizontalflug an (T2) . . . . .	56
4.18. Konstanter Anstellwinkel (A6) beim beschleunigten Horizontalflug (T2) . .	57
4.19. Konstanter Anstellwinkel (A6) beim beschleunigten Horizontalflug (T3) . .	58
4.20. Konstanter Anstellwinkel (A6) beim Horizontalflug (T2) . . . . .	59
4.21. Konstanter Anstellwinkel (A6) beim Kurvenflug (T2) . . . . .	59
4.22. Konstanter Anstellwinkel (A7) beim Kurvenflug (T2) . . . . .	60
4.23. Konstanter Totaldruck $p_t$ und statischer Druck $p_s$ (A8) beim Steigflug (T2)	62
4.24. Falsch detektierter Fehler der Schiebewinkel-Windfahne (C1) beim Horizontalflug (T1) . . . . .	64
5.1. Möglichkeit redundante Sensoren zu integrieren . . . . .	66
5.2. Ersatzgeschwindigkeit bei Ausfall des Pitotrohrs (T2) . . . . .	67
5.3. Ersatzhöhe bei Ausfall der statischen Sonde (T2) . . . . .	68
5.4. Ersatzsignal für den Anstellwinkel (T2) . . . . .	68
B.1. Fehler in der Inertialplattform (A2) beim Steigflug (T2) . . . . .	76
B.2. Fehler in der Inertialplattform (A2) beim beschleunigten Horizontalflug (T2)	77
B.3. Fehler in der Inertialplattform (A2) beim Kurvenflug (T2) . . . . .	78
B.4. Abfall des Totaldrucks $p_t$ am Pitotrohr (A3) beim Steigflug (T2) . . . . .	79
B.5. Abfall des Totaldrucks $p_t$ am Pitotrohr (A3) beim beschleunigten Horizontalflug (T2) . . . . .	80
B.6. Abfall des Totaldrucks $p_t$ am Pitotrohr (A3) beim Kurvenflug (T2) . . . . .	81
B.7. Konstanter statischer Druck $p_s$ (A5) beim beschleunigten Horizontalflug (T2)	81



B.8. Konstanter statischer Druck $p_s$ (A5) beim Kurvenflug (T2) . . . . .	82
B.9. Konstanter Anstellwinkel (A6) beim beschleunigten Horizontalflug (T2) . .	82
B.10. Konstanter Schiebewinkel (A7) beim Horizontalflug (T2) . . . . .	83
B.11. Konstanter Schiebewinkel (A7) beim Steigflug (T2) . . . . .	83
B.12. Konstanter Schiebewinkel (A7) beim beschleunigten Horizontalflug (T2) . .	84
B.13. Konstanter Totaltdruck $p_t$ und statischer Druck $p_s$ (A8) beim Horizontalflug (T2) . . . . .	85
B.14. Konstanter Totaltdruck $p_t$ und statischer Druck $p_s$ (A8) beim beschleunigten Horizontalflug (T2) . . . . .	86
B.15. Konstanter Totaltdruck $p_t$ und statischer Druck $p_s$ (A8) beim Kurvenflug (T2) . . . . .	87
B.16. Konstanter Totaltdruck $p_t$ , statischer Druck $p_s$ und Anstellwinkel $\alpha$ (A9) beim Horizontalflug (T2) . . . . .	88
B.17. Konstanter Totaltdruck $p_t$ , statischer Druck $p_s$ und Anstellwinkel $\alpha$ (A9) beim Steigflug (T2) . . . . .	89
B.18. Konstanter Totaltdruck $p_t$ , statischer Druck $p_s$ und Anstellwinkel $\alpha$ (A9) beim beschleunigten Horizontalflug (T2) . . . . .	90
B.19. Konstanter Totaltdruck $p_t$ , statischer Druck $p_s$ und Anstellwinkel $\alpha$ (A9) beim Kurvenflug (T2) . . . . .	91
B.20. Falsch detektierter Fehler der Schiebewinkel-Windfahne (C1) beim Steigflug (T1) . . . . .	92
B.21. Falsch detektierter Fehler der Schiebewinkel-Windfahne (C1) beim Steigflug (T1) . . . . .	93
B.22. Falsch detektierter Fehler der Anstellwinkel-Windfahne (C1) beim Steigflug (T1) . . . . .	94



# Tabellenverzeichnis

3.1. Toleranzen für die Beweise des Bayesschen Netzes . . . . .	24
3.2. Tabelle für $P(\text{Fehler kinematisches Modell})$ . . . . .	31
3.3. Tabelle für $P(\text{Fehler Anstellwinkel – Windfahne})$ . . . . .	31
3.4. Tabelle für $P(\text{Fehler Schiebewinkel – Windfahne})$ . . . . .	31
3.5. Tabelle für $P(\text{Fehler statische Sonde})$ . . . . .	32
3.6. Tabelle für $P(\text{Fehler Pitotrohr})$ . . . . .	32
4.1. Testmatrix der untersuchten Fehlerfälle . . . . .	41
4.2. Ergebnis der simulierten Horizontalflüge . . . . .	45
4.3. Ergebnis der simulierten Steigflüge . . . . .	46
4.4. Ergebnis der simulierten beschleunigten Horizontalflüge . . . . .	47
4.5. Ergebnis der simulierten Kurvenflüge . . . . .	48
A.1. Flugun-/Flugvorfälle durch Sensorvereisung . . . . .	75



# Nomenklatur

## Lateinische Bezeichnungen

$C_A$	Auftriebsbeiwert
$C_W$	Widerstandsbeiwert
$g$	Normfallbeschleunigung, $g = 9,806\,65\text{ m s}^{-2}$
$H$	Höhe
$m$	Masse
$Ma$	Machzahl
$p$	Roll Drehgeschwindigkeit
$p_0$	Normdruck (in mittlerer Meereshöhe), $p_0 = 1013,25\text{ N m}^{-2}$
$p_s$	statischer Druck
$p_t$	Gesamtdruck
$q$	Nickdrehgeschwindigkeit
$\bar{q}$	Staudruck
$R_s$	spezielle Gaskonstante der Luft, $R_s = 287,058\text{ J kg}^{-1}\text{ K}^{-1}$
$r$	Gierdrehgeschwindigkeit
$T_0$	Temperatur in mittlerer Meereshöhe nach Normatmosphäre, $T_0 = 288,15\text{ K}$
$\frac{dT}{dH}$	Temperaturänderung, Troposphäre: $\frac{dT}{dH} = -6,5\text{ K km}^{-1}$
$t$	Zeit
$u, v, w$	Geschwindigkeitskomponenten in $x$ -, $y$ - und $z$ -Richtung
$V$	Fluggeschwindigkeit

## Griechische Bezeichnungen

$\alpha$	Anstellwinkel
$\beta$	Schiebewinkel
$\gamma$	Bahnneigungswinkel
$\zeta$	Seitenruderausschlag
$\eta$	Höhenruderausschlag
$\Theta$	Längsneigung
$\kappa$	Verhältnis der spezifischen Wärmekapazitäten, für Luft $\kappa = 1,4$
$\rho$	Luftsdichte
$\Phi$	Hängewinkel (Rollwinkel)
$\Psi$	Azimet
$\vec{\Omega}$	Drehgeschwindigkeitsvektor

---

## Indizes

A	aerodynamische Größen
e	im experimentellen Koordinatensystem
f	im flugzeugfesten Koordinatensystem
GPS	Daten des GPS-Empfängers
g	im geodätischen Koordinatensystem
IAS	angezeigte Fluggeschwindigkeit (engl. <i>indicated airspeed</i> )
K	Bahngrößen
kM	Größen des kinematischen Modells
meas	gemessene Größen
TAS	wahre Fluggeschwindigkeit gegenüber der bewegenden Luft (engl. <i>true airspeed</i> )
W	Windkomponente

## Abkürzungen

<i>AAIB</i>	<u>A</u> ir <u>A</u> ccidents <u>I</u> nterinvestigation <u>B</u> ranch
<i>ATSB</i>	<u>A</u> ustralian <u>T</u> ransport <u>S</u> afety <u>B</u> ureau
<i>BEA</i>	<u>B</u> ureau d' <u>E</u> nquêtes et d' <u>A</u> nalyses pour la sécurité de l'aviation civile
<i>BFU</i>	<u>B</u> undesstelle für <u>F</u> lugunfall <u>u</u> ntersuchung
<i>CAS</i>	<u>C</u> alibrated <u>A</u> ir <u>S</u> peed
<i>DLR</i>	<u>D</u> eutsches <u>Z</u> entrum für <u>L</u> uft- und <u>R</u> aumfahrt
<i>EAS</i>	<u>E</u> quivalent <u>A</u> ir <u>S</u> peed
<i>NTSB</i>	<u>N</u> ational <u>T</u> ransportation <u>S</u> afety <u>B</u> oard

# 1. Einleitung

Zum sicheren Führen eines Luftfahrzeuges sind Piloten trotz moderner Technologien auch heute noch auf die bewährten externe Sensoren, wie z.B. dem Pitotrohr, zur Bestimmung der Fluggeschwindigkeit, Höhe, Anstell- und Schiebewinkel angewiesen. Ein Fehler an diesen Sensoren kann zu Vorfällen (ohne ernsthaften Schaden an Mensch und Maschine), aber auch zu Unfällen führen, bei denen Menschen sterben. Vor allem eine fehlerhaft gemessene wahre Fluggeschwindigkeit ist gefährlich, da der nutzbare Flugbereich durch eine obere Geschwindigkeit, hauptsächlich abhängig von der Struktur, und eine untere Geschwindigkeit, abhängig von der Aerodynamik, begrenzt ist. Ein Unterschreiten der unteren Grenze führt zu einem Strömungsabriss, wodurch die Auftriebskraft entfällt und damit zu einem freien Fall auf den Erdboden durch die Gewichtskraft.

Eine Fehlerquelle ist dabei die Vereisung, welche trotz Gegenmaßnahmen regelmäßig auftritt. Vereisung entsteht dabei sowohl durch die Wetterbedingungen am Flughafen, als auch in großen Höhen, wenn die Temperaturen unter den Gefrierpunkt fallen. Ersteres ist ein Problem, welches seit der Pionierzeit im 19. Jahrhundert bekannt ist und dem heutzutage durch Enteisungsmaßnahmen am Flughafen vorgebeugt wird. So werden verschiedene Chemikalien genutzt, um Eis am Flugzeug zu entfernen und die Oberfläche vor Vereisung zu schützen. Vereisung im Flug tritt vor allem auf seit Verkehrsflugzeuge in großer Höhe fliegen, um z.B. Treibstoff und damit Kosten zu sparen und höhere Geschwindigkeiten zu erreichen.

Vereisung am Flugzeug kann nicht nur externe Sensoren blockieren oder verstopfen, sondern auch die aerodynamischen Eigenschaften eines Flugzeuges verschlechtern. Die Kombination dieser Auswirkungen kann dabei zu besonders kritischen Situationen führen, bei einem Landeanflug beispielsweise wird mit der 1,3-fache Minimalfluggeschwindigkeit geflogen. Vereisung kann nun sowohl diese Minimalgeschwindigkeit um einen unbekanntem Betrag erhöhen, als auch die gemessene Fluggeschwindigkeit verfälschen. Ein Pilot in dieser Situation weiß somit zum einen nicht wie schnell er fliegt und zum anderen, welches genau die Geschwindigkeit ist, die er nicht unterschreiten darf, was einen Unfall durch Strömungsabriss sehr wahrscheinlich macht.

Zum Schutz vor Vereisung sind die externen Sensoren zwar beheizt, allerdings schützt dies nicht vor menschlichem Versagen, da diese Heizungen häufig manuell aktiviert werden müssen. Die redundante Ausführung von Sensoren an großen Verkehrsflugzeugen ist auch kein hinreichender Schutz vor Vereisung, da auch mehrere Sensoren von Vereisung betroffen werden können. Zur Detektion von Sensorfehlern ist eine große Auswahl an Möglichkeiten entwickelt worden, die häufig genaue Kenntnisse der Modellierung eines Fehlers verlangen, oder die Anwendung komplizierter Methoden, wie Kalman-Filter oder Neuronaler Netze.

Ziel dieser Arbeit ist es daher, einen Algorithmus zur Detektion von Vereisung zu entwerfen, der einfach und leichter verständlich als die bisherigen Methoden ist und die Vereisung

---

eines externen Sensors detektieren kann. Die zusätzliche Bereitstellung eines Ersatzsignals durch den Algorithmus wäre ebenfalls nützlich, da das Wissen um den Ausfall eines Sensor alleine nicht zum sicheren Führen eines Flugzeuges ausreicht, wie das Beispiel der Landung oben zeigt.

Ausgangspunkt dafür wird ein Beobachter auf Basis der kinematischen Gleichungen sein, welches mehrere Vorteile bietet. Zum einen kann das Flugzeugverhalten ohne Kenntnis der aerodynamischen Eigenschaften bestimmt werden. Außerdem werden für diese Simulation Messsignale benötigt, die mit internen Sensoren gemessen werden können, die nicht von Vereisung betroffen sind. Des Weiteren steht ein mögliches Ersatzsignal durch die simulierte Bewegung direkt zur Verfügung. Die simulierte Flugzeubewegung wird dann mit einem Bayesschen Netz ausgewertet werden. Ein Bayessches Netz ermöglicht es, komplizierte Abhängigkeiten vereinfacht darzustellen und ist zudem flexibel erweiterbar. Der so entworfene Algorithmus wird dann durch verschiedene Simulationen auf Basis des flugmechanischen Modell des VFW 614 ATTAS mit verschiedenen Fehlern durch Vereisung getestet. Dazu wird zunächst betrachtet, welche Fehlern durch Vereisung an den externen Sensoren entstehen können um diese als Testfall nutzen zu können.



## 2. Vereisung am Flugzeug

Flugzeugvereisung kann am Boden und während des Fluges, wie im Reise-, Steig- oder Landeanflug, entstehen. Am Boden können sich vor allem Schnee und Reif festsetzen, wie beispielhaft in Abbildung 2.1 zu sehen ist, gegen die üblicherweise Gegen- (engl. *de-icing*) und vorbeugende Maßnahmen (engl. *anti-icing*) durchgeführt werden. Im Flug stellen vor allem Wassertropfen, die nach dem Auftreffen gefrieren, eine Ursache von Vereisung dar. Ebenfalls können bereits gebildete Eiskristalle Öffnungen, wie die des Pitotrohrs, treffen und verstopfen. Vereisung entsteht nur im unteren Unterschall ( $Ma \ll 1$ ), da sich bei hö-



**Abbildung 2.1.:** Vereisung am Flugzeugrumpf der NASA 607, einer modifizierten DHC-6 zur Erforschung von Vereisung [1]

heren Geschwindigkeiten durch die entstehende Wärme bei der Kompression und Reibung am Flugzeug diese nicht ansetzen kann.

Voraussetzung für aerodynamische Vereisungen ist vor allem unterkühltes Wasser (engl. *supercooled water*) mit einer Temperatur unterhalb des Gefrierpunktes ( $T_{\text{Gefrierpunkt}} \approx 0^\circ\text{C}$ ), oder für Wasser um den Gefrierpunkt eine Oberfläche mit einer Temperatur unterhalb des Gefrierpunktes. Bei Außentemperaturen von  $-20^\circ\text{C}$  bis  $0^\circ\text{C}$  treten diese beiden Bedingungen besonders häufig auf. Das flüssige Wasser benötigt Kristallisationskeime, an denen es Eis bilden kann, wie beispielsweise die Oberflächen eines Flugzeug. Die Größe der Wassertropfen in den Wolken liegt zwischen 0,0001 mm bis 0,05 mm Durchmesser und damit unter der Größe von Regentropfen, deren Durchmesser bei 0,1 mm bis 6 mm liegt [2]. Es wird allgemein zwischen drei verschiedenen Eisarten unterschieden:

- Klareis (engl. *clear ice*) bildet sich meist bei Außentemperaturen von  $-10^\circ\text{C}$  bis  $0^\circ\text{C}$  aus mittelgroßen Wassertropfen. Aus den Tropfen bildet sich ein klarer und harter Eispanzer.

- Raueis (engl. *rime ice*) bildet sich aus kleinen Wassertröpfchen und meist bei Außentemperaturen unter  $-10^\circ\text{C}$ . Da die Tropfen nach dem Aufprall schnell gefrieren, bilden sich Lufteinschlüsse, und das Eis erscheint als weiße und poröse Schicht.
- Mischeis (engl. *mixed ice*) ist eine Mischung von Rau- und Klareis. Es entsteht, wenn die Tropfengröße variiert und zumeist bei Temperaturen zwischen  $-15^\circ\text{C}$  und  $-10^\circ\text{C}$ .

## 2.1. Auswirkungen von Vereisung

Betroffen von Vereisung sind alle externen Bauteile, wie der Rumpf, die Oberfläche der Tragflächen, Höhen- und Seitenleitwerk, sowie externe Sensoren, wie Pitotrohr, Windfahne, oder Temperatursonde. An den aerodynamisch wirksamen Flächen angesammeltes Eis verschlechtert zunehmend die Flugleistungen und Eigenschaften. Dies bedeutet eine Änderung der Profilgeometrie und damit zum einen die Verringerung des maximal möglichen Auftriebsbeiwertes  $C_{A,\max}$  und eine erhöhte Abrissgeschwindigkeit, zum anderen einen erhöhten Widerstand  $W$ . Ebenfalls kann Vereisung Ruder und Klappen blockieren und somit die Steuerbarkeit einschränken [3] [4] [5].

Für externe Sensoren besteht die Gefahr durch Vereisung darin, dass Öffnungen blockiert werden und so fehlerhafte Drücke zur Ermittlung von Geschwindigkeit, Höhe und Höhenänderung oder Winkel der Anströmung gemessen werden.

### 2.1.1. Beeinträchtigung des Pitotrohrs

Das Pitotrohr dient zur Messung des Gesamtdrucks  $p_t$  und ist üblicherweise mit einer Heizung gegen Vereisung ausgestattet. Es gibt sowohl einfache Exemplare, wie in Abbildung 2.2, die nur aus einer Öffnung bestehen, an der der Totaldruck  $p_t$  gemessen wird, als auch welche mit Vorkammer und Drainagebohrung zum Abfließen des Wassers (siehe Abbildung 2.3). Ebenfalls gibt es die in Abbildung 2.4 zu sehende Ausführung als



Abbildung 2.2.: Pitotrohr (schematisch)

Prandtlrohr, bei dem die statische Sonde in das Pitotrohr integriert ist [6]. Die Fluggeschwindigkeit lässt sich mit dem Staudruck  $\bar{q}$  nach Bernoulli [7]

$$\bar{q} = p_t - p_s = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \quad (2.1)$$

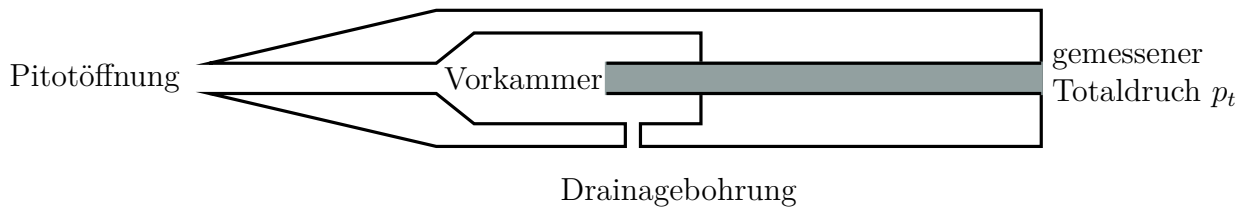


Abbildung 2.3.: Pitotrohr mit Drainagebohrung (schematisch)

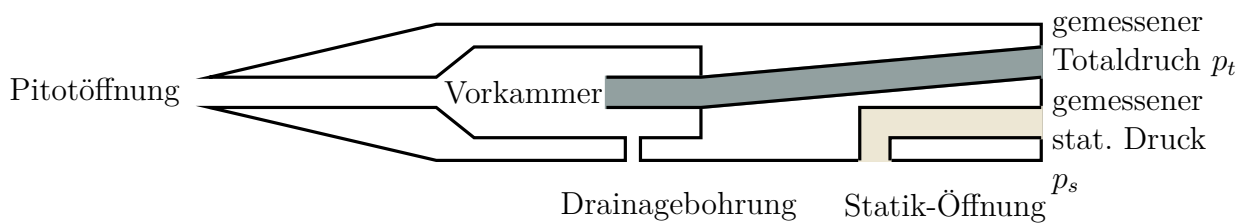


Abbildung 2.4.: Prandtlrohr mit Drainagebohrung (schematisch)

aus der Differenz zwischen am Pitotrohr gemessenem Totaldruck  $p_t$  und dem an den statischen Sonden (engl. *static port*) gemessenem Druck  $p_s$  berechnen:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_t - p_s)}{\varrho}} \quad (2.2)$$

Dies erfordert zur Bestimmung der Geschwindigkeit zusätzlich die unbekannte Luftdichte  $\varrho$ . Die Verwendung der Luftdichte der Normatmosphäre  $\varrho_0 = 1,225 \text{ kg m}^{-3}$  am Boden ergibt dabei die angezeigte Geschwindigkeit (*indicated airspeed*, IAS). Wird diese Geschwindigkeit um die statischen Fehler, wie Instrumenten- und Einbaufehler, korrigiert, ergibt sich die berichtigte Fluggeschwindigkeit (engl. *calibrated airspeed*, CAS). Um die wahre Fluggeschwindigkeit (engl. *true airspeed*, TAS) relativ zur Luft zu erhalten, muss die Luftdichte der wahren Atmosphäre einbezogen werden, welche über eine Höhen- und Temperaturmessung aus der thermischen Zustandsgleichung idealer Gase

$$\varrho = \frac{p_s}{R_s \cdot T} \quad (2.3)$$

näherungsweise bestimmt werden kann. Dies erfolgt bei Verkehrsflugzeugen automatisch über den Bordcomputer, bei kleineren Maschinen muss diese durch den Piloten mit Höhe und Temperatur eingestellt werden. Die so berechnete Geschwindigkeit ist die aerodynamische (wahre) Fluggeschwindigkeit  $V_A$ , welche sich aus der Geschwindigkeit des Flugzeuges ( $V_K$ ) und dem gemessenen Wind ( $V_W$ ) zusammensetzt

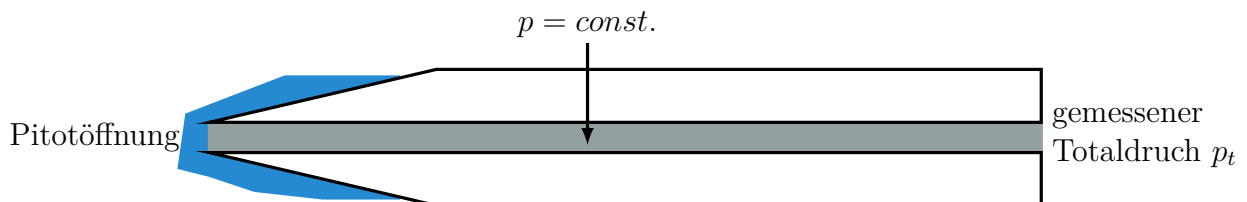
$$(V_{TAS} =) V_A = V_K - V_W. \quad (2.4)$$

Eine Vereisung am Pitotrohr kann dieses entweder von außen umschließen und damit die Öffnungen blockieren (Abbildung 2.5), oder sich im Inneren absetzen. Dies verfälscht die



**Abbildung 2.5.:** Vereistes Pitotrohr [8]

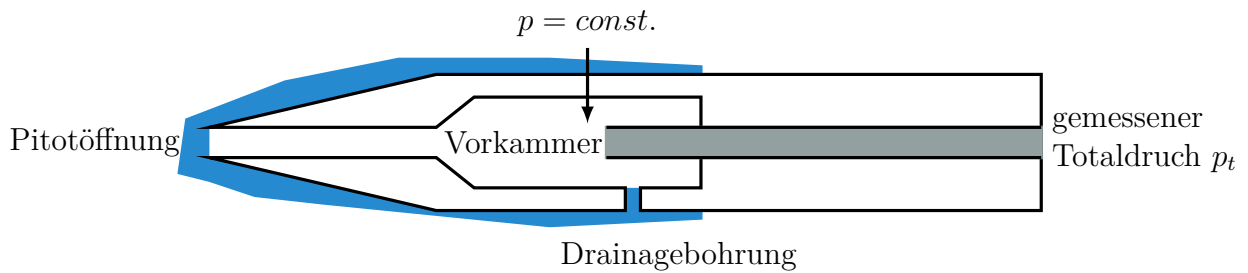
Messung des Totaldruckes  $p_t$ , aus dem die Geschwindigkeit berechnet wird (Gleichung 2.2). Verstopfen alle Öffnungen zur Messung des Totaldrucks  $p_t$ , bleibt der gemessene Wert durch die gefangene Luft konstant auf dem Wert zum Zeitpunkt der Eisbildung bzw. Zusetzung. Dies geschieht bei der einfachen Ausführung durch Blockieren der Pitotöffnung, wie in Abbildung 2.6 dargestellt, und bei der Ausführung mit Drainagebohrung, indem beide Öffnungen (siehe Abbildung 2.7) blockiert werden. Ebenfalls kann sich Eis in der Vorkammer bilden oder absetzen, wie in Abbildung 2.8 zu sehen ist. Die so angezeigte



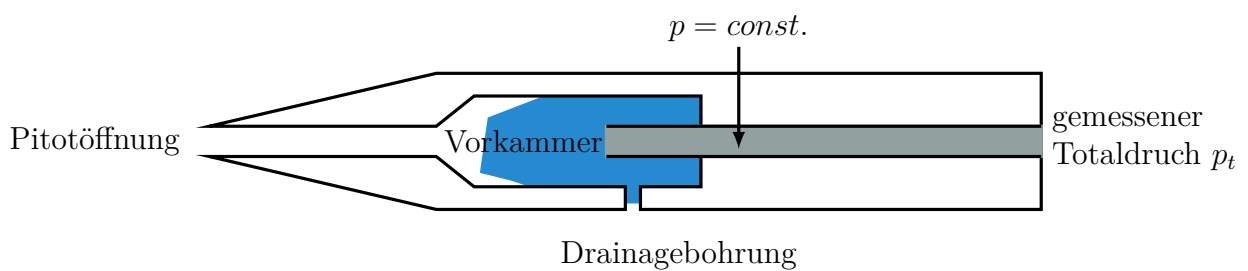
**Abbildung 2.6.:** Vereistes Pitotrohr ohne Vorkammer oder Drainagebohrung (schematisch)

Fluggeschwindigkeit ist in diesem Fall nur noch vom statischen Druck  $p_s$  abhängig und ändert sich daher nur noch mit der Flughöhe und nicht mehr mit der realen Geschwindigkeit. Ein Vergrößern der Höhe bewirkt hierbei einen Anstieg der berechneten Geschwindigkeit und ein Verringern ein Abfallen dieser.

Wird durch eine Vereisung nur die Pitotöffnung blockiert während die Drainagebohrung wie in Abbildung 2.9 frei bleibt, sinkt der Druck in der Vorkammer und entspricht ungefähr dem Umgebungsdruck, da die Luft sich immer noch durch die Drainagebohrung austauschen kann. Der so gemessene Druck entspricht ungefähr dem an der statischen Sonde gemessenen Druck, so dass die so berechnete Geschwindigkeit nahe zu auf den

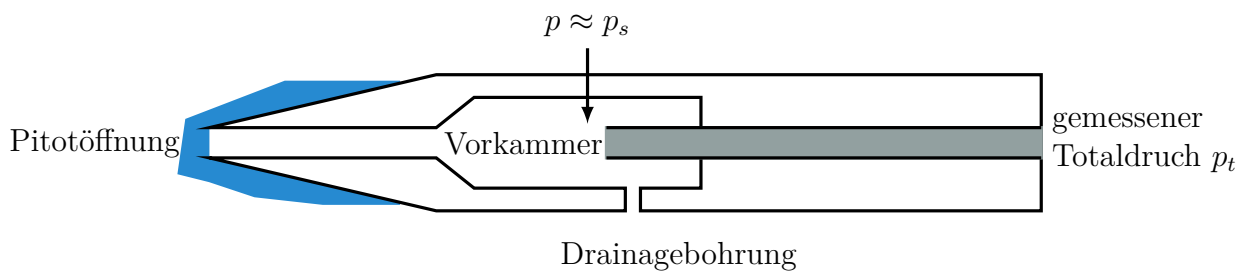


**Abbildung 2.7.:** Vereiste Pitotöffnung und Drainagebohrung am Pitotrohr (schematisch)



**Abbildung 2.8.:** Verstopftes Pitotrohr (schematisch)

Wert Null fällt. Auch ist es möglich, dass die Drainagebohrung zeitlich versetzt zur Pitotöffnung vereist wird, so dass der Druck zunächst abfällt und dann auf einem niedrigeren Wert konstant bleibt. Für ein Prandtlrohr ergibt sich zusätzlich die Möglichkeit, dass die



**Abbildung 2.9.:** Vereiste Öffnung des Pitotrohrs (schematisch)

Statik-Öffnung vereist, wie in Abbildung 2.10 dargestellt. Dies bedeutet, dass ein konstanter statischer Druck  $p_s$  gemessen wird. Da der gemessene Totaldruck nach Gleichung 2.1 ebenfalls abhängig vom statischen Druck und damit der Höhe ist, ergibt sich ein Fehler in der berechneten Geschwindigkeit durch eine Änderung der Höhe. Wird diese verringert, sinkt die Geschwindigkeit, bei einer Vergrößerung steigt sie entsprechend.

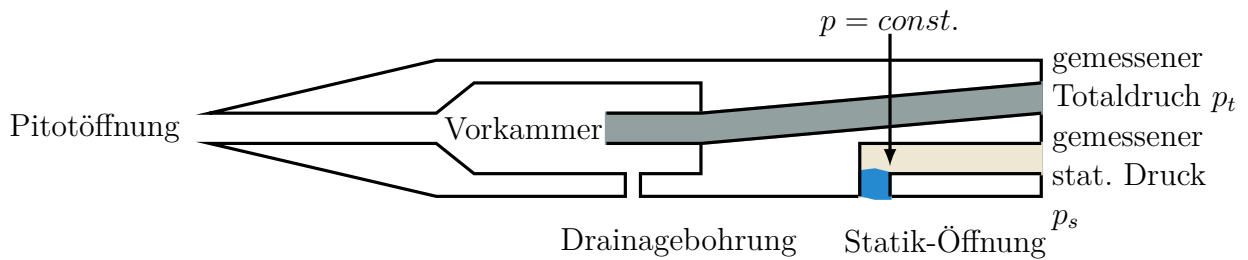


Abbildung 2.10.: Vereiste Statik-Öffnung am Prandtlrohr (schematisch)

## 2.1.2. Statische Sonde

Zur Messung der Höhe wird am Flugzeug ein Barometer eingesetzt, dessen Einlass die statische Sonde darstellt (Abbildung 2.11). Bei großen Verkehrsflugzeugen befindet sich üblicherweise auf beiden Seiten des Rumpfes eine statische Sonde, um Einflüsse durch den Schiebewinkel zu kompensieren. Die Höhe wird bestimmt, indem der statische Druck  $p_s$

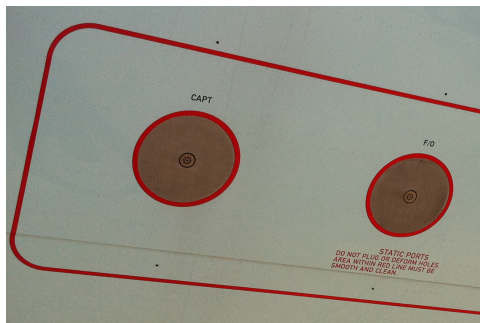


Abbildung 2.11.: Statische Sonden an einem Airbus A330 [9]

gemessen wird, mit dem unter anderem auch die Fluggeschwindigkeit (Gleichung 2.2) und Höhenänderung bestimmt werden. Nach der barometrischen Höhenformel

$$p_s(H) = p_0 \cdot \left( 1 + \frac{\frac{dT}{dH} \cdot \Delta H}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (2.5)$$

sinkt der statische Druck  $p_s$  mit der Höhe  $H$  abhängig vom Temperaturgradienten  $\frac{dT}{dH}$  und dem Isentropenexponent der Luft  $\kappa$ . Der Druck bezieht sich auf den Referenzdruck  $p_0$  und die Referenztemperatur  $T_0$  am Boden. Für die Bestimmung der Höhe folgt somit aus Gleichung 2.5 [7]:

$$H = \frac{T_0}{\frac{dT}{dH}} \cdot \left[ \left( \frac{p_s}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right] \quad (2.6)$$

Der Isentropenexponent kann nach Normatmosphäre [10] für Luft konstant als  $\kappa = 1,4$  angenommen werden. Der Temperaturgradient  $\frac{dT}{dH}$  ist abhängig von der Höhe und für die Troposphäre ( $H < 11$  km) nach Norm konstant [10]. Für den Referenzdruck  $p_0$  wird bei

Start und Landung der Druck ( $QNH$ ) so eingestellt, dass die reale Höhe über dem Meeresspiegel angezeigt wird, während über der Übergangshöhe (5000 ft), also im Reiseflug, der Standarddruck ( $QNE$ ) von 1013,25 hPa verwendet wird. Die geodätische Vertikalgeschwindigkeit ergibt sich als Änderung der Höhe [7]:

$$\frac{dH}{dt} = -\frac{1}{g \cdot \rho} \cdot \frac{dp}{dt} = -(w_K)_g . \quad (2.7)$$

Vereist die statische Sonde vollständig, oder wird sie verstopft, wird ein konstanter Druck gemessen. Daher, ist auch die berechnete Höhe konstant und somit die berechnete Vertikalgeschwindigkeit Null. Der Fehler in der Berechnung der Höhe wirkt sich ebenfalls auf die Berechnung der Fluggeschwindigkeit aus, wie in Abschnitt 2.1.1 beschrieben.

### 2.1.3. Windfahne

Der Anstell- und Schiebewinkel wird herkömmlich mit einer Windfahne, wie in Abbildung 2.12 gezeigt, gemessen, die sich in Richtung der Anströmung dreht und so durch die Position zum Rumpf eine Bestimmung des Anstell-  $\alpha_A$  bzw. Schiebewinkels  $\beta_A$  ermöglicht. Der aerodynamische Anstellwinkel  $\alpha_A$  setzt sich aus dem Anstellwinkel durch die



Abbildung 2.12.: Windfahne [11]

Bahngeschwindigkeiten ( $\alpha_K$ ) und dem Wind als Störgröße ( $\alpha_W$ ) zusammen (siehe Abbildung 2.13). Die Messung des Schiebewinkels  $\beta$  erfolgt analog. Die Windfahne wird zur

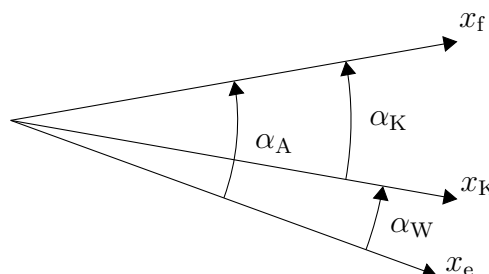
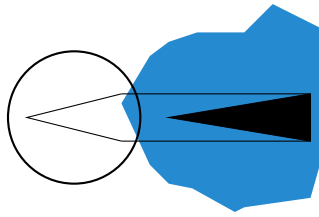


Abbildung 2.13.: Winkel bei der Messung des Anstellwinkels



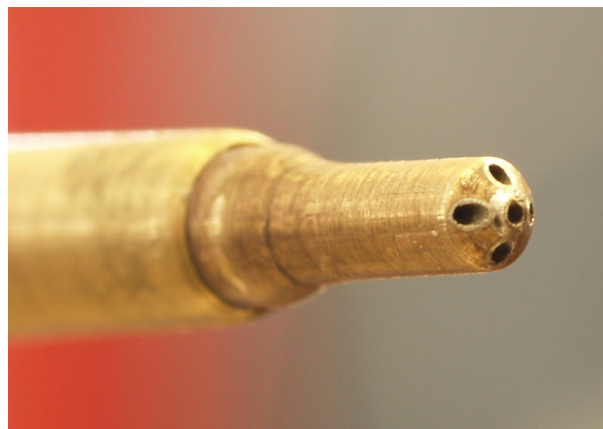
**Abbildung 2.14.:** Vereisung einer Windfahne

Messung des aerodynamischen Schiebewinkel  $\beta_A$  benutzt, der sich aus dem Schiebewinkel zu den Bahngeschwindigkeiten ( $\beta_K$ ) und Windeinflüssen  $\beta_W$  zusammensetzt. Vereisung an der Windfahne kann die Bewegung dieser verlangsamen und/oder blockieren, wie in Abbildung 2.14 schematisch dargestellt ist. Dies führt zu einem trägeren bzw. konstanten Messverhalten für  $\alpha_A$  oder  $\beta_A$ .

Eine alternative Messmöglichkeit besteht darin, die Druckmessungen einer Fünflochsonde auszuwerten. Dazu wird die Differenz im gemessenen Druck über die Krümmung  $k$  der Sonde gebildet [7]:

$$\alpha = \frac{p_1 - p_2}{k \cdot \bar{q}} \quad (2.8)$$

Auch an dieser können die einzelnen Druckmessbohrungen verstopfen und dadurch die Messung des Winkels verfälschen.



**Abbildung 2.15.:** Fünflochsonde [12]



## 2.2. Vor- und Unfälle durch Sensorvereisung

Eine Recherche zu weltweiten Flugunfällen und -vorfällen bei den nationalen Untersuchungsstellen durch Sensorvereisung in Europa (*AAIB*<sup>1</sup>, *BEA*<sup>2</sup> und *BFU*<sup>3</sup>), Australien (*ATSB*<sup>4</sup>) und den USA (*NTSB*<sup>5</sup>) zeigt, dass es im Schnitt 1,3 Vorfälle pro Jahr gibt, wobei der Großteil auf Vereisung der Pitotrohre und damit eine unzuverlässige Flugeschwindigkeit zurückzuführen ist. Seltener betrifft eine Vereisung auch die statischen Sonden und damit die Messung der Höhe und Vertikalgeschwindigkeit, sowie Windfahnen und damit die Messung von Anstell- oder Schiebwinkel. Es sind keine Vorkommnisse dokumentiert, bei denen die Vereisung des Temperaturfühlers relevant war. Die Fälle sind

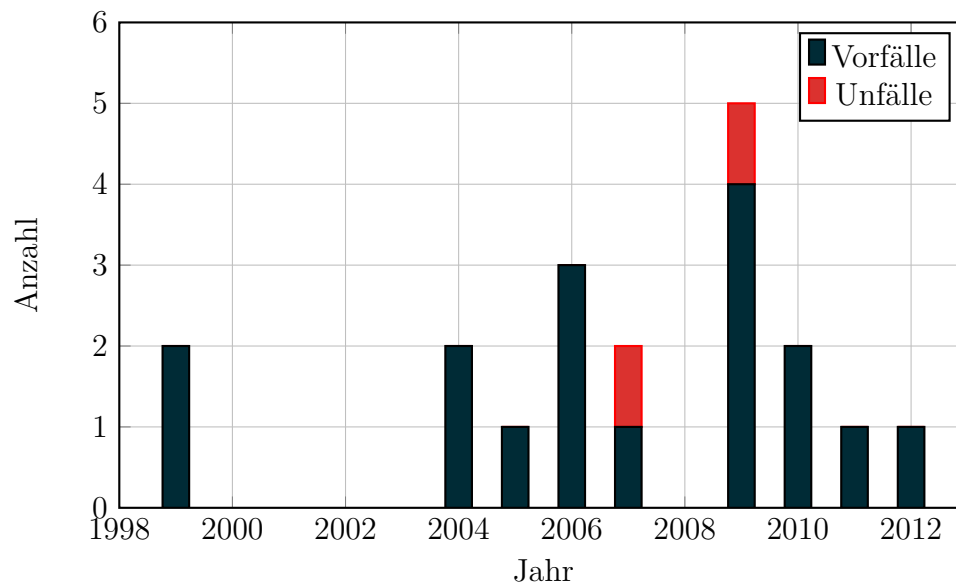


Abbildung 2.16.: Vor- und Unfälle auf Grund von Sensorvereisung

dabei unregelmäßig über den Zeitraum von 1999 bis 2012 verteilt, wie in Abbildung 2.16 zu sehen ist und umfassen zwei Unfälle (2007 & 2009) sowie 17 Vorfälle. Auffallend ist eine zeitliche Häufung in den letzten Jahre und eine Konzentration innerhalb kurzer Zeiträume auf einzelne Flugzeugtypen, wie die Do 328, B717 und A330, jedoch ohne signifikante Konzentration auf Propeller oder Jetflugzeuge. Die Vorfälle der Do 328 beispielsweise sind auf bauliche Mängel zurückzuführen, durch die das Pitotrohr bei schweren Vereisungsbedingungen trotz Pitotheizung vereisen konnte [13]. Die Vorfälle der beiden Bombardier DHC-8-315 wurden durch falsche Angaben zur Wartung der Pitotheizung verursacht [14].

Ein bekanntes Beispiel für einen Unfall durch Sensorvereisung ist der **Air France Flug 447** vom 31. Mai 2009 von **Rio de Janeiro nach Paris** (das Unfallflugzeug ist in Abbildung 2.17 vor dem Unfall bei einer Landung auf Paris-Charles-de-Gaulle zu sehen). Während des Reisefluges vor Brasilien deaktivierte sich der Autopilot in einer Höhe von in 35 000 ft ( $\approx 10\,500$  m). Wahrscheinlich durch Vereisung der Pitotrohre und statischen

<sup>1</sup>Air Accidents Investigation Branch: Großbritannien

<sup>2</sup>Bureau d'Enquêtes et d'Analyses: Frankreich

<sup>3</sup>Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung: Deutschland

<sup>4</sup>Australian Transport Safety Bureau

<sup>5</sup>National Transportation Safety Board

Sonden des Airbus A330-203 (Abbildung 2.18) zeigten die Geschwindigkeits- und Höhenanzeige fehlerhafte Werte an. Die angezeigte Höhe fiel um 330 ft und die Fluggeschwindigkeit von 275 kt auf 60 kt. Die Besatzung registrierte davon nur das Problem, dass sich der Autopilot deaktiviert hatte. Der Pilot übernahm das Steuer und leitete einen Steigflug ein, den er bis zum Unterschreiten der Stall-Geschwindigkeit beibehielt. Zweimal



Abbildung 2.17.: Air France Airbus A330-200 F-GZCP [15]

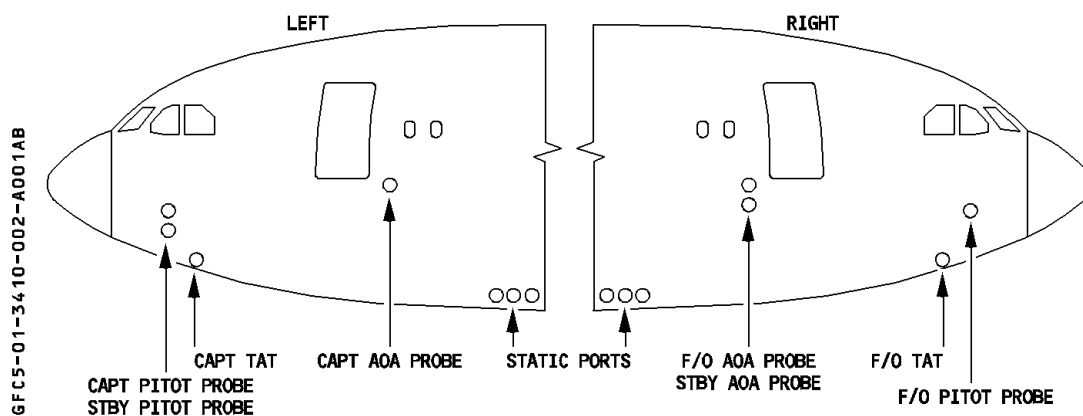


Abbildung 2.18.: Position der externen Sensoren am Airbus A330 [16]

während dieses Steigfluges löste die akustische Stall-Warnung auf Grund eines zu großen gemessenen Anstellwinkels aus. Die visuelle Warnung über eine zu geringe Geschwindigkeit konnte nicht angezeigt werden, da dies beim A330 nur bei einem gültigen Messwert für die Fluggeschwindigkeit erfolgt. Die Heizung des Pitot-Statik-Systems war während des Fluges deaktiviert, was deren Vereisung wahrscheinlich erst ermöglichte [17].

Es wäre möglich gewesen, dass eine eindeutige Detektion der fehlerhaften Fluggeschwindigkeit und Höhe die Situation für die Besatzung verständlich gemacht hätte. Dadurch wären Handlungen als Reaktion auf eine falsch angezeigte Geschwindigkeit und Höhe verhindert worden. Zudem wäre die Besatzung durch die Detektion des Pitot-Statik-Systems als Fehlerursache in Kombination mit einer entsprechenden Checkliste in der Lage gewesen die Heizungen der Pitotrohre und statischen Sonden zu überprüfen. Eine Rekonstruktion der Fluggeschwindigkeit hätte dem Piloten das Sinken der Fluggeschwindigkeit durch

den Steigflug und das Erreichen der Stall-Grenze verdeutlichen können. Somit wäre das im Untersuchungsbericht [17] genannte mögliche Missverständnis über eine zu hohe Geschwindigkeit vermieden worden.

Bei einem ähnlichen Unfall einer **Piper PA-46-500TP** am 28. Juni 2007 auf einem Flug von **St. Louis nach Buffalo** vergaß der Pilot trotz schlechter Wetterbedingungen und Checkliste die Beheizung des Pitotrohres zu aktivieren. Beim Steigflug fiel die Temperatur



Abbildung 2.19.: Piper PA-46 [18]

unter den Gefrierpunkt, wodurch das Pitotrohr vereiste und die angezeigte Geschwindigkeit auf Null fiel. Der Pilot verlor aus weiterhin ungeklärten Gründen die Kontrolle und die Maschine stürzte ab, wobei sie die strukturellen Grenzen überschritt und zerbrach [19].

Eine Detektion der fehlerhaften angezeigten Geschwindigkeit hätte die Situation nicht grundlegend verändert, da eine Fluggeschwindigkeit von Null im Flug eindeutig als Fehler identifizierbar sein sollte. Sie hätte jedoch mit der Anzeige, welcher Sensor fehlerhaft ist, dem Piloten helfen können Gegenmaßnahmen zu treffen, wie z.B. die Pitot-Sonden-Heizung zu aktivieren.

Ein weiterer erwähnenswerter Vorfall ist der Flug der **QuantasLink Boeing 717-200 VH-NXH** am 28. Februar 2006 232 km **südlich von Paraburdoo (Westaustralien)**, welcher durch die Vereisung der Windfahne entstand. Nach dem Steigflug ging die Maschine in den Reiseflug über, als sich nach kurzer Zeit die Stall-Warnung aktivierte. Die Besatzung initialisierte sofort einen Sinkflug und konnte weder einen besonders hohen Nickwinkel erkennen, noch Zeichen von *buffeting* spüren, welches eine zu langsame Geschwindigkeit in der Nähe des Strömungsabriss verursacht hätte. Sie aktivierte weiterhin die Enteisungsmaßnahmen des Flugzeuges.

Im Steigflug waren die Windfahnen zur Messung des Anstellwinkel bei etwa  $4^\circ$  festgefroren und meldeten diesen Messwert im Reiseflug weiter an den Flugkontrollrechner (engl. *Flight Control Computer, FCC*). Dieser berechnet aus den Parametern der Konfiguration einen kritischen Anstellwinkel als Grenze und vergleicht ihn mit dem gemessenen Anstellwinkel. Der gemessene, fehlerhafte Wert von  $4^\circ$  überschritt diese Grenze im Reiseflug, so dass eine Warnung ausgelöst wurde. Der tatsächliche Anstellwinkel betrug zu diesem Zeitpunkt laut nachträglicher Berechnung des Herstellers nur  $1,6^\circ$  [21].



Abbildung 2.20.: QantasLink 717-200 VH-NXO beim Start [20]

Eine Detektion dieses konstanten Messwertes als Fehler hätte die Situation sofort nachvollziehbar machen können. Die Maschine ist ohne weiteren Zwischenfall an ihrem Zielort gelandet. Dieser Fehler hätte aber auch einen Unfall zur Folge haben können, wie der des **Airbus A320-232 D-AXLA** am 27. November 2008 **vor der Küste von Canet-Plage (Frankreich)** gezeigt hat, bei dem der Stall-Schutz des Autopiloten die Maschine bei einem Testflug mit niedriger Geschwindigkeit durch einen konstanten Messwert für den Anstellwinkel in einen fatalen Sinkflug übergehen ließ [22].

### 2.3. Anforderungen und Rahmenbedingungen an ein neues Detektionssystem

Die Recherche zeigt, dass externe Sensoren regelmäßig von Vereisung betroffen sind und Redundanz keinen vollständigen Schutz bieten. Bei einer redundanten Ausführung können mehrere Sensoren gleichzeitig von Vereisung betroffen sein und so die Logik, die die korrekten Signale auswählt, zu einer falschen Entscheidung bringen. Auch die an den meisten Sensoren angebrachten Heizungen zum Schutz vor Vereisungen sind keine ausreichende Vorsorge, da sie ausfallen können und manuell aktiviert werden müssen, was trotz Checklisten durch die Piloten vergessen werden kann, wie einige der Vorfälle zeigen. Daher, und weil kleinere Maschinen häufig nur mit einzelnen Sensoren ausgerüstet sind, wird zunächst ein möglichst einfacher Detektionsalgorithmus basierend auf einem Signal entworfen und anschließend geprüft, wie dieser mit einer eventuell vorhandenen Redundanz zusammenarbeiten könnte. Es ist sinnvoll einen Detektionsalgorithmus zusätzlich zu beheizten Sensoren zu benutzen, um bei Verdacht auf Vereisung den Piloten darauf hinzuweisen den Status der Heizung zu prüfen.

Ein System zur Detektion degradierter Sensoren ist dabei der erste Untersuchungsschritt. Die Detektion des Ausfalls eines Sensors würde das Verständnis dieser Gefahrensituationen unter Stress einfacher machen und dem Piloten die Möglichkeit geben entsprechende Gegenmaßnahmen zu treffen sowie weiterhin sein Verhalten an die Situation anzupassen. Es bietet sich dabei an, nach einem möglichst einfachen und robusten System zu suchen,

welches im Idealfall direkt ein Ersatzsignal zur Verfügung stellt, um für die Rekonstruktion keinen zusätzlichen Algorithmus zu benötigen.

Wie die untersuchten Unfälle und Vorfälle zeigen, sollte sich auf Grund der Häufigkeit zunächst auf eine Detektion eines Fehlers am Pitotrohr und damit eine fehlerhaft gemessene Geschwindigkeit konzentriert werden. Die Geschwindigkeit ist damit vor allem bei der Landung ein kritischer Wert, da die sie normalerweise knapp über dem normalen Wert der Überziehgeschwindigkeit gewählt wird ( $V_L \approx 1,3 \cdot V_S$ ). In solch einem Flugzustand sollte eine degradierte Geschwindigkeitsmessung daher möglichst schnell detektiert werden.

Des Weiteren sollte auch der Ausfall der statischen Sonde betrachtet werden, da dies in einigen Fällen in Kombination mit dem Ausfall des Pitotrohrs auftrat. Der verfälschte statische Druck wirkt sich auf die Fluggeschwindigkeit bei einer Änderung der Höhe aus und ist daher für den Steig- oder Sinkflug relevant. Durch die Abstände zwischen den festgelegten Flughöhen hat eine fehlerhaft gemessene Höhe im Reiseflug andernfalls ein geringes Gefährdungspotential. Während eines Landeanflugs gibt es hinreichend Hilfsmittel für den Anflug, so dass in diesem Flugzustand für den Piloten nur relevant ist, ob die angezeigte Höhe tatsächlich fehlerhaft ist.

Die Untersuchung der Vereisung der Windfahne zeigt sich anhand der Häufigkeit der Un- und Vorfälle als nachrangig, zudem sind Anstell- und Schiebewinkel für den Piloten weniger relevante Größen. Da jedoch vor allem der aerodynamische Anstellwinkel für einige Berechnungen im Bordcomputer moderner Verkehrsflugzeuge notwendig ist, wird dieser ebenfalls betrachtet.

Ein Algorithmus, der in der Praxis angewendet werden soll, muss zudem robust sein, da das System andernfalls vom Piloten als störend empfunden werden kann. Dies bedeutet insbesondere die Meldung eines Fehlers, obwohl keiner vorliegt (*false-positiv*).

Dies führt zusammengefasst zu folgende Kernpunkte:

1. Detektion anhand eines Signales des jeweiligen Sensors (zunächst unter Vernachlässigung von Redundanz),
2. robuster Mechanismus, ohne Detektion eines korrekten Signales als fehlerhaft (*false-positiv*),
3. möglichst eindeutige Detektion des fehlerhaften Sensors,
4. schnelle Detektion eines Fehlers,
5. der Detektionsalgorithmus sollte möglichst simpel, intuitiv und verständlich sein.

---

## 3. Sensorfehlerdetektion

Zur Detektion von Sensorfehlern sind bisher eine große Auswahl an Methoden entwickelt worden. Es werden zum Beispiel zusätzliche Signale aus anderen Quellen mit dem gemessenen Wert verglichen. Diese Signale stammen entweder aus mehreren redundanten Sensoren gleicher Art, oder aus Modellen, die diese Signale schätzen. Die physische Redundanz ist vor allem bei großen Verkehrsflugzeugen üblich, Kleinflugzeuge nutzen aus Kostengründen häufig nur jeweils einen Sensor. Die verschiedenen Signale werden im Bordcomputer mittels einer Logik, deren genauer Aufbau abhängig vom Hersteller ist, miteinander verglichen, um so fehlerhafte Sensoren auszuwählen. Diese Methode kann den Ausfall einzelner Sensoren nacheinander gut detektieren, ist allerdings fehleranfällig für den Ausfall mehrerer Sensoren gleichzeitig.

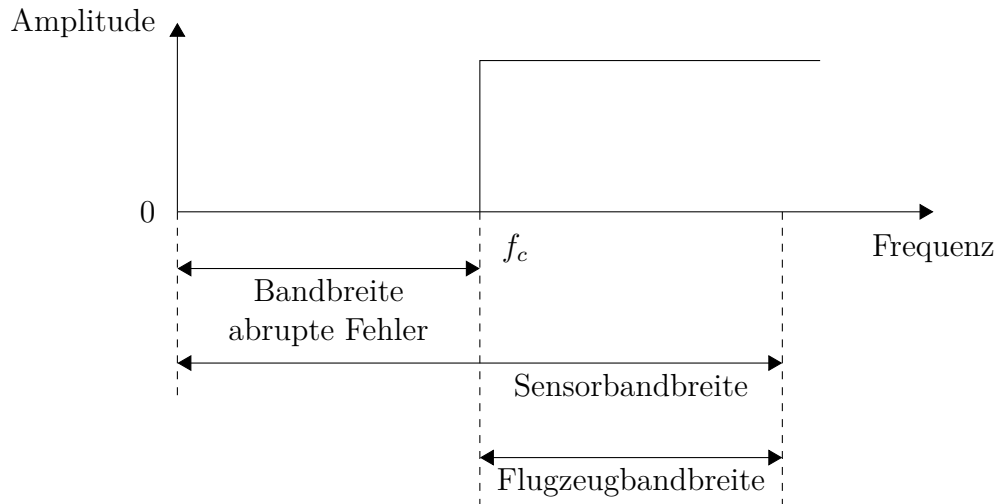
Bei der analytischen Redundanz werden mehrere geschätzte Signale erzeugt und mit dem des physischen Sensors verglichen. Diese können beispielsweise durch parallele Modellierung (engl. *multiple models: MM*, *multiple model adaptive estimation: MMAE*, oder auch: *multiple hypothesis test detector*) erzeugt werden, bei denen die Flugzeugbewegung durch ein Modell für jeden ausgewählten Fehler simuliert wird. Die Modelle können hierbei fest programmiert, oder auch über "Neuronale Netze" erzeugt werden. Die Auswertung erfolgt dann beispielsweise über einen Kalman-Filter, der die Differenz zwischen den Modellen und den physischen Sensorsignalen bestimmt [23]. Die Fehler in dem Modell mit der besten Übereinstimmung werden dann als zutreffend angenommen. Dazu wird eine genaue Kenntnis der zu erwartenden Fehler und deren Modellierung vorausgesetzt [24].

Eine Weiterentwicklung dieses Ansatzes ist die interaktive mehrfache Modellierung (engl. *interacting multiple-model: IMM*). Im vorher beschriebenen Ansatz kann immer nur ein Modell als gültig angenommen werden, so dass ein Ausfall von mehreren Sensoren nicht detektiert werden kann. Bei der interaktiven mehrfachen Modellierung werden nach der Detektion eines Fehlers daher alle Modelle um diesen Fehler ergänzt. So können weitere Fehler nach dem gleichen Schema detektiert werden [25].

Ebenfalls besteht die Möglichkeit einen Beobachter zu verwenden um aus dem beobachteten Systemverhalten auf Fehler zu schließen. Ein mögliches Vorgehen ist dabei einen Beobachter mit unbekanntem Eingang (engl. *Unknown Input Observer, UIO*) zu verwenden um Störungen und Schätzfehlern zu entkoppeln. Dies ermöglicht bei einem linearen System Fehler zu detektieren. Für die Erweiterung auf ein nichtlineares System lassen sich die Nichtlinearitäten als virtuelle Störungen in das System einbringen. Durch diese zusätzlichen Störungen lässt sich das System allerdings nicht mehr mit den normalerweise verwendeten Methoden entkoppeln. Es besteht die Möglichkeit das nichtlineare System dann mittels einer Methode basierend auf  $H_\infty$  zu analysieren und es so entkoppeln [26].

Eine weitere Möglichkeit besteht darin das Zeitverhalten der Sensorsignale auszuwerten. Die Zeitkonstanten abrupter Sensorfehler sind beispielsweise sehr viel größer als die des üblichen Flugzeugverhaltens. So lassen sich, wie in Abbildung 3.1 dargestellt, mit einem

Filter alle Frequenzen größer als  $f_c$  aus den Messwerten eliminieren, um die Amplitude der Bandbreite der abrupten Fehler zu untersuchen. Langsame Fehler, wie z.B. die Drift eines Sensorsignales, können so jedoch nicht detektiert werden, da das Zeitverhalten sich nicht von dem des Flugzeug trennen lässt [27] [28].



**Abbildung 3.1.:** Bandbreite von abrupten Fehlern im Vergleich zur Bandbreite eines Flugzeuges [27]

Zuletzt erwähnenswert sind zusätzliche Sensoren an den Flugzeugsensoren zur direkten Erkennung von Vereisung. So lassen sich beispielsweise die Temperatur, Wärmeleitfähigkeit und elektrische Impedanz in einem Pitotrohr messen um aus diesen auf Eis im Pitotrohr zu schließen [29].

Die bisher beschriebenen Möglichkeiten Sensorfehler zu detektieren, benötigen zum einen sehr genaue Kenntnisse der Modellierung möglicher Fehler, zum anderen die Anwendung komplizierter Methoden, wie Kalman-Filter und Neuronaler Netze. Im folgenden wird daher versucht ein simplerer Algorithmus zu entwerfen, der einfacher und verständlicher als die vorgestellten Methoden ist.

### 3.1. Konzept des verwendeten Algorithmus

In dieser Arbeit wird ein Algorithmus bestehend aus einem Beobachter mit einem Modell basierend auf den kinematischen Bewegungsgleichungen und einem Dynamischen Bayesschen Netz [30] entworfen. Das kinematische Modell wird dabei wie in Abbildung 3.2 genutzt, um die Flugzeugbewegungen zu simulieren und so Vergleichswerte für die zu überprüfenden Flugdaten, wie Geschwindigkeit und Höhe, zu erzeugen, die in einem Bayesschen Netz ausgewertet werden um Fehler zu detektieren. Der Vorteil eines reinen kinematischen Modelles besteht darin, dass zur Simulation keine Beiwerte für das aerodynamische Flugzeugverhalten benötigt werden, da dieses Verhalten in den zur Simulation nötigen Beschleunigungen enthalten ist.

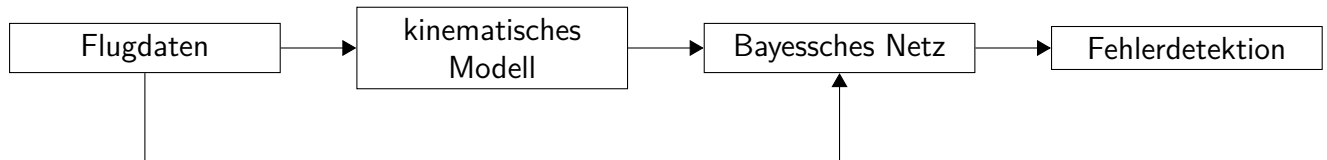


Abbildung 3.2.: Prinzip des Detektionsalgorithmus

Das Bayessche Netz zur Auswertung kann Abhängigkeiten vereinfacht darstellen und ermöglicht es so anhand ausgewählter Vergleiche zwischen dem kinematischen Modell und den gemessenen Werten fehlerhafte Sensoren zu detektieren. Außerdem ist es relativ einfach erweiter- und anpassbar. Der schwierigste Teil im Umgang mit einem Bayesschen Netz besteht darin, aus den zur Verfügung stehenden Werten diejenigen auszuwählen, mit denen sich eine eindeutige Detektion durchführen lässt.

Die für den getesteten Algorithmus notwendigen Signale und Flüsse sind im Detail in Abbildung 3.3 dargestellt. Die Startwerte für das kinematische Modell werden aus den in-

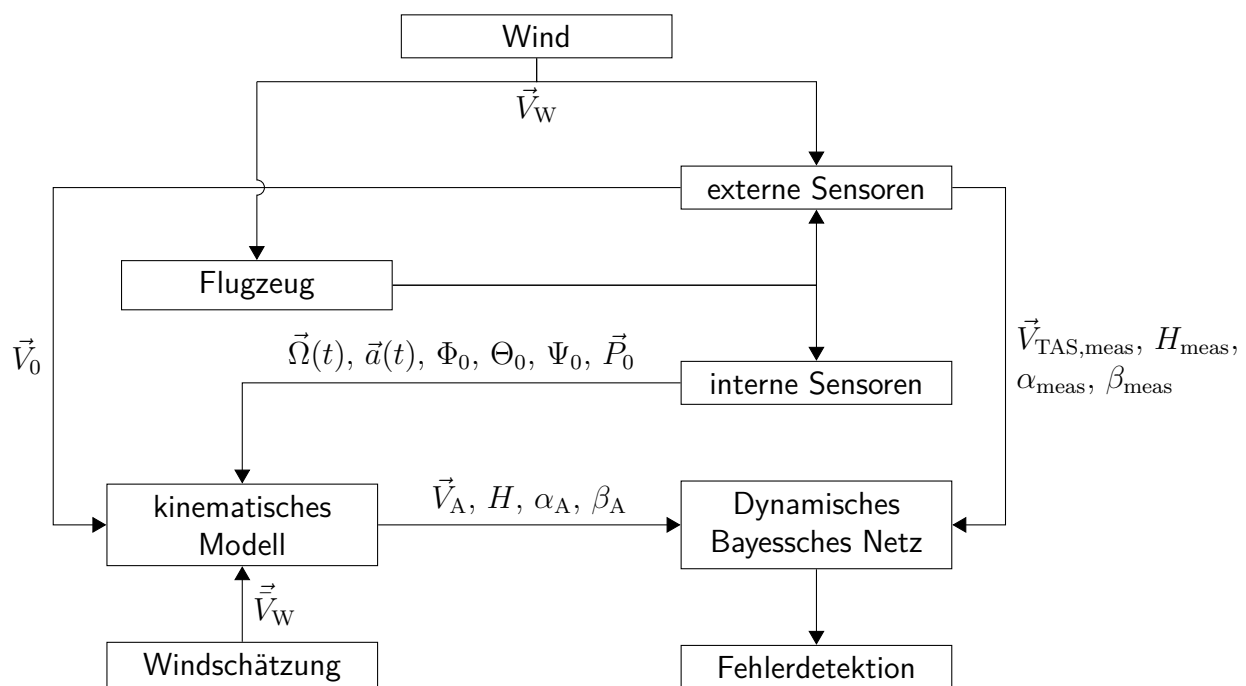


Abbildung 3.3.: Konzept des Detektionsalgorithmus

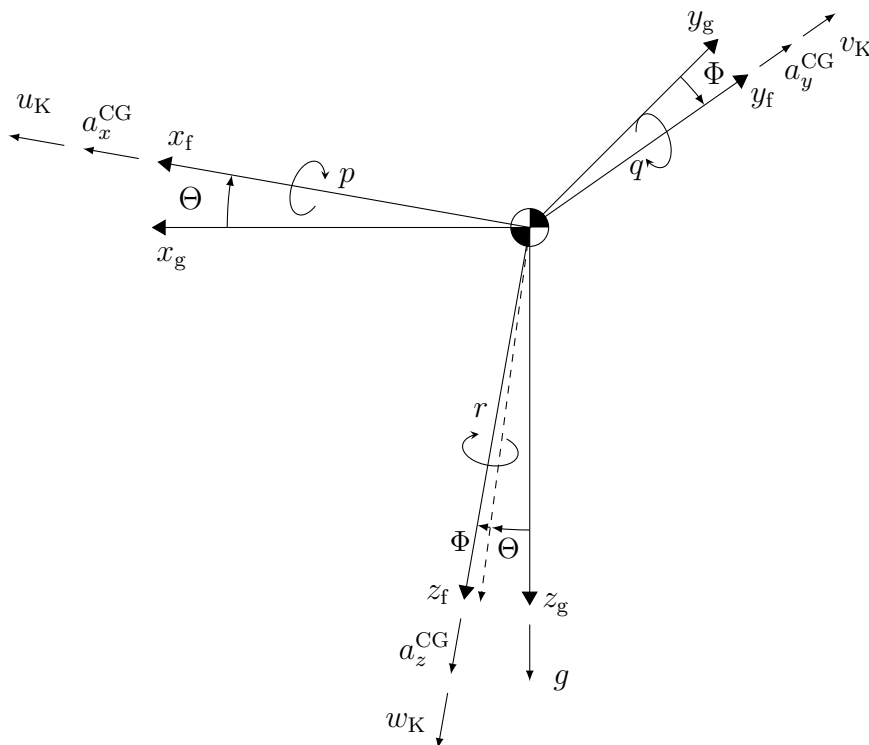
ternen (Lagekreisler für die Eulerwinkel und GPS für die Position) und externen Sensoren (Pitotrohr, statische Sonde, Anstellwinkel- und Schiebewinkelwindfahne) entnommen. Zur Berechnung der Bahngeschwindigkeiten muss dabei eine systematische Windschätzung durchgeführt werden, um zu den aerodynamischen Geschwindigkeiten die Windgeschwindigkeiten zu addieren.



Mit dem kinematischen Modell wird aus den gemessenen Dreh-/Beschleunigungen der Inertialplattform das Flugzeugverhalten simuliert. Aus den Geschwindigkeiten werden mit der Windschätzung die zu erwartenden Messwerte bestimmt und in einem Dynamischen Bayesschen Netz mit den gemessenen Werten an den externen Sensoren des Flugzeuges verglichen, um so ein Fehlverhalten zu detektieren.

## 3.2. Bewegungsgleichungen des kinematischen Modells

Die Bewegungsgleichungen (kinematisches Modell in Abbildung 3.2) lassen sich, durch Umformen und Zusammenfassen aller auftretenden Kräfte als Beschleunigungen, aus den allgemeinen Bewegungsgleichungen herleiten. Dies bietet den Vorteil, dass keine aerodynamischen Parameter benötigt werden um die Flugzeugbewegung zu bestimmen. Nachteilhaft an diesem Vorgehen ist, dass im Flugzeug gemessene Beschleunigungen den Wind einfluss nicht erfassen und dieser daher geschätzt werden muss, um die aerodynamischen Geschwindigkeiten zu bestimmen. Die benötigten inertialen Größen sind in Abbildung 3.4



**Abbildung 3.4.:** Beschleunigungen, Geschwindigkeiten und Winkel für das kinematische Modell im flugzeugfesten & geodätischen Koordinatensystem ( $\Psi = 0^\circ$ )

im jeweiligen Koordinatensystem dargestellt. Im einzelnen sind dies die Beschleunigungen in der jeweilige Flugzeugachse ( $a_x$ ,  $a_y$  und  $a_z$ ) und die Drehbeschleunigungen um die jeweilige Achsen ( $p$ ,  $q$  und  $r$ ) bezogen auf den Flugzeugschwerpunkt. Außerdem werden Startwerte für die Integration der Geschwindigkeiten  $u_0$ ,  $v_0$ ,  $w_0$ , Eulerwinkel  $\Phi_0$ ,  $\Theta_0$ ,  $\Psi_0$  und Position  $x_0$ ,  $y_0$ ,  $z_0$  benötigt. Das Modell liefert als Ergebnis die Komponenten der

Bahngeschwindigkeiten im flugzeugfesten Achsensystem  $u_K$ ,  $v_K$  und  $w_K$ , sowie die Eulerwinkel  $\Phi$ ,  $\Theta$  und  $\Psi$ , und die Position  $x$ ,  $y$  und  $z$ . Die Gleichungen lauten im Einzelnen [31]:

$$\begin{aligned} \dot{u}_K &= -q \cdot w + r \cdot v - g \cdot \sin \Theta && + a_x^{\text{CG}} \\ \dot{v}_K &= -r \cdot u + p \cdot w + g \cdot \cos \Theta \cdot \sin \Phi + a_x^{\text{CG}} \\ \dot{w}_K &= -p \cdot v + q \cdot u + g \cdot \cos \Theta \cdot \cos \Phi + a_z^{\text{CG}}, \end{aligned} \quad (3.1)$$

$$\begin{aligned} \dot{\Phi} &= p + q \cdot \sin \Phi \cdot \tan \Theta + r \cdot \cos \Phi \cdot \tan \Theta \\ \dot{\Theta} &= q \cdot \cos \Phi && - r \cdot \sin \Phi \\ \dot{\Psi} &= q \cdot \sin \Phi \cdot \frac{1}{\cos \Theta} + r \cdot \cos \Phi \cdot \frac{1}{\cos \Theta}, \end{aligned} \quad (3.2)$$

und

$$\begin{aligned} \dot{x}_g &= u \cdot \cos \Psi \cdot \cos \Theta + v \cdot (\cos \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Phi - \sin \Psi \cdot \cos \Phi) \\ &\quad + w \cdot (\cos \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Phi + \sin \Psi \cdot \sin \Phi) \\ \dot{y}_g &= u \cdot \sin \Psi \cdot \cos \Theta + v \cdot (\sin \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Phi + \cos \Psi \cdot \cos \Phi) \\ &\quad + w \cdot (\sin \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Phi - \cos \Psi \cdot \sin \Phi) \\ \dot{z}_g &= u \cdot \sin \Theta && - v \cdot \cos \Theta \cdot \sin \Phi - w \cdot \cos \Theta \cdot \cos \Phi. \end{aligned} \quad (3.3)$$

Für die Startwerte der Position werden die Messdaten des GPS-Systems benutzt und in einem bestimmten Zeitintervall angepasst um eine Drift zu vermeiden

$$\begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ h_0 \end{pmatrix}_g = \begin{pmatrix} x_{\text{GPS}}(t = t_0) \\ y_{\text{GPS}}(t = t_0) \\ h_{\text{GPS}}(t = t_0) \end{pmatrix}_g. \quad (3.4)$$

Für die Startwerte der Eulerwinkel werden die Messwerte der Lagekreisel verwendet

$$\begin{pmatrix} \Phi_0 \\ \Theta_0 \\ \Psi_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Phi_{\text{meas}}(t = t_0) \\ \Theta_{\text{meas}}(t = t_0) \\ \Psi_{\text{meas}}(t = t_0) \end{pmatrix}. \quad (3.5)$$

Unter der Annahme zum Zeitpunkt  $t = t_0$  seien die Sensoren fehlerfrei werden aus  $V_{\text{TAS,meas}}$ ,  $\alpha_{\text{meas}}$  und  $\beta_{\text{meas}}$  die körperfesten aerodynamischen Geschwindigkeitskomponenten

$$\begin{pmatrix} u_A(t = t_0) \\ v_A(t = t_0) \\ w_A(t = t_0) \end{pmatrix}_f = V_{\text{TAS,meas}} \cdot \begin{pmatrix} \cos(\beta_{\text{meas}}(t = t_0)) \cdot \cos(\alpha_{\text{meas}}(t = t_0)) \\ \sin(\beta_{\text{meas}}(t = t_0)) \\ \cos(\beta_{\text{meas}}(t = t_0)) \cdot \sin(\alpha_{\text{meas}}(t = t_0)) \end{pmatrix} \quad (3.6)$$

bestimmt. Die Bahngeschwindigkeiten werden aus diesen durch Addition des konstanten Anteils des Windes  $\vec{V}_W = (u_W, v_W, w_W)^T$  hergeleitet (vgl. Gleichung 2.4). Der konstante Anteil des Windes lässt sich entweder durch externe Quellen vorgeben, oder mithilfe der GPS-Messung schätzen, indem zunächst eine Simulation eines bestimmten Zeitabschnittes mit den aerodynamischen Geschwindigkeiten durchgeführt wird und die Differenz zwi-

schen dieser theoretisch zurückgelegten Strecke und der tatsächlich zurückgelegten Strecke ausgewertet wird. Die Windgeschwindigkeiten ergeben sich dann als

$$\begin{pmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{pmatrix}_g = \left[ \begin{pmatrix} \Delta x_{GPS} \\ \Delta y_{GPS} \\ \Delta h_{GPS} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \Delta x_{kM} \\ \Delta y_{kM} \\ \Delta h_{kM} \end{pmatrix} \right] \cdot \frac{1}{\Delta t} \quad (3.7)$$

und müssen mit der Drehmatrix  $M_{fg}$  [10]

$$M_{fg} = \begin{pmatrix} \cos(\Theta) \cdot \cos(\Psi) & \cos(\Theta) \cdot \sin(\Psi) & -\sin(\Theta) \\ \sin(\Phi) \cdot \sin(\Theta) \cdot \cos(\Psi) & \sin(\Phi) \cdot \sin(\Theta) \cdot \sin(\Psi) & \sin(\Phi) \cdot \cos(\Theta) \\ -\cos(\Phi) \cdot \sin(\Psi) & +\cos(\Phi) \cdot \cos(\Psi) & \\ \cos(\Phi) \cdot \sin(\Theta) \cdot \cos(\Psi) & \cos(\Phi) \cdot \sin(\Theta) \cdot \sin(\Psi) & \cos(\Phi) \cdot \cos(\Theta) \\ +\sin(\Phi) \cdot \sin(\Psi) & -\sin(\Phi) \cdot \cos(\Psi) & \end{pmatrix} \quad (3.8)$$

aus dem geodätischen in das flugzeugfeste Koordinatensystem gedreht werden, um die Bahngeschwindigkeiten

$$\begin{pmatrix} u_{K,0} \\ v_{K,0} \\ w_{K,0} \end{pmatrix}_f = \begin{pmatrix} u_A(t=t_0) \\ v_A(t=t_0) \\ w_A(t=t_0) \end{pmatrix}_f + M_{fg} \cdot \begin{pmatrix} u_W(t=t_0) \\ v_W(t=t_0) \\ w_W(t=t_0) \end{pmatrix}_g \quad (3.9)$$

zu bestimmen. Die jeweiligen Messwerte werden dabei gemittelt um Rauscheinflüsse zu eliminieren. Aus den Ergebnissen der Simulation lässt sich mit den Komponenten der Geschwindigkeiten die Bahngeschwindigkeit

$$V_K = \sqrt{u_K^2 + v_K^2 + w_K^2} \quad (3.10)$$

bestimmen. Um die aerodynamische Fluggeschwindigkeit und Winkel zu bestimmen muss wiederum der Wind berücksichtigt werden

$$\begin{pmatrix} u_A(t) \\ v_A(t) \\ w_A(t) \end{pmatrix}_f = \begin{pmatrix} u_K(t) \\ v_K(t) \\ w_K(t) \end{pmatrix}_f - M_{fg} \cdot \begin{pmatrix} u_W(t) \\ v_W(t) \\ w_W(t) \end{pmatrix}_g \quad (3.11)$$

Damit lassen sich dann wahre Fluggeschwindigkeit

$$V_{TAS} = \sqrt{u_A^2 + v_A^2 + w_A^2}, \quad (3.12)$$

Anstellwinkel

$$\alpha_A = \arctan\left(\frac{w_A}{u_A}\right), \quad (3.13)$$

und Schiebewinkel

$$\beta_A = \arcsin\left(\frac{v_A}{V_A}\right) \quad (3.14)$$

bestimmen, um diese mit den an den Strömungssensoren gemessenen Werten zu vergleichen.

### 3.3. Bayessche Netze

Ein Bayessches Netz dient dazu Abhängigkeiten in Wahrscheinlichkeiten vereinfacht darzustellen. Dazu werden die Verbindungen in einem System bestehend aus Knoten soweit zusammengefasst, dass nur die als relevant eingeschätzten Abhängigkeiten bestehen bleiben und mit Wahrscheinlichkeiten versehen werden.

#### 3.3.1. Beispiel für ein Bayessches Netz

Ein Beispiel für ein Bayessches Netz ist in Abbildung 3.5 dargestellt [32]. Die Abbildung zeigt das Bayessche Netz für das Modell einer Wohnung mit Alarmanlage zur Sicherung gegen Einbrüche. Das Netz besteht aus den Knoten Einbruch und Erdbeben, der

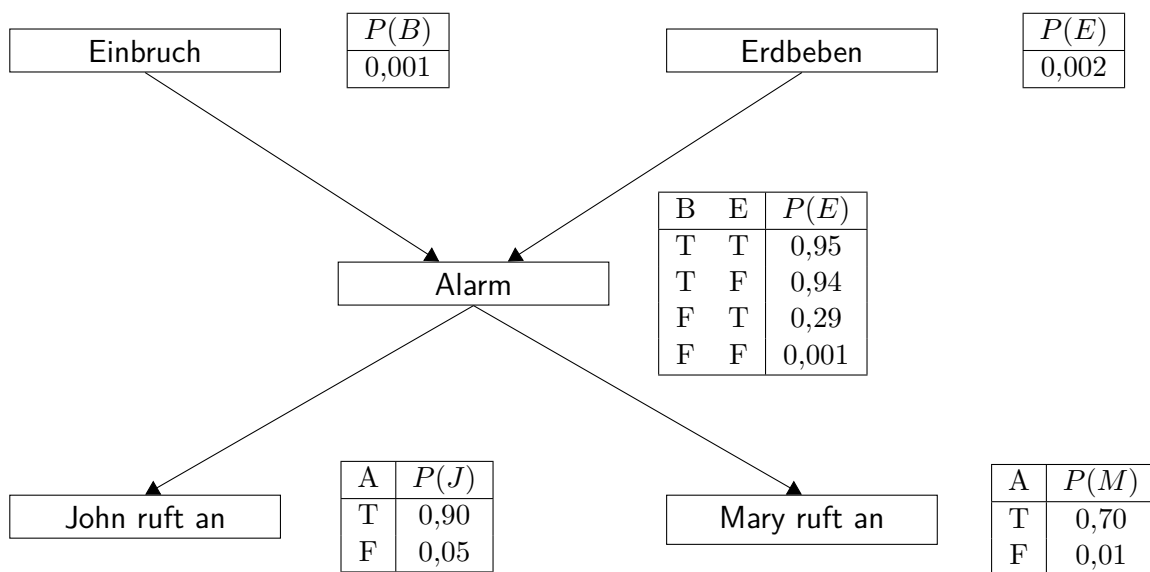


Abbildung 3.5.: Beispiel für Bayessches Netz nach [32]

Wahrscheinlichkeit, dass der Alarm auslöst, sowie dass die Nachbarn John oder Mary als Reaktion auf die Alarmanlage anrufen. Die Pfeile stellen dabei jeweils die Richtung und den Einfluss der Knoten untereinander dar. So ist die Wahrscheinlichkeit, dass der Alarm ausgelöst, wird abhängig davon, ob jemand einbricht oder es ein Erdbeben gibt, da der Alarm mit geringer Wahrscheinlichkeit auch durch Erdbeben ausgelöst wird. Diese Abhängigkeit kann als  $P(\text{Alarm}|\text{Einbruch}, \text{Erdbeben})$  geschrieben werden. Da die Wahrscheinlichkeit, dass der Alarm auslöst unabhängig davon ist, ob John oder Mary anrufen, sind  $P(\text{Alarm}|\text{Einbruch}, \text{Erdbeben}, \text{John ruft an}, \text{Mary ruft an})$  und die vereinfachte Wahrscheinlichkeit  $P(\text{Alarm}|\text{Einbruch}, \text{Erdbeben})$  identisch.

Die Tabellen an jedem Knoten geben dabei für jede mögliche wahr/falsch-Kombination der Knoten, von denen der Betrachtete abhängig ist, die jeweilige Wahrscheinlichkeit für das Eintreten des Knotens an, d.h. dass dieser wahr ist. Die Wahrscheinlichkeit, dass es z.B. einen Einbruch und kein Erdbeben gibt, sowie der Alarm auslöst, beträgt:

$$P(\text{Einbruch}) \cdot (1 - P(\text{Erdbeben})) \cdot P(\text{Alarm}|\text{Einbruch}, \text{Erdbeben}) = 0,1 \% \cdot 99,8 \% \cdot 94 \% = 0,094 \%$$

Alle Störeinflüsse sind in einem Bayesschen Netz in der Gegenwahrscheinlichkeit zusammengefasst. Dass der Alarm auf Grund eines Fehlers bei einem Einbruch nicht auslöst, ist in den 6 % der Differenz von

$$P(\text{Alarm} = \text{wahr} | \text{Einbruch} = \text{wahr}, \text{Erdbeben} = \text{falsch}) = 94 \%$$

zu 100 % enthalten und daher müssen auch diese Störeinflüsse nicht separat als Knoten im Netz auftauchen.

Neben Knoten lassen sich in ein Bayessches Netz festgelegte Ereignisse als Beweise (engl. *Evidence*) einbringen um das Eintreten von Ereignissen in Abhängigkeit davon zu bestimmen. Diese Beweise sind dann jeweils von außen vorgegeben und haben keine eigene Wahrscheinlichkeit für ihr Eintreten und beeinflussen je nach Zustand die von ihnen abhängigen Knoten [32].

Die Form des Netzes lässt sich dabei je nach gewünschter Fragestellung variieren. So ließe sich das oben angegebene Netz in der Richtung umkehren und, in Abhängigkeit von der Tatsache, dass John und/oder Mary gerade anrufen, die Wahrscheinlichkeit bestimmen, dass es einen Einbruch gibt. Diese beiden Tatsachen würden daher als Beweise im Netz eingebaut, außerdem würde sich die Richtung der Pfeile umdrehen, da die gesuchte Abhängigkeit genau umgekehrt verläuft:

$$P(\text{Einbruch} | \text{John ruft an}, \text{Mary ruft an})$$

Die Wahrscheinlichkeiten müssen in diesem Fall wieder neu festgelegt werden. So könnte man beispielsweise festlegen, dass die Wahrscheinlichkeit recht gering ist wenn John anruft, da er häufig in anderen Situationen anruft, für Mary jedoch recht groß, da sie nur in solchen Situationen anruft. Außerdem sollte die Wahrscheinlichkeit für einen Einbruch noch größer sein, wenn beide gleichzeitig anrufen.

### 3.3.2. Dynamische Bayessche Netze

Die oben angesprochenen Bayesschen Netze ergeben zu einem bestimmten Satz an Beweisen  $\vec{X}$  einen Zustand des Bayesschen Netz  $\vec{Y}$  und einen geschätzten Systemzustand  $\vec{Z}$ . Dieser geschätzte Zustand gilt in einem zeitlich veränderlichen Umfeld jedoch nur für den ausgewerteten Zeitpunkt und kann bei stark schwankenden Signalen sich zu jedem Zeitschritt ändern. So würden kurzfristigen Abweichungen als Fehler detektiert werden, welche nicht vorhanden sind, oder wenn ein Fehler vorhanden ist kurzfristig keinen Fehler anzeigen. Dies würde nicht ermöglichen, eindeutig einen Fehler zu erkennen und falsche Detektionen erzeugen und damit gegen die gewählten Rahmenbedingungen 2 und 3 verstoßen.

Ein Bayessches Netz, welches diese zeitliche Abhängigkeiten berücksichtigt, wird „Dynamisches Bayessches Netz“ genannt und ist in Abbildung 3.6 im Vergleich zu sehen. Zur Verbesserung der Schätzung des Systemzustandes werden als zusätzliche Informationen die Zustände des Netzes aus vorherigen Zeitschritten  $\vec{Y}(t-1)$  benutzt und daraus ein Systemzustand zum momentanen Zeitpunkt  $\vec{Y}(t)$  gebildet. Dies verbessert die Aussagen des Systems durch die Nutzung zusätzlicher Informationen, erhöht aber auch die Verzö-

gerung nach Eintreten eines Fehlers, da erst auf genügend Beweise gewartet werden muss, um das unerwünschte Verhalten bei kurzfristigen Abweichungen zu vermeiden [30].

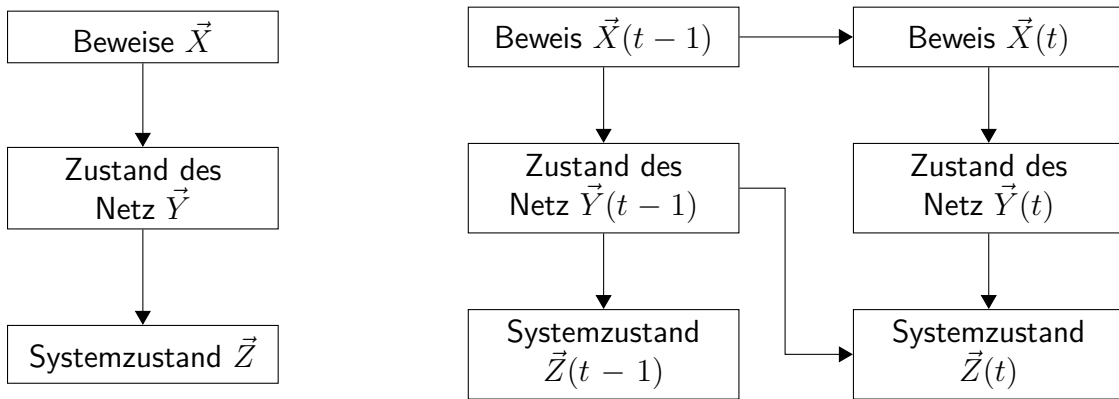


Abbildung 3.6.: Bayesschen Netz (Links), Dynamisches Bayessches Netz (Rechts)

### 3.4. Bayessches Netz zur Sensorfehlerdetektion

Im Folgenden wird der Aufbau des verwendeten Bayesschen Netzes beschrieben. Die Vergleiche zwischen kinematischem Modell und den gemessenen Werten gehen als Beweise in das Netz ein und sind immer bezüglich der in Tabelle 3.1 festgelegten Schwelle  $\Delta y_{\text{Signal}}$  zu sehen. Diese wurden anhand von ersten Tests festgelegt, um eine gewisse Sicherheit

Wert	Schwelle $\Delta y_{\text{Signal}}$
$\Delta\Theta$	$1,5^\circ$
$\Delta\Phi$	$1,5^\circ$
$\frac{\Delta p_t}{p_{t, \text{kM}}}$	0,04
$\Delta H$	200 m
$\Delta\alpha$	$1,5^\circ$
$\Delta\beta$	$5^\circ$
$\Delta WS$	$2^\circ$

Tabelle 3.1.: Toleranzen für die Beweise des Bayesschen Netzes

gegenüber Rauschen und Turbulenz zu bieten, aber auch eine Detektion zu ermöglichen. Die verwendeten Symbole sind in Abbildung 3.7 zu sehen, das als Ergebnis verwendete Bayessche Netz in Abbildung 3.8.

- hellgraue Kästen sind Beweise, die in das Netz eingehen,
- dunkelgraue Kästen sind Knoten, an denen ein Fehler des jeweiligen Sensors festgestellt wird,
- weiße Kästen sind Verbindungen durch Gleichungen, die zur Herleitung des Netzes benutzt werden und
- Pfeile geben die Richtung des Einflusses wieder (der Zustand eines Knoten auf den ein Pfeil zeigt ist also von dessen Ursprung, z.B. einem Beweis, abhängig).

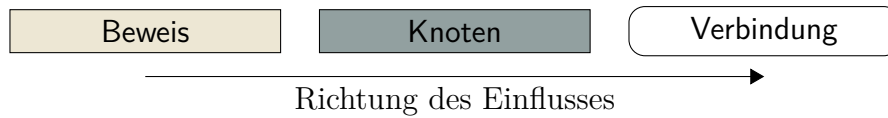


Abbildung 3.7.: Teile der Bayesschen Netze

Die Knoten (hellgrau) zur Feststellung eines Fehlers durch Vereisung der Sensoren sind:

- Pitotrohr,
- statische Sonde,
- $\alpha$ -Windfahne und
- $\beta$ -Windfahne.

Zusätzlich gibt es einen Knoten "kinematisches Modell" für die Gültigkeit des Modells. In

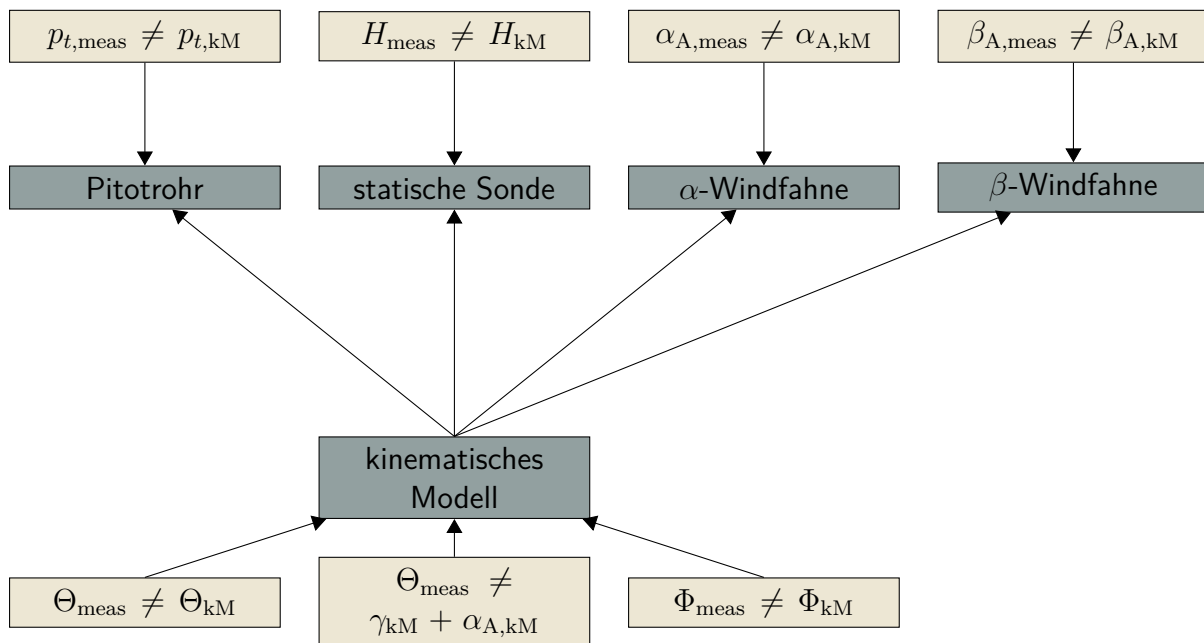


Abbildung 3.8.: Verwendetes Bayessches Netz zur Detektion von Sensorfehlverhalten durch Vereisung

den nachfolgenden Abschnitten wird die Herleitung dieses Netzes anhand der zu Grunde liegenden Gleichungen erläutert. Alle Wahrscheinlichkeiten in den Tabellen, wo kein Fehler vorliegt, sind mit einem minimalen Fehler von 5 % belegt.

Einige Diagramme zeigen zudem das kinematische Modell einmal als Herkunft der Vergleichswerte (in weiß) und einmal als Knoten (in dunkelgrau). Dies entsteht durch die Fragestellung des Netzes an die Beweise. Mit dem Vergleich der gemessenen Werten und denen des kinematischen Modells lassen sich entweder Aussagen über die Messwerte oder über das kinematische Modell machen. Da ein Fehler der externen Sensoren detektiert werden soll, wird aus den Unterschieden auf einen Fehler in den gemessenen Werten und damit dem Sensor geschlossen. Für die Lagekreisel als interne Sensoren, wird die Annahme

getroffen, diese seien größtenteils fehlerfrei. Daher besteht die Möglichkeit anhand deren Messwerte die Ergebnisse des kinematischen Modells zu überprüfen. Dies bedeutet einen Einfluss auf die Gültigkeit der jeweiligen Beweise, welche im Bayesschen Netz jedoch extern festgelegt werden. Daher wird ein zusätzlicher Knoten zur Detektion eines Fehlers des kinematischen Modells angelegt. Die jeweiligen Knoten zur Sensorfehlerdetektion sind dann zusätzlich von diesem Knoten abhängig.

### 3.4.1. Detektion eines Fehlers des kinematischen Modells

Zur Bewertung der Anwendbarkeit des kinematischen Modells werden Nick-  $\Theta_{kM}$  und Hängewinkel  $\Phi_{kM}$ , sowie die Summe aus Anstellwinkel und Flugbahnwinkel

$$\alpha_{A,kM} + \gamma_{kM} = \alpha_{A,kM} + \arcsin\left(\frac{\dot{H}_{kM}}{V_{K,kM}}\right) \quad (3.15)$$

mit den Messwerten für Nick-  $\Theta_{meas}$  und Hängewinkel  $\Phi_{meas}$  verglichen, wie in Abbildung 3.9 dargestellt. Da der so berechnete Flugbahnwinkel nur für den stationären Horizontalflug gültig ist, wird er nicht bei einem Hängewinkel über  $5^\circ$  verglichen. Sollte

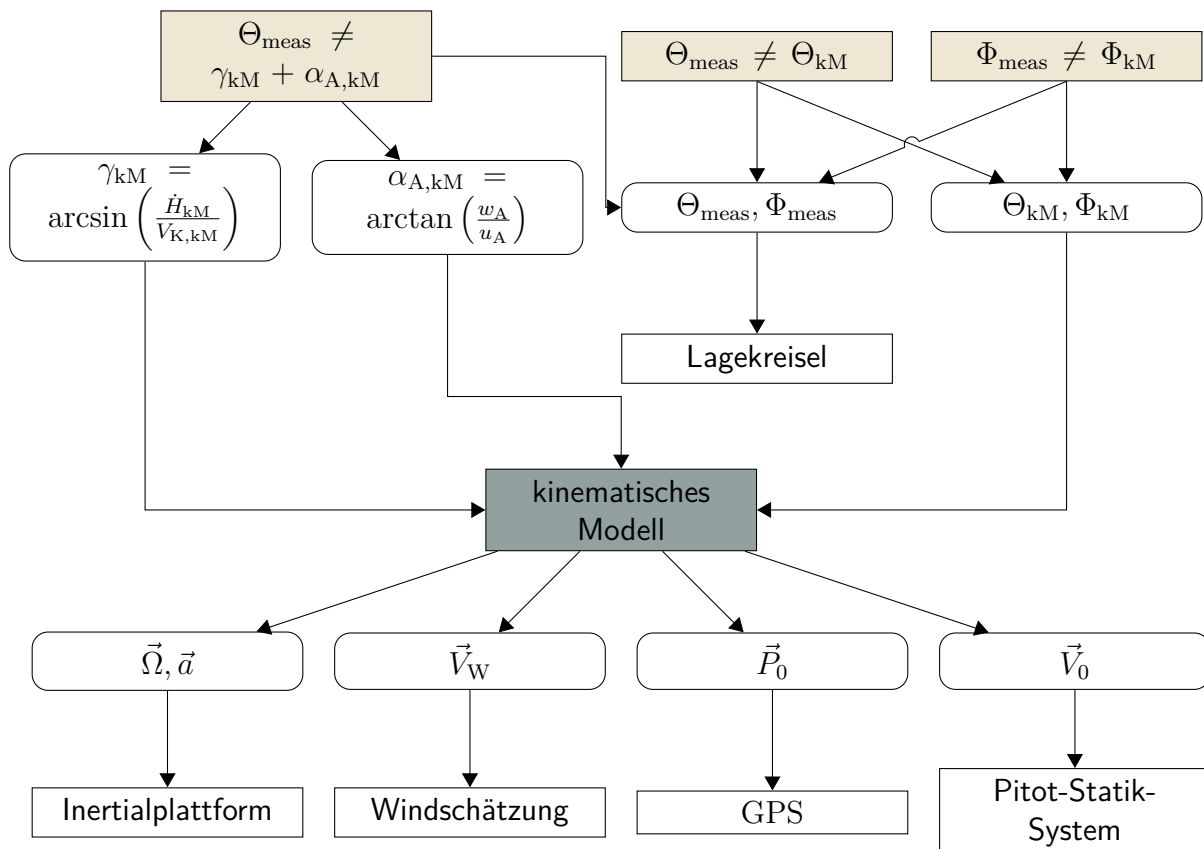


Abbildung 3.9.: Zusammenhang des Bayesschen Netzes zur Detektion eines Fehlers des kinematischen Modells



die Abweichung die festgelegte Schwelle von  $1,5^\circ$  für Nick- und Hängewinkel bzw.  $2^\circ$  für die Winkelsumme überschreiten, wird von einem Fehler im kinematischen Modell ausgegangen. Dazu wird bereits, wie in Tabelle 3.2 dargestellt, bei einem wahren Beweis von einer 55 %-Fehlerwahrscheinlichkeit ausgegangen, die mit jedem weiteren Beweis auf 75 % und schließlich auf 99 % bei zutreffen aller drei Beweise steigt. Der Fehler lässt sich dabei nicht genauer lokalisieren und kann aus einer der zur Simulation nötigen Parameter der Inertialplattform, Windschätzung, oder einem Fehler in den Anfangswerten stammen. Zu Berücksichtigen ist je nach Länge des zu untersuchenden Zeitabschnittes des Fluges die Drift der Lagekreisel und daher möglicherweise eine Anpassung der Startwerte der Eulerwinkel zur Simulation.

### 3.4.2. Detektion eines Fehlers der Windfahnen

Für die Detektion einer Vereisung der Windfahne zur Messung des Anstellwinkels  $\alpha$  und Schiebewinkels  $\beta$  wird jeweils der gemessene Winkel mit dem aus der Flugzeugbewegung bestimmten Wert verglichen (siehe Abbildung 3.10 und 3.11). Sollten die jeweiligen

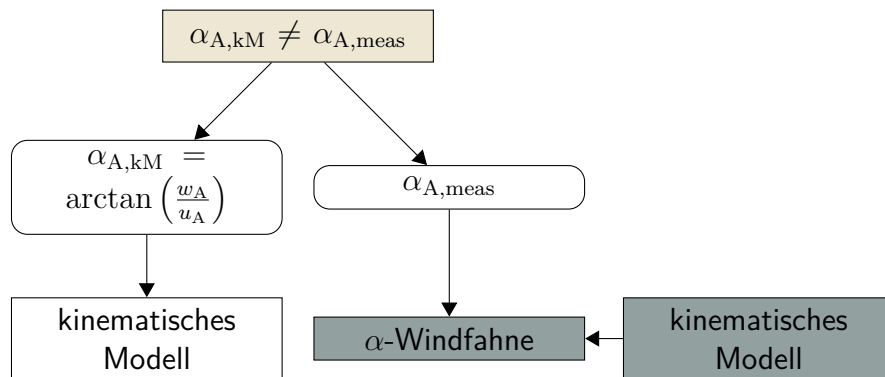


Abbildung 3.10.: Zusammenhang des Bayesschen Netzes zur Detektion von Vereisung der Anstellwinkel-Windfahne

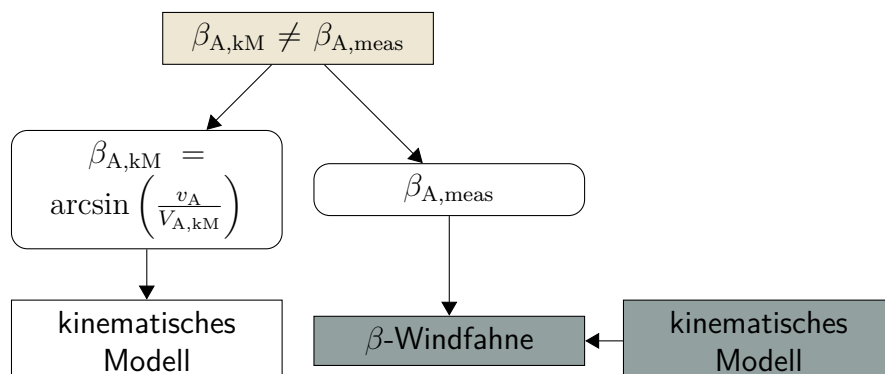


Abbildung 3.11.: Zusammenhang des Bayesschen Netzes zur Detektion von Vereisung der Schiebewinkel-Windfahne

Winkel von denen aus den kinematischen Gleichungen bestimmten abweichen wird von

einer Vereisung ausgegangen. Dabei wird für den Anstellwinkel eine Schwelle von  $1,5^\circ$  festgelegt und für den Schiebewinkel eine von  $5^\circ$ . Die entsprechenden Wahrscheinlichkeiten sind in Tabelle 3.3 bzw. 3.4 zu finden. Die erste Spalte enthält die Abhängigkeit von der Abweichung des gemessenen Winkels zu dem Winkel, der sich aus den kinematischen Gleichungen ergibt. Die zweite Spalte bezieht sich auf den Zustand des Knoten des kinematischen Modells. Bei einer Abweichung des gemessenen Winkels wird von einer Fehlerwahrscheinlichkeit von 75 % ausgegangen. Sollten die Ergebnisse der kinematischen Gleichungen fehlerhaft sein, wird der minimalen Fehler von 5 % angenommen.

### 3.4.3. Detektion eines Fehlers der statischen Sonde

Um eine Vereisung der statischen Sonde zu detektieren, wird die gemessene Höhe  $H_{\text{meas}}$  mit der aus der Flugzeugbewegung bestimmten Höhe  $H_{\text{kM}}$  verglichen (Abbildung 3.12). Die Gleichung zur Bestimmung der gemessene Höhe in Abbildung 3.12 entspricht dabei Gleichung 2.6. Tabelle 3.5 enthält die Wahrscheinlichkeiten für den Knoten im Bayesschen

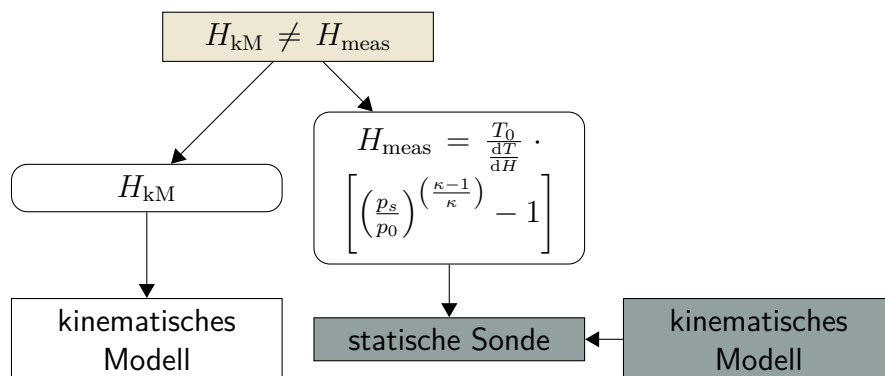


Abbildung 3.12.: Abhängigkeiten für die statischen Sonde

Netz. Die erste Spalte enthält die Abweichung der Höhe und die zweite den Zustand des kinematischen Modells. Bei einer Abweichung von über 200m wird von einem Fehler der statischen Sonde mit 75 % Wahrscheinlichkeit ausgegangen. Bei einem Fehler in den kinematischen Gleichungen gibt die Tabelle den 5 % Minimalfehler wieder.

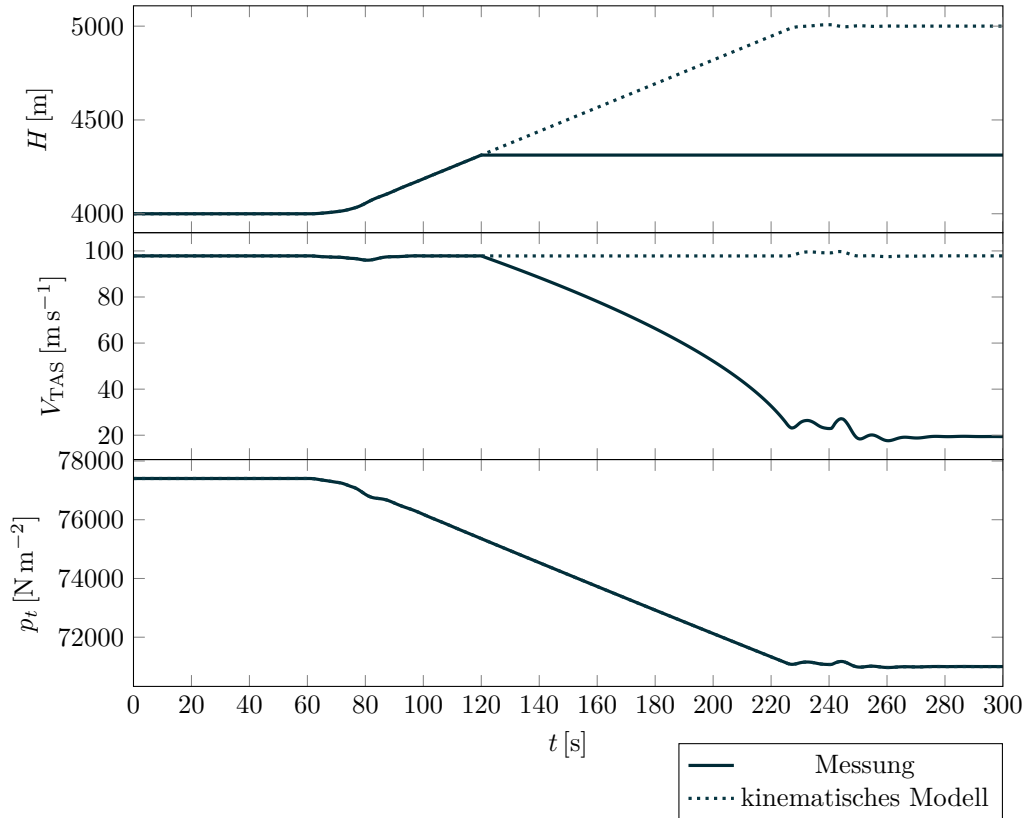
### 3.4.4. Detektion eines Fehlers des Pitotrohrs

Eine eindeutige Detektion eines Fehlers am Pitotrohr über die gemessene Geschwindigkeit ist nicht möglich, da diese sowohl vom gemessenen Druck am Pitotrohr, als auch vom statischen Druck wie folgt abhängt

$$V_{\text{TAS}} = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_{t,\text{meas}} - p_{s,\text{meas}})}{\rho}} \quad (3.16)$$

Durch einen Unterschied in der Fluggeschwindigkeit kann so nicht eindeutig ein Fehler am Pitotrohr detektiert werden, da dieser auch auf einen Fehler an der statischen Sonde zurückzuführen sein könnte. Höhe, wahre Fluggeschwindigkeit und Totaldruck für

einen Geschwindigkeitsfehler auf Grund eines konstanten statischen Drucks sind in Abbildung 3.13 dargestellt. Die gleichen Zeitverläufe für einen Geschwindigkeitsfehler auf Grund eines konstanten Totaldrucks sind in Abbildung 3.14 zu sehen. Daher wird der Totaldruck  $p_t$ , zur Detektion eines Fehlers verwendet, da sich dieser ebenfalls auf die Geschwindigkeit auswirkt, aber eine eindeutige Rückführung auf das Pitotrohr als Fehlerquelle zulässt. Beide Zeitverläufe stammen aus der Simulation eines Steigfluges mit dem



**Abbildung 3.13.:** Zeitverlauf für Geschwindigkeitsfehler durch fehlerhafte Messung des statischen Druck  $p_s$

ATTAS Modell: in Abbildung 3.14 liegt ein konstanter Totaldruck ab  $t = 120$  s und in Abbildung 3.13 ein konstanter statischer Druck ab  $t = 120$  s vor.

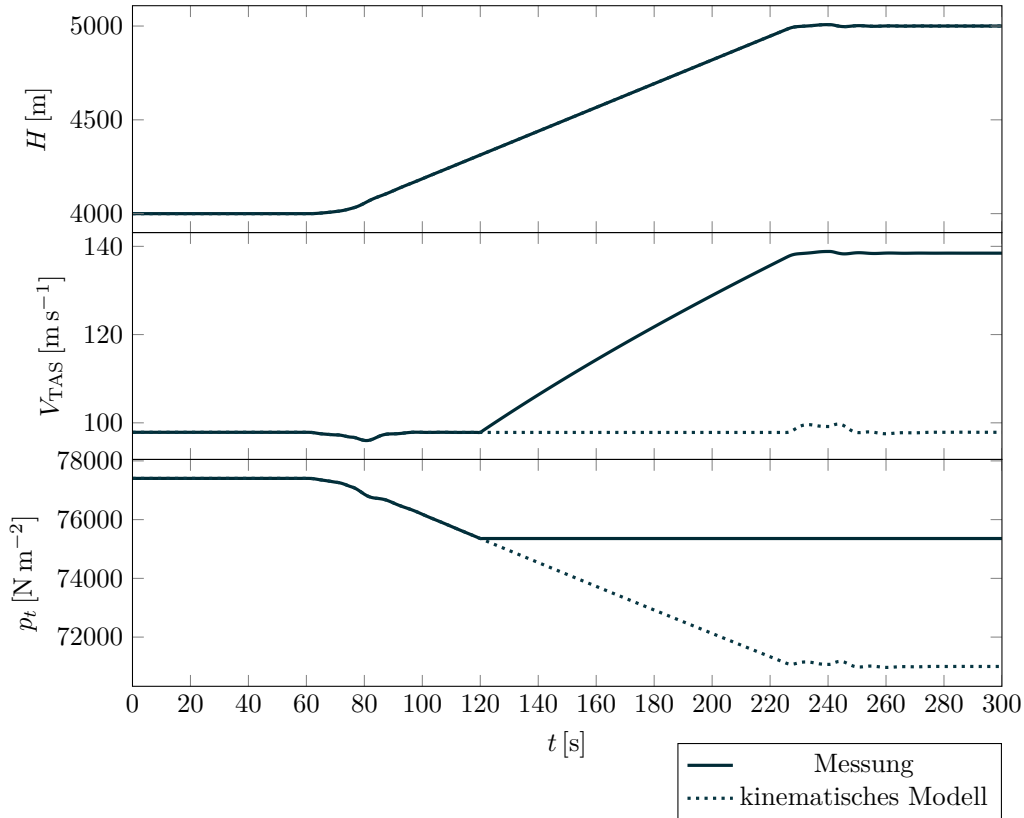
Für das kinematische Modell muss dieser aus der Geschwindigkeit und dem statischen Druck berechnet werden

$$p_{t,\text{kM}} = \frac{\rho}{2} \cdot V_{A,\text{kM}}^2 + p_{s,\text{kM}} \quad (3.17)$$

wobei der statische Druck gemäß barometrischer Höhenformel aus

$$p_{s,\text{kM}} = p_0 \cdot \left( 1 + \frac{dT}{dH} \cdot \frac{H_{\text{kM}}}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (3.18)$$

bestimmt wird. Für den gemessenen Totaldruck kann dieser direkt verwendet werden, oder falls er nicht zur Verfügung steht, wie für die kinematischen Gleichungen aus der Fluggeschwindigkeit und Höhe bestimmt werden. Dabei muss für den Referenzdruck  $p_0$



**Abbildung 3.14.:** Zeitverlauf für Geschwindigkeitsfehler durch fehlerhafte Messung des Totaldruck  $p_t$

und die Dichte  $\rho$  jeweils der identische Wert, wie zur Bestimmung der gemessenen Höhe bzw. der wahren Fluggeschwindigkeit  $V_{TAS}$  aus der angezeigten Fluggeschwindigkeit  $V_{IAS}$  verwendet werden, um den Einfluss des statischen Druck korrekt zu bestimmen.

Dies ergibt die in Abbildung 3.15 dargestellten Abhängigkeiten und die in Tabelle 3.6 aufgeführten Wahrscheinlichkeiten. Aufgrund der Höhenabhängigkeit der Drücke wird als Vergleichswert die normierte Differenz der beiden Totaldrücken verwendet

$$p_{t,\text{Vergleich}} = \frac{|p_{t,\text{meas}} - p_{t,\text{kM}}|}{p_{t,\text{kM}}} \quad (3.19)$$

und eine als Schwelle eine Abweichung von 0,04 festgelegt, um eine Fehldetektion durch Turbulenz und Rauschen zu vermeiden. Die Wahrscheinlichkeitstabelle enthält einen Eintrag für die Abweichung mit einer Fehlerwahrscheinlichkeit von 75 %, sowie den Restfehler von 5 % für einen Fehler im kinematischen Modell.

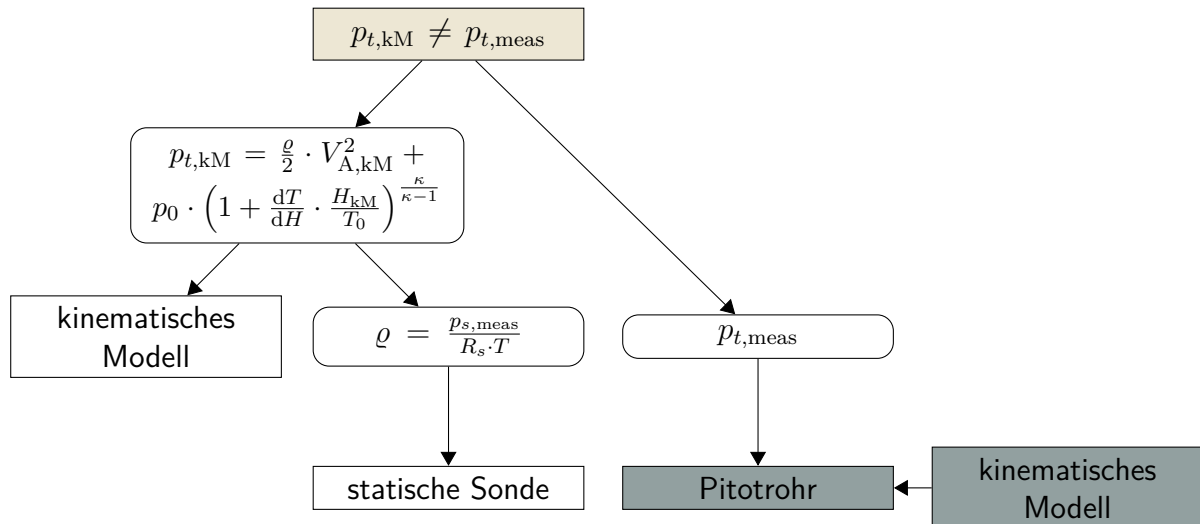


Abbildung 3.15.: Abhängigkeiten für das Pitotrohr

$\Theta_{meas} \neq \Theta_{kM}$	$\Phi_{meas} \neq \Phi_{kM}$	$\Theta_{meas} \neq \gamma_{kM} + \alpha_{A,kM}$	$P(\text{Fehler})$
1	1	1	0,99
1	1	0	0,75
1	0	1	0,75
0	1	1	0,75
1	0	0	0,55
0	0	1	0,55
0	1	0	0,55
0	0	0	0,05

Tabelle 3.2.: Tabelle für  $P(\text{Fehler kinematisches Modell})$

$\alpha_{A,meas} \neq \alpha_{A,kM}$	kM	$P(\text{Fehler})$
1	0	0,75
1	1	0,05
0	1	0,05
0	0	0,05

Tabelle 3.3.: Tabelle für  $P(\text{Fehler Anstellwinkel – Windfahne})$

$\beta_{A,meas} \neq \beta_{A,kM}$	kM	$P(\text{Fehler})$
1	0	0,75
1	1	0,05
0	1	0,05
0	0	0,05

Tabelle 3.4.: Tabelle für  $P(\text{Fehler Schiebewinkel – Windfahne})$

---

$H_{\text{meas}} \neq H_{\text{kM}}$	kM	$P(\text{Fehler})$
1	0	0,75
1	1	0,05
0	1	0,05
0	0	0,05

**Tabelle 3.5.:** Tabelle für  $P(\text{Fehler statische Sonde})$

$p_{t,\text{meas}} \neq p_{t,\text{kM}}$	kM	$P(\text{Fehler})$
1	0	0,75
1	1	0,05
0	1	0,05
0	0	0,05

**Tabelle 3.6.:** Tabelle für  $P(\text{Fehler Pitotrohr})$

## 4. Simulation

Um den entwickelten Algorithmus zu überprüfen, werden eine Reihe von Simulationen durchgeführt, um diesen in verschiedenen Situationen und unterschiedlichen Bedingungen zu testen. Dazu wird ein Modell des ATTAS, ein zum Forschungsflugzeug des DLR umgebautes VFW 614, verwendet. Der ATTAS wurde 2012 außer Dienst gestellt und als flugmechanisches Modell in mehreren Kampagnen identifiziert.

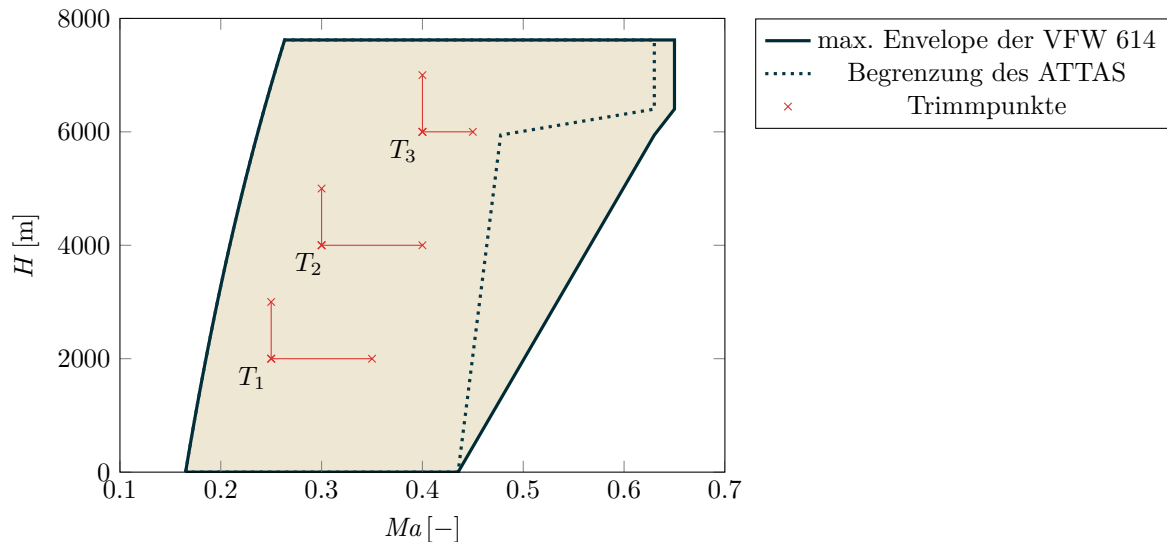
Die Simulationen werden in MATLAB mit SIMULINK durchgeführt. Zur numerischen Lösung der Differentialgleichungen wird ein 4-stufiges Runge-Kutta-Verfahren (*ode4*) mit einem Zeitschritt von  $\Delta t = 0,02$  (50 Hz) angewendet. Das Flugzeugverhalten wird dabei jeweils über eine Zeit von 300 Sekunden simuliert<sup>1</sup>. Zur Lageregelung wird während der Simulation ein einfacher Regler für die Höhe  $H$ , der Regelung der Fluggeschwindigkeit  $V_{TAS}$  sowie des Hängewinkels  $\Phi$  benutzt. Dieser soll keinen Flugbahnregler im Flugzeug darstellen, da dieser auf die verfälschten Messsignale zurück greifen würde, sondern dient als Ersatz für einen Piloten um die gewünschte Bahn der jeweiligen Testfälle abzufliegen. Zur Referenz wird ein Fall ohne Störungen durch Umweltbedingungen, oder Fehler simuliert. Für die anderen Simulationen werden als Umweltbedingungen nacheinander Sensorrauschen, ein konstanter Gegenwind und schließlich Turbulenz eingebracht. Der Gegenwind wird dazu benutzt einen Unterschied zwischen aerodynamischen und Bahngeschwindigkeiten zu erhalten, während die Turbulenz den zufällige Bestandteil des Windes simuliert.

### 4.1. Trimpunkte der Testfälle

Als Testfälle werden drei Trimpunkte aus der Envelope des ATTAS gewählt um den entwickelten Algorithmus unter verschiedenen Bedingungen zu testen (Abbildung 4.1). Die zusätzlichen Begrenzungen in der Envelope des ATTAS im Vergleich zum VFW 614 entstehen durch die vorgenommenen Umbauten, wie z.B. den DLC-Klappen. Der erste Trimpunkt ( $T_1$ ) wird bei  $Ma = 0,25$  und einer Höhe von  $H = 2000$  m gewählt, der zweite ( $T_2$ ) bei  $Ma = 0,30$  und  $H = 4000$  m und der dritte ( $T_3$ ) bei  $Ma = 0,40$  und  $H = 6000$  m. Für den ersten Trimpunkt ergibt sich damit eine Fluggeschwindigkeit von  $V_{TAS} = 83,26 \text{ m s}^{-1}$ , für den zweiten  $V_{TAS} = 97,85 \text{ m s}^{-1}$  und für den dritten  $V_{TAS} = 128,34 \text{ m s}^{-1}$ . Zu den drei Trimpunkten werden jeweils vier Manöver geflogen:

- ein unbeschleunigter Horizontalflug,
- ein Steigflug bei konstanter Geschwindigkeit,
- ein beschleunigter Horizontalflug und
- ein Kurvenflug.

<sup>1</sup>Zur Stabilisierung des geregelten Flugzeuges wird ein einfaches dynamisches Trimmverfahren angewandt.



**Abbildung 4.1.:** Zulässiger Flugbereich des VFW 614 ATTAS

Für den Steigflug wurde jeweils eine Änderung der Höhen um 1000 m über der Höhe zu Beginn der Simulation gewählt. Der Verlauf der Höhe für die drei Trimpunkte ist in Abbildung 4.2 dargestellt, Geschwindigkeit und Hängewinkel werden während der Simulation konstant gehalten. Der Steigflug wird jeweils nach 60 s eingeleitet und erreicht die Zielhöhe bei 240 s.

Für den beschleunigten Horizontalflug werden die Höhe und Hängewinkel konstant gehalten und die Fluggeschwindigkeit erhöht. Für die Höhe  $H = 2000$  m und  $H = 4000$  m von  $Ma = 0,25$  auf  $Ma = 0,35$  bzw.  $Ma = 0,30$  auf  $Ma = 0,40$ . Für die Höhe von  $H = 6000$  m wird die Fluggeschwindigkeit nur von  $Ma = 0,40$  auf  $Ma = 0,45$  erhöht, um innerhalb des nutzbaren Flugbereich zu bleiben (Abbildung 4.3).

Für die Simulation der Kurve werden Höhe und Geschwindigkeit jeweils konstant gehalten und bei 190 s für 45 s eine Kurve mit einem angestrebten Hängewinkel von  $\Phi = 30^\circ$  eingeleitet. Der sich ergebende Verlauf des Hängewinkels ist in Abbildung 4.4 zu sehen, die sich ergebende Bahn mit Zeitpunkt der Einleitung und Ausleitung der Kurve in Abbildung 4.5 bis 4.7.



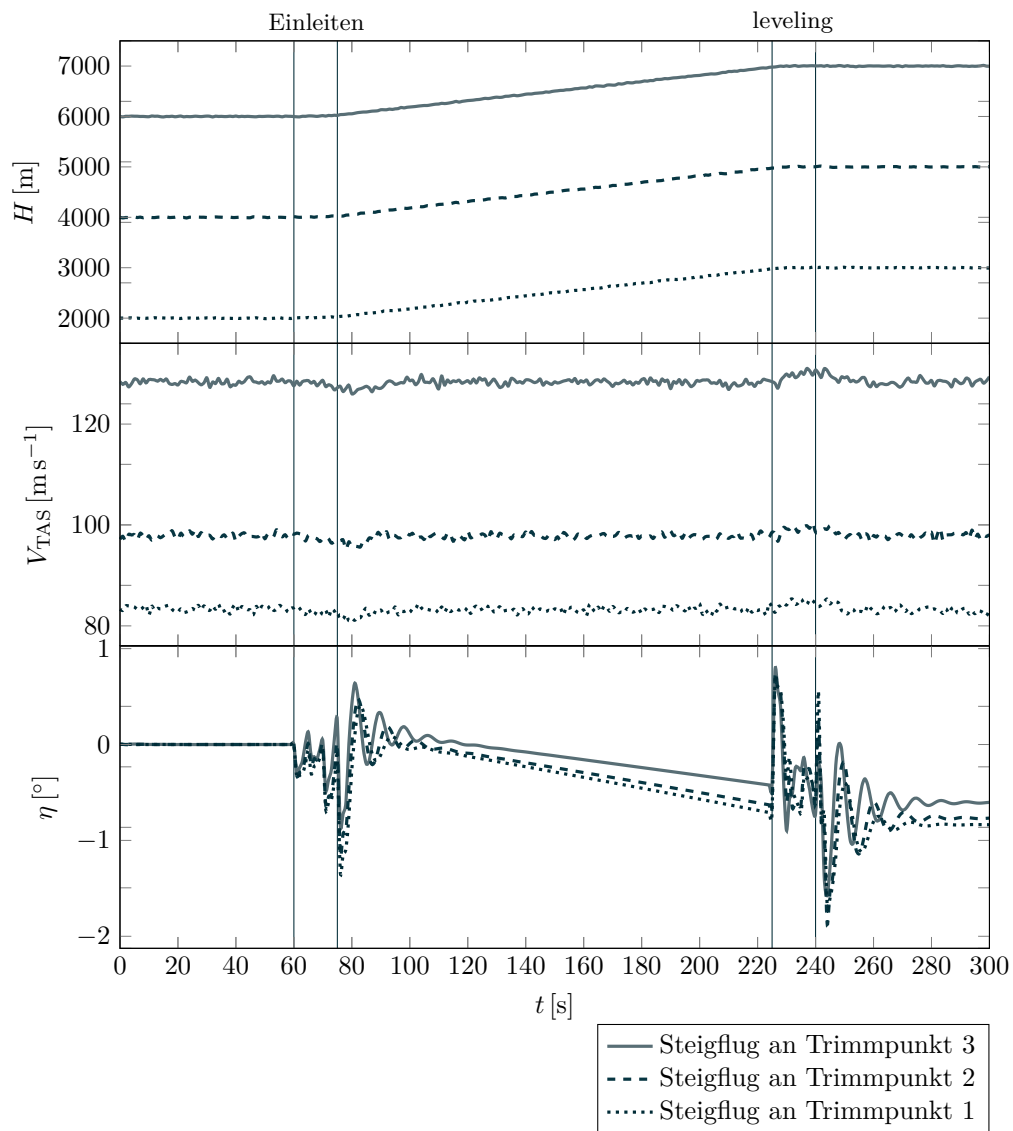


Abbildung 4.2.: Zeitverlauf der Höhe und Fluggeschwindigkeit der Steigflüge

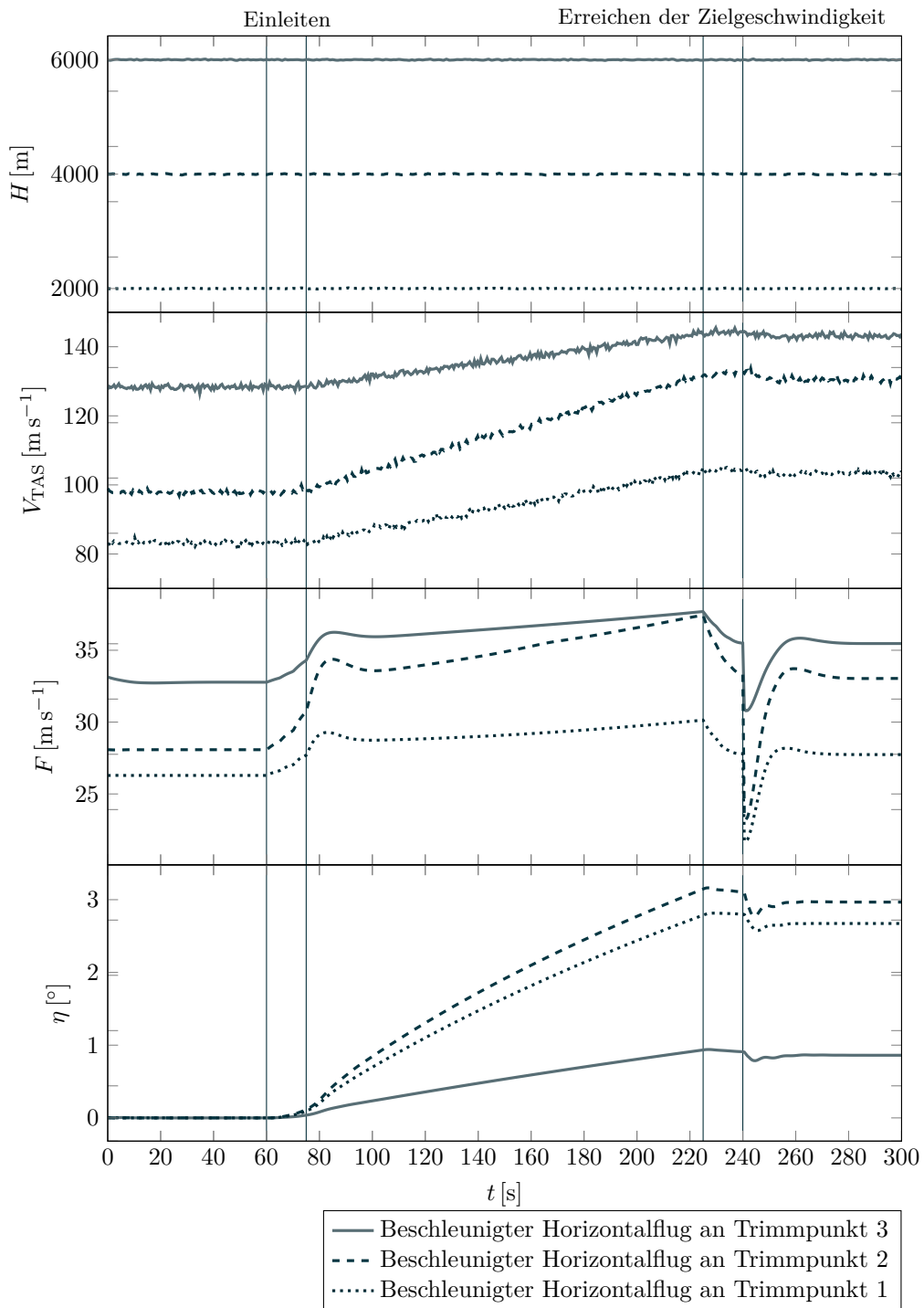


Abbildung 4.3.: Zeitverlauf der Höhe und Fluggeschwindigkeit der beschleunigten Horizontalflüge

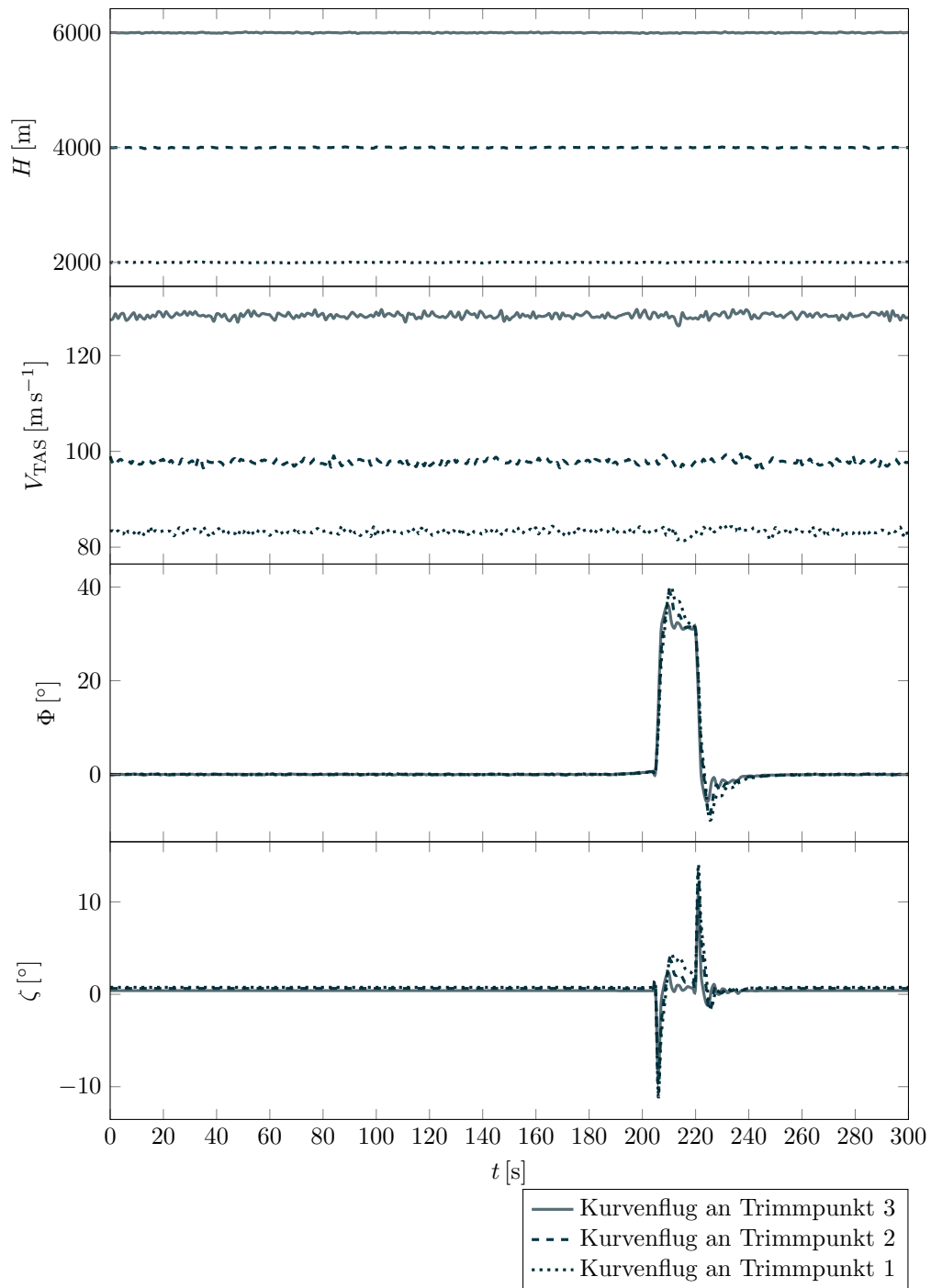


Abbildung 4.4.: Zeitverlauf der Höhe, Fluggeschwindigkeit und Hängewinkel der Kurvenflüge

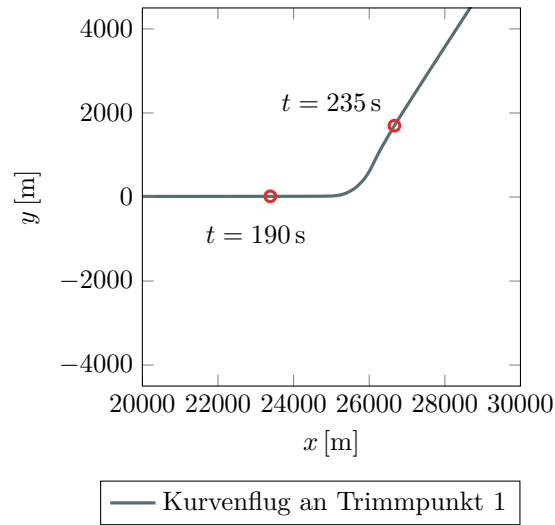


Abbildung 4.5.: Bahn der Kurve am ersten Trimpunkt

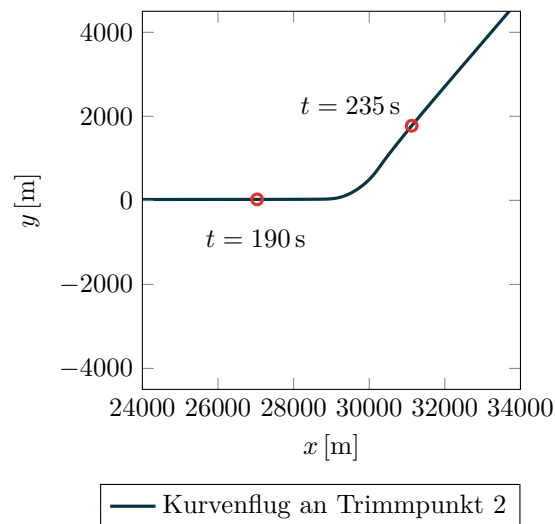


Abbildung 4.6.: Bahn der Kurve am zweiten Trimpunkt

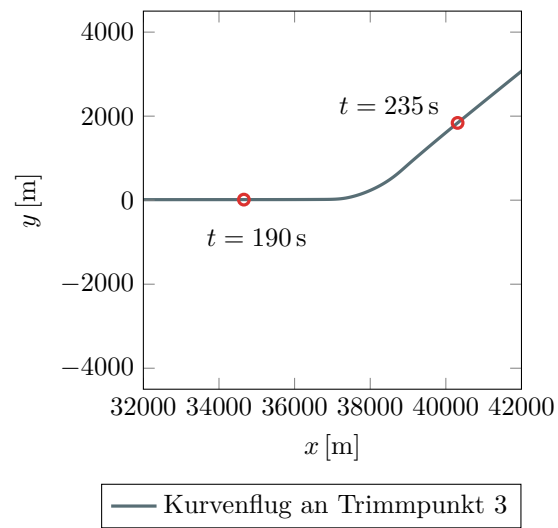


Abbildung 4.7.: Bahn der Kurve am dritten Trimpunkt

## 4.2. Untersuchte Fehlerfälle

Für die Untersuchung der Fehler werden die in Abschnitt 2.1 auftretenden Fehler durch Vereisung der Sensoren benutzt. Für das Pitotrohr ergeben sich als mögliche Fehlerfälle der Abfall des Totaldrucks  $p_t$  gegen den statischen Druck  $p_s$  (Abbildung 2.9) und die Messung eines konstanten Totaldrucks  $p_t$  (Abbildung 2.6 bis 2.8). Für die statische Sonde, Anstellwinkel- und Schiebewinkel-Windfahne wird jeweils von einem konstanten Messsignal  $p_s$ ,  $\alpha$ , bzw.  $\beta$  (Abbildung 2.14) ausgegangen. Für die Beschleunigungssensoren wird ein Zufallsalgorithmus mit Normalverteilung benutzt um fehlerhafte Messwerte darzustellen. Der Abfall des Totaldrucks am Pitotrohr gegen den statischen Druck wird dadurch simuliert, dass der Totaldruck ab dem Fehlerzeitpunkt auf  $p_{t,\text{meas}} = 1,1 \cdot p_s$  gesetzt wird.

Die simulierten Messungen werden jeweils ab dem Zeitpunkt 120s verfälscht. Zur Erzeugung der Fehler müssen die Messwerte der einzelnen Sensoren bestimmt werden. Zunächst wird aus der tatsächlichen Höhe die Dichte  $\rho$

$$\rho = \rho_0 \cdot \left[ 1 + \frac{dT}{dH} \cdot \frac{H(t)}{T_0} \right]^{\left(\frac{\kappa}{\kappa-1}-1\right)}, \quad (4.1)$$

der statische Druck  $p_s$  nach der barometrischen Höhenformel (Gleichung 2.5) sowie aus der Geschwindigkeit der Staudruck  $\bar{q}$  und Totaldruck  $p_t$  nach Bernoulli (Gleichung 2.1) bestimmt. Zudem wird die Temperatur nach der thermischen Zustandsgleichung idealer Gase benötigt (Gleichung 2.3).

Anschließend werden die zurückgerechneten Messsignale ab dem Fehlerzeitpunkt verändert und dann aus diesen die theoretisch gemessene Höhe und Fluggeschwindigkeit bestimmt:

$$H_{\text{meas}} = \frac{T_0}{\frac{dT}{dH}} \cdot \left[ \left( \frac{p_s}{p_0} \right)^{\left(\frac{\kappa-1}{\kappa}\right)} - 1 \right] \quad (4.2)$$

$$V_{\text{TAS,meas}} = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_t - p_s)}{\rho}} \quad (4.3)$$

Die untersuchten Testfälle bestehen damit aus einem fehlerfreien Fall (Fall 1), einem Fehler in der Inertialplattform (Fall 2), Abfall des Drucks am Pitotrohr (Fall 3), konstanter Druck am Pitotrohr (Fall 4), konstanter Druck an der statischen Sonde (Fall 5), konstanter Anstellwinkel (Fall 6), konstanter Schiebewinkel (Fall 7). Außerdem werden zwei Fälle untersucht bei denen die Messsignale mehrere Sensoren gleichzeitig verfälscht werden. Dies sind ein konstanter Druck am Pitotrohr und an der statischen Sonde (Fall 8), sowie zusätzlich ein konstanter Anstellwinkel (Fall 9).

Für alle Sensoren wird ein Rauschen angenommen, welches durch eine zufällige Gleichverteilung auf der durchgeführten Simulation erzielt wird. Zusätzlich werden die Umweltbedingungen variiert, wobei ein konstanter Gegenwind von 20 kt die Basis bildet (Fall A). Der zufällige Anteil des Windes wird über ein Turbulenzmodul in zwei Stufen erzeugt. Stufe 1 (Fall B) entspricht dabei einem Faktor für die Intensität von 2,5 auf  $\sigma_u$  und  $\sigma_v$  bzw. 1,25 auf  $\sigma_w$ , während Stufe 2 (Fall C) die doppelten Intensitäten nutzt (vgl. auch [33]). Damit ergibt sich die in Tabelle 4.1 aufgeführte Testmatrix für den Algorithmus.

Fall	Fehler			Inertialplattform	Rauschen	Umweltbedingung		
	$p_t \rightarrow p_s$	$p_t = const$	$p_s = const$			$\alpha = const$	$\beta = const$	Turbulenz
0								
A1					X			X
B1					X		Stufe 1	X
C1					X		Stufe 2	X
A2				X	X			X
B2				X	X		Stufe 1	X
C2				X	X		Stufe 2	X
A3	X				X			X
B3	X				X		Stufe 1	X
C3	X				X		Stufe 2	X
A4		X			X			X
B4		X			X		Stufe 1	X
C4		X			X		Stufe 2	X
A5			X		X			X
B5			X		X		Stufe 1	X
C5			X		X		Stufe 2	X
A6				X	X			X
B6				X	X		Stufe 1	X
C6				X	X		Stufe 2	X
A7					X	X		X
B7					X	X	Stufe 1	X
C7					X	X	Stufe 2	X
A8		X	X		X			X
B8		X	X		X		Stufe 1	X
C8		X	X		X		Stufe 2	X
A9		X	X	X	X			X
B9		X	X	X	X		Stufe 1	X
C9		X	X	X	X		Stufe 2	X

Tabelle 4.1.: Testmatrix der untersuchten Fehlerfälle

### 4.3. Funktion der Detektion

Im Folgenden wird das Funktionsprinzip des entworfenen Algorithmus zur Detektion eines Sensorfehlers anhand von Abbildung 4.8 erklärt. Der Algorithmus vergleicht zu jedem

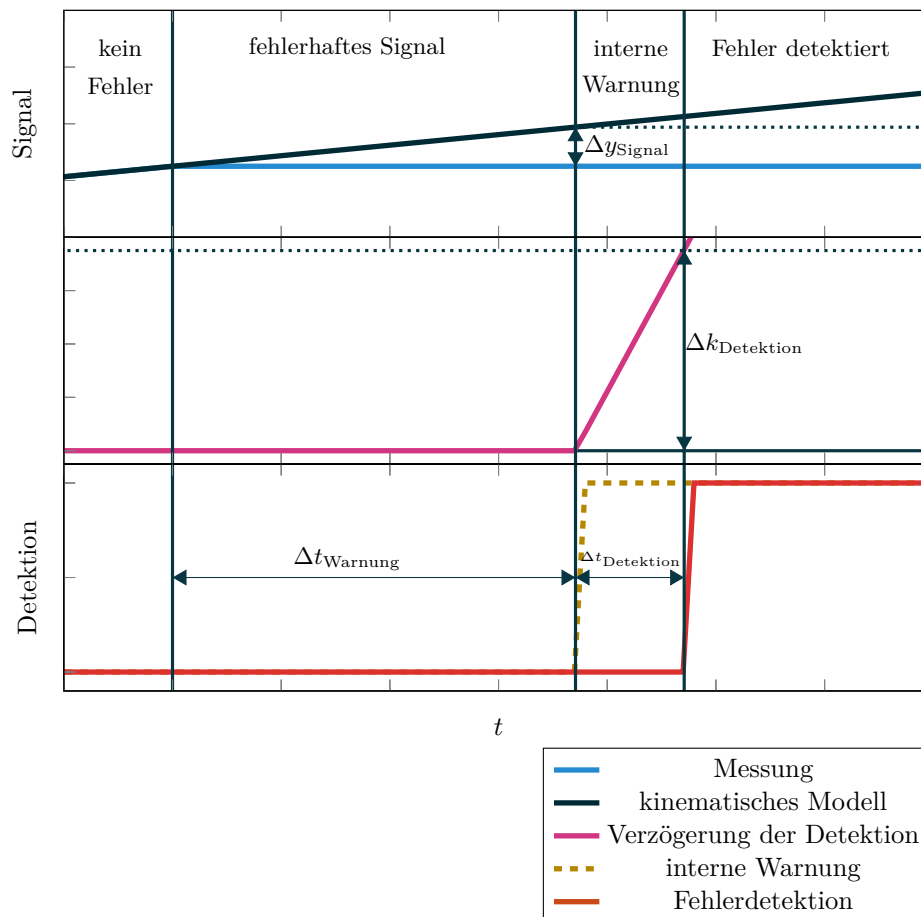


Abbildung 4.8.: Funktionsprinzip der Detektion

Zeitschritt die gemessenen Werte mit denen des kinematischen Modells. Überschreitet diese Differenz eine festgelegte Schwelle  $\Delta y_{\text{Signal}}$ , wird dies als interne Warnung festgestellt. Davor vergeht eine Zeit  $\Delta t_{\text{Warnung}}$ , deren Länge davon abhängig ist, wie stark die Abweichung zwischen dem gemessenen und simulierten Signal wächst und wie groß die Schwelle  $\Delta y_{\text{Signal}}$  gewählt wird.

Für jeden Zeitschritt, in dem eine Abweichung die Schwelle überschreitet, wird die Fehlerwahrscheinlichkeit als Zahl aufsummiert - in der mittleren Achse als Verzögerung der Detektion eingezeichnet - bis der Schwellenwert  $\Delta k_{\text{Detektion}}$  überschritten wird. Ab diesem Zeitpunkt wird von einem detektierten Sensorfehler ausgegangen. Die Zeit von einer Warnung bis zu einer Detektion  $\Delta t_{\text{Detektion}}$  ist abhängig von der Höhe der Schwelle  $\Delta k_{\text{Detektion}}$ , der Fehlerwahrscheinlichkeit und in wie vielen Zeitintervallen tatsächlich ein Fehler festgestellt wird. Die kürzeste Zeitspanne ist in der Abbildung dargestellt, da das Signal zu jedem Zeitschritt ab Überschreiten der Schwelle  $\Delta y_{\text{Signal}}$  abweicht.



Wird zwischenzeitlich keine Abweichung festgestellt, wird der Zähler „Verzögerung der Entwarnung“ um Eins erhöht. Überschreitet dieser die Schwelle  $\Delta k_{\text{Entwarnung}}$ , wird die bisher aufsummierte Fehlerwahrscheinlichkeit auf Null zurückgesetzt.

Die Rücknahme eines detektierten Fehlers, wenn das Signal wieder dem Vergleichssignal entspricht, funktioniert vergleichbar (Abbildung 4.9). Unterschreitet die Abweichung zwi-

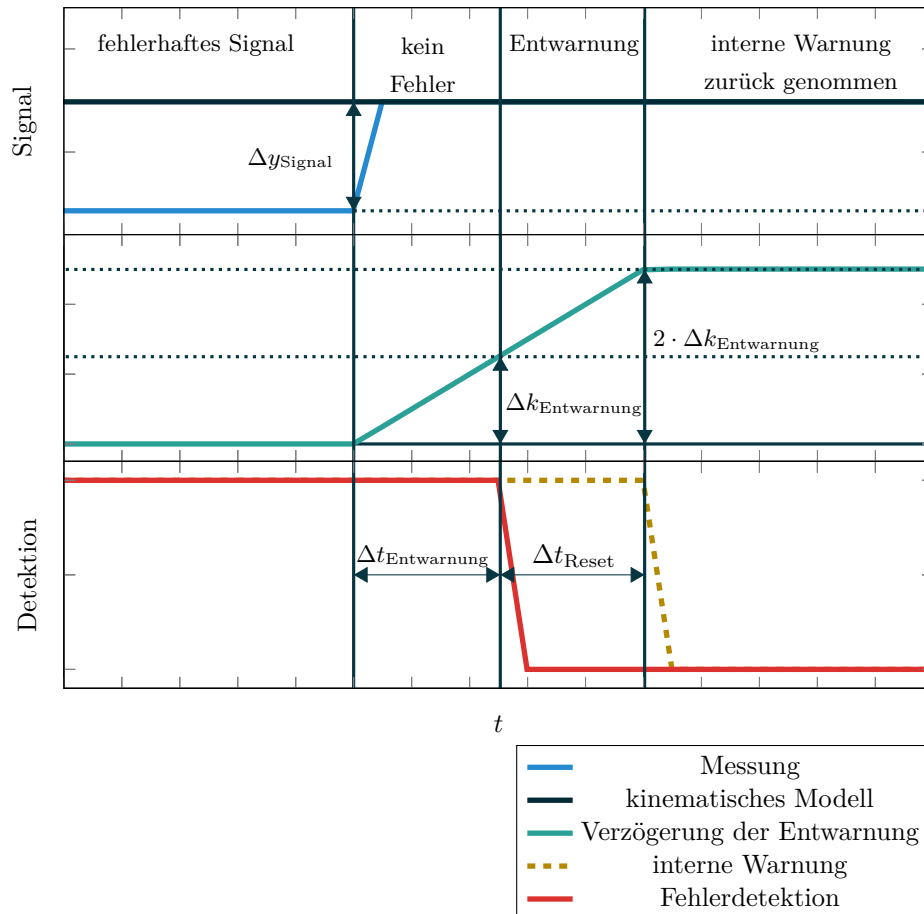


Abbildung 4.9.: Funktionsprinzip der Entwarnung

schen kinematischem Modell und gemessenen Signal die Schwelle  $\Delta y_{\text{Signal}}$ , wird der Zähler für die Verzögerung der Entwarnung um Eins erhöht. Überschreitet dieser den Schwellenwert  $\Delta k_{\text{Entwarnung}}$ , wird wieder von einem funktionierenden Sensor ausgegangen und die Fehlerdetektion zurückgenommen.

Überschreitet der Zähler schließlich den doppelten Schwellwert  $\Delta k_{\text{Entwarnung}}$ , wird auch die Warnung wieder zurückgesetzt. Dabei gibt es eine Verzögerung von  $\Delta t_{\text{Entwarnung}}$  bis die Anzeige eines fehlerhaften Sensors zurückgenommen wird und die Zeit  $\Delta t_{\text{Reset}}$ , bis die interne Warnung zurückgesetzt wird.

---

## 4.4. Auswertung der Testfälle

Die Zusammenfassung der Testfälle findet sich in Tabelle 4.2 für die Horizontalflüge, in Tabelle 4.3 für die Steigflüge, in Tabelle 4.4 für die beschleunigten Horizontalflüge und in Tabelle 4.5 für die Kurvenflüge. Fälle, bei denen der Algorithmus fehlerfrei funktioniert und einen Fehler detektiert hat, sind mit einem grünen Haken versehen. Fälle in denen eine falsche Detektion stattgefunden hat, sind mit einem roten Kreuz markiert. Graue Kreuze kennzeichnen Fälle, bei denen es keinen genügend großen Unterschied in den Signalen gab um einen Fehler zu detektieren. In den folgenden Abschnitten werden die Ergebnisse, soweit sie über die verschiedenen Trimpunkte identisch sind, anhand des zweiten Trimpunktes (T2) bei 4000 m Höhe und  $Ma = 0,30$  bei Rauschen und konstantem Windfeld betrachtet (A2 bis A9).

Der Algorithmus hat in fünf Fällen die fehlerhafte Detektion eines Fehlers ergeben. Diese sind im einzelnen der Horizontalflug bei starker Turbulenz an Trimpunkt 1, der Steigflug an allen drei Trimpunkten bei starker Turbulenz und der Kurvenflug bei starker Turbulenz an Trimpunkt 1. Die fünf Fälle sind in den jeweiligen Tabellen mit einem roten Kreuz markiert und erstrecken sich jeweils über alle Fälle des Trimpunktes (C1 bis B9). Sie werden in Abschnitt 4.5 besprochen.

Fall	Fehler	Trimmpunkt		
		T1	T2	T3
A1	kein Fehler	✓	✓	✓
B1		✓	✓	✓
C1		✗	✓	✓
A2	Inertialplattform	✓	✓	✓
B2		✓	✓	✓
C2		✗	✓	✓
A3	$p_t \rightarrow p_s$	✓	✓	✓
B3		✓	✓	✓
C3		✗	✓	✓
A4	$p_t = const.$	✗	✗	✗
B4		✗	✗	✗
C4		✗	✗	✗
A5	$p_s = const.$	✗	✗	✗
B5		✗	✗	✗
C5		✗	✗	✗
A6	$\alpha = const.$	✗	✗	✗
B6		✗	✗	✗
C6		✗	✓	✗
A7	$\beta = const.$	✗	✗	✗
B7		✗	✗	✗
C7		✗	✗	✗
A8	$p_t \& p_s = const.$	✗	✗	✗
B8		✗	✗	✗
C8		✗	✗	✗
A9	$p_t \& p_s \& \alpha = const.$	✗	✗	✗
B9		✗	✗	✗
C9		✗	✗	✗

Tabelle 4.2.: Ergebnis der simulierten Horizontalflüge

Fall	Fehler	Trimmpunkt		
		T1	T2	T3
A1	kein Fehler	✓	✓	✓
B1		✓	✓	✓
C1		✗	✗	✗
A2	Inertialplattform	✓	✓	✓
B2		✓	✓	✓
C2		✗	✗	✗
A3	$p_t \rightarrow p_s$	✓	✓	✓
B3		✓	✓	✓
C3		✗	✗	✗
A4	$p_t = const.$	✓	✓	✓
B4		✓	✓	✓
C4		✗	✗	✗
A5	$p_s = const.$	✓	✓	✓
B5		✓	✓	✓
C5		✗	✗	✗
A6	$\alpha = const.$	✗	✗	✗
B6		✗	✓	✗
C6		✗	✗	✗
A7	$\beta = const.$	✗	✗	✗
B7		✗	✗	✗
C7		✗	✗	✗
A8	$p_t \& p_s = const.$	✓	✓	✓
B8		✓	✓	✓
C8		✗	✗	✗
A9	$p_t \& p_s \& \alpha = const.$	✗	✗	✗
B9		✗	✓	✗
C9		✗	✗	✗

**Tabelle 4.3.:** Ergebnis der simulierten Steigflüge

Fall	Fehler	Trimmpunkt		
		T1	T2	T3
A1	kein Fehler	✓	✓	✓
B1		✓	✓	✓
C1		✓	✓	✓
A2	Inertialplattform	✓	✓	✓
B2		✓	✓	✓
C2		✓	✓	✓
A3	$p_t \rightarrow p_s$	✓	✓	✓
B3		✓	✓	✓
C3		✓	✓	✓
A4	$p_t = const.$	✓	✓	✗
B4		✓	✓	✗
C4		✓	✓	✗
A5	$p_s = const.$	✗	✗	✗
B5		✗	✗	✗
C5		✗	✗	✗
A6	$\alpha = const.$	✓	✓	✗
B6		✓	✓	✗
C6		✓	✓	✗
A7	$\beta = const.$	✗	✗	✗
B7		✗	✗	✗
C7		✗	✗	✗
A8	$p_t \& p_s = const.$	✗	✗	✗
B8		✗	✗	✗
C8		✗	✗	✗
A9	$p_t \& p_s \& \alpha = const.$	✗	✗	✗
B9		✗	✗	✗
C9		✗	✗	✗

Tabelle 4.4.: Ergebnis der simulierten beschleunigten Horizontalflüge

Fall	Fehler	Trimmpunkt		
		T1	T2	T3
A1	kein Fehler	✓	✓	✓
B1		✓	✓	✓
C1		✗	✓	✓
A2	Inertialplattform	✓	✓	✓
B2		✓	✓	✓
C2		✗	✓	✓
A3	$p_t \rightarrow p_s$	✓	✓	✓
B3		✓	✓	✓
C3		✗	✓	✓
A4	$p_t = const.$	✗	✗	✗
B4		✗	✗	✗
C4		✗	✗	✗
A5	$p_s = const.$	✗	✗	✗
B5		✗	✗	✗
C5		✗	✗	✗
A6	$\alpha = const.$	✗	✗	✗
B6		✗	✗	✗
C6		✗	✓	✗
A7	$\beta = const.$	✗	✗	✗
B7		✗	✗	✗
C7		✗	✗	✗
A8	$p_t \& p_s = const.$	✗	✗	✗
B8		✗	✗	✗
C8		✗	✗	✗
A9	$p_t \& p_s \& \alpha = const.$	✗	✗	✗
B9		✗	✗	✗
C9		✗	✗	✗

Tabelle 4.5.: Ergebnis der simulierten Kurvenflüge

#### 4.4.1. Fehler in der Inertialplattform

In allen Testfällen wurde der Fehler an der Inertialplattform erkannt. Ein Zeitverlauf der Detektion für den Fall A2 im Horizontalflug an Trimpunkt 2 ist in Abbildung 4.10 zu sehen. Im obersten Verlauf sind dabei die interne Warnung (gestrichelt) und Fehlerdetektion (gestrichelt) zu sehen. Der zweite und dritte Verlauf zeigen den Vergleich des Hängewinkels bzw. der Nicklage der simulierten Messung mit den kinematischen Gleichungen. Der letzte Verlauf zeigt den Vergleich der simuliert gemessenen Nicklage mit der Summe aus Anstell- und Bahnwinkel, bestimmt aus den Werten der kinematischen Gleichungen (Gleichung 3.15 in Abschnitt 3.4.1). Ab dem Zeitpunkt  $t = 120\text{ s}$  wurde die Messung der Beschleunigungssensoren mit einer zufällige Normalverteilung überschrieben, um so eine Abweichung der Simulation mit dem kinematischen Modell zu bewirken. Der Algorithmus erkennt, wie zu erwarten, die große Abweichung sofort und detektiert 8,44 s später den Fehler. Weitere Verläufe für die anderen drei Manöver sind im Anhang in Abbildung B.1 bis B.3 dargestellt.

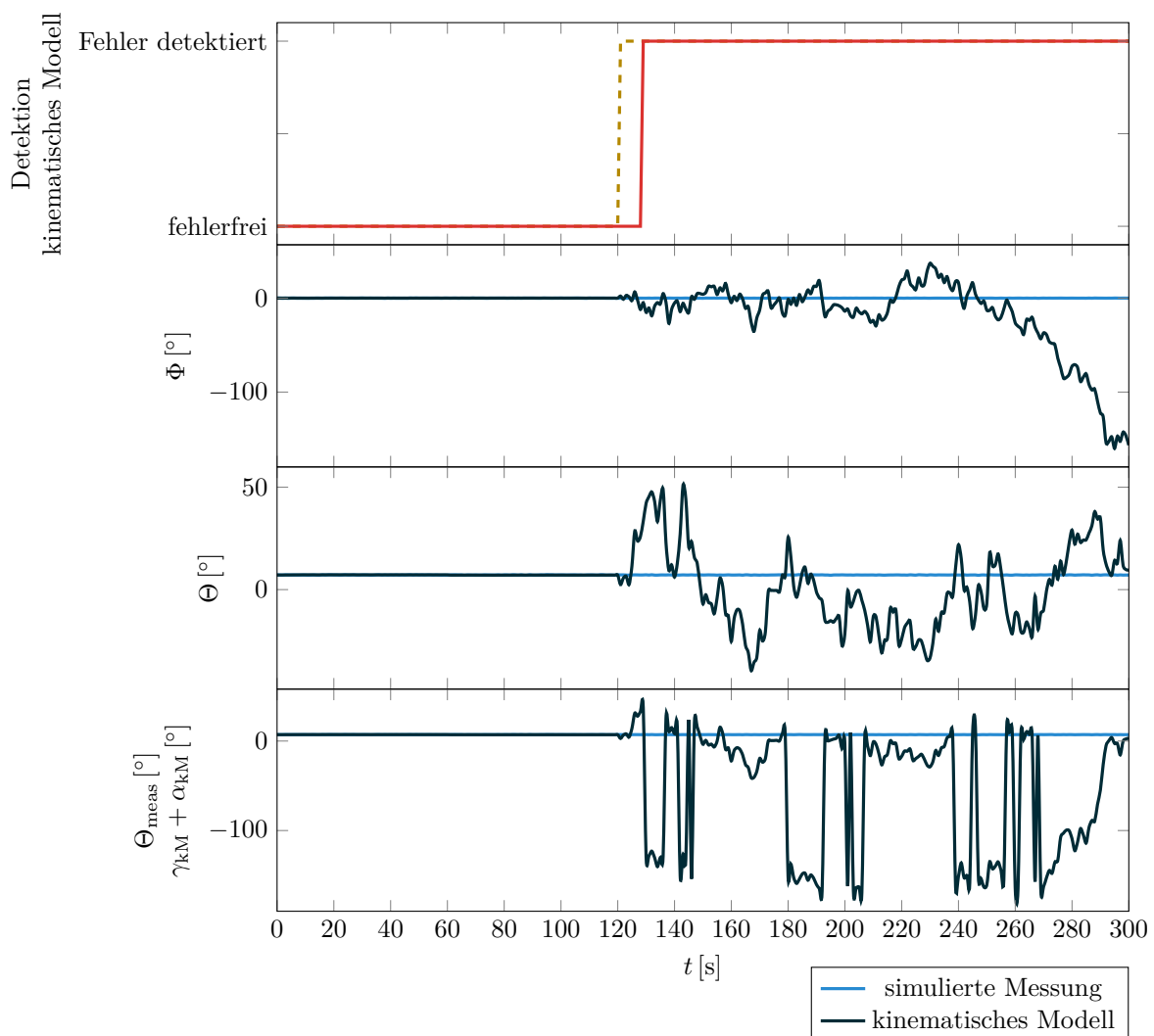
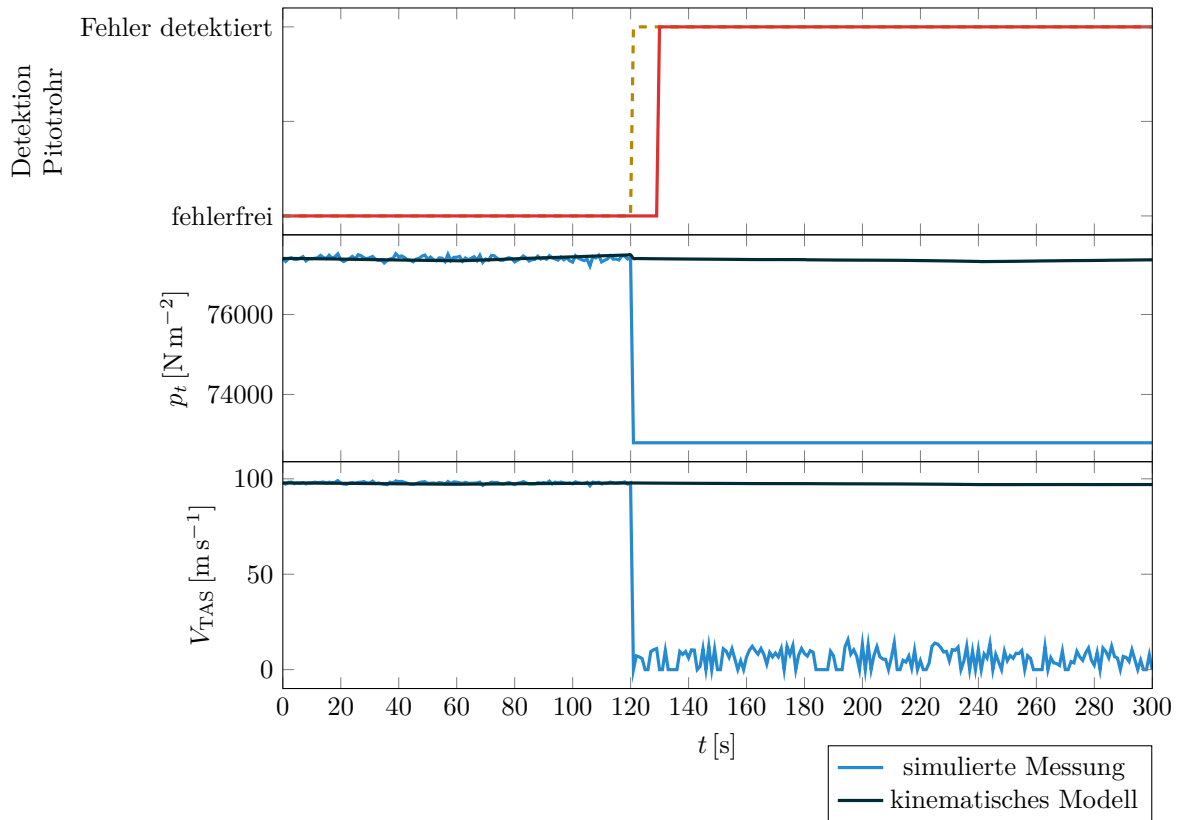


Abbildung 4.10.: Fehler in der Inertialplattform (A2) beim Horizontalflug (T2)

#### 4.4.2. Abfall des Totaldrucks am Pitotrohr

Der Totalausfall des Pitotrohrs durch Abfall des Totaldrucks  $p_t$  gegen den statischen Umgebungsdruck  $p_s$  wurde in allen Fällen erkannt. Bei diesem Fehler wurde ab  $t = 120$  s der simuliert gemessene Totaldruck auf  $p_t = 1,1 \cdot p_s$  gesetzt. Beispielhaft für die Fälle



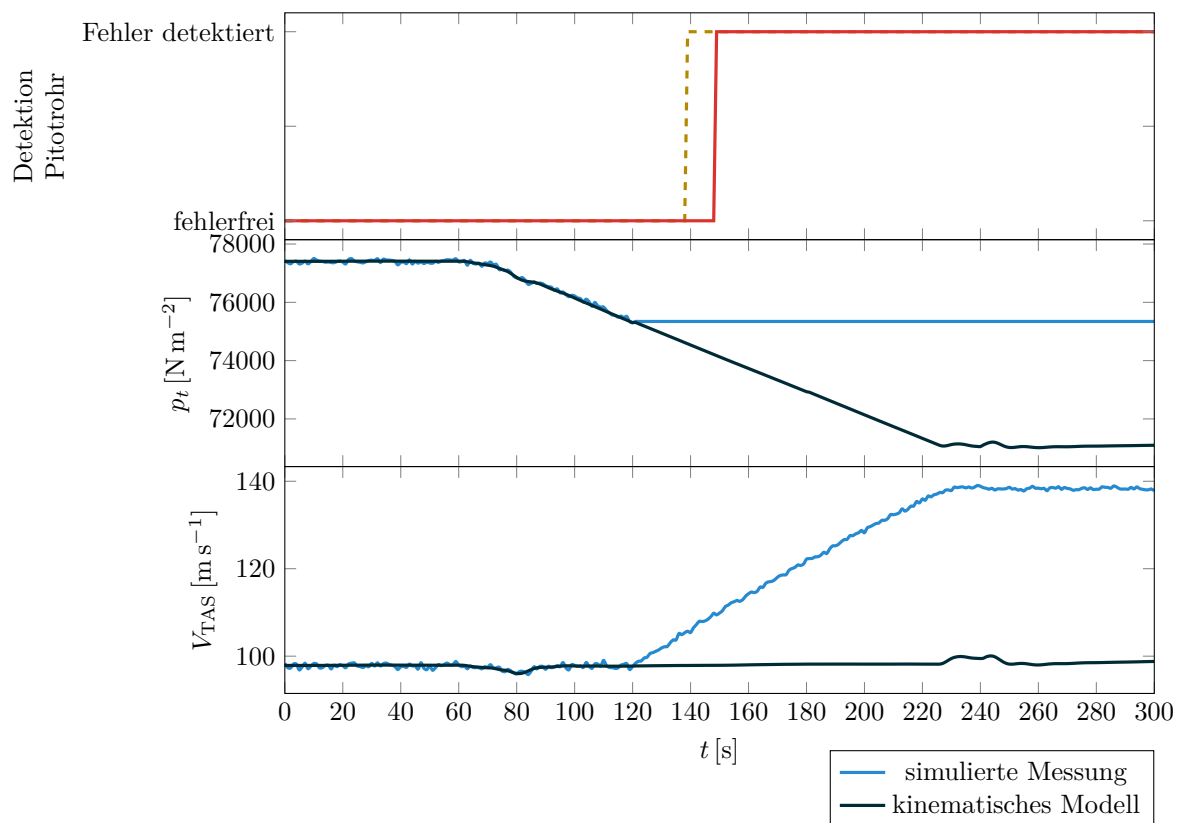
**Abbildung 4.11.:** Abfall des Totaldruck  $p_t$  am Pitotrohr (A3) beim Horizontalflug (T2)

ist in Abbildung 4.11 der Verlauf für den Horizontalflug (A3) am zweiten Trimpunkt dargestellt. Der oberste Verlauf zeigt die Detektion und interne Warnung (gestrichelt), der zweiten den Verlauf des Totaldrucks als simulierte Messung und zurückgerechnet aus den kinematischen Gleichungen (Abschnitt 3.4.4) und der dritte die wahre Fluggeschwindigkeit für Messung und durch das kinematische Modell simulierte Flugzeugbewegung. Die große Abweichung im Totaldruck wird wie erwartet sofort vom Algorithmus entdeckt und führt nach 10s zu der Detektion des Fehlers. Weitere Verläufe für die anderen drei Manöver befinden sich im Anhang als Abbildung B.4 bis B.6.



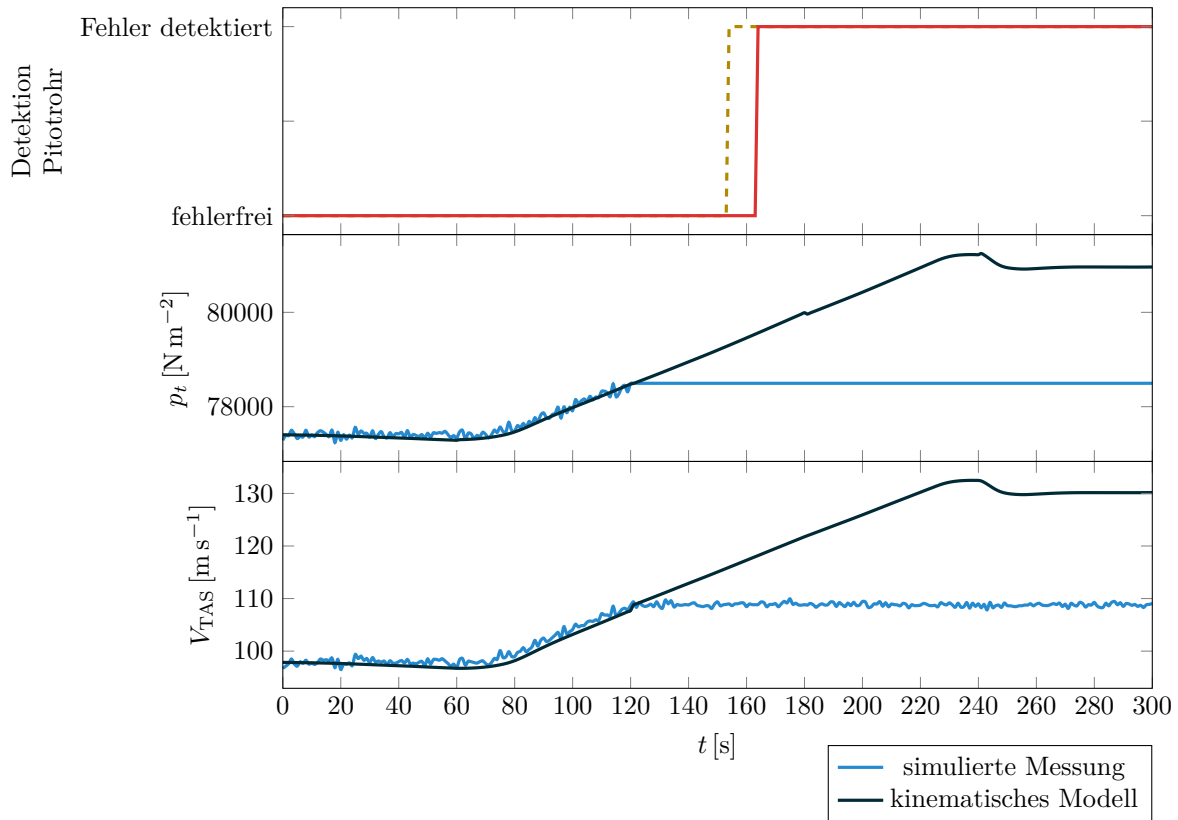
### 4.4.3. Konstanter Totaldruck am Pitotrohr

Der ab  $t = 120$  s fehlerhafte konstante Totaldruck am Pitotrohr wurde in den Fällen bei denen eine Änderung zu erwarten war, also beim Steig- und beschleunigten Horizontalflug, erkannt. Beim einfachen Horizontalflug und Kurvenflug wurde der konstante Totaldruck auf Grund einer fehlenden Änderung am Zustand nicht detektiert. Auf den Zeitverläufen sind jeweils oben die Detektion eines Fehlers des Pitotrohrs und die interne Warnung (gestrichelt) zu sehen. Der zweite Verlauf zeigt den Totaldruck und der dritte die wahre Fluggeschwindigkeit, jeweils für die simulierte Messung und die, aus den mit den kinematischen Gleichungen simulierten Flugzeugbewegungen. Bei dem in Abbildung 4.12



**Abbildung 4.12.:** Konstanter Totaldruck  $p_t$  am Pitotrohr (A4) beim Steigflug (T2)

dargestellten Steigflug, benötigt der Algorithmus 24 s bis die Abweichung zwischen dem konstanten Totaldruck und dem simulierten groß genug ist eine Abweichung festzustellen. Nach weiteren 10 s detektiert dieser dann den Fehler. Beim Beschleunigungsmanöver (Abbildung 4.13) benötigt der Algorithmus auf Grund der langsameren Abweichung 55 s um diese festzustellen, dann jedoch auch nur die eingestellte Minimalzeit von 10 s zur Detektion. Beim Horizontalflug ohne Änderung in Abbildung 4.14 ist zu sehen, dass der Algorithmus den konstanten Wert wie zu erwarten nicht detektiert. Auffällig ist in dieser Abbildung noch die Änderung im Totaldruck der kinematischen Gleichungen mit der Anpassung der Höhe alle 60 s, die für dessen Bestimmung notwendig ist. Außerdem ist die Anpassung der Zwischenwerte alle 120 s an die Fluggeschwindigkeit, besonders anhand des Sprungs bei  $t = 240$  s, zu sehen. In dem gezeigten, gleichbleibenden Flugzustand ist dies



**Abbildung 4.13.:** Konstanter Totaldruck  $p_t$  am Pitotrohr (A4) beim beschleunigten Horizontalflug (T2)

unkritisch, kann jedoch Probleme bei einem langsam größer werdenden Unterschied erzeugen, da in solch einem Fall die Anpassung an die falschen Messwerte erfolgen kann. Ein größeres Zeitintervall als 120 s, welches an weitere Bedingungen gekoppelt werden kann, sollte diese Probleme jedoch vermeiden können. Beim Kurvenflug in Abbildung 4.15 weicht der Totaldruck zwar während der Kurve ab, der Unterschied ist jedoch zu gering um daraus auf einen Fehler schließen zu können. Die größte Differenz bei 233 s liegt ungefähr bei der Hälfte der zugelassenen Abweichung.

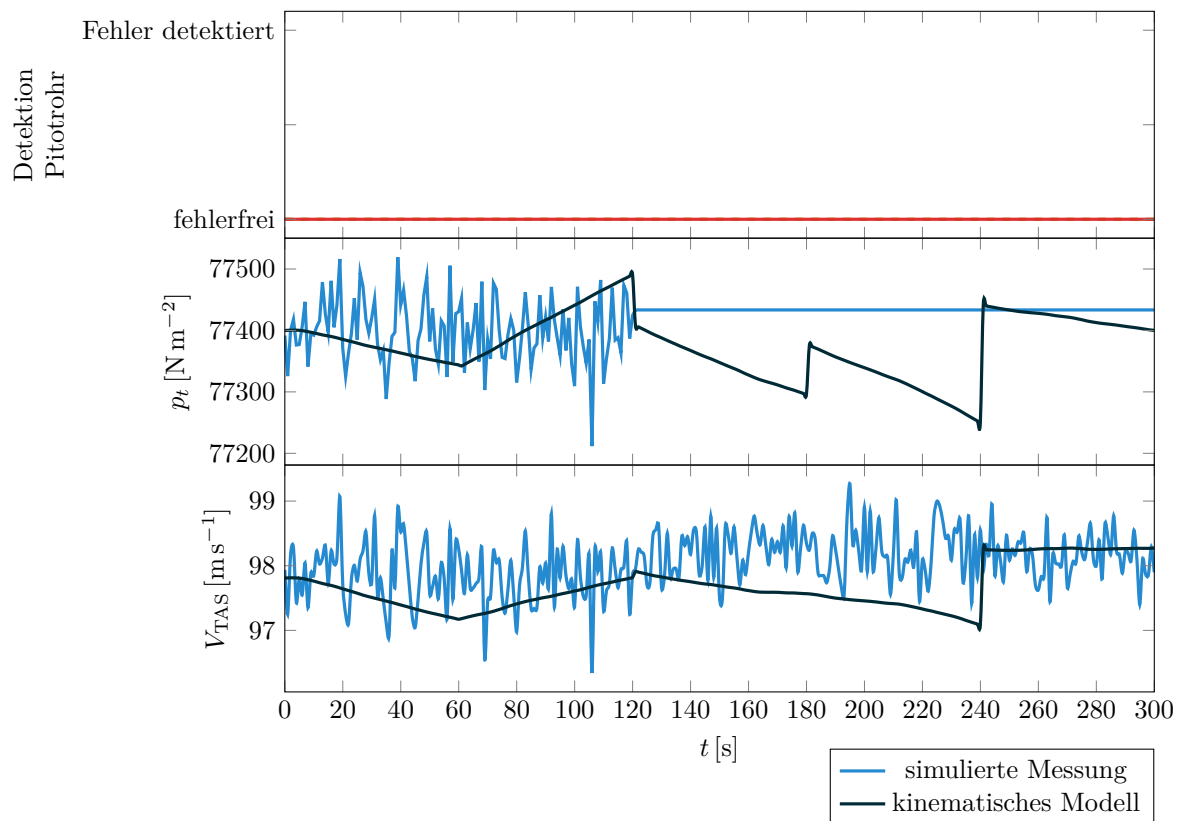
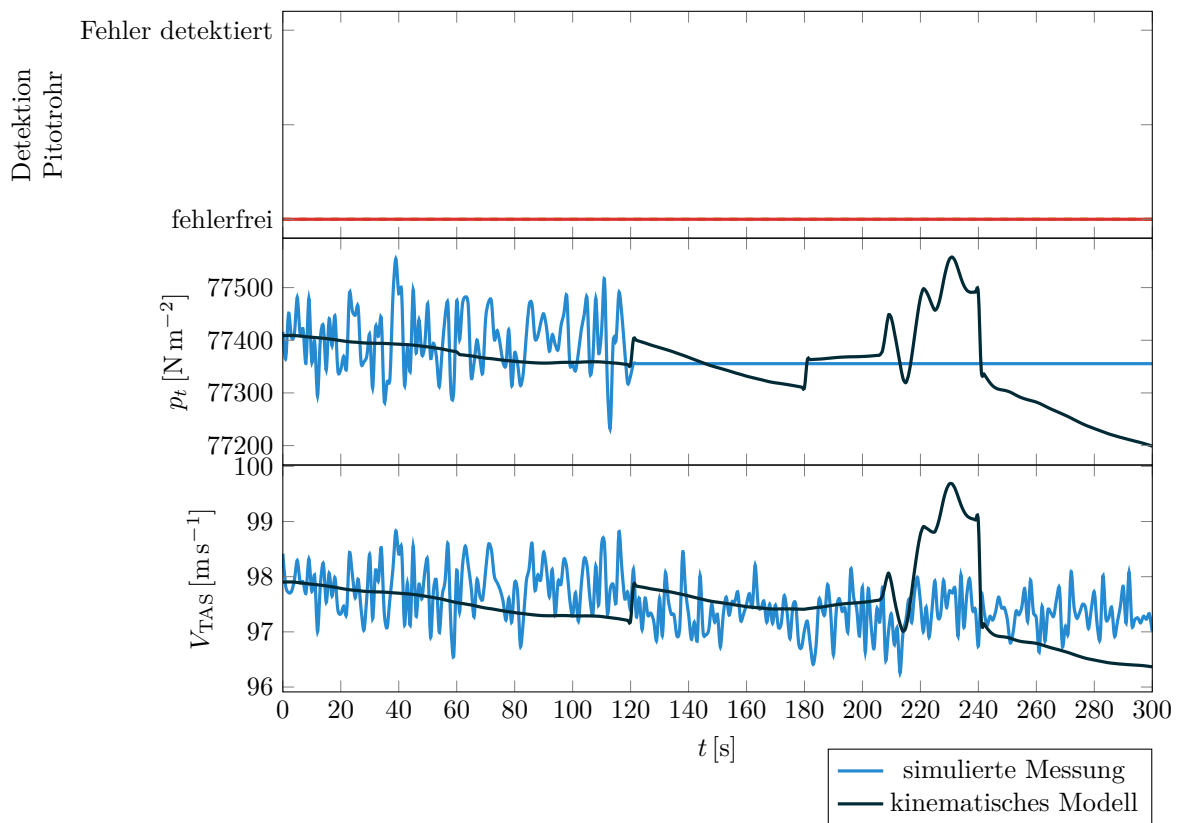


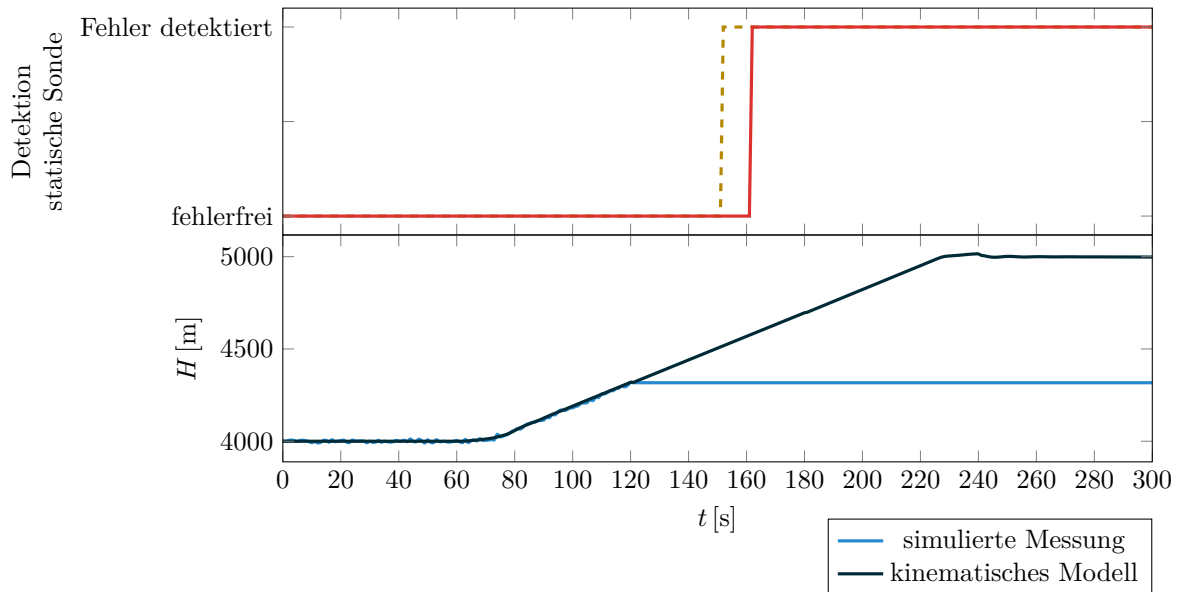
Abbildung 4.14.: Konstanter Totaldruck  $p_t$  am Pitotrohr (A4) beim Horizontalflug (T2)



**Abbildung 4.15.:** Konstanter Totaldruck  $p_t$  am Pitotrohr (A4) beim Kurvenflug (T2)

#### 4.4.4. Konstanter statischer Druck

Eine Verstopfung der statischen Sonde, welche durch einen konstanten statischen Druck ab 120s simuliert wurde, ist durch den Algorithmus nur bei den Steigflügen detektiert worden, da andernfalls kein Unterschied in den Vergleichswerten feststellbar war. Beispielfür diese ist der Verlauf des Höhsignals unten in Abbildung 4.16 dargestellt. Der obere Verlauf zeigt die interne Warnung und Detektion eines Fehlers durch den Algorithmus. Im dargestellten Fall benötigt der Algorithmus 32s bis die Abweichung groß genug ist und 10s zur Detektion des Fehlers. Da bei den anderen drei Manövern die Höhe



**Abbildung 4.16.:** Konstanter statischer Druck  $p_s$  der statischen Sonde (A5) beim Steigflug (T2)

konstant gehalten wurde, war ein konstanter statischer Druck und damit ein konstantes Höhsignal nicht detektierbar (Abbildung 4.17, sowie B.7 und B.8 im Anhang). Auffällig ist in Abbildung 4.17, dass die Höhe jeweils nach oben oder unten beginnt zu driften und durch die Anpassung auf die Positionsdaten des GPS-Empfängers alle 60s auf den richtigen Wert zurückgesetzt wird. Dies liegt an Problemen damit, die Turbulenz aus den Messsignalen zur Bestimmung der korrekten Anfangswerte für die vertikale Geschwindigkeitskomponente in z-Richtung zu filtern.

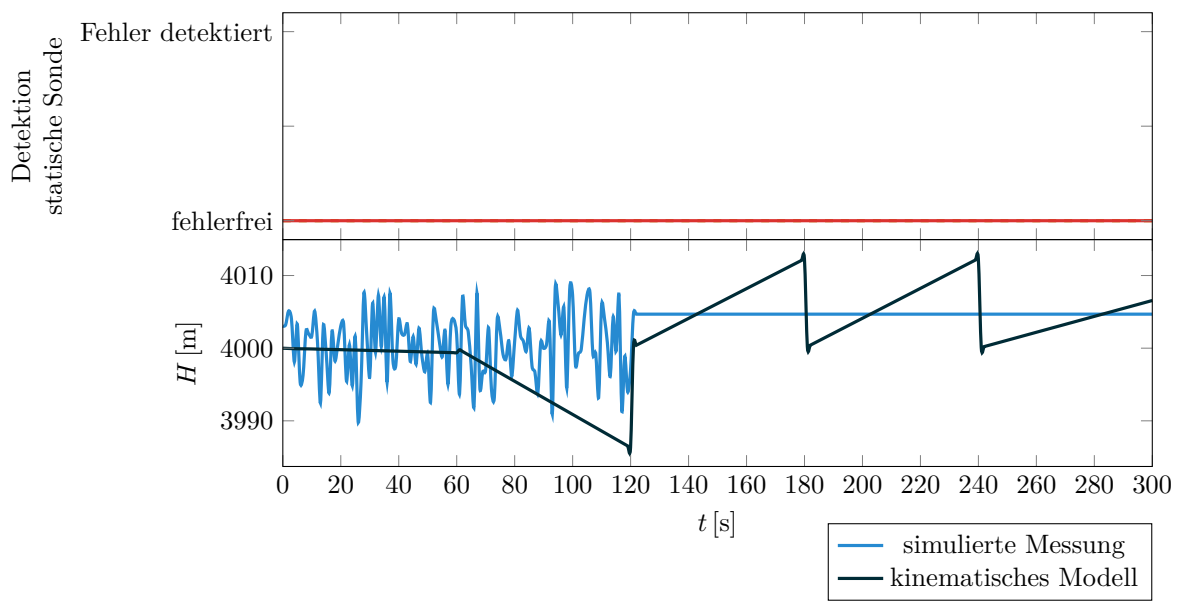
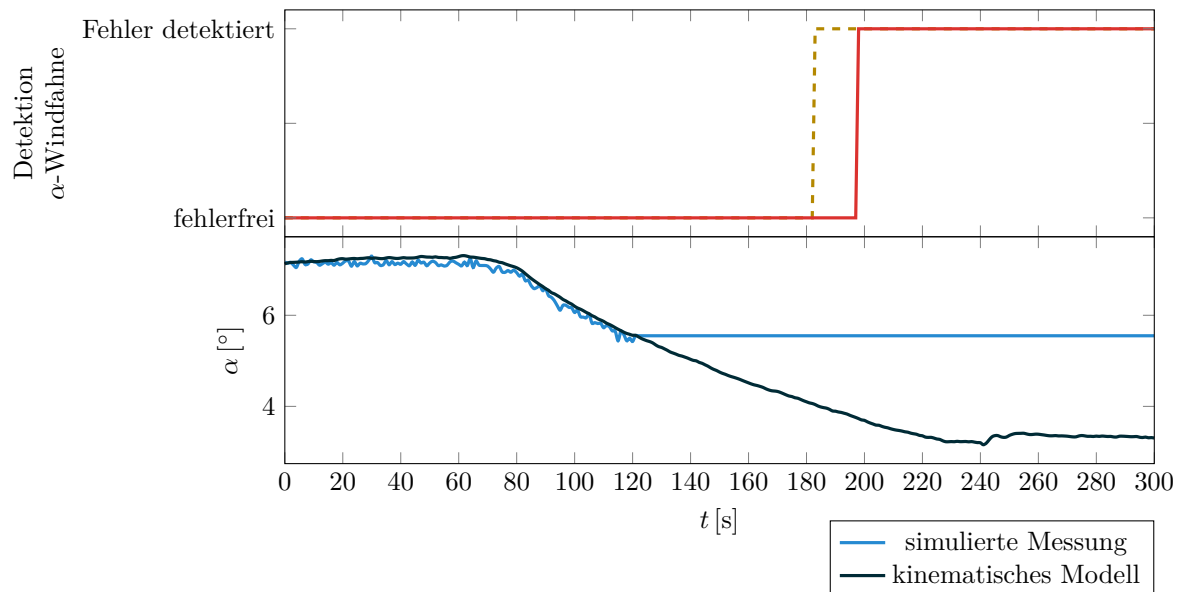


Abbildung 4.17.: Konstanter statischer Druck  $p_s$  (A5) beim Horizontalflug an (T2)

#### 4.4.5. Konstanter Anstellwinkel

Die Vereisung der Anstellwinkel-Windfahne wurde durch einen konstanten Messwert für diesen ab  $t = 120$  s simuliert. Dieser Fehler wurde beim Beschleunigungsmanöver an den ersten beiden Trimpunkten detektiert. Der Zeitverlauf für den zweiten Trimpunkt ist in Abbildung 4.18 zu sehen, der oberste Verlauf zeigt die interne Warnung und Fehlerdetektion, der zweite den Verlauf der Anstellwinkel. Nach knapp 60 s ist der Unterschied in beiden Signalen groß genug, damit dieser die Schwelle von  $1,5^\circ$  überschreitet und 15 s darauf wird der Fehler detektiert. Am dritten Trimpunkt (Abbildung 4.19) war der



**Abbildung 4.18.:** Konstanter Anstellwinkel (A6) beim beschleunigten Horizontalflug (T2)

Unterschied im Anstellwinkel zu gering um den Fehler zu detektieren. Die Abweichung betrug maximal  $0,9^\circ$  bei  $t = 230$  s, was nur etwa 60 % der Schwelle von  $1,5^\circ$  entspricht.

Der Algorithmus versucht, solange keine feststellbare Differenz im Zeitraum lag, alle 120 s die Geschwindigkeiten nach Gleichung 3.6 an die gemessenen anzupassen, um eine Drift zu vermeiden. Dies ist in Abbildung 4.19 bei  $t = 240$  s im dritten und vierten Verlauf für die Geschwindigkeitskomponenten  $v_K$  und  $w_K$  zu sehen. Diese Anpassung bewirkt ebenfalls eine Änderung des Anstellwinkels, da dieser aus den entsprechenden Geschwindigkeiten für die kinematischen Gleichungen bestimmt wird (Gleichung 3.13). Das Problematische an der Anpassung mit fehlerhaften Werten ist, dass sie nun zu der fehlerhaften Detektion von anderen Fehlern führen kann. So wird z.B. der Unterschied in der  $v_K$ -Geschwindigkeitskomponente zu der fehlerhaften Detektion eines Fehlers der Schiebewinkel-Windfahne führen, wie sich aus dem Verlauf für diesen (fünfter Verlauf in Abbildung 4.19) extrapolieren lässt. Der konstante Anstellwinkel wurde in allen anderen Testfällen nicht erkannt, da die Abweichung jeweils zu gering ist (Abbildung 4.20), oder die Zeitspanne nicht für eine Detektion ausreicht (Abbildung 4.21).

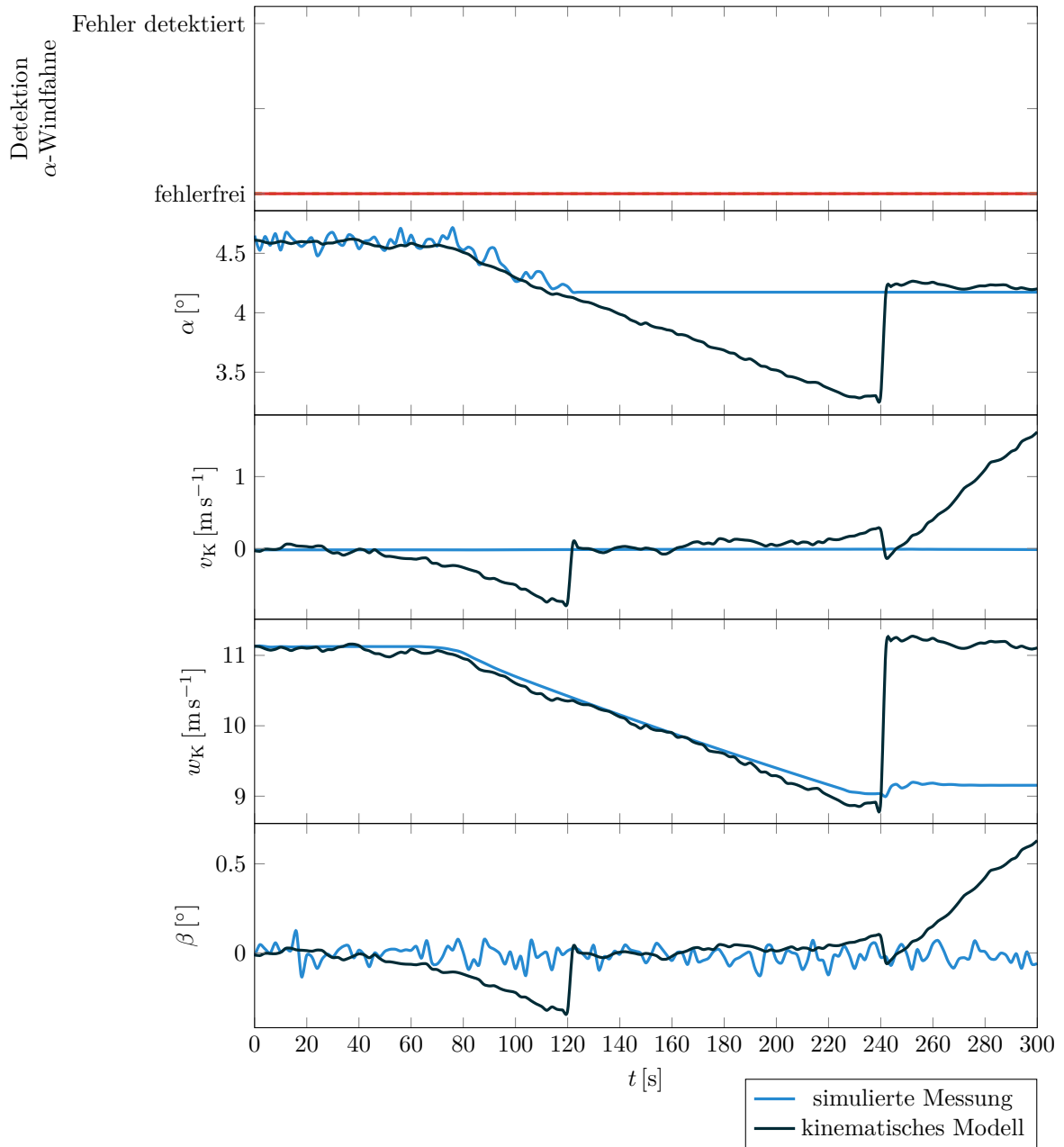


Abbildung 4.19.: Konstanter Anstellwinkel (A6) beim beschleunigten Horizontalflug (T3)



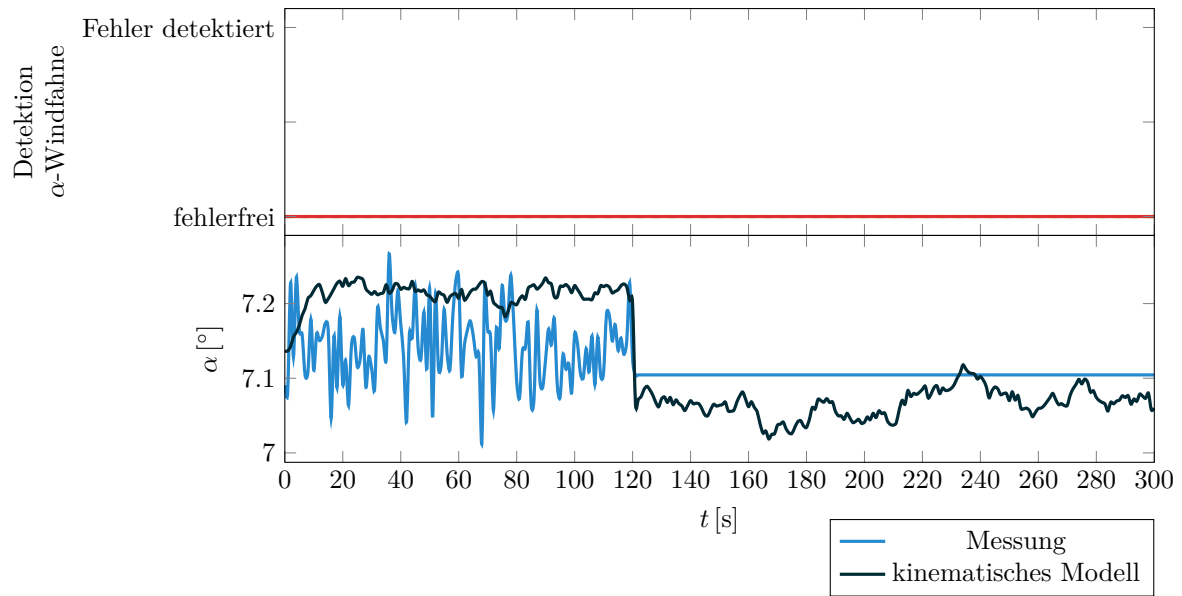


Abbildung 4.20.: Konstanter Anstellwinkel (A6) beim Horizontalflug (T2)

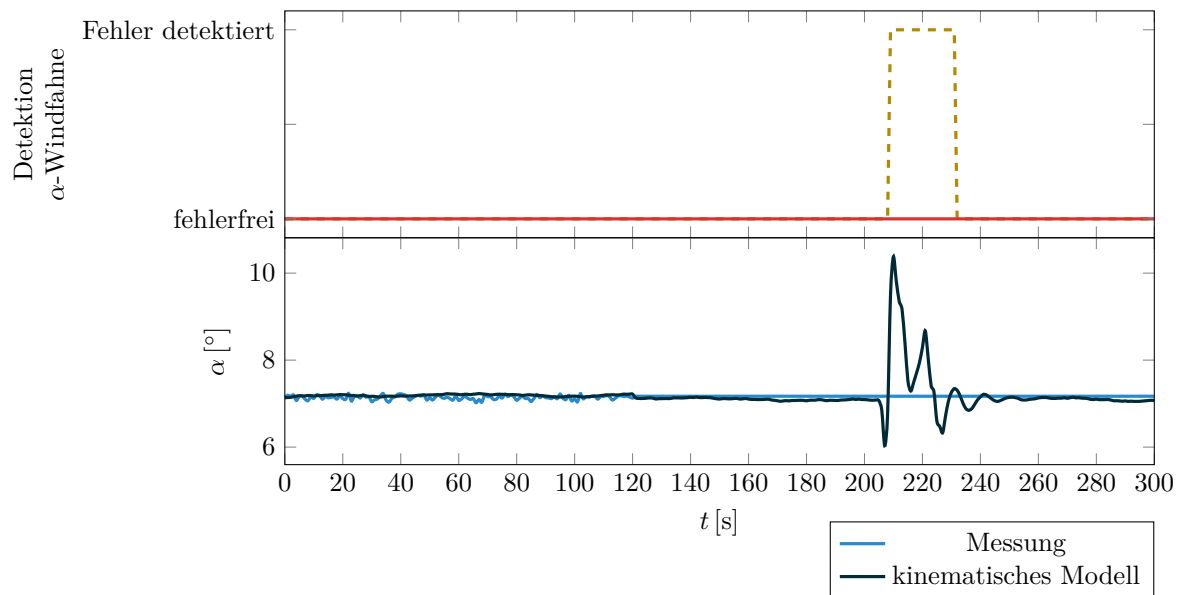


Abbildung 4.21.: Konstanter Anstellwinkel (A6) beim Kurvenflug (T2)

#### 4.4.6. Konstanter Schiebewinkel

Der Fehler in der Messung des Schiebewinkels ab  $t = 120$  s durch einen Fehler an der Windfahne konnte in keinem der simulierten Fälle erkannt werden. Bei den Horizontal- und Steigflüge war dies zu erwarten, da dieser sich nicht ändert (Abbildung B.10 bis B.12). Für die simuliert geflogene Kurve ist zum einen der Zeitraum der Abweichung für den Algorithmus zu kurz und zum anderen die gewählte Schwelle von  $5^\circ$  zu groß, da die auftretende Abweichung maximal  $4^\circ$  beträgt und daher, wie in Abbildung 4.22 zu sehen, auch keine interne Warnung auslöst. Das Kriterium für den Schiebewinkel sollte daher auf  $1,5^\circ$  bis  $2^\circ$  verringert werden.

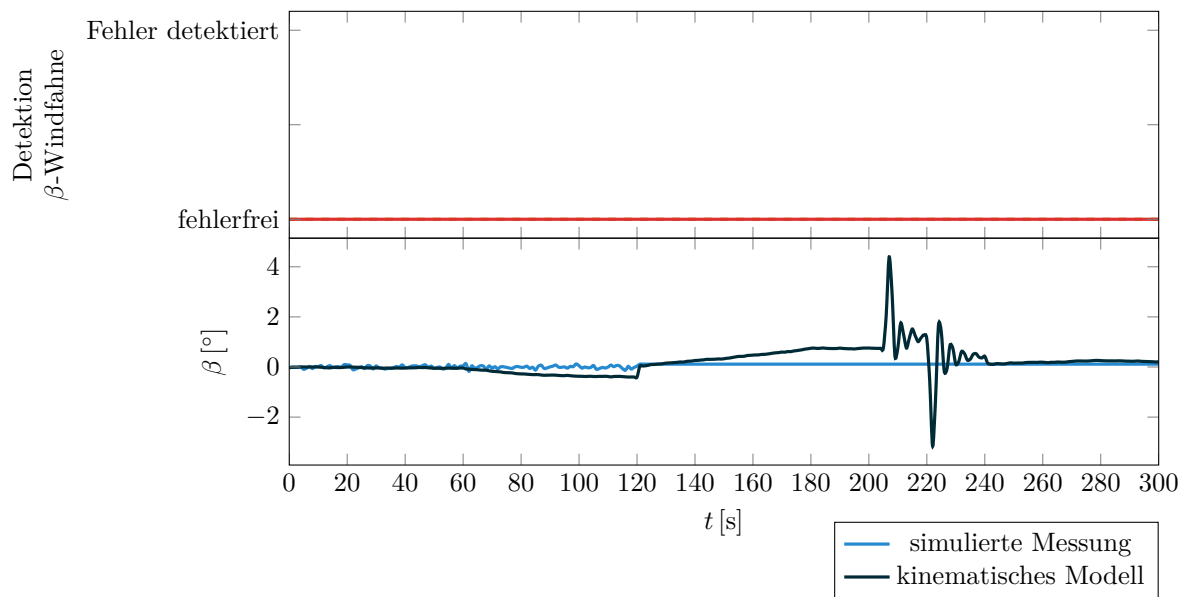


Abbildung 4.22.: Konstanter Anstellwinkel (A7) beim Kurvenflug (T2)

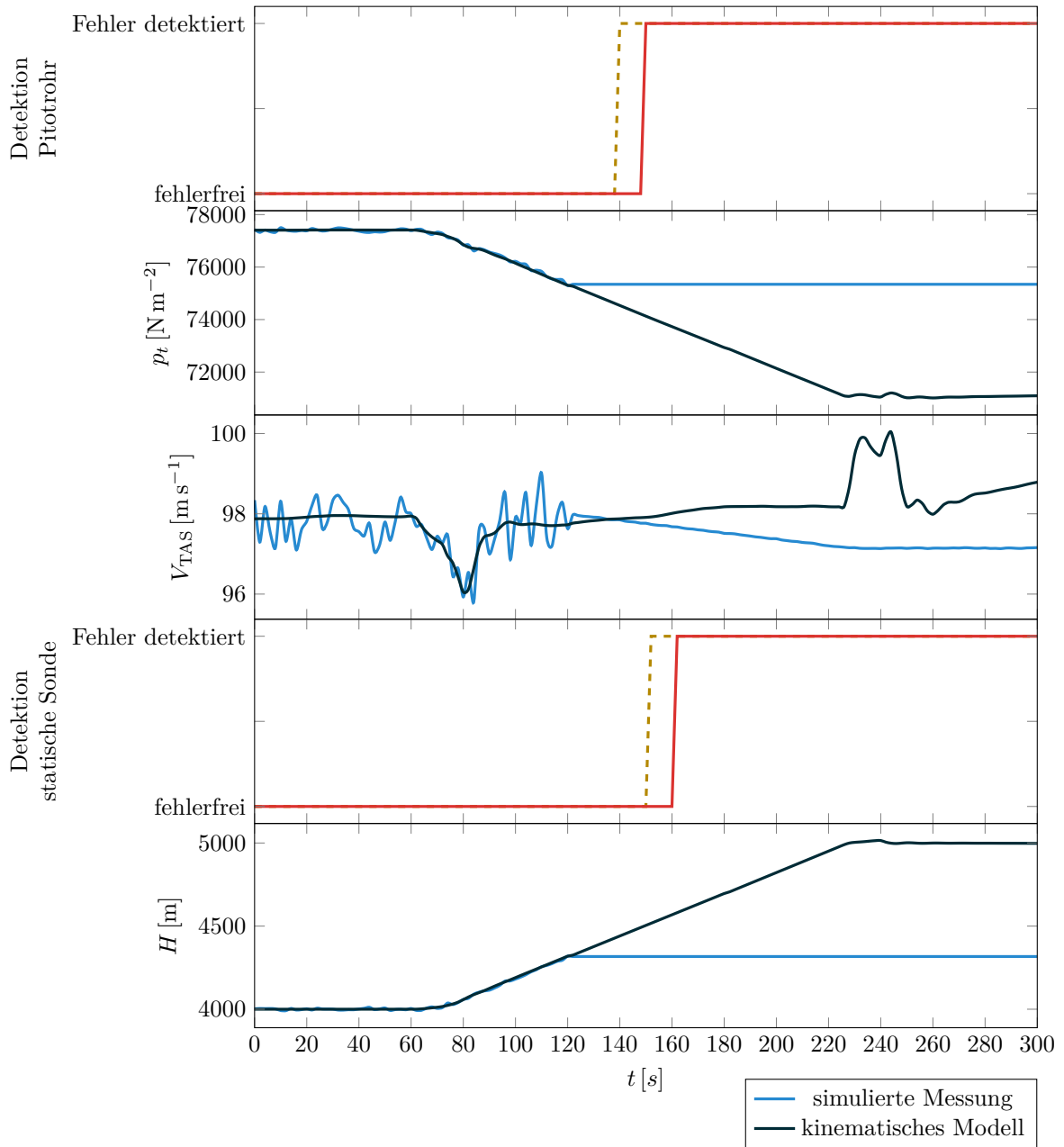
#### 4.4.7. Konstanter Total- und statischer Druck

Für den kombinierten Fehler an statischer Sonde und Pitotrohr wurden sowohl der gemessene statische Druck  $p_s$ , als auch Totaldruck  $p_t$  ab  $t = 120$  s konstant gehalten. Auf Grund des Aufbaus des Bayesschen Netzes und der getrennten Auswertung der Signale zur Fehlerdetektion, ergeben sich für den kombinierten Testfall dieselben Ergebnisse wie bei den einzelnen Detektionen. Daher wurden beide Einzelfehler nur im Fall des Steigfluges detektiert, da bei diesem auch beide Fehler jeweils einzeln detektiert wurden. Ein Zeitverlauf ist beispielhaft in Abbildung 4.23 zu sehen. Der erste und vierte Verlauf zeigen die jeweilige Detektion eines Fehlers und die interne Warnung, der zweite Verlauf den Totaldruck, der dritte die wahre Fluggeschwindigkeit und der fünfte den des Höhsignals. Die Abweichung im Totaldruck überschreitet nach 24 s die Schwelle und wird 10 s später bei  $t = 154$  s als Fehler detektiert. Der konstante statische Druck wird ab 32 s nach Erzeugung des Fehlers intern entdeckt und nach weiteren 10 s bei  $t = 162$  s detektiert.

Für die Horizontalflüge, bei denen beide Einzelfehler (Abbildung 4.14 und 4.17) nicht detektiert wurden, wird auch in der Kombination keiner der beiden Fehlern detektiert, wie in Abbildung B.13 dargestellt ist. Dies ist ebenfalls für den Kurvenflug der Fall (Abbildung 4.15 B.8 und B.15). Beim beschleunigten Horizontalflug wird bei der Kombination (Abbildung B.14) der konstante Totaldruck, wie im einzelnen Fehlerfall (Abbildung 4.13) detektiert, der konstante statische Druck jedoch nicht (Abbildung B.7).

#### 4.4.8. Konstanter Total-, statischer Druck und Anstellwinkel

Für die Kombination der drei Fehler konstanter Totaldruck, konstanter statischer Druck und konstanter Anstellwinkel ergibt sich, wie im vorherigen Abschnitt bei der Kombination aus konstantem Total- und statischem Druck, ebenfalls als Ergebnis die Kombination der Einzelfälle. Daher wurden in keinem der Fälle alle drei Fehler gleichzeitig detektiert, sondern immer jeweils die Fehler, die auch in den vorherigen Fällen einzeln detektiert werden konnten. Die Zeitverläufe sind im Anhang in Abbildung B.16 bis B.19 zu sehen.

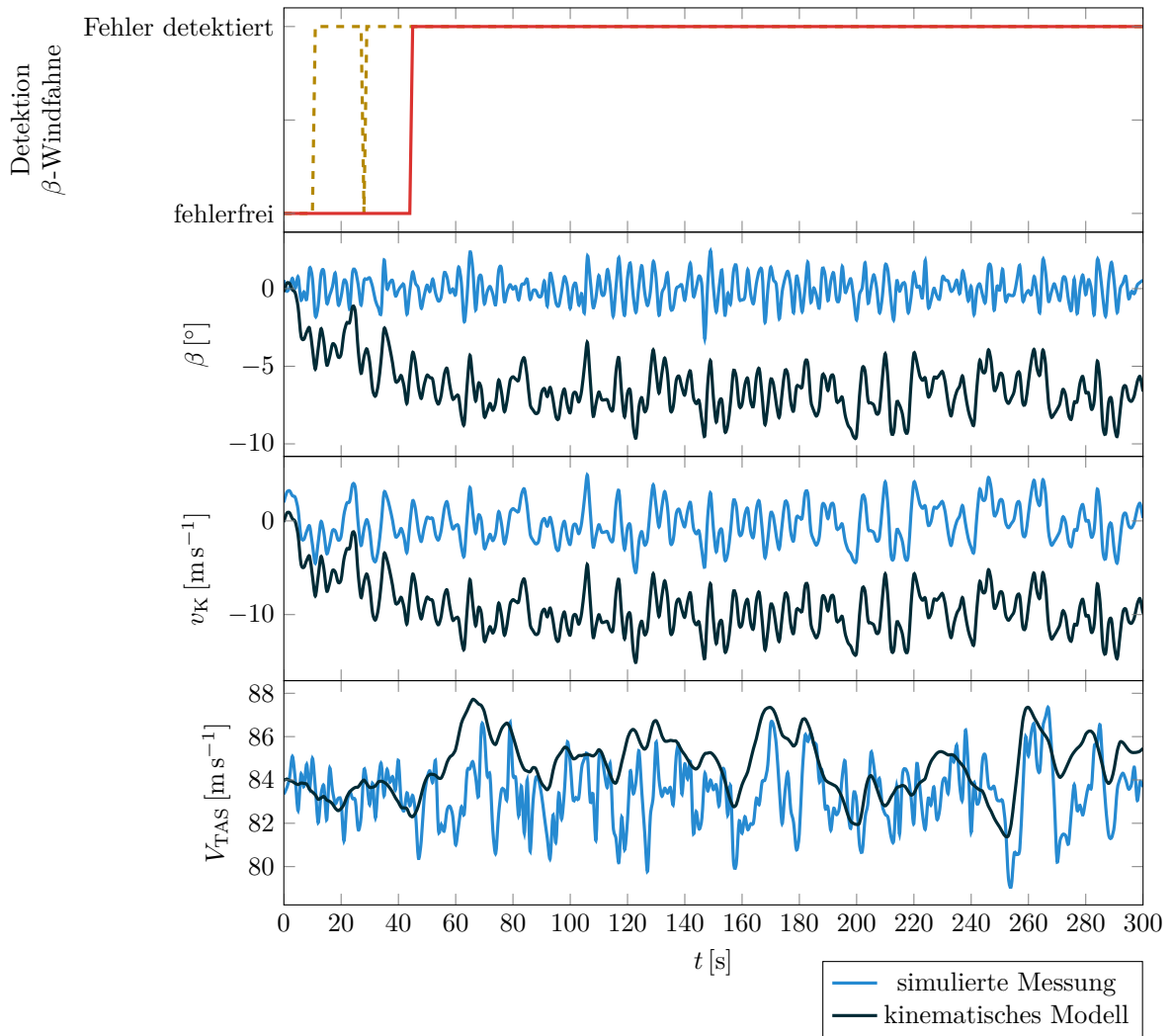


**Abbildung 4.23.:** Konstanter Totaldruck  $p_t$  und statischer Druck  $p_s$  (A8) beim Steigflug (T2)

## 4.5. Falsch detektierte Fehler (*false detection*)

Ein Problem, was bei den Fällen mit starker Turbulenz auftritt, ist eine Fehldetektion der Anstell- und Schiebewinkel. Der falsch detektierte Fehler der Schiebewinkel-Windfahne tritt in drei der vier vollständigen Fehldetektionen auf, in dem anderen Fall wird ein Fehler an der Anstellwinkel-Windfahne detektiert. Das Problem entsteht in diesen Fällen durch eine fehlerhafte Bestimmung der Startwerte. Die Signalschwankungen durch starke Turbulenz hat insbesondere Einfluss auf die Startwerte und der in Relation dazu kleinen Geschwindigkeiten  $v_K$  und  $w_K$ , aus denen die beiden Winkel bestimmt werden (Gleichung 3.13 und 3.14). Durch den großen Fehler hinsichtlich der Geschwindigkeit  $v_K$ , wird dann auch der berechnete Schiebewinkel verfälscht, was zu der Fehldetektion beim Horizontalflug und Steigflug am ersten Trimpunkt, sowie beim Steigflug am dritten Trimpunkt führte (Abbildung 4.24, B.20 und B.21). Für den Steigflug am zweiten Trimpunkt wurde fehlerhafter Weise ein Versagen der Anstellwinkel-Windfahne detektiert, da die Geschwindigkeitskomponente  $u_K$  zu sehr vom tatsächlichen Wert abweicht (Abbildung B.22).

Diese Probleme traten nicht in allen durchgeführten Simulationen mit starker Turbulenz auf. Da das Verfahren jedoch eine falsche Detektion eines Fehlers ausschließen soll, stellt dies ein Problem dar. Eine Erhöhung der zur Mittlung genutzten Zeitspanne von 1 s auf 2 s bis 60 s verbesserte diese Startwerte nicht. Die Mittlung als Filter für die Turbulenz scheint nicht ausreichend zu sein und auch eine binomialverteilte Filterung oder die Bestimmung des Median wiesen den gleichen Fehler auf. Für das Anziehen der Startwerte der kinematischen Gleichungen bei starker Turbulenz bleibt damit offen, einen geeigneten Filter zu finden, um diese genau genug bestimmen zu können. Da außerhalb starker Turbulenz die Mittlung ausreichend war, wäre es ebenfalls eine Möglichkeit, die Bildung dieser Startwerte auf Situationen ohne starke Turbulenz zu verschieben, indem beispielsweise die Schwankung der Werte über die Zeit beobachtet wird.



**Abbildung 4.24.:** Falsch detektierter Fehler der Schiebewinkel-Windfahne (C1) beim Horizontalflug (T1)

# 5. Online Umsetzung des Algorithmus und Signalrekonstruktion

Für die Online Umsetzung des entworfenen Algorithmus sind einige Unterschiede zu beachten. So wurde bisher die gesamte Simulation der Messung im Voraus durchgeführt und dann im Nachhinein die Auswertung der gesamten Messwerte durchgeführt. Beim Online Betrieb in einem Flugzeug stehen die Messwerte jeweils nur für den verstrichenen Zeitpunkt zur Verfügung. Die Simulation muss also schrittweise zu der Messung erfolgen. Ebenfalls müssen für die Integration in ein Verkehrsflugzeug die bisher vernachlässigten redundanten Sensoren, die in großen Verkehrsflugzeugen üblich sind, und deren Kombination mit dem Algorithmus berücksichtigt werden. Des Weiteren soll in diesem Abschnitt die Möglichkeit der Nutzung von Ersatzsignalen angesprochen werden. Durch die Simulation der Flugzeugbewegung mit den kinematischen Gleichungen liegen mögliche Ersatzsignale bereits vor.

## 5.1. Online Umsetzung

Für die Implementierung des Detektionskonzeptes in ein Verkehrsflugzeug sind mehrere Voraussetzungen zu erfüllen:

- die Messdaten müssen zur Simulation mit dem kinematischen Modell zu jedem Zeitpunkt synchron zur Verfügung stehen,
- der programmierte Algorithmus muss auf einem an Bord eingesetzten Computer lauffähig sein,
- der Algorithmus muss zu redundanten Sensoren kompatibel sein.

Zur Simulation der Flugzeugbewegung mit dem kinematischen Modell werden die Beschleunigungen und damit eine Inertialplattform zu deren Messung benötigt. Zudem sind Positionsdaten eines GPS-Empfängers, Lagekreisel für die Eulerwinkel und die Messdaten der Pitotrohre, statischen Sonden und Windfahnen (vgl. Abschnitt 3.2) sowie ein Computer zur Verarbeitung dieser Daten von Nöten. Der Algorithmus selber muss nicht in Echtzeit laufen, sondern führt einen Simulationsschritt immer dann aus, wenn die gemessenen Daten vorliegen. Das Ergebnis des Simulationsschrittes wird dann mit den Messwerten der zu überprüfenden Sensoren verglichen.

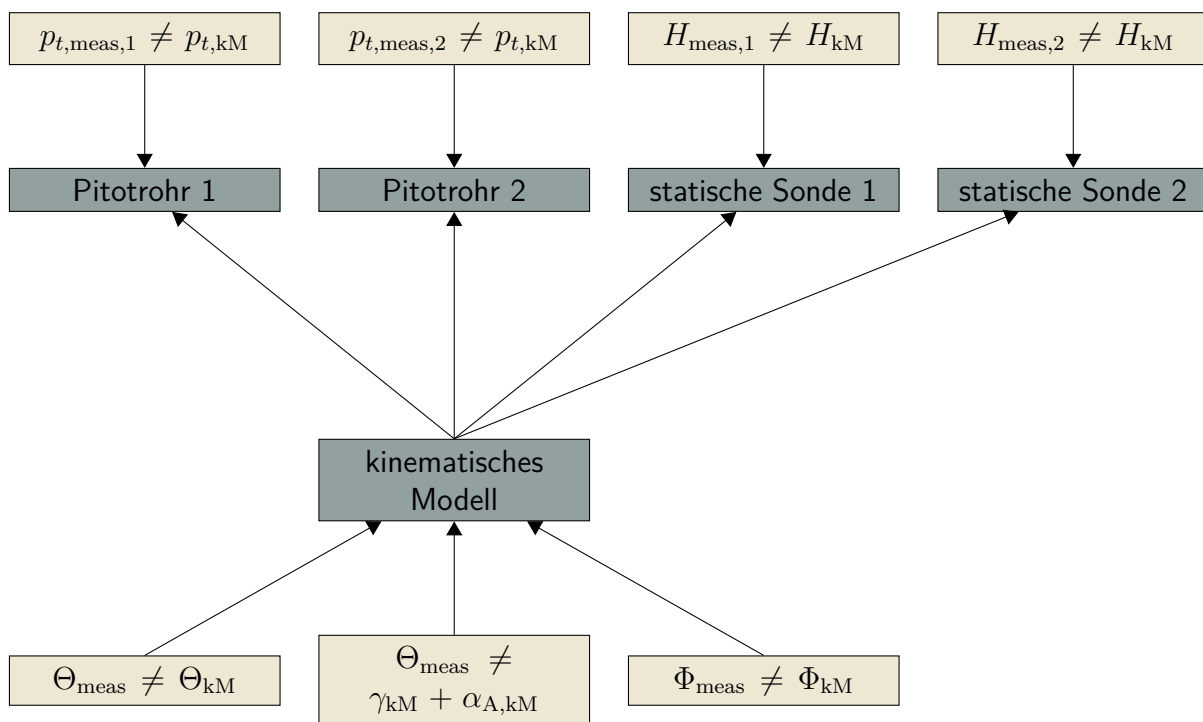
Für die Programmierung der numerischen Lösung des kinematischen Modells können die Gleichungen 3.1 bis 3.3 verwendet werden, da diese bereits in der Form eines Systems gewöhnlicher Differentialgleichungen 1. Ordnung  $\dot{y}_n = (t, y_n)$  vorliegen. Für die ersten Startwerte können die Gleichung 3.4, 3.5 und 3.9 verwendet werden, wobei der Algorith-

mus eine bestimmte Zeit zur Initialisierung der ersten Werte benötigt. Während des Fluges können dann jeweils die Endwerte des vorherigen Simulationsschrittes genutzt werden.

Um den Algorithmus mit redundanten Systemen kompatibel zu machen sind z.B. folgende zwei Lösungswege denkbar:

1. Bewertung der Signale durch eine Logik, dann Einspeisen des als gültig bewerteten Signales in den Algorithmus,
2. oder Ergänzung des Bayesschen Netzes um die redundanten Signale.

Letztere umgeht dabei die Problematik von mehrfachen Vereisungen an den Sensoren und die Problemen, die eine eingesetzte Logik damit haben kann. Diese Lösung bietet sich dabei vor allem für die redundante Ausführung von Pitotrohren und statischen Sonden an. Bei Verwendung eines Prandtlrohres ist zusätzlich darauf zu achten, dass dieses eine eigene statische Sonde aufweist, welche als unabhängiger Knoten von der statischen Sonde zur Höhenmessung ins Bayessche Netz eingefügt werden muss. Ein beispielhafter Aufbau des Netzes für die doppelte Ausführung von Pitotrohr und statischer Sonde ist in Abbildung 5.1 dargestellt (ohne Darstellung der Windfahnen). Die Darstellung folgt



**Abbildung 5.1.:** Möglichkeit redundante Sensoren zu integrieren

dabei dem in Abbildung 3.8 dargestellten Aufbau und führt die zusätzlichen Sensoren als einzelne Knoten und die Signale der zu überprüfenden Sensoren als dazugehörige Beweise auf. Dabei müssen für das kinematische Modell und, falls der Totaldruck der jeweiligen Pitotrohre aus der Geschwindigkeit zurückgerechnet wird, die korrekten statischen Drücke und Dichten benutzt werden.



## 5.2. Signalrekonstruktion

Durch die Simulation mit dem kinematische Modell stehen Ersatzsignale für Flugeschwindigkeit, Höhe, Anstellwinkel und Schiebewinkel direkt zur Verfügung. Die Qualität dieser Ersatzsignale hängt dabei von der Qualität der Anfangswerte des kinematischen Modells und der Windschätzung ab. Solange diese Abschätzungen nahe an den tatsächlichen Werten liegen, sind die zur Verfügung stehende Ersatzsignale von guter Qualität. Die Anfangswerte müssen dabei möglichst ohne Störeinfluss durch große Turbulenz bestimmt werden.

Im Reiseflug ist eine Ungenauigkeit bei diesen Werten hinnehmbar, da das Flugzeug bei den üblichen Manövern einen genügend großen Abstand zu den kritischen Zuständen hat und eine Warnung anhand der Tendenz des Ersatzsignales rechtzeitig angezeigt werden kann. Für den Fall einer Landung steht zudem eine recht genaue Windschätzung vom Flughafen zur Verfügung, so dass diese das System unterstützt.

Beispiele für Ersatzgeschwindigkeiten sind in Abbildung 5.2 bei Ausfall des Pitotrohrs und in Abbildung 5.3 für einen konstanten Messwert an der statischen Sonde dargestellt. Für die Höhe steht zwar auch durch das kinematische Modell ein Ersatzsignal zur Verfügung (Abbildung 5.3), jedoch sollte das Vertrauen gegenüber den Positionsdaten des GPS höher sein, sofern ein Signal zur Verfügung steht. Das mögliche Ersatzsignal des kinematischen Modells ist für den Anstellwinkel beispielhaft in Abbildung 5.4 dargestellt.

Bei guter Qualität der Ersatzsignale können diese für den Zeitraum, der nötig ist die Sensoren zu enteisen, genutzt werden. Sollten die Sensoren über einen längeren Zeitraum vereist bleiben, nimmt die Genauigkeit der Ersatzsignale mit der Zeit zwar ab, jedoch ist es in der Situation besser ein schlechtes Ersatzsignal zur Verfügung zu haben als gar keines.

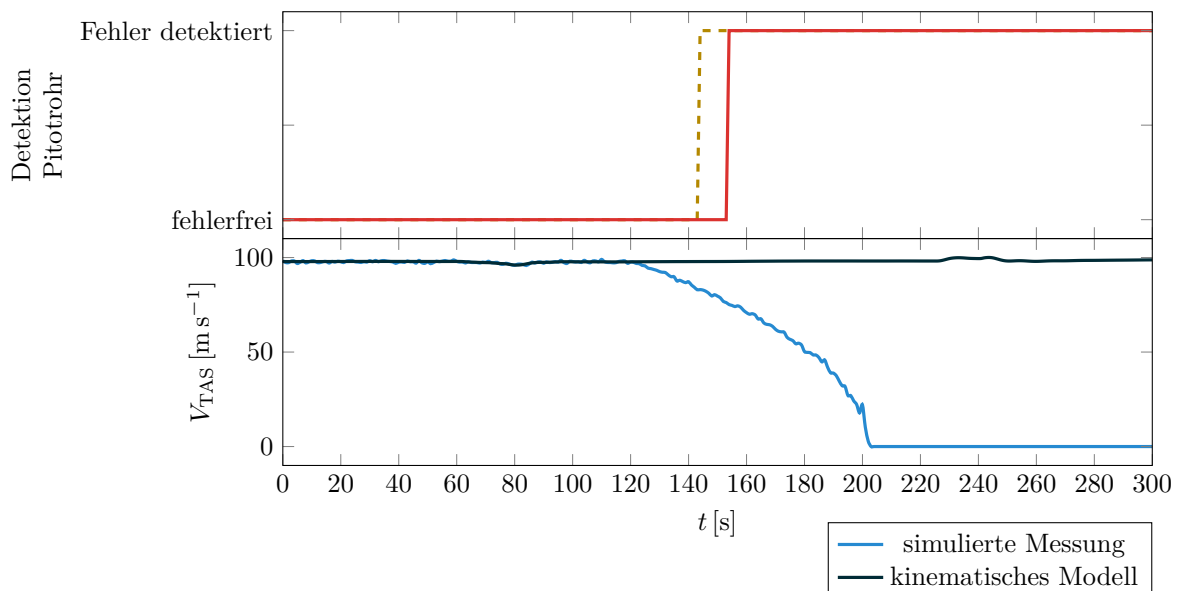


Abbildung 5.2.: Ersatzgeschwindigkeit bei Ausfall des Pitotrohrs (T2)

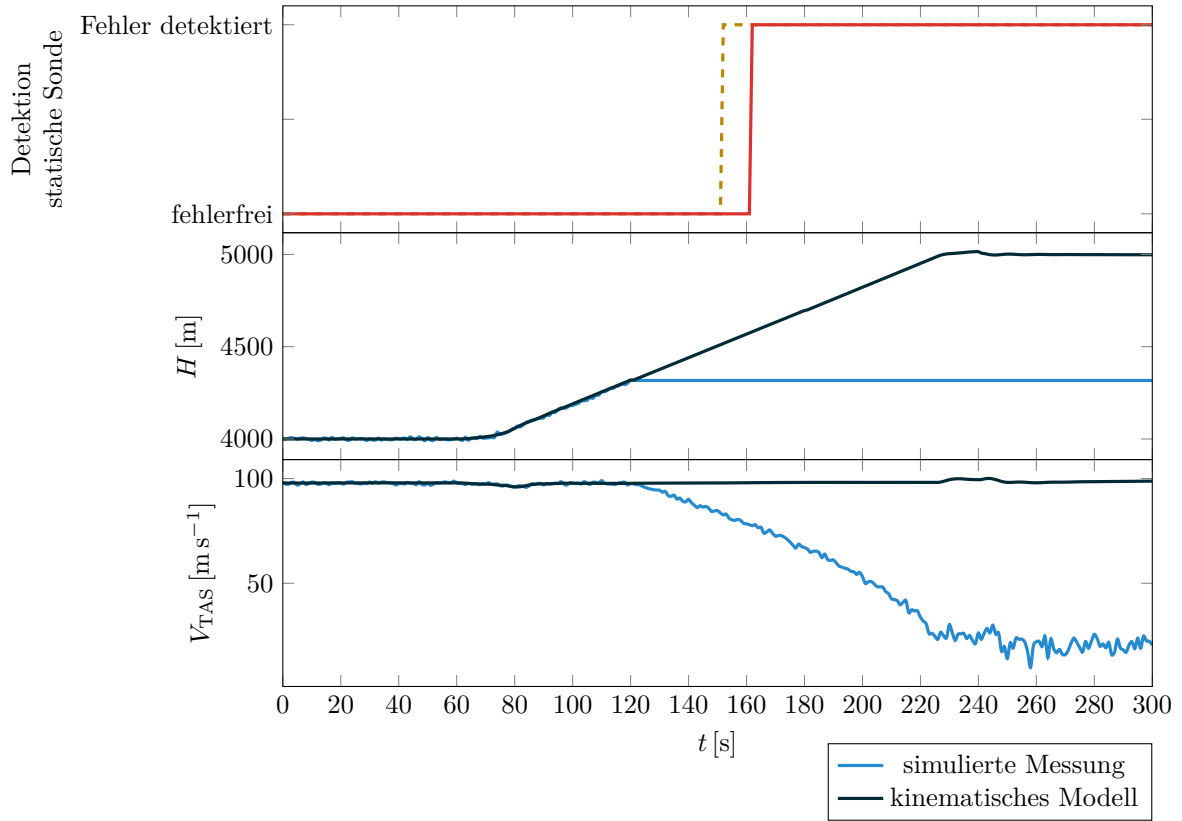


Abbildung 5.3.: Ersatzhöhe bei Ausfall der statischen Sonde (T2)

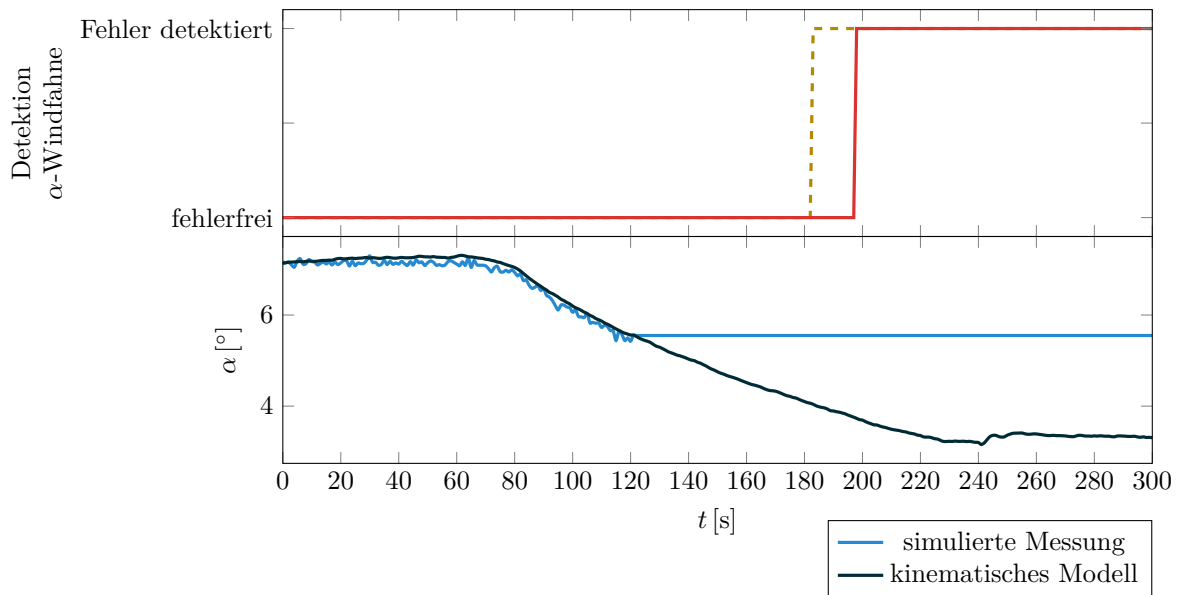


Abbildung 5.4.: Ersatzsignal für den Anstellwinkel (T2)

## 6. Zusammenfassung und Ausblick

In dieser Arbeit wurde ein Algorithmus zur Detektion von durch Vereisung degradierten Sensoren auf Basis eines kinematischen Modells zur Simulation der Flugzeugbewegung und eines Bayesschen Netzes zur Auswertung dieser entworfen. Der Algorithmus wurde erfolgreich in einer Reihe von Simulationen mit einem Modell des ATTAS getestet. Dazu wurden ein unbeschleunigter und beschleunigter Horizontalflug, ein Steig- und Kurvenflug als Manöver, Wind und Turbulenz als Umweltbedingungen, sowie verschiedene Sensorfehler als Testfälle genutzt. Die Ergebnisse der Testsimulationen sind:

1. Der entworfene Algorithmus kann von Vereisung betroffene Sensoren an fehlerhaften Signalen erkennen, solange deren Signale einer Änderung unterliegen müssten (und nicht auch im fehlerfreien Betrieb konstant sind). Da in einem gleichbleibenden Zustand durch ein konstantes Signal keine Gefährdung entsteht, ist dies nicht problematisch.
2. Problematisch für den Algorithmus sind Anfangswerte und Werte, um bei längerem Betrieb eine Drift zu vermeiden. Zum einen lassen sich diese Werte bei starken Schwankungen durch Turbulenz mit der vorgestellten Methode nur ungenügend genau bestimmen, was zu Fehldetektionen führen kann. Zum anderen darf die Anpassung nicht erfolgen, wenn die Messwerte fehlerhaft sind.
3. Eine Online Umsetzung ist für Flugzeuge, die die Voraussetzungen einer Inertialplattform und eines Bordcomputers erfüllen, möglich. Durch die Verwendung der kinematischen Gleichungen bei der Detektion stehen zudem Ersatzsignale für die Rekonstruktion bei Ausfall eines Sensors zur Verfügung.

### 6.1. Zusammenfassung

Die Vereisung an externen Sensoren ist ein regelmäßig (etwa 1,3 mal pro Jahr) auftretendes Problem in der Luftfahrt, wie die Recherche zu Vorfällen und Unfällen durch Sensorvereisung gezeigt hat. Die Vereisungen führt dabei in den meisten Fällen nur zu Vorfällen, aber auch in Ausnahmen zu Unfällen mit fatalem Ausgang. Von dieser betroffen sind im einzelnen das Pitotrohr, die statische Sonde, die Anstellwinkel-Windfahne und die Schiebewinkel-Windfahne. Vereisung der Sensoren ist vor allem dann ein Problem, wenn es in Kombination mit kritischen Flugzuständen und der Vereisung anderer Bauteile, wie den aerodynamischen Flächen, auftritt. Bei der Sensorvereisung sind insbesondere die Vereisung des Pitotrohrs und der statischen Sonde kritisch, da aus deren Messwerte die gemessene Fluggeschwindigkeit berechnet wird. Vor allem die Struktur und Aerodynamik beschränken den nutzbaren Flugbereich sowohl durch eine obere wie auch untere Grenze, so dass eine korrekt gemessene Fluggeschwindigkeit zum sicheren Fliegen eines Flugzeug erforderlich ist. Die Vereisung von Anstellwinkel- und Schiebewinkel-Windfahne sind für

---

ein Verkehrsflugzeug weniger relevant. Jedoch wird der gemessene Anstellwinkel benutzt, um vor Erreichen der Abrissgrenze eine Stall-Warnung auszulösen. Ein falsch gemessener Anstellwinkel verhindert somit diese Sicherung und begünstigt Unfälle.

Als Schutz gegen Vereisungen sind die externen Sensoren mit Heizungen ausgerüstet, welche jedoch manuell aktiviert werden müssen und daher in Ausnahmefällen vergessen werden. Große Verkehrsflugzeuge sind zudem mit redundanten Sensoren, also der mehrfachen Ausführung einer Sensorart, ausgerüstet, deren Signale durch eine Logik ausgewertet werden, um fehlerhafte Signale herauszufiltern. Da jedoch auch mehrere Sensoren gleichzeitig vereisen können, sind diese Logiken anfällig für Fehlentscheidungen in solchen Fällen.

Die Degradierung von Sensoren durch Vereisung wirkt sich vor allem durch das Blockieren oder Verstopfen von Öffnungen zur Druckmessung und der Behinderung der Bewegung der Windfahnen zur Bestimmung der aerodynamischen Winkel aus. Der gemeinsame Fehler an den vier Sensoren, Pitotrohr, statische Sonde, Anstell- und Schiebewinkel-Windfahne, sind daher vor allem konstante Messwerte. Auf Grund der Bauform einiger Pitotrohre kann an diesen der gemessene Totaldruck zusätzlich nahe gegen den statischen Druck abfallen. Zur Modellierung dieser Fehler durch Vereisung in einem Simulationsmodell ist es notwendig die Messwerte zu verändern. Anstell- und Schiebewinkel sind in einer Simulation üblicherweise gegeben und können direkt verfälscht werden, Total- und statischer Druck hingegen müssen im Zweifelsfall zunächst bestimmt werden. Dabei gilt insbesondere zu beachten, dass abgeleitete Werte wie die Dichte ebenfalls mit den verfälschten Werten neu bestimmt werden, um die korrekte Fluggeschwindigkeit auf Basis der verfälschten Messwerte zu bestimmen.

Als Anforderung an die Detektion sind fünf Kernpunkte herausgearbeitet worden. Als erstes muss der Algorithmus in der Lage sein, anhand eines Signales den Sensorfehler zu detektieren und zu Redundanzen kompatibel sein. Des Weiteren muss dieser robust sein, ohne Detektion eines korrekten Signales als fehlerhaft und den fehlerhaften Sensor eindeutig und so schnell wie möglich detektieren. Außerdem sollte der Algorithmus möglichst einfach und verständlich sein.

Zur Detektion Sensorfehler jeder Art wurden bisher eine große Auswahl an Methoden entwickelt. Jedoch erfordern diese das Wissen und die Anwendung um komplexer Methoden, wie Kalman-Filter u.ä. Für den in dieser Arbeit vorgeschlagenen Algorithmus wird ein kinematisches Modell verwendet um das Flugzeugverhalten aus den an einer Inertialplattform gemessenen Beschleunigungen und Drehraten zu simulieren. Die Startwerte für das kinematische Modell werden aus der gemessenen wahren Fluggeschwindigkeit und Anstell- und Schiebewinkel bestimmt. Aus der simulierten Flugzeugbewegung lassen sich Geschwindigkeiten und Position bestimmen, um so Vergleichssignale zu den zu überprüfenden Sensoren zu erzeugen. Dazu wird ein Bayessches Netz verwendet, welches für jeden der Sensoren einen Knoten für den Fehler an diesen Sensor aufweist. Die Knoten werden jeweils durch den Vergleich des gemessenen Signales mit dem aus den kinematischen Gleichungen beeinflusst. Zu jedem Zeitpunkt wird so eine Fehlerwahrscheinlichkeit gebildet und über die Zeit aufsummiert, um den Zustand des Sensors zu bewerten. Das entworfene Netz enthält zu Testzwecken jeweils nur einen Sensor jeder Art. Da die kinematischen Gleichungen ebenfalls einen Wert für die Eulerwinkel ergeben, kann anhand der Lagekreisel die Korrektheit der mit dem kinematischem Modell simulierten Flugzeugbewegung überprüft werden.

Um die Anwendbarkeit zu bewerten wurden Simulationen an drei ausgewählten Trimpunkten aus dem Flugbereich des ATTAS mit vier einfachen Manövern durchgeführt. Außerdem wurden neben Sensorrauschen und einem konstanten Gegenwind auch Simulationen mit einem Turbulenz-Modell in zwei Stufen durchgeführt. Wie die Testläufe zeigten, funktioniert der Algorithmus prinzipiell in allen Fällen und detektiert genügend große Abweichungen in den Sensorsignalen. Sollten die Messwerte nicht weit genug von den simulierten Werten abweichen, ist kein Fehler feststellbar, die Werte befinden sich jedoch in der definierten Referenz. Die Testläufe zeigten jedoch auch einige Punkte, an denen Probleme entstehen:

- Startwerte des kinematischen Modells,
- das Zeitintervall für die Anpassung an die gemessenen Werte,
- eine verlässliche Windschätzung.

Auf Grund einer zeitlichen Mittlung konnten bei Rauschen ausreichend gute Anfangswerte für das kinematische Modell gefunden werden, die den Einfluss eliminierten. Jedoch ist die simulierte Turbulenz zufälliger, wodurch die Startwerte bei starker Turbulenz vor allem bei den kleinen Geschwindigkeiten  $v_K$  und  $w_K$  von den realen Werten abweichen und es daher zu Fehldetektionen beim Anstell- und Schiebewinkel kam.

Die Startwerte für das kinematische Modell müssen in einem festgelegten Zeitintervall an die tatsächlichen Werte angepasst werden, um eine Drift durch Integrationsfehler zu vermeiden. Es kann dadurch zu einer Anpassung an falsche Messwerte kommen, die sich innerhalb der definierten Referenz befinden. Ob eine Anpassung dieses Zeitintervall notwendig ist muss daher in längeren Simulationen unter genauerer Abschätzung des Integrationsfehlers überprüft werden.

Da der Algorithmus einen Sensorfehler als Differenz zwischen Simulation und gemessenen Werten detektiert ist eine gute Windschätzung, als Fehlerfeinfluss zwischen diesen, eine grundlegende Voraussetzung zur Vermeidung einer falschen Detektion. Eine anfängliche Windschätzung lässt sich zwar über die Differenz zwischen realer Position und theoretischer Position durch Simulation mit dem kinematischen Modell ermitteln, jedoch ist diese nur verlässlich, solange die Sensoren als fehlerfrei angenommen werden können, da andernfalls der Sensorfehler in die Windschätzung einfließt. Daher besteht der Bedarf nach einer möglichst genauen Schätzung des konstanten Windes während des Fluges, um Sensorfehler durch Vereisung detektieren zu können.

Der Algorithmus ist grundsätzlich online lauffähig, also für die Integration in ein großes Verkehrsflugzeug anpassbar, wobei die Umsetzung auf eine andere Plattform notwendig ist. Er setzt eine Inertialplattform, GPS-Empfänger und Bordcomputer, dem die Signale der Sensoren zur Verfügung stehen, voraus. Die Simulation der Flugzeugbewegung mit dem kinematischen Modell erfolgen in diesem Fall nach der Bewegung des Flugzeugs, sobald die Messdaten zur Verfügung stehen. Durch eine Anpassung des Bayesschen Netzes auf mehrere Sensoren ist der Algorithmus auch zu Redundanzen kompatibel. Die Verwendung der kinematischen Gleichungen stellt dabei Ersatzsignale für degradierte bzw. ausgefallene Sensoren durch diese schon zur Verfügung. Diese sind qualitativ vor allem durch die Integrationsfehler und die Genauigkeit der Windschätzung zeitlich begrenzt.

---

## 6.2. Ausblick

Der wichtigste Punkt, der am Algorithmus verbessert werden muss, ist die Erzeugung der Startwerte für die Simulation der Flugzeugbewegung mit dem kinematischen Modell. Als Lösung sind zwei Optionen denkbar:

- verlegen der Bildung der Startwerte in Flugzustände ohne Turbulenz, oder
- Filterung der Turbulenz.



Da die Bildung der Startwerte ohne Turbulenz und mit schwacher Turbulenz gut funktioniert hat, wäre eine Möglichkeit die Startwerte nur unter solchen Bedingungen zu bilden. Dazu ließe sich das Verhalten der Messsignale und die Flugzeugbewegung beobachten und anhand deren Entwicklung festlegen, ob eine Turbulenz vorliegt. Diese Möglichkeit stellt jedoch nicht sicher, dass die Messwerte innerhalb der Zeitspanne erzeugt werden können, um eine falsche Detektion durch Integrationsfehler zu vermeiden. Daher ist eine Filterung der Turbulenz aus den Messsignalen zu bevorzugen. Eine Mittlung reicht als Filter für starke Turbulenz nicht aus, ebenso wie der Median oder ein binomialverteilter Filter. Welcher Filter geeignet ist und ob es alternative Methoden gibt die Startwerte zu bestimmen bleibt damit ein offener Punkt, den es zu untersuchen gilt.

Ein Punkt, der weiter entwickelt werden könnte, ist die Erzeugung der Beweise für das Bayessche Netz. Zum einen bietet sich eine dynamischere Abfrage mit Anpassung der Schwellenwerte an, um beispielsweise eine Abweichung in kritischen Situationen strenger zu bewerten. So könnte die Schwelle des Anstellwinkel bei Näherung des Messwertes oder der Simulation an den kritischen Winkel vor Strömungsabriss kleiner gewählt werden als an normalen Flugzuständen. Zum anderen könnte eine Fourier-Transformation und gezielte Filterung des höheren Frequenzspektrum der Turbulenz den Einfluss dieser verringern.

---

# Literaturverzeichnis

- [1] NASA. Icing Branch at NASA Glenn Research Center: [http://icebox.grc.nasa.gov/gallery/images/C99\\_1554.html](http://icebox.grc.nasa.gov/gallery/images/C99_1554.html) , Juli 2013.
- [2] Federal Aviation Administration (FAA). *Pilot Guide: Flight In Icing Conditions*. FAA, 2007.
- [3] Cebeci et al. *Aircraft Icing*, volume 35. *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 2003.
- [4] Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD). *Ice Accretion Simulation*. Springer Verlag Berlin Heidelberg, 1997.
- [5] Gerhard Brüning et Xaver Hafer. *Flugleistungen - Grundlagen, Flugzustände, Flugabschnitte*. Springer Verlag Berlin Heidelberg, 1993.
- [6] F. Trenkle. *Einführung in Luftdatensysteme*, volume 2 of *Neue flugtechnische Reihe*. Dieter Thomas, 1999.
- [7] Brockhaus R. et al. *Flugregelung*. Springer Verlag Berlin Heidelberg, 2011.
- [8] NASA. Glenn Research Center ImageNet: [http://grcimagenet.grc.nasa.gov/share/scr\\_stillimages\\_detail.cfm?year=1985&cnnumber=4249&c\\_numbertextdisplay=C-1985-4249&dis\\_opts=shoicons&maxcnnumber=3561&maxcyear=1986](http://grcimagenet.grc.nasa.gov/share/scr_stillimages_detail.cfm?year=1985&cnnumber=4249&c_numbertextdisplay=C-1985-4249&dis_opts=shoicons&maxcnnumber=3561&maxcyear=1986), Juli 2013.
- [9] SempreVolando. Wikimedia Commons <http://en.wikipedia.org/wiki/File:StaticPort.jpg> © , Juli 2013.
- [10] Beuth-Verlag. *LN 9300: Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik*. 1970.
- [11] Dtom. Wikimedia Commons [http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Angle\\_of\\_attack\\_indicator\\_1.jpg](http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Angle_of_attack_indicator_1.jpg), Juli 2013.
- [12] Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig. Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig: <https://www.tu-braunschweig.de/ism/pom/parchiv/pa201002> , Dezember 2013.
- [13] *Untersuchungsbericht*. BFU, 2000.
- [14] *Abnormal airspeed indications En route from/to Brisbane Qld 31 August 2004 / 9 November 2004 Bombardier Aerospace DHC8-315 VH-SBJ / VH-SBW*. ATSB, 2004.
- [15] Pawel Kierzkowski. Wikimedia Commons [http://commons.wikimedia.org/wiki/File:PKIERZKOWSKI\\_070328\\_FGZCP\\_CDG.jpg](http://commons.wikimedia.org/wiki/File:PKIERZKOWSKI_070328_FGZCP_CDG.jpg) © , November 2013.
- [16] *Airbus Training: A330 Simulator Flight Crew Operating Manual*. Airbus Training.

- 
- [17] *Final Report on the accident on 1st June 2009 to the Airbus A330-203 registered F-GZCP operated by Air France flight AF 447 Rio de Janeiro - Paris*. BEA, 2012.
- [18] EDVK. Wikimedia Commons [http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Piper\\_PA-46\\_Malibu\\_Meridian.JPG](http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Piper_PA-46_Malibu_Meridian.JPG)  , November 2013.
- [19] *NTSB Brief of Accident (Piper PA-46-500TP)*. NTSB, 2009.
- [20] planegeezer. Wikimedia Commons [http://commons.wikimedia.org/wiki/File:QantasLink\\_717-200.jpg](http://commons.wikimedia.org/wiki/File:QantasLink_717-200.jpg)  , November 2013.
- [21] *Erroneous airspeed indications/stickshaker, Boeing 717-200, VH-NHX, February 28, 2006*. NTSB, 2006.
- [22] *BEA Interim Report, Accident to D-AXLA (27. November 2008)* . BEA, 2008.
- [23] Marcello R. Napolitano et al. *A comparison between Kalman filter and neural network approaches for sensor validation*. AIAA, 1996.
- [24] Timothy E. Menke et Peter S. Maybeck. *Sensor/Actuator Failure Detection in the Vista F-16 by Multiple Model Adaptive Estimation*. IEEE, 1994.
- [25] Y. Zhang et X. Rong Li. *Detection and Diagnosis of Sensor and Actuator Failures Using IMM Estimator*. IEEE, 1998.
- [26] Francesco Amato et al. *A direct/functional redundancy scheme for fault detection and isolation on an aircraft*. Aerospace Science and Technology, 2006.
- [27] P.A. Samara et al. *Detection of Sensor Abrupt Faults in Aircraft Control Systems*. IEEE, 2003.
- [28] Paraskevi et al. *A Statistical Method for the Detection of Sensor Abrupt Faults in Aircraft Control Systems*, volume 16. IEEE, 2008.
- [29] Philip Onni Jarvinen. *United States Patent: Aircraft Pitot-Static Tube with Ice Detection*. USPTO, 2011.
- [30] Kevin P. Murphy. *Dynamic Bayesian Networks*. University of British Columbia, 2002.
- [31] Ravindra V. Jategaonkar. *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*. AIAA, 2006.
- [32] S. Russel et P. Norvig. *Artificial Intelligence, A Modern Approach*. Alan Apt, 1995.
- [33] Stacey Gage. *Creating a Unified Graphical Wind Turbulence Model from Multiple Specifications*. AIAA, 2003.



# A. Tabellen

Datum	Flugzeugtyp	Flugabschnitt	Vereister Sensor	Ort
Unfälle				
28.06.2007	PA-46-500TP	Reiseflug	Pitot-Sonde	St Louis - Buffalo
31.05.2009	A330-203	Reiseflug	Pitot-Sonde	vor der Küste Brasili- ens
Vorfälle				
22.02.1999	Do 328-100	Reiseflug	Pitotrohr	Mannheim- Neustheim
19.05.1999	Do 328-300	Reiseflug	Pitotrohr	Deutschland
31.08.2004	DHC-8-315	Reiseflug	Pitotrohr	Brisbane - Rockhamp- ton
09.11.2004	DHC-8-315	Reiseflug	Pitotrohr	Williamtown - Brisba- ne
12.05.2005	B717-200	Reiseflug	Pitotrohr	Kansas City, MO - Washington, DC
28.02.2006	B717-200	Reiseflug	Pitotrohr statische Sonde Windfahne	232 km south of Para- burdoo, WA
07.09.2006	B717-200	Reiseflug	Pitotrohr	241 km NNE Perth Airport
10.12.2006	DHC-8-402	Reiseflug	Pitotrohr statische Sonde	10 M östlich von Glasgow-Prestwick
24.01.2007	A320	Reiseflug	statische Sonde	Nürnberg nach London-Stansted
15.03.2009	Jetstar A332		Pitotrohr	
21.05.2009	A332		Pitotrohr	
23.06.2009	A330-323		Pitotrohr	Hong Kong - Tokyo
28.10.2009	A330-202	Reiseflug	Pitotrohr	710 km südlich von Guam
26.10.2010	CRJ-200		Pitotrohr	
17.12.2010	A319-131	Landeanflug	Pitotrohr	London Heathrow
09.08.2011	PA-44-180	Reiseflug	Pitotrohr statische Sonde	Port Macquarie, New South Wales
05.05.2012	B767-300		statische Sonde	

Tabelle A.1.: Flugun-/Flugvorfälle durch Sensorvereisung

## B. Abbildungen

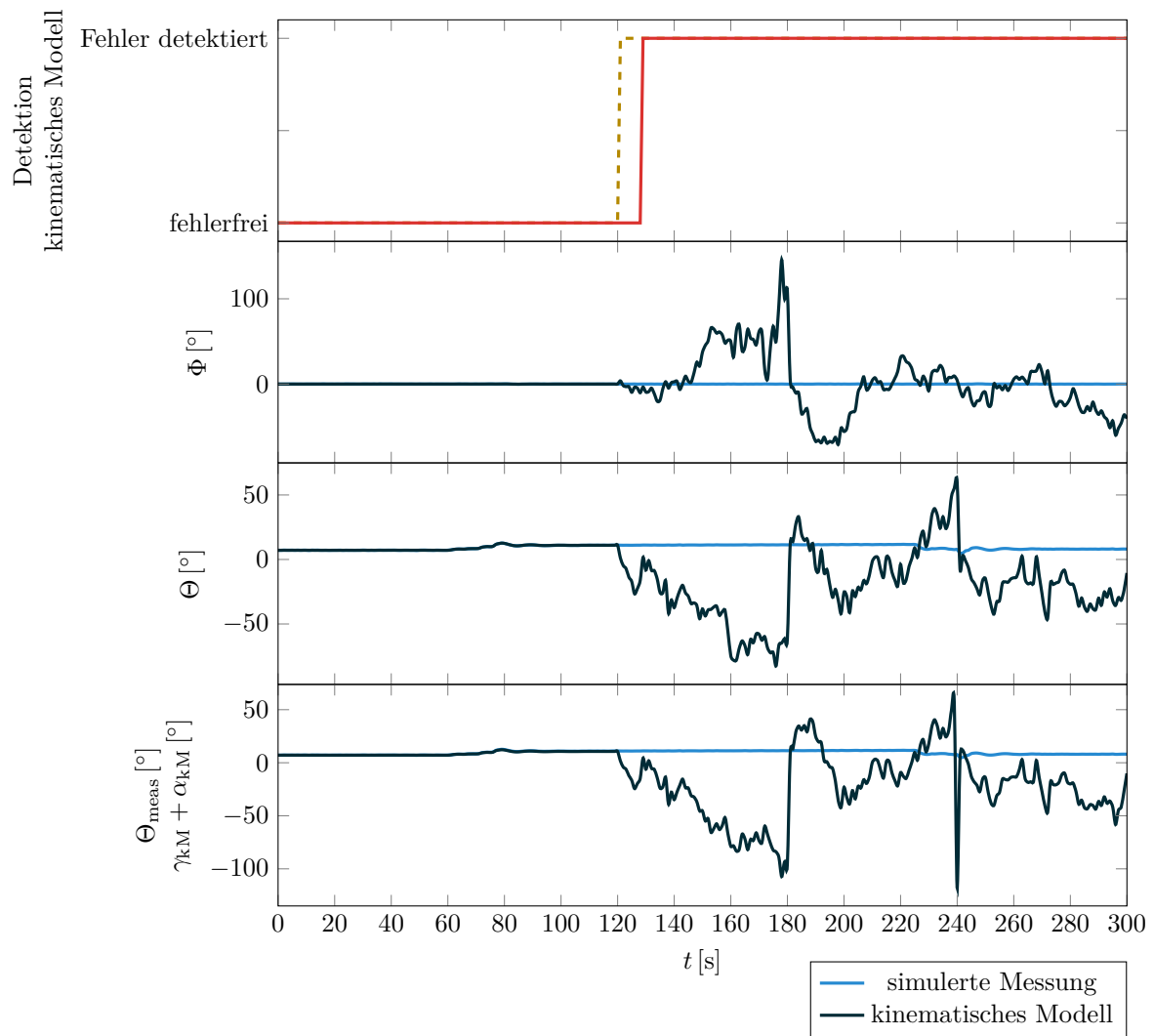
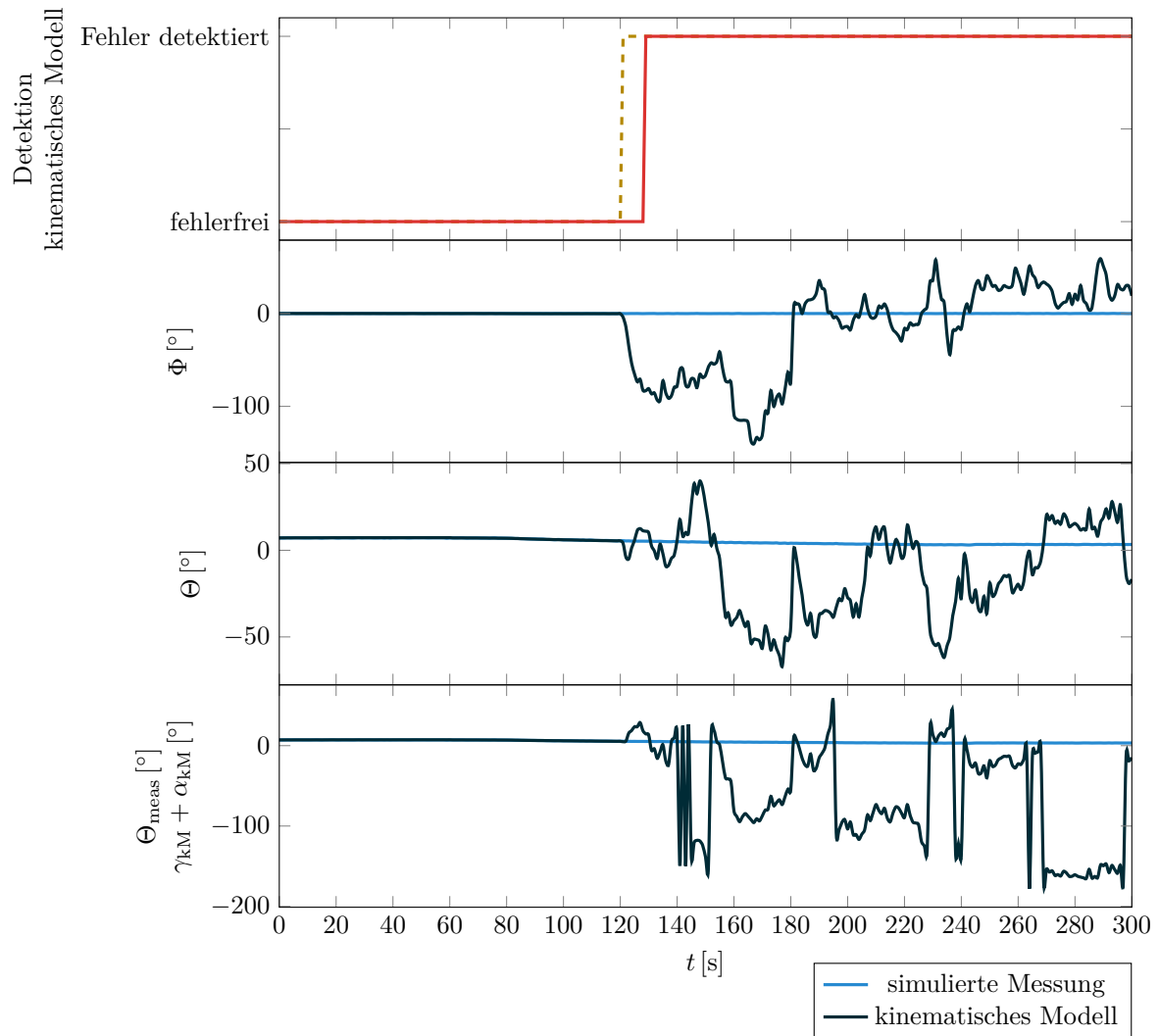
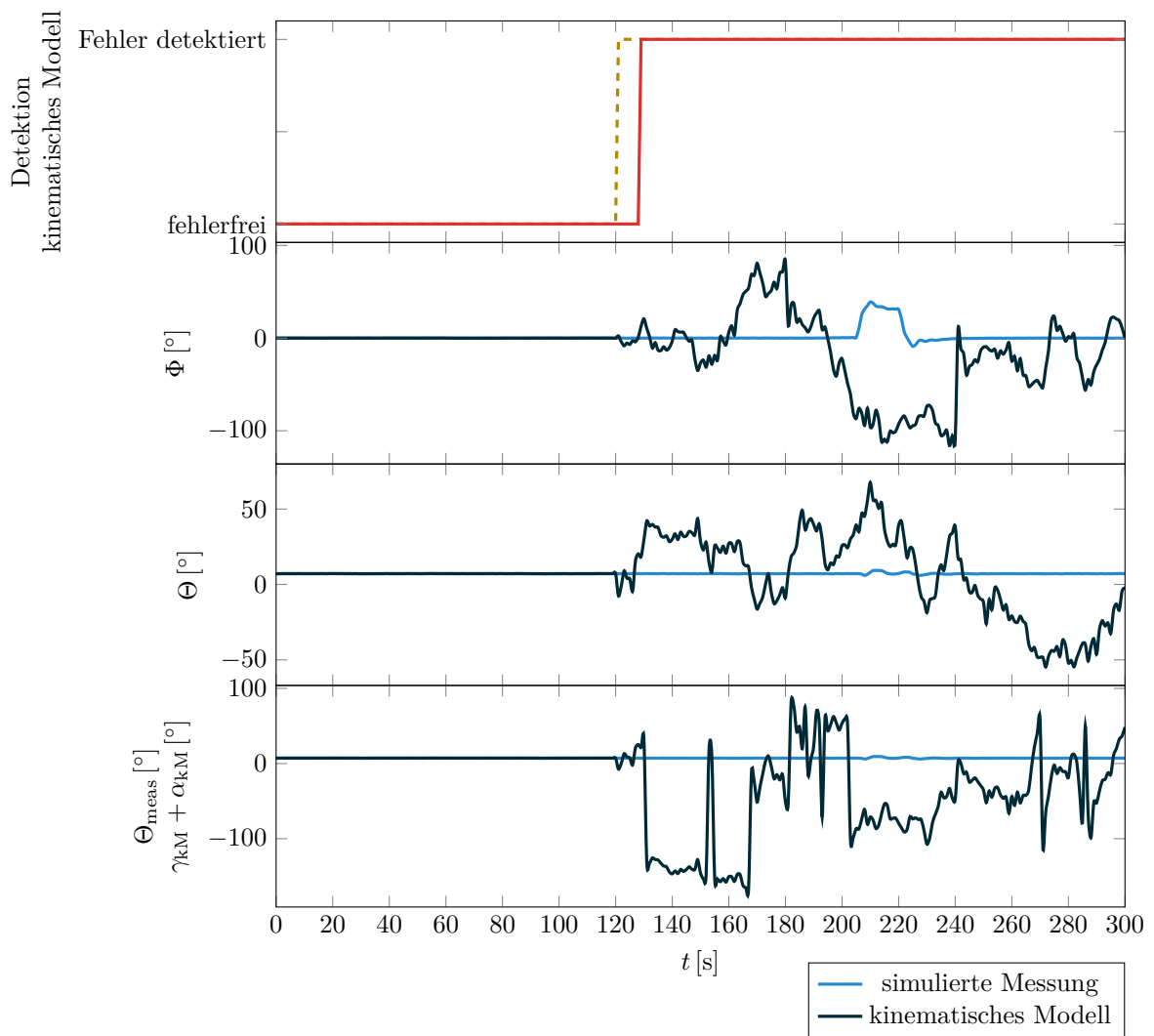


Abbildung B.1.: Fehler in der Inertialplattform (A2) beim Steigflug (T2)



**Abbildung B.2.:** Fehler in der Inertialplattform (A2) beim beschleunigten Horizontalflug (T2)



**Abbildung B.3.:** Fehler in der Inertialplattform (A2) beim Kurvenflug (T2)

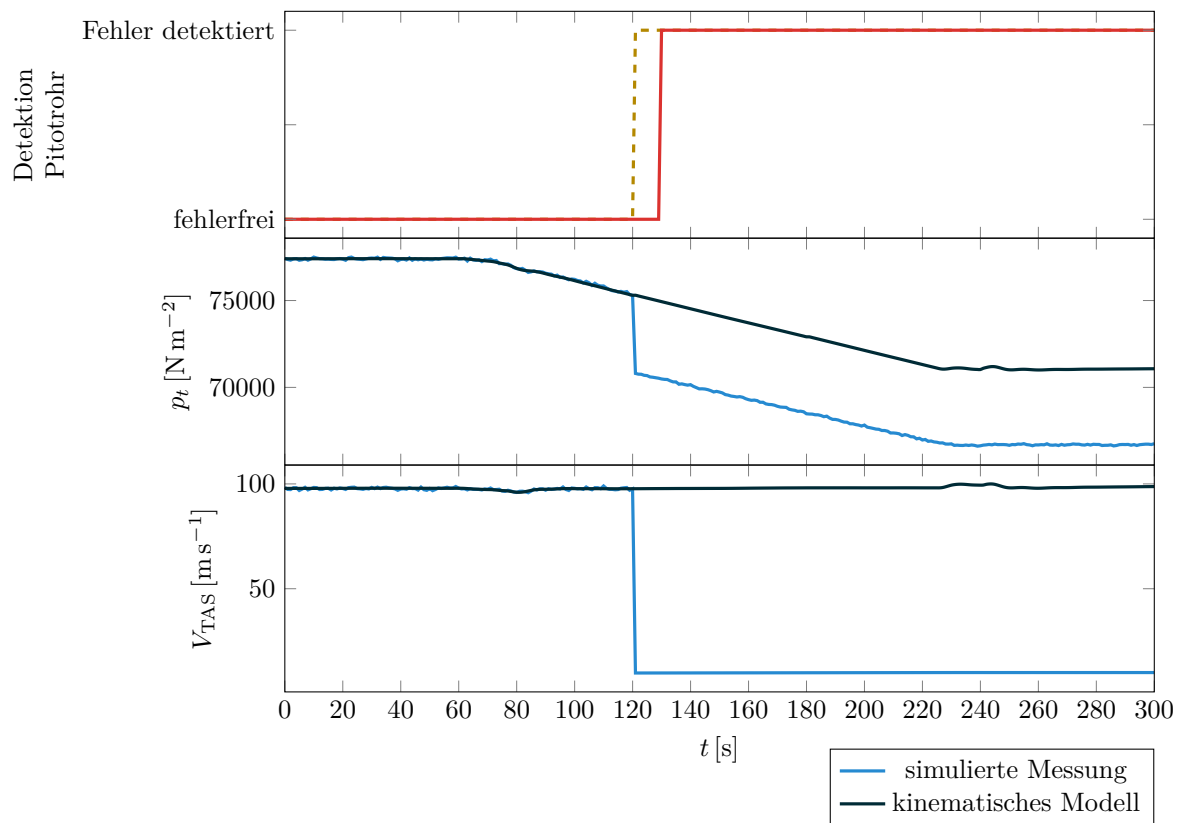
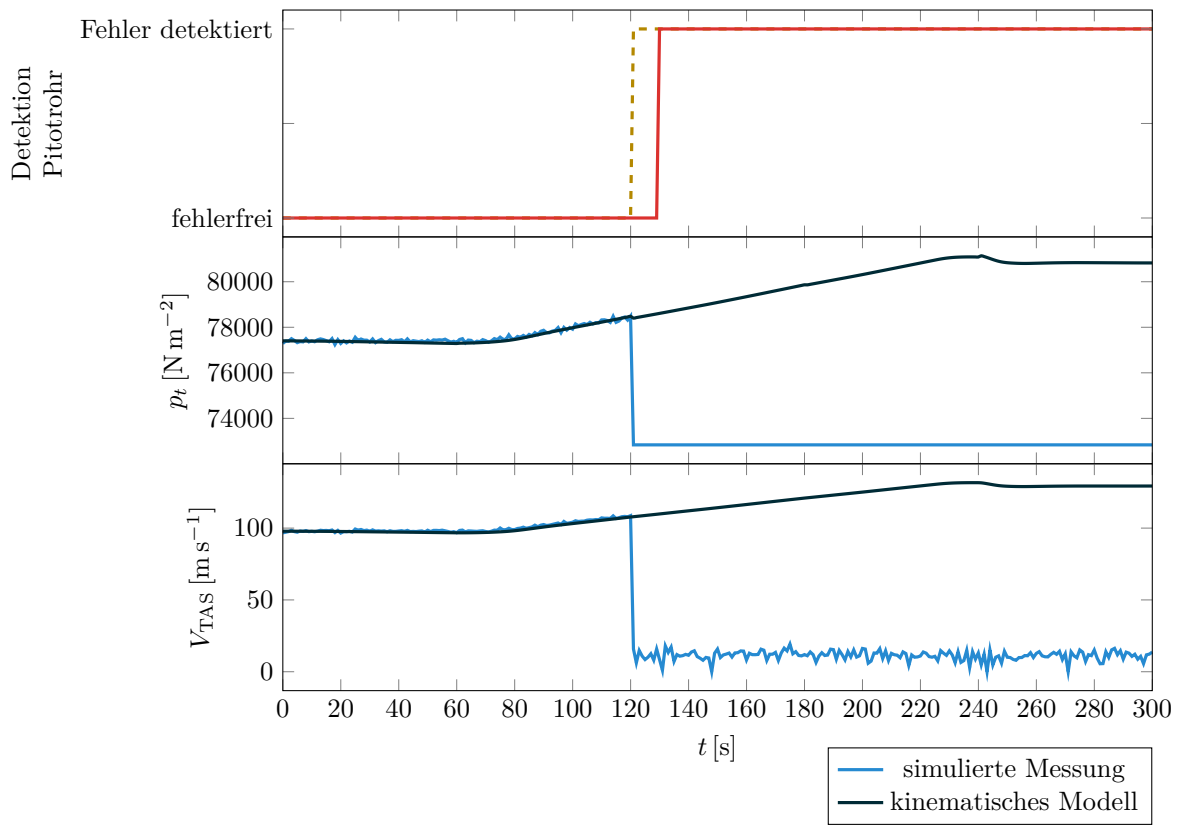


Abbildung B.4.: Abfall des Totaldrucks  $p_t$  am Pitotrohr (A3) beim Steigflug (T2)



**Abbildung B.5.:** Abfall des Totaldrucks  $p_t$  am Pitotrohr (A3) beim beschleunigten Horizontalflug (T2)

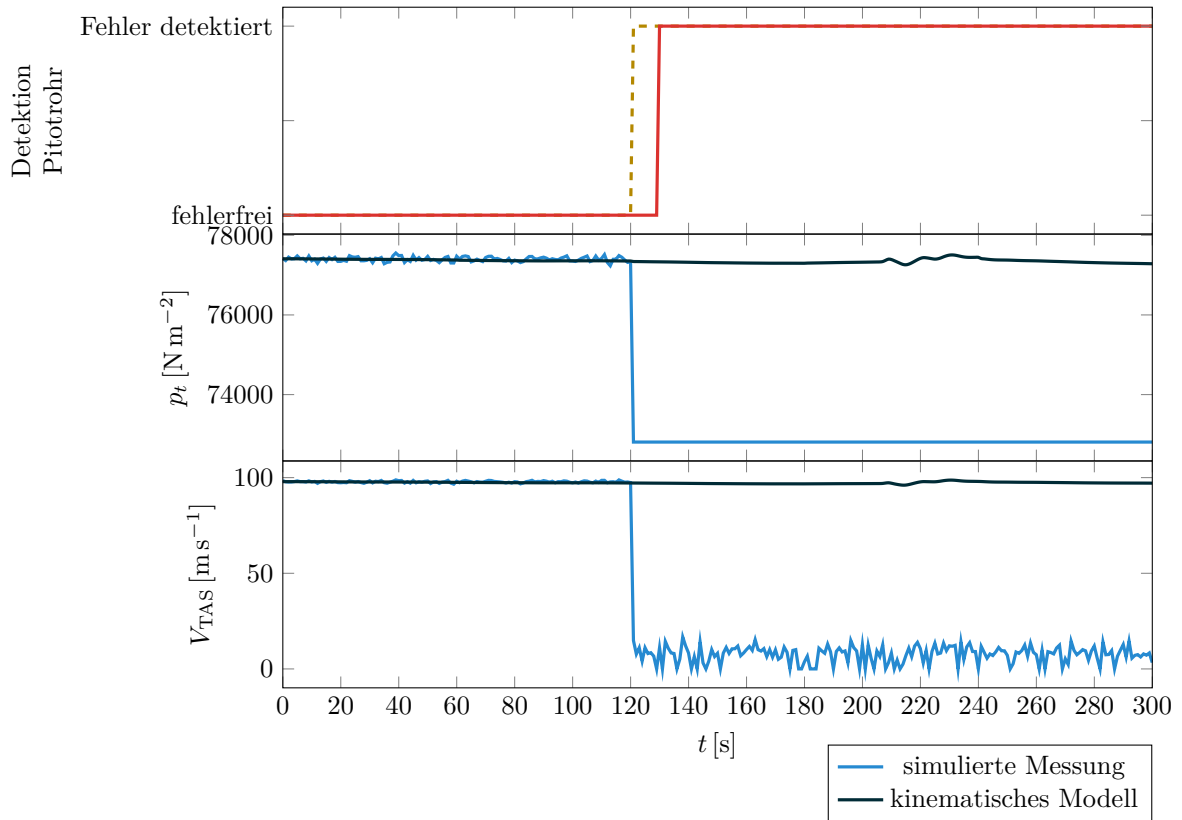


Abbildung B.6.: Abfall des Totaldrucks  $p_t$  am Pitotrohr (A3) beim Kurvenflug (T2)

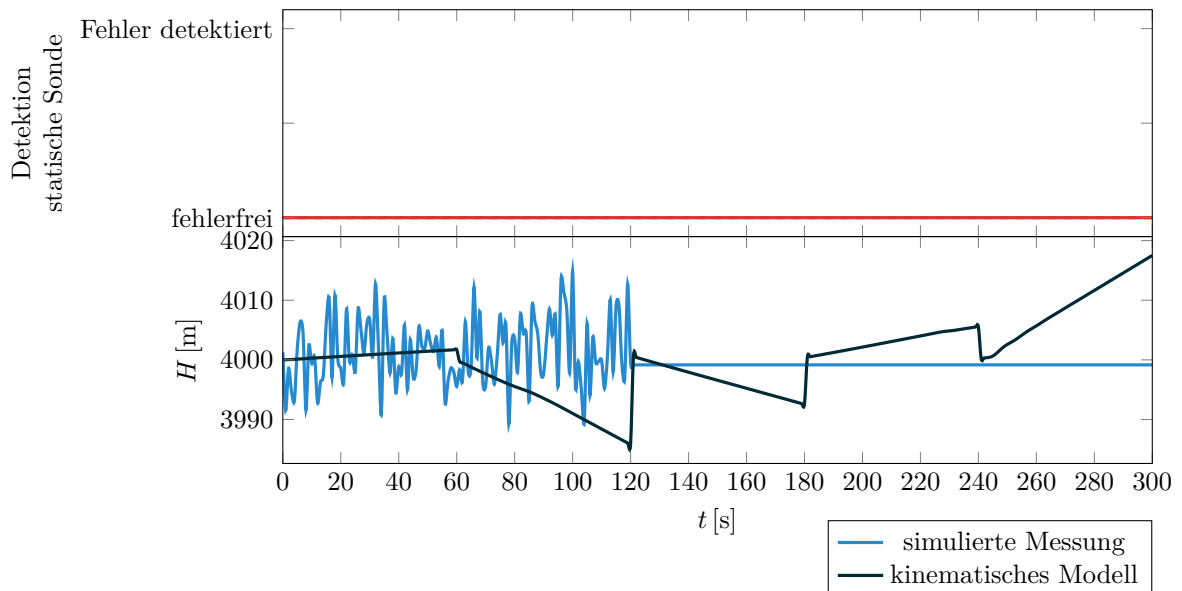


Abbildung B.7.: Konstanter statischer Druck  $p_s$  (A5) beim beschleunigten Horizontalflug (T2)

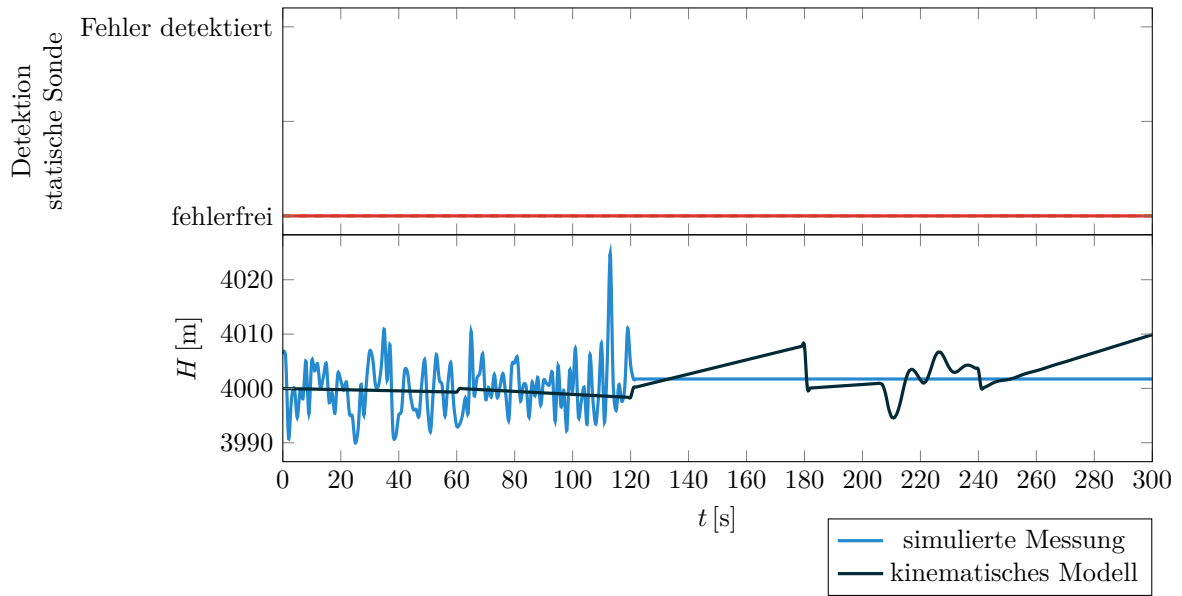


Abbildung B.8.: Konstanter statischer Druck  $p_s$  (A5) beim Kurvenflug (T2)

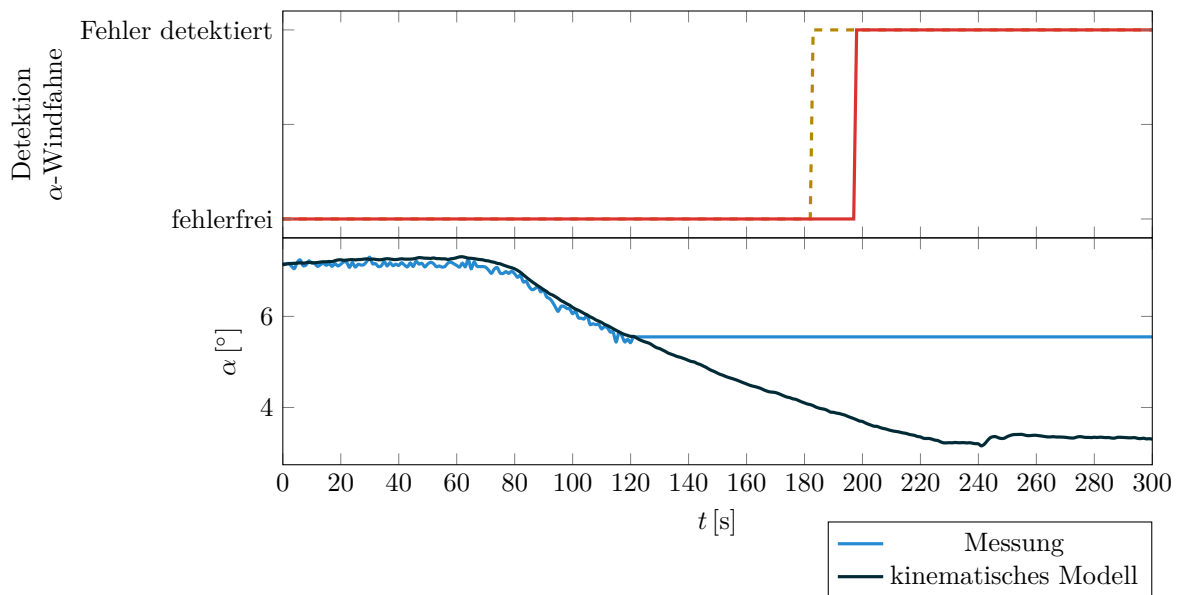


Abbildung B.9.: Konstanter Anstellwinkel (A6) beim beschleunigten Horizontalflug (T2)



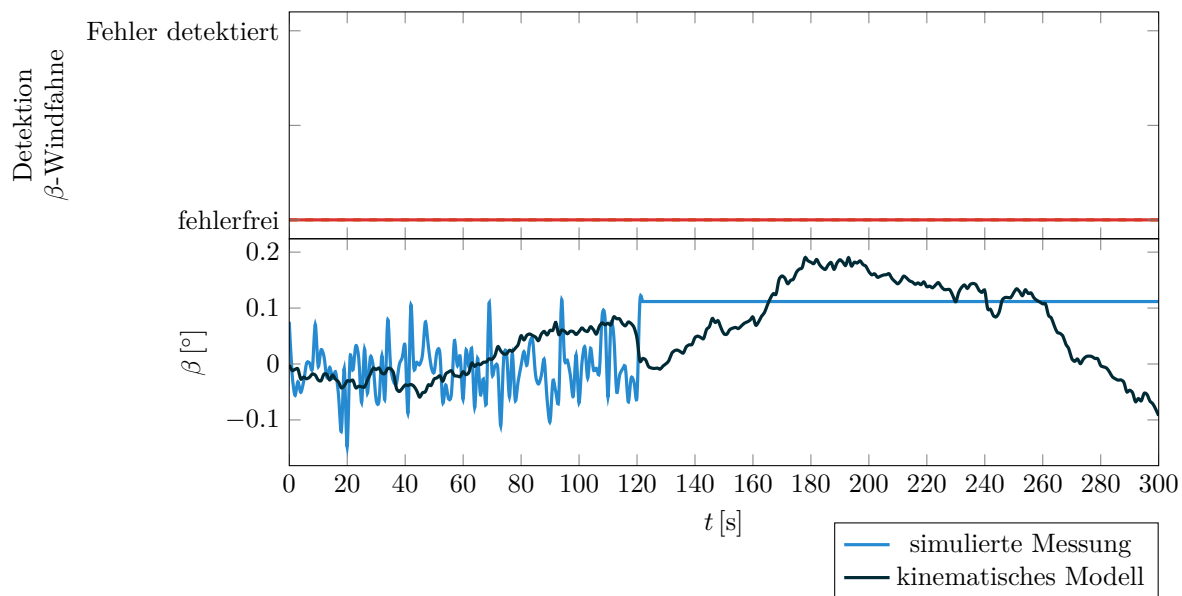


Abbildung B.10.: Konstanter Schiebewinkel (A7) beim Horizontalflug (T2)

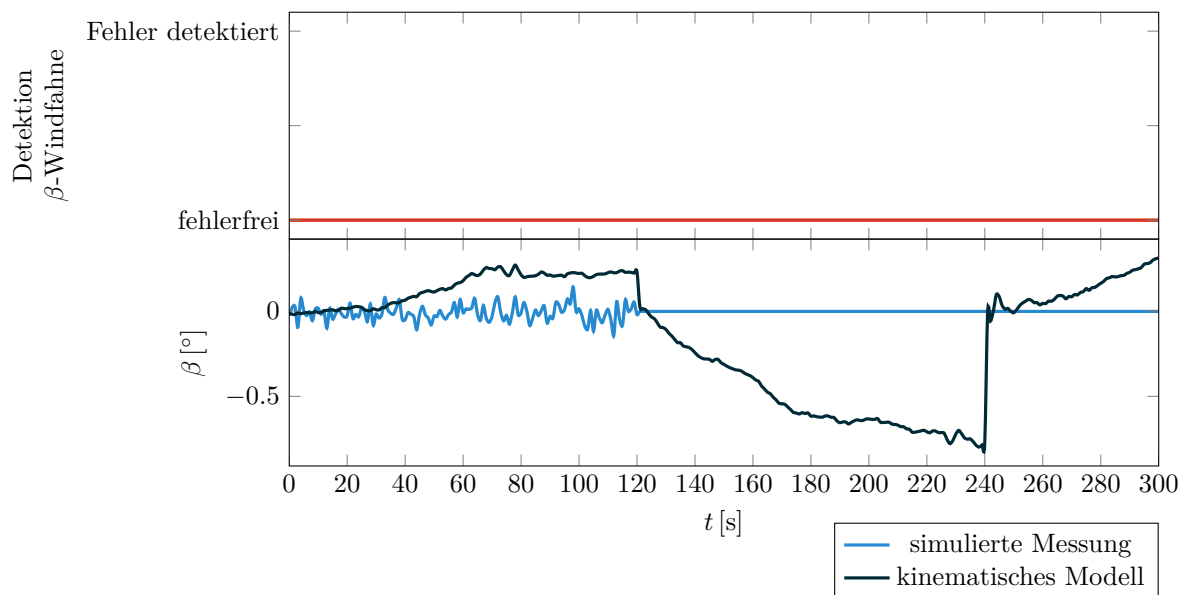
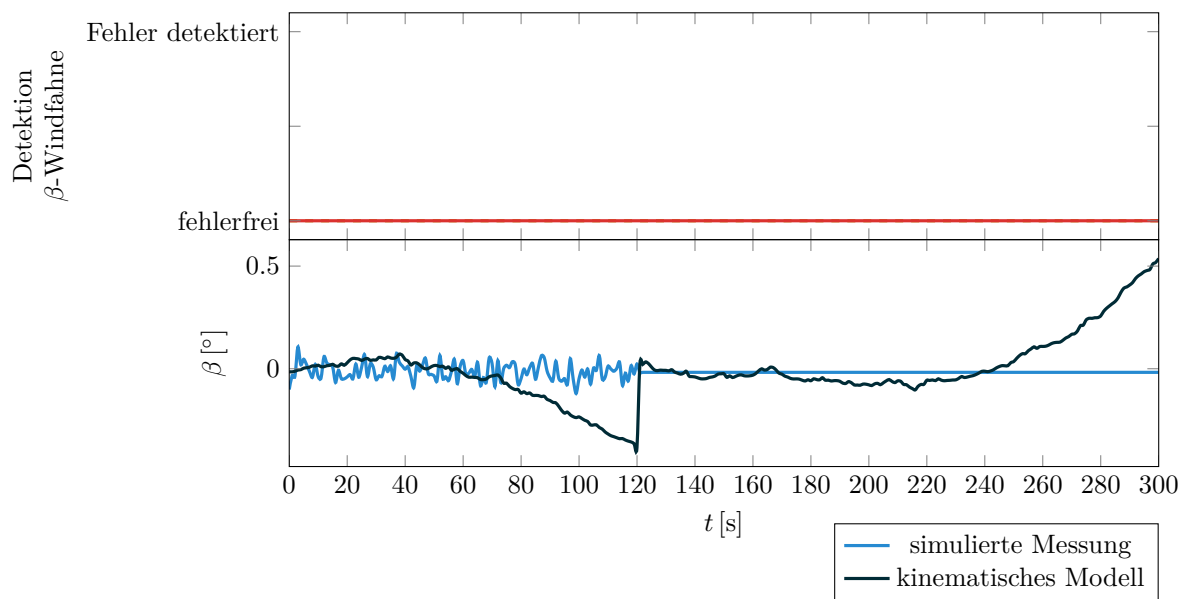
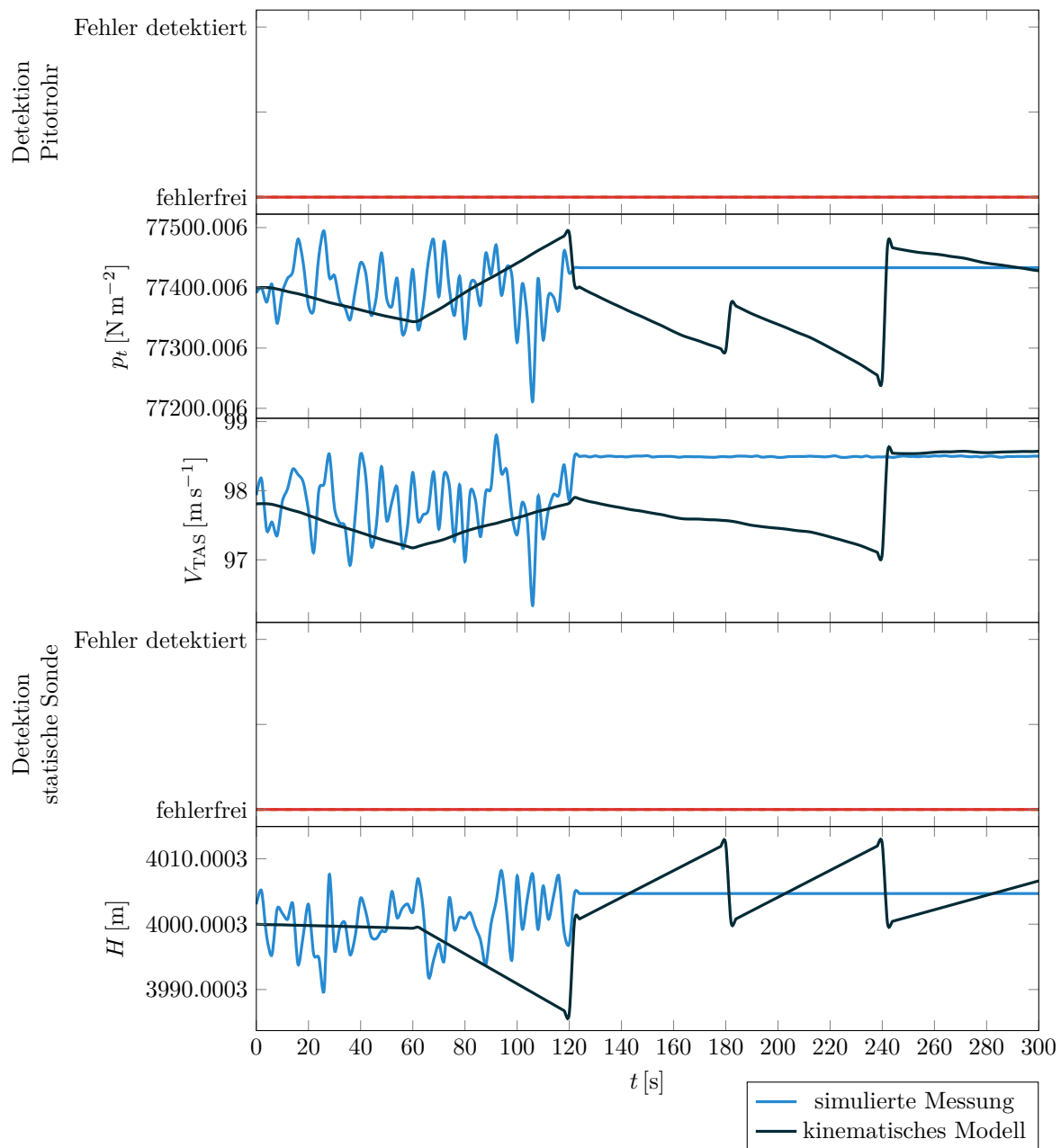


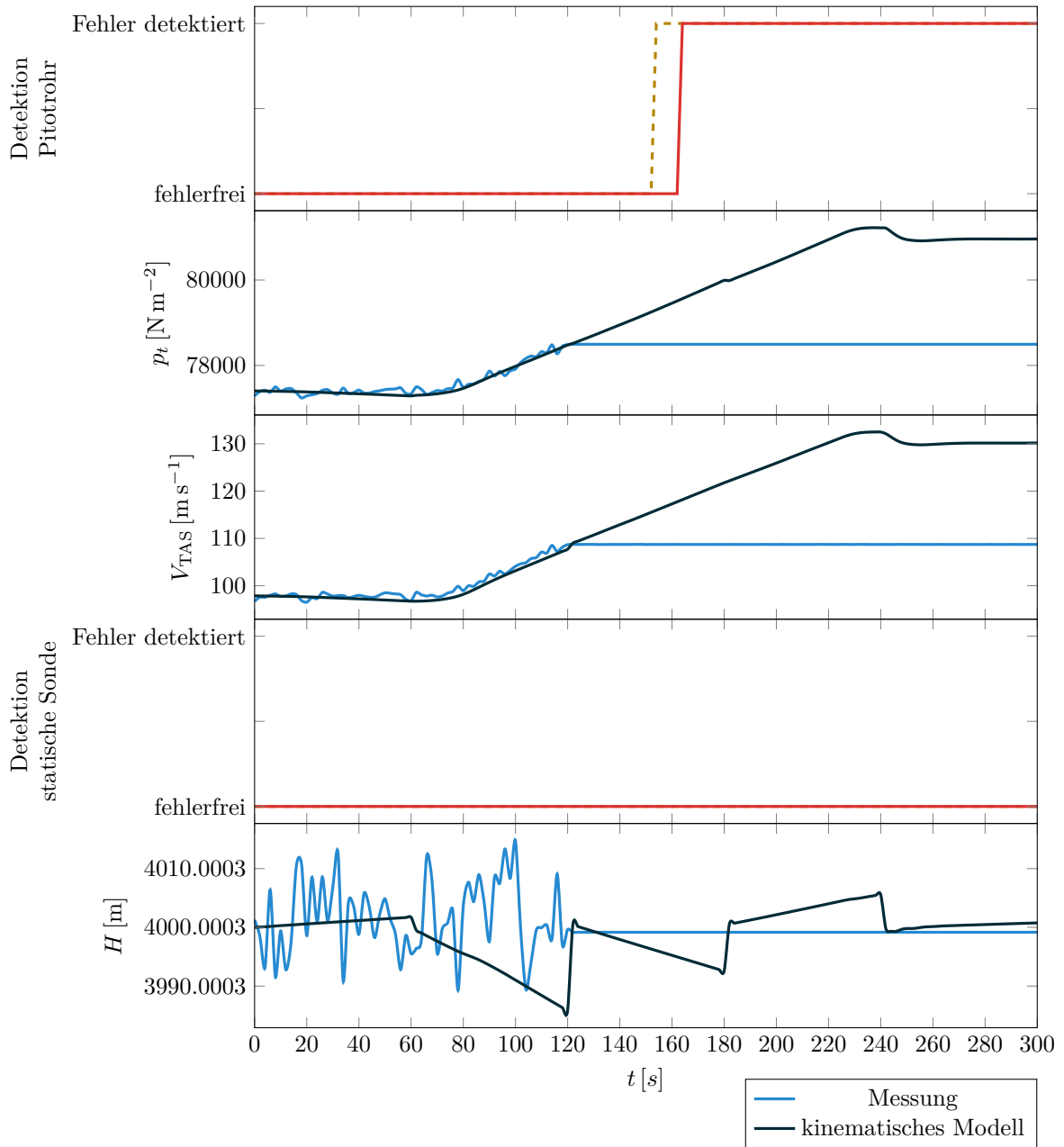
Abbildung B.11.: Konstanter Schiebewinkel (A7) beim Steigflug (T2)



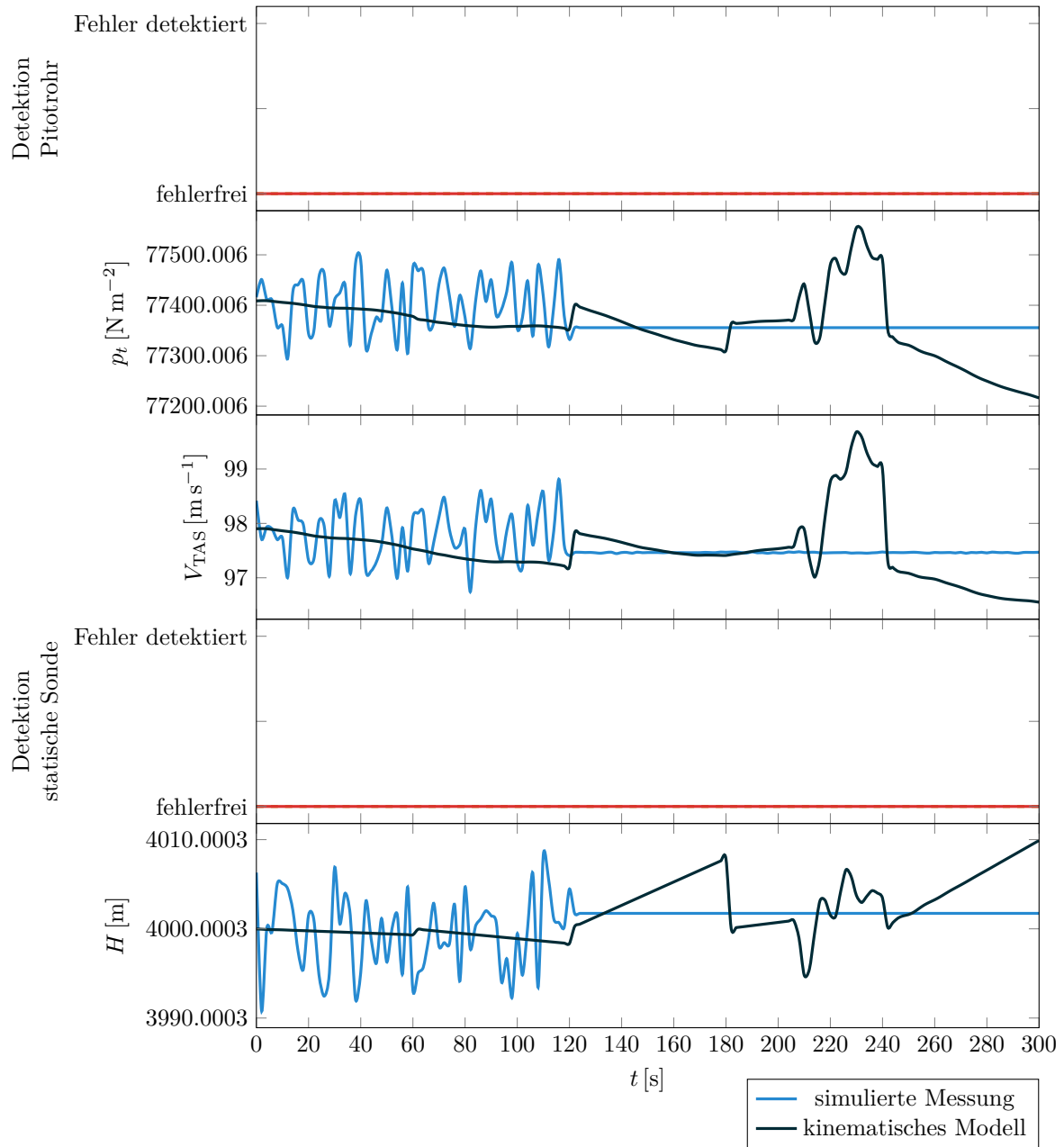
**Abbildung B.12.:** Konstanter Schiebewinkel (A7) beim beschleunigten Horizontalflug (T2)



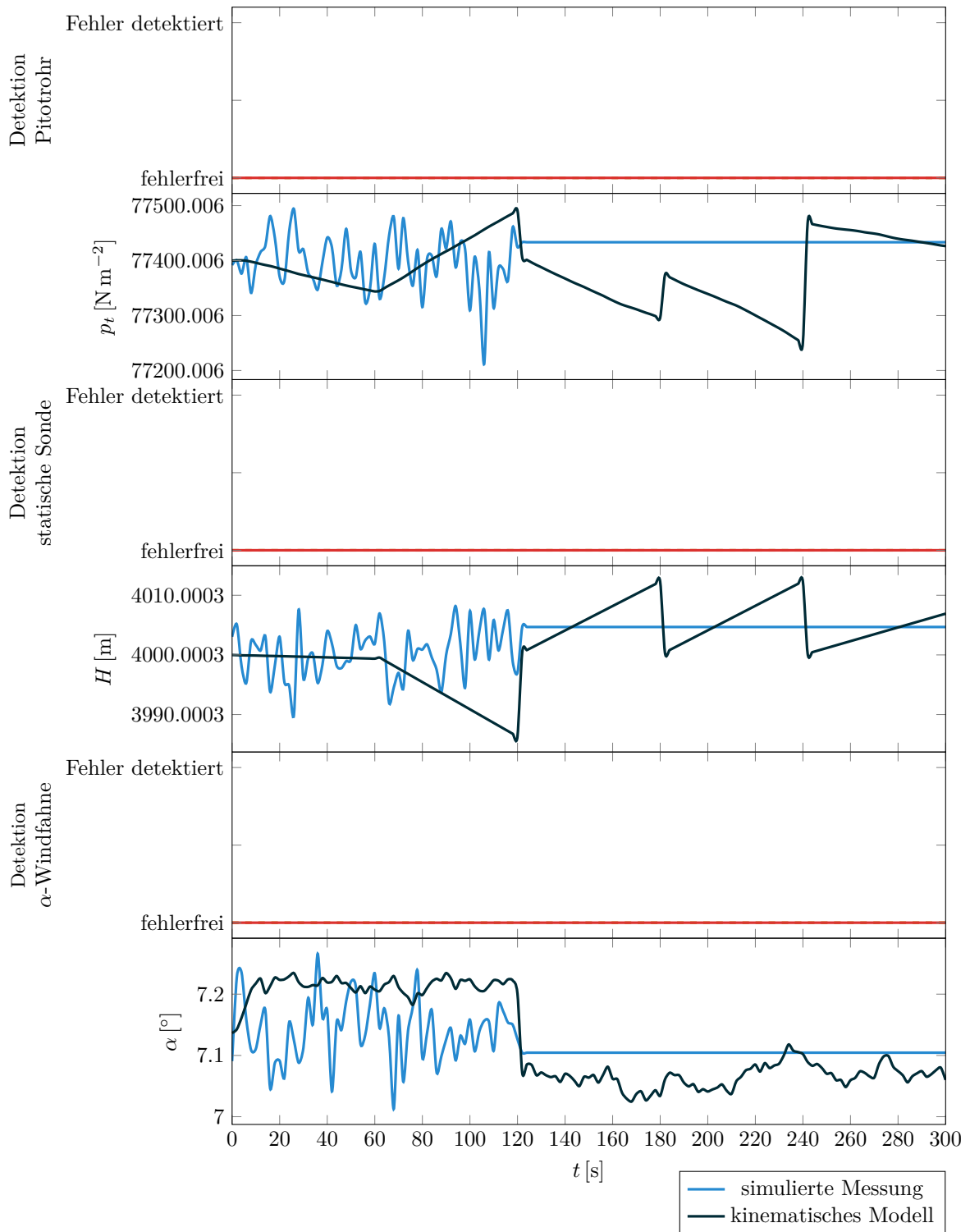
**Abbildung B.13.:** Konstanter Totaldruck  $p_t$  und statischer Druck  $p_s$  (A8) beim Horizontalflug (T2)



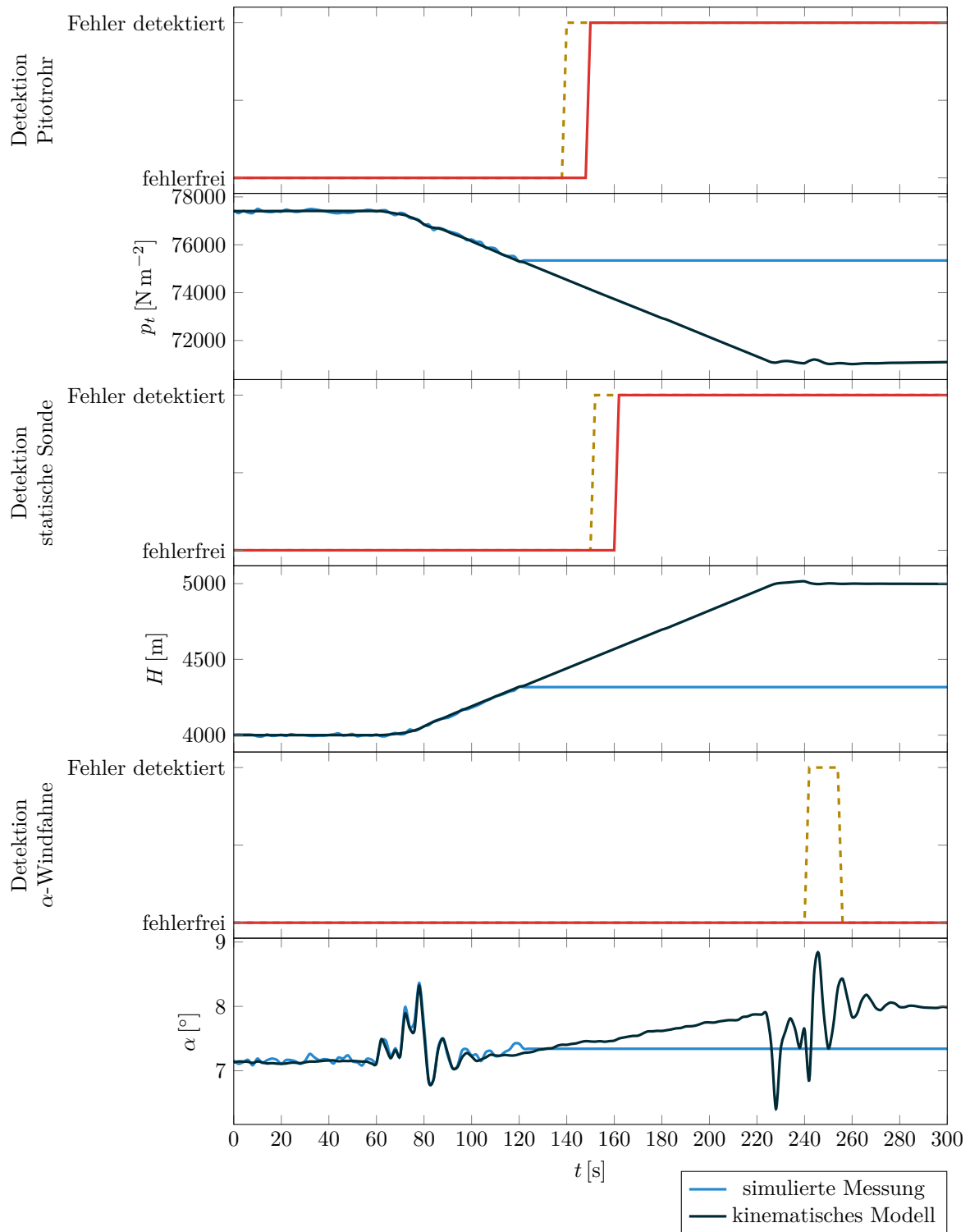
**Abbildung B.14.:** Konstanter Totaldruck  $p_t$  und statischer Druck  $p_s$  (A8) beim beschleunigten Horizontalflug (T2)



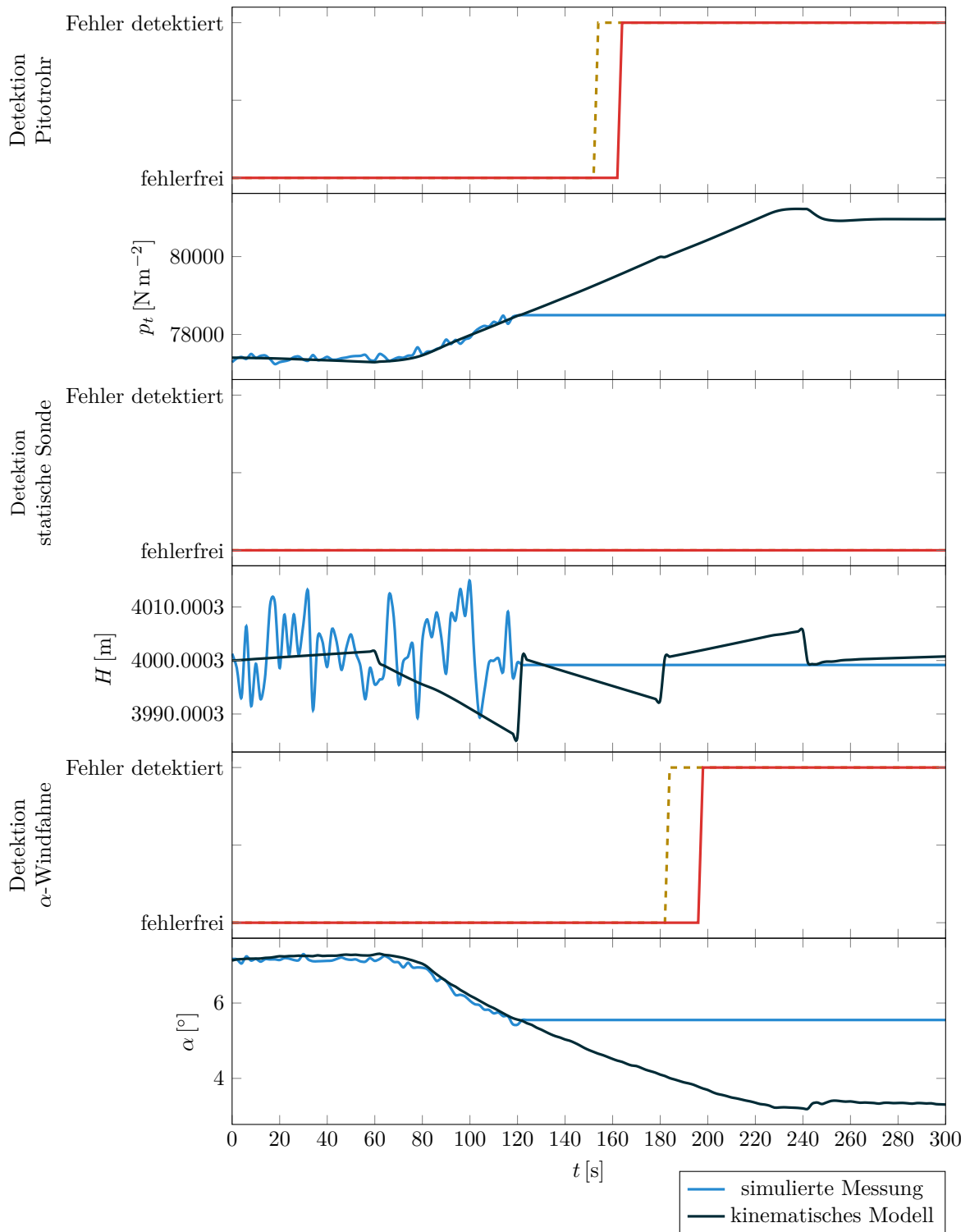
**Abbildung B.15.:** Konstanter Totaldruck  $p_t$  und statischer Druck  $p_s$  (A8) beim Kurvenflug (T2)



**Abbildung B.16.:** Konstanter Totaldruck  $p_t$ , statischer Druck  $p_s$  und Anstellwinkel  $\alpha$  (A9) beim Horizontalflug (T2)

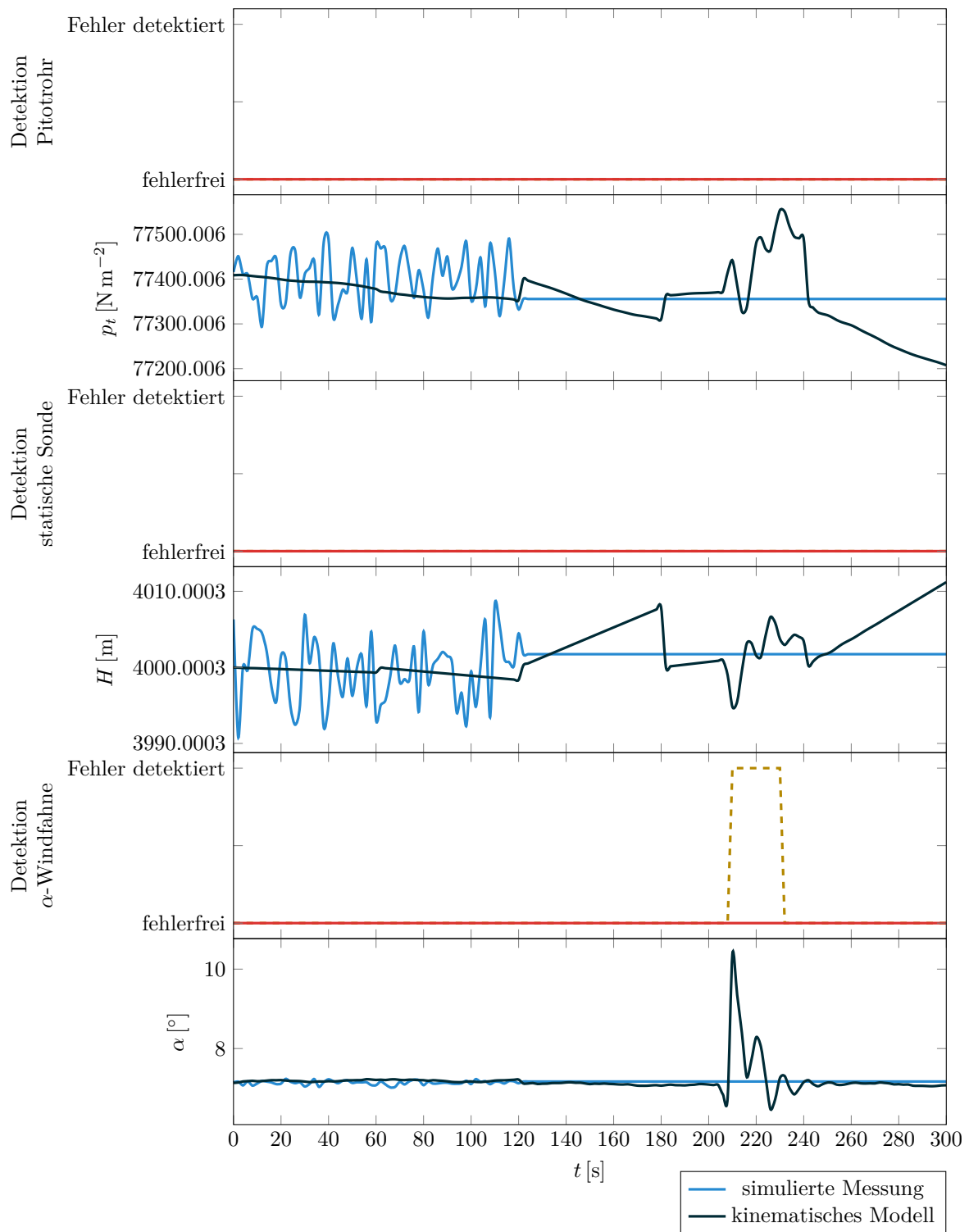


**Abbildung B.17.:** Konstanter Totaldruck  $p_t$ , statischer Druck  $p_s$  und Anstellwinkel  $\alpha$  (A9) beim Steigflug (T2)

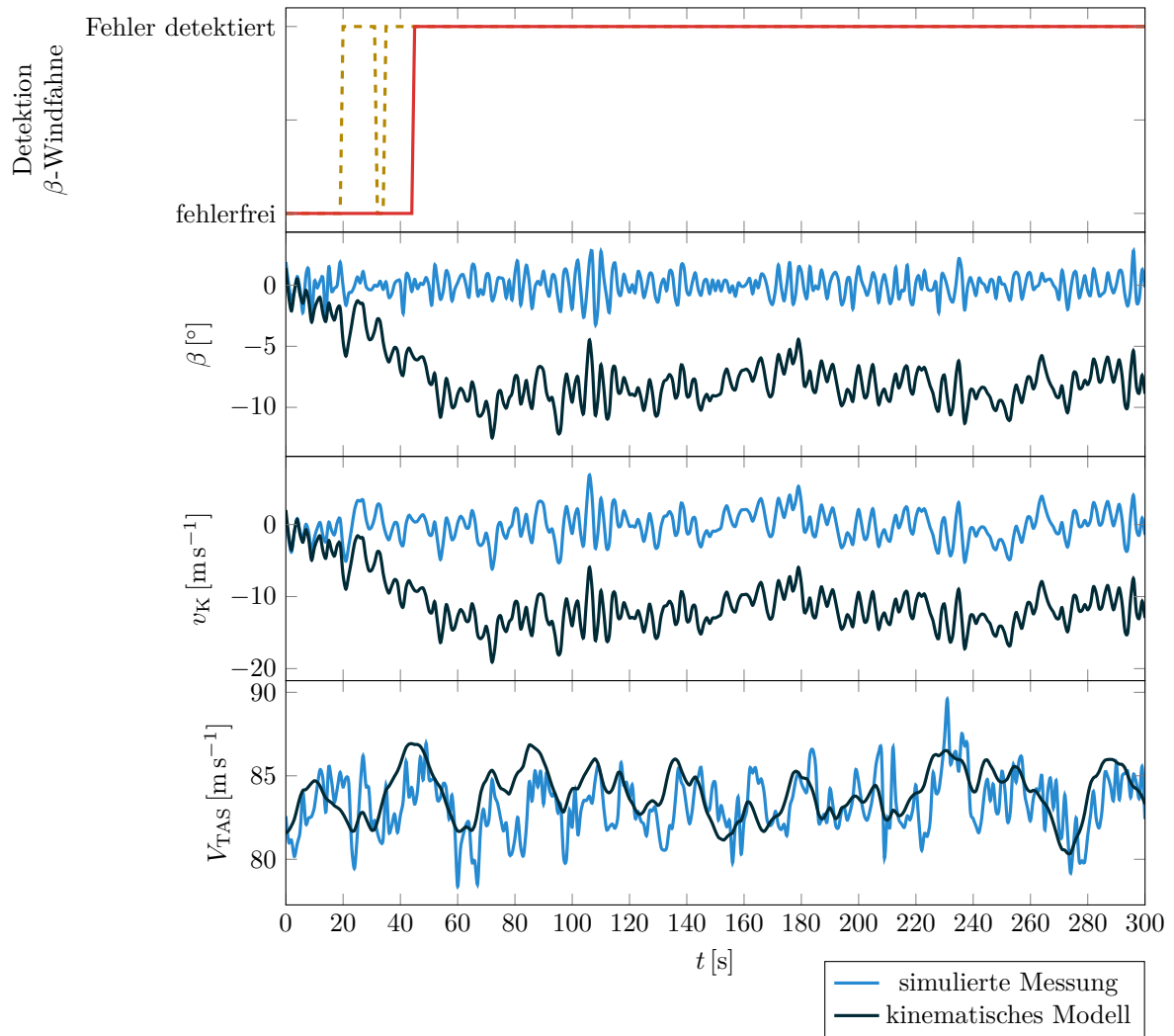


**Abbildung B.18.:** Konstanter Totaldruck  $p_t$ , statischer Druck  $p_s$  und Anstellwinkel  $\alpha$  (A9) beim beschleunigten Horizontalflug (T2)

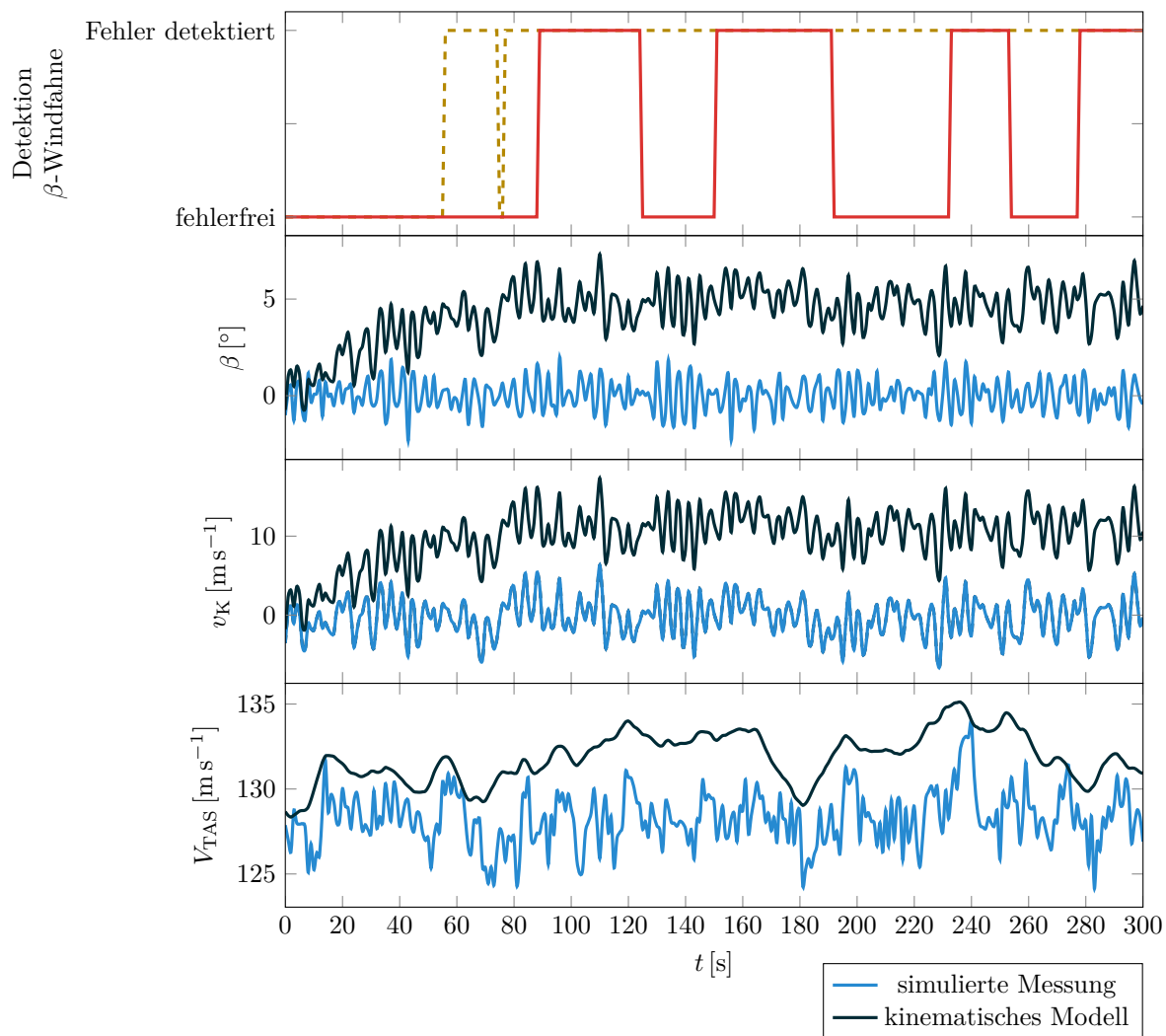




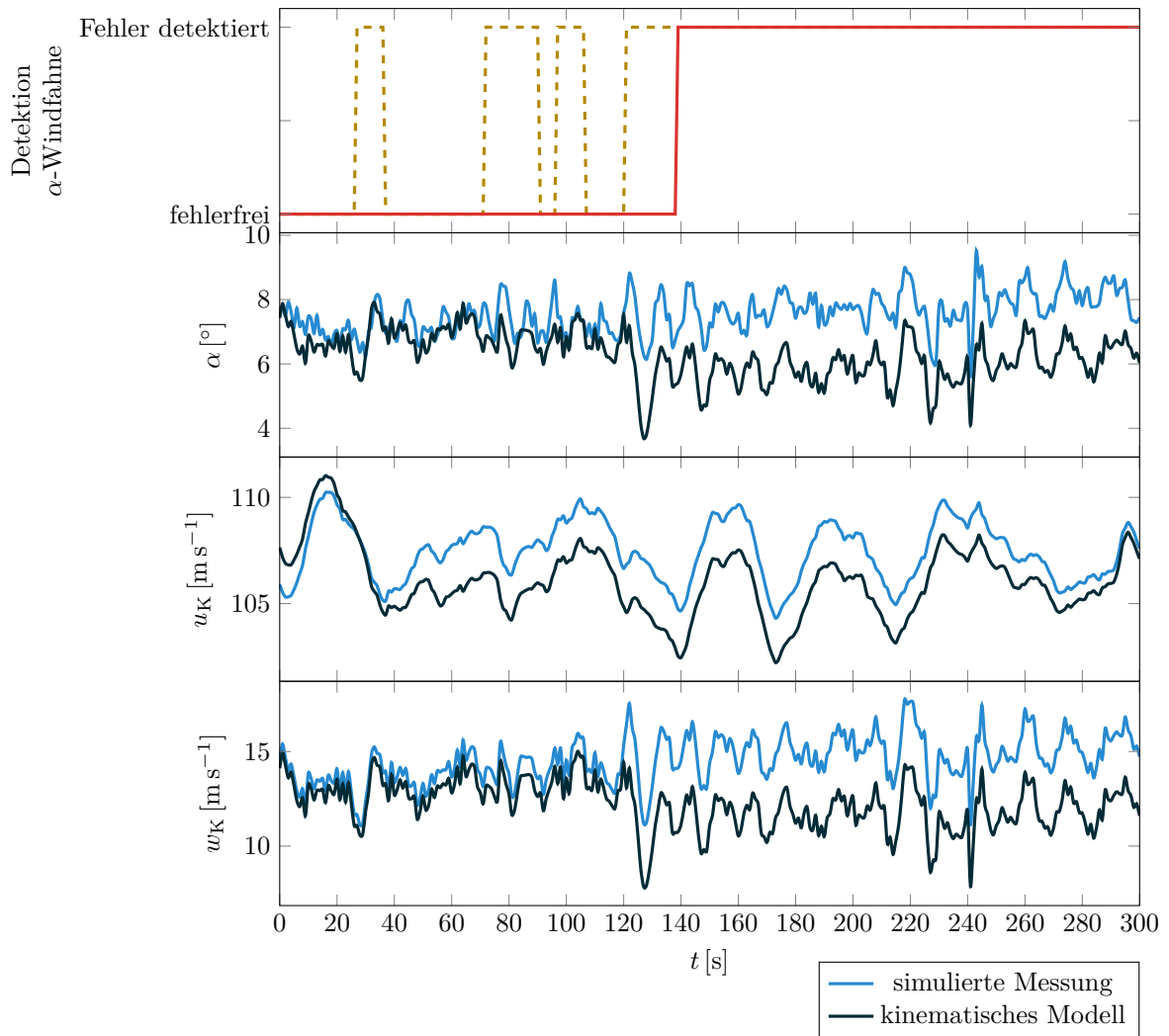
**Abbildung B.19.:** Konstanter Totaldruck  $p_t$ , statischer Druck  $p_s$  und Anstellwinkel  $\alpha$  (A9) beim Kurvenflug (T2)



**Abbildung B.20.:** Falsch detektierter Fehler der Schiebewinkel-Windfahne (C1) beim Steigflug (T1)



**Abbildung B.21.:** Falsch detektierter Fehler der Schiebewinkel-Windfahne (C1) beim Steigflug (T1)



**Abbildung B.22.:** Falsch detektierter Fehler der Anstellwinkel-Windfahne (C1) beim Steigflug (T1)