

**Schlagflug des Stars (*Sturnus vulgaris*) im
Windkanal mit und ohne respiratorische Maske:
Kinematik, Aerodynamik und Energetik**

DISSERTATION

zur Erlangung des Grades des Doktors der Naturwissenschaften
der Naturwissenschaftlich-Technischen Fakultät III
Chemie, Pharmazie, Bio- und Werkstoffwissenschaften
der Universität des Saarlandes

von

Udo Möller

Saarbrücken

2005

Tag des Kolloquiums: 19.06.2006

Dekan: Prof. Dr. K. Hegetschweiler

Vorsitzender: Prof. Dr. J. Walter

Berichterstatter: Prof. Dr. D. Bilo

Prof. Dr. C. Weber

Akad. Mitarbeiter: Dr. A. Wisser

Danksagung

Die vorliegende Dissertation wurde in der Fachrichtung Zoologie an der Universität des Saarlandes unter der Leitung von Prof. Dr. Dietrich Bilo angefertigt. Herrn Prof. Bilo gilt mein besonderer Dank für die Betreuung während der Arbeiten, die Überlassung der Auswertanlage, die stete Diskussionsbereitschaft und die Hilfe bei der Überwindung großer und kleiner Probleme.

Bedanken möchte ich mich bei Prof. Dr. Werner Nachtigall für die stete Gesprächsbereitschaft und die finanzielle Unterstützung der Arbeit.

Bedanken möchte ich mich auch bei Herrn Prof. Dr. Ing. Christian Weber für die Bereitschaft zur Begutachtung dieser Arbeit.

Dank aussprechen möchte ich Prof. Dr. John Speakman und Prof. Dr. Jeremy M. V. Rayner, die mir viele Anregungen gaben und die notwendigen Umbauten des Windkanals finanziell unterstützt haben.

Danken möchte ich auch Herrn Frank Wedekind, Herrn Ralf Kockler und Frau Regine Gesser, die beim Vermessen der Widerstandswerte der Respirationsmaske und den Arbeiten mit dem Starenmodell eine große Hilfe waren.

Weiterhin gilt mein Dank Frau Diane Jackson, Frau Imke Breves und Herrn Michael Stephan für die Pflege und das Training der Stare.

Ein ganz besonderes Dankeschön gilt auch Herrn Feinmechanikermeister Reimund Jacobi und Herrn Feinmechaniker Erich Dobratz für die Hilfe beim Kanalumbau, dem Bau des Eichkörpers sowie der Wartung der Filmkassetten und der Projektoren.

Frau Angelika Gardezi und Frau Winifried Pattullo gebührt mein Dank für die Hilfe bei der Beschaffung von Zeichenmaterial und Futter sowie der Hinweise zum Erstellen von Zeichnungen und der Hilfe bei Detailfragen.

Danksagen möchte ich auch allen Mitgliedern der Fachrichtung Zoologie, die des öfteren den Lärm des laufenden Windkanals und die durch die Gänge verlaufenden Stromkabel ohne Mur-

ren ertragen haben. Mein Dank gilt insbesondere Frau Dr. Patricia Kreuz, Herrn Dr. Dietmar Berkels und Herrn Dr. Oliver Ludwig, an die ich mich stets mit großen und kleinen Problemen jedweder Art wenden konnte.

Bedanken möchte ich mich auch bei Herrn Frank Fegert und Herrn Rainer Becker für die Anfertigungen von Studienarbeiten, welche mir bei der weiteren Analyse der Filmdaten hilfreich waren.

Ganz besonders möchte ich mich noch bei Frau Dr. Sally Ward bedanken, ohne die diese Arbeit niemals zustande gekommen wäre. Frau Dr. Ward hat mir gezeigt, was für interessante Tiere Stare sind. Danken möchte ich ihr auch für die stete Diskussionsbereitschaft, die vielen Anregungen und die Hilfe bei der Beschaffung von Literatur sowie die Hilfe beim Füttern und der Dressur der Tiere sowie beim Filmen.

Der Saarländischen Landesregierung danke ich für die Gewährung eines Stipendiums im Rahmen des Landesgraduiertenförderungsgesetzes.

Nicht vergessen werden soll natürlich der „Star“ (in doppeltem Sinne!) meiner Arbeit und seine Artgenossen, ohne die diese Dissertation nicht möglich gewesen wäre.

Meinen Eltern danke ich für die Unterstützung während meines Studiums, die es mir ermöglicht hat, meine Vorstellungen zu verwirklichen.

Abschließend gilt mein besonderer Dank meiner Frau Sandra, die immer da war, wenn ich sie brauchte, mir immer wieder Mut machte und neue Hoffnung gab, wenn einmal mehr etwas nicht nach meinen Wünschen verlief und die so viel Geduld mit ihrem gestressten Doktoranden aufbringen musste.

INHALTSVERZEICHNIS

1	ZUSAMMENFASSUNG	1
2	EINLEITUNG	8
3	MATERIAL UND METHODE	12
3.1	VERZEICHNIS DER ABKÜRZUNGEN	12
3.2	VERSUCHSAUFBAU UND FILMMATERIAL.....	17
3.3	EICKÖRPER.....	21
3.4	AUSWERTEANLAGE.....	23
3.5	VERWENDETE SOFTWARE.....	25
3.6	STEREOPHOTOGRAMMETRISCHE FILMAUSWERTUNG	25
3.6.1	<i>Digitalisierung der Referenzpunkte des Eichkörpers</i>	<i>25</i>
3.6.2	<i>Berechnung der Orientierungsparameter der Kameras</i>	<i>26</i>
3.6.3	<i>Rückrechnung der Raumkoordinaten der Referenzpunkte des Eichkörpers.....</i>	<i>28</i>
3.6.4	<i>Digitalisierung markanter Punkte des Vogelkörpers.....</i>	<i>29</i>
3.7	VORBEHANDLUNG DER IM EICKÖRPERFESTEN $x_E y_E z_E$ -ACHSENKREUZ VORLIEGENDEN ZEITREIHEN	31
3.7.1	<i>Import der Dateien in MATLAB und EXCEL</i>	<i>31</i>
3.7.2	<i>Koordinatentransformation vom eickkörperfesten $x_E y_E z_E$- in das geodätische $x_g y_g z_g$-Achsenkreuz</i>	<i>31</i>
3.7.3	<i>Spline-Interpolation fehlerhafter oder fehlender Punkte.....</i>	<i>31</i>
3.7.4	<i>Glättung der Zeitreihen durch Tiefpassfilterung</i>	<i>32</i>
3.7.5	<i>Darstellung einiger Zeitreihen im geodätischen $x_g y_g h_g$-Achsenkreuz.....</i>	<i>33</i>
3.8	ABSCHÄTZUNG DER FEHLER UND IHRER AUSWIRKUNGEN AUF DIE ERGEBNISSE	33
3.8.1	<i>Innere Orientierung der Kameras</i>	<i>33</i>
3.8.2	<i>Fehler der Projektionsanlage</i>	<i>34</i>
3.8.3	<i>Digitalisierungsfehler</i>	<i>34</i>
3.8.4	<i>Vermessung der Referenzpunkte des Eichkörpers</i>	<i>35</i>
3.8.5	<i>Genauigkeit der Rückrechnung von Raumkoordinaten</i>	<i>35</i>
3.8.6	<i>Fehlervektor E</i>	<i>36</i>
3.9	ABSCHÄTZUNG DER FEHLER DER AUS DEN RAUMKOORDINATEN ABGELEITETEN GRÖßEN	36
3.10	KINEMATISCHE ANALYSE	37
3.10.1	<i>Auswahl spezieller kinematischer Größen und Begründung</i>	<i>37</i>
3.10.2	<i>Achsenkreuze.....</i>	<i>39</i>
3.10.3	<i>Rumpfkinematik.....</i>	<i>43</i>
3.10.3.1	<i>Translation</i>	<i>43</i>
3.10.3.2	<i>Rotation.....</i>	<i>45</i>
3.10.4	<i>Flügelkinematik.....</i>	<i>47</i>
3.10.4.1	<i>Translation des Flügels im azimutfesten Achsenkreuz.....</i>	<i>47</i>
3.10.4.2	<i>Rotation des Arm und Handfittichs</i>	<i>53</i>
3.10.4.3	<i>Flügelkinematik im windfesten Achsenkreuz $x_s y_s z_s$.....</i>	<i>54</i>
3.10.4.4	<i>Flügelspannung und -fläche</i>	<i>56</i>

3.10.5	<i>Schwanzkinematik</i>	57
3.10.5.1	Eulerwinkel	57
3.10.5.2	Geometrischer Flächenschwerpunkt des Schwanzes	57
3.10.5.3	Schwanzspreizung und -fläche.....	58
3.11	BERECHNUNGEN ZUR AERODYNAMIK DES SCHLAGENDEN FLÜGELS	58
3.11.1	<i>Polare des Auftriebsbeiwertes $c_A(\alpha)$ und des Widerstandsbeiwertes $c_W(\alpha)$</i>	60
3.11.2	<i>Auftrieb, Widerstand und Luftkraftresultierende</i>	65
3.11.3	<i>Momentane Hub- und Schuberzeugung von Arm- und Handfittich</i>	66
3.11.3.1	Hub und Schub des Handfittichs, H_H und S_H	66
3.11.3.2	Hub und Schub des Armfittichs, H_A und S_A	69
3.12	BERECHNUNGEN ZUR ENERGETIK.....	71
3.12.1	<i>Vorbemerkungen zur theoretischen mechanischen Leistungskurve</i>	71
3.12.2	<i>Parasitäre Leistung P_{par}</i>	73
3.12.3	<i>Induzierte Leistung P_{ind}</i>	76
3.12.4	<i>Profilleistung P_{pro}</i>	80
4	ERGEBNISSE	82
4.1	KINEMATIK	82
4.1.1	<i>Rumpfkinematik</i>	82
4.1.1.1	Translation des Rumpfes	82
4.1.1.2	Rotation: Eulerwinkel des Rumpfes	83
4.1.2	<i>Flügelkinematik</i>	85
4.1.2.1	Translation des Flügels im azimutfesten Achsensystem.....	85
4.1.2.2	Rotationen des Arm- und Handfittichs	94
4.1.2.3	Flügelkinematik im windfesten Achsensystem.....	101
4.1.2.4	Flügel spreizung und -fläche	107
4.2	SCHWANZKINEMATIK	110
4.2.1	<i>Schwanzspreizung und -fläche</i>	110
4.2.2	<i>Eulerwinkel des Schwanzes</i>	112
4.3	AERODYNAMIK DES SCHLAGENDEN FLÜGELS	114
4.3.1	<i>Auftrieb und Widerstand von Arm- und Handfittich</i>	115
4.3.2	<i>Hub und Schub von Arm- und Handfittich</i>	116
4.3.3	<i>Betrachtungen zum mittleren Hub und Schub</i>	119
4.4	ENERGETIK	123
4.4.1	<i>Parasitäre Leistung P_{par}</i>	124
4.4.2	<i>Induzierte Leistung P_{ind}</i>	126
4.4.3	<i>Profilleistung P_{pro}</i>	128
4.4.4	<i>Mechanische Leistung P_{mech}</i>	128
5	DISKUSSION	131
5.1	MATERIAL UND METHODE.....	131
5.1.1	<i>Auswahl und Training des Versuchstiers</i>	131
5.1.2	<i>Windkanal, Filmtechnik und Auswertanlage</i>	132

5.2	DISKUSSION ZUR KINEMATIK.....	134
5.3	DISKUSSION ZUM AERODYNAMISCHEN MODELL UND DEN ERGEBNISSEN DER AERODYNAMIK.....	148
5.4	ZUR ENERGETIK DES STARENFLUGS	155
5.5	AUSBLICK	164
6	LITERATUR.....	167
7	ANHANG.....	177
7.1	TABELLEN	177
7.2	ABBILDUNGEN	185

1 Zusammenfassung

Die Energetik des Vogelfluges steht seit mehreren Jahrzehnten im Brennpunkt der Forschungen vieler Ornithologen und Tierphysiologen auf der ganzen Welt. Ein Hauptanliegen betrifft die Bestätigung oder Widerlegung der anhand von theoretischen aerodynamischen Modellen abgeleiteten Aussage, die mechanische und metabolische Leistung eines Vogels beim Geradeausflug als Funktion der Fluggeschwindigkeit müsse einer U-förmigen Kurve entsprechen. Auch die vorliegende Arbeit entstand vor diesem Hintergrund und zeigt auf, dass die Beantwortung dieser Fragestellung nicht leicht zu finden ist.

Neben direkten Messungen der metabolischen Leistung mittels Respirometrie oder anderer Verfahren stellen aerodynamische Modelle die Grundlage der Diskussion zur Flugenergetik dar. Im Mittelpunkt der vorliegenden Arbeit steht die Untersuchung von aerodynamischen und kinematischen Parametern, die als Grundlage für die aerodynamischen Modellrechnungen dienen, und die Beschreibung des Einflusses des Tragens einer respiratorischen Atemmaske mit Schlauch beim Windkanalflug eines Stars (*Sturnus vulgaris*) auf diese Parameter.

Ein Star wurde für den Streckenflug im Windkanal bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten mit und ohne respiratorische Maske trainiert. Ausgewählte Flüge bei vier verschiedenen Windgeschwindigkeiten (6 ms^{-1} , 8 ms^{-1} , 10 ms^{-1} und 13 ms^{-1}) mit und ohne respiratorische Maske wurden mittels zweier synchronisierter Hochgeschwindigkeitskameras bei einer Aufnahmegeschwindigkeit von 255 Bildern/s gefilmt und der Versuchsaufbau geschildert. Die stereophotogrammetrische Filmauswertung und die Ermittlung von Raumkoordinaten aus digitalisierten Bildpunkten von fünf aufeinanderfolgenden Flügelschlägen wird beschrieben. Die notwendigen Auswertemethoden, die Rechenwege sowie die Vorgehensweise werden erläutert und die dabei möglicherweise auftretenden Fehler werden abgeschätzt und im Hinblick auf ihre Auswirkungen auf die Ergebnisse diskutiert.

Die Auswahl der für die kinematische Analyse benutzten Größen wird erläutert und der Einfluss der Windgeschwindigkeit und des Tragens der respiratorischen Maske auf Rumpf-, Flügel- und Schwanzkinematik werden dargestellt.

Es zeigt sich, dass der Star seine Kinematik in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit und dem Tragen der Maske ändert. Beim Tragen der respiratorischen Maske treten zusätzliche

Kräfte auf (erhöhter Widerstand, zusätzliches Nickmoment), welche die Flüge mit Maske insgesamt unruhiger erscheinen lassen, was sich zum Beispiel durch stärker aus dem Gefieder herausragende Beine, Öffnen des Schnabels und häufigere Positionswechsel in der Messstrecke zeigt (vgl. auch MÖLLER 1998).

Die kinematische Analyse ergibt folgende Ergebnisse:

- Die translatorischen Schwankungen des Vogelrumpfes und die maximalen Rumpfbeschleunigungen sind mit respiratorischer Maske größer als ohne Maske, zudem treten weniger Beschleunigungsspitzen auf, eine zeitliche Korrelation von Vorwärts- und Aufwärtsbeschleunigung im angenäherten Körpermittelpunkt ist nicht erkennbar.
- Das Rumpfazimut schwankt nur geringfügig um $\pm 5^\circ$ um die Nulllage, die Schwankungen sind mit Maske etwas stärker als ohne Maske. Der Längsneigungswinkel des Rumpfes ist mit Maske kleiner als ohne Maske, er korreliert unter beiden Bedingungen negativ mit der Fluggeschwindigkeit. Während des Abschlags senkt der Vogel seinen Vorderkörper ab.
- Die Raumbahnen von Handgelenk und Spitze der 8. Handschwinge sind bei den Flügen mit respiratorischer Maske unruhiger und unregelmäßiger als bei den Flügen ohne Maske, der Winkel der mittleren Schlagneigung des Handfittichs gegen die Horizontale steigt mit zunehmender Fluggeschwindigkeit sowohl mit als auch ohne Maske an. Die Schlagamplitude ist U-förmig mit der Fluggeschwindigkeit korreliert und beim Flug mit respiratorischer Maske vergrößert, bei den beiden höchsten Fluggeschwindigkeiten um im Mittel 30° .
- Die Flügelschlagfrequenz ist bei den Flügen ohne Maske mit 9.5 bis 9.9 Hz nahezu konstant, die Aufschlagdauer ist positiv, die Abschlagsrate negativ mit der Fluggeschwindigkeit korreliert. Beim Flug mit Maske ist die Flügelschlagfrequenz positiv mit der Windgeschwindigkeit korreliert und mit 10.2 Hz bis 13.0 Hz höher als beim Flug ohne Maske, die Abschlagsrate (Quotient aus Flügelabschlagsdauer und gesamter Flügelschlagdauer) ist bei allen Fluggeschwindigkeiten größer als 0.5 und mit Maske größer als ohne Maske.
- Beim Flug mit Maske wird der Flügel schneller geschlagen als ohne respiratorische Maske, die Schlagwinkelgeschwindigkeit des Flügels korreliert positiv mit der Windgeschwindigkeit und ist gegenüber den Flügen ohne Maske deutlich vergrößert, bei 13 ms^{-1} um 59% im Abschlag und 92% im Aufschlag. Die Geschwindigkeits- und

Beschleunigungsspitzen des Handfittichs steigen mit zunehmender Fluggeschwindigkeit leicht an, mit Maske sind sie größer als ohne Maske, der Einfluss der Maske addiert sich auf den Einfluss der Fluggeschwindigkeit.

- Die Rotationen des Armfittichs zeigen einen flügelschlagperiodischen Verlauf. Der zeitliche Verlauf von Azimut (Schwenkbewegung in der Horizontalen) und Längsneigungswinkel (Schlagbewegung in der Vertikalen) des Armfittichs ändert sich nicht, wenn der Star mit Maske fliegt. Mit steigender Fluggeschwindigkeit wird die Amplitude der flügelschlagperiodischen Drehschwingung des Armfittichs um die vertikale Achse kleiner, das Amplitudenmaximum verlagert sich zeitlich vom Ende des Aufschlags bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ zur Mitte des Abschlags, das Minimum vom unteren Umkehrpunkt in die Mitte des Aufschlags. Der zeitliche Verlauf des Hängewinkels (Drehung um die Vorderkante des Armfittichs) des Armfittichs ändert sich mit zunehmender Fluggeschwindigkeit und beim Tragen der Maske. Die Supination (Absenkung der Flügelhinterkante relativ zur Vorderkante des Armfittichs) verlagert sich mit zunehmender Fluggeschwindigkeit vom unteren Umkehrpunkt in den beginnenden Aufschlag und wird gleichzeitig geringer. Ab $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ proniert der Armfittich im letzten Drittel des Aufschlags, mit steigender Fluggeschwindigkeit nimmt die Pronation (Anhebung der Hinterkante relativ zur Vorderkante des Armfittichs) zu, beim Flug mit Maske ist die Pronation stärker; dies ist bereits bei der kleinsten Fluggeschwindigkeit zu erkennen. Der Längsneigungswinkel und der Hängewinkel des Armfittichs sind sowohl bei den Flügen mit als auch ohne respiratorische Maske um etwa einen halben Flügelschlag gegeneinander verschoben, die Phasenbeziehung zum Azimut verschiebt sich mit der Windgeschwindigkeit.
- Alle drei Eulerwinkel des Handfittichs ändern sich flügelschlagperiodisch. Mit Maske ist das minimale Azimut während des Abschlags bei gleicher Fluggeschwindigkeit kleiner als ohne Maske, die Handfittichvorderkante wird stärker nach vorne geführt. Die Phasenlage des Längsneigungswinkels verschiebt sich mit zunehmender Windgeschwindigkeit, das Minimum wird bereits im frühen Abschlag statt am unteren Umkehrpunkt erreicht. Auch das Azimut und der Hängewinkel ändern ihre Phasenlage in Bezug auf den Flügelschlag, bleiben aber von der Phasenlage zueinander unverändert. Die Handfittichvorderkante wird zu Beginn des Abschlags maximal nach oben, am Ende des Abschlags maximal nach unten gedreht. Dies gilt sowohl für die Flüge mit als auch ohne respiratorische Maske. Die Hängewinkeloszillationen sind bei

den Flügen mit Maske gegenüber den Flügen ohne Maske deutlich verstärkt, und zwar sowohl in der Amplitude als auch in der maximalen Drehgeschwindigkeit. Insbesondere während des Aufschlags wird der Handfittich sehr schnell um seine Vorderkante gedreht und wechselt von maximaler Pronation zu maximaler Supination, die Nulllage wird in der Mitte des Aufschlags durchlaufen.

- Die pronatorische Verwindung (Torsion) von Handfittich gegen Armfittich, die durch die Hängewinkeldifferenz von Hand- minus Armfittich beschrieben werden kann, ist zu Beginn des Aufschlags zeitgleich mit dem Maximum des Hängewinkel des Handfittichs maximal und beträgt etwa -80° . Die Torsion von Handfittich und Armfittich gegeneinander wird während des Aufschlags schnell kleiner und steigt gegen Ende des Aufschlags in die umgekehrte Richtung an, der Hand- ist gegen den Armfittich gegen Ende des Aufschlags supinatorisch um etwa 30° bis 60° verdreht, wobei die Torsion mit zunehmender Fluggeschwindigkeit zunimmt. Mit Maske ist die Torsion insbesondere gegen Ende des Aufschlags noch stärker (bis 90° bei 13 ms^{-1} mit Maske).
- Auch bei der Flügelkinematik im windfesten Achsensystem zeigt sich deutlich der Einfluss von Maske und Schlauch. Die Schlaggeschwindigkeit des Handfittichs während des Abschlags ist beim Flug mit Maske vergrößert, die maximale Schlaggeschwindigkeit in der Mitte des Abschlags ist bei allen Flügen mit Maske um etwa 4 ms^{-1} größer als die Fluggeschwindigkeit.
- Beim Flug ohne Maske wird der Armfittich nahezu während des gesamten Flügelschlags so bewegt, dass er positiv angestellt ist und damit von vorn-unten angeströmt wird. Mit respiratorischer Maske wird der Anstellwinkel des Armfittichs negativ, der Armfittich wird von vorne-oben angeströmt.
- Der Handfittich wird beim Flug mit Maske während des Aufschlags ebenfalls stärker von vorne-oben angeströmt als ohne Maske. Während des Abschlags ist der maximale Anstellwinkel beim Flug mit Maske bei gleicher Fluggeschwindigkeit größer als ohne Maske; ab einem Anstellwinkel von etwa 35° wie bei 6 ms^{-1} mit und ohne Maske und bei 8 ms^{-1} mit Maske wird der Daumenfittich abgespreizt, der als Vorflügel dient und ein Abreißen der Strömung am Flügel verhindern soll.
- Die Schlagneigungen von Arm- und Handfittich schwanken flügelschlagperiodisch, die Flügelschlagperiodik ist unabhängig von der Fluggeschwindigkeit, jedoch wird die Amplitude des Schlagneigungswinkels mit zunehmender Fluggeschwindigkeit kleiner.

Beim Flug mit Maske ist die Amplitude der Schlagneigung größer als ohne Maske. Während des Aufschlags und teilweise am Beginn und Ende des Abschlags ist der Schlagneigungswinkel positiv, der Armfittich (Handfittich) schlägt nach unten, während des Abschlags ist der Schlagneigungswinkel negativ, der Armfittich (Handfittich) schlägt nach oben.

- Die Flügelspreizung von Arm- und Handfittich schwankt flügelschlagperiodisch, die maximale Spreizung wird in der Mitte des Abschlags erreicht. Der Spreizwinkel des Armfittichs zeigt den gleichen flügelschlagperiodischen Verlauf wie die Armfittichfläche. Beim Flug mit Maske ist die maximale Armfittichfläche bei den Fluggeschwindigkeiten von 8 ms^{-1} bis 13 ms^{-1} um 14% bis 20% größer als beim Flug ohne Maske. Mit Maske werden sowohl Arm- als auch Handfittich bei Geschwindigkeiten von 8 ms^{-1} bis 13 ms^{-1} stärker maximal gespreizt als ohne Maske.
- Die Schwanzkinematik wird sowohl von der Fluggeschwindigkeit als auch durch das Tragen von Maske und Schlauch beeinflusst. Mit zunehmender Windgeschwindigkeit werden die Schwanzspreizung und die Schwanzfläche geringer, während der Schwanz bei den Flügen mit Maske deutlich stärker gespreizt bleibt und die Schwanzfläche größer ist. Die Schwanzfläche ist linear abhängig von der Schwanzspreizung.
- Der Längsneigungswinkel des Schwanzes ist bei allen Flügen positiv, die Schwanzhinterkante ist nach unten gekippt. Der Schwanzlängsneigungswinkel ist negativ mit der Windgeschwindigkeit korreliert. Der zeitliche Verlauf des Schwanzlängsneigungswinkel deutet darauf hin, dass der Schwanz als Ausgleich für das flügelschlagbedingte Nickmoment verwendet wird. Mit Maske ist der Schwanz weniger steil angestellt, und die Schwankungen während des Flügelschlages sind mit Maske größer als ohne Maske, in der Mitte des Abschlags und zu Beginn des Aufschlags wird der Schwanz betont nach unten gekippt.

Ausgehend von den oben zusammengefassten Ergebnissen der kinematischen Analyse und den durch Windkanalmessungen von GESSER (1998) an einem Starenmodell gewonnenen Resultaten wird anhand eines einfachen aerodynamischen Modells unter der Annahme stationärer Strömungsverhältnisse der von den schlagenden Flügeln erzeugte Hub- und Schub näherungsweise berechnet. Der prinzipielle Einfluss von Anstellwinkel, Fläche und Anblasgeschwindigkeit des Arm- und Handfittichs auf die von den Flügeln erzeugten Kraftkomponenten Auftrieb und Widerstand bzw. Hub und Schub wird erläutert. Die

Ergebnisse der Berechnungen für die beiden Flüge mit und ohne Maske bei einer Fluggeschwindigkeit von 13 ms^{-1} werden dargestellt.

Das aerodynamische Modell erlaubt insbesondere eine Abschätzung der während des Flügelabschlags auftretenden Luftkräfte: Der Handfittich erzeugt während des Abschlags etwa 40% mehr Auftrieb und etwa 55% mehr Hub als der Armfittich (Der Auftriebsvektor steht senkrecht auf den Vektoren der momentanen Anströmung und der Vorderkante des jeweiligen Flügelteils. Der Hubvektor verläuft vertikal.) Beim Flug mit Maske sind Auftrieb und Widerstand größer als ohne Maske, für den Armfittich um etwa 40%, für den Handfittich um 50% für den Auftrieb und um 50 – 130% für den Widerstand (Kraftvektor in Richtung der momentanen Flügelanströmung).

Die Huberzeugung oszilliert flügelschlaggebunden. Die maximale Huberzeugung findet in der Mitte des Abschlags statt, in der ersten Hälfte des Aufschlags produziert der Armfittich nur geringen Hub, die Huberzeugung des Handfittichs ist während des gesamten Aufschlags nahe null. Beim Flug mit Maske erzeugt der Handfittich im zweiten Teil des Aufschlags geringen negativen Hub. Der im Flug mit Maske während des Abschlags erzeugte Hub von Arm- und Handfittich ist um etwa 30% größer als beim Flug ohne Maske.

Die Schuberzeugung geht vor allem auf den Handfittich zurück, der Armfittich erzeugt beim Flug ohne Maske nahezu keinen Schub (horizontaler Kraftvektor entgegengesetzt zur mittleren Flugrichtung in der Horizontalen), während er im Flug mit Maske während des Abschlags geringen Schub erzeugt. Der Handfittich erzeugt während des gesamten Abschlags positiven Schub, das Schubmaximum wird zeitlich eher erreicht als das Hubmaximum. Aufgrund des negativeren Schlagneigungswinkels ist beim Flug mit Maske das Schubmaximum des Handfittichs um 45% bis 145% gegenüber dem Flug ohne respiratorische Maske erhöht und steigt damit stärker an als der Hub.

Der mittlere Hub für die fünf untersuchten Flügelschläge übersteigt den anhand von Windkanalmessungen an einem Starenmodell in Gleitflughaltung abgeschätzten erforderlichen Hub für die Überwindung des Vogelgewichts sowie die Vorwärtsbeschleunigung im Windkanal sowohl für den Flug mit als auch ohne Maske um 74% (ohne Maske) bzw. 45% (mit Maske). Der mittlere Schub ist für den Flug ohne Maske um 23% und für den Flug mit Maske um 4% geringer als der erforderliche Schub für die Überwindung des parasitären Widerstands von Rumpf, Schwanz, Beinen und Maske sowie dem für eine Vorwärtsbeschleunigung notwendigen Schub.

Anhand von drei mathematisch-aerodynamischen Modellansätzen nach der Impulsstrahltheorie bzw. der vereinfachten Ringwirbeltheorie werden die parasitäre und induzierte Teilleistung sowie die Profilleistung berechnet und die mechanische Flugleistung als deren Summe für die untersuchten Flüge bestimmt, wobei der Einfluss der aus dem Gefieder herausragenden Beine sowie der Einfluss von Maske und Schlauch auf die parasitäre Leistung berücksichtigt wird.

Mit steigender Fluggeschwindigkeit nimmt die erforderliche mechanische Leistung zu, mit Maske sind die Flüge energetisch ungünstiger, der Unterschied ist im mittleren Geschwindigkeitsbereich geringer als bei den Geschwindigkeiten 6 ms^{-1} und 13 ms^{-1} . Bei allen Modellen zeigt sich ein Anstieg der mechanischen Leistung mit zunehmender Fluggeschwindigkeit, der vor allem auf die Zunahme der parasitären Leistung zurückgeht. Die gesamte mechanische Leistung nimmt nach der vereinfachten Ringwirbeltheorie beim Ansatz nach GESSER/RAYNER von 1.025 W bei 6 ms^{-1} auf 1.720 W bei 13 ms^{-1} beim Flug ohne Maske zu, mit Maske steigt die Leistung von 1.474 W bei 6 ms^{-1} auf 3.033 W bei 13 ms^{-1} .

Der linke Schenkel des theoretischen U-förmigen Kurvenverlaufs kann nicht bestimmt werden, da die minimale Windgeschwindigkeit auf Grund der Eigenschaften des Windkanals nach unten auf 6 ms^{-1} limitiert ist.

Die parasitäre Leistung nimmt mit steigender Windgeschwindigkeit zu und ist beim Flug mit Maske im Vergleich zum Flug ohne Maske erhöht. Die induzierte Leistung ist nach der Ringwirbeltheorie deutlich größer als nach der Impulsstrahltheorie und nimmt mit der Fluggeschwindigkeit ab. Mit Maske ist die induzierte Leistung kleiner als ohne Maske. Die Profilleistung nimmt nach der Impulsstrahltheorie geringfügig mit steigender Fluggeschwindigkeit ab, nach der Ringwirbeltheorie ist sie positiv mit der Fluggeschwindigkeit korreliert.

Insgesamt ergibt sich, dass das Tragen einer respiratorischen Maske mit Schlauch einen deutlichen Einfluss auf die ausgewählten flugmechanischen Größen hat. Die Flüge mit Maske sind unruhiger, die Schwankungen der einzelnen Größen meist größer als beim Flug ohne Maske und der Vogel produziert mit Maske verstärkt Hub und Schub. Der Einfluss von Maske und Schlauch überlagert zudem den Einfluss der Windgeschwindigkeit. In der Summe nimmt die mechanische Flugleistung beim Tragen der Atemmaske um minimal 3% (8 ms^{-1}) bis maximal 65% (13 ms^{-1}) zu, wenn man sie auf gleiche Vogelmasse bei den Flügen mit und ohne Maske skaliert.

2 Einleitung

Der Vogelflug begeisterte die Menschheit schon sehr früh in ihrer Geschichte (siehe z.B. NACHTIGALL 1987; NORBERG 1990). Bereits in der griechischen Sagenwelt wurde von Daidalos und Ikaros erzählt, die sich mit Hilfe von wachsgeklebten Flügeln in die Lüfte erhoben haben sollen. Doch erst mit den Arbeiten von Leonardo da Vinci Ende des 15. Jahrhunderts begann die systematische Erforschung des Vogelfluges.

In den vergangenen 40 Jahren wurden nahezu alle Aspekte des Vogelflugs eingehend erforscht. Sowohl der Körperbau als auch die aerodynamische Funktion einzelner Teile des Vogels hat man am lebenden und toten Tier und an Modellen untersucht (z.B. OEHME 1963b; NACHTIGALL & WIESER 1966; HERZOG 1968; NACHTIGALL & KEMPF 1971; RÜPPELL 1973; BRILL 1992; POORE et al. 1997; GESSER 1998; WEDEKIND et al. 1998; FEGERT 2000). Daneben waren es immer wieder Freilandbeobachtungen, die einen tieferen Einblick in den Vogelflug gaben (z.B. OEHME 1963a; PENNYCUICK 1989). Erkenntnisse zur Kinematik und Energetik des Vogelfluges wurden vor allem an dressierten Vögeln in Windkanälen gewonnen, die in einem Flugkäfig frei flogen (z.B. PENNYCUICK 1968a, b; BILO 1971, 1972; BIESEL 1983; ROTHE et al. 1987; BRILL 1992; TOBALSKE & DIAL 1994, 1996; MÖLLER 1998; NACHTIGALL 1998; WARD et al. 1998, 2001). Die auf diese Weise ermittelten Kenngrößen wurden vielfach dazu verwendet, mit Hilfe von theoretischen Modellen die mechanische Flugleistung zu berechnen (z.B. PENNYCUICK 1968b; TUCKER 1973; RAYNER 1979a, b, c; RAYNER 1995b; PENNYCUICK 1989; WARD et al. 2001). Die theoretischen Modelle wurden dabei immer wieder überarbeitet und an die im Windkanal gemessenen metabolischen Flugleistungen und Muskelwirkungsgrade angepasst (z.B. TUCKER 1972; PENNYCUICK 1975; TORRE-BUENO & LAROCHELLE 1978; ROTHE et al. 1987; NORBERG 1990; RAYNER 1995b; WARD et al. 1998, 2001). Messungen zur Temperaturregulation z.B. durch TORRE-BUENO (1976, 1978), HIRTH et al. (1987), BIESEL & NACHTIGALL (1987), SPEAKMAN & WARD (1998) und WARD et al. (1999, 2001) und der neuromuskulären Kontrolle des Schlagfluges durch BIEWENER et al. (1992), TOBALSKE & DIAL (1994), TOBALSKE & DIAL (1995) und POORE et al. (1997) vervollständigten die große Bandbreite an Forschungsergebnissen.

Trotz aller bisherigen Forschungen bleiben einige Fragen bisher offen. Eine zentrale Frage betrifft die Abhängigkeit der mechanischen und metabolischen Leistung von der Fluggeschwindigkeit des Tieres. Den theoretischen Betrachtungen zufolge, sollte sich eine U-förmige Flugleistungskurve mit einem Minimum bei einer mittleren Fluggeschwindigkeit

ergeben (vgl. z.B. PENNYCUICK 1968b, 1975, 1989; TUCKER 1973; RAYNER 1979a, b, 1995 b). Annähernd U-förmige Kurven kennt man von einigen Vogelarten wie z.B. Tauben (*Columba livia*) (ROTHER et al. 1987) und Möwen (*Larus atricilla*) (TUCKER 1972), während bei anderen Arten wie z.B. dem Star (*Sturnus vulgaris*) von einer mehr oder weniger flachen Kurve berichtet wird (TORRE-BUENO & LAROCHELLE 1978). Die letztgenannte Arbeit war der Auslöser für eine Forschungsreihe, in deren Folge auch die hier vorliegende Dissertation entstand.

Die Forschungen von TORRE-BUENO & LAROCHELLE (1978) wurden in einem Windkanal mit geschlossenem Luftkreislauf durchgeführt. Der Nachteil dieser Untersuchungsmethode besteht in den sehr großen Messfehlern bezüglich des Atemgaswechsels, die durch das große Luftvolumen im Windkanal und das sehr geringe Atemvolumen des Versuchstieres zu Stande kommen. Der Ansatz der neuen Forschungsreihe bestand darin, Stare (*Sturnus vulgaris*), die bereits zuvor im Freiland beobachtet wurden, für den Windkanalflug zu dressieren und Messungen zur Energetik durchzuführen. Die energetischen Messungen wurden mit der Methode des doppeltschweren Wassers (DLW-Methode) (z.B. SPEAKMAN & RACEY 1988; WARD et al. 2004), beim Flug mit respiratorischer Maske (WARD et al. 1997, 1998, 2001) und mittels digitaler Video-Thermographie gewonnen (WARD et al. 1999). Die Leistungsbestimmung mittels der Infrarottechnik ist relativ neu und es liegen bisher wenig vergleichende Daten zu anderen Messmethoden vor (WARD et al. 1999). Während die Messungen mit der DLW-Methode mit vergleichbar großen Messfehlern behaftet sind, können bei der Methode mit respiratorischer Maske recht verlässliche Messwerte erzielt werden. Der größte Nachteil der Messungen mit respiratorischer Maske ist die Maske selbst und der zum Absaugen der Atemgase benötigte Schlauch; beide behindern den Vogel beim Flug. Der Einfluss der respiratorischen Maske und des Schlauchs auf das Verhalten des fliegenden Vogels und mehrere kinematische Kenngrößen wurde im Rahmen dieses Forschungsvorhaben erstmals von MÖLLER (1998) anhand von Filmaufnahmen untersucht. In der vorliegenden Arbeit werden die Ergebnisse vorgestellt, die aus der dreidimensionalen Analyse dieser Filmaufnahmen entstanden sind. Neben kinematischen Kenngrößen, die den Vergleich der Flüge mit und ohne respiratorischer Maske bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten zulassen, werden auch Modellrechnungen zur Aerodynamik und zur Energetik des Starenfluges im Windkanal präsentiert. Ziel der Untersuchungen war, die Kinematik der Teilsysteme Rumpf, Flügel und Schwanz bei je vier Flügen mit und ohne respiratorischer Maske in Abhängigkeit von verschiedenen Windgeschwindigkeiten und

hinsichtlich des Einflusses von respiratorischer Maske und Schlauch zu untersuchen. Für die kinematische Analyse wurden in erster Linie die Größen und Funktionen ausgewählt, von denen zu erwarten war, dass sie sowohl auf eine Änderung der Fluggeschwindigkeit als auch auf die mit dem Tragen einer respiratorischen Maske (mit Schlauch) gekoppelte Belastung und Störung empfindlich reagieren würden. Die Flügelkinematik im azimutfesten Achsensystem wurde dabei einer näheren Betrachtung unterzogen. Zusätzlich wurden die Trajektorien von Handwurzelgelenk und Handschwingenspitze in Dreitafelprojektion dargestellt. Die Eulerwinkel als Maß für die Rotationen von Arm- und Handfittich gaben Aufschluss über das Geschehen am Teilflügel und die Lagebeziehung der beiden Flügelteile zueinander. Anhand von Flügel- und Schwanzspreizung bzw. -fläche wurde der Einfluss der Flugbedingung auf die Tragfläche des Tieres aufgezeigt.

Die Kinematik des schlagenden Flügels wurde anhand der Parameter Schlagneigung, Anstell- und Schiebewinkel, Schlaggeschwindigkeitsvektor und Schlagwinkelgeschwindigkeit des Handfittichs untersucht. Eine beispielhafte aerodynamische Modellrechnung für die beiden Flüge mit 13 ms^{-1} sollte den zeitlichen Verlauf von Hub und Schub während eines Flügelabschlages und die prinzipielle Aufteilung beider Komponenten auf Arm- und Handfittich darstellen. Der Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch auf das Kraftmodell wurde beschrieben und mit der Messung der Widerstandsänderung bei stationärer Anströmung am Starenmodell (GESSER 1998; MÖLLER 1998) verglichen.

Die im Rahmen dieser Dissertation gefundenen kinematischen und aerodynamischen Kenngrößen wurden zur Berechnung der mechanischen Leistung mittels zweier theoretischer Modelle (PENNYCUICK 1968, 1989; RAYNER 1979a, b, 1995; WARD et al. 2001) verwandt und die Ergebnisse der Modellrechnungen miteinander verglichen.

Für das gesamte Forschungsvorhaben ergab sich damit die Möglichkeit, an den gleichen Tieren im gleichen Windkanal die gesamte Energetik des Staren mit vier verschiedenen Ansätzen zu untersuchen: DLW-Methode, Respirometrie, Thermographie und Modellrechnungen.

Während für die DLW-Messungen und die Thermographie Daten von vier Versuchstieren vorlagen, wurde für die Messungen mit respiratorischer Maske nur mit zwei Tieren gearbeitet. Die in dieser Arbeit vorgestellten Ergebnisse zur Kinematik, Aerodynamik und Energetik stammen dagegen nur von einem einzigen Star, der sich in der Selektionsphase im Vorfeld der Untersuchungen als sehr lernfähig herausstellte und der relativ gleichmäßig in der Windkanalmitte flog – ein wichtiges Kriterium für die Aufnahmen mit

Hochgeschwindigkeitskameras. Eine statistische Auswertung des hier vorgestellten Datenmaterials war somit nicht sinnvoll, dennoch lieferten die Ergebnisse einen ersten Einblick in die Kinematik, Aerodynamik und Energetik des Starenfluges mit und ohne respiratorische Maske im Windkanal.

3 Material und Methode

3.1 Verzeichnis der Abkürzungen

Tab. 3.1: In folgender Tabelle sind alle verwendeten Abkürzungen mit den zugehörigen SI-Einheiten aufgeführt. „□“ bedeutet Viereck, „Δ“ bedeutet Dreieck.

Abkürzung	SI-Einheit	Beschreibung
$A_{3,5,6(t)}$	$[m^2]$	Fläche des Handfittichs im Raum
$A_{2,3,6,7(t)}$	$[m^2]$	Fläche des Armfittichs im Raum
$A_{8-12(t)}$	$[m^2]$	Fläche des Schwanzes im Raum
$A(t)$	$[N]$	Flügelauftrieb
A_R	$[N]$	Rumpfauftrieb
A_{R+S}	$[N]$	Auftrieb von Rumpf und Schwanz
A_e	$[m^2]$	“equivalent flat plate area”
A_k	$[m^2]$	größte Querschnittsfläche des Rumpfes
A_{Kreis}	$[m^2]$	Kreisfläche des durch den Flügelschlag beschleunigten Luftstroms (momentum jet theory)
A_{Ring}	$[m^2]$	Projektionsfläche des elliptischen Ringwirbels
$A_{2Flügel}$	$[m^2]$	Fläche der beiden Flügel
$a_R(t)$	$[m \cdot s^{-2}]$	Raumbeschleunigung im angenäherten Rumpfmittelpunkt P15
$\overline{a_{R,h}}$	$[m \cdot s^{-2}]$	Mittlere Aufwärtsbeschleunigung im angenäherten Rumpfmittelpunkt P15
$\overline{a_{R,x}}$	$[m \cdot s^{-2}]$	Mittlere Vorwärtsbeschleunigung im angenäherten Rumpfmittelpunkt P15
$a_a(t)$	$[m \cdot s^{-2}]$	Beschleunigung im azimutfesten Achsensystem
a_R	$[m]$	Ellipsenlängsachse eines Ringwirbels
b	$[m]$	Länge eines einzelnen Flügels (Halbspannweite)
b_R	$[m]$	Ellipsenquerachse eines Ringwirbels
c	-	Kammerkonstante der Kamera
$c_A(\alpha)$	-	Auftriebsbeiwert als Funktion des Anstellwinkels
$c_{ii}, c_{ij}, c_{ik}, c_{jk}, c_{kk}$	-	Richtungscosinus zwischen den durch die Indizes angegebenen Einheitsvektoren
$c_W(\alpha)$	-	Widerstandsbeiwert als Funktion des Anstellwinkels
$C_{W,par}$	-	parasitärer Widerstandsbeiwert
$C_{W,pro}$	-	Profilwiderstandsbeiwert, 0.02 (konstant)

$C_{W,Beine}$	-	Widerstandsbeiwert der aus dem Gefieder heraushängenden Beine und Füße, 0.25 (konstant)
d_{ab}, d_{auf}	[s]	Flügelabschlagsdauer, Flügelaufschlagsdauer
d_k	[s]	Flügel Schlagdauer des k-ten Flügelschlages
f_k	[Hz]	momentane Flügelfrequenz des k-ten Flügelschlages
$f_{ab}(t), f_{auf}(t)$	[Hz]	momentane Flügelschlagfrequenz eines Ab-/Aufschlages
f_m	$[kg \cdot s^{-1}]$	Massenfluss durch eine Kreisscheibe (momentum jet theory)
G	[N]	Gewichtskraft (Gewicht) des Vogels
g	$[m \cdot s^{-2}]$	Erdbeschleunigung, $9.81 m \cdot s^{-2}$ (konstant)
$H(t)$	[N]	Hub
H_{Auf}	[N]	notwendiger Hub für eine Aufwärtsbeschleunigung
$h_g(t)$	[m]	Flughöhe in Bezug auf den Nullpunkt des geodätischen Achsensystems, $h_g(t) = -z_g(t)$; ($h_g(t)$ kann theoretisch negativ werden; dies war bei den untersuchten Flügen nicht der Fall)
$\vec{i}, \vec{j}$	-	Einheitsvektoren
k	-	induzierter Widerstandsfaktor, 1.2 (konstant)
k_{Rf}	-	Ringwirbelfaktor (wake spacing), 0.8 (konstant)
l	[m]	charakteristische Länge eines umströmten Körpers
$L(t)$	[N]	Luftkraftresultierende
L_t	$[^{\circ}C]$	Lufttemperatur während des Fluges
M	[kg]	Masse des Versuchstieres
m_{Ende}	[kg]	Masse des Versuchstieres bei Versuchsende
m_{Mitte}	[kg]	Mittelwert von m_{Ende} und m_{Start}
m_{Start}	[kg]	Masse des Versuchstieres bei Versuchsstart
$\vec{m}(t)$	-	Flügelspitzenvektor zwischen P15 und P5
$P_1 - P_{20}$	-	Markerpunkte auf dem Vogelkörper (vgl. Tab. 3.5)
P	[W]	Leistung
P_{ind}	[W]	induzierte Leistung
P_{mech}	[W]	mechanische Leistung beim Schlagflug
P_{met}	[W]	metabolische Leistung
P_{par}	[W]	parasitäre Leistung
$P_{par,Beine}$	[W]	parasitäre Teilleistung zur Überwindung des Widerstandes der aus dem Gefieder herausragenden Beine und Füße
P_{pro}	[W]	Profilleistung

P_{Ring}	[W]	Ringwirbelleistung
P_{Steig}	[W]	Steigleistung
P_{tr}	[W]	Trägheitsleistung
p	[hPa]	Luftdruck
R	[m]	äußerer Ringwirbelradius
Re	-	Reynoldszahl
$S(t)$	[N]	Schub
S_{Vor}	[N]	notwendiger Schub für eine Vorwärtsbeschleunigung
$s(t)$	[m]	Halbseitendiagonale des Dreiecks $\Delta_{3,5,6}$
s_x, s_z	[m]	zurückgelegter Weg eines Flügels in x- bzw. z-Richtung
St_{Beine}	[m ²]	Stirnfläche der aus dem Gefieder herausragenden Beine und Füße
t	[s]	Zeit; $t = t_i = i \cdot \Delta t$ mit i = Filmbildnummer und Δt = Filmbildintervall (1/255 s)
$t_{\text{Mab},k}$	[s]	zeitlicher Mittelpunkt des k-ten Abschlags
$t_{\text{Mauf},k}$	[s]	zeitlicher Mittelpunkt des k-ten Aufschlags
$t_{\text{M},k}$	[s]	zeitlicher Mittelpunkt des k-ten Flügelschlages
$t_{\text{oU},k}, t_{\text{uU},k}$	[s]	k-ter oberer Umkehrzeitpunkt (Beginn des k-ten Abschlags), k-ter unterer Umkehrzeitpunkt (Beginn des k-ten Aufschlags); $k =$ Flügelschlagnummer ($k = 1$ bis 5)
v	[m·s ⁻¹]	Relativgeschwindigkeit zwischen Medium und Körper
$v_{\text{an}}(t)$	[m·s ⁻¹]	Anblasgeschwindigkeit
$v_a(t)$	[m·s ⁻¹]	Geschwindigkeit im azimutfesten Achsensystem
$v_F(t)$	[m·s ⁻¹]	Fluggeschwindigkeit im Körpermittelpunkt
v_i	[m·s ⁻¹]	Induzierte Geschwindigkeit (Abwärtskomponente der Geschwindigkeit auf Höhe der Flügelscheibe) (momentum jet theory)
$v_R(t)$	[m·s ⁻¹]	Raumgeschwindigkeit des angenäherten Rumpfmittelpunktes P15
$v_s(t)$	[m·s ⁻¹]	Schlaggeschwindigkeit
v_w	[m·s ⁻¹]	Windgeschwindigkeit in der Kanalmitte
$W(t)$	[N]	Widerstand (Luftwiderstand)
W_{Beine}	[N]	Parasitärer Widerstand der aus dem Gefieder herausragenden Beine und Füße
W_{ind}	[N]	induzierter Widerstand
W_{Maske}	[N]	Luftwiderstand von Maske und 60 cm Schlauch
W_{par}	[N]	parasitärer Widerstand
$W_{\text{par},h}$	[N]	horizontale Komponente von W_{par}

$W_{\text{par},v}$	[N]	vertikale Komponente von W_{par}
W_R	[N]	Rumpfwiderstand
W_{R+S}	[N]	Widerstand von Rumpf und Schwanz
$\alpha(t)$	[°]	Anstellwinkel
$\beta(t)$	[°]	Schiebewinkel
Γ	[m ² ·s ⁻¹]	Zirkulation der Ringwirbel
$\gamma(t)$	[°]	Spreizwinkel
δ	[°]	Flügel Schlagamplitude
$\delta_{\text{ab}}, \delta_{\text{auf}}$	[°]	Amplitude des Abschlags, Amplitude des Aufschlags
$\varepsilon(t)$	[°]	Winkel zwischen der Stellung des Flügelspitzenvektors $\vec{m}(t)$ zwischen zwei aufeinanderfolgenden Zeitpunkten
η	[Pa·s]	dynamische Viskosität von Luft, $17.2 \cdot 10^{-6}$ Pa·s
$\Theta(t)$	[°]	Längsneigungswinkel
$\kappa(t)$	[°]	Schlagneigungswinkel
μ	[°]	mittlere Schlagneigung gegen die Horizontale
ρ	[kg·m ⁻³]	Luftsdichte
τ	-	Abschlagsrate
ν	-	reduzierte Frequenz
$\Phi(t)$	[°]	Hängewinkel
$\Psi(t)$	[°]	Kurswinkel (Azimut)
$\omega(t)$	[°·s ⁻¹]	Schlagwinkelgeschwindigkeit des Flügels

Tab. 3.2: In der folgenden Tabelle sind alle verwendeten Achsenkreuze mit der Seitenzahl aufgeführt, auf welcher das Achsensystem definiert wird.

Achsenkreuz	Seite	Beschreibung
$x_a y_a z_a$	41	geodätisches azimutfestes Achsenkreuz
$x_e y_e z_e$	26	eichkörperfestes Achsenkreuz
$x_g y_g z_g$	31	geodätisches Achsenkreuz
$x_{gk} y_{gk} z_{gk}$	39	geodätisches Achsenkreuz mit körperfestem Ursprung
$x_g y_g h_g$	33	geodätisches Achsenkreuz mit h_g -Achse positiv nach oben
$x_k y_k z_k$	26	kamerafestes Achsenkreuz
$x_s y_s z_s$	42	windfestes Achsenkreuz
$x_v y_v z_v$	40	vogelteilfestes Achsenkreuz

Tab. 3.3: In der folgenden Tabelle sind alle zusätzlich verwendeten Indizes aufgeführt, welche bei der Definition der Achsenkreuze bzw. bei den Flugparametern Verwendung finden und diese näher charakterisieren.

Index	Beschreibung
1,2,...,20	Markerpunkt, auf den sich die Größe/das Achsenkreuz bezieht
A	Armfittich
H	Handfittich
R	Rumpf
S	Schwanz
Gesser, Penny, Rayner, Tucker	Leistungsanteil nach dem Ansatz von Gesser, Pennycuick, Rayner, Tucker
x,y,z	Teilkomponente in x,y,z-Richtung
xy	vertikale Teilkomponente

3.2 Versuchsaufbau und Filmmaterial

Die Ergebnisse der vorliegenden Dissertation basieren auf der Auswertung von 16 mm-Hochfrequenzfilmaufnahmen eines im Windkanal schlagfliegenden Stars (*Sturnus vulgaris*) (Aufnahmenfrequenz 255 Bilder pro Sekunde, Farbnegativfilme AGFA XTR-250 bzw. XTS-400, aufgenommen mit zwei synchron laufenden 16 mm-1PL-Hochfrequenzkameras Series 2000 von Photo Sonics, Objektive Nikkor von Nikon, Brennweite 24 mm). Die Filme zeigen den Star während des Geradeausfluges bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten mit und ohne respiratorischer Maske in der Auf- und Seitenansicht. Zur Analyse wurden nur solche Filmszenen herangezogen, die zeitlich synchronisiert waren. Die Filme habe ich im Rahmen meiner Diplomarbeit aufgenommen (MÖLLER 1998). Ausgewertet wurden je vier Flüge mit und ohne respiratorische Maske bei unterschiedlichen Windgeschwindigkeiten. Der Star flog in einem Windkanal mit geschlossenem Luftkreislauf (BIESEL 1983; BIESEL et al. 1985; MÖLLER 1998; NACHTIGALL 1998). Die Windkanalanlage ist in Abb. 3.1, die Positionierung der Kameras in Abb. 3.2 dargestellt.

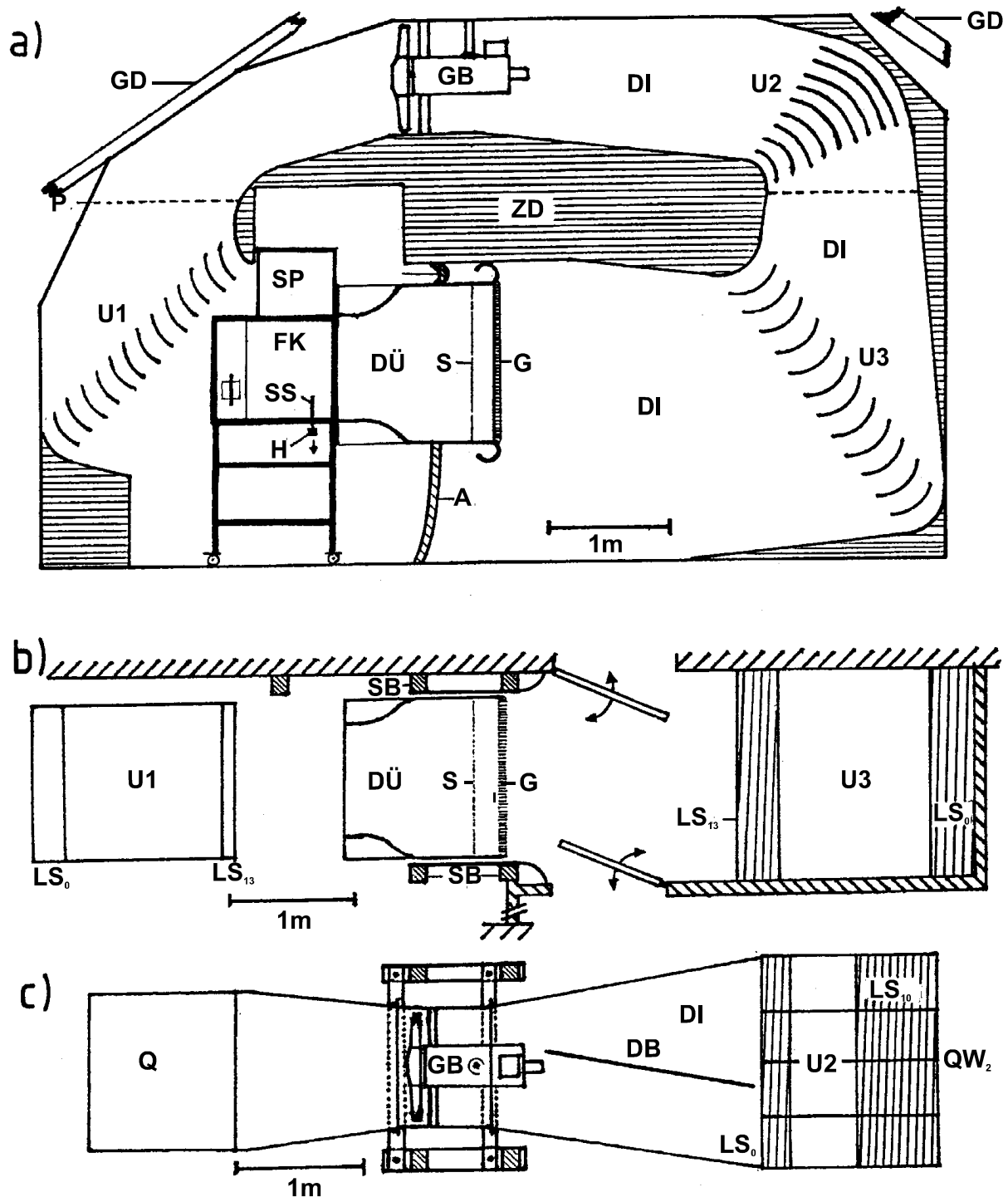


Abb. 3.1: Windkanalanlage im Dachgeschoss der Fachrichtung Zoologie der Universität des Saarlandes. a) Seitenansicht b) Aufsicht des unteren Bereichs der Luftführung c) Aufsicht des oberen Bereichs der Luftführung (aus MÖLLER 1998).

A:	Flexible Abdichtung	DB:	„Drallbrett“	DI:	Diffusor	DÜ:	Düse
G:	Gleichrichter	GB:	Gebläse	GD:	Gebäudedach	FK:	Flugkäfig
H:	klappbarer Hebel mit SS	LS:	Leitschaufeln	P:	Projektionsebene	Q:	Querschnitt der Luftführung in der Ebene P
SB:	Stützbalken	QW:	Querwand der Umlenkung 2	S:	Sieb	U:	Umlenkung
SP:	Spiegel	SS:	Sitzstange				
ZD:	Zimmerdecke						

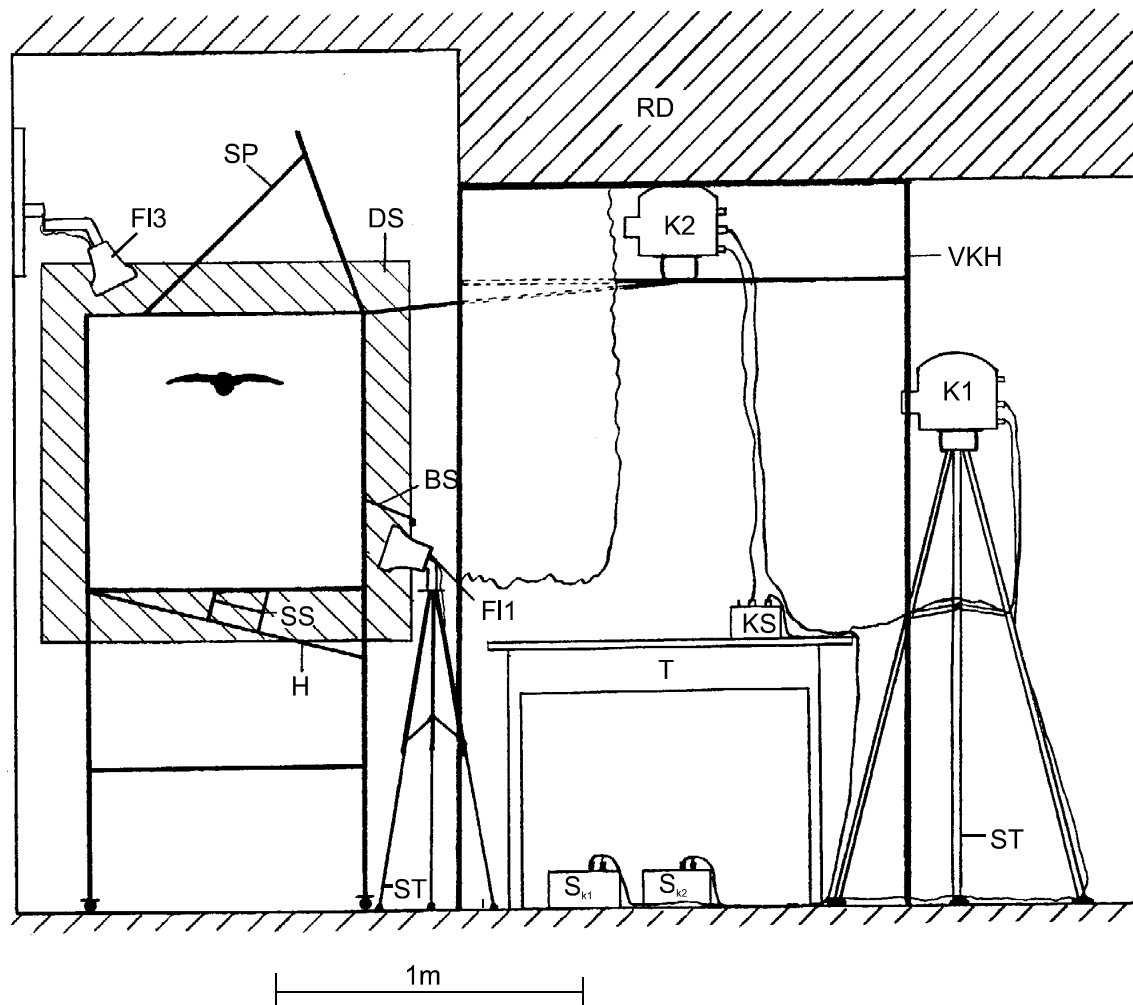


Abb. 3.2: Positionierung der Kameras, Ansicht von der Windaustrittsseite des Flugkäfigs. Das hintere Gitter sowie Stützbalken, Abdichtung und Seitenführung sind nicht eingezeichnet. (aus MÖLLER 1998).

BS: Blendschutz	DS: Düsenschalung	FK: Flugkäfig	FI: Fotolampe
H: Hebel mit Sitzstange	K1: Masterkamera	K2: Slavekamera	KS: Kamerasteuerung
RD: Raumdecke	S _{K1} : Stromversorgung K1	S _{K2} : Stromversorgung K2	SP: Spiegel
SS: Sitzstange	ST: Stativ	T: Tisch	V: Vorhang
VKH: Vorhang- und Kamerahalterung			

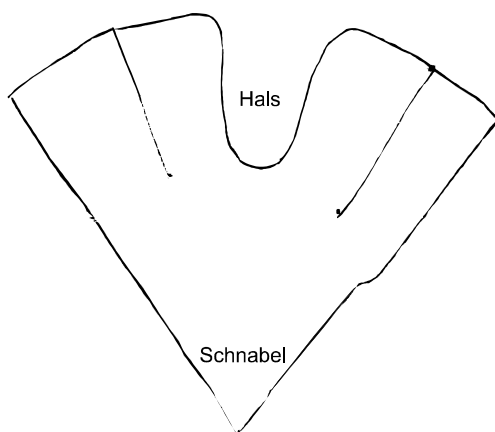


Abb. 3.3: Verwendete Maske aus Polyethylen vor dem Zusammenkleben.

Bei den Flügen ohne respiratorische Maske flog der Star frei im 1 x 0,9 x 0,9 m großen Flugkäfig des Windkanals (MÖLLER 1998). Bei den Flügen mit respiratorischer Maske wurde dem Star eine Atemmaske ($m = 0,7 \text{ g}$) aus transparenter Fotokopierfolie (Polyethylen) über den Kopf und den Schnabel gezogen und die beiden Seitenhälften mit Klebestreifen hinter dem Kopf zusammengeklebt (vgl. Abb. 3.3 und Foto 7.1). In

der Maske war ein Schlauch aus Polyurethan (Innendurchmesser 1.6 mm, Außendurchmesser 2.0 mm) befestigt (vgl. Foto 7.1). Der Schlauch wurde über den Rücken des Vogels zur Decke der Windaustrittsseite des Flugkäfigs geführt, und dort mit Klebstreifen befestigt, so dass sich der Star im gesamten Flugkäfig frei bewegen konnte. Die Masse des vom Star zu tragenden Schlauchabschnitts betrug 1.6 g. Die Gesamtmasse von Maske und 60 cm Schlauch (das Schlauchstück, das vom Star getragen wurde, wenn er in der Mitte des Windkanals flog), betrug 2.3 g. Nähere Einzelheiten finden sich bei MÖLLER (1998) und WARD et al. (1998). Die nachfolgende Tab. 3.4 gibt die Bedingungen an, unter denen die acht ausgewerteten Flüge stattfanden.

Tab. 3.4: Übersicht über die während der acht ausgewerteten Flüge herrschenden Bedingungen, die Masse des Versuchstiers zu Beginn und am Ende des Fluges sowie den Mittelwert beider Massen und der Flugdauer und der Zeit zwischen den beiden Wiegevorgängen.

Windgeschwindigkeit v_w [m·s ⁻¹]	Masse m_{Start} [g]	Masse m_{Ende} [g]	Masse m_{Mittel} [g]	Zeitdauer [min] zwischen m_{Start} und m_{Ende}	Flugdauer t [min]	Lufttemperatur t_r [°C]	Luftfeuchte [%]	Luftdruck p [hPa]	Luftdichte ρ [kg·m ⁻³]
6.13	80.3	79.5	79.9	8	7	20.0	59.0	991.5	1.183
7.96	84.8	84.0	84.4	6	5	16.0	54.5	975.0	1.176
9.98	85.5	84.2	84.9	6	5	17.0	52.0	975.0	1.172
12.83	85.1	84.3	84.7	8	7	22.0	45.0	994.5	1.175
6.50	79.2	77.0	78.1	23	12	18.0	67.0	986.0	1.181
8.38	80.9	77.9	79.4	23	12	19.0	67.0	986.0	1.177
10.17	79.6	76.7	78.2	23	12	17.0	66.0	994.0	1.194
13.32	81.5	78.5	80.0	23	12	18.5	57.5	998.0	1.193

Wie Tab. 3.4 zeigt, war die Flugdauer bei den Versuchen ohne Maske um etwa die Hälfte geringer als bei den Flügen mit Maske, bei denen das Tier jeweils 12 min flog und in der Mitte des Fluges nach etwa 5 bis 7 min gefilmt wurde. Die Flüge ohne Maske wurden sofort nach dem Filmen beendet, der Vogel wurde direkt vor Beginn und direkt im Anschluss an den Flug gewogen.

Bei den Flügen mit Maske dagegen wurde der Star für 5 min vor und nach dem zwölfminütigen Flugteil in der Flugstrecke belassen. Während dieser Zeit saß der Vogel überwiegend ruhig auf der im Flugkäfig befindlichen Stange. Diese Zeit war notwendig, damit die Pumpe die für die respiratorischen Messungen wichtigen Atemgase des Vogels durch die Leitungen zu dem Kohlendioxid- und Sauerstoffmessgerät im darüber liegenden Stockwerk transportieren konnte.

Wie aus Tab. 3.4 ersichtlich wird, war der Vogel bei den Flügen mit Maske um durchschnittlich 4.7 g leichter als bei den Flügen ohne Maske (Ausnahme: $v_W = 6.13 \text{ ms}^{-1}$). Dieser Unterschied ist darauf zurückzuführen, dass die Flüge mit Maske jahreszeitlich später erfolgten als die Flüge ohne Maske. Die Flüge ohne Maske wurden in den Monaten April und Anfang Mai aufgezeichnet, die Flüge mit Maske dagegen Mitte Mai. Das Training der Stare mit Maske wurde erst nach den beendeten Aufnahmen und energetischen Versuchen ohne Maske begonnen (MÖLLER 1998). Zu diesem Zeitpunkt war nicht klar, ob und wenn überhaupt, welche Individuen das Fliegen mit respiratorischer Maske lernen würden. Zwei von vier Staren erlernten das Fliegen mit respiratorischer Maske, darunter auch der zuvor im Flug ohne Maske gefilmte Star Yo15.

Nach einer zweiwöchigen Trainingsperiode mit respiratorischer Maske konnten die Flüge mit Maske gefilmt werden. Der Fettanteil war zu diesem Zeitpunkt deutlich geringer, da die „Zugperiode“, in der die Tiere täglich zwei Stunden nonstop flogen, beendet war. Gleichzeitig bereiteten sich die Vögel auf die Mauser vor, die Anfang Juni begonnen wurde.

Dieser Massenunterschied ist insbesondere für die Energetik von Bedeutung.

3.3 Eichkörper

Für die dreidimensionale Auswertung der Filmbildaufnahmen wurde vor Beginn der Aufnahmen ein Eichkörper in den Windkanal gestellt und gefilmt (vgl. Foto 7.2). Der verwendete Eichkörper wurde von Feinmechanikermeister Reimund Jacobi und Feinmechaniker Erich Dobratz aus einem innen hohlen Aluminium-Vierkantstab (40 x 40 mm) von 80 cm Länge gebaut. In diesen wurden 8 Gewindestäbe ($\varnothing 10 \text{ mm}$, Länge 50 cm) so hineingeschraubt, dass zwischen den einzelnen Stangen ein Abstand von ca. 10 cm bestand. Die benachbarten Stangen wurden alternierend in einem Winkel von 90° zueinander durch die Seitenflächen des Vierkantstabes eingeschraubt. Die Stangen wurden so angebracht, dass sie auf beiden Seiten des Vierkantstabes gleich weit herausstanden. Letzterer wurde von zwei vertikalen Gewindestangen in Horizontallage gehalten (vgl. Abb. 3.4).

Am Eichkörper wurden insgesamt 21 Referenzpunkte angebracht. Die Markierung geschah auf zwei Arten. Zum einen wurden Punkte mit schwarzem, wasserfestem Filzstift mittig auf die Enden der Gewindestangen aufgemalt (Punkte 7 bis 14). Zum anderen wurden ca. 2 mm breite Streifen eines roten Klebebandes auf die Vierkantstäbe und die Gewindestangen aufgeklebt (Punkte 0 bis 6 und 15 bis 20). Zur Lage der Referenzpunkte vergleiche Abb. 3.4. Die Bestimmung der Raumkoordinaten der einzelnen Referenzpunkte erfolgte mit Hilfe von

zwei großen Geometriedreiecken. Alle Punkte wurden in Bezug zum Nullpunkt des Eichkörpers Punkt 0 (Koordinaten 0 mm / 0 mm / 0 mm) gesetzt. Als Nullpunkt wurde der Mittelpunkt des mittleren Klebebandstreifens auf der Oberkante des Vierkantstabes gewählt. Die Bestimmung der Raumkoordinaten erfolgte auf einen halben Millimeter genau.

Der Eichkörper wurde zu Beginn eines jeden neuen Films in den Flugkäfig des Windkanals gestellt, wobei immer die gleiche Position relativ zur hinteren Seitenwand, zum Gitter an der Windeintrittsseite und zum Boden des Windkanals eingehalten wurde. Mit Hilfe einer Wasserwaage auf der Oberseite der Vierkantstange und einer weiteren auf dem eigens dafür angebrachten Winkelprofil wurde die geokline Ausrichtung des Eichkörpers überprüft und durch Unterlegen von Papier- oder Pappestücken korrigiert. Nach Justierung der Kameras wurde der Eichkörper kurz gefilmt. Dies war notwendig, da die Kameras zum Einlegen eines neuen Films von den Kugelköpfen des Stativs bzw. der Halterung genommen werden mussten und damit eine exakte Wiederherstellung der ursprünglichen Kameraorientierung nicht gewährleistet werden konnte. Anhand des Eichkörpers konnte die Position der Kameras bei den einzelnen Filmen zurückgerechnet werden (vgl. 3.6.2).

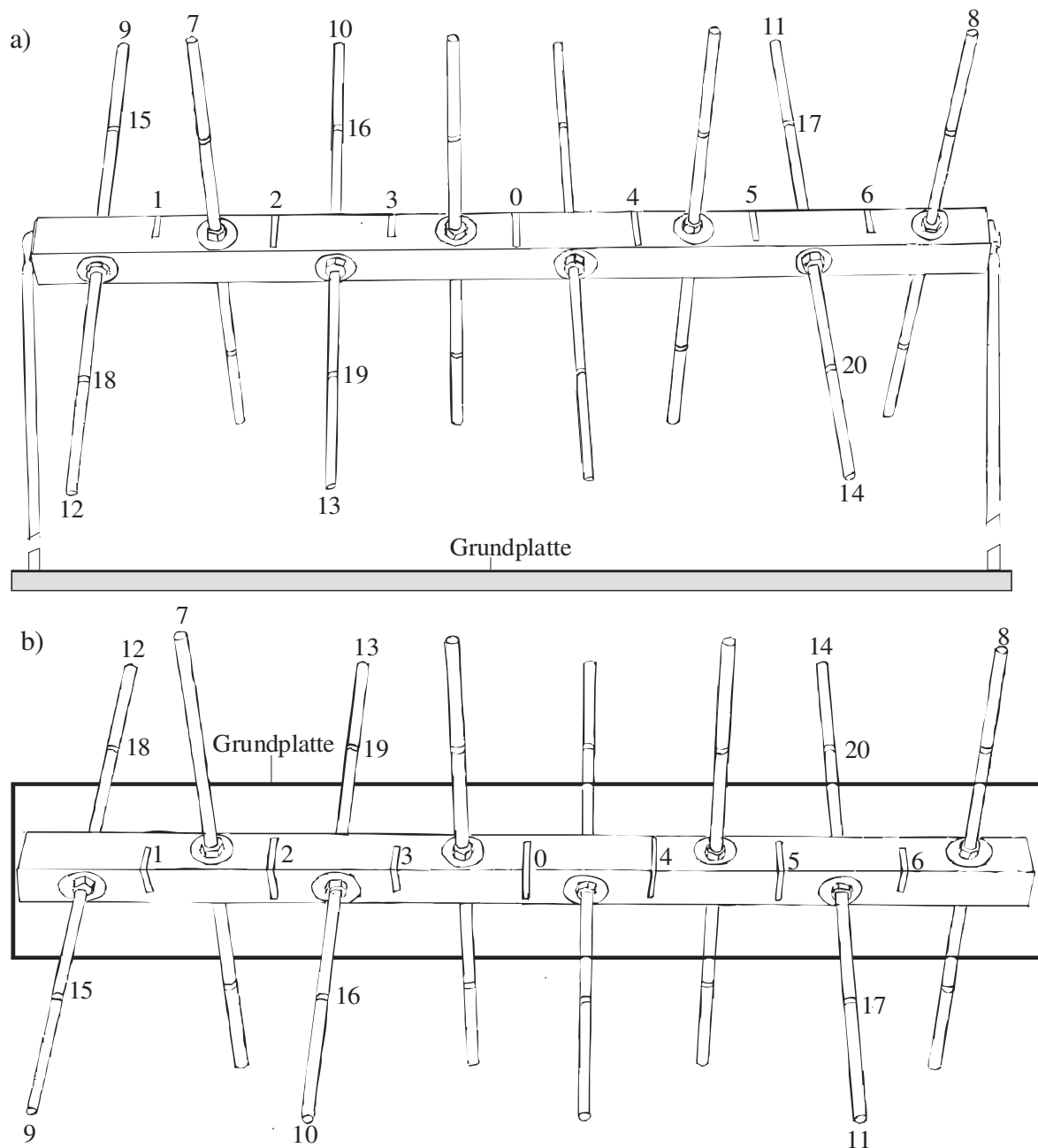


Abb. 3.4: Lage der digitalisierten Referenzpunkte auf dem Eichkörper. a) Seitenansicht b) Aufsicht, gespiegelt entlang des Vierkantstabes (Projektion auf die Grafiktablett-Ebene). Der horizontale Vierkantstab ist 0.8 m lang, die Querstäbe sind 0.5 m lang.

3.4 Auswerteanlage

Zur Auswertung des Filmmaterials wurden zwei 16 mm-Filmprojektoren (NAC Analysis Projector DF-16C) benutzt. Die Projektoren waren mit einer Synchronisationsschaltung verbunden (NAC SYNC Conti Box), die das synchrone Laufen beider Projektoren ermöglichte. Die Wiedergabe war im Bereich von 1 - 24 Bildern pro Sekunde regelbar, ebenso war das Betrachten von Standbildern möglich. Das von einem Projektor erzeugte Bild wurde über einen oberflächenversilberten Spiegel auf ein Digitizerboard (Kontron DK 1515 OP, Auflösung 0.1 mm) projiziert, auf dem ein weißes Blatt Papier im Format DIN A3 aufgeklebt

war. Auf dem Papier war ein Fadenkreuz zur Bestimmung des Bildmittelpunktes aufgezeichnet. Die Vergrößerung des Filmbildes in Projektionsebene betrug 36.42 (vgl. Abb. 3.5), die Darstellung des Vogels und des Eichkörpers war somit um den Faktor 0.458 gegenüber der Originalgröße verkleinert.

Beide Digitizerboards waren über einen Umschalter miteinander verbunden, mit dem das aktive Digitizerboard gewählt werden konnte. Während der Digitalisierung der Bildpunkte war somit gewährleistet, dass immer nur ein Digitizerboard aktiv war. Beide Digitizerboards waren über eine Steuereinheit mit dem seriellen Anschluss eines Personalcomputers (Intel Pentium II 266 MHz) verbunden.

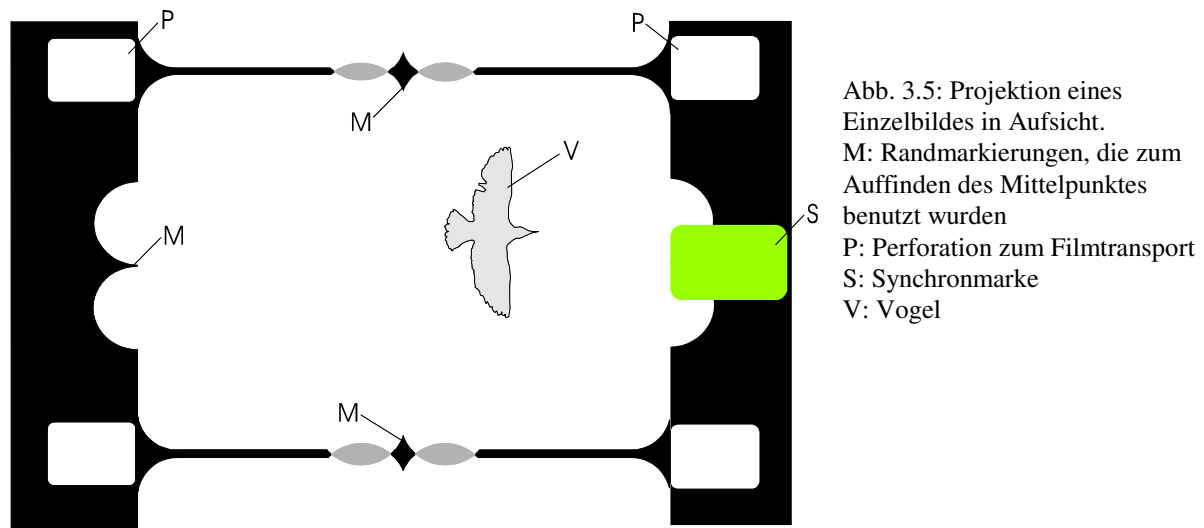


Abb. 3.5: Projektion eines Einzelbildes in Aufsicht.
M: Randmarkierungen, die zum Auffinden des Mittelpunktes benutzt wurden
P: Perforation zum Filmtransport
S: Synchronmarke
V: Vogel

Vor Beginn der Filmauswertung wurde die Auswerteanlage justiert. Die Projektoren wurden auf exakte Ausrichtung auf ihrem Standplatz überprüft. Die oberflächenversilberten Spiegel wurden mit einer Wasserwaage mit einstellbarem Gradmesser auf exakte Justierung überprüft. Mittels zweier Wasserwaagen wurden die Digitizerboards exakt geoklin ausgerichtet. Am Boden der Podeste der Digitizerboards angebrachte Stellschrauben vereinfachten die Ausrichtung. Ebenso wurde überprüft, inwieweit das von den Projektoren erzeugte Bild an den Rändern verzerrt war. Hierzu wurden die Linien verwendet, die an der Rückwand der Flugstrecke des Windkanals und an dessen Boden angebracht waren. Diese hatten einen Abstand von 30 cm zueinander und waren parallel angeordnet. Die so ermittelte Verzerrung des Filmbildes war so klein, dass sie im Rahmen der Messgenauigkeit (± 0.5 mm) nicht messbar war. Dieses Ergebnis stimmt mit den Befunden von REICHL (1987) an der gleichen Projektionsanlage überein.

3.5 Verwendete Software

Die Auswertesoftware (DIGIT3D) wurde von Dr. Dipl. Biol. Martin Mörz anhand der vorhandenen Programme (REICHL 1987) entwickelt und von dem bisherigen Betriebssystem SINIX¹ auf WINDOWS² 95 übertragen. Dabei wurde die vorher textbasierte Eingabeoberfläche durch eine graphische ersetzt.

Zur Berechnung der Orientierungsparameter der Kameras wurden die Raumkoordinaten der Referenzpunkte eingegeben. Die Berechnung der Orientierungsparameter der Kameras aus den digitalisierten Referenzpunkten des Eichkörpers und der Algorithmus zur Berechnung der Raumkoordinaten wurden aus dem alten Programm D3CALC übernommen und ist bei REICHL (1987) beschrieben.

Für die Filterung der Rohdaten und die Interpolation der Daten mit Splines (AHLBERG et al. 1967) und die numerische Differentiation von Zeitreihen verwendete ich das Programm TIMES (MÖRZ 1991).

Die Auswertung der gefilterten und gesplineten Zeitreihen der Raumpunkte wurde in MATLAB³, Version 5.3 vorgenommen. Alle verwendeten Teilprogramme wurden von mir geschrieben. Die Weiterverarbeitung und grafische Darstellung einiger Datenreihen erfolgte mit MS EXCEL⁴ 2000.

3.6 Stereophotogrammetrische Filmauswertung

Es wurden je vier Flüge mit und ohne respiratorischer Maske ausgewertet. Die ausgewerteten Filmszenen entsprechen denen, die ich bereits im Rahmen meiner Diplomarbeit (MÖLLER 1998) zweidimensional untersucht habe (vgl. Tab. 7.1). Es wurden jeweils fünf aufeinander folgende Flügelschläge digitalisiert und ausgewertet.

3.6.1 Digitalisierung der Referenzpunkte des Eichkörpers

20 Referenzpunkte (Punkte 1 bis 20) des Eichkörpers wurden digitalisiert (vgl. Abb. 3.4). Für die Kamera 2 (Slave-Kamera), welche die Aufsicht zeigte, wurden die Koordinaten an der x-Achse gespiegelt. Dies war notwendig, da die Aufsicht über eine seitlich vom Flugkäfig positionierte Kamera gefilmt wurde (vgl. Abb. 3.2). Diese Kamera nahm das Bild über einen

¹ SINIX ist eingetragenes Warenzeichen der Siemens AG.

² WINDOWS ist eingetragenes Warenzeichen der Firma Microsoft Corporation.

³ MATLAB ist eingetragenes Warenzeichen der Firma Math Works Incorp.

⁴ EXCEL ist eingetragenes Warenzeichen der Firma Microsoft Corporation.

um 45° zur geoklinen Achse geneigten Spiegel, der über dem Flugkäfig angebracht war, auf (vgl. MÖLLER 1998). Die Referenzpunkte wurden so gewählt, dass sie über einen möglichst großen Raum verteilt waren. Auf diese Weise konnten die Fehler bei der Rückrechnung der Markerpunkte minimiert werden (zur Fehlerbetrachtung vgl. 3.6.3).

3.6.2 Berechnung der Orientierungsparameter der Kameras

Mit Hilfe der Orientierungsparameter konnte der Standort und die Orientierung der Kameras im Raum relativ zum Eichkörper angegeben werden. Folgende orthogonalen Achsensysteme wurden definiert:

- Kamerafestes Achsenkreuz $x_k y_k z_k$

Jede Kamera besitzt ihr eigenes Achsenkreuz. Das kamerafeste Achsenkreuz $x_k y_k z_k$ hat seinen Ursprung im Mittelpunkt der Filmbildebene, welche die $x_k y_k$ -Ebene darstellt. Die x_k -Achse verläuft parallel zum oberen und unteren Bildrand und zeigt in positiver Richtung nach rechts. Die y_k -Achse zeigt in positiver Richtung nach oben, die z_k -Achse weist in positiver Richtung auf den Kameramann und fällt mit der optischen Achse der Kamera zusammen.

- Eichkörperfestes Achsenkreuz $x_e y_e z_e$

Der Ursprung (Referenzpunkt 0) des eichkörperfesten Achsensystems liegt auf dem mittleren Klebebandstreifen auf der Oberkante des Vierkantstabes (61,4 cm über dem Boden des Windkanals, 40 cm Abstand zur Rückwand, 65 cm Abstand vom hinteren Gitter). Die x_e -Achse verläuft entlang der Oberkante des Vierkantstabes, in positiver Richtung gegen den Kanalwind (nach rechts im Filmbild). Die y_e -Achse verläuft in positiver Richtung nach links zur Kanalarückwand auf der Höhe der Oberkante des Vierkantstabes. Die z_e -Achse verläuft positiv nach oben.

Die Orientierungsparameter einer Kamera geben die Verschiebung (Translationsparameter X_0, Y_0, Z_0) und Drehung (Rotationsparameter ω - Drehung um die x-Achse [Querneigung], ϕ - Drehung um die y-Achse [Längsneigung], κ - Drehung um die z-Achse [Kantung]) des eichkörperfesten Achsensystem $x_e y_e z_e$ an, die notwendig ist, um dieses mit dem kamerafesten Achsensystem $x_k y_k z_k$ in Deckung zu bringen (ALBERTZ 1980). Die Lage der beiden Achsensysteme zueinander und die Orientierungsparameter zeigt die nachfolgende Abb. 3.6 für Kamera 2, die den Eichkörper über einen Spiegel in der Aufsicht filmt; die Umlenkung durch den Spiegel ist nicht dargestellt.

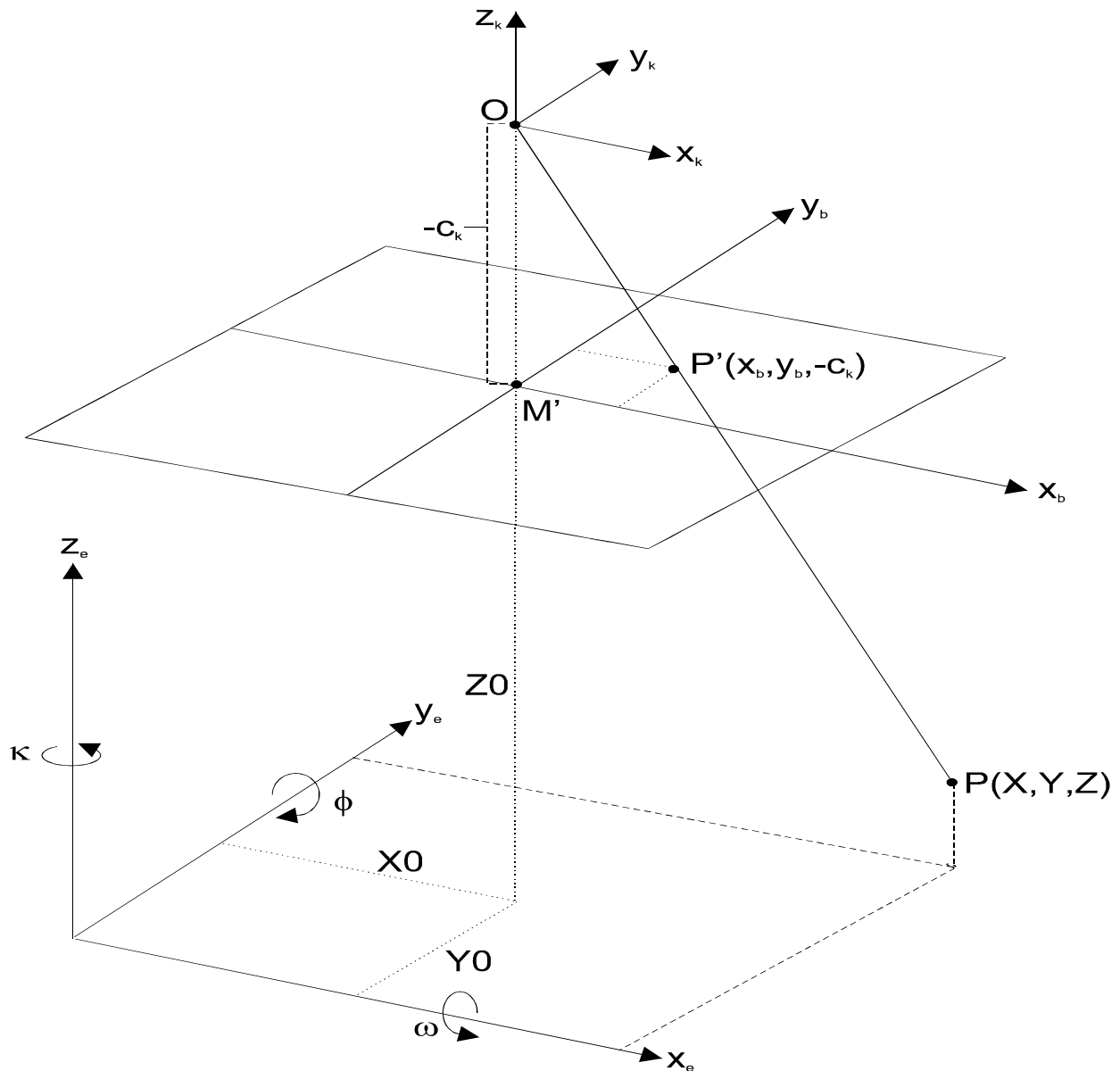


Abb. 3.6: Kamerafestes $x_k y_k z_k$ - und eichkörperfestes $x_e y_e z_e$ -Koordinatensystem mit Orientierungsparametern - Schema für eine Kamera oberhalb des Eichkörpers (nach ALBERTZ, 1980).
 X_0, Y_0, Z_0 : Translationsparameter ω, ϕ, κ : Rotationsparameter c_k : Kammerkonstante
 $P(X, Y, Z)$: Raumpunkt mit Koordinaten X, Y, Z $P'(x_b, y_b, -c_k)$: Bildpunkt auf der Filmebene mit Koordinaten $x_b, y_b, -c_k$ M' : Bildmittelpunkt O : Projektionszentrum

Anhand der Koordinatenwerte der Referenzpunkte des Eichkörpers konnten die Orientierungsparameter der beiden Kameras aus geschätzten Anfangswerten mit dem Programm DIGIT3D berechnet werden (vgl. REICHL 1987). Die iterative Bestimmung der Orientierungsparameter erfolgte in zwei Schritten. Im ersten Schritt wurden die geschätzten Orientierungsparameter für die Translationen (X_0, Y_0, Z_0) und Rotationen (ω, ϕ, κ) verwendet. Die maximale Anzahl der Iterationen wurde auf 100 und die Konvergenzschranke auf 10^{-10} festgesetzt. Der Vergrößerungsfaktor betrug 36.42. Die Brennweite des Kameraobjektivs ($f = 0.024$ m) wurde in diesem ersten Schritt festgehalten. Die verbesserten

Näherungswerte für die Orientierungsparameter wurden in diesem Schritt nach maximal fünf Iterationsschritten gefunden. Im zweiten Schritt wurde die Berechnung der Orientierungsparameter mit den zuvor berechneten Näherungswerten erneut gestartet, wobei diesmal die Brennweite des Kameraobjektivs mititeriert wurde. Die Näherungswerte für die Orientierungsparameter wurden in diesem Schritt nach maximal vier Iterationsschritten gefunden. Die geschätzten und berechneten Orientierungsparameter sind im Anhang in Tab. 7.2 exemplarisch für Film 6 aufgelistet. Auf weitere Rechendurchgänge wurde verzichtet, da sich zeigte, dass sich die gefundenen Orientierungsparameter bei Mititeration der Brennweite im dritten Durchgang - im Gegensatz zur Arbeit von MARX (1991), bei der die Brennweite nicht festgehalten wurde - nicht mehr von denen des zweiten Durchgangs unterschieden.

3.6.3 Rückrechnung der Raumkoordinaten der Referenzpunkte des Eichkörpers

Mit den im zweiten Schritt gefundenen Orientierungsparametern wurden die Raumkoordinaten der Referenzpunkte des Eichkörpers zurückgerechnet. Als Eingabe wurden die Digiboardkoordinaten der Referenzpunkte und des Bildmittelpunktes, die (mititerierten) Brennweiten der beiden Kameraobjektive sowie die Orientierungsparameter der beiden Kameras benötigt. Das zugrundeliegende mathematische Verfahren ist bei REICHL (1987) ausführlich beschrieben. Die Referenzpunkte spannen einen Raum von 70.1 x 35.2 x 35.4 cm auf. Die Ergebnisse der Rückrechnungen, die gemessenen Koordinaten der Referenzpunkte sowie die Differenzen zwischen Messung und Rückrechnung und den zugehörigen Fehlervektor zeigt Tab. 7.3 exemplarisch für Film 6. Die berechneten absoluten Abweichungen der rückgerechneten Werte von den gemessenen Werten liegen für Film 6 bei fast allen Referenzpunkten und allen Raumrichtungen unter 2 mm, die mittlere Abweichung beträgt für die x_e -Koordinate 0.18 cm, für die y_e -Koordinate 0.16 cm und für die z_e -Koordinate 0.10 cm. Nur bei maximal 4 Punkten pro Film wurden Abweichungen von mehr als 3 mm berechnet. Die Abweichungen in y-Richtung entstanden häufig durch das Digitalisieren der Seitenansicht, da hier nur die xz-Ebene sichtbar war. Eine weitere Fehlerquelle lag im Vermessen der Referenzkoordinaten selbst. Da hier mit Lineal und Geometriedreieck gearbeitet wurde, sind kleinere Abweichungen auch durch ein Verrutschen des Lineals/Geometriedreiecks zu erklären. Insbesondere bei den y-Koordinaten erforderte die Messung eine ruhige Hand. Die z-Abweichung von Punkt 13 war für die Auswertung nicht von Belang, da der Star nicht in dieser niedrigen Höhe flog.

Die Fehlervektoren (Bedeutung siehe 3.8.6) sind bei allen Referenzpunkten kleiner als 0.002 cm. Die beiden größten Fehlervektoren treten bei den Referenzpunkten 11 und 13 auf, bei denen auch Differenzen zwischen gemessenen und rückgerechneten Raumkoordinaten größer 0.3 cm auftreten.

3.6.4 Digitalisierung markanter Punkte des Vogelkörpers

In beiden Ansichten wurden jeweils die gleichen 14 markanten Punkte des Vogelkörpers auf jedem Einzelbild digitalisiert. Zuerst wurden die Markerpunkte auf dem Master-Bild (Kamera 1 = Seitenansicht), dann die Markerpunkte auf dem Slave-Bild (Kamera 2 = Aufsicht) digitalisiert. Bei jedem Bild war die Reihenfolge der digitalisierten Filmbilder immer gleich: zuerst wurde der Bildmittelpunkt digitalisiert, dann die Markerpunkte P1 bis P14 in aufsteigender Reihenfolge.

Die Koordinaten der Kamera 2 (Slave-Kamera = Aufsicht) wurden an der x-Achse gespiegelt (vgl. 3.6.1). Manche Körperpunkte waren nicht immer in beiden Ansichten zu sehen, z.B. wenn die Flügelspitze vor dem Körper nur schlecht zu erkennen war. Soweit möglich, wurde die Lage eines nicht sichtbaren Punktes in der Bildprojektion aus den Markerpunkten des vorhergehenden und nachfolgenden Bildes abgeschätzt. Hierzu wurden die entsprechenden, sichtbaren Markerpunkte auf der Projektionsfläche mit Bleistift markiert. Anhand der Lage der Bleistiftmarkierungen war oftmals eine verlässliche Abschätzung möglich. Wo dies nicht möglich war, wurde der Markerpunkt durch Drücken der rechten Maustaste als fehlend markiert. Die Koordinaten eines fehlenden Punktes wurden mit dem Zahlenwert $1e^{-25}$ belegt, so dass sie bei der späteren Auswertung leicht erkannt werden konnten.

Zur leichteren Abschätzung der Korrektheit der rückgerechneten Markerpunkte und der berechneten Parameter, habe ich die Umrisse des Vogels für jede ausgewertete Filmszene zu Beginn eines jeden Abschlages in einer anderen Farbe auf ein Blatt A3-Papier gezeichnet. Diese Zeichnungen dienten zur groben Kontrolle, ob sich die berechneten Koordinaten mit dem "wahren Geschehen" im Flugkäfig deckten.

Die Koordinaten der markanten Punkte im $x_e y_e z_e$ -Achsenkreuz wurden berechnet wie unter 3.6.3 für die Referenzpunkte beschrieben. Als Eingabe wurden die Digiboardkoordinaten der Markerpunkte und des jeweiligen Bildmittelpunktes für beide Filme sowie die Orientierungsparameter und Brennweiten der Kameras benötigt. Zum mathematischen Verfahren vgl. REICHL (1987).

Die ausgewerteten Filmszenen sind in Tab. 7.1 aufgeführt. Die Lage der Markerpunkte auf dem Vogelkörper wird aus Abb. 7.1 ersichtlich.

Tab. 3.5: Digitalisierte Markerpunkte P1 bis P14 und die aus diesen berechneten Punkte *P15* bis *P20* mit der jeweiligen Bezeichnung und der Lage auf dem Vogelkörper. Das Zeichen „ Δ “ steht für „Dreieck“.

(Marker-) Punkt Nr.	Bezeichnung und Lage	digitalisiert bzw. berechnet aus
P1	Schnabelansatz	digitalisiert
P2	Schultergelenk	digitalisiert
P3	Handwurzelgelenk	digitalisiert
P4	Spitze Daumenfittich	digitalisiert
P5	Spitze 8. Handschwinge	digitalisiert
P6	Spitze der letzten Armschwinge	digitalisiert
P7	Spitze der 1. Armschwinge	digitalisiert
P8	Rechte Schwanzwurzel	digitalisiert
P9	Rechte Schwanzspitze	digitalisiert
P10	Mittelpunkt der Schwanzhinterkante	digitalisiert
P11	Linke Schwanzspitze	digitalisiert
P12	Linke Schwanzwurzel	digitalisiert
P13	Mitte Schwanzwurzel/Bürzel	digitalisiert
P14	Mitte zwischen Schultergelenken	digitalisiert
<i>P15</i>	Angenäherter Körpermittelpunkt	berechnet, Mitte zwischen P13 und P14
<i>P16</i>	Mitte Hinterkante Armfittich	berechnet, Mitte zwischen P6 und P7
<i>P17</i>	Mitte Hinterkante Handfittich	berechnet, Mitte zwischen P5 und P6
<i>P18</i>	Schwerpunkt Armfittich	berechnet, geom. Flächenschwerpunkt von $\Delta_{2, 3, 16}$
<i>P19</i>	Schwerpunkt Handfittich	berechnet, geom. Flächenschwerpunkt von $\Delta_{3, 5, 17}$
<i>P20</i>	Schwerpunkt Schwanz	berechnet, geom. Flächenschwerpunkt von $\Delta_{8, 10, 12}$

3.7 Vorbehandlung der im eichkörperfesten $x_e y_e z_e$ -Achsenkreuz vorliegenden Zeitreihen

3.7.1 Import der Dateien in MATLAB und EXCEL

Die mittels DIGIT3D berechneten Orientierungsparameter, Referenzpunkte und Markerpunkte wurden als Dateien im ASCII-Format exportiert. Damit wurde es möglich, die Dateien mit Hilfe anderer Programme (MATLAB, EXCEL) weiter zu bearbeiten.

Die im ASCII-Format vorliegenden Dateien der Markerpunkte im eichkörperfesten Koordinatensystem $x_e y_e z_e$ wurden in MATLAB importiert und weiterverarbeitet. Alle Programmteile wurden von mir geschrieben. Die Dateien mit den Orientierungsparametern der Kameras und den Referenzpunkten wurden in EXCEL importiert und die Rotationsmatrizen von [rad] in [°] umgerechnet. Die Differenzen (dx_e , dy_e , dz_e) zwischen den gemessenen (x_{eM} , y_{eM} , z_{eM}) und rückgerechneten Koordinaten der Referenzpunkte (x_{eR} , y_{eR} , z_{eR}) wurden berechnet und die Fehlervektoren aufgeführt (vgl. Tab. 7.3).

3.7.2 Koordinatentransformation vom eichkörperfesten $x_e y_e z_e$ - in das geodätische $x_g y_g z_g$ -Achsenkreuz

Der Star fliegt im Windkanal gegen den Wind, die Projektion der Rumpflängsachse auf die Horizontalebene fällt beim Geradeausflug mit der Windrichtung zusammen. Aus diesem Grunde wurde ein erdfestes geoklines $x_g y_g z_g$ -Achsensystem definiert, dessen x_g -Achse in positiver Richtung entgegengesetzt zur mittleren horizontalen Windrichtung verläuft und mit der x_e -Achse des eichkörperfesten Koordinatenkreuzes zusammenfällt. Die z_g -Achse zeigt - wie in der Flugmechanik üblich - vertikal nach unten (vgl. z.B. REICHL 1987; MARX 1990; LEHMANN 1990). Die y_g -Achse verläuft in positiver Richtung nach rechts auf die seitliche Kamera zu. Zur Überführung in das geodätische Achsenkreuz wurden die im eichkörperfesten $x_e y_e z_e$ -Achsenkreuz vorliegenden y_e und z_e -Koordinaten jeweils mit -1 multipliziert. Der Ursprung des $x_g y_g z_g$ -Achsenkreuzes fällt mit dem Ursprung des eichkörperfesten Achsenkreuzes $x_e y_e z_e$ zusammen und liegt im Punkt 0 des Eichkörpers.

3.7.3 Spline-Interpolation fehlerhafter oder fehlender Punkte

Bei drei Zeitreihen kam es vor, dass bei der Digitalisierung offenbar einmal ein falscher Punkt angeklickt wurde, dessen Koordinaten sich erheblich von der Lage der restlichen Zeitreihe unterschied. Auch die Fehlervektoren dieser Punkte waren sehr groß. Diese Punkte wurden in MATLAB manuell aus der Zeitreihe entfernt. Markerpunkte, die bei der Digitalisierung nicht

zu sehen waren, wurden dort mit dem Zahlenwert $1e^{-25}$ belegt (vgl. 3.6.4). Diese wurden bei der Auswertung im ersten Schritt in MATLAB aus der Zeitreihe gelöscht (vgl. Abb. 7.3).

Die fehlerhaften bzw. fehlenden Markerpunkte im $x_g y_g z_g$ -Achsensystem wurden mittels einer kubischen Spline-Interpolation neu berechnet (BARTSCH 1997; MÖRZ 1991; MATLAB USER'S GUIDE 1995). Das Abtastintervall wurde bei dieser Spline-Interpolation gleich 1 gesetzt, so dass die neuen Zeitreihen so viele Datenpunkte enthielten, wie Filmbilder digitalisiert wurden (vgl. Abb. 7.3 und Abb. 7.4).

3.7.4 Glättung der Zeitreihen durch Tiefpassfilterung

Die Zeitreihen der Raumkoordinaten wiesen hochfrequente Schwankungen auf. Diese sind hauptsächlich durch Fehler bei der Identifikation der markanten Punkte und durch Schwankungen des Bildstandes bei der Einzelbildprojektion zu erklären (vgl. 3.8). Diese hochfrequenten Schwingungen überlagern die niederfrequenten Schwingungen, die durch den Flügelschlag selbst bedingt sind.

Die Zeitreihen wurden mit einem FIR-Tiefpassfilter (Finite InterRponse) geglättet. Der verwendete Algorithmus ist bei MÖRZ (1991) beschrieben und wurde von mir in MATLAB implementiert. Der FIR-Filter ist symmetrisch und erzeugt aus diesem Grund nur eine geringe Phasenverschiebung (MÖRZ 1991). Als Eckfrequenz wurden 40 Hz gewählt. Die Amplituden von Koordinatenschwankungen dieser Frequenz wurden auf die Hälfte reduziert, Schwankungen höherer Frequenz wurden nahezu vollständig unterdrückt (vgl. Abb. 7.2).

Die Gleitmittelbreite (= Filterbreite) betrug 51 Stützwerte. In die Berechnung der gefilterten Datenreihe gingen somit die ungefilterten Koordinatenwerte von je 25 vorangegangenen und nachfolgenden Bildern ein. Da die Dauer der digitalisierten Flügelschläge zwischen 19 und 28 Bildern (Mittelwert = 24.8 Bilder) lag, erstreckt sich der Filter über durchschnittlich zwei vollständige Flügelschläge. Damit beim Filtern kein Datenverlust auftrat, wurde die Zeitreihe vor der Filterung um je 25 Punkte nach vorne und hinten verlängert. Als Wert für diese angehängten Punkte wurde jeweils der Wert des letzten bzw. ersten Datenpunktes der Zeitreihe gewählt. Das Ergebnis der FIR-Tiefpassfilterung ist für zwei Zeitreihen in Abb. 7.3 und Abb. 7.4 dargestellt. Eine geringfügige Phasenverschiebung in der $x_g(t)$ -Zeitreihe ist in Abb. 7.3 c zu erkennen, während bei $y_g(t)$ und $z_g(t)$ keine Phasenverschiebung zu erkennen ist. Die gefilterten Zeitreihen der Markerpunkte im geodätischen Achsenkreuz wurden erneut splineinterpoliert. Das Abtastintervall wurde bei diesem Durchgang mit 0.1 gewählt, um somit die Datenreihe feiner abzutasten. Dies erschien sinnvoll, da bei der Bildfrequenz von 255 Bildern/s z.B. die Flügelschlagumkehrpunkte nicht immer auf den Filmbildern zu sehen

waren. Das Verfahren entsprach dem der 1. Spline-Interpolation. Durch das erneute Anpassen eines Splines traten ganz kleine Stufen in den Zeitreihen auf, die als technische Artefakte (Rundungsprobleme) zu bewerten sind und die Charakteristik der Zeitreihen nicht ändern (vgl. Abb. 7.3 und Abb. 7.4).

3.7.5 Darstellung einiger Zeitreihen im geodätischen $x_g y_g h_g$ -Achsenkreuz

Zur Erleichterung der Interpretation der erhaltenen Daten und der Abbildungen wurde das geodätische $x_g y_g h_g$ -Achsenkreuz definiert. Die x_g - und y_g -Achse dieses Achsensystems entsprechen den Achsen des geodätischen $x_g y_g z_g$ -Achsenkreuzes. Die h_g -Achse ergab sich aus der z_g -Achse durch Multiplikation mit -1, die Richtung der z-Achse wurde also gedreht. Der Ursprung fällt mit dem Ursprung des $x_g y_g z_g$ -Achsenkreuzes zusammen und liegt auf dem Nullpunkt des Eichkörpers. Die h-Koordinaten im $x_g y_g h_g$ -Achsenkreuz wurden kleiner, wenn der Vogel im Flugkäfig nach unten in Richtung Boden sank. Dies erleichtert die Deutung der Abbildungen, weil es dem visuellen Eindruck entspricht.

3.8 Abschätzung der Fehler und ihrer Auswirkungen auf die Ergebnisse

REICHL (1987) hat in seiner Diplomarbeit die Fehler bei der Bestimmung von Raumkoordinaten sehr genau aufgezeigt und abgeschätzt. REICHL (1987) stellt fest: „Eine exakte Fehlerrechnung nach dem Gauß'schen Fehlerfortpflanzungsgesetz ist für die verwendete Methode, vor allem wegen der Komplexität der Materie und der Nichtlinearität der verwendeten Gleichungen nur sehr schwer durchzuführen. Sie wird zusätzlich dadurch erschwert, dass die einzelnen Fehler (z.B. der einzelnen Bildpunkte) teilweise miteinander korreliert sind.“ Aus diesen Gründen werde ich mich ebenso wie REICHL darauf beschränken, die Fehlerquellen aufzuzeigen und ihre Einflüsse auf die Ergebnisse kurz darzustellen.

3.8.1 Innere Orientierung der Kameras

Inwieweit der Ursprung des Bildkoordinatensystems im Projektionszentrum der Kamera lag, war unbekannt. Deshalb wurden bei der iterativen Bestimmung der Orientierungsparameter der beiden Kameras die Verschiebungen in der Bildebene $x_k y_k$ wie in der Photogrammetrie üblich mit 0 angenommen. Die Kammerkonstante c wurde im ersten Schritt mit der Brennweite der Kamera gleichgesetzt und bei der Berechnung der Orientierungsparameter nicht mititeriert. Im zweiten Durchgang wurde die Brennweite mititeriert und es ergaben sich geringe Abweichungen von der angegebenen Brennweite (vgl. 3.6.2 und Tab. 7.2).

3.8.2 Fehler der Projektionsanlage

Bei der Justierung der Projektoren, der Umlenkspiegel und der Digitizerboards können Fehler aufgetreten sein. Jedoch waren Verzerrungen des Filmbildes in der Projektionsebene nach der Justierung nicht messbar.

Durch einen schlechten Bildstand können große Fehler auftreten. REICHL (1987) fand bei seiner Arbeit Abweichungen von 10.7 mm bei den Raumkoordinaten bei einer Verschiebung des Ursprungs des Bildkoordinatensystems um 2 mm. Die Verkleinerung betrug bei seiner Arbeit 0.35 im Gegensatz zu 0.458 in der vorliegenden Arbeit. Ausgehend von der Verkleinerung 0.35 ergaben sich also Abweichungen in den Raumkoordinaten, die in etwa der Hälfte des Kehrwertes des Verkleinerungsfaktors entsprachen. Für die vorliegende Arbeit ergäben sich hiermit Abweichungen von etwa 8.8 mm bei den Raumkoordinaten bei einer Verschiebung des Bildursprungs um 2 mm. Zur direkten Erkennung von möglichen Änderungen des Bildstandes wurde für jede Ansicht die Zeichnung einer Filmbildprojektion mit den Randmarkierungen des Bildes und einem Achsenkreuz zur Bestimmung des Bildmittelpunktes angefertigt (vgl. Abb. 3.5). Diese Zeichnungen waren auf den Digitizerboards mit Klebstreifen festgeklebt. Eine Verschiebung des Bildstandes, die in der Praxis relativ selten vorkam (etwa alle 50 Bilder), war somit optisch und gleichzeitig auch akustisch durch ein etwas verändertes Geräusch beim Weitertransports des Filmes zu erkennen. Der Bildstand wurde dann entsprechend korrigiert. Meist gelang dies durch Rücktransport und erneuten Vortransport des Filmes. Wenn dies nicht ausreichend war, wurde das Digitizerboard erneut ausgerichtet und kalibriert (vgl. 3.4).

3.8.3 Digitalisierungsfehler

Digitalisierungsfehler bedingt durch Abbildungsunschärfe oder geringen Kontrast waren relativ häufig; z.B. waren die Markerpunkte auf dem Flügel nur schlecht zu erkennen, wenn sie sich vor dem Vogelrumpf als Hintergrund befanden. In solchen Fällen wurde versucht, die Lage des Punktes aus den vorhergehenden und nachfolgenden Filmbildern abzuschätzen (vgl. 3.6.4). Der dadurch bedingte Fehler dürfte bei maximal ± 1 mm gelegen haben. Die größten Fehler dürften bei der Koordinate der rechten und linken Schwanzwurzel sowie der linken Schwanzspitze (Markerpunkte P8, P12, P11) aufgetreten sein, da diese in der Seitenansicht verdeckt bzw. vor dem Vogelkörper schlecht zu erkennen waren. Fehlerschätzungen von bis zu 1.5 mm sind für diese Punkte realistisch. War ein Markerpunkt nicht zu erkennen, wurde er als fehlend markiert (vgl. 3.6.4).

REICHL (1987) fand bei seiner experimentellen Verfälschung der Bildkoordinaten heraus, dass der daraus resultierende Fehler der Raumkoordinaten nahezu linear vom Vergrößerungsfaktor abhängt. Danach ergab sich für einen Fehler von 1.5 mm in einer Bildkoordinate ein Fehler von $1.5 \text{ mm} / 0.458 = 3.28 \text{ mm}$ in der zugehörigen Raumkoordinate.

Die maximal mögliche Genauigkeit wurde beeinflusst durch das Auflösungsvermögen der Digitizerboards von 0.1 mm und einem Verkleinerungsfaktor von 0.458 also etwa 0.22 mm.

3.8.4 Vermessung der Referenzpunkte des Eichkörpers

Die Vermessung der Koordinaten der Referenzpunkte des Eichkörpers erfolgte mit Hilfe von zwei Geometriedreiecken auf 0.5 mm genau (vgl. 3.3). Eine genauere Auflösung war mit den verwendeten Hilfsmitteln nicht möglich. Vor allem bei den Referenzpunkten, die nicht auf der Oberkante des Aluminiumvierkantstabes lagen, sind Messfehler von $\pm 1 \text{ mm}$ insbesondere in der y-Richtung möglich.

3.8.5 Genauigkeit der Rückrechnung von Raumkoordinaten

Mit Hilfe der iterativ bestimmten Orientierungsparameter der beiden Kameras konnten die Raumkoordinaten eines Punktes zurückgerechnet werden. Tab. 7.3 zeigt die Ergebnisse dieser Rückrechnung und die aufgetretenen Abweichungen exemplarisch für Film 6. Die mittlere Abweichung in x_e -Richtung betrug 1.8 mm, in y_e -Richtung 1.6 mm und in z_e -Richtung war sie mit 1.0 mm am kleinsten. Zwar ist die mittlere Abweichung in x-Richtung am größten, jedoch ist der in diese Richtung durch die Referenzpunkte aufgespannte Raum mit 70 cm am größten, so dass sich ein mittlerer Fehler von 0.52 % in x-Richtung ergibt. Ein Fehler von 100 % wurde angenommen, wenn die Abweichung die Hälfte der Größe des tatsächlich aufgespannten Raumes in der jeweiligen Richtung betrug. Der maximale Fehler in x-Richtung betrug -6.7 mm oder 1.92 %. In y-Richtung betrug der mittlere Fehler 0.90 % für Film 6, der maximale Fehler 3.30 % für den Punkt 10. In z-Richtung wurde ein mittlerer Fehler von 0.56 % und ein maximaler Fehler von 1.86 % bestimmt. Über alle drei Raumrichtungen gemittelt ergibt sich ein absoluter Fehler von 1.5 mm. Für die anderen ausgewerteten Filme liegen die Werte in der gleichen Größenordnung. Erwartungsgemäß wurden die größten absoluten Abweichungen für die Referenzpunkte bestimmt, die an den Enden der Gewindestangen liegen und deren exakte Digitalisierung und Messung am schwersten war.

Die bisherige Fehlerabschätzung gilt nur für Bildpunkte, die sich innerhalb des durch die Referenzpunkte des Eichkörpers abgebildeten Rechtecks von 70.1 x 35.2 x 35.4 cm befinden. Der Star flog während der Filmaufnahmen fast ausnahmslos im oberen Drittel des Flugkäfigs

nahe unter der Deckscheibe und bei den Aufnahmen mit respiratorischer Maske verstärkt im vorderen linken Teil des Flugkäfigs, also außerhalb des Eichkörperbereichs (MÖLLER 1998). Dadurch dürfte der mittlere absolute Fehler in allen drei Raumrichtungen von 1.5 mm auf rund 2.0 mm ansteigen (vgl. REICHL 1987; RAYNER et al. 1985 und WIEDEHAAGE 1988).

3.8.6 Fehlervektor E

Für alle Raumkoordinaten wurde bei der Rückrechnung ein Fehlervektor E berechnet. Dieser ist ein Gütemaß für die Bestimmung der Raumkoordinaten eines Messpunktes (REICHL 1987). Ein großer Fehlervektor weist auf eine falsche Rückrechnung hin. Die größten bei der Raumkoordinatenberechnung der Markerpunkte gefundenen Fehlervektoren lagen bei 0.09 mm, mehr als 99 % aller Fehlervektoren waren jedoch kleiner 0.01 mm. Bei großen Fehlervektoren wurde der Markerpunkt meist falsch digitalisiert. Solche Punkte wurden bei der Auswertung verworfen und mit Hilfe der zeitlich vorhergehenden und nachfolgenden Koordinaten interpoliert.

Auch bei kleinen Fehlervektoren können die Raumkoordinaten eines Punktes falsch sein, jedoch sind sie in sich stimmig (vgl. REICHL 1987).

3.9 Abschätzung der Fehler der aus den Raumkoordinaten abgeleiteten Größen

REICHL (1987) hat in seiner Diplomarbeit den Fehler von Größen abgeschätzt, die aus Raumkoordinaten berechnet wurden. Er ging dabei von einer Standardabweichung der Koordinaten von 2.5 mm gegenüber 2 mm in der vorliegenden Arbeit aus. Da bei der vorliegenden Arbeit die Zeitreihen der Raumkoordinaten durch Splinen, Tiefpassfilterung und erneutes Splinen geglättet wurden, ist es sehr schwer, den Einfluss eines Fehlers von 2 mm eines Raumpunkts der Originalzeitreihe auf eine abgeleitete Größe abzuschätzen. Die Differenzen zwischen gesplineten und gefilterten Raumkoordinaten liegen schon bei geringfügig schwankendem Kurvenverlauf bei 2 mm, wie z.B. bei den Koordinatenzeitreihen von P14 (vgl. Abb. 7.6 a).

Bei den Zeitreihen der Flügelspitzenkoordinaten (Markerpunkt P5) treten Differenzwerte von 5 mm, in x-Richtung sogar bis zu 20 mm auf. Erwartungsgemäß werden die größten Differenzen in der Nähe der Flügelschlagumkehrpunkte erreicht (vgl. Abb. 7.5).

Dies macht die Problematik einer Abschätzung der Fehler der aus den Raumkoordinaten abgeleiteten Größen deutlich: Einerseits werden durch den FIR-Filter hochfrequente Schwingungen, die auf Bildstand- und Digitalisierfehler zurückzuführen sind, eliminiert, andererseits ist eine Fehlerabschätzung aber nur schwer möglich, da nicht mehr mit den

Originalwerten gerechnet wird. Aus diesen Gründen musste auf die Abschätzung des absoluten Fehlers für die abgeleiteten Größen verzichtet werden.

3.10 Kinematische Analyse

3.10.1 Auswahl spezieller kinematischer Größen und Begründung

Für die kinematische Analyse wurden in erster Linie die Größen und Funktionen ausgewählt, von denen zu erwarten war, dass sie sowohl auf eine Änderung der Fluggeschwindigkeit als auch auf die mit dem Tragen einer respiratorischen Maske (mit Schlauch) gekoppelte Belastung und Störung empfindlich reagieren würden.

Flüge mit Maske waren generell unruhiger als ohne Maske (MÖLLER 1998). Für die quantitative Charakterisierung dieses Unterschiedes erschien es sinnvoll, sowohl die Translation des Vogelrumpfes in den drei Raumrichtungen als auch dessen Orientierung und Rotation im Raum zu berechnen. Die momentane Winkelstellung des Rumpfes im Raum ist durch die drei Eulerwinkel (Azimut, Längsneigungswinkel und Hängewinkel) definiert. Aus messtechnischen Gründen (s. unten) konnten nur das Azimut (die Winkelstellung des Rumpfes in der Horizontalebene) und der Längsneigungswinkel (Anstellwinkel des Rumpfes gegen die Horizontalebene) bestimmt werden. Zum einen sollte sich eine erhöhte Flugunruhe in verstärkten Schwankungen dieser beiden Winkel widerspiegeln, zum anderen sollten sich der durch Maske und Schlauch bedingte zusätzliche Strömungswiderstand und das zusätzliche Nickmoment in einer Änderung des mittleren Längsneigungswinkels und/oder der Amplitude der flügel Schlagperiodischen Schwankung des Längsneigungswinkels bemerkbar machen. Überdies sollte der mittlere Längsneigungswinkel mit zunehmender Windgeschwindigkeit abnehmen, der Vogel sollte sich also flacher in den Wind stellen, um so den Rumpf- und Schwanzwiderstand zu reduzieren. Horizontal-asymmetrische Wirkungen von Maske und Schlauch sollten in entsprechenden Änderungen der Azimutzeitreihe zu Tage treten.

Den durch Maske und Schlauch verursachten zusätzlichen Widerstand und das zusätzliche Nickmoment muss der Vogel durch Erhöhung des aktiven Schubs und Veränderung des aktiv erzeugten Nickmomentes kompensieren. Dies kann er nur durch eine entsprechende Änderung der Flügelschlagkinematik bewerkstelligen. Nach allem, was bis jetzt über die Kinematik und Aerodynamik des Schlagfluges bekannt ist, muss man davon ausgehen, dass die belastungsbedingte Änderung des Flügelschlages in einer gleichzeitigen aufeinander abgestimmten Änderung mehrerer kinematischer Größen besteht, die überdies von der

Fluggeschwindigkeit des Vogels abhängt. Die wichtigsten Größen, die in der vorliegenden Arbeit untersucht werden, sind Schlagfrequenz bzw. -geschwindigkeit, Schlagamplitude, Neigung der Schlagebene gegen die Horizontalebene, Anstell- und Schiebewinkel von Arm- und Handfittich gegen die momentane Anströmrichtung sowie Spreizungsgrad (Abduktionsgrad) bzw. die Flächen von Arm- und Handfittich während des Ab- und Aufschlags. Ein Teil dieser Größen kommt integrativ in der Dreitafelprojektion der Trajektorien von Flügelspitze und Handgelenk zum Ausdruck. An ihnen lässt sich auch erkennen, ob und inwieweit der Vogel die Flügelschlagbahn zum Teil oder insgesamt relativ zum Rumpfschwerpunkt verschiebt, um das durch Maske und Schlauch verursachte Stör-Nickmoment zu kompensieren. Die Trajektorien von Flügelspitze und Handgelenk in Abhängigkeit von der Belastung (mit und ohne Maske) und der Fluggeschwindigkeit bilden deshalb eine wichtige Grundlage für das Verständnis der vom Vogel vorgenommenen Anpassung der Flügelbewegung an die experimentell vorgenommenen Geschwindigkeitsänderungen.

Die Anstellwinkel und Schlagneigungswinkel von Arm- und Handfittich wurden auch für die aerodynamischen Berechnungen unter der vereinfachten Annahme einer stationären Anströmung des Starenflügels bei den Flügen mit $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ benötigt. Die Hub- und Schubkurven lassen das zeitliche Aufeinanderfolgen der beiden Kraftkomponenten sowie den Anteil von Arm- und Handfittich an der Luftkrafterzeugung erkennen. Beim Flug mit Maske und Schlauch muss zusätzlich das Nickmoment und der zusätzliche Widerstand von Maske und Schlauch überwunden werden, so dass eine Größenänderung von Hub und Schub zu erwarten ist. Der mittlere Hub, den der Star während eines kompletten Flügelschlages erzeugt, sollte bei unbeschleunigtem Geradeausflug seinem Körpergewicht vermindert um den von Rumpf und Schwanz erzeugten Auftrieb entsprechen, der mittlere Schub sollte dem von Rumpf, Schwanz und Beinen erzeugten Widerstand (beim Flug mit Maske zusätzlich des Widerstandes von Maske und Schlauch) entsprechen.

Die mechanische Leistung, die der Vogel für den Geradeausflug erzeugen muss, setzt sich aus mehreren Komponenten zusammen. Für die Berechnung der einzelnen Teilkomponenten finden sich in der Literatur verschiedene Ansätze, von denen zwei (Impulsstrahltheorie = „momentum jet theory“ bzw. „lifting line theory“ nach PENNYCUICK 1968, 1989 und Ringwirbeltheorie = „vortex theory“ nach RAYNER 1979a, b, c) miteinander verglichen werden. Beiden gemeinsam ist die Vorhersage einer U-förmigen mechanischen Leistungskurve in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit, jedoch unterscheiden sie sich

in der Berechnung und dem Einfluss der Teilkomponenten auf die Gesamtkurve. Die Ringwirbeltheorie berücksichtigt dabei viel mehr aerodynamische und kinematische Parameter als die Impulsstrahltheorie, so dass der Einfluss von Maske und Schlauch hier deutlicher zum Vorschein kommen sollte. Die anhand beider Modelle berechneten parasitären Teilleistungen werden mit den direkten Messungen von GESSER (1998) am Modell eines gleitfliegenden Stars verglichen. Bei bekanntem Muskelwirkungsgrad erlaubt die Kenntnis der mechanischen Flugleistung eine Vorhersage über die gesamte vom Vogel erzeugte metabolische Leistung. Es ist zu erwarten, dass für die Flüge mit Maske und Schlauch eine erhöhte Leistung notwendig ist, da Maske und Schlauch einen zusätzlichen Widerstand, ein Stör-Nickmoment und eine zusätzliches Gewicht darstellen, das der Star überwinden muss. Der Einfluss des zusätzlichen Gewichts von Maske und Schlauch wird jedoch durch das geringere Körpergewicht bei den Flügen mit Maske kompensiert. Der Vergleich der mit Hilfe von Respirometrie, Thermographie und der Methode des doppeltsoenen Wassers gemessenen metabolischen Leistungen bei dem untersuchten Tier durch WARD et al. (1998, 1999, 2001, 2004) lässt eine Aussage über die Güte der aerodynamischen Modelle und den Verlauf der Leistungskurve zu.

3.10.2 Achsenkreuze

Für die Analyse der Filmbilder war es notwendig, verschiedene Achsenkreuze zu definieren. Diese werden im Folgenden dargestellt.

1. Kamerafestes Achsensystem $x_k y_k z_k$: s. 3.6.2
2. Eichkörperfestes Achsensystem $x_e y_e z_e$: s. 3.6.2
3. Geodätisches Achsensystem $x_g y_g z_g$: s. 3.7.2
4. Geodätische Achsensysteme mit körperfestem Ursprung $x_{gK} y_{gK} z_{gK}$

Zur Beschreibung der Bewegung einzelner Markerpunkte relativ zum angenäherten Körpermittelpunkt bzw. zum Schultergelenk wurden zwei geodätische Achsenkreuze, $x_{gK,2} y_{gK,2} z_{gK,2}$ und $x_{gK,15} y_{gK,15} z_{gK,15}$ folgendermaßen definiert:

- Ursprünge:

Schultergelenk P2 für $x_{gK,2} y_{gK,2} z_{gK,2}$

angenäherter Körpermittelpunkt P15 für $x_{gK,15} y_{gK,15} z_{gK,15}$

- Achsen:

Die Achsen weisen bei beiden Achsensystemen in die gleiche Richtung wie die entsprechenden Achsen des geodätischen Achsenkreuzes $x_g y_g z_g$ (vgl. 3.7.2). Die Positionen

der einzelnen Markerpunkte relativ zu P2 (P15) ergaben sich durch Subtraktion der Schultergelenkskoordinaten (Mittelpunktskoordinaten) von den Markerkoordinaten. Dies entspricht der Transformation des geodätischen Achsenkreuzes $x_g y_g z_g$ in das geodätische Achsenkreuz mit schultergelenksfestem Ursprung $x_{gK,2} y_{gK,2} z_{gK,2}$ (angenähert körpermittelpunktsfestem Ursprung $x_{gK,15} y_{gK,15} z_{gK,15}$). Das Achsensystem ist rechtsdrehend.

5. Vogelteilfeste Achsensysteme $x_v y_v z_v$

Für die Berechnung der Raumwinkel (Eulerwinkel von Rumpf, Schwanz, Arm- und Handfittich) wurden insgesamt vier vogelteilfeste Achsenkreuze definiert:

rumpffestes Achsenkreuz $x_{vR} y_{vR} z_{vR}$

armfittichfestes Achsenkreuz $x_{vA} y_{vA} z_{vA}$

handfittichfestes Achsenkreuz $x_{vH} y_{vH} z_{vH}$

schwanzfestes Achsenkreuz $x_{vS} y_{vS} z_{vS}$.

- Ursprünge:

siehe Tab. 3.6

- Achsen:

Alle Achsensysteme sind rechtsdrehend. Die x_v -Achse ist durch den Ortsvektor $\vec{a}$ definiert, der den jeweiligen Ursprung des vogelteilfesten Achsensystems mit dem zweiten markanten Punkt verbindet. Die z_v -Achse ist durch den Vektor $\vec{c}$ festgelegt. Er ergibt sich aus dem Kreuzprodukt von $\vec{a}$ mit $\vec{b}$:

$$\vec{c} = \vec{a} \times \vec{b} \quad [\text{Gl. 3.1}]$$

Die y_v -Achse ist durch

$$\vec{d} = \vec{c} \times \vec{a} \quad [\text{Gl. 3.2}]$$

definiert.

Die Festlegung der Vektoren $\vec{a}$ und $\vec{b}$ bei den Achsensystemen zeigt Tab. 3.6, die Vektoren sind in Abb. 7.7 und Abb. 7.8 dargestellt. Das sich aus dieser Definition ergebende rumpffeste Achsensystem $x_{vR} y_{vR} z_{vR}$ ist aus Abb. 7.9 ersichtlich.

Tab. 3.6: Definitionen zu den Ursprüngen und Achsen der vogelteilfesten Achsensysteme (vgl. Abb. 7.1, Abb. 7.7 und Abb. 7.8).

Vogelteilfestes Achsensystem	Bezeichnung	Ursprung	Vektor $\vec{a}$	Vektor $\vec{b}$
Rumpf	$x_{vR}y_{vR}z_{vR}$	P15	$\overrightarrow{P13P15}$	$\overrightarrow{P13P8}$
Rechter Armfittich	$x_{vA}y_{vA}z_{vA}$	P2	$\overrightarrow{P2P3}$	$\overrightarrow{P2P16}$
Rechter Handfittich	$x_{vH}y_{vH}z_{vH}$	P3	$\overrightarrow{P3P5}$	$\overrightarrow{P3P17}$
Schwanz	$x_{vS}y_{vS}z_{vS}$	P13	$\overrightarrow{P10P13}$	$\overrightarrow{P9P11}$

Erläuterungen zu Tab. 3.6:

Zum $x_{vR}y_{vR}z_{vR}$ -Achsenkreuz:

Das rumpffeste $x_{vR}y_{vR}z_{vR}$ -Achsenkreuz hat seinen Ursprung im angenäherten Körpermittelpunkt P15, welcher ungefähr in der Mitte der Längs- und Querachse auf der Oberseite des Tieres liegt und im Hinblick auf die z-Koordinate nicht mit der Lage des tatsächlichen Schwerpunktes übereinstimmt (vgl. 3.10.4.1).

Da P13 stets höher liegt als P8, verläuft die y_{vR} (z_{vR})-Achse nicht parallel zur Rumpfquer- (hoch)achse, sondern ist gegen diese um die x_{vR} -Achse im Uhrzeigersinn um etwa 5° verdreht; das $x_{vR}y_{vR}z_{vR}$ -Achsenkreuz „hängt“ also bei Horizontallage des Vogels um etwa 5° nach rechts. Diese Schräglage des $x_{vR}y_{vR}z_{vR}$ -Achsenkreuzes ließ sich nicht vermeiden, da der zu P8 analoge Punkt P12 nur in der Aufsicht sichtbar war (s. Abb. 7.1) - seine z-Koordinate musste geschätzt werden -, so dass der für die Festlegung des $x_{vR}y_{vR}z_{vR}$ -Achsenkreuzes viel besser geeignete Vektor $\overrightarrow{P12P8}$ als Vektor $\vec{b}$ nicht zur Verfügung stand. Der von der Schräglage des $x_{vR}y_{vR}z_{vR}$ -Achsenkreuzes betroffene Hängewinkel Φ (vgl. 3.10.3.2) wird deshalb in dieser Arbeit nicht betrachtet.

Zum $x_{vA}y_{vA}z_{vA}$ und $x_{vH}y_{vH}z_{vH}$ -Achsenkreuz:

P16 wurde als Mittelpunkt der Strecke $\overrightarrow{P7P6}$, P17 als Mittelpunkt der Strecke $\overrightarrow{P6P5}$ definiert. Die Raumkoordinaten von P16 bzw. P17 wurden durch arithmetische Mittelung der einander entsprechenden Raumkoordinaten von P7 und P6 bzw. von P6 und P5 berechnet.

6. Geodätisches azimutfestes $x_a y_a z_a$ -Achsensystem

Flügel Schlagamplitude, Umkehrzeitpunkte, Flügel Schlagdauer sowie Geschwindigkeit und Beschleunigung des Handfittichschwerpunktes wurden in einem geodätischen, azimutfesten

Achsensystem $x_a y_a z_a$ bestimmt, welches die Translationen und Azimutänderungen des Vogelrumpfes mitmacht.

- Ursprung:

Der Ursprung des Achsenkreuzes liegt im angenäherten Körpermittelpunkt P15.

- Achsen:

Die Achsen des $x_a y_a z_a$ -Achsenkreuzes ergeben sich aus den Achsen des geodätischen Achsenkreuzes mit körpermittelpunktsfestem Ursprung $x_{gK,15} y_{gK,15} z_{gK,15}$ (vgl. S. 39) durch die Transformationen

$$x_a(t) = x_{gK,15}(t) \cdot \cos \Psi_R(t) + y_{gK,15}(t) \cdot \sin \Psi_R(t) \quad [\text{Gl. 3.3}]$$

$$y_a(t) = y_{gK,15}(t) \cdot \cos \Psi_R(t) - x_{gK,15}(t) \cdot \sin \Psi_R(t) \quad [\text{Gl. 3.4}]$$

$$z_a(t) = z_{gK,15}(t) \quad [\text{Gl. 3.5}]$$

$\Psi_R(t)$ bezeichnet das Rumpfazimut (vgl. 3.10.3.2).

7. Windfestes Achsenkreuz $x_s y_s z_s$

Für eine quantitative Abschätzung des durch die schlagenden Flügel erzeugten Hubs und Schubs muss die Flügelbewegung relativ zur Luft untersucht werden. Dies geschieht im sogenannten windfesten Achsenkreuz. Bei diesem handelt es sich um ein geodätisches Achsenkreuz, dessen Achsen x_s , y_s und z_s parallel zu den entsprechenden Achsen des $x_g y_g z_g$ -Systems verlaufen. Im Unterschied zu diesem ist jedoch der Ursprung des $x_s y_s z_s$ -System nicht fest im Punkt 0 des Eichkörpers verankert, sondern er „fliegt“ mit der Geschwindigkeit des Kanalwindes, v_W , entlang der x_g -Achse, in negativer Richtung derselben. Der Ursprung des $x_s y_s z_s$ -Systems ist also gewissermaßen windfest und die x_s -Achse verläuft (wie die x_g -Achse) antiparallel zum Vektor $\vec{v}_W$. Beim Übergang vom $x_g y_g z_g$ -System in das $x_s y_s z_s$ -System wird der mehr oder weniger ortsfeste Flug des Vogels im Windkanal in einen Flug durch ruhende Luft transformiert, wobei die mittlere Fluggeschwindigkeit des Vogels gleich der Kanalwindgeschwindigkeit v_W ist. Ist t die ab dem Beginn der Untersuchung im $x_s y_s z_s$ -System verstrichene Zeit, so hat der Ursprung des $x_s y_s z_s$ -Systems den Weg $t \cdot v_W$ entlang der x_g -Achse in negativer Richtung derselben zurückgelegt. Zwischen dem $x_s y_s z_s$ - und dem $x_g y_g z_g$ -System bestehen demnach folgende Beziehungen:

$$x_s = x_g + t \cdot v_W \quad [\text{Gl. 3.6}]$$

$$y_s = y_g \quad [\text{Gl. 3.7}]$$

$$z_s = z_g. \quad [\text{Gl. 3.8}]$$

3.10.3 Rumpfkinematik

3.10.3.1 Translation

1. Rumpfmittelpunkt

Der Rumpfmittelpunkt wurde durch den Mittelpunkt P15 der Strecke $\overline{P13P14}$ im $x_g y_g h_g$ -Achsenkreuz approximiert. Die $x_g(t)$ -Koordinate von P15 ergibt sich aus

$$x_{g,15}(t) = \frac{x_{g,13}(t) + x_{g,14}(t)}{2} \quad [\text{Gl. 3.9}]$$

Die Koordinaten $y_{g,15}(t)$ und $h_{g,15}(t)$ errechnen sich analog dazu.

Der angenäherte Rumpfmittelpunkt liegt ungefähr in der Mitte der Längs- und Querachse auf der Oberseite des Tieres (vgl. Abb. 7.1).

Damit unterscheidet sich insbesondere die $z_{g,15}$ -Koordinate des angenäherten Körpermittelpunktes von der z_g -Koordinate des tatsächlichen Schwerpunktes, der in etwa in mittlerer Höhe des Vogelrumpfes zu liegen kommt (vgl. z.B. LEHMANN 1990), aber durch die Digitalisierung der 14 markanten Körperpunkte nicht genau bestimmt werden konnte. Die $z_{g,15}$ -Koordinate des angenäherten Körpermittelpunktes liegt damit etwa 1.5 cm bis 2.0 cm oberhalb des tatsächlichen Schwerpunktes. (Die $z_{g,15}$ -Koordinate ist also wegen der Orientierung der z_g -Achse positiv nach unten um -1.5 cm bis -2.0 cm von der z_g -Koordinate des tatsächlichen Schwerpunktes verschieden.)

Eine Beeinflussung der z_g -Koordinaten von P13 (Schwanzwurzel) durch die Schwanzbewegung und von P14 (Schulter-Nackenregion) durch die Flügelbewegung ist möglich. Insbesondere beim Flügelaufschlag wäre es denkbar, dass das zwischen den Schultern liegende Gefieder leicht angehoben wird, zudem kann P14 in der Seitenansicht während des Flügelaufschlags durch die Flügel verdeckt werden. Eine Hebung des Gefieders bei gleichzeitig konstanter z_g -Koordinate der Schwanzwurzel käme dabei einer Verringerung von $z_{g,15}(t)$ gleich.

Die Lage des Schwanzwurzelpunktes P13 ist dagegen auf allen Filmen gut sichtbar und die Schwanzbewegung hat in diesem Punkt nahezu keinen Einfluss auf die z_g -Koordinate.

Auch die $x_{g,15}$ - und die $y_{g,15}$ -Koordinaten könnten von den entsprechenden Koordinatenwerten des tatsächlichen Schwerpunktes verschieden sein. Die Abweichungen dürften für $y_{g,15}$ jedoch weniger als 0.2 cm betragen, da sowohl P13 (Mitte Schwanzwurzel) als auch P14 (Mitte zwischen Schultergelenken) beim Geradeausflug auf der Projektion der Körperlängsachse liegen.

Die Abweichung der $x_{g,15}$ -Koordinate von der x_g -Koordinate des tatsächlichen Körperschwerpunkts liegt vermutlich unter 1.0 cm.

Die Abweichungen des angenäherten Körpermittelpunktes, P15, vom tatsächlichen Körperschwerpunkt führen zu einer Oszillation von P15 um den Schwerpunkt des Gesamtsystems Vogel in Folge der bei der periodischen Beschleunigung der Flügel auftretenden Trägheitskräfte.

2. Raumgeschwindigkeit des Vogels, $\bar{v}_R$

Als Raumgeschwindigkeit des Vogels, $\bar{v}_R$, wurde die Raumgeschwindigkeit des angenäherten Rumpfmittelpunktes P15 definiert. (Der Index R bezieht sich auf Rumpf, nicht auf Raum!)

Die Ableitung der Zeitreihen der Raumkoordinaten von P15 nach der Zeit wurde nach der Spline on Spline-Methode (AHLBERG et al. 1967) mit Hilfe des Zeitreihenanalyseprogramms TIMES berechnet (MÖRZ 1991). Die Ableitung wurde nur an den Stützstellen der Zeitreihen berechnet (Abtastintervall $1/255 \text{ s} = 0.003921 \text{ s}$).

Es gilt:

$$v_{R,x}(t) = \dot{x}_g(t) \quad [\text{Gl. 3.10}]$$

$$v_{R,y}(t) = \dot{y}_g(t) \quad [\text{Gl. 3.11}]$$

$$v_{R,z}(t) = \dot{z}_g(t) \quad [\text{Gl. 3.12}]$$

Die Raumgeschwindigkeit $v_R(t)$ für den angenäherten Körpermittelpunkt ergibt sich aus

$$v_R(t) = \sqrt{\dot{x}_{g,15}^2(t) + \dot{y}_{g,15}^2(t) + \dot{z}_{g,15}^2(t)} \quad [\text{Gl. 3.13}]$$

mit der horizontalen Komponente

$$v_{R,xy,15}(t) = \sqrt{\dot{x}_{g,15}^2(t) + \dot{y}_{g,15}^2(t)} \quad [\text{Gl. 3.14}]$$

und der vertikalen Komponente

$$v_{R,z,15}(t) = \dot{z}_{g,15}(t) \quad [\text{Gl. 3.15}]$$

Da die z_g -Achse des geodätischen Achsensystems in positiver Richtung nach unten zeigt, wird $v_{R,z,15}(t)$ negativ, wenn der Vogel im Kanal steigt.

Die Fluggeschwindigkeit $v_{F,x}(t)$ des Vogels im Körpermittelpunkt in x_g -Richtung ergibt sich durch Addition der im Windkanal herrschenden, konstanten Windgeschwindigkeit v_W zur $x(t)$ -Komponente der Raumgeschwindigkeit des Körpermittelpunktes

$$v_{F,x}(t) = v_{R,x,15}(t) + v_W = \dot{x}_{g,15}(t) + v_W \quad [\text{Gl. 3.16}]$$

Die Fluggeschwindigkeit des Körpermittelpunktes relativ zur Luft ergibt sich damit zu

$$v_{F,15}(t) = \sqrt{\left(\dot{x}_{g,15}(t) + v_W\right)^2 + \dot{y}_{g,15}^2(t) + \dot{z}_{g,15}^2(t)} \quad [\text{Gl. 3.17}]$$

mit der horizontalen Komponente

$$v_{F,xy,15}(t) = \sqrt{\left(\dot{x}_{g,15}(t) + v_W\right)^2 + \dot{y}_{g,15}^2(t)} \quad [\text{Gl. 3.18}]$$

und der vertikalen Komponente

$$v_{F,z,15}(t) = \dot{z}_{g,15}(t) \quad [\text{Gl. 3.19}]$$

3. Beschleunigung des Vogels im angenäherten Körpermittelpunkt

Die Beschleunigung des Vogels in den drei Raumrichtungen,

$$a_{R,x}(t) = \dot{v}_{R,x}(t) = \ddot{x}_g(t) \quad [\text{Gl. 3.20}]$$

$$a_{R,y}(t) = \dot{v}_{R,y}(t) = \ddot{y}_g(t) \quad [\text{Gl. 3.21}]$$

$$a_{R,z}(t) = \dot{v}_{R,z}(t) = \ddot{z}_g(t) \quad [\text{Gl. 3.22}]$$

sowie seine Raumbeschleunigung

$$a_R(t) = \sqrt{\ddot{x}_g^2(t) + \ddot{y}_g^2(t) + \ddot{z}_g^2(t)}$$

wurden durch numerische Differentiation der Geschwindigkeitszeitreihen von P15 berechnet (s. oben).

3.10.3.2 Rotation

Die Winkelstellung des Rumpfes wird durch die drei Eulerwinkel definiert (vgl. Abb. 7.9). Sie beschreiben den Übergang des Rumpfes vom geodätischen Achsenkreuz mit rumpffestem Ursprung, $x_{gK,15}y_{gK,15}z_{gK,15}$, zum rumpffesten Achsenkreuz, $x_{vR}y_{vR}z_{vR}$.

Die Eulerwinkel sind wie folgt definiert:

- Kurswinkel (Azimut) Ψ : Das Azimut beschreibt die Drehung (im Uhrzeigersinn positiv) um die z_g -Achse, welche die x_g -Achse in die Projektion der Längsachse des Körperteils auf

die Horizontalebene durch den Ursprung überführt. Die Längsachse des Rumpfes entspricht dem Vektor $\vec{a}$, wie er in Tab. 3.6 definiert ist. Ein Azimut größer Null entspricht einer Drehung des Rumpfes im Uhrzeigersinn, vom Vogel aus gesehen nach rechts.

Definitionsbereich: $-180^\circ \leq \psi \leq 180^\circ$

- Längsneigungswinkel Θ : Durch Drehung des Rumpfes um den in einer vertikalen Ebene liegenden Winkel wird die zuvor um den Winkel ψ gedrehte x_g -Achse in die Rumpflängsachse x_{vR} überführt. Θ ist positiv, wenn der positive Abschnitt von x_{vR} oberhalb der Horizontalebene durch den Ursprung P15 liegt. Positive Längsneigungswinkel bedeuten also, dass der Rumpf vorne aufgerichtet ist.

Definitionsbereich: $-90^\circ \leq \Theta \leq 90^\circ$

- Hängewinkel Φ : Der Hängewinkel beschreibt die Drehung (im Uhrzeigersinn positiv) um die Längsachse des Rumpfes, welche die y_g -Achse aus der durch die Drehung um Ψ erreichten Lage auf die y -Achse des körperteilfesten Achsensystems überführt. Bedingt durch die Wahl der Markerpunkte P13 (Mitte Schwanzwurzel/Bürzel) und P8 (rechte Schwanzwurzel) zur Definition der y_{vR} -Achse des rumpffesten Achsenkreuzes weist das rumpffeste Achsensystem $x_{vR}y_{vR}z_{vR}$ gegenüber dem geodätischen Achsenkreuz mit körpermittelpunktsfestem Ursprung $x_{gK,15}y_{gK,15}z_{gK,15}$ einen positiven Hängewinkel von etwa 25° auf. Da die genaue Größe der Verschiebung der Nulllage nicht bekannt ist und der Fehler des Hängewinkels sehr groß ist (vgl. 3.8.5), wird Φ_R im Folgenden nicht betrachtet.

Definitionsbereich: $-90^\circ \leq \Phi \leq 90^\circ$

Die Zeitreihen der Eulerwinkel beschreiben die Drehung des Rumpfes im Raum vollständig. Die Berechnung der Eulerwinkel erfolgte nach folgenden Formeln:

$$\Psi = \arctan\left(\frac{c_{ij}}{c_{ii}}\right) \quad [\text{Gl. 3.23}]$$

$$\begin{aligned} \text{mit } \Psi &= -\Psi && \text{für } c_{ij} < 0 \text{ und } c_{ii} > 0 \\ \Psi &= 180^\circ - \Psi && \text{für } c_{ij} > 0 \text{ und } c_{ii} < 0 \\ \Psi &= -(180^\circ - \Psi) && \text{für } c_{ij} < 0 \text{ und } c_{ii} < 0 \\ \Psi &&& \text{für } c_{ij} > 0 \text{ und } c_{ii} > 0 \end{aligned}$$

$$\Theta = -\arcsin(c_{ik}) \quad [\text{Gl. 3.24}]$$

$$\Phi = \arctan\left(\frac{c_{jk}}{c_{kk}}\right) \quad [\text{Gl. 3.25}]$$

$$\text{mit } \Phi = -\Phi \quad \text{für } c_{jk} < 0 \text{ und } c_{kk} > 0$$

$$\Phi = 180^\circ - \Phi \quad \text{für } c_{jk} > 0 \text{ und } c_{kk} < 0$$

$$\Phi = -(180^\circ - \Phi) \quad \text{für } c_{jk} < 0 \text{ und } c_{kk} < 0$$

$$\Phi \quad \text{für } c_{jk} > 0 \text{ und } c_{kk} > 0$$

und

$$c_{ii} = \cos \angle(\vec{i}_v, \vec{i}_{gK}) \quad [\angle(\vec{i}_v, \vec{i}_{gK}) \text{ bezeichnet den Winkel zwischen } \vec{i}_v \text{ und } \vec{i}_{gK}] \quad [\text{Gl. 3.26}]$$

$$c_{ij} = \cos \angle(\vec{i}_v, \vec{j}_{gK}) \quad [\text{Gl. 3.27}]$$

$$c_{ik} = \cos \angle(\vec{i}_v, \vec{k}_{gK}) \quad [\text{Gl. 3.28}]$$

$$c_{jk} = \cos \angle(\vec{j}_v, \vec{k}_{gK}) \quad [\text{Gl. 3.29}]$$

$$c_{kk} = \cos \angle(\vec{k}_v, \vec{k}_{gK}) . \quad [\text{Gl. 3.30}]$$

[Gl. 3.26] bis [Gl. 3.30] definieren den Richtungs cosinus zwischen den jeweiligen Achsen. Die Einheitsvektoren $\vec{i}$, $\vec{j}$ und $\vec{k}$ definieren die Richtung der jeweiligen x, y und z-Achsen im vogelteilfesten bzw. geodätischen, körperteilfesten Achsenkreuz. Die Quadrantenabfrage für den Kurswinkel Ψ und den Hängewinkel Φ ist wegen der Charakteristik der arcustangens-Funktion notwendig.

3.10.4 Flügelkinematik

3.10.4.1 Translation des Flügels im azimutfesten Achsenkreuz

1. Trajektorien der Flügelspitze (P5) und des Handgelenks (P3)

Die Trajektorien von P5 und P3 während der fünf aufeinander folgenden Flügelschläge pro Flugbedingung wurden in der Dreitafelprojektion dargestellt (vgl. Abb. 7.23 bis Abb. 7.28). Als Orientierungshilfe wurden die Trajektorien der Schnabelwurzel (P1) und des Schwerpunkts der Schwanzfläche (P20, s. S. 58) hinzugefügt.

2. Geschwindigkeit des Arm- und Handfittichs, $\vec{v}_{a,A}$ und $\vec{v}_{a,H}$

$\vec{v}_{a,A}$ bzw. $\vec{v}_{a,H}$ wurden als Geschwindigkeit des Punktes P18 bzw. P19 im $x_a y_a z_a$ -Achsenkreuz definiert (vgl. Abb. 7.1). P18 bzw. P19 ist der Flächenschwerpunkt des von den Markerpunkten P2, P3, P16 bzw. P3, P5, P17 gebildeten Dreiecks mit

P2: Schultergelenk

P3: Handgelenk

P5: Spitze der 8. Handschwinge

P16: Mittelpunkt der Verbindungslinie $\overline{P8P6}$

P17: Mittelpunkt der Verbindungslinie $\overline{P6P5}$

Die Koordinaten eines Flächenpunktes ergeben sich durch Mittelung der entsprechenden Koordinaten der Eckpunkte des zugehörigen Dreiecks. Zum Beispiel berechnet sich die x_a -Koordinate von P18 nach

$$x_{a,18}(t) = \frac{x_{a,2}(t) + x_{a,3}(t) + x_{a,16}(t)}{3} \quad [\text{Gl. 3.31}]$$

Durch die Punkte P18 und P19 wurden die Flächenschwerpunkte des Arm- und Handfittichs approximiert.

Die Komponenten von $\bar{v}_{a,A}(t)$ und $\bar{v}_{a,H}(t)$, $\bar{v}_{xa,A}(t)$, $\bar{v}_{ya,A}(t)$, $\bar{v}_{za,A}(t)$ und $\bar{v}_{xa,H}(t)$, $\bar{v}_{ya,H}(t)$, $\bar{v}_{za,H}(t)$ wurden durch Differentiation der Zeitreihen der Koordinaten von P18 und P19 nach der Spline-on-Spline Methode berechnet (vgl. S. 43). Die Beträge von $\bar{v}_{a,A}(t)$ und $\bar{v}_{a,H}(t)$ ergeben sich analog zu [Gl. 3.13].

3. Beschleunigung des Arm- und Handfittichs, $\bar{a}_{a,A}$ und $\bar{a}_{a,H}$

Die Komponenten von $\bar{a}_{a,A}(t)$ und $\bar{a}_{a,H}(t)$, $\bar{a}_{xa,A}(t)$, $\bar{a}_{ya,A}(t)$, $\bar{a}_{za,A}(t)$ und $\bar{a}_{xa,H}(t)$, $\bar{a}_{ya,H}(t)$, $\bar{a}_{za,H}(t)$ wurden durch Differentiation der Geschwindigkeitszeitreihen von $\bar{v}_{xa,A}(t)$, $\bar{v}_{ya,A}(t)$, $\bar{v}_{za,A}(t)$ und $\bar{v}_{xa,H}(t)$, $\bar{v}_{ya,H}(t)$, $\bar{v}_{za,H}(t)$ berechnet (vgl. S. 45). Die Beträge der Beschleunigungsvektoren von $\bar{a}_{a,A}(t)$ und $\bar{a}_{a,H}(t)$ ergeben sich aus deren Komponenten analog zu [Gl. 3.13].

4. Zeitpunkte der Flügelspitzenumkehr

Die Zeitpunkte der Flügelspitzenumkehr, die den Übergang vom Ab- zum Aufschlag (und umgekehrt) markieren, und der Flügelspitzenvektor $\bar{m} = \overline{P15P5}$ (s. Abb. 7.1) für diese Zeitpunkte, wurden folgendermaßen bestimmt:

Es wurde der Winkel $\varepsilon(t_i)$ zwischen der Stellung des Flügelspitzenvektors $\bar{m}$ im Zeitpunkt t_0 (Referenzvektor $\bar{m}(t_0)$) und seinen Stellungen in den darauffolgenden Zeitpunkten $t_i = i \cdot \Delta t$ ($i = 1, 2, \dots$; $\Delta t = 1/255\text{s}$) nach folgenden Gleichungen berechnet:

$$\varepsilon(t_i) = \angle(\bar{m}(t_0), \bar{m}(t_i)) = \arccos \left(\frac{\bar{m}(t_0) \cdot \bar{m}(t_i)}{|\bar{m}(t_0)| \cdot |\bar{m}(t_i)|} \right) \quad [\text{Gl. 3.32}]$$

mit

$$|\bar{m}(t_0)| = \sqrt{x_{a,5}^2(t_0) + y_{a,5}^2(t_0) + z_{a,5}^2(t_0)} \quad [\text{Gl. 3.33}]$$

$$\bar{m}(t_i) = \sqrt{x_{a,5}^2(t_i) + y_{a,5}^2(t_i) + z_{a,5}^2(t_i)} \quad [\text{Gl. 3.34}]$$

$$\bar{m}(t_0) \cdot \bar{m}(t_i) = x_{a,5}(t_0) \cdot x_{a,5}(t_i) + y_{a,5}(t_0) \cdot y_{a,5}(t_i) + z_{a,5}(t_0) \cdot z_{a,5}(t_i), \quad [\text{Gl. 3.35}]$$

wobei $x_{a,5}(t_0)$, $y_{a,5}(t_0)$ und $z_{a,5}(t_0)$ die Koordinaten der Flügelspitze (P5) im $x_a y_a z_a$ -Achsenkreuz bzw. die Komponenten des Flügelspitzenvektors $\bar{m}$ zum Zeitpunkt t_0 und $x_{a,5}(t_i)$, $y_{a,5}(t_i)$ und $z_{a,5}(t_i)$ die Koordinaten der Flügelspitze im $x_a y_a z_a$ -Achsenkreuz bzw. die Komponenten des Flügelspitzenvektors $\bar{m}$ zum Zeitpunkt t_i sind.

- 1) Der Zeitpunkt t_0 wurde so gewählt, dass er innerhalb des Flügelaufschlags lag, der dem ersten der jeweils fünf pro Flugbedingung zu analysierenden Flügelschläge unmittelbar voraus ging. Die Flügelschläge wurden so eingeteilt, dass sie stets mit dem Abschlag begannen und mit dem Aufschlag endeten. Der k -te Flügelschlag besteht also aus dem k -ten Abschlag, gefolgt von dem k -ten Aufschlag ($k = 1$ bis 5). Während des k -ten Abschlags dreht sich der Flügelspitzenvektor $\bar{m}$ von der oberen Umkehrstellung $\bar{m}(t_{oU,k})$ in die untere Umkehrstellung $\bar{m}(t_{uU,k})$, während des anschließenden k -ten Aufschlags dreht er sich von $\bar{m}(t_{uU,k})$ in die nächste obere Umkehrstellung $\bar{m}(t_{oU,k+1})$ zurück ($t_{oU,k}$ Zeitpunkt der k -ten oberen, $t_{uU,k}$ Zeitpunkt der folgenden k -ten unteren Umkehrstellung des Flügelspitzenvektors).
- 2) Sobald der Vektor $\varepsilon(t_i)$ das erste Maximum erreicht hatte, war die erste obere Umkehrstellung des Flügelspitzenvektors, $\bar{m}(t_{oU,1})$, und damit der Beginn des ersten Abschlags der ausgewählten Flügelschlagserie gefunden. Der Umkehrzeitpunkt $t_{oU,1}$ und die Komponenten von $\bar{m}(t_{oU,1})$ wurden gespeichert. Außerdem wurde $\bar{m}(t_0)$ durch $\bar{m}(t_{oU,1})$ als neuer Referenzvektor ersetzt.
- 3) Der Vorgang 1) wurde mit dem neuen Referenzvektor $\bar{m}(t_{oU,1})$ fortgesetzt und der Winkel $\varepsilon(t_i)$ für $t_i > t_{oU,1}$ solange berechnet, bis $\varepsilon(t_i)$ das nächste Maximum erreicht hatte und damit die erste untere Umkehrstellung des Flügelspitzenvektors, $\bar{m}(t_{uU,1})$ mit dem zugehörigen Zeitpunkt $t_{uU,1}$ gefunden war; $\bar{m}(t_{oU,1})$ wurde gegen $\bar{m}(t_{uU,1})$ als neuen Referenzvektor ausgetauscht, und $\varepsilon(t_i)$ wurde für $t_i > t_{uU,1}$ berechnet, bis $t_{oU,2}$ und $\bar{m}(t_{oU,2})$ gefunden waren. Die ganze Prozedur wurde solange fortgesetzt, bis alle zu den fünf Flügelschlägen einer Flugbedingung gehörenden sechs oberen und fünf unteren Umkehrstellungen des Flügelspitzenvektors mit dazu gehörenden Umkehrzeitpunkten gefunden waren.

5. Flügelschlagamplitude δ

Die Flügelschlagamplitude δ unterteilt sich in eine Abschlagsamplitude δ_{ab} und eine Aufschlagsamplitude δ_{auf} . Die Abschlagsamplitude des k-ten Flügelschlages, $\delta_{ab,k}$ wurde definiert als Winkel zwischen der k-ten oberen und der k-ten unteren Umkehrstellung des Flügelspitzenvektors, $\vec{m}(t_{oU,k})$ und $\vec{m}(t_{uU,k})$:

$$\delta_{ab,k} = \angle(\vec{m}(t_{oU,k}), \vec{m}(t_{uU,k})); k = 1 \text{ bis } 5 \quad [\text{Gl. 3.36}]$$

Die Aufschlagskomponente des k-ten Flügelschlages, $\delta_{auf,k}$, wurde definiert als Winkel zwischen der k-ten unteren Umkehrstellung und der (k+1)-ten oberen Umkehrstellung des Flügelspitzenvektors, $\vec{m}(t_{uU,k})$ und $\vec{m}(t_{oU,k+1})$:

$$\delta_{auf,k} = \angle(\vec{m}(t_{uU,k}), \vec{m}(t_{oU,k+1})); k = 1 \text{ bis } 5 \quad [\text{Gl. 3.37}]$$

Die Berechnung von $\delta_{ab,k}$ und $\delta_{auf,k}$ erfolgte analog zu den Gleichungen 3.32 bis 3.35 (s. S. 48). Die Ab- und Aufschlagamplitude des k-ten Flügelschlages wurden jeweils der zeitlichen Mitte des k-ten Ab- und Aufschlags zugeordnet:

$$\delta_{ab}(t_{Mab,k}) = \delta_{ab,k} \quad [\text{Gl. 3.38}]$$

mit

$$t_{Mab,k} = (t_{oU,k} + t_{uU,k})/2; \quad [\text{Gl. 3.39}]$$

$$\delta_{auf}(t_{Mauf,k}) = \delta_{auf,k} \quad [\text{Gl. 3.40}]$$

mit

$$t_{Mauf,k} = (t_{uU,k} + t_{oU,k+1})/2. \quad [\text{Gl. 3.41}]$$

6. Flügelabschlagsdauer und –aufschlagsdauer, d_{ab} und d_{auf} ; Flügelschlagfrequenz f

Abschlags- und Aufschlagsdauer des k-ten Flügelschlages, $d_{ab,k}$ und $d_{auf,k}$ ($k = 1$ bis 5) ergeben sich nach

$$d_{ab,k} = t_{uU,k} - t_{oU,k} \quad [\text{Gl. 3.42}]$$

$$d_{auf,k} = t_{oU,k+1} - t_{uU,k} \quad [\text{Gl. 3.43}]$$

mit der zeitlichen Zuordnung

$$d_{ab}(t_{Mab,k}) = d_{ab,k} \quad \text{mit} \quad t_{Mab,k} = (t_{oU,k} + t_{uU,k})/2 \quad [\text{Gl. 3.44}]$$

$$d_{auf}(t_{Mauf,k}) = d_{auf,k} \quad \text{mit} \quad t_{Mauf,k} = (t_{uU,k} + t_{oU,k+1})/2. \quad [\text{Gl. 3.45}]$$

Die Dauer des k-ten Flügelschlages, d_k , ergibt sich nach:

$$d_k = t_{oU,k+1} - t_{oU,k} \quad [\text{Gl. 3.46}]$$

mit der zeitlichen Zuordnung

$$d(t_{M,k}) = d_k \quad \text{mit} \quad t_{M,k} = (t_{oU,k} + t_{oU,k+1})/2 \quad [\text{Gl. 3.47}]$$

Zur genaueren Erfassung höherfrequenter Schwankungen der Flügelschlagdauer und der daraus resultierenden momentanen Schlagfrequenz wurde die momentane Schlagdauer zusätzlich nach

$$d'_k = t_{uU,k+1} - t_{uU,k} \quad \text{für } k = 1 \text{ bis } 4 \quad [\text{Gl. 3.48}]$$

mit der zeitlichen Zuordnung

$$d'_k(t_{M',k}) = d'_k \quad [\text{Gl. 3.49}]$$

mit

$$t_{M',k} = (t_{uU,k} + t_{uU,k+1})/2 \quad [\text{Gl. 3.50}]$$

berechnet. Die $d'_k(t_{M',k})$ -Werte liegen zeitlich zwischen den $d(t_{M,k})$ -Werten (s. z.B. Abb. 7.32). Dadurch ist die zeitliche Auflösung der Schlagdauer-Zeitreihe doppelt so hoch wie ohne die d' -Werte.

Aus den d_k - und d'_k -Werten ergeben sich die momentanen Flügelfrequenzen f_k und f'_k nach

$$f_k = \frac{1}{d_k} \quad [\text{Gl. 3.51}]$$

und

$$f'_k = \frac{1}{d'_k} \quad [\text{Gl. 3.52}]$$

mit der zeitlichen Zuordnung

$$f_k(t_{M,k}) = f_k \quad [\text{Gl. 3.53}]$$

und

$$f'_k(t_{M',k}) = f'_k. \quad [\text{Gl. 3.54}]$$

7. Mittlere Schlagwinkelgeschwindigkeit ω

Die mittlere Winkelgeschwindigkeit des k-ten Ab- und Aufschlags des Flügels, $\omega_{ab,k}$ und $\omega_{auf,k}$ ($k = 1$ bis 5), wurde berechnet nach

$$\omega_{ab,k} = \frac{\delta_{ab,k}}{d_{ab,k}} \quad [\text{Gl. 3.55}]$$

und

$$\omega_{auf,k} = \frac{\delta_{auf,k}}{d_{auf,k}} \quad [\text{Gl. 3.56}]$$

mit der zeitlichen Zuordnung

$$\omega_{ab}(t_{Mab,k}) = \omega_{ab,k} \quad [\text{Gl. 3.57}]$$

und

$$\omega_{auf}(t_{Mauf,k}) = \omega_{auf,k} \quad [\text{Gl. 3.58}]$$

8. Mittlere Schlagneigung gegen die Horizontale, μ_{ab} und μ_{auf}

Die mittlere Neigung des k-ten Abschlags gegen die Horizontale, $\mu_{ab,k}$, ist der Winkel zwischen der Linie, die den k-ten oberen und unteren Umkehrpunkt der Flügelspitze, $P5(t_{oU,k})$ und $P5(t_{uU,k})$, verbindet und der Projektion dieser Verbindungslinie auf die (horizontale) $x_a y_a$ -Ebene (vgl. Abb. 7.11). Sie wurde berechnet nach

$$\mu_{ab,k}(t) = \arctan \left(\frac{-\Delta z_{ab,k}}{\sqrt{\Delta x_{ab,k}^2 + \Delta y_{ab,k}^2}} \right) \quad [\text{Gl. 3.59}]$$

mit

$$\Delta x_{ab,k}(t) = x_{a,5}(t_{oU,k}) - x_{a,5}(t_{uU,k}) \quad [\text{Gl. 3.60}]$$

$$\Delta y_{ab,k}(t) = y_{a,5}(t_{oU,k}) - y_{a,5}(t_{uU,k}) \quad [\text{Gl. 3.61}]$$

$$\Delta z_{ab,k}(t) = z_{a,5}(t_{oU,k}) - z_{a,5}(t_{uU,k}) \quad [\text{Gl. 3.62}]$$

$x_{a,5}$, $y_{a,5}$ und $z_{a,5}$ sind die Koordinaten der Flügelspitze (P5) im $x_a y_a z_a$ -Achsenkreuz.

Die mittlere Neigung des k-ten Aufschlags gegen die Horizontale, $\mu_{auf,k}$, ist der Winkel zwischen der Verbindungslinie $\overline{P5(t_{uU,k})P5(t_{oU,k+1})}$ und ihrer Projektion auf die $x_a y_a$ -Ebene.

Sie wurde analog zu $\mu_{ab,k}$ berechnet nach

$$\mu_{auf,k}(t) = \arctan \left(\frac{-\Delta z_{auf,k}}{\sqrt{\Delta x_{auf,k}^2 + \Delta y_{auf,k}^2}} \right) \quad [\text{Gl. 3.63}]$$

mit

$$\Delta x_{auf,k}(t) = x_{a,5}(t_{uU,k}) - x_{a,5}(t_{oU,k+1}) \quad [\text{Gl. 3.64}]$$

$$\Delta y_{auf,k}(t) = y_{a,5}(t_{uU,k}) - y_{a,5}(t_{oU,k+1}) \quad [\text{Gl. 3.65}]$$

$$\Delta z_{auf,k}(t) = z_{a,5}(t_{uU,k}) - z_{a,5}(t_{oU,k+1}) \quad [\text{Gl. 3.66}]$$

Die zeitliche Zuordnung von $\mu_{ab,k}$ und $\mu_{auf,k}$ ist durch

$$\mu_{ab}(t_{Mab,k}) = \mu_{ab,k} \quad [\text{Gl. 3.67}]$$

und

$$\mu_{auf}(t_{Mauf,k}) = \mu_{auf,k} \quad [\text{Gl. 3.68}]$$

definiert.

Bei vertikalem Ab- bzw. Aufschlag erreicht μ_{ab} bzw. μ_{auf} 90° , bei horizontalem Ab- bzw. Aufschlag ist μ_{ab} bzw. μ_{auf} gleich Null.

3.10.4.2 Rotation des Arm und Handfittichs

Die Rotation des Arm- und Handfittichs wird durch deren Eulerwinkel als Funktion der Zeit, $\Psi_A(t)$, $\Theta_A(t)$, $\Phi_A(t)$ und $\Psi_H(t)$, $\Theta_H(t)$, $\Phi_H(t)$ beschrieben. Die Berechnung erfolgte analog zur Vorgehensweise in 3.10.3.2. Die Eulerwinkel definieren den Übergang des Arm- bzw. Handfittichs vom azimutfesten Achsenkreuz mit körperteilfestem Ursprung in P2 bzw. P3, $x_{a,2}y_{a,2}z_{a,2}$ bzw. $x_{a,3}y_{a,3}z_{a,3}$ zum flügelteilstesten Achsenkreuz $x_{vA}y_{vA}z_{vA}$ bzw. $x_{vH}y_{vH}z_{vH}$.

Ein Armfittichazimut, $\Psi_A(t)$, von 0° oder 180° bedeutet, dass die Projektion der Armfittichvorderkante ($\overrightarrow{P2P3}$) auf die $x_{a,2}y_{a,2}$ -Ebene parallel zur $x_{a,2}$ -Achse verläuft; bei $\Psi_A(t) = 0^\circ$ befindet sich das Handgelenk (P3) vor dem Schultergelenk (P2), bei $\Psi_A(t) = 180^\circ$ dahinter. Bei $\Psi_A(t) = 90^\circ$ steht die Armfittichvorderkante senkrecht auf der $x_{a,2}$ -Achse und ist zur rechten Seite gerichtet.

Ein Armlängsneigungswinkel, $\Theta_A(t)$, von 90° liegt vor, wenn die Armfittichvorderkante ($\overrightarrow{P2P3}$) vertikal nach oben zeigt, das Handgelenk (P3) würde sich genau über dem Schultergelenk (P2) befinden. Bei $\Theta_A(t) = 0^\circ$ ist die Armfittichvorderkante parallel zur $y_{a,2}$ -Achse zur rechten Seite gestreckt, bei -90° zeigt die Armfittichvorderkante vertikal nach unten.

Der Hängewinkel des Armfittichs, $\Phi_A(t)$, beschreibt die Drehung des Armfittichs um seine Vorderkante (x_{vA} -Achse), ist also ein Maß für die Pronation bzw. Supination des Armfittichs. $\Phi_A(t) > 0^\circ$ bedeutet Supination des Armfittichs (die Armfittichvorderkante liegt höher als die Armfittichhinterkante); $\Phi_A(t) < 0$ bedeutet Pronation des Armfittichs (die Armfittichvorderkante liegt tiefer als die Hinterkante).

Das Azimut des Handfittichs, $\Psi_H(t)$, erreicht 180° , wenn die Projektion der Handfittichvorderkante ($\overrightarrow{P3P5}$) auf die (horizontale) $x_{a,3}y_{a,3}$ -Projektion parallel zur $x_{a,3}$ -Achse nach hinten zeigt. Bei einem Azimut von 0° ist die $x_{a,3}y_{a,3}$ -Projektion der Handfittichvorderkante parallel zur $x_{a,3}$ -Achse nach vorne gerichtet. Bei $\Psi_H(t) = 90^\circ$ steht die Handfittichvorderkante senkrecht auf der $x_{a,3}$ -Achse und ist zur rechten Seite gerichtet.

Ein Handlängsneigungswinkel, $\Theta_H(t)$, von 90° liegt vor, wenn die Handfittichvorderkante ($\overrightarrow{P3P5}$) vertikal nach oben zeigt, die Spitze der 8. Handschwinge (P5) würde sich genau über dem Handgelenk (P3) befinden. Bei $\Theta_H(t) = 0^\circ$ ist die Handfittichvorderkante parallel zur $y_{a,3}$ -Achse zur rechten Seite gestreckt, bei -90° zeigt die Handfittichvorderkante vertikal nach

unten.

Der Hängewinkel des Handfittichs, $\Phi_H(t)$, beschreibt die Drehung des Handfittichs um seine Vorderkante (x_{vH} -Achse), ist also ein Maß für die Pronation bzw. Supination des Handfittichs. $\Phi_H(t) > 0^\circ$ bedeutet Supination des Handfittichs (die Handfittichvorderkante liegt höher als die Handfittichhinterkante); $\Phi_H(t) < 0$ bedeutet Pronation des Handfittichs (Handfittichvorderkante liegt tiefer als die Hinterkante).

3.10.4.3 Flügelkinematik im windfesten Achsenkreuz $x_s y_s z_s$

1. Geschwindigkeit des Arm- und Handfittichs, $\bar{v}_{s,A}$ und $\bar{v}_{s,H}$

Die Komponenten von $\bar{v}_{s,A}(t)$ und $\bar{v}_{s,H}(t)$ ergeben sich zu

$$v_{xs,A}(t) = \dot{x}_{s,18}(t) = \dot{x}_{g,18}(t) + v_W \quad [\text{Gl. 3.69}]$$

$$v_{ys,A}(t) = \dot{y}_{s,18}(t) = \dot{y}_{g,18}(t) \quad [\text{Gl. 3.70}]$$

$$v_{zs,A}(t) = \dot{z}_{s,18}(t) = \dot{z}_{g,18}(t) \quad [\text{Gl. 3.71}]$$

$$v_{xs,H}(t) = \dot{x}_{s,19}(t) = \dot{x}_{g,19}(t) + v_W \quad [\text{Gl. 3.72}]$$

$$v_{ys,H}(t) = \dot{y}_{s,19}(t) = \dot{y}_{g,19}(t) \quad [\text{Gl. 3.73}]$$

$$v_{zs,H}(t) = \dot{z}_{s,19}(t) = \dot{z}_{g,19}(t) \quad [\text{Gl. 3.74}]$$

2. Anblasgeschwindigkeit des Arm- und Handfittichs, $\bar{v}_{an,A}$ und $\bar{v}_{an,H}$

Es gilt:

$$\bar{v}_{an,A} = -\bar{v}_{s,A} \quad [\text{Gl. 3.75}]$$

und

$$\bar{v}_{an,H} = -\bar{v}_{s,H} \quad [\text{Gl. 3.76}]$$

Das heißt, der Geschwindigkeitsvektor des Arm- bzw. Handfittichs im $x_s y_s z_s$ -System und der Anblasgeschwindigkeitsvektor des Arm- bzw. Handfittichs (in P18 bzw. P19) haben den gleichen Betrag, aber entgegengesetzte Richtung. Dies gilt allerdings nur für die allein aus der Translation des Punktes P18 bzw. P19 berechnete „formale“ Anblasgeschwindigkeit. Der tatsächliche Anblasvektor - er hängt bezüglich Betrag und Richtung ganz wesentlich von der räumlichen Ausdehnung und Form (Umriss- und Profilierung) des Flügels ab - konnte nicht ermittelt werden.

Die Komponenten von $\bar{v}_{an,A}(t)$ bzw. $\bar{v}_{an,H}(t)$ erhält man durch Umkehrung des Vorzeichens der Komponenten von $\bar{v}_{s,A}(t)$ bzw. $\bar{v}_{s,H}(t)$.

3. Anstellwinkel und Schiebewinkel von Arm- bzw. Handfittich, $\alpha_A(t)$ bzw. $\alpha_H(t)$ und $\beta_A(t)$ bzw. $\beta_H(t)$

Anstellwinkel und Schiebewinkel definieren die Orientierung bzw. Winkelstellung des Geschwindigkeitsvektors $\bar{v}_{s,A} = -\bar{v}_{an,A}$ bzw. $\bar{v}_{s,H} = -\bar{v}_{an,H}$ im Achsenkreuz des Arm- bzw. Handfittichs, $x_{vA}y_{vA}z_{vA}$ bzw. $x_{vH}y_{vH}z_{vH}$.

- Der Anstellwinkel $\alpha_A(t)$ bzw. $\alpha_H(t)$ ist definiert als der Winkel, den der Vektor $\bar{v}_{s,A}(t)$ bzw. $\bar{v}_{s,H}(t)$ mit seiner Projektion auf die $x_{vA}y_{vA}$ - bzw. $x_{vH}y_{vH}$ -Ebene einschließt. Er ist positiv, wenn der Arm- bzw. Handfittich von vorne-unten her angeströmt wird (z-Komponente von $\bar{v}_{s,A}(t)$ bzw. $\bar{v}_{s,H}(t)$ im arm- bzw. handfittichfesten Achsenkreuz positiv) und negativ, wenn der Arm- bzw. Handfittich von vorne-oben her angeströmt wird (z-Komponente des Anblasvektors im flügel festen Achsenkreuz negativ).

Definitionsbereich: $-90^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$

- Der Schiebewinkel $\beta_A(t)$ bzw. $\beta_H(t)$ ist definiert als der Winkel zwischen der x_{vA} bzw. x_{vH} -Achse und der Projektion des Vektors $\bar{v}_{s,A}(t)$ bzw. $\bar{v}_{s,H}(t)$ auf die $x_{vA}y_{vA}$ - bzw. $x_{vH}y_{vH}$ -Ebene. Er ist null, wenn der Arm- bzw. Handfittich genau von vorne, also senkrecht zur y_{vA} - bzw. y_{vH} -Achse (entspricht ungefähr der Vorderkante des Arm- bzw. Handfittichs) angeströmt wird. Bei Anströmung der Arm- bzw. Handfittichvorderkante von links, also vom Schulter- bzw. Handgelenk her, ist β negativ (Projektion von $\bar{v}_{s,A}(t)$ bzw. $\bar{v}_{s,H}(t)$ auf die y_{vA} - bzw. y_{vH} -Achse negativ), bei Anströmung von rechts, also vom Handgelenk bzw. der Flügelspitze her, ist β positiv (Projektion von $\bar{v}_{s,A}(t)$ bzw. $\bar{v}_{s,H}(t)$ auf die y_{vA} - bzw. y_{vH} -Achse positiv)

Definitionsbereich: $-180^\circ \leq \beta \leq 180^\circ$

Die Berechnung der Anstell- und Schiebewinkel des Armfittichs erfolgte nach:

$$\alpha_A(t) = 90^\circ - \arccos(\cos \varphi(\bar{k}_{vA}(t), \bar{v}_{s,A}(t))) \quad [\text{Gl. 3.77}]$$

$$\beta_A(t) = \arctan\left(\frac{\cos \varphi(\bar{j}_{vA}(t), \bar{v}_{s,A}(t))}{\cos \varphi(\bar{i}_{vA}(t), \bar{v}_{s,A}(t))}\right) \quad [\text{Gl. 3.78}]$$

Die Formeln gelten für den Handfittich analog.

Die Definition des Anstell- und Schiebewinkels des Handfittichs ist aus Abb. 7.12 ersichtlich.

4. Schlagneigungswinkel des Arm- und Handfittichs, κ_A bzw. κ_H

$\kappa_A(t)$ bzw. $\kappa_H(t)$ ist der Winkel zwischen der Tangente an die Trajektorie von P18 bzw. P19 im windfesten Achsenkreuz $x_s y_s z_s$ zum Zeitpunkt t und der (horizontalen) $x_s y_s$ -Ebene. Er wurde berechnet nach:

$$\kappa_A(t) = \arctan \left(\frac{-\dot{z}_{s,18}(t)}{\sqrt{\dot{x}_{s,18}^2(t) + \dot{y}_{s,18}^2(t)}} \right) \quad [\text{Gl. 3.79}]$$

$$\kappa_H(t) = \arctan \left(\frac{-\dot{z}_{s,19}(t)}{\sqrt{\dot{x}_{s,19}^2(t) + \dot{y}_{s,19}^2(t)}} \right) \quad [\text{Gl. 3.80}]$$

Aus den obigen Gleichungen ergibt sich, dass $\kappa_A(t)$ bzw. $\kappa_H(t)$ positiv ist, wenn der Arm- bzw. Handfittich nach oben schlägt, und er negativ ist, wenn der betrachtete Fittich nach unten schlägt.

3.10.4.4 Flügelspreizung und -fläche

Als Maß für die Spreizung der Flügelteile wurde der Spreizwinkel $\gamma(t)$ berechnet. Dieser wurde als der Winkel zwischen den zwei Vektoren $\vec{g}$ und $\vec{h}$ definiert (vgl. Abb. 7.15). Die Vektoren $\vec{g}(t)$ und $\vec{h}(t)$ wurden aus den Zeitreihen der in Tab. 3.7 benannten Markerpunkte im geodätischen Achsensystem berechnet. Der Spreizwinkel $\gamma(t)$ ergibt sich aus

$$\gamma(t) = \arccos \left(\frac{\vec{g}(t) \cdot \vec{h}(t)}{|\vec{g}(t)| \cdot |\vec{h}(t)|} \right) \quad [\text{Gl. 3.81}]$$

Tab. 3.7: Definitionen der Vektoren $\vec{g}$ und $\vec{h}$, die zur Berechnung des Spreizwinkels von Arm- und Handfittich benötigt werden. Angegeben sind jeweils die Nummern der Markerpunkte, welche die Vektoren aufspannen sowie die Richtung des Vektors zwischen den Markerpunkten (vgl. Abb. 7.15).

	Bezeichnung	$\vec{g}$	$\vec{h}$
Rechter Armfittich	γ_A	$\overrightarrow{P3P7}$	$\overrightarrow{P3P6}$
Rechter Handfittich	γ_H	$\overrightarrow{P3P6}$	$\overrightarrow{P3P5}$

Die Fläche des Handfittichs wurde durch die Fläche eines ebenen schiefwinkligen Dreiecks approximiert, welches durch die Markerpunkte P3, P5 und P6 aufgespannt wird. Die Fläche dieses Dreiecks in Abhängigkeit von der Zeit, $A_{3,5,6}(t)$, wurde nach der Heronischen Formel (BARTSCH 1997) bestimmt:

$$A_{3,5,6}(t) = \sqrt{s(t) \cdot (s(t) - a(t)) \cdot (s(t) - b(t)) \cdot (s(t) - c(t))} \quad [\text{Gl. 3.82}]$$

mit der Halbseitendiagonalen $s(t)$

$$s(t) = \frac{a(t) + b(t) + c(t)}{2} \quad [\text{Gl. 3.83}]$$

mit $a = \overline{P3P5}$; $b = \overline{P5P6}$ und $c = \overline{P6P7}$ (vgl. Abb. 7.13).

Diese Dreiecksfläche ist um etwa 20% kleiner als die tatsächliche Fläche des Handfittichs (vgl. Abb. 7.13 b).

Die Fläche des Armfittichs wurde durch die Fläche eines ebenen Vierecks angenähert, welches durch die Markerpunkte P2, P3, P6 und P7 aufgespannt wird (vgl. Abb. 7.13). Die zeitabhängige Fläche des Vierecks, $A_{2,3,6,7}(t)$, ergibt sich zu

$$A_{2,3,6,7}(t) = \frac{\bar{e}(t) \cdot \bar{f}(t)}{2} \sin \varphi(t). \quad [\text{Gl. 3.84}]$$

Durch diese Art der Approximation - sie geht von der Annahme aus, dass P2, P3, P6 und P7 in einer Ebene liegen - wird die tatsächliche Fläche des mehr oder weniger stark gewölbten Armfittichs unterschätzt (vgl. Abb. 7.13 a). Für die Berechnung von Auftrieb und Widerstand sowie den Rechnungen zur Energetik wurden die berechneten Flächen mit dem Faktor 1.2 multipliziert (vgl. 3.11.3 und 3.12).

Die Diagonale $e(t)$ verbindet P2 und P6, die Diagonale $f(t)$ P3 und P7 miteinander. Der Schnittwinkel $\varphi(t)$ zwischen den beiden Diagonalen ergibt sich aus

$$\varphi(t) = \arccos \left(\frac{\bar{e}(t) \cdot \bar{f}(t)}{|\bar{e}(t)| \cdot |\bar{f}(t)|} \right). \quad [\text{Gl. 3.85}]$$

3.10.5 Schwanzkinematik

3.10.5.1 Eulerwinkel

Die Winkelstellung des Schwanzes wird durch die Eulerwinkel definiert. Deren Berechnung erfolgte analog der Vorgehensweise in 3.10.3.2. Sie definieren den Übergang vom geodätischen Achsenkreuz mit körperteilfestem Ursprung, $x_{gK}y_{gK}z_{gK}$, zum schwanzfesten Achsenkreuz, $x_{vS}y_{vS}z_{vS}$.

3.10.5.2 Geometrischer Flächenschwerpunkt des Schwanzes

Die Raumkoordinaten des geometrischen Flächenschwerpunkts des Schwanzes, P20, ergeben sich entsprechend [Gl. 3.31] aus den Raumkoordinaten von P8 (rechte Schwanzwurzel) und

P10 (Mittelpunkt der Schwanzhinterkante) sowie P12 (linke Schwanzwurzel). Zur Lage der Markerpunkte vgl. Abb. 7.1.

3.10.5.3 Schwanzspreizung und -fläche

Als Maß für die Schwanzspreizung wurde der Spreizwinkel $\gamma_s(t)$ berechnet. Dieser wurde als der Winkel zwischen den zwei Vektoren $\vec{g}$ und $\vec{h}$ definiert (vgl. Abb. 7.15c). Die Vektoren $\vec{g}(t)$ ($\overrightarrow{P12P11}$) bzw. $\vec{h}(t)$ ($\overrightarrow{P8P9}$) wurden aus den Zeitreihen der Markerpunkte P12 und P11 bzw. P8 und P9 im geodätischen Achsensystem berechnet. Der Spreizwinkel $\gamma_s(t)$ ergibt sich aus

$$\gamma_s(t) = \arccos\left(\frac{\vec{g}(t) \cdot \vec{h}(t)}{|\vec{g}(t)| \cdot |\vec{h}(t)|}\right) \quad [\text{Gl. 3.86}]$$

Die Schwanzfläche wurde mit Hilfe eines Fünfecks angenähert, das durch die Markerpunkte P8 bis P12 beschrieben wird (vgl. Abb. 7.14). Die Fläche des zeitabhängigen Fünfecks $A_{8-12}(t)$ wurde bestimmt, in dem das Fünfeck in drei schiefwinklige Dreiecke zerlegt wurde, deren Flächen $A_{8,9,10}(t)$, $A_{10,11,12}(t)$, $A_{8,10,12}(t)$ bestimmt und aufaddiert wurden.

$$A_{8-12}(t) = A_{8,9,10}(t) + A_{10,11,12}(t) + A_{8,10,12}(t) \quad [\text{Gl. 3.87}]$$

Die Flächen der Dreiecke $A_{8,9,10}(t)$, $A_{10,11,12}(t)$ und $A_{8,10,12}(t)$ wurden mit Hilfe der auf S. 56 angegebenen Formeln berechnet.

3.11 Berechnungen zur Aerodynamik des schlagenden Flügels

Der vom schlagenden Arm- und Handfittich erzeugte Hub (vertikale Kraftkomponente) und Schub (horizontale, zur Windrichtung parallele Kraftkomponente) wurde grob nach den Regeln der stationären Aerodynamik für die beiden Flüge bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ abgeschätzt. Für diese Windgeschwindigkeit kann näherungsweise von einer stationären Anströmung für den Starenflügel ausgegangen werden, da die reduzierte Frequenz ν für diese Geschwindigkeit kleiner als 0.2 ist (VON HOLST 1970). Die reduzierte Frequenz ν wird berechnet aus:

- Frequenz des Flügelschlages f
- Halbspannweite b
- Anblasgeschwindigkeit v_A (hier: Windgeschwindigkeit)

nach

$$v = \frac{f \cdot b}{v_A} . \quad [\text{Gl. 3.88}]$$

Für eine Windgeschwindigkeit von 12.83 ms^{-1} beim Flug ohne Maske und die zugehörige Halbspannweite von 0.178 m sowie der Flügelschlagfrequenz von 9.94 s^{-1} (vgl. Tab. 7.8) ergibt sich v zu

$$v = \frac{9.94 \text{ s}^{-1} \cdot 0.178 \text{ m}}{12.83 \text{ ms}^{-1}} = 0.138 . \quad [\text{Gl. 3.89}]$$

Beim Flug mit Maske errechnet sich v zu

$$v = \frac{13.00 \text{ s}^{-1} \cdot 0.184 \text{ m}}{13.32 \text{ ms}^{-1}} = 0.180 . \quad [\text{Gl. 3.90}]$$

Nach VON HOLST (1970) kann bei einer reduzierten Frequenz zwischen 0.1 und 0.2 der instationäre Einfluss vernachlässigt werden.

Für kleinere Windgeschwindigkeiten ist die reduzierte Frequenz größer als 0.2. Damit sind die instationären Einflüsse dort nicht vernachlässigbar und die Anströmung wird instationär. Dieser sehr komplexe Fall wird hier nicht näher betrachtet.

Die Abschätzung der Kraftkomponenten unter der Annahme einer stationären Anströmung für eine Windgeschwindigkeit von 13 ms^{-1} gestattet eine Aussage über den zeitlichen Verlauf von Hub und Schub während eines Flügelschlages und die prinzipielle Aufteilung von Hub- und Schubkomponente auf Arm- und Handfittich. Der mittlere Hub, den der Star beim Geradeausflug durch den Flügelschlag erzeugt, muss gleich dem Gewicht des Vogels vermindert um den von Rumpf und Schwanz erzeugten Auftrieb sein. Ändert der Vogel seine Flughöhe während eines Zeitraumes, so muss zusätzlich der für eine Aufwärtsbeschleunigung notwendige Hub berücksichtigt werden.

Der mittlere Schub sollte beim unbeschleunigten Geradeausflug dem parasitären Widerstand des Vogels (Rumpf, Schwanz, Beine, Maske und Schlauch) entsprechen. Bei einer Vorwärtsbeschleunigung muss der hierfür notwendige zusätzliche Schub beim Vergleich berücksichtigt werden. Der Vergleich des von den Flügeln erzeugten mittleren Hubs und Schubs mit dem erforderlichen Hub und Schub dient der Beurteilung der Frage, ob das gewählte Kraftmodell in der Lage ist, die tatsächlichen Kräfte abzuschätzen.

Durch den Vergleich zwischen dem Flug mit und ohne Maske kann der Einfluss der Maske auf die Komponenten des Kraftmodells untersucht und mit der Messung der Widerstandsänderung bei stationärer Anströmung am Starenmodell verglichen werden (MÖLLER 1998; GESSER 1998).

Für die Berechnung von Hub und Schub wurden die Zeitreihen der folgenden kinematischen Größen des Arm- und Handfittichs verwandt:

- Flügelteilfläche $A_{2,3,6,7}(t)$ bzw. $A_{3,5,6}(t)$ (vgl. S. 56)
- Anblasgeschwindigkeit $v_{an,A}(t)$ bzw. $v_{an,H}(t)$ (vgl. S. 54)
- Schlaggeschwindigkeit $v_{s,A}(t)$ bzw. $v_{s,H}(t)$ (vgl. S. 54)

Weiterhin wurden für die Berechnung der momentanen Auftriebs- und Widerstandskomponente Polaren von Auftriebs- $c_A(\alpha)$ und Widerstandsbeiwerten $c_W(\alpha)$ benötigt. Als weitere Komponente musste die Luftdichte ρ zum Zeitpunkt des jeweiligen Fluges berücksichtigt werden.

Abgesehen von den instationären Effekten konnte ein für die Krafterzeugung durch den schlagenden Flügel wichtiger Sachverhalt nicht berücksichtigt werden: die mehr oder weniger ausgeprägte Schräganströmung des Flügels, d.h. für die Kraftberechnung wurde $\beta_A(t) = \beta_H(t) = 0$ angenommen.

3.11.1 Polare des Auftriebsbeiwertes $c_A(\alpha)$ und des Widerstandsbeiwertes $c_W(\alpha)$

Die von mir untersuchten Flüge umfassen einen Reynoldszahlbereich von etwa 23.500 bis 51.000 ($v_W = 6 \text{ ms}^{-1}$ bzw. $v_W = 13 \text{ ms}^{-1}$). Die Reynoldszahl ist definiert als (KUCHLING, 1995)

$$Re = \frac{l \cdot \rho \cdot v}{\eta} \quad [\text{Gl. 3.91}]$$

mit

l : charakteristische Länge des umströmten Körpers

(Ausgehend von der Berechnung der Flügelfläche des rechten Flügels (vgl. 3.10.4.4) wurde die mittlere Flügelfläche des Tieres mit 195.4 cm^2 bestimmt. Nach MÖLLER (1998) wurden für das gleiche Tier aus Umrisszeichnungen der Flügelflächen beider Flügel im Mittel 204.7 cm^2 gemessen. Die mittlere Halbspannweite (des rechten Flügels) beträgt 17.9 cm . Unter der vereinfachten Annahme der Flügelform als Rechteck ergeben sich damit mittlere Flügeltiefen über den gesamten Flügel von 5.72 cm bzw. 5.46 cm . Für die Berechnung der Reynoldszahl wurde von einer Flügeltiefe von 5.6 cm ausgegangen.)

ρ : Dichte des strömenden Mediums (Luft, $1.2 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$)

η : dynamische Viskosität des strömenden Mediums (Luft, $17.2 \cdot 10^{-6} \text{ Pa} \cdot \text{s}$)

v : Relativgeschwindigkeit zwischen Medium und Körper

Aus der Arbeit von GESSER (1998) wurde die Lilienthal-Polare eines Starenprofils übernommen (GESSER 1998, Abb. 3.15 b) (Abb. 7.16 a). Diese Polare wurde von GESSER bei

einer Anblasgeschwindigkeit von 8 ms^{-1} unter einer Reynoldszahl von etwa 30.000 in einem Freistrahlskanal mit offener Messstrecke (BILO 1970) an einem Kunstharzmodell eines gleitfliegenden Staren mittels einer Zwei-Komponenten-Waage (KOCKLER 1997) gemessen. Das von GESSER (1998) verwandte Starenmodell war dreiteilig und bestand aus zwei nicht spiegelsymmetrischen Flügeln, Rumpf mit Kopf sowie Schwanzblatt, die durch ein Stecksystem miteinander verbunden werden konnten. Damit war es möglich, sowohl die Kraftpolaren der einzelnen Körperteile als auch der Kombination der verschiedenen Körperteile und des Kompletmodells bei verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten zu bestimmen. Ebenso waren Interferenzmessungen¹ mit einer speziellen Flügelhalterung möglich, die den Einfluss beispielsweise der Flügelumströmung auf die Kraftpolare des Rumpfes messbar machte.

Die verwendete Polare ergab sich durch die Differenzbildung zweier Kraftpolaren: der Kraftpolaren des Teilmodells C (Rumpf ohne Flügel und ohne Schwanzblatt) mit Flügelinterferenz von Teilmodell A (Rumpf mit Flügeln und ohne Schwanzblatt). Die von GESSER (1998) ermittelte Polare bezieht sich damit auf die Projektionsfläche der beiden Flügel ohne dazwischenliegendes Rumpfstück und ohne Schwanzblatt

Die Lage der x-Achse des Modells bei GESSER (1998) entsprach der Lage der x-Achse bei BRILL (1992) und war durch den Gesamtschwerpunkt definiert, der etwa in der Rumpfmittle zu liegen kam. In der vorliegenden Arbeit wurde die x_{VR} -Achse des rumpffesten Achsenkreuzes durch die beiden Punkte P13 und P15 definiert. Die so definierte x_{VR} -Achse ist um $+5^\circ$ gegenüber der Definition von GESSER (1998) und BRILL (1992) gedreht.

Die von GESSER (1998) bestimmte Polare wurde von mir angepasst (Abb. 7.16 b). Für diese Anpassung war die Überlegung ausschlaggebend, dass der Star beim Geradeausflug mit konstanter Fluggeschwindigkeit im Mittel soviel Hub erzeugen muss, wie es seinem Körpergewicht vermindert um den von Rumpf und Schwanz erzeugten Auftrieb entspricht.

¹ Die aerodynamische Interferenz bezeichnet die gegenseitige Beeinflussung der Umströmung eng benachbarter Strömungskörper. Der Gesamtwiderstand eines aus zwei oder mehreren verschiedenen geometrischen Körpern zusammengebauten Strömungskörpers lässt sich nicht durch Addition der einzeln im Luftstrom liegenden Bauteile berechnen, stattdessen werden Auftrieb und Widerstand eines einzelnen frei umströmten Körpers bei Annäherung eines weiteren Körpers verändert. Bei den Interferenzmessungen von GESSER (1998) wurden deshalb die Flügel ohne Kraftschluss möglichst nahe an den Rumpf herangeführt und so die aerodynamische Interferenz berücksichtigt. Die Differenz zwischen der algebraischen Summe der Einzelwiderstände und dem effektiven Gesamtwiderstand wird als Interferenzwiderstand bezeichnet (GESSER 1998).

Gleichzeitig muss der mittlere Schub so groß sein, dass er den von Rumpf, Schwanz und Beinen erzeugten Widerstand überwindet. Für den vorliegenden Flug sollte zusätzlich der für eine Aufwärtsbeschleunigung notwendige Hub und der für eine Vorwärtsbeschleunigung notwendige Schub berücksichtigt werden.

Das Gewicht des Vogels betrug bei $v_W = 12.83 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske 0.831 N, der vom Rumpf und Schwanz erzeugte Auftrieb betrug 0.279 N und der für die Aufwärtsbeschleunigung notwendige Hub betrug 0.063 N (vgl. Tab. 7.4), der erforderliche Hub beträgt somit 0.615 N. Der mittlere Hub sollte also in etwa dieser Größe entsprechen.

Ein mittlerer Rumpfanstellwinkel von etwa 14° bei $v_W = 12.83 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske entspricht einem Anstellwinkel von etwa 9° bei GESSER (1998). Für diesen Anstellwinkel fand GESSER (1998) für das Teilmodell C im Interferenzfall einen Widerstand $W_{R,1}$ von 0.025 N für eine Anströmgeschwindigkeit von $v_1 = 8 \text{ ms}^{-1}$. Für eine Windgeschwindigkeit von $v_2 = 12.83 \text{ ms}^{-1}$ ergibt sich der Widerstand des Rumpfes $W_{R,2}$ bei v_2 aus

$$W_{R,2} = \frac{W_{R,1}}{v_1^2} \cdot v_2^2 \quad [\text{Gl. 3.92}]$$

zu $W_{R,2} = 0,064 \text{ N}$; unter Berücksichtigung der Schwanzspreizung γ_S von 7° wurde dieser Wert auf 0.072 N korrigiert (vgl. S. 74f). Der mittlere Schub für die mittlere Vorwärtsbeschleunigung während der fünf Flügelschläge betrug 0.015 N, der erforderliche Schub betrug damit 0.087 N und der mittlere Schub sollte beim Flug ohne Maske in dieser Größenordnung liegen.

Die von GESSER (1998) bei 8 ms^{-1} gemessenen c_A - und c_W -Werte wurden nun so angepasst, dass der errechnete mittlere Hub und Schub in etwa dem erforderlichen Hub und Schub bei $v_W = 12.83 \text{ ms}^{-1}$ entspricht.

Ausgangspunkt für die Anpassung der Auftriebs- und Widerstandsbeiwertpolare war die Überlegung, dass der mittlere Hub und Schub die gleichen Größen haben müssen wie der erforderliche Hub und Schub. Mit den ursprünglichen Polaren nach GESSER (1998) wurde der mittlere Schub negativ. In insgesamt 16 verschiedenen Ansätzen wurden die Auftriebs- und Widerstandsbeiwertpolaren nach GESSER (1998) durch Multiplikation mit einem Faktor gestreckt bzw. gestaucht. Für die Anpassung der c_W -Polaren wurden Faktoren von 0.4 bis 1.16 getestet, für die Anpassung der c_A -Polaren wurden Faktoren von 0.7 bis 2.0 gewählt. Die beste Näherung für den in den verschiedenen Ansätzen gefundenen mittleren Hub und Schub mit dem erforderlichen Hub und Schub ergab sich für die Faktorenkombination 1.3 / 0.4 für die

c_A - bzw. c_W -Polare. Bei allen anderen Kombinationen war entweder der mittlere Hub noch größer oder der mittlere Schub war deutlich zu groß oder zu klein.

Für die Auftriebsbeiwertpolare ergab sich eine Streckung um den Faktor 1.3, die maximalen c_A -Werte sind somit um den Faktor 1.3 ($c_{A,max} = 1.29$ bei $\alpha = 22^\circ$) größer als die von GESSER (1998) gemessenen, für die Widerstandsbeiwertpolare ergab sich eine Stauchung um den Faktor 0.6. GESSER (1998) selbst gibt an, dass der von ihr bei Originalanstellung von 8° zur Windrichtung am Starenmodell gemessene Auftrieb um 11% kleiner, der Widerstand jedoch um 18% größer ist als die von BRILL (1992) am lebenden Star direkt bestimmten Werte. GESSER führt dies vor allem auf mögliche Widerstandsveränderungen durch die Oberflächen- und Feinstruktur des Gefieders zurück, deren Einfluss auch von anderen Autoren beschrieben wird (NACHTIGALL et al. 1985; WEDEKIND et al. 1996, 1998). Zusätzlich flog der von BRILL (1992) untersuchte Star „Anton“ mit deutlich aus dem Gefieder heraushängenden Füßen, die mit Sicherheit einen zusätzlichen Widerstand produzieren, das Kunstharzmodell von GESSER (1998) war dagegen ohne Füße um die oben angegebenen Werte aerodynamisch ungünstiger. Vor diesem Hintergrund erscheinen die von mir vorgenommenen Anpassungen nicht unrealistisch.

Die von mir verwendete c_A -Kurve ergibt sich durch Multiplikation der GESSER'schen c_A -Werte mit 1.3, die c_W -Kurve durch Multiplikation der GESSER'schen c_W -Werte mit 0.6 (Abb. 7.16 b). An diese so modifizierten Polaren für c_A und c_W wurde ein Polynom 20. Grades angepasst, das den Verlauf der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte möglichst genau wiedergibt und die Bestimmung von Auftriebs- und Widerstandsbeiwerten zu allen im Verlauf des Flügelschlages erreichten Anstellwinkeln ermöglicht (Abb. 3.7 und Abb. 3.8).

Die Approximationspolynome für $c_A(\alpha)$ und $c_W(\alpha)$ für die ersten Koeffizienten lauten

$$c_A(\alpha) = 0.3359 + 7.62 \cdot 10^{-2} \alpha - 3.88 \cdot 10^{-4} \alpha^2 + 1.39 \cdot 10^{-4} \alpha^3 + 2.96 \cdot 10^{-6} \alpha^4 - 6.08 \cdot 10^{-6} \alpha^5 \quad [\text{Gl. 3.93}]$$

$$c_W(\alpha) = 0.0402 + 6.45 \cdot 10^{-4} \alpha + 2.16 \cdot 10^{-4} \alpha^2 - 5.17 \cdot 10^{-6} \alpha^3 + 6.63 \cdot 10^{-6} \alpha^4 \quad [\text{Gl. 3.94}]$$

Alle weiteren Koeffizienten sind kleiner als 10^{-7} und werden hier nicht dargestellt.

Diese Approximationspolynome wurden sowohl für den Hand- als auch den Armfittich verwendet.

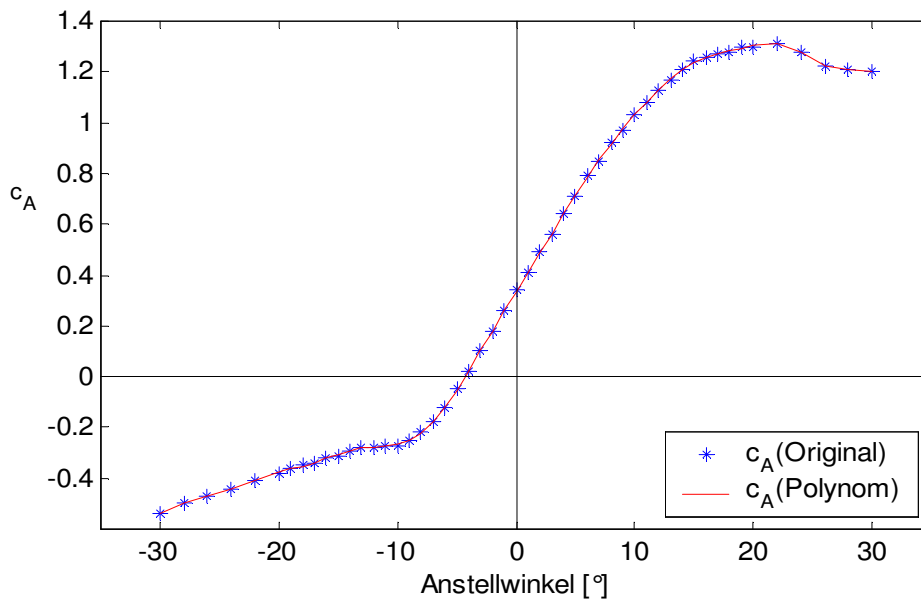


Abb. 3.7: Approximierte c_A -Kurve als Funktion des Anstellwinkels für die Berechnung der Hubwerte, Polynom 20. Ordnung ($-c_A$ Polynom), sowie die modifizierte Kurve nach GESSER 1998 (* c_A Original), die als Grundlage für die Polynom Anpassung diene.

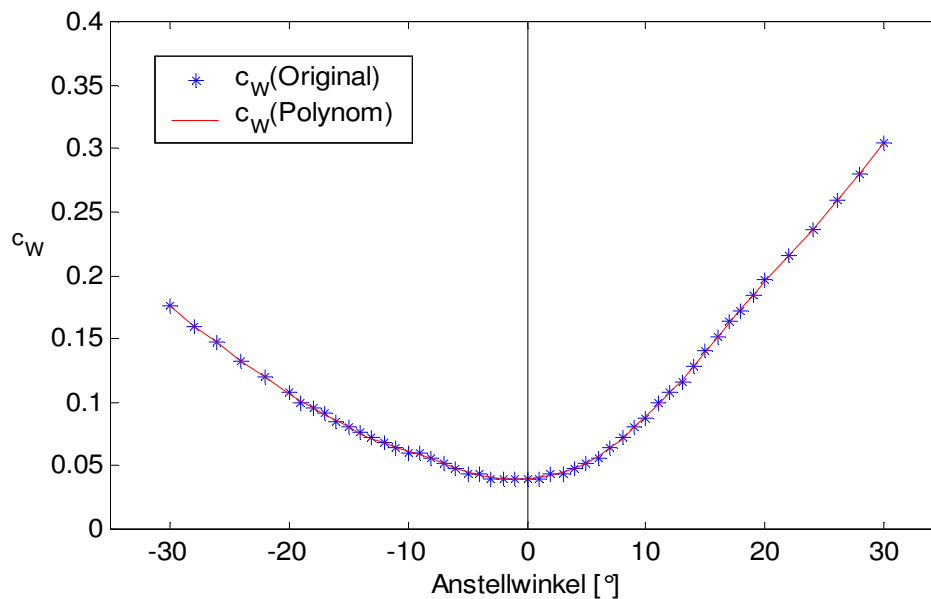


Abb. 3.8: Approximierte c_W -Kurve als Funktion des Anstellwinkels für die Berechnung der Schubwerte, Polynom 20. Ordnung ($-c_W$ Polynom), sowie die modifizierte Kurve nach GESSER 1998 (* c_W Original), die als Grundlage für die Polynom Anpassung diene.

Der von mir gemessene Anstellwinkel $\alpha(t)$ des Arm- und Handfittichs ist definiert als der Winkel, den der Schlaggeschwindigkeitsvektor $\vec{v}_{s,A}(t)$ bzw. $\vec{v}_{s,H}(t)$ mit seiner Projektion auf die $x_{vA}y_{vA}$ - bzw. $x_{vH}y_{vH}$ -Ebene einschließt. Der Schlaggeschwindigkeitsvektor wurde für die Markerpunkte P18 bzw. P19 berechnet. Diese Punkte liegen nahe an der Oberseite des

Flügelprofils, wenn man den Flügel von der Seite betrachtet. Da der aerodynamische Anstellwinkel in der Aerodynamik üblicherweise als Winkel zwischen der Verbindungslinie des tiefsten Punktes von Flügelvorderkante und Flügelhinterkante entlang der Flügelunterseite und der Horizontalen gemessen wird, sind die von mir berechneten Anstellwinkel des Flügels im Vergleich zu dieser Definition um etwa 4° zu groß. Die aus GESSER (1998) entnommenen Messwerte der Polaren beziehen sich auf den Anstellwinkel der rumpffesten x-Achse gegenüber der Anströmrichtung. Für eine Anströmung unter einem Rumpfanstellwinkel von 0° liegt der aerodynamische Anstellwinkel des Flügels des Starenmodells bei etwa $+5^\circ$ (GESSER 1998), so dass die Differenz des Anstellwinkels der Polaren bei GESSER und in der vorliegenden Arbeit etwa 1° beträgt. Auf eine Anstellwinkelverschiebung der Polaren für den Flügel wurde wegen der geringen Differenz verzichtet.

3.11.2 Auftrieb, Widerstand und Luftkraftresultierende

Der Auftrieb des Arm- bzw. Handfittichs, A_A bzw. A_H , wurde aus der Luftdichte, der Fläche, der Anblasgeschwindigkeit des Arm- bzw. Handfittichs und der Auftriebsbeiwertpolaren berechnet.

Es gilt:

$$A_A(t) = 0.5 \cdot \rho \cdot c_A(\alpha(t)) \cdot 1.2 \cdot A_{2,3,6,7}(t) \cdot v_{an,A}^2(t) \quad [\text{Gl. 3.95}]$$

$$A_H(t) = 0.5 \cdot \rho \cdot c_A(\alpha(t)) \cdot 1.2 \cdot A_{3,5,6}(t) \cdot v_{an,H}^2(t) \quad [\text{Gl. 3.96}]$$

Für $c_A < 0$ werden $c_A(\alpha)$ und A_A bzw. A_H negativ, d.h. der Vektor $\vec{A}_A$ bzw. $\vec{A}_H$ zeigt - bezogen auf den Arm- bzw. Handfittich - nicht mehr dorsad, sondern ventrad.

Bei der Berechnung des Widerstands $W_A(t)$ bzw. $W_H(t)$ wird in den obigen Gleichungen $c_A(\alpha(t))$ durch $c_W(\alpha(t))$ ersetzt. Es gilt:

$$W_A(t) = 0.5 \cdot \rho \cdot c_W(\alpha(t)) \cdot 1.2 \cdot A_{2,3,6,7}(t) \cdot v_{an,A}^2(t) \quad [\text{Gl. 3.97}]$$

$$W_H(t) = 0.5 \cdot \rho \cdot c_W(\alpha(t)) \cdot 1.2 \cdot A_{3,5,6}(t) \cdot v_{an,H}^2(t) \quad [\text{Gl. 3.98}]$$

Der Betrag der Luftkraftresultierenden $L(t)$ des Teilflügels wurde als resultierender Vektor von Auftrieb und Widerstand des Teilflügels bestimmt. Für den Betrag der Luftkraftresultierenden gilt:

$$L_A(t) = \sqrt{A_A^2(t) + W_A^2(t)} \quad (\text{Arm}) \quad [\text{Gl. 3.99}]$$

$$L_H(t) = \sqrt{A_H^2(t) + W_H^2(t)} \quad (\text{Hand}) \quad [\text{Gl. 3.100}]$$

Das Prinzip der Auftriebs- und Widerstandserzeugung beim Schlagflug zeigt die nachfolgende Abb. 3.9.

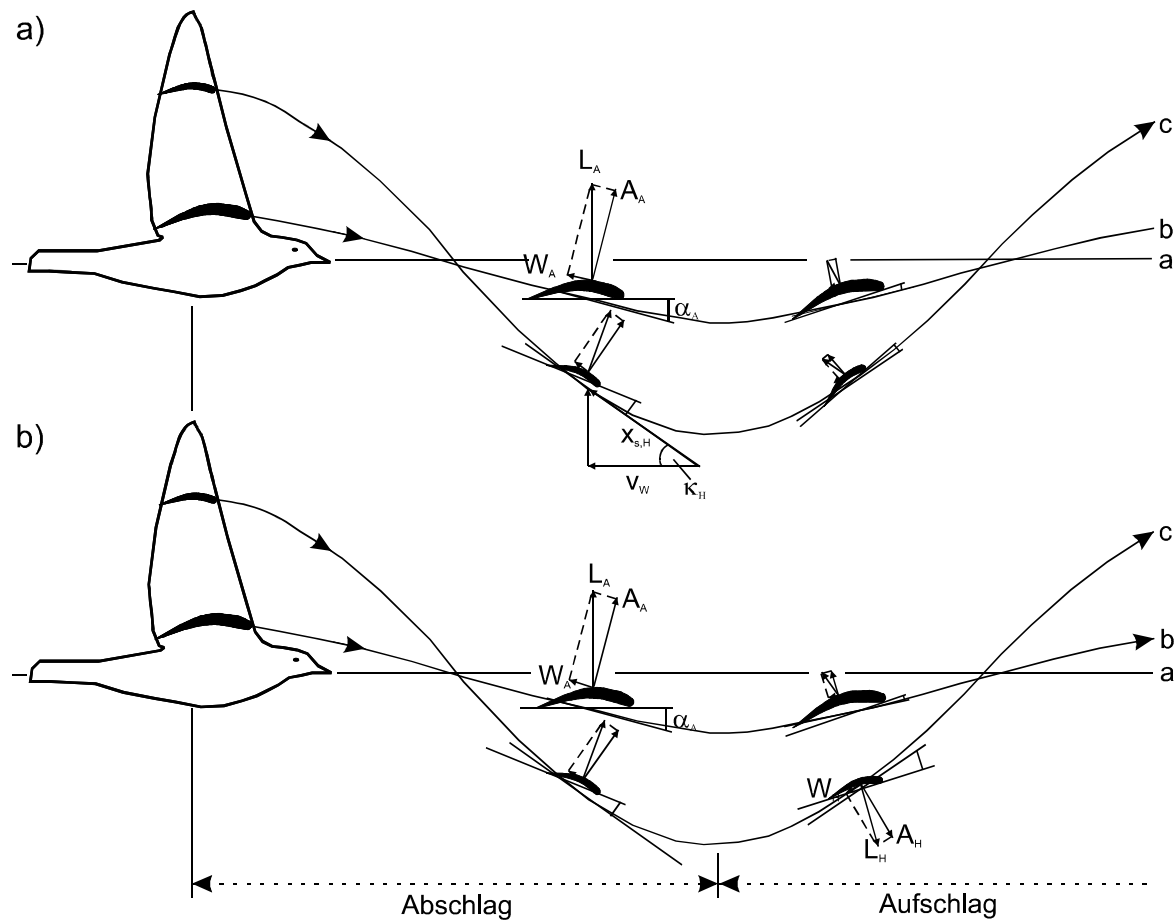


Abb. 3.9: Prinzip der Auftriebs- und Widerstandsentstehung beim Schlagflug. Dargestellt ist die gekoppelte Schlag-Drehschwingung eines schulternahen Armfittich- und eines flügelstippennahen Handfittichprofils beim Streckenflug. a) mittlere Fluggeschwindigkeit b) hohe Fluggeschwindigkeit. a: Bahn des Rumpfes (die flügel Schlagbedingte Auf-Abbewegung des Rumpfes wurde vernachlässigt) b: Bahn des Armfittichprofils, c: Bahn des Handfittichprofils, A: Auftrieb L: Luftkraftresultierende, W: Widerstand, v_w : Windgeschwindigkeit α : Anstellwinkel, κ : Schlagneigungswinkel (nach BILO et al. 1999, verändert)

3.11.3 Momentane Hub- und Schuberzeugung von Arm- und Handfittich

3.11.3.1 Hub und Schub des Handfittichs, H_H und S_H

Hub und Schub des Handfittichs, H_H und S_H , wurden aus dem berechneten Auftrieb und Widerstand sowie dem Schlaggeschwindigkeitsvektor des Handfittichs, $\bar{v}_{s,H}$, berechnet.

1) Berechnung von $A_{H,xg}$ und $A_{H,zg}$

Definition: $\bar{A}_H \perp \bar{v}_{s,H}$ und $\bar{A}_H \perp \bar{g}_H$ mit

$\bar{g}_H \perp \bar{v}_{s,H}$ und $\bar{g}_H \perp \bar{e}_{zH}$ bzw. $\bar{g}_H \uparrow\uparrow x_H y_H$ -Ebene

Es gilt: $\bar{e}_{zH} \uparrow\uparrow \bar{c}_H = \bar{a}_H \times \bar{b}_H$ [Gl. 3.101]

mit $\bar{a}_H = \overrightarrow{P3P5}$ und $\bar{b}_H = \overrightarrow{P3P17}$.

Daraus folgt:

$$\bar{g}_H = \bar{c}_H \times \bar{v}_{s,H} \quad [\text{Gl. 3.102}]$$

$$\bar{A}_H \uparrow\uparrow \bar{f}_H = \bar{v}_{s,H} \times \bar{g}_H \quad \text{wenn } c_A < 0 \quad [\text{Gl. 3.103}]$$

$$\bar{A}_H \uparrow\uparrow -\bar{f}_H = \bar{g}_H \times \bar{v}_{s,H} \quad \text{wenn } c_A \geq 0 \quad [\text{Gl. 3.104}]$$

Es gilt:
$$A_{H,xg} = \begin{cases} |\bar{A}_H| \cdot \cos \angle(\bar{e}_{xg}, \bar{f}_H) = |\bar{A}_H| \cdot \frac{f_{H,xg}}{|\bar{f}_H|} & \text{wenn } c_A < 0 \\ |\bar{A}_H| \cdot \cos \angle(\bar{e}_{xg}, -\bar{f}_H) = |\bar{A}_H| \cdot \frac{-f_{H,xg}}{|\bar{f}_H|} & \text{wenn } c_A \geq 0 \end{cases} \quad [\text{Gl. 3.105}]$$

$$A_{H,zg} = \begin{cases} |\bar{A}_H| \cdot \cos \angle(\bar{e}_{zg}, \bar{f}_H) = |\bar{A}_H| \cdot \frac{-f_{H,zg}}{|\bar{f}_H|} & \text{wenn } c_A < 0 \\ |\bar{A}_H| \cdot \cos \angle(\bar{e}_{zg}, -\bar{f}_H) = |\bar{A}_H| \cdot \frac{f_{H,zg}}{|\bar{f}_H|} & \text{wenn } c_A \geq 0 \end{cases} \quad [\text{Gl. 3.107}]$$

2) Berechnung von $W_{H,xg}$ und $W_{H,zg}$

Definition: $\bar{W}_H \uparrow\uparrow -\bar{v}_{s,H} = \bar{v}_{an,H}$

Es gilt:
$$W_{H,xg} = |\bar{W}_H| \cdot \cos \angle(\bar{e}_{xg}, -\bar{v}_{s,H}) = |\bar{W}_H| \cdot \frac{-v_{s,H,xg}}{|\bar{v}_{s,H}|} \quad [\text{Gl. 3.109}]$$

$$W_{H,zg} = |\bar{W}_H| \cdot \cos \angle(\bar{e}_{zg}, -\bar{v}_{s,H}) = |\bar{W}_H| \cdot \frac{v_{s,H,zg}}{|\bar{v}_{s,H}|} \quad [\text{Gl. 3.110}]$$

3) Berechnung von H_H und S_H :

$$H_H = L_{H,zg} = A_{H,zg} + W_{H,zg} \quad [\text{Gl. 3.111}]$$

$$S_H = L_{H,xg} = A_{H,xg} + W_{H,xg} \quad [\text{Gl. 3.112}]$$

Die Lage der Vektoren am Handfittich verdeutlicht nachfolgende Abbildung.

3.11.3.2 Hub und Schub des Armfittichs, H_A und S_A

Hub und Schub des Armfittichs, H_A und S_A , wurden aus dem berechneten Auftrieb und dem Widerstand sowie dem Schlaggeschwindigkeitsvektor des Armfittichs, $\bar{v}_{s,A}$, auf die gleiche Weise wie für den Handfittich berechnet (vgl. 3.11.3.1). Die verwendeten Formeln gelten analog.

Die so errechneten Hub- und Schubzeitreihen ergeben für den Abschlag den Erwartungen entsprechende Werte: Sowohl Hand- als auch Armfittich erzeugen Hub, der Handfittich erzeugt Schub, während der Armfittich überwiegend Rücktrieb produziert. Hub- und Schuberzeugung nehmen beim Tragen der respiratorischen Maske zu, was den Erwartungen entspricht, da der Star beim Flug mit Maske zwar leichter war, aber während der letzten drei Flügelschläge von einem Sink- in einen Steigflug überwechselt.

Beim Aufschlag werden nach meiner Rechnung nur geringe Kräfte erzeugt.

Für den Vergleich von mittlerem Hub und mittlerem Schub mit dem tatsächlich benötigten Hub und Schub wurden die für eine Vorwärts- bzw. Aufwärtsbeschleunigung nötigen Kräfte S_{vor} bzw. H_{Auf} berechnet nach

$$H_{\text{Auf}} = \overline{a_{R,h}} \cdot M \quad [\text{Gl. 3.113}]$$

$$S_{\text{vor}} = \overline{a_{R,x}} \cdot M \quad [\text{Gl. 3.114}]$$

wobei $\overline{a_{R,h}}$ und $\overline{a_{R,x}}$ den Mittelwert der Beschleunigung des angenäherten Körpermittelpunktes über die fünf untersuchten Flügelschläge in der entsprechenden Raumrichtung bezeichnen.

Der von Rumpf und Schwanz erzeugte Auftrieb, A_{R+S} , und Widerstand, W_{R+S} , wurde anhand der Messungen von GESSER (1998) an den Teilmodellen B (Rumpf mit Schwanz ohne Flügel) und C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) mit Flügelinterferenz¹ abgeschätzt. Ausgangspunkt

¹ Die aerodynamische Interferenz bezeichnet die gegenseitige Beeinflussung der Umströmung eng benachbarter Strömungskörper. Der Gesamtwiderstand eines aus zwei oder mehreren verschiedenen geometrischen Körpern zusammengebauten Strömungskörpers lässt sich nicht durch Addition der einzeln im Luftstrom liegenden Bauteile berechnen, stattdessen werden Auftrieb und Widerstand eines einzelnen frei umströmten Körpers bei Annäherung eines weiteren Körpers verändert. Bei den Interferenzmessungen von GESSER (1998) wurden deshalb die Flügel ohne Kraftschluss möglichst nahe an den Rumpf herangeführt und so die aerodynamische Interferenz berücksichtigt.

der Berechnung war der Befund, dass die Schwanzspreizung, γ_s , positiv mit der Schwanzfläche, A_{8-12} , korreliert und $\gamma_s(A_{8-12})$ mit zunehmender Schwanzfläche linear entsprechend der Regressionsgerade $y = 27382x - 29.642$ ($R^2 = 0.9635$) zunimmt (vgl. Abb. 4.5). Die unterschiedliche mittlere Schwanzspreizung bei den einzelnen Flügen wurde bei der Bestimmung von A_{R+S} und W_{R+S} wie folgt berücksichtigt. Für das Teilmodell C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) wurde der Schwanzspreizungswinkel mit 0° definiert, für das Teilmodell B (Rumpf mit Schwanz ohne Flügel) betrug der Schwanzspreizungswinkel etwa 90° . Für die mittleren Rumpfanstellwinkel der acht untersuchten Flüge wurden jeweils die von GESSER (1998) an den Teilmodellen B und C im Interferenzfall gemessenen Widerstände und Auftriebe abgelesen, als Funktion der Schwanzspreizung [Teilmodell C: 0° , Teilmodell B: 90°] aufgetragen und die beiden korrespondierenden Werte mit einer Gerade verbunden. [Für einen Rumpfanstellwinkel von beispielsweise 9° - dies entspricht einem Rumpflängsneigungswinkel von etwa 14° in der vorliegenden Arbeit (vgl. 3.11) – gibt GESSER (1998, Tabelle A-4) den Widerstand des Rumpfes für das Teilmodell C im Interferenzfall bei einer Anströmgeschwindigkeit v_1 von 8 ms^{-1} mit 25 mN an, für das Teilmodell B im Interferenzfall (Tabelle A-3) wurden 67 mN gemessen.] Unter der Annahme einer linearen Widerstands- und Auftriebszunahme mit steigender Schwanzspreizung (bzw. Schwanzfläche) wurde der zu erwartende parasitäre Widerstand bzw. der Auftrieb anhand der Geradengleichung für den dazugehörigen Rumpfanstellwinkel berechnet; die verwendeten Geradengleichungen sind in Tab. 7.4 dargestellt.

Ausgehend von diesem Wert wurde der parasitäre Widerstand, W_{par} , für alle Windgeschwindigkeiten nach

$$W_{\text{par}} = W_{R+S,2} = \frac{W_{R+S,1}}{v_1^2} \cdot v_2^2 \quad [\text{Gl. 3.115}]$$

und der Auftrieb, A_{R+S} , nach

$$A_{R+S,2} = \frac{A_{R+S,1}}{v_1^2} \cdot v_2^2 \quad [\text{Gl. 3.116}]$$

in Abhängigkeit vom mittleren Rumpflängsneigungswinkel und der Schwanzspreizung bei der entsprechenden Flugszene berechnet.

Der Widerstand der beim Flug mit $v_w = 13.3 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske teilweise aus dem Gefieder herausragenden Beine und Füße, W_{Beine} , wurde abgeschätzt nach DUBS (1979) mit

$$W_{\text{Beine}} = C_{W,\text{Beine}} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v_f^2 \cdot St_{\text{Beine}} \quad [\text{Gl. 3.117}]$$

Der Widerstandsbeiwert von Beinen und Füßen, $C_{W,Beine}$, wurde dabei mit 0.25 angenommen, was nach DUBS (1979) dem Widerstandsbeiwert eines unverkleideten Rades mit Niederdruckreifen entspricht. Die Stirnfläche der Beine, St_{Beine} , wurde für diesen Flug mit 2 cm^2 in Anlehnung an die Berechnung von WARD et al. (1999) angenommen. Diese Abschätzung war notwendig, da das von GESSER (1998) verwendete Starenmodell ohne Beine war.

3.12 Berechnungen zur Energetik

3.12.1 Vorbemerkungen zur theoretischen mechanischen Leistungskurve

Beim Flug verrichten die Flugmuskeln des Vogels Arbeit. Diese Arbeit lässt sich bei Kenntnis des Wirkungsgrades der Flugmuskulatur aus der zurückgelegten Strecke und der in Richtung dieser Strecke wirkenden Kraft berechnen. Die Leistung ist definiert als die Arbeit, die in einer bestimmten Zeiteinheit verrichtet wird.

Beim horizontalen Geradeausflug sind im Wesentlichen drei Teilleistungen von Bedeutung:

$$P_{\text{mech}} = P_{\text{ind}} + P_{\text{pro}} + P_{\text{par}} \quad [\text{Gl. 3.118}]$$

Die induzierte Leistung, P_{ind} , ist nach PENNYCUICK (1968, 1989) die Leistung, die zur Erzeugung des für die Überwindung der Gewichtskraft notwendigen Hubes benötigt wird. P_{ind} kann verstanden werden als die Leistung, die benötigt wird, um Luft abwärts zu beschleunigen, so dass die Gewichtskraft des Vogels kompensiert wird. P_{ind} verringert sich mit zunehmender Fluggeschwindigkeit und ist proportional zu v_F^{-1} . Nach RAYNER (1979 a,b,c) wird P_{ind} für die Hub- und Schuberzeugung benötigt; P_{ind} ist diejenige kinetische Energie, die pro Zeiteinheit in den Nachlauf der schlagenden Flügel gesteckt wird, dessen Impuls (Q in Abb. 3.11) den nötigen Hub und Schub liefert ($-T^{-1}Q$ in Abb. 3.11).

Die parasitäre Leistung, P_{par} , ist notwendig, um den parasitären Widerstand des Rumpfes zu überwinden. Sie steigt mit zunehmender Geschwindigkeit an und ist proportional zu v_F^3 .

Die Profilleistung, P_{pro} , beschreibt den Leistungsanteil, der notwendig ist, um den Widerstand des Flügelprofils zu überwinden. P_{pro} steigt bei Verwendung des konventionellen Ansatzes nach PENNYCUICK (1968, 1989) mit steigender Fluggeschwindigkeit nur wenig an, bei Verwendung der Propellertheorie nach RAYNER (1979 a,b) steigt P_{pro} mit zunehmender Geschwindigkeit stark an und ist proportional zu v_F^3 .

Die einzelnen Kräfte, die für die Auftriebs- und Vortriebserzeugung beim horizontalen Geradeausflug eine Rolle spielen und aus denen sich die genannten Leistungen ergeben, sind in der folgenden Abbildung dargestellt.

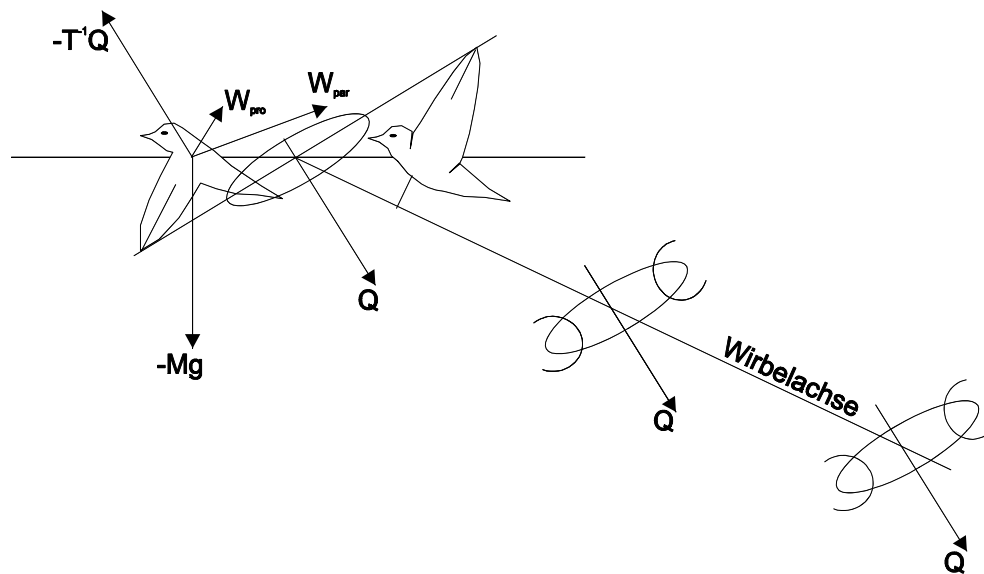


Abb. 3.11: Wirbelringbildung beim Horizontalflug und die am Vogel angreifenden Kräfte. Die Kraft $-T^1Q$ als Reaktion auf den Ringwirbelimpuls Q über die Zeit T sorgt für Auftrieb und Vortrieb. Der Profilwiderstand W_{pro} und der parasitäre Widerstand W_{par} tragen ebenfalls zum Auftrieb bei. Die Summe dieser drei Kräfte entspricht der Gewichtskraft $-Mg$ des Vogels und ist dieser entgegengesetzt. (nach RAYNER 1979a).

Die vierte Komponente der mechanischen Leistung, die Trägheitsleistung, P_{tr} , die notwendig ist, um den Flügel bei jedem Schlag zu beschleunigen, ist im Geradeausflug bei mittleren und großen Geschwindigkeiten vernachlässigbar klein (NORBERG 1990; PENNYCUICK 1975). Nur beim Schwirrfly oder bei sehr langsamen Flügen spielt sie eine Rolle. NORBERG (1976) fand beim langsamen Flug von Fledermäusen (Braunes Langohr, *Plecotus auritus*) einen Anteil der Trägheitsleistung von 2% an der gesamten aerodynamischen Leistung. Die Trägheitsleistung wird hier deshalb nicht weiter betrachtet.

Addiert man die drei für den Schlagflug bei mittleren Geschwindigkeiten relevanten Teilleistungen zusammen, so ergibt sich eine U-förmige Kurve, wenn man die mechanische Gesamtleistung über der Fluggeschwindigkeit aufträgt (z.B. RAYNER & WARD 1999; PENNYCUICK 1989). Das genaue Aussehen dieser theoretischen Kurve hängt davon ab, welchen Ansatz man zur Berechnung der einzelnen Leistungskomponenten wählt.

Ändert ein Vogel während des Fluges seine Flughöhe, so muss für die Bestimmung der gesamten mechanischen Flugleistung zusätzlich die Steigleistung, P_{Steig} , addiert werden, die sich aus dem Gewicht des Vogels und seiner mittleren Horizontalgeschwindigkeit, $\overline{v_h}$, ergibt, welche sich aus dem Höhenunterschied über eine bestimmte Zeitdauer berechnen lässt.

$$P_{Steig} = G \cdot \overline{v_h} = G \cdot \frac{h_{g,End} - h_{g,Anfang}}{t_{End} - t_{Anfang}} \quad [Gl. 3.119]$$

3.12.2 Parasitäre Leistung P_{par}

Die parasitäre Leistung, P_{par} , berechnet sich nach RAYNER (1979 a) aus dem Vektor des parasitären Widerstands (= Rumpfwiderstand), $\overrightarrow{W_{\text{par}}}$, und dem Vektor der Fluggeschwindigkeit, $\overrightarrow{v_F}$, nach

$$P_{\text{par}} = -\overrightarrow{W_{\text{par}}} \cdot \overrightarrow{v_F} \quad [\text{Gl. 3.120}]$$

Für den parasitären Widerstand des Vogelrumpfes gilt nach RAYNER (1979c)

$$\overrightarrow{W_{\text{par}}} = 0.5 \cdot \rho \cdot v_F^2 \cdot \overrightarrow{A_e} \quad [\text{Gl. 3.121}]$$

ρ bezeichnet die Luftdichte. Der Vektor $\overrightarrow{A_e}$ symbolisiert den Widerstandsvektor einer flachen Platte mit dem parasitären Widerstandsbeiwert 1, die den gleichen Widerstand erzeugt wie der Rumpf, und wird im englischen mit „equivalent flat plate area“ bezeichnet.

$\overrightarrow{A_e}$ wurde auf zwei Wegen berechnet.

1. Ansatz nach RAYNER (1979 a,b)

Nach RAYNER (1979 a,b) wurde $\overrightarrow{A_e}$ aus

$$\overrightarrow{A_e} = \left[-\hat{i} \cdot (X_1 \cdot \cos^3(\alpha) + X_2 \cdot \sin^3(\alpha)) + \hat{j} \cdot (X_2 \cdot \sin(\alpha) - X_1 \cdot \cos(\alpha)) \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\alpha) \right] \cdot M^{\frac{2}{3}} \quad [\text{Gl. 3.122}]$$

berechnet, wobei α den Anstellwinkel des Rumpfes zur Horizontalen und M die Körpermasse (für die Flüge mit Maske einschließlich der Masse von Maske und Schlauch) bezeichnet. Für α wurde der mittlere Rumpflängsneigungswinkel, Θ_R , während der fünf untersuchten Flügelschläge eingesetzt. $X_1 = 0.0034$ wurde als Konstante nach TUCKER (1973) angenommen, und X_2 wurde mit 0.0045, basierend auf morphologischen Messungen an Tauben (nach mündlicher Mitteilung von RAYNER korrigiert nach RAYNER 1979 a), angenommen.

Bei der Berechnung des parasitären Widerstands nach dem Ansatz von RAYNER fand nur die horizontale Komponente von $\overrightarrow{A_e}$,

$$A_{e,h} = (X_1 \cdot \cos^3(\alpha) + \sin^3(\alpha)) \cdot M^{\frac{2}{3}} \quad [\text{Gl. 3.123}]$$

Berücksichtigung. Die vertikale Komponente von $\overrightarrow{A_e}$,

$$A_{e,v} = (X_2 \cdot \sin(\alpha) - X_1 \cdot \cos(\alpha)) \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\alpha) \cdot M^{\frac{2}{3}} \quad [\text{Gl. 3.124}]$$

fand bei der Berechnung der induzierten Leistung nach RAYNER (vgl. S. 77f) Berücksichtigung. Die durch diese Komponente erzeugte Auftriebskraft ist dem Gewicht des Vogels entgegengesetzt und wurde von der Gewichtskraft des Vogels, $M \cdot g$, subtrahiert. Mit dieser verringerten Gewichtskraft wurde anschließend die induzierte Leistung nach RAYNER berechnet.

2. Ansatz nach TUCKER (1973)

Für Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$ ergibt sich für die horizontale Komponente die vereinfachte Gleichung

$$A_e = 0.0034 \cdot M^{2/3} \quad [\text{Gl. 3.125}]$$

Diese basiert auf den Befunden von TUCKER (1973), der sieben verschiedene Vogelarten untersuchte. A_e ist in diesem zweiten Ansatz unabhängig vom Rumpfanstellwinkel.

Beide Ansätze wurden verwendet, um die gefundenen Ergebnisse mit Literaturdaten vergleichen zu können.

Die maximale Querschnittsfläche war bei den Flügen mit Maske vermutlich etwas größer als ohne Maske, konnte aber nicht gemessen werden.

Da die Ansätze nach TUCKER (1973) und RAYNER (1979) nur für den Fall gelten, dass die Stirnfläche des Rumpfes, A_k , und der Widerstandsbeiwert des Kopf-Rumpfsystems, $C_{W,par}$, (und damit auch A_e) nur durch dessen gleichmäßige Vergrößerung mit zunehmender Masse zunimmt, nicht aber durch eine gleichzeitige Veränderung der Geometrie des umströmten Gesamtsystems, wie sie das Tragen von Maske und Schlauch darstellt, wurde der von Maske und Schlauch zusätzlich erzeugte Widerstand gemessen und zu W_{par} hinzuaddiert (vgl. S. 75).

3. Ansatz aus Rumpfwiderstandsmessungen von GESSER (1998)

In einem dritten Ansatz wurde die parasitäre Leistung direkt aus der jeweiligen Fluggeschwindigkeit und dem parasitären Widerstand berechnet. Grundlage waren die Messungen der Rumpfwiderstände bei GESSER (1998) am Teilmodell B (Rumpf mit Schwanz ohne Flügel) und Teilmodell C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) jeweils mit Flügelinterferenz und die in 3.11.3.2 beschriebene Vorgehensweise für W_{par} . Auch bei diesem Ansatz wurde der von Maske und Schlauch zusätzlich erzeugte Widerstand zu W_{par} hinzuaddiert. Die daraus resultierende parasitäre Leistung wurde mit den beiden anderen Modellansätzen verglichen.

Widerstand von Maske und Schlauch

Bei allen drei Ansätzen wurde für die Flüge mit respiratorischer Maske der zusätzliche Widerstand von Maske und Schlauch, W_{Maske} , zu W_{par} addiert. Der zusätzliche Widerstand der Maske, W_{Maske} , wurde aus

$$W_{\text{Maske}} = W_{R,a} + W_{R,b} \cdot v_F \quad [\text{Gl. 3.126}]$$

mit $W_{R,a} = 0.00616$, $W_{R,b} = 0.000456$

berechnet. Diese Regressionsgleichung ergab sich aus Widerstandsmessungen, die an einem Starenmodell (WEDEKIND et al. 1996, 1998; GESSER 1998) gemacht wurden. Das Modell trug die bei meinen Messungen verwendete respiratorische Maske, an der ein 60 cm langes Schlauchstück hing (MÖLLER 1998; WARD et al. 2001, vgl. Abb. 3.12).

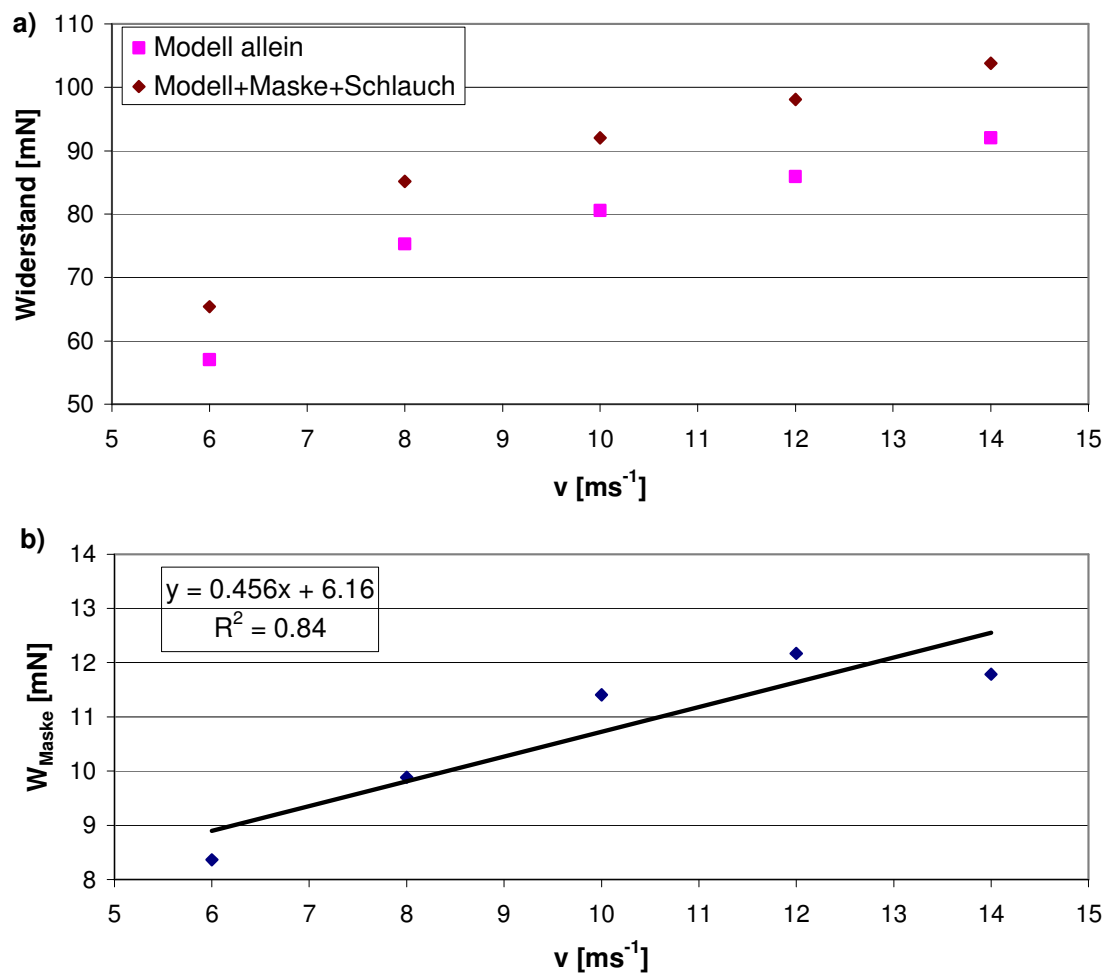


Abb. 3.12: a) Luftwiderstand eines Starenmodells mit und ohne respiratorischer Maske und 60 cm Schlauch in Abhängigkeit von der Anströmgeschwindigkeit. b) Luftwiderstand von respiratorischer Maske und Schlauch [Differenz der beiden Messungen aus a)] sowie die zugehörige Regressionsgerade mit der Gleichung $W_{\text{Maske}} [\text{mN}] = 6.160 + 0.456 \cdot v$, $R^2 = 0.84$.

Widerstand der Beine

Der von den aus dem Gefieder herausragenden Füßen und Beinen bei einigen Flügen, insbesondere bei den Flügen mit Maske, zusätzlich erzeugte parasitäre Widerstand, W_{Beine} , wurde anhand von [Gl. 3.117] abgeschätzt und die zur Überwindung von W_{Beine} notwendige Leistung nach [Gl. 3.120] berechnet. Die dazu verwendete Stirnfläche der Beine, St_{Beine} , für die einzelnen Flüge zeigt Tab. 7.11. Die Stirnfläche wurde nach den Zeichnungen in MÖLLER (1998) abgeschätzt.

3.12.3 Induzierte Leistung P_{ind}

1. Ansatz nach PENNYCUICK (1968, 1989)

Die induzierte Leistung wurde nach der Impulsstrahl-Theorie (momentum jet theory) berechnet. Ausgangspunkt bildet hierbei die Annahme, dass durch den Flügelschlag ein röhrenförmiger Luftbereich zu einer bestimmten Abwärtsgeschwindigkeit beschleunigt wird (PENNYCUICK 1989). Die kreisrunde Öffnung der Röhre entspricht dabei der Kreisfläche A_{Kreis} mit dem Durchmesser der Flügelspannweite, $2 \cdot b$. b bezeichnet die Länge eines Flügels, gemessen vom Körpermittelpunkt zur Spitze der 8. Handschwinge (Halbspannweite).

$$A_{\text{Kreis}} = \frac{\pi \cdot (2 \cdot b)^2}{4} \quad [\text{Gl. 3.127}]$$

Der Massenfluss, f_m , durch die Kreisscheibe der Röhre ergibt sich durch Multiplikation mit der Geschwindigkeit der sie durchströmenden Luft, v_f , und der Luftdichte, ρ , nach

$$f_m = A_{\text{Kreis}} \cdot v_f \cdot \rho. \quad [\text{Gl. 3.128}]$$

Der Massenfluss muss nun mit der Abwärtsgeschwindigkeit, zu welcher der Luftstrom schließlich weit unterhalb des Vogels beschleunigt wird, multipliziert werden, um das Maß für die Impulszunahme der Luft zu erhalten. Dies geschieht in Form der sogenannten induzierten Geschwindigkeit, v_i . Die induzierte Geschwindigkeit, v_i , ist die Abwärtskomponente der Geschwindigkeit der Luft in dem Moment, wo sie die Flügelscheibe erreicht. Bis zu diesem Moment wird die Luft durch den Sog nach oben und vor der Flügelscheibe beschleunigt. Die Beschleunigung der Luft ist zu diesem Zeitpunkt jedoch nicht beendet, da die Luft nun unterhalb und hinter der Flügelscheibe eine Region erhöhten Drucks erreicht, die sie nun weiterhin beschleunigt, bis die Abwärtsgeschwindigkeit schließlich $2 \cdot v_i$ beträgt.

Somit ergibt sich für die der Gewichtskraft, $M \cdot g$, (M bezeichnet die Masse des Vogels und g steht für die Erdbeschleunigung von 9.81 ms^{-2}) entgegengesetzte Kraft die Gleichung

$$M \cdot g = 2 \cdot v_i \cdot (f_m) = 2 \cdot v_i \cdot (A_{\text{Kreis}} \cdot v_f \cdot \rho). \quad [\text{Gl. 3.129}]$$

Die induzierte Leistung berechnet sich als Kraft mal Geschwindigkeit nach

$$P_{\text{ind}} = M \cdot g \cdot v_i \quad [\text{Gl. 3.130}]$$

mit v_i aus [Gl. 3.129]

$$v_i = \frac{M \cdot g}{2 \cdot (A_{\text{Kreis}} \cdot v_f \cdot \rho)} \quad [\text{Gl. 3.131}]$$

zu

$$P_{\text{ind}} = M \cdot g \cdot v_i = M \cdot g \cdot \frac{M \cdot g}{2 \cdot (A_{\text{Kreis}} \cdot v_f \cdot \rho)} = \frac{2 \cdot (M \cdot g)^2}{\rho \cdot v_f \cdot \pi \cdot (2 \cdot b)^2} \quad [\text{Gl. 3.132}]$$

PENNYCUICK (1989) führt in diese Gleichung noch einen Ausgleichsfaktor ein, den sogenannten induzierten Widerstandsfaktor k , welcher mit dem Wert 1.2 angenommen wird (NORBERG 1990, PENNYCUICK 1989), so dass sich die induzierte Leistung P_{ind} errechnet nach

$$P_{\text{ind}} = \frac{2 \cdot k \cdot (M \cdot g)^2}{\rho \cdot v_f \cdot \pi \cdot (2 \cdot b)^2} \quad [\text{Gl. 3.133}]$$

(Diese Gleichung gilt nur für den horizontalen Vorwärtsflug mit einer gewissen Mindestgeschwindigkeit, die induzierte Leistung beim Rüttelflug wird nach einer anderen Formel berechnet. Für den Rüttelflug ($v_f \rightarrow 0 \text{ ms}^{-1}$) geht P_{ind} nach obiger Gleichung gegen 0.)

Der von Kopf, Rumpf und Schwanz erzeugte Auftrieb, A_{R+S} , wurde wie in 3.11.3.2 beschrieben bestimmt und bei der Berechnung von P_{ind} von der Gewichtskraft des Vogels, $M \cdot g$, subtrahiert. Somit ergibt sich für die Berechnung der induzierten Leistung nach PENNYCUICK die Gleichung

$$P_{\text{ind}} = \frac{2 \cdot k \cdot (M \cdot g - A_{R+S})^2}{\rho \cdot v_f \cdot \pi \cdot (2 \cdot b)^2} \quad [\text{Gl. 3.134}]$$

2. Ansatz nach RAYNER (1979 a,b,c und mündl. Mitteilungen)

In einem zweiten Ansatz wurde die induzierte Leistung nach der Ringwirbeltheorie von RAYNER aus der Flügelschlagfrequenz, f , und der Energie des bei jedem Flügelabschlag entstehenden Ringwirbels, P_{Ring} , berechnet.

$$P_{\text{ind}} = f \cdot P_{\text{Ring}} \quad [\text{Gl. 3.135}]$$

Die entstehenden Wirbelringe werden als elliptisch geformt angenommen. Die Eigenenergie der Ringwirbel, P_{Ring} , berechnet sich dann aus

$$P_{\text{Ring}} = 0.5 \cdot \rho \cdot \Gamma^2 \cdot R \cdot \overline{P_{\text{Ring}}} \quad [\text{Gl. 3.136}]$$

R bezeichnet den äußeren Ringradius, Γ ist die Zirkulation der Wirbel im Nachlauf. $\overline{P_{\text{Ring}}}$ bezeichnet das dimensionslose Maß für die Eigenenergie des neuen Rings, der nach dem Ablösen des vorherigen Wirbelringes beim nächsten Abschlag erzeugt wird, und berechnet sich aus

$$\overline{P_{\text{Ring}}} = \ln\left(\frac{8}{R_0}\right) - \frac{7}{4} \quad [\text{Gl. 3.137}]$$

$\overline{R_0}$ ist ein dimensionsloses Maß für die Bestimmung des Kernradius des Ringwirbels in Abhängigkeit von der Halbspannweite der Flügel und wurde mit 0.171 angenommen, wie ihn RAYNER (mündliche Information) für seine Berechnungen in WARD et al. (2001) verwendet hat.

Der Ringradius berechnet sich aus den Ellipsenachsen a_R und b_R der Wirbel aus

$$R = \frac{\sqrt{a_R \cdot b_R}}{2} \quad [\text{Gl. 3.138}]$$

Die Ellipsenachsen a_R und b_R wurden aus folgenden Formeln berechnet:

$$a_R = k_{\text{Rf}} \cdot \sqrt{s_z^2 + s_x^2} \quad [\text{Gl. 3.139}]$$

$$b_R = 2 \cdot b \cdot k_{\text{Rf}} \quad [\text{Gl. 3.140}]$$

Der Ringwirbelfaktor, k_{Rf} , bezeichnet dabei das Verhältnis der Durchmesser von Ab- und Aufschlagwirbel (wake spacing) und wurde mit 0.8 angenommen. SPEDDING (1987 a,b) fand bei seinen Versuchen einen theoretischen Wert von 0.785. Bei einem gleitfliegenden Turmfalken wurden vom gleichen Autor 0.76 gemessen (SPEDDING 1987 a), beim Schlagflug 0.85 bis 0.95 (SPEDDING 1987 b).

s_z und s_x bezeichnen den Weg, den die Flügel während des Abschlags relativ zur Luft in z- und x-Richtung zurücklegen. Sie wurden aus

$$s_z = 2 \cdot b \cdot \sin(\delta) \cdot \sin(\mu) \quad [\text{Gl. 3.141}]$$

$$s_x = \frac{v_w \cdot \tau}{f} + 2 \cdot b \cdot \sin(\delta) \cdot \cos(\mu) \quad [\text{Gl. 3.142}]$$

berechnet. Dabei steht f für die momentane Flügelschlagfrequenz, δ für die Flügelschlagamplitude und μ für den Schlagneigungswinkel. τ bezeichnet die Abschlagsrate; sie ist definiert als

$$\tau = \frac{d_{ab}}{d_{ab} + d_{auf}} \quad [\text{Gl. 3.143}]$$

Die Zirkulation, Γ , wurde berechnet aus

$$\Gamma = \frac{\sqrt{(M \cdot g - W_{\text{par},v})^2 + (W_{\text{par},h} + W_{\text{pro}} + W_{\text{Maske}})^2}}{f \cdot \rho \cdot A_{\text{Ring}}} \quad [\text{Gl. 3.144}]$$

mit

$$W_{\text{par},v} = A_{e,v} \cdot 0.5 \cdot v_F^2 \quad [\text{Gl. 3.145}]$$

und

$$W_{\text{par},h} = A_{e,h} \cdot 0.5 \cdot v_F^2 \quad (\text{vgl. Gl. 3.121 bis Gl. 3.124}) \quad [\text{Gl. 3.146}]$$

A_{Ring} bezeichnet die Projektionsfläche des elliptischen Wirbels und wurde aus

$$A_{\text{Ring}} = \frac{1}{4} \cdot \pi \cdot a_R \cdot b_R \quad [\text{Gl. 3.147}]$$

berechnet.

W_{pro} wurde nach 3.12.4 berechnet. Die vertikale Komponente von $\overrightarrow{W_{\text{pro}}}$ wurde nicht berücksichtigt.

3. Kombierter Ansatz nach RAYNER (1979 a,b,c; mündl. Mitteilungen) und GESSER (1998)

In einem dritten Ansatz wurde die induzierte Leistung nach der Ringwirbeltheorie von RAYNER wie im vorherigen Ansatz berechnet. Jedoch wurde der Einfluss des zusätzlichen Auftriebs von Kopf, Rumpf und Schwanz auf die Gewichtskraft des Vogels anhand der Messungen von GESSER (1998) und der berechneten Geraden für den jeweiligen Rumpfanstellwinkel und die Schwanzspreizung nach 3.11.3.2 auf die induzierte Leistung berücksichtigt, indem der Auftrieb von Rumpf, Kopf und Schwanz bei der Berechnung der Zirkulation von der Gewichtskraft des Vogels subtrahiert wird. Die vertikale Komponente von $\overrightarrow{A_e}$ findet in diesem Ansatz keine Berücksichtigung, sondern wird durch A_{R+S} aus der berechneten Gerade für die Rumpfwiderstandsmessungen der Teilmodelle B und C nach GESSER (1998) ersetzt. Die Zirkulation, Γ , wird nach [Gl. 3.144] mit $W_{\text{par},v} = A_{R+S}$ und $W_{\text{par},h} = W_{R+S} + W_{\text{Beine}}$ berechnet.

3.12.4 Profilleistung P_{pro}

Die Profilleistung wurde auf zwei Arten berechnet.

1. Ansatz nach PENNYCUICK (1975, 1989)

Nach diesem Ansatz wurde P_{pro} berechnet nach

$$P_{\text{pro}} = 0.877 \cdot k^{0.75} \cdot \frac{(M \cdot g - A_{R+S})^{1.5} \cdot A_e^{0.25}}{\sqrt{\rho} \cdot \left(\pi \cdot \frac{(2 \cdot b)^2}{4} \right)} \quad [\text{Gl. 3.148}]$$

mit A_e nach TUCKER (1973), A_{R+S} nach 3.11.3.2 aus den Regressionsgleichungen nach GESSER (1998) und $k=1.2$ (vgl. 3.12.2). Nach diesem Ansatz wird die Profilleistung als konstantes Vielfaches der absoluten Minimalleistung angesehen, bei der ein idealer Vogel die geringste Leistung aufbringen muss – das Minimum der Geschwindigkeits-Leistungskurve. Diese absolute Minimalleistung ist von der Gewichtskraft (abzüglich des von Rumpf und Schwanz erzeugten Auftriebs, A_{R+S}) und der Flügelspannweite des Vogels abhängig.

2. Ansatz nach RAYNER & WARD (1999)

In Anlehnung an die Propeller-Theorie (z.B. RAYNER & WARD 1999; NORBERG 1990) wurde die Profilleistung berechnet nach

$$P_{\text{pro}} = 0.5 \cdot \rho \cdot C_{W\text{pro}} \cdot A_{2\text{Flügel}} \cdot v_F^3 \quad [\text{Gl. 3.149}]$$

mit $C_{W\text{pro}} = 0.02$ (RAYNER 1979 b).

Dieser Ansatz berücksichtigt die Vorwärtsbewegung des Vogels selbst, ist also vom physikalischen Geschehen her dem Ansatz nach PENNYCUICK (1975, 1989) vorzuziehen. Diese Gleichung gilt allerdings nur für den horizontalen Vorwärtsflug mit einer gewissen Mindestgeschwindigkeit. Für den Rüttelflug ($v_F \rightarrow 0 \text{ ms}^{-1}$) geht P_{pro} nach obiger Gleichung gegen 0.

Für die Fläche beider Flügel, $A_{2\text{Flügel}}$, wurden die auf S. 56 berechneten maximalen Flächen während des Abschlags von linkem Hand- und Armfittich addiert und mit zwei multipliziert. Da die berechneten Flügelteilflächen auf Grund der vereinfachten geometrischen Annahmen (Dreieck bzw. ebenes Viereck) zu klein waren, wurden diese für die Berechnung der Leistung mit dem Faktor 1.2 multipliziert (vgl. 3.10.4.4):

$$A_{2\text{Flügel}} = 1.2 \cdot (A_{3,5,6} + A_{2,3,6,7}) \cdot 2 \quad [\text{Gl. 3.150}]$$

Bei allen Berechnungen der mittleren Teilleistungen für die ausgewählten Flugszenen wurde mit den Mittelwerten der Schlagparameter der fünf aufeinander folgenden Flügelschläge gerechnet.

4 Ergebnisse

4.1 Kinematik

4.1.1 Rumpfkinematik

4.1.1.1 Translation des Rumpfes

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Die x-Koordinate des angenäherten Körpermittelpunktes, $x_{g,15}(t)$, ändert sich bei den Flügen ohne respiratorische Maske bei allen Windgeschwindigkeiten nur geringfügig, der Vogel macht also nur minimale Vor- und Rückwärtsbewegungen (vgl. Abb. 7.17). Ähnliches gilt für die Seitdrift bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ und 8 ms^{-1} , die von $y_{g,15}(t)$ beschrieben wird. Auch die Flughöhe in Bezug auf den Nullpunkt des geodätischen Achsensystems, $h_{g,15}(t)$, ändert sich bei diesen beiden Flügen nur minimal. (Damit alle drei Raumkoordinaten sinnvoll in einer Grafik dargestellt werden konnten, wurde für $h_g(t)$ die Flughöhe in Bezug auf den Nullpunkt des geodätischen Achsensystems angenommen, der in etwa in der Mitte der Flugstrecke liegt. Damit könnte $h_g(t)$ theoretisch auch negativ werden, wenn der Star unterhalb dieser Höhe fliegen würde, was aber bei den untersuchten Flügen nicht der Fall war.)

Bei den beiden größeren Windgeschwindigkeiten ist eine leichte Seitwärtsbewegung nach rechts zu erkennen. Dabei sinkt der Körpermittelpunkt bei einer Windgeschwindigkeit von 10 ms^{-1} während der fünf Flügelschläge leicht nach unten ab. Bei der größten Windgeschwindigkeit sinkt der Vogel zuerst und kehrt die Bewegungsrichtung mit dem 3. Abschlager um und beginnt zu steigen.

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Bei den Flügen mit respiratorischer Maske sind die Translationen des Körpermittelpunktes mit Ausnahme des Fluges bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ deutlich größer (vgl. Abb. 7.18). Bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ bewegt sich der Körpermittelpunkt gleichzeitig leicht nach hinten und nach rechts. Bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ ist der Körpermittelpunkt während der ersten beiden Flügelschläge ortsfest. Ab dem dritten Flügelschlag bewegt sich der Star vorwärts-aufwärts und driftet zeitgleich nach links. Ähnlich sieht es bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ aus. Während der ersten beiden Flügelschläge sinkt der Star ganz leicht und wird minimal nach hinten abgetrieben, beginnend mit dem dritten

Abschlag bewegt er sich im Windkanal nach vorne und oben. Eine Seitwärtsbewegung nach links wird über alle Flügelschläge aufrecht erhalten.

Dass die Flüge mit respiratorischer Maske etwas unruhiger sind, wird auch aus den Zeitreihen der Raumbeschleunigungen des Körpermittelpunktes, $a_R(t)$, deutlich (vgl. Abb. 7.19 und Abb. 7.20). Insbesondere bei den beiden größten Windgeschwindigkeiten 10 ms^{-1} und 13 ms^{-1} sind die Auf- und Abwärtsbeschleunigungen, $a_{R,h}(t)$, bei den Flügen mit respiratorischer Maske deutlich größer als ohne Maske. Dies deutet bereits auf die bei den Flügen mit Maske erhöhten Flügelschlagfrequenzen hin, die zudem zu einer zeitlichen Stauchung der Beschleunigungskurven bei den Flügen mit Maske führt. Bei allen Flugbedingungen wechseln sich Auf- und Abwärtsbeschleunigungen ziemlich regelmäßig ab. Die Aufwärtsbeschleunigungen sind während des Abschlags meistens etwas größer als im Aufschlag. Mit zunehmender Windgeschwindigkeit sind insgesamt weniger Beschleunigungsspitzen pro Flügelschlag zu erkennen. Dies gilt sowohl für $a_{R,h}(t)$ als auch für $a_{R,x}(t)$. Auch für $a_{R,x}(t)$ folgen die Beschleunigungsspitzen sehr regelmäßig aufeinander, in jedem Teilschlag werden Vorwärts- und Rückwärtsbeschleunigungsspitzen erreicht. Eine zeitliche Korrelation zwischen Vorwärts- und Aufwärtsbeschleunigung des Körpermittelpunktes ist nicht deutlich zu erkennen, die Kurven von $a_{R,x}(t)$ und $a_{R,h}(t)$ verlaufen nur zum Teil parallel zueinander.

Insgesamt nehmen also die Translationen des Körpermittelpunktes beim Flug mit respiratorischer Maske zu, die Rumpfbeschleunigungsspitzen werden größer und es treten insgesamt weniger Beschleunigungsspitzen auf, was auch durch die zunehmende Flügelschlagfrequenz bedingt ist.

4.1.1.2 Rotation: Eulerwinkel des Rumpfes

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Erwartungsgemäß schwankt das Azimut, $\Psi_R(t)$, bei allen Flügen nur geringfügig um maximal $\pm 5^\circ$, meist um die Nulllage (vgl. Abb. 7.21 und Abb. 7.22). Der Vogel behält also seine im Wesentlichen durch die Windrichtung bestimmte Orientierung der Körperlängsachse während des Beobachtungszeitraums bei. Werte größer Null entsprechen einer Drehung des Rumpfes im Uhrzeigersinn, vom Vogel aus gesehen nach rechts (vgl. Abb. 7.9).

Der Längsneigungswinkel (Rumpfanstellwinkel), $\Theta_R(t)$, schwankt bei den meisten Flügen deutlich stärker als das Azimut. $\Theta_R(t)$ ist immer positiv, mit steigender Windgeschwindigkeit nimmt der durchschnittliche Längsneigungswinkel von ca. 28° - 30° bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ auf etwa

13° - 15° bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ ab. Dies bedeutet, dass der Star mit zunehmender Windgeschwindigkeit seine Körperlängsachse weniger stark gegen die Windrichtung anstellt, er aber immer vorne aufgerichtet ist. Da der angenäherte Körpermittelpunkt, P15, etwas höher liegt als der tatsächliche Körpermittelpunkt, ist der tatsächliche Rumpfanstellwinkel durch die Körperlängsachse um etwa 4° - 5° geringer. Zudem schwankt der Längsneigungswinkel flügelschlaggebunden. Etwa zum Zeitpunkt der oberen Flügelschlagumkehr wird das Maximum erreicht, das Minimum wird meist in der Mitte des Abschlags durchlaufen, der Vogel senkt während des Abschlags seinen Vorderkörper ab. Die Schwankungen zwischen Maximum und Minimum fallen mit zunehmender Windgeschwindigkeit geringer aus. Bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ betragen die Änderungen von $\Theta_R(t)$ zwischen den Teilschlägen etwa 10° , bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ sind es nur noch 2° .

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Unterschiede im Azimut, $\Psi_R(t)$, zwischen den Flügen mit und ohne respiratorische Maske sind kaum zu erkennen, wenn auch $\Psi_R(t)$ bei den Flügen mit respiratorischer Maske etwas stärker schwankt als bei den Flügen ohne Maske.

Der Längsneigungswinkel, $\Theta_R(t)$, ist bei den Flügen mit respiratorischer Maske bei gleicher Windgeschwindigkeit stets kleiner als ohne Maske, die Körperlängsachse ist also weniger stark angestellt. Dies deutet darauf hin, dass der Star durch den geringeren Längsneigungswinkel den zusätzlichen Widerstand von Maske und Schlauch zu verringern sucht, indem er die Angriffsfläche für den Wind verkleinert. Oder aber das flügelschlaggebundene Nickmoment wird durch Maske und Schlauch in pronatorischer Richtung so vergrößert, dass der Vogel vornüber zu kippen droht und der Längsneigungswinkel deshalb kleiner ist als ohne Maske.

Auch am Rumpflängsneigungswinkel ist der mit respiratorischer Maske unruhigere Flug zu erkennen, die Änderungen fallen mit respiratorischer Maske größer aus. Beim Flug mit Maske wird ebenfalls der Vorderkörper in der Mitte des Abschlags abgesenkt und mit zunehmender Windgeschwindigkeit fällt die Absenkung geringer aus.

Zusammenfassend ergibt die Untersuchung der Rumpfkinematik Folgendes: Der Flug mit Maske ist unruhiger, d.h. die translatorischen Schwankungen des Rumpfes sind mit Maske größer als ohne Maske. Der Längsneigungswinkel des Rumpfes (Rumpfanstellwinkel) ist mit Maske kleiner als ohne. Er korreliert unter beiden Bedingungen negativ mit der Fluggeschwindigkeit.

4.1.2 Flügelkinematik

4.1.2.1 Translation des Flügels im azimuthfesten Achsensystem

4.1.2.1.1 Trajektorien von Handwurzelgelenk und Handschwingenspitze in Dreitafelprojektion

Die Trajektorien der Flüge bei 10 ms^{-1} mit und ohne respiratorischer Maske werden im Folgenden nicht besprochen, da der Star beim Flug mit Maske während der letzten beiden Flügelschläge stark beschleunigt hat.

Die Ausdrücke Streckung, Spreizung und Abduktion zum einen sowie Zusammenlegen und Adduktion zum anderen (bzw. die entsprechenden Verben) werden synonym gebraucht. Sie beziehen sich auf eine Bewegung in der Ebene des Arm- bzw. Handfittichs.

Einfluss der Windgeschwindigkeit

- Windgeschwindigkeit 6 ms^{-1}

Die Raumbahnen des Handwurzelgelenkes, P3, erscheinen in der $x_a z_a$ -Ebene sehr schmal: Das Handwurzelgelenk wird während des Abschlags auf einer Bahn von hinten oben nach vorne unten und im Aufschlag in der $x_a z_a$ -Ebene fast auf der gleichen Bahn zurück bewegt. Dabei liegt die Bahn des Handwurzelgelenks in dieser Projektion auf der Bahn, welche die Handschwingenspitze während des mittleren Abschlags beschreibt (vgl. Abb. 7.23). Dies bedeutet, dass der Handfittich in der Mitte des Abschlags gerade zur Seite gestreckt und stark gespreizt wird.

In der Aufsicht ($x_a y_a$) ist die Bahn des Handwurzelgelenks ellipsenförmig. Zu Beginn des Abschlags wird der Armfittich zuerst gestreckt, dann kommt eine Bewegungskomponente nach vorne hinzu. In der $y_a z_a$ -Projektion ist zu erkennen, dass das Handgelenk im späten Abschlag wieder zum Körper herangebracht wird. Während des Aufschlags wird das Handwurzelgelenk in einem konstanten Abstand von etwa 3.5 cm vom Körpermittelpunkt, P15, nach oben geführt, in der Mitte des Abschlags ist der Armfittich gestreckt, in der Mitte des Abschlags auf Höhe des Körpermittelpunktes ist das Handgelenk etwa 7 cm von diesem entfernt.

In der $x_a z_a$ -Ebene sind die Raumbahnen der 8. Handschwinge deutlich ellipsenförmig ausgeprägt, die Handschwingenspitze beschreibt ähnlich wie die Handwurzel während des Abschlags eine Bahn von hinten oben nach vorne unten und überstreicht die Bahn des Handwurzelgelenkes in der Mitte des Abschlags, der Handfittich ist in der Verlängerung des

Handwurzelgelenks gerade zur Seite gestreckt. In der zweiten Hälfte des Abschlags wird der Handfittich nach unten vorne und dabei aber gleichzeitig an den Körper herangeführt (vgl. die $y_a z_a$ -Projektion), der Handfittich bleibt gestreckt.

Im ersten Teil des Aufschlags wird die Handschwingenspitze nach hinten und oben parallel zur Körperlängs- und -hochachse geführt, die Spreizung des Handfittichs wird dabei geringer, der Handfittich wird also adduziert. In der Mitte des Aufschlags ist der Handfittich bereits leicht abduziert und wird bis zum Erreichen des oberen Flügelschlagumkehrpunkts vollends gespreizt.

- Windgeschwindigkeit 8 ms^{-1}

Die mittlere Schlagneigung der Handwurzel gegen die Horizontale ist gegenüber dem Flug bei 6 ms^{-1} deutlich steiler (vgl. Abb. 7.25). Dies gilt ebenso für die mittlere Schlagneigung der 8. Handschwinge.

Die Schlagamplituden von Handgelenk und Flügelspitze sind etwas kleiner als bei 6 ms^{-1} . Das Handgelenk wird während des Aufschlags - wie auch bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ - etwa 3.5 cm vom Körpermittelpunkt entfernt nach oben geführt. Beim Abschlag wird der Armfittich etwas weniger stark gestreckt als bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$, das Handgelenk ist auf Höhe des Körpermittelpunktes 6 cm von diesem entfernt.

In der Mitte des Abschlags wird die Schwingenspitze weiter caudal nach unten geschlagen, der Handfittich ist weniger stark abduziert als bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$. Die Charakteristiken der Bahnformen in der $y_a z_a$ -Projektion bei den Windgeschwindigkeiten 6 ms^{-1} und 8 ms^{-1} unterscheiden sich nicht voneinander.

- Windgeschwindigkeit 13 ms^{-1}

Bei der höchsten Windgeschwindigkeit ändern sich die Trajektorien des Handwurzelgelenks gegenüber $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ wenig. In der $x_a z_a$ -Projektion sieht man, dass die mittlere Schlagneigung nahezu vertikal verläuft. Die Amplitude ist nur minimal vergrößert.

In der $y_a z_a$ -Projektion sind die Handgelenksbahnen denen bei 6 ms^{-1} sehr ähnlich. Während des Aufschlags wird das Handgelenk ähnlich wie bei den anderen Windgeschwindigkeiten etwa 3 cm seitlich vom Körpermittelpunkt nach oben geführt.

In der $x_a y_a$ -Ebene sind die Trajektorien des Handwurzelgelenks nicht mehr ellipsenförmig, sie liegen stattdessen etwa 5 cm vor dem Körpermittelpunkt und verlaufen parallel zur y_a -Achse. Der Armfittich wird während des Abschlags abduziert.

Wie aus der $x_a z_a$ -Projektion ersichtlich wird, ist die Schlagneigung der 8. Handschwinge gegen die Horizontale bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ ebenfalls nahezu vertikal. Die Schlagamplitude ist

gegenüber den beiden niedrigeren Windgeschwindigkeiten etwas erhöht. Während des Abschlags ist die Trajektorie der 8. Handschwinge gegenüber den niedrigeren Windgeschwindigkeiten deutlich nach caudal verschoben, da der Handfittich während des Abschlags im Handgelenk nicht so stark gespreizt wird wie bei kleineren Fluggeschwindigkeiten.

Die $y_a z_a$ -Projektion zeigt, dass die 8. Handschwinge während der ersten Hälfte des Aufschlags etwas näher am Körper nach oben geführt wird als bei den niedrigeren Geschwindigkeiten.

In der $x_a y_a$ -Ebene ist die Handschwingenbahn bananenförmig, was im Vergleich zu den Trajektorien bei niedrigeren Windgeschwindigkeiten durch die geringere Streckung des Handfittichs während des späten Aufschlags und des frühen Abschlags bedingt ist.

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

- Windgeschwindigkeit 6 ms^{-1}

Die Trajektorien der beiden Flüge bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ mit und ohne respiratorische Maske unterscheiden sich in der Seitenansicht und der Aufsicht nur wenig voneinander.

Während des Abschlags wird das Handwurzelgelenk beim Flug mit Maske etwas weniger nach vorne bewegt als beim Flug ohne Maske (vgl. $x_a y_a$ -Projektion).

Auch in der $y_a z_a$ -Projektion sind nur geringfügige Unterschiede in den Trajektorien mit und ohne Maske zu erkennen: Beim Flug ohne Maske wird zu Beginn des Abschlags das Handwurzelgelenk mehr auswärts als abwärts bewegt, der Armfittich wird also eher gestreckt bzw. entfaltet als abwärts geschlagen. Dagegen setzt beim Flug mit Maske unmittelbar nach dem oberen Umkehrpunkt eine deutliche Abwärtsbewegung des Handgelenks ein. Während des Aufschlags wird das Handwurzelgelenk - unter beiden Flugbedingungen - in annähernd konstantem Abstand von etwa 3.5 cm vom Körpermittelpunkt nach oben geführt, in der Mitte des Abschlags ist der Armfittich gestreckt und das Handgelenk ist etwa 7 cm vom Körpermittelpunkt entfernt. Bei den Trajektorien der Handschwingenspitze ist die Ellipsenlängsachse und damit die Schlagamplitude beim Flug mit Maske etwas größer als beim Flug ohne Maske. Die Handschwingenspitze wird im späten Aufschlag beim Flug mit Maske nahezu vertikal und näher am Körper nach oben geführt als beim Flug ohne Maske (vgl. auch die $x_a y_a$ -Projektion). Ohne Maske wird der Handfittich bereits etwa in der Mitte des Aufschlags auf der Höhe des Körpermittelpunktes leicht gestreckt.

- Windgeschwindigkeit 8 ms^{-1}

Bei dieser Windgeschwindigkeit lassen sich deutliche Unterschiede zwischen dem Flug mit und ohne respiratorische Maske erkennen: Mit Maske ist die vertikale Amplitude deutlich

erhöht ($x_a y_a$ - und $y_a z_a$ -Projektion) und der Armfittich wird beim Abschlag etwas stärker gestreckt als ohne Maske ($y_a z_a$ - und $x_a y_a$ -Projektion). Bei zwei Flügelschlägen mit Maske wird der Handfittich zu Beginn des Aufschlags etwa 3 cm näher am Körper nach oben geschlagen als ohne Maske ($x_a y_a$ -Projektion). Beim Flug mit Maske überstreicht die Handschwingenbahn in der $x_a z_a$ -Projektion im mittleren Abschlag die Bahn der Handgelenkswurzel, ohne respiratorische Maske wird die Handschwinge weiter caudal nach unten geschlagen. Möglicherweise ist diese Verlagerung der Handschwingenbahn nach rostrad während des Abschlags durch das supinatorische Nickmoment bedingt, welches durch Maske und Schlauch erzeugt wird. Durch die Verlagerung der Abschlagsbewegung nach rostrad beim Flug mit Maske wird diesem Nickmoment entgegengewirkt.

- Windgeschwindigkeit 13 ms^{-1}

Die Handgelenksbahnen beim Flug mit und ohne respiratorische Maske zeigen nur wenig Unterschiede: Mit Maske ist die vertikale Amplitude etwas größer, die mittlere Schlagneigung ist nahezu vertikal ($x_a z_a$ -Projektion). Das Handgelenk wird beim Flug mit Maske am Ende des Aufschlags etwas näher an den Körper herangeführt als beim Flug ohne Maske.

Die $y_a z_a$ -Projektion zeigt, dass beim Flug ohne Maske die Bewegung der Handschwingenspitze im zweiten Teil des Aufschlags seitlich vom Körper weg geht, der Handfittich also gestreckt wird, während die Bewegung beim Flug mit Maske in etwa parallel zum Körper verläuft. In der $x_a y_a$ -Ebene ist zu sehen, dass die 8. Handschwinge während des frühen Aufschlags beim Flug mit respiratorischer Maske sehr nah entlang der Körperhochachse nach oben geführt wird, die Bahnen zeigen insgesamt einen ungleichmäßigeren Verlauf als beim Flug ohne Maske. Die Bahn der Handschwingenspitze ist während des Abschlags weniger stark nach caudad verlagert als beim Flug ohne Maske, der Handfittich ist beim Flug mit Maske stärker abduziert.

Die Raumbahnen von Handgelenk und der Spitze der 8. Handschwinge sind bei den Flügen mit respiratorischer Maske unruhiger und unregelmäßiger als bei den Flügen ohne Maske. Die Schlagamplitude ist mit Maske größer als ohne und sie nimmt mit steigender Fluggeschwindigkeit zu. Auch die Neigung gegen die Horizontale wird mit steigender Fluggeschwindigkeit steiler, ein Einfluss der Maske ist aber nicht zu erkennen. Mit Maske ist der Handfittich stärker gespreizt als ohne Maske. Die Abschlagsbewegung der Handschwingenspitze ist beim Flug mit Maske deutlich nach rostrad verschoben.

4.1.2.1.2 Mittlere Schlagneigung gegen die Horizontale

Der Winkel der mittleren Schlagneigung des Handfittichs gegen die Horizontale, μ , steigt mit zunehmender Windgeschwindigkeit sowohl bei den Flügen mit als auch ohne Maske an, die mittlere Schlagneigung gegen die Horizontale wird stärker (vgl. Abb. 7.31 b). Die größere Schlagneigung deutet auf vermehrte Schubproduktion bei zunehmender Windgeschwindigkeit hin.

Die Schlagneigungen für den Ab- und Aufschlag sind nicht immer gleich groß. Einmal ist der Abschlagswinkel größer, mal der Aufschlagswinkel, oft sind beide in etwa identisch. Dies ist unabhängig von der Fluggeschwindigkeit und dem Tragen der Maske (vgl. Abb. 7.29 und Abb. 7.30).

Die errechneten Werte für μ ähneln sich bei den Flügen mit und ohne Maske bei gleicher Windgeschwindigkeit. Mit Maske schwankt μ mit Ausnahme von $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ stärker als ohne respiratorische Maske, was bereits bei Betrachtung der Trajektorien zu vermuten war.

4.1.2.1.3 Flügelschlagamplitude

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Bei den Flügen ohne Maske werden die größten Flügelschlagamplituden mit 105° bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ gemessen, während sie bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ mit 85° am kleinsten sind. Bei der größten Windgeschwindigkeit werden die Amplituden wieder größer und erreichen im Mittel 93° (vgl. Abb. 7.31 a). Ab- und Aufschlagamplituden unterscheiden sich nicht systematisch voneinander (vgl. Abb. 7.29 und Abb. 7.30).

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Die Flügelschlagamplituden sind - bei gleicher Windgeschwindigkeit - bei den Flügen mit Maske bei allen Windgeschwindigkeiten größer als bei den Flügen ohne Maske, was schon bei Betrachtung der Trajektorien auffiel. Die Unterschiede betragen bei den beiden größten Windgeschwindigkeiten im Mittel 30° . Ohne Maske ist die Schlagamplitude bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ am kleinsten, mit Maske bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$, und bei der höchsten Windgeschwindigkeit unter beiden Bedingungen am größten. Allerdings unterscheiden sich die Mittelwerte mit 112° bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ und 108° bei 8 ms^{-1} bei den Flügen mit Maske nur geringfügig voneinander. Bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske werden maximale Amplituden von 130° erreicht (vgl. Abb. 7.30 d). Die größeren Amplituden bei den Flügen mit Maske deuten darauf hin, dass der Vogel vermehrt Hub und Schub erzeugen muss, um das zusätzliche Gewicht und den zusätzlichen Widerstand von Maske und Schlauch zu kompensieren.

4.1.2.1.4 Ab- und Aufschlagdauer und Flügelschlagfrequenz

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Bei den Flügen mit $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ und 8 ms^{-1} ohne Maske dauern die Abschlüge im Mittel 57.8 ms bzw. 56.9 ms, mit steigender Windgeschwindigkeit wird der Aufschlag kürzer und ist bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ nur noch 50.4 ms lang (vgl. Abb. 7.32 und Abb. 7.34 a). Umgekehrt verhält es sich mit den Aufschlagdauern, d_{auf} , die positiv mit der Windgeschwindigkeit korreliert sind. Die kürzeste mittlere Aufschlagdauer von 44.2 ms wird bei der kleinsten Windgeschwindigkeit erreicht, bei größeren Windgeschwindigkeiten dauert der Aufschlag länger. Bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ und 13 ms^{-1} sind die Aufschlagdauern d_{auf} mit im Mittel 50.7 bzw. 50.9 ms nahezu identisch.

Mit zunehmender Windgeschwindigkeit nimmt der Aufschlag einen größeren Anteil des gesamten Flügelschlages in Anspruch. Bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ ist d_{auf} im Mittel um 13.6 ms kürzer als d_{ab} , bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ dauert der Aufschlag 0.3 ms länger als der vorausgegangene Aufschlag, Aufschlagdauer und Aufschlagdauer sind nahezu gleich. Die Abschlagsrate, τ , ist bei den Flügen ohne Maske negativ mit der Windgeschwindigkeit korreliert, sie fällt von 0.567 bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ auf 0.498 bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$.

Die gesamte Dauer eines Flügelschlages bleibt bei den Flügen ohne Maske in etwa konstant, die mittlere Flügelschlagfrequenz liegt zwischen 9.5 und 9.9 Hz (vgl. Abb. 7.34 b) die mittlere Schlagfrequenz ist also unabhängig von der Fluggeschwindigkeit. Die momentanen Flügelschlagfrequenzen variieren innerhalb der einzelnen Flügelschläge nur wenig (vgl. Abb. 7.35).

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Die Aufschlagdauer beim Flug mit Maske ist bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ mit im Mittel 57.6 ms am größten und korreliert ebenfalls negativ mit der Windgeschwindigkeit, d_{ab} dauert bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ nur noch 42.4 ms (vgl. Abb. 7.33 und Abb. 7.34 a). Bei der kleinsten Geschwindigkeit ist d_{ab} unabhängig vom Tragen der Maske, mit zunehmender Geschwindigkeit ist die Aufschlagdauer bei den Flügen mit Maske verringert. Der größte Unterschied von 10.2 ms ergibt sich bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ mit im Mittel 44.0 ms mit Maske gegenüber 54.2 ms ohne Maske. Ähnlich wie bei den Flügen ohne Maske steigt auch mit Maske die Aufschlagdauer d_{auf} von 39.3 ms bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ auf 41.5 ms bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ leicht an, wird dann aber mit zunehmender Windgeschwindigkeit geringer (vgl. Abb. 7.34 a). Bei der größten Windgeschwindigkeit dauert der Aufschlag nur noch 35.3 ms, er ist damit um 15.4 ms kürzer als d_{auf} bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske. Die Abschlagsrate, τ , verringert sich bei den Flügen mit

Maske von 0.595 bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ auf 0.537 bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$, bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ ist $\tau = 0.546$.

Beim Flug mit Maske ist τ damit bei allen Windgeschwindigkeiten größer als ohne Maske.

Mit Maske verringert sich die gesamte Flügelschlagdauer mit zunehmender Windgeschwindigkeit deutlich. Bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ liegt sie bei 77.1 ms und ist damit deutlich kleiner als bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ mit 97.6 ms. Damit steigt die mittlere Flügelschlagfrequenz als Kehrwert der mittleren Flügelschlagdauer mit zunehmender Windgeschwindigkeit von 10.2 Hz bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ auf 13.0 Hz bei der größten Windgeschwindigkeit (vgl. Abb. 7.34 b).

Die Schwankungen der momentanen Flügelschlagfrequenz f_k nehmen mit Maske zumindest bei den Windgeschwindigkeiten bis einschließlich $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ deutlich zu (vgl. Abb. 7.35 und Abb. 7.36). Der unruhigere Flug mit Maske kommt also auch in der stärker schwankenden Flügelschlagfrequenz zum Ausdruck.

Den zusätzlichen Widerstand und das zusätzliche Nickmoment von Maske und Schlauch versucht der Star also durch Erhöhung sowohl der Schlagamplitude als auch der Schlagfrequenz auszugleichen, wobei die Aufschlagdauer stärker reduziert wird als die Abschlagdauer. Mit zunehmender Windgeschwindigkeit nimmt der Aufschlag beim Flug ohne Maske einen immer größeren Anteil des Flügelschlages ein, bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ dominiert er ganz leicht. Mit respiratorischer Maske ist die Abschlagsrate τ dagegen bei allen Windgeschwindigkeiten größer als 0.5 und der Abschlag dominiert zeitlich den Flügelschlag, die Flügelschlagdauern unterliegen größeren Schwankungen. Bei den Flügen ohne Maske bleibt die Flügelschlagfrequenz konstant, mit Maske korreliert sie positiv mit der Fluggeschwindigkeit.

4.1.2.1.5 Schlagwinkelgeschwindigkeit $\omega(t)$

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Die Schlagwinkelgeschwindigkeit, $\omega(t)$, des Flügels ist bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske im Aufschlag um $400 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ bis $700 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ höher als im vorangegangenen Abschlag (vgl. Abb. 7.37), im Mittel ist $\omega(t)$ während des Aufschlags um $560 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ größer als im Abschlag, der Flügel wird also im Aufschlag deutlich schneller bewegt als im Abschlag (vgl. Abb. 7.39). Mit zunehmender Windgeschwindigkeit wird der Unterschied der Winkelgeschwindigkeit zwischen Ab- und Aufschlag geringer, bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ ist die Winkelgeschwindigkeit während des Abschlags im Mittel um 35°s^{-1} größer als $\omega(t)$ während des Aufschlags. Dies liegt daran, dass $\omega(t)$ von Ab- und Aufschlag einen U-förmigen Kurvenverlauf zeigt, das Minimum im Abschlag wird bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ ($\omega_{\min} = 1528 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$), das Minimum während des Aufschlags dagegen bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ ($\omega_{\min} = 1670 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$) durchlaufen, beide Kurven sind aber

gegeneinander verschoben. Mit zunehmender Windgeschwindigkeit steigen die Schlagwinkelgeschwindigkeiten während des Abschlags und des Aufschlags wieder an, der Flügel überstreicht einen größeren Winkel pro Zeiteinheit, $\omega(t)$ ist bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ mit $\omega(t) = 1859 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ während des Abschlags maximal.

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Mit respiratorischer Maske sind die Schlagwinkelgeschwindigkeiten des Flügels bei gleicher Windgeschwindigkeit größer als ohne Maske, die Differenz steigt mit zunehmender Windgeschwindigkeit an (vgl. Abb. 7.38 und Abb. 7.39). Am geringsten fallen die Unterschiede bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ aus, ω ist im Abschlag um $108 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ (6%), im Aufschlag um $475 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ (20%) höher als ohne Maske. Bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ sind die Winkelgeschwindigkeiten im Abschlag und Aufschlag um $513 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ bzw. $815 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ höher als ohne Maske. Bei der größten Windgeschwindigkeit betragen die Differenzen $994 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ im Abschlag bzw. $1684 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ im Aufschlag, beim Flug mit Maske wird der Flügel im Aufschlag also nahezu doppelt so schnell (+92%) bewegt wie ohne Maske.

Im Vergleich zu $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske steigt $\omega(t)$ im Abschlag um $631 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ (52%), im Aufschlag um $1005 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ (22%) an. Im Vergleich zum Flug ohne Maske mit 13 ms^{-1} ist $\omega(t)$ im Abschlag um $1094 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ (59%), im Aufschlag um $1684 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$ (92%) vergrößert.

Die Schlagwinkelgeschwindigkeit, $\omega(t)$, variiert mit Maske stärker zwischen den einzelnen Flügelschlägen als ohne Maske. Bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ ist in den letzten beiden Flügelschlägen sehr schön zu erkennen, dass der Star zum Gleitflug übergeht, $\omega(t)$ wird sehr klein.

Mit respiratorischer Maske wird der Flügel bedingt durch die größere Schlagamplitude $\delta(t)$ und die höhere Flügelschlagfrequenz deutlich schneller geschlagen als ohne Maske, die Schlagwinkelgeschwindigkeit erhöht sich bei der größten Windgeschwindigkeit im Abschlag um 59%, im Aufschlag um 92%. Mit Maske korreliert $\omega(v_w)$ für den Abschlag positiv mit der Windgeschwindigkeit, ohne Maske ist der Verlauf U-förmig. Die Schwankungen zwischen den einzelnen Winkelgeschwindigkeiten sind beim Flug mit Maske deutlich erhöht und dokumentieren den unruhigeren Flug mit Maske.

4.1.2.1.6 Betrag der Raumgeschwindigkeit des Handfittichschwerpunktes, P19

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Der Betrag der Geschwindigkeit des geometrischen Flächenschwerpunktes des Handfittichs im azimutfesten Achsenkreuz, $|v_{a,19}(t)|$, zeigt bei allen Windgeschwindigkeiten ein meist deutlich ausgeprägtes Maximum in der Mitte des Flügelabschlags (vgl. Abb. 7.40). Die Geschwindigkeitsmaxima von $|v_{a,19}(t)|$ liegen bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ bei etwa 5 ms^{-1} , bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$

sind sie weniger stark ausgeprägt und betragen etwa 4 ms^{-1} . Bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ nehmen die Geschwindigkeitsmaxima wieder auf etwa 5 ms^{-1} zu, bei der größten Windgeschwindigkeit treten sie am deutlichsten hervor und betragen etwa 5.5 ms^{-1} . An den Flügelschlagumkehrpunkten ist $|v_{a,19}(t)|$ minimal, bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ und 13 ms^{-1} wird das absolute Geschwindigkeitsminimum in der Mitte des Aufschlags erreicht, der Betrag der Raumgeschwindigkeit beträgt hier etwa 2 ms^{-1} .

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Die Graphen des Betrags der Geschwindigkeit des Handfittichschwerpunktes im azimutfesten Achsensystem $|v_{a,19}(t)|$ mit respiratorischer Maske (vgl. Abb. 7.41) unterscheiden sich bei allen Windgeschwindigkeiten deutlich von den Kurven ohne Maske. Die Geschwindigkeitsmaxima werden auch mit Maske in der Mitte des Abschlags erreicht, allerdings sind die Absolutwerte gegenüber der gleichen Geschwindigkeit ohne Maske erhöht, der Handfittich wird also noch schneller bewegt. Die Geschwindigkeitsmaxima korrelieren positiv mit der Windgeschwindigkeit. Bei der kleinsten Geschwindigkeit ($v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$) betragen sie im Mittel etwa 6 ms^{-1} , bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ werden im vierten und fünften Flügelschlag sogar 7.5 ms^{-1} erreicht. Bei den beiden anderen Windgeschwindigkeiten erreicht $|v_{a,19}(t)|$ Werte von fast 9 ms^{-1} . Direkt nach dem mittleren Aufschlagteil erreicht $|v_{a,19}(t)|$ ein weiteres kleines Maximum, der Handfittich wird hier mit einer Geschwindigkeit von 4.5 ms^{-1} bis 6.5 ms^{-1} bewegt, die Höhe der Geschwindigkeit zu diesem Zeitpunkt nimmt ebenfalls mit der Windgeschwindigkeit zu. Die Geschwindigkeitsminima am oberen und unteren Umkehrpunkt sind deutlicher ausgeprägt, aber auch hier sind die Werte mit Maske höher als ohne Maske.

Die zunehmende Flügelschlagfrequenz mit steigender Windgeschwindigkeit manifestiert sich bei den Flügen mit Maske in den höheren Geschwindigkeiten, mit denen der Handfittich schlägt. Verstärkend kommt die große Flügelschlagamplitude hinzu.

Der Einfluss dieser beiden Größen wird auch bei Betrachtung der Beschleunigungen des Handfittichschwerpunktes deutlich.

4.1.2.1.7 Betrag der Beschleunigung des Handfittichschwerpunktes, P19

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Der Betrag der Beschleunigung des Handfittichschwerpunktes im azimutfesten Achsensystem, $|a_a(t)|$, zeigt bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ deutlich ausgeprägte Maxima von etwa 400 ms^{-2} jeweils zu Beginn und am Ende des Abschlags, wo der Handfittich am stärksten beschleunigt wird (vgl. Abb. 7.42). Die Beschleunigungsminima treten jeweils etwa in der Mitte von Ab- und Aufschlag

auf. Bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ bleibt die Beschleunigung gegenüber der kleinsten Windgeschwindigkeit im Wesentlichen unverändert. Bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ sind die Beschleunigungsmaxima der letzten beiden Flügelschläge vor allem am Ende der Abschlüge erhöht. Der Betrag der Beschleunigung ist am Ende des Abschlugs um etwa $100\text{-}120 \text{ ms}^{-2}$ höher als zu Beginn des Abschlugs. Bei der größten Windgeschwindigkeit liegen die Beschleunigungsmaxima wiederum zu Beginn und am Ende des Abschlugs, das Abschlagsendemaximum ist wie schon bei den beiden mittleren Windgeschwindigkeiten höher als das Abschlagsanfangmaximum. Die Beschleunigung ist allerdings während des gesamten Abschlugs relativ konstant hoch und beträgt im Mittel etwa 400 ms^{-2} , während zumindest bei den beiden kleinsten Windgeschwindigkeiten ein deutlicher Abfall in der Mitte des Abschlugs zu beobachten ist.

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Der Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch auf $|a_a(t)|$ ist deutlich zu erkennen (vgl. Abb. 7.43). Bei allen Windgeschwindigkeiten sind die Beschleunigungsmaxima mit Maske deutlich erhöht, bei den beiden größten Windgeschwindigkeiten sind sie mit bis zu 900 ms^{-1} doppelt so groß wie ohne Maske. Das Beschleunigungsmaximum zu Beginn des Abschlugs wird bei den Flügen mit Maske zum Teil am Ende des Aufschlags oder am oberen Umkehrpunkt erreicht, der Star beschleunigt den Handfittich am Ende eines Flügelschlages beim Flug mit Maske also stärker als beim Flug ohne Maske.

Mit zunehmender Windgeschwindigkeit steigen die Geschwindigkeiten und die Beschleunigungen des Schwerpunktes des Handfittichs leicht an. Mit Maske nehmen die Geschwindigkeits- und Beschleunigungsspitzen deutlich zu, der Handfittich wird schneller bewegt, der Einfluss der Maske addiert sich auf den Einfluss der zunehmenden Windgeschwindigkeit. Die erhöhte Flügelschlagfrequenz bei den Flügen mit Maske spiegelt sich also deutlich in einer Erhöhung der Beschleunigungsspitzen und der Geschwindigkeit des Schwerpunkts des Handfittichs wider.

4.1.2.2 Rotationen des Arm- und Handfittichs

- Eulerwinkel des Armfittichs

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Das Azimut des Armfittichs, $\Psi_A(t)$, zeigt bei den Flügen ohne respiratorische Maske eine deutliche Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit (vgl. Abb. 7.44). Ein Azimut von 0° oder 180° bedeutet, dass die Projektion der Armfittichvorderkante (Vektor $\overrightarrow{P2P3}$) auf die

$x_{a,2}y_{a,2}$ -Ebene parallel zur $x_{a,2}$ -Achse verläuft; bei $\Psi_A = 0^\circ$ befindet sich das Handgelenk (P3) vor dem Schultergelenk (P2), bei $\Psi_A = 180^\circ$ dahinter. Bei $\Psi_A = 90^\circ$ steht die Armfittichvorderkante senkrecht auf der $x_{a,2}$ -Achse und ist zur rechten Seite gerichtet (P3 liegt rechts von P2).

Bei $v_W = 6 \text{ ms}^{-1}$ beträgt das Azimut zu Beginn des Abschlags 98° bis 110° , die Vorderkante des Armfittichs ist leicht nach hinten gerichtet. Während des Abschlags nimmt $\Psi_A(t)$ ab und erreicht am unteren Flügelumkehrpunkt 45° bis 55° . Die Armfittichvorderkante wird also während des Abschlags nach vorne geschwenkt. Während des Aufschlags steigt das Azimut schnell wieder an, die Armfittichvorderkante wird nach hinten bewegt, das maximale Azimut wird kurz vor oder am oberen Flügelschlagumkehrpunkt erreicht und beträgt zwischen 100° und 115° .

Mit steigender Windgeschwindigkeit wird die Amplitude der flügelschlagperiodischen Azimutschwingung bzw. der Drehschwingung des Armfittichs um die vertikale $z_{a,2}$ -Achse kleiner. Das maximale Azimut beträgt nur noch etwa 90° , das minimale 70° . Mit zunehmender Windgeschwindigkeit verlagert sich das maximale Azimut zeitlich vom Ende des Aufschlags zur Mitte des Abschlags.

Der Längsneigungswinkel, $\Theta_A(t)$, spiegelt in seinem zeitlichen Verlauf die vertikale Flügelschlagkomponente wider. Zu Beginn des Abschlags ist $\Theta_A(t)$ mit etwa 50° maximal, die Armfittichvorderkante zeigt schräg nach oben. (Ein Längsneigungswinkel von 90° würde bedeuten, dass die Armfittichvorderkante vertikal nach oben zeigt; das Handgelenk (P3) würde sich genau über dem Schultergelenk (P2) befinden. Bei einem Längsneigungswinkel von -90° würde die Armfittichvorderkante vertikal nach unten zeigen.) Mit dem Abschlag wird $\Theta_A(t)$ kleiner, in der Mitte des Abschlags ist die Armfittichvorderkante zur Seite gerichtet, $\Theta_A(t)$ ist 0° . Im unteren Umkehrpunkt durchläuft $\Theta_A(t)$ ein Minimum ($\Theta_A(t) \approx -55^\circ$ bis -60°). Bei der größten Windgeschwindigkeit sind die maximalen Längsneigungswinkel am Ende des Aufschlags mit 60° bis 65° größer als bei den anderen Windgeschwindigkeiten.

Der Hängewinkel, $\Phi_A(t)$, beschreibt die Drehung des Armfittichs um seine Vorderkante (x_{vA} -Achse), ist also ein Maß für die Pronation bzw. Supination des Armfittichs. $\Phi_A > 0^\circ$ bedeutet Supination des Armfittichs (Armfittichvorderkante liegt höher als die Hinterkante), $\Phi_A < 0$ bedeutet Pronation des Armfittichs (Armfittichvorderkante liegt tiefer als die Hinterkante).

Beim Flug mit $v_W = 6 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske ist $\Phi_A(t)$ sowohl während des Auf- als auch während des Abschlags positiv, der Armfittich ist also während des gesamten Flügelschlags mehr oder weniger stark supiniert. Die größten Hängewinkel von etwa 40° werden am unteren

Umkehrpunkt oder zu Beginn des Aufschlags gemessen. Während des Aufschlags verringert sich $\Phi_A(t)$ bis zum oberen Umkehrpunkt oder bis in den folgenden Abschlag hinein ($\Phi_{A,\min} \approx 10^\circ$) und steigt im Verlauf des Abschlags wieder an.

Bei $v_W = 8 \text{ ms}^{-1}$ wird der Armfittich im letzten Drittel des Aufschlags kurzzeitig leicht proniert ($\Phi_{A,\min} \approx -10^\circ$). Die starke Supination am Ende des Abschlags oder des beginnenden Aufschlags unterscheidet sich nicht von der bei $v_W = 6 \text{ ms}^{-1}$. Bei $v_W = 10 \text{ ms}^{-1}$ sind ebenfalls negative Hängewinkel am Ende des Aufschlags ($\Phi_{A,\min} \approx -7^\circ$) und Hängewinkelmaxima zu Beginn des Aufschlags zu erkennen, die mit 18° bis 27° jedoch kleiner sind als bei den geringeren Windgeschwindigkeiten. Bei 13 ms^{-1} ist die Pronation des Armfittichs gegen Ende des Aufschlags ($\Phi_{A,\min} \approx -10^\circ$ bis -20°) deutlich stärker als bei den anderen Windgeschwindigkeiten, die Supination unterscheidet sich nicht von der bei 10 ms^{-1} .

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Das Azimut, $\Psi_A(t)$, ändert sich bei den Flügen mit 6 ms^{-1} und 8 ms^{-1} kaum gegenüber dem Flug ohne Maske (vgl. Abb. 7.45). Bei den beiden anderen Windgeschwindigkeiten wird das Azimut am Ende des Aufschlags kurzfristig kleiner, die Armfittichvorderkante wird mit erhöhter Geschwindigkeit nach vorne geschwenkt. Zeitgleich durchläuft der Längsneigungswinkel, $\Theta_A(t)$, ein Maximum von 65° bis 80° und der Hängewinkel, $\Phi_A(t)$, ein Minimum von -28° bis -20° bei $v_W = 10 \text{ ms}^{-1}$ (ausgenommen 4. und 5. Flügelschlag) bzw. -40° bis -25° bei $v_W = 13 \text{ ms}^{-1}$, der Armfittich ist also maximal nach oben gedreht und gleichzeitig maximal proniert, wobei $\Theta_{A,\max}$ um 5° bis 15° größer und $\Phi_{A,\min}$ um 15° bis 20° kleiner (negativer) ist als beim Flug ohne Maske.

Bei $v_W = 10 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske erreicht das Azimut, $\Psi_A(t)$, am unteren Umkehrpunkt der ersten vier Flügelschläge ein deutlich ausgeprägtes Minimum von $\Psi_{A,\min} \approx 50^\circ$ bis 60° , was beim Flug ohne Maske bei dieser Windgeschwindigkeit nicht zu beobachten ist.

$\Theta_A(t)$ ist bei den beiden kleineren Windgeschwindigkeiten kaum von den Flügen ohne Maske zu unterscheiden. Bei $v_W = 10 \text{ ms}^{-1}$ und 13 ms^{-1} werden die Maxima des Längsneigungswinkels größer und die Minima kleiner, der Armfittich wird also sowohl stärker nach oben als auch stärker nach unten geschlagen. Die Hängewinkel, $\Phi_A(t)$, sind bei den Flügen mit Maske bei allen Windgeschwindigkeiten während des Aufschlags kleiner bzw. negativer, der Armfittich wird also zum Aufschlagende hin stärker proniert als bei den Flügen ohne Maske.

Mit zunehmender Windgeschwindigkeit werden die Azimutamplituden geringer, das Amplitudenmaximum verlagert sich zeitlich vom Ende des Aufschlags bei $v_W = 6 \text{ ms}^{-1}$ zur

Mitte des Abschlags, $\Psi_{A,min}$ verlagert sich vom unteren Umkehrpunkt in die Mitte des Aufschlags. Dies gilt sowohl für die Flüge ohne als auch mit Maske.

Der periodische Verlauf des Armlängsneigungswinkel $\Theta_A(t)$ ändert sich weder mit der Windgeschwindigkeit noch mit dem Tragen der Maske, die Maxima treten am oberen, die Minima am unteren Umkehrpunkt auf. Mit Maske werden allerdings die Amplitudenschwankungen größer.

Der Verlauf des Hängewinkels, $\Phi_A(t)$, ändert sich in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit. Die Supination verlagert sich mit zunehmender Windgeschwindigkeit vom unteren Umkehrpunkt in den beginnenden Aufschlag und wird gleichzeitig geringer. Ab $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ proniert der Armfittich im letzten Drittel des Aufschlags, die Pronation nimmt mit der Windgeschwindigkeit zu, beim Flug mit Maske ist die Pronation stärker und bereits bei der kleinsten Windgeschwindigkeit zu erkennen.

Armlängsneigungswinkel und Armhängewinkel sind beim Flug ohne Maske um etwa einen halben Flügelschlag gegeneinander verschoben, am Ende des Aufschlags bei $\Theta_{A,max}$ wird $\Phi_A(t)$ minimal, während sich die Phasenbeziehung zum Azimut mit der Windgeschwindigkeit ändert, bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ wird zeitgleich das maximale Azimut erreicht.

Beim Flug mit Maske ändert sich nichts an der Phasenbeziehung von $\Theta_A(t)$ und $\Phi_A(t)$, die Phasenlage zum Azimut ist von der Geschwindigkeit abhängig.

- Eulerwinkel des Handfittichs

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Das Azimut des Handfittichs, $\Psi_H(t)$, erreicht 180° , wenn die Projektion der Handfittich-Vorderkante ($\overrightarrow{P3P5}$) auf die (horizontale) $x_{a,3}y_{a,3}$ -Ebene parallel zur $x_{a,3}$ -Achse nach hinten zeigt. Bei einem Azimut von 0° ist die $x_{a,3}y_{a,3}$ -Projektion der Handfittichvorderkante parallel zur $x_{a,3}$ -Achse nach vorne gerichtet.

Bei allen Windgeschwindigkeiten ist das Azimut zu Beginn des Abschlags groß und wird während des Abschlags kleiner, der Handfittich wird also nach vorne geschwenkt und erreicht nach zwei Dritteln des Abschlags ein $\Psi_{H,min}$ von etwa 80° bei der kleinsten Windgeschwindigkeit, die Handfittichvorderkante zeigt also fast im rechten Winkel zur rechten Seite (vgl. Abb. 7.46). Im letzten Drittel des Abschlags wird sie wieder nach hinten gedreht, das Azimut wird größer, und der Handfittich wird gleichzeitig zusammengefaltet. Dieser Vorgang setzt sich bis zur Mitte des Aufschlags fort. Dann setzt die Vorwärtsbewegung der Handfittichvorderkante ein.

Bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ ist das maximale Azimut im Aufschlag etwas kleiner als bei den anderen Windgeschwindigkeiten. Mit zunehmender Windgeschwindigkeit bleibt der Handfittich während des mittleren Abschlags stärker zusammengefaltet und die Handfittichvorderkante zeigt leicht nach hinten, $\Psi_{H,\min}$ beträgt bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ etwa 110° .

Der Längsneigungswinkel des Handfittichs, $\Theta_H(t)$, spiegelt in seinem zeitlichen Verlauf die vertikale Flügelschlagkomponente wider, er schwankt ebenfalls flügelschlagperiodisch. Bei der kleinsten Windgeschwindigkeit ist er am unteren Umkehrpunkt mit etwa -65° minimal, die Handfittichvorderkante zeigt schräg nach unten. (Ein Längsneigungswinkel von 90° würde bedeuten, dass die Handfittichvorderkante vertikal nach oben zeigt; die Spitze der 8. Handschwinge (P5) würde sich genau über dem Handgelenk (P3) befinden. Bei einem Längsneigungswinkel von -90° würde die Handfittichvorderkante vertikal nach unten zeigen). Der Längsneigungswinkel ist bei den beiden kleinsten Windgeschwindigkeiten im unteren Flügelschlagumkehrpunkt minimal, bei den beiden größeren Windgeschwindigkeiten wird $\Theta_{H,\min}$ bereits im Abschlag durchlaufen, der zeitliche Abstand zwischen $\Psi_{H,\min}$ und $\Theta_{H,\min}$ bleibt bei allen Windgeschwindigkeiten konstant bei etwa $1/3$ eines Halbschlags, da $\Psi_{H,\min}$ mit zunehmender Windgeschwindigkeit ebenfalls früher während des Abschlags erreicht wird. Gleichzeitig wird $\Theta_{H,\min}$ mit zunehmender Windgeschwindigkeit weniger negativ, bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ ist $\Theta_{H,\min} \approx -50^\circ$ bis -45° , die Handfittichvorderkante zeigt also weniger stark nach unten. Der maximale Längsneigungswinkel $\Theta_{H,\max}$ schwankt bei allen Windgeschwindigkeiten zwischen 25° und 35° , zeitlich fällt er in das erste Drittel des Abschlags, wo die Handfittichvorderkante am stärksten nach oben zeigt. Mit steigender Windgeschwindigkeit fällt $\Theta_{H,\max}$ zeitlich fast mit dem oberen Umkehrpunkt zusammen, der Abstand zu $\Theta_{H,\min}$ bleibt bei allen Windgeschwindigkeiten konstant.

Der Hängewinkel, $\Phi_H(t)$, beschreibt die Drehung des Handfittichs um seine Vorderkante (x_{vH} -Achse), ist also ein Maß für die Pronation bzw. Supination des Handfittichs. $\Phi_H > 0^\circ$ bedeutet Supination des Handfittichs (Handfittichvorderkante liegt höher als die Hinterkante), $\Phi_H < 0$ bedeutet Pronation des Handfittichs (Handfittichvorderkante liegt tiefer als die Hinterkante). Auch $\Phi_H(t)$ schwankt flügelschlagperiodisch und wird während des Abschlags kleiner. In der Mitte des Abschlags ist er bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ fast null. Dann steigt er wieder etwas an bis ins letzte Drittel des Abschlags, wo das kleine Zwischenmaximum zeitlich mit $\Psi_{H,\min}$ zusammenfällt. Das Zwischenmaximum verschwindet mit steigender Windgeschwindigkeit. Gegen Ende des Abschlags wird der Handfittich stark proniert, $\Phi_{H,\min}$ erreicht im ersten Drittel des Abschlags Werte von -45° bis -65° . $\Phi_{H,\min}$ wird zeitlich etwa $1/4$ Halbschlag nach

$\Theta_{H,\min}$ durchlaufen. Die zeitliche Aufeinanderfolge von $\Psi_{H,\min}$, $\Phi_{H,\min}$ und $\Theta_{H,\min}$ bleibt mit steigender Windgeschwindigkeit unverändert, so dass die größte Pronation ($\Phi_{H,\min}$) mit steigender Windgeschwindigkeit immer früher während des Aufschlags erreicht wird. Die größte Supination von 35° bis 45° wird bei allen Windgeschwindigkeiten gegen Ende des Aufschlags erreicht.

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Die Azimutkurven der Flüge mit und ohne Maske ähneln sich in ihrem Verlauf (vgl. Abb. 7.47). $\Psi_{H,\max}$ wird beim Flug mit $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ am Ende des Aufschlags mit etwa 165° erreicht, die Projektion der Handfittichvorderkante ist fast parallel zur $x_{a,3}$ -Achse nach hinten gerichtet. Das minimale Azimut wird im letzten Drittel des Abschlags mit etwa 77° erreicht, ist also vergleichbar mit dem Flug ohne Maske. Mit steigender Windgeschwindigkeit wird auch bei den Flügen mit Maske $\Psi_{H,\min}$ größer, allerdings werden bei der größten Windgeschwindigkeit nur maximal 90° erreicht, die Handfittichvorderkante zeigt also im letzten Drittel des Abschlags im rechten Winkel zur rechten Seite. Wie bei den Flügen ohne Maske ändert sich auch mit Maske die zeitliche Lage der Maxima und Minima, mit steigender Windgeschwindigkeit wird $\Psi_{H,\max}$ bereits zu Beginn des Aufschlags erreicht, $\Psi_{H,\min}$ wird etwas früher während des Abschlags durchlaufen.

Der Längsneigungswinkel des Handfittichs, $\Theta_H(t)$, zeigt beim Flug mit respiratorischer Maske den gleichen Verlauf wie ohne Maske, $\Theta_{H,\min}$ wird bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ am unteren Umkehrpunkt bzw. zu Beginn des Aufschlags mit etwa -65° , $\Theta_{H,\max} \approx 30^\circ$ bis 35° nach einem Drittel des Abschlags erreicht. Mit steigender Windgeschwindigkeit verschieben sich Minima und Maxima wie bei den Flügen ohne Maske ans Ende ($\Theta_{H,\min}$) bzw. an den Anfang des Abschlags ($\Theta_{H,\max}$), $\Theta_{H,\max}$ steigt dabei auf etwa 50° bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ an, während der minimale Längsneigungswinkel unverändert bleibt. Das Tragen von Maske und Schlauch hat also keinen Einfluss auf den zeitlichen Verlauf des Längsneigungswinkels, wohl aber auf die maximale Größe des Winkels, die Handfittichvorderkante zeigt bei allen Windgeschwindigkeiten am Ende des Abschlags gleich stark nach unten und mit zunehmender Windgeschwindigkeit zu Beginn des Abschlags stärker nach oben.

Die zeitlichen Verläufe der Hängewinkel, $\Phi_H(t)$, ähneln sich bei den Flügen mit und ohne respiratorische Maske. Der Hängewinkel wird im Verlauf des Abschlags kleiner, während des mittleren Abschlags ist er nahezu null, das Minimum wird im ersten Drittel des Aufschlags mit $\Phi_{H,\min} \approx -60^\circ$ bis -35° erreicht, $\Phi_{H,\max} \approx 50^\circ$ wird im letzten Drittel des Aufschlags erreicht. Mit zunehmender Windgeschwindigkeit wird der minimale Hängewinkel bei den

Flügen mit Maske negativer als ohne Maske, er erreicht bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ Werte von $\Phi_{H,\min} \approx -90^\circ$ bis -80° zu Beginn des Aufschlags, der Handfittich ist also sehr stark proniert. Die Supination des Handfittichs am Ende des Aufschlags ist um etwa 10° größer als ohne Maske.

Insgesamt ist die Amplitude der Φ_H -Schwingung mit Maske größer als ohne Maske. Der Handfittich wird auch schneller um die Vorderkante gedreht, da die Schlagfrequenz mit Maske deutlich höher ist als ohne. Die zeitliche Abfolge von $\Psi_{H,\min}$, $\Theta_{H,\min}$, $\Phi_{H,\min}$, $\Psi_{H,\max}$, $\Phi_{H,\max}$, $\Theta_{H,\max}$ bleibt unter allen Bedingungen unverändert.

Alle drei Eulerwinkel ändern sich flügel Schlagperiodisch. Mit Maske ist das minimale Azimut während des Abschlags bei gleicher Windgeschwindigkeit kleiner als ohne Maske, die Handfittichvorderkante wird stärker nach vorne geführt. Die Phasenlage des Längsneigungswinkels verschiebt sich mit zunehmender Windgeschwindigkeit, $\Theta_{H,\min}$ wird bereits im frühen Abschlagn statt am unteren Umkehrpunkt erreicht. Auch das Azimut und der Hängewinkel ändern zwar ihre Phasenlage in Bezug auf den Flügel Schlag, aber nicht zueinander. Die Handfittichvorderkante wird zu Beginn des Abschlags maximal nach oben, am Ende des Abschlags maximal nach unten geschwenkt. Dies gilt für die Flüge sowohl mit als auch ohne respiratorische Maske. Die Hängewinkeloszillationen sind bei den Flügen mit Maske gegenüber den Flügen ohne Maske deutlich verstärkt, und zwar sowohl in der Amplitude als auch in der maximalen Geschwindigkeit. Insbesondere während des Aufschlags wird der Handfittich sehr schnell um seine Vorderkante gedreht und wechselt von maximaler Pronation zu maximaler Supination, die Nulllage wird in der Mitte des Aufschlags durchlaufen. Die pronatorische Verwindung (Torsion) von Handfittich gegen Armfittich, die durch die Differenz der Hängewinkel von Hand- und Armfittich, $\Phi_H(t) - \Phi_A(t)$, beschrieben werden kann, ist zu Beginn des Aufschlags zeitgleich mit Φ_H maximal und beträgt etwa -80° . Die Torsion von Handfittich und Armfittich gegeneinander wird während des Aufschlags schnell kleiner und steigt gegen Ende des Aufschlags in die umgekehrte Richtung an, der Hand- ist gegen den Armfittich gegen Ende des Aufschlags um etwa 30° bis 60° supinatorisch verdreht, wobei die Torsion mit zunehmender Fluggeschwindigkeit zunimmt. Mit Maske ist die Torsion insbesondere gegen Ende des Aufschlags noch stärker (bis 90° bei 13 ms^{-1} mit Maske).

4.1.2.3 Flügelkinematik im windfesten Achsensystem

4.1.2.3.1 Schlaggeschwindigkeitsvektor des Handfittichs, $v_{s,H}(t)$

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Mit zunehmender Windgeschwindigkeit steigt der Betrag des Schlaggeschwindigkeitsvektors des Handfittichs, $v_{s,H}(t)$, im Mittel an (vgl. Abb. 7.48). Dies ist vor allem auf die Zunahme der Windgeschwindigkeit v_w zurückzuführen, die maßgeblich zur $v_{s,H}$ -Komponente beiträgt. Der Schlaggeschwindigkeitsvektor, $v_{s,H}(t)$, zeigt einen flügelschlagperiodischen Verlauf. Während des Abschlags steigt $v_{s,H}(t)$ an und erreicht nach einem Drittel des Abschlags das Maximum. Im weiteren Verlauf des Abschlags wird die Schlaggeschwindigkeit kleiner und erreicht am unteren Umkehrpunkt ein Minimum, die Schlaggeschwindigkeit ist hier kleiner als die Windgeschwindigkeit. Während des Aufschlags steigt $v_{s,H}(t)$ kontinuierlich an. Bei den beiden größten Windgeschwindigkeiten durchläuft $v_{s,H}(t)$ das Minimum etwas früher im letzten Teil des Abschlags, im ersten Drittel des Aufschlags tritt ein kleineres Maximum hinzu. Die Amplitude der Kurve wird kleiner, der Schlaggeschwindigkeitsunterschied zwischen Aufschlag und Abschlag wird geringer, die Schlaggeschwindigkeit wird vor allem durch die Windgeschwindigkeit bestimmt.

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Mit respiratorischer Maske ist das Maximum der Schlaggeschwindigkeit während des Abschlags bei allen Flügen stets größer als ohne Maske (vgl. Abb. 7.49). Am geringsten ist der Unterschied bei der kleinsten Windgeschwindigkeit ausgeprägt, hier ist $v_{s,H,max}(t)$ etwa 1 ms^{-1} niedriger. Mit zunehmender Windgeschwindigkeit wird der Unterschied zwischen dem Schlaggeschwindigkeitsmaximum beim Flug mit und ohne Maske größer, bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ beträgt er im Mittel 3 ms^{-1} . Dies ist vor allem auf die deutlich größere vertikale Geschwindigkeitskomponente, $|v_{s,z,19}(t)|$, während des Abschlags zurückzuführen. Bei allen Flügen mit Maske beträgt der Unterschied zwischen minimaler und maximaler Schlaggeschwindigkeit etwa 6 ms^{-1} , die Amplitude von $v_{s,H}(t)$ ändert sich also nicht in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit. Die minimale Schlaggeschwindigkeit am Ende des Abschlags unterscheidet sich nicht von den Flügen ohne Maske, lediglich $v_{s,H,max}$ ist während des mittleren Abschlags größer.

Der Einfluss der Maske auf die Schlaggeschwindigkeit des Handfittichs ist deutlich zu erkennen, der Handfittich wird bei gleicher Windgeschwindigkeit während des Abschlags schneller geschlagen. Die maximale Schlaggeschwindigkeit in der Mitte des Abschlags ist bei

allen Flügen mit Maske um etwa 4 ms^{-1} größer als die Windgeschwindigkeit, während dieser Unterschied bei den Flügen ohne Maske mit steigender Windgeschwindigkeit geringer wird. Die höhere Schlaggeschwindigkeit bei den Flügen mit Maske ist vor allem durch die größere vertikale Geschwindigkeitskomponente, $|v_{s,z,19}(t)|$, bedingt.

4.1.2.3.2 Anstellwinkel und Schiebewinkel von Arm- und Handfittich

- Anstellwinkel, $\alpha_A(t)$, und Schiebewinkel, $\beta_A(t)$, des Armfittichs

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Der Anstellwinkel des Armfittichs, $\alpha_A(t)$, schwankt bei $v_W = 6 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske flügelschlaggebunden mit zwei Maxima pro Abschlag, das erste nach einem Drittel, das zweite nach zwei Dritteln des Abschlags, und einem weiteren Maximum in der ersten Hälfte des Aufschlags (vgl. Abb. 7.50). Die Minima liegen in der Mitte des Abschlags, am unteren Umkehrpunkt sowie im letzten Drittel des Aufschlags, wobei das Aufschlagsminimum am deutlichsten ausgeprägt ist. Im ersten Drittel des Aufschlags steigt der Anstellwinkel stark an, der Armfittich wird maximal von vorne-unten angeströmt. Dann wird $\alpha_A(t)$ schnell kleiner, am Ende des Aufschlags ist der Anstellwinkel minimal. Fast während des gesamten Flügelschlages ist $\alpha_A(t)$ positiv, der Armfittich wird also von vorne-unten angeströmt, lediglich beim zweiten und vierten Aufschlag wird $\alpha_{A,\min}$ kurzzeitig negativ (-1° bzw. -3°), der Armfittich wird kurzzeitig von vorne-oben angeströmt. Bei $v_W = 8 \text{ ms}^{-1}$ bleiben die flügelschlagperiodischen Schwankungen erhalten, die Amplitude wird gleichzeitig kleiner, $\alpha_{A,\min}$ ist größer als null. Mit zunehmender Windgeschwindigkeit wird die Amplitude von $\alpha_A(t)$ noch kleiner, die zwei Maxima während des Abschlags verschmelzen teilweise zu einem einzigen Maximum. Der Anstellwinkel des Armfittichs bleibt während aller Flüge positiv, lediglich bei $v_W = 13 \text{ ms}^{-1}$ wird der Armfittich im letzten Aufschlagdrittel ab dem zweiten Flügelschlag kurzzeitig von oben angeströmt, $\alpha_{A,\min}$ schwankt zwischen -3° und 0° .

Der Schiebewinkel des Armfittichs schwankt ebenfalls flügelschlaggebunden. Bei $v_W = 6 \text{ ms}^{-1}$ ist $\beta_A(t)$ zu Beginn des Abschlags negativ, steigt dann rasch an und erreicht nach zwei Dritteln des Abschlags mit $\beta_A(t) \approx 20^\circ$ das Maximum. Im letzten Drittel des Abschlags verringert sich der Schiebewinkel wieder bis in den Aufschlag hinein, durchläuft ein weiteres Maximum und erreicht schließlich in der zweiten Hälfte des Aufschlags seinen Minimalwert von $\beta_A(t) \approx -10^\circ$ bis -4° . Negative Schiebewinkel $\beta_A(t)$ bedeuten, dass die Armfittichvorderkante schräg von

links vom Schultergelenk her angeblasen wird, bei $\beta_A(t) = 0^\circ$ wird der Armfittich genau von vorne senkrecht zur y_{vA} -Achse angeströmt.

Mit steigender Windgeschwindigkeit schwankt $\beta_A(t)$ weiterhin flügelschlagperiodisch, erreicht aber nunmehr in der ersten Hälfte des Aufschlags sein Maximum und in der ersten Hälfte des Abschlags sein Minimum. Bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ ist $\beta_{A,\max} \approx 30^\circ$, $\beta_{A,\min} \approx 5^\circ$, so dass der Armfittich während des kompletten Flügelschlages vom Handgelenk her angeströmt wird. Bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ unterliegen die Aufschlagsmaxima mit $\beta_{A,\max} \approx 13^\circ$ bis 25° stärkeren Schwankungen, im mittleren Abschlag wird $\beta_{A,\min}$ wieder leicht negativ ($\beta_{A,\min} \approx -5^\circ$). Bei der größten Windgeschwindigkeit ist $\beta_{A,\max} \approx 20^\circ$ bis 25° , die Abschlagsminima schwanken um die Nulllage ($\beta_{A,\min} \approx -3^\circ$ bis 2°).

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Bei der kleinsten Windgeschwindigkeit entsprechen sich der flügelschlagperiodische Verlauf des Anstellwinkels beim Flug mit und ohne Maske weitgehend, $\alpha_{A,\min}$ erreicht mit Maske etwa -4° , $\alpha_{A,\max}$ ist mit 19° kleiner als ohne Maske (vgl. Abb. 7.51). Auch mit Maske werden die Maxima von $\alpha_A(t)$ mit steigender Windgeschwindigkeit kleiner, bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ schwanken sie ähnlich wie beim Flug ohne Maske zwischen 8° und 12° , $\alpha_{A,\min}$ erreicht während des Aufschlags deutlich kleinere (negative) Werte von -10° bis -6° als ohne Maske. Mit Maske und Schlauch wird der Armfittich also über einen großen Teil des Aufschlags von vorne-oben angeströmt und erzeugt damit verstärkt Abtrieb.

Mit Maske erreicht der Schiebewinkel, $\beta_A(t)$, bei allen Windgeschwindigkeiten sein Maximum im Aufschlag, ein zweites kleineres Maximum tritt während des Abschlags auf. Bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ wird der Armfittich zu Beginn des Abschlags kurzzeitig leicht von hinten angeströmt. Bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ wird der Armfittich wie beim Flug ohne Maske immer schräg von vorne rechts vom Handgelenk her angeströmt. Bei den beiden größten Windgeschwindigkeiten ist die Amplitude von $\beta_A(t)$ reduziert, während des Abschlags wird der Schiebewinkel des Armfittichs bei einigen Schlägen negativ ($\beta_{A,\min} \approx -3^\circ$ bis 0°).

- Anstellwinkel, $\alpha_H(t)$, und Schiebewinkel, $\beta_H(t)$, des Handfittichs

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Der Verlauf von $\alpha_H(t)$ zeigt bei den Flügen ohne respiratorische Maske einen flügelschlagperiodischen Verlauf (vgl. Abb. 7.52). Mit Beginn des Abschlags steigt der Anstellwinkel des Handfittichs kontinuierlich an, bei den beiden kleinsten Windgeschwindigkeiten ist er in der Mitte des Abschlags wieder etwas kleiner. Zum Ende des

Abschlags hin werden die Anstellwinkel erneut geringer. Während des gesamten Abschlags ist der Anstellwinkel positiv, der Schlaggeschwindigkeitsvektor des Handfittichs, $\vec{v}_{SH}$, zeigt während dieser Zeit also von der Unterseite des Handfittichs weg, der Flügel wird von vorne unten angeströmt. Nach einem Drittel des Abschlags wird das erste, nach zwei Dritteln des Abschlags ein zweites, größeres Maximum von $\alpha_{H,max} \approx 35^\circ$ bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ erreicht. Fast während des gesamten Aufschlags zeigt der Schlaggeschwindigkeitsvektor von der Oberseite des Handfittichs weg, der Flügel wird von oben angeströmt. Etwa nach einem und drei Vierteln des Aufschlags wird $\alpha_{H,min} \approx -10^\circ$ bis -5° erreicht.

Mit zunehmender Windgeschwindigkeit verringert sich die Amplitude von $\alpha_H(t)$, bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ erreicht $\alpha_{H,max}$ während des Abschlags nur noch etwa 25° , der Flügel wird stärker von vorne angeströmt. Während des Aufschlags wird der Handfittich bei allen Geschwindigkeiten von der Oberseite angeströmt, der Handfittich erzeugt Abtrieb.

Mit abnehmendem Anstellwinkel werden Auftriebs- und Widerstandsbeiwert kleiner, der Handfittich kann weniger Auftrieb erzeugen, gleichzeitig verringert sich aber der Widerstand. Die während des Abschlags bei 6 ms^{-1} erreichten Anstellwinkel liegen nahe am oder sogar bereits im kritischen Bereich oberhalb 25° bis 30° , wo die Strömung oberhalb des Flügels abzureißen droht. Hier ist deshalb das Abspreizen des Daumenfittichs als Vorflügel zu beobachten (nicht gezeigt), der ein Abreißen der Strömung verhindern soll (NACHTIGALL & KEMPF 1971; RÜPPELL 1973; NACHTIGALL 1985; BILO et al. 1999).

Der Schiebewinkel des Handfittichs, $\beta_H(t)$, hat bei allen Windgeschwindigkeiten den gleichen vom Flügelschlag abhängigen Verlauf. Zu Beginn des Abschlags steigt der Schiebewinkel bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ an, erreicht sein Maximum ($\beta_{H,max} \approx 0^\circ$ bis 10°) nach zwei Dritteln des Abschlags, verringert sich dann bis zur Mitte des Aufschlags auf ein Minimum von $\beta_{H,min} \approx -80^\circ$ und steigt dann bis zum Ende des Aufschlags wieder an. Der Handfittich wird also fast während des gesamten Flügelschlages aus Richtung der Flügelspitze angeblasen, lediglich im letzten Drittel des Abschlags dreht die Anströmrichtung kurz um.

Bereits ab $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ wird der Handfittich während des gesamten Flügelschlages von der Flügelspitze her angeblasen, $\beta_{H,max}$ ist kleiner als null und fällt mit zunehmender Windgeschwindigkeit von $\beta_{H,max} \approx -5^\circ$ bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ auf $\beta_{H,max} \approx -15^\circ$ bei 10 ms^{-1} und $\beta_{H,max} \approx -20^\circ$ bei 13 ms^{-1} und wird etwas früher im Abschlag erreicht. Der minimale Schiebewinkel liegt bei -80° bis -75° . Die Kurven von $\beta_H(t)$ und $\alpha_H(t)$ verlaufen zeitlich fast parallel: Ist der Schiebewinkel maximal, wird auch der Anstellwinkel maximal und umgekehrt.

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Die gleiche Periodik wie bei den Flügen ohne Maske zeigt der Anstellwinkel des Handfittichs beim Flug mit Maske (vgl. Abb. 7.53). Während des Abschlags ist der maximale Anstellwinkel um 2° bis 10° größer als ohne Maske, gleichzeitig wird der Handfittich im Aufschlag um 5° bis 15° stärker von oben angeströmt. Insgesamt sind die Amplituden von $\alpha_H(t)$ größer als ohne Maske. Bei den beiden kleinsten Windgeschwindigkeiten mit Maske kann der Einsatz des gespreizten Daumenfittichs als Vorflügel beobachtet werden (nicht gezeigt), der ein Abreißen der Strömung in diesem sehr kritischen Anstellwinkelbereich hinauszögern soll (NACHTIGALL & KEMPF 1971; RÜPPELL 1973; NACHTIGALL 1985; BILO et al. 1999).

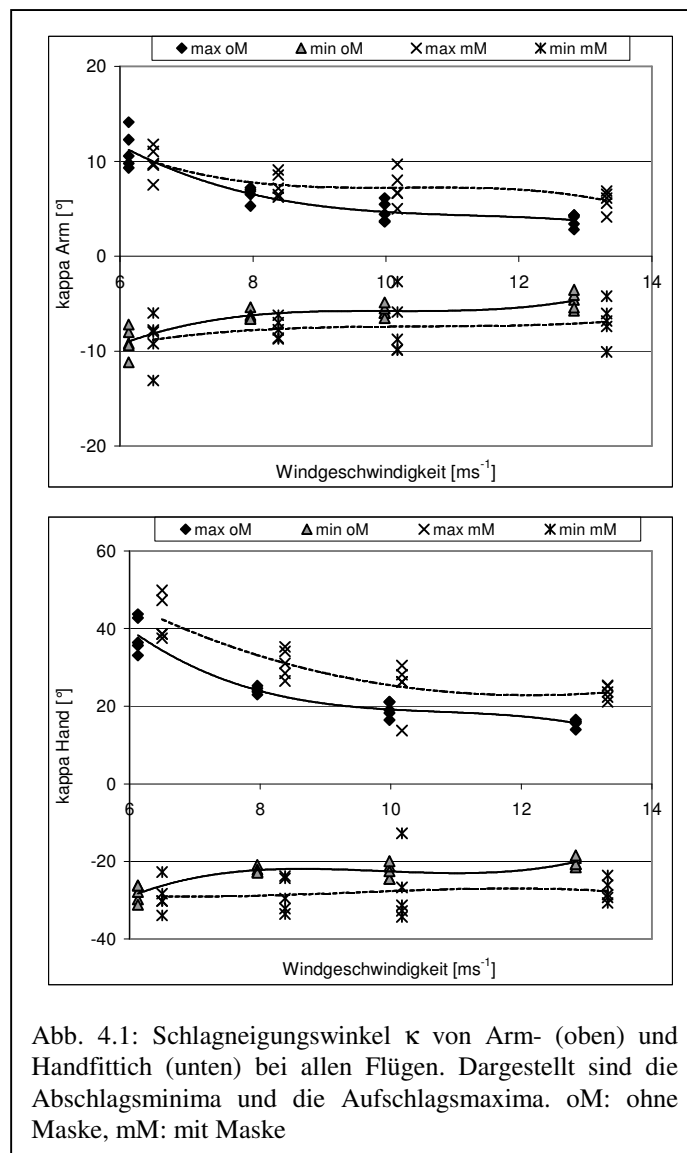
Der Kurvenverlauf des Schiebewinkels, $\beta_H(t)$, beim Flug mit Maske entspricht dem ohne Maske, lediglich $\beta_{H,max}$ ändert sich. Bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ ist $\beta_{H,max}$ in der Mitte des Abschlags leicht positiv ($\beta_{H,max} \approx 5^\circ$), ebenso bei Abschlag zwei und drei bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$, bei 13 ms^{-1} ist $\beta_{H,max}$ negativ oder null. Mit steigender Windgeschwindigkeit verringert sich also die Amplitude des Schiebewinkels mit Maske weniger als ohne Maske.

Der Armfittich wird beim Flug ohne Maske nahezu während des gesamten Flügelschlages so bewegt, dass er positiv angestellt ist, der Schlaggeschwindigkeitsvektor zeigt von der Unterseite des Flügels weg. Mit Maske wird $\alpha_A(t)$ im Aufschlag negativ, der Armfittich wird von vorne-oben angeströmt. Der Handfittich wird beim Flug mit Maske während des Aufschlags ebenfalls stärker von vorne-oben angeströmt als ohne Maske. $\alpha_{H,max}(t)$ ist während des Abschlags größer. Erreicht der Anstellwinkel Werte von 35° oder mehr wie bei 6 ms^{-1} mit und ohne Maske bzw. 8 ms^{-1} mit Maske, wird der Daumenfittich abgespreizt (nicht gezeigt), der als Vorflügel dient und ein Abreißen der Strömung am Flügel verhindern soll.

4.1.2.3.3 Schlagneigung des Armfittichs, $\kappa_A(t)$, und des Handfittichs, $\kappa_H(t)$

Einfluss der Windgeschwindigkeit

$\kappa_A(t)$ und $\kappa_H(t)$ schwanken flügelschlagperiodisch (vgl. Abb. 7.54). Der Schlagneigungswinkel des Armfittichs, $\kappa_A(t)$, ist bei der kleinsten Windgeschwindigkeit ohne Maske von Beginn bis zum letzten Viertel des Abschlags negativ, der Armfittich schlägt nach unten. Dann steigt der Schlagneigungswinkel bis zum unteren Umkehrpunkt an. Am Umkehrpunkt ist $\kappa_A(t)$ maximal, die Schlagbahn ist nach oben geneigt. Im frühen Aufschlag wird $\kappa_A(t)$ geringfügig kleiner und steigt dann zu einem zweiten Maximum von $\kappa_{A,max} \approx 12^\circ$ nach etwa zwei Dritteln des Aufschlags an. Im späten Aufschlag wird der Schlagneigungswinkel wieder kleiner, am



Abschlags negativ, nach zwei Dritteln des Abschlags ist die Schlagbahn mit $\kappa_{H,\min} \approx -29^\circ$ maximal geneigt. Im weiteren Verlauf des Abschlags ändert sich die Richtung der Schlagneigung wieder, am Ende des Abschlags ist $\kappa_H(t)$ positiv. Im ersten Viertel des Aufschlags wird $\kappa_{H,\max} \approx 38^\circ$ erreicht, die Schlagbahn ist positiv gegen die horizontale $x_s y_s$ -Ebene geneigt, der Flügel wird nach oben geschlagen. Im weiteren Verlauf des Aufschlags verringert sich der Schlagneigungswinkel wieder, bleibt aber während des gesamten Aufschlags positiv.

Mit steigender Windgeschwindigkeit treten während des Aufschlags zwei deutlich getrennte Schlagneigungswinkelmaxima zu Beginn und gegen Ende des Aufschlags auf, in der Mitte des Aufschlags ist $\kappa_H(t)$ etwas kleiner.

Mit zunehmender Windgeschwindigkeit wird die Amplitude der Schlagneigung des Handfittichs ähnlich wie die Amplitude von $\kappa_A(t)$ kleiner. Dies gilt insbesondere für den Aufschlag, das Maximum des Schlagneigungswinkels verringert sich von $\kappa_{H,\max} \approx 40^\circ$ bei

Ende des Aufschlags ist $\kappa_A(t)$ null, die Schlagbahn des Armfittichs verläuft parallel zur horizontalen $x_s y_s$ -Ebene.

Der flügelschlagperiodische Verlauf ändert sich mit der Windgeschwindigkeit nicht. Mit zunehmender Windgeschwindigkeit wird die Amplitude des Schlagneigungswinkels kleiner (vgl. Abb. 4.1). Bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ erreicht $\kappa_{A,\max}$ nur noch 33% des Wertes bei der kleinsten Windgeschwindigkeit, $\kappa_{A,\min}$ verringert sich von -9° bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ auf $\kappa_{A,\min} \approx 5^\circ$ bei 13 ms^{-1} . Der Schlagneigungswinkel des Handfittichs, $\kappa_H(t)$, zeigt ebenfalls einen flügelschlagperiodischen Verlauf. Zu Beginn des Abschlags verringert sich $\kappa_H(t)$ bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ und wird im ersten Viertel des

$v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ um 60% auf $\kappa_{H,\max} \approx 15^\circ$ bei der größten Windgeschwindigkeit. Der minimale Schlagneigungswinkel verändert sich um 30% von $\kappa_{H,\min} \approx -29^\circ$ bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ auf $\kappa_{H,\min} \approx -20^\circ$ bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$, die Amplitude verringert sich damit um insgesamt 30° .

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Bei den Flügen mit respiratorischer Maske ändert sich der flügel Schlagperiodische Verlauf der Schlagneigung von Arm- und Handfittich gegenüber den Flügen ohne Maske nur wenig (vgl. Abb. 7.55). Die beiden Maxima von $\kappa_H(t)$ während des Aufschlags sind auf Grund der zeitlichen Stauchung nicht mehr so deutlich voneinander zu unterscheiden.

Bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ sind $\kappa_{H,\min}$ und $\kappa_{H,\max}$ beim Flug mit und ohne Maske gleich (vgl. Abb. 4.1). Mit steigender Windgeschwindigkeit verringert sich die Amplitude der Schlagneigung des Armfittichs weniger als beim Flug ohne Maske, $\kappa_{A,\min}$ verringert sich von -9° bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ um 20% auf $\kappa_{A,\min} \approx -7^\circ$ bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$, $\kappa_{A,\max}$ um 40% von 10° bei der kleinsten auf 6° bei der größten Windgeschwindigkeit. Die Amplitude der Schlagneigung ist mit Ausnahme von $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ bei allen Windgeschwindigkeiten mit Maske größer als ohne Maske. Insgesamt ist die Amplitude von $\kappa_A(t)$ mit Maske bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ um 50° größer als ohne Maske.

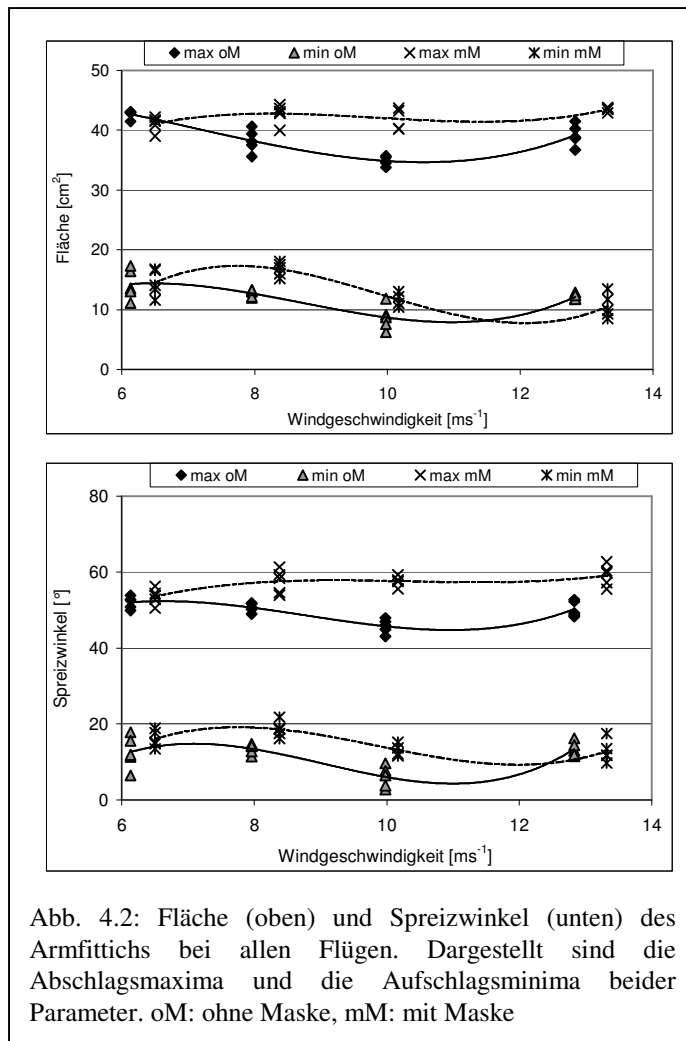
Die Amplitude der Schlagneigung des Handfittichs, $\kappa_H(t)$, verringert sich mit Maske ebenfalls mit steigender Windgeschwindigkeit, ist aber über den kompletten Geschwindigkeitsbereich größer als ohne Maske. Bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ beträgt der Amplitudenunterschied 5° (8%), bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ ist die Amplitude von $\kappa_H(t)$ um 15° (40%) größer als ohne Maske.

4.1.2.4 Flügelspreizung und -fläche

Die Flügelspreizung des Armfittichs, $\gamma_A(t)$, und des Handfittichs, $\gamma_H(t)$, schwankt flügel Schlagperiodisch (vgl. Abb. 7.57).

Einfluss der Windgeschwindigkeit

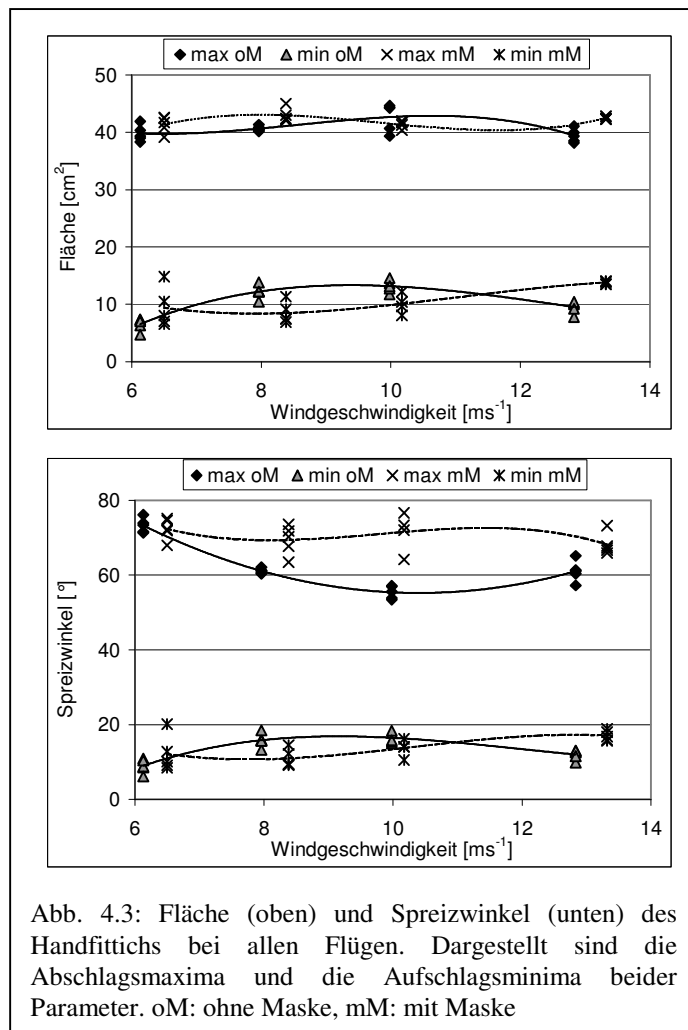
Mit Beginn des Abschlags werden Arm- und Handfittich zunehmend gespreizt, der Spreizwinkel wird in der Mitte des Abschlags maximal und nimmt gegen Ende des Abschlags wieder ab, Arm- und Handfittich werden zusammengefoldet. Der minimale Spreizwinkel wird mitten im Aufschlag erreicht, der Flügel ist hier maximal gefaltet. Im weiteren Verlauf des Aufschlags werden Arm- und Handfittich wieder stärker gespreizt.



abnimmt und bei $v_W = 13 \text{ ms}^{-1}$ wieder größer ist, bleibt die maximale Handfittichfläche mit etwa 42 cm^2 nahezu unverändert (vgl. Abb. 4.3). Hierfür gibt es zwei mögliche Erklärungen. Der Handfittich kann während des Abschlags unterschiedlich stark gewölbt und in der Spitzenregion stärker durchgebogen sein. Durch eine stärkere Handfittichwölbung wird geometrisch die Strecke $\overline{P3P6}$ zwischen Handgelenk, P3, und Spitze der letzten Armschwinge, P6, kürzer. Durch eine geringere Biegung in der Spitzenregion kann bei gleichem Spreizwinkel die Fläche ansteigen.

Mit zunehmender Windgeschwindigkeit (bis 10 ms^{-1}) werden die Maxima und Minima von $\gamma_A(t)$ geringfügig kleiner (Abb. 4.2). Bei $v_W = 13 \text{ ms}^{-1}$ sind die Spreizwinkel vergleichbar mit denen bei $v_W = 8 \text{ ms}^{-1}$. Dies gilt ebenso für den maximalen Spreizwinkel des Handfittichs (Abb. 4.3), während die minimale Handfittichspreizung bei den mittleren Windgeschwindigkeiten etwas größer ist als bei 6 ms^{-1} und 13 ms^{-1} .

Die Fläche des Armfittichs, $A_{2,3,6,7}(t)$, zeigt ungefähr den gleichen Verlauf wie dessen Spreizwinkel. Etwas anders verhält es sich mit der Fläche des Handfittichs, $A_{3,5,6}(t)$. Während der maximale Spreizwinkel zu den mittleren Windgeschwindigkeiten hin



$v_W = 6 \text{ ms}^{-1}$ größer, der Handfittich ist also stärker gespreizt als ohne Maske (vgl. Abb. 4.3). Der Effekt von Maske und Schlauch hängt von v_W ab: Bei 6 ms^{-1} ist er null, bei 10 ms^{-1} maximal (29%), bei 13 ms^{-1} wieder kleiner (12%). Die minimalen Spreizwinkel des Handfittichs während des Aufschlags werden von Maske und Schlauch nur geringfügig und uneinheitlich beeinflusst (vgl. Abb. 4.3). Dies gilt auch für die Maxima und Minima der Handfittichfläche.

Der Armfittich ist beim Flug ohne Maske bei $v_W = 10 \text{ ms}^{-1}$ am wenigsten gespreizt, mit ab- und zunehmender Windgeschwindigkeit nehmen die Spreizung und damit einhergehend auch die Fläche des Armfittichs zu. Mit Maske ist die maximale Armfittichspreizung bei $v_W = 8 \text{ ms}^{-1}$ bis 13 ms^{-1} im Mittel um 14% bis 26% größer als ohne Maske. Die maximale Armfittichfläche steigt beim Tragen der Maske im gleichen Geschwindigkeitsbereich um 14% bis 20%. Bei den Flügen mit Maske sind die maximale Armfittichspreizung und Armfittichfläche bei allen Fluggeschwindigkeiten ungefähr gleich groß. Dies gilt auch für den Handfittich. Dessen Fläche ist jedoch auch bei den Flügen ohne Maske von der Windgeschwindigkeit unabhängig,

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Die maximalen Spreizwinkel des Armfittichs sind bei den Flügen mit Maske bei allen Windgeschwindigkeiten außer bei $v_W = 6 \text{ ms}^{-1}$ geringfügig größer, der Armfittich ist also stärker gespreizt als ohne Maske (vgl. Abb. 4.2). Auch während des Aufschlags wird der Armfittich stärker gespreizt als ohne Maske. Die Armfittichfläche, $A_{2,3,6,7}(t)$, wird von Maske und Schlauch in gleicher Weise beeinflusst wie die Armfittichspreizung, $\gamma_A(t)$.

Die maximalen Spreizwinkel des Handfittichs während des Abschlags sind ähnlich wie die des Armfittichs mit Maske mit Ausnahme von

während sich die maximale Handfittichspreizung U-förmig mit der Windgeschwindigkeit ändert und bei 10 ms^{-1} ein Minimum durchläuft. Bei dieser Geschwindigkeit ist der Einfluss von Maske und Schlauch auf die Handfittichspreizung maximal: Sie steigt im Mittel von 55.4° (ohne Maske) um 29% auf 71.6° (mit Maske).

4.2 Schwanzkinematik

4.2.1 Schwanzspreizung und -fläche

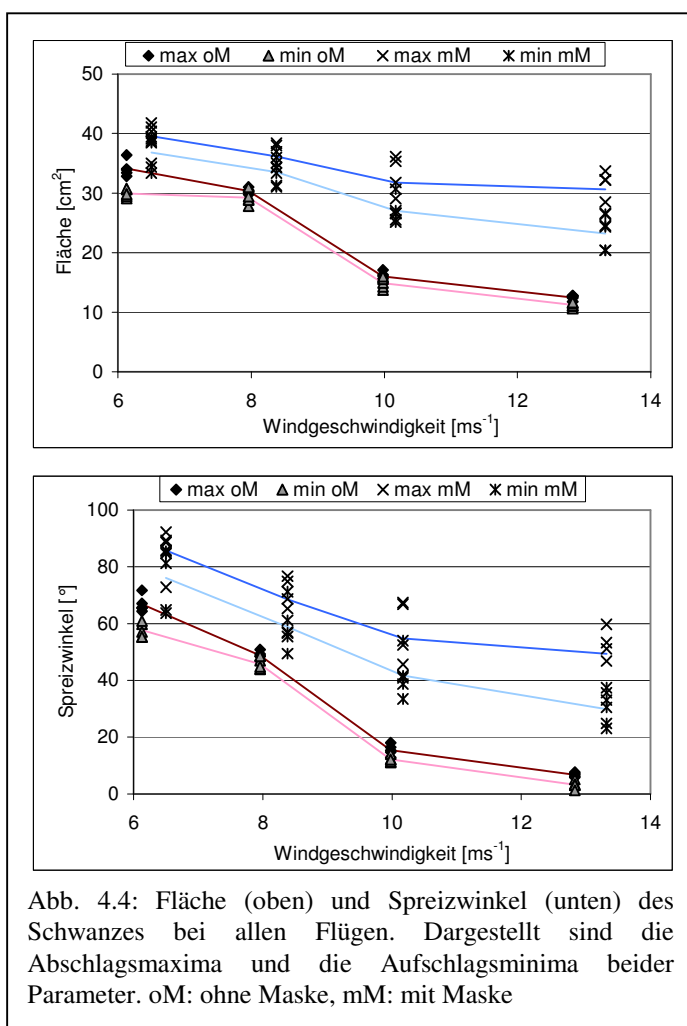
Einfluss der Windgeschwindigkeit

Der Einfluss der Windgeschwindigkeit auf die maximale Schwanzspreizung ist deutlich zu erkennen, mit zunehmender Windgeschwindigkeit nimmt $\gamma_s(t)$ ab (vgl. Abb. 4.4). Bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ beträgt die mittlere maximale Schwanzspreizung noch 73% (48.8°) des Wertes bei der kleinsten Windgeschwindigkeit, bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ nur noch 23% (15.4°). Bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$

wird der Schwanz fast gar nicht gespreizt (10% bzw. 6.7°).

Die Schwanzspreizung $\gamma_s(t)$ bleibt beim Flug ohne Maske während der fünf untersuchten Flügelschläge relativ konstant, flügelschlagperiodische Änderungen sind lediglich bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ zu erkennen (vgl. Abb. 7.60). Hier ist die Schwanzspreizung im letzten Drittel des Aufschlags etwas geringer, im ersten und letzten Drittel des Abschlags etwas größer, die absoluten Unterschiede zwischen maximaler und minimaler Schwanzspreizung sind bei dieser Windgeschwindigkeit mit 9° am größten.

Die Fläche des Schwanzes, $A_{8-12}(t)$, ist ebenfalls negativ mit der

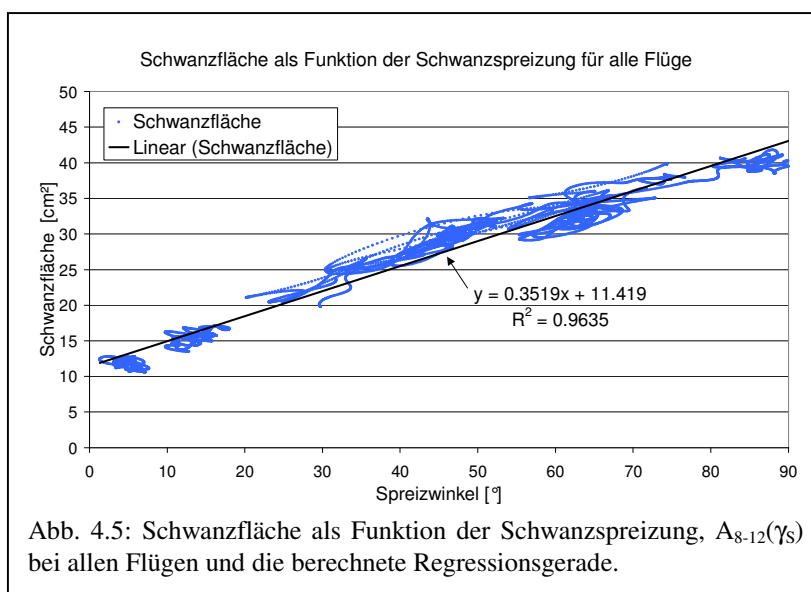


Windgeschwindigkeit korreliert und ändert sich im etwa gleichen Verhältnis wie der Spreizwinkel (vgl. Abb. 4.4). Bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ sinkt die mittlere maximale Schwanzfläche im Vergleich zur kleinsten Windgeschwindigkeit auf 89% (30.4 cm^2), bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ sind es noch 47% (16.0 cm^2) und bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ schließlich nur noch 37% (12.5 cm^2). Die prozentualen Änderungen der mittleren maximalen Schwanzfläche sind also etwas geringer als die vergleichbaren Änderungen der Schwanzspreizung.

Flügelschlagperiodische Schwankungen von $A_{8-12}(t)$ sind ebenfalls nur bei der kleinsten Windgeschwindigkeit zu erkennen, die minimale Fläche wird in der Mitte oder im letzten Drittel des Aufschlags erreicht, die maximale Fläche meist im letzten Drittel des Abschlags (vgl. Abb. 7.58).

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Das Tragen von Maske und Schlauch hat einen deutlichen Einfluss auf den Spreizwinkel. Der Schwanz ist bei allen Windgeschwindigkeiten deutlich stärker gespreizt als ohne Maske (vgl. Abb. 7.61 und Abb. 4.4). Gleichzeitig nimmt die Schwanzspreizung mit der Windgeschwindigkeit ab, allerdings weniger stark als ohne Maske. Bei den beiden kleinsten Windgeschwindigkeiten ist der Schwanz bezogen auf den mittleren maximalen Spreizwinkel um 19° bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ bzw. um 19.7° bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ stärker gespreizt als ohne Maske. Bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ ist der mittlere maximale Spreizwinkel um 39.3° , bei der größten Windgeschwindigkeit um 42.6° größer als ohne Maske. Die Abnahme des Spreizwinkels von der kleinsten zur größten Windgeschwindigkeit innerhalb der Flüge mit Maske beträgt nur 42%, der mittlere maximale Spreizwinkel von 49.3° bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske ist vergleichbar mit 48.8° beim Flug mit $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske.



Bei allen Flügen mit Maske schwankt der Spreizwinkel innerhalb eines Fluges erheblich stärker als ohne Maske. Bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ durchläuft $\gamma_s(t)$ jeweils zu Beginn des Abschlags ein Maximum, im ersten Drittel des Aufschlags ein Minimum, die Schwankungen von $\gamma_s(t)$

sind bei dieser Geschwindigkeit am strengsten an den Flügelschlag gekoppelt.

Mit dem Tragen von Maske und Schlauch verändert sich auch die Schwanzfläche, $A_{8-12}(t)$ (vgl. Abb. 4.4 und Abb. 7.59). Die mittlere Schwanzfläche ist bei allen Flügen mit Maske größer als ohne Maske, mit steigender Windgeschwindigkeit werden die Unterschiede größer. Bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ ist die mittlere maximale Fläche beim Flug mit Maske um 5.4 cm^2 , bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ um 18.2 cm^2 größer als beim Flug ohne Maske. Gleichzeitig nimmt die Schwanzfläche mit steigender Windgeschwindigkeit ab, bei der größten Windgeschwindigkeit beträgt sie nur noch 77% des Wertes bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$. Die Änderungen fallen deutlich geringer aus als ohne Maske.

Flügelschlagperiodische Schwankungen der Schwanzfläche, $A_{8-12}(t)$, sind nur bei den beiden größten Windgeschwindigkeiten zu erkennen, diese sind aber nicht ganz regelmäßig. Während des Abschlags ist die Schwanzfläche meist maximal, während des Aufschlags minimal (vgl. Abb. 7.59).

Die Auftragung der Schwanzfläche als Funktion der Schwanzspreizung ergibt einen linearen Zusammenhang, welcher durch die Regressionsgerade $A_{8-12} = 0.3519 \cdot \gamma_s - 11.419$ ($R^2 = 0.9635$) approximiert werden kann (vgl. Abb. 4.5).

Mit zunehmender Windgeschwindigkeit nehmen der mittlere Spreizwinkel des Schwanzes und die mittlere Schwanzfläche stark ab. Mit Maske ist der Schwanz im zeitlichen Mittel deutlich stärker gespreizt, die Schanzfläche ist ebenfalls größer. $\gamma_s(t)$ und $A_{8-12}(t)$ schwanken vor allem bei höherer Windgeschwindigkeit viel stärker als ohne Maske. Der unruhigere Flug mit Maske manifestiert sich also auch in der starken Schwankung der Schwanzspreizung und der Schwanzfläche. Die verstärkte Schwanzspreizung und die größere Schwanzfläche könnten dem Momentenausgleich dienen. Die folgende Betrachtung der Eulerwinkel des Schwanzes wird zeigen, ob auch die Winkelposition und/oder Rotationen des Schwanzes dazu beitragen könnten.

4.2.2 Eulerwinkel des Schwanzes

Einfluss der Windgeschwindigkeit

Das Azimut, $\Psi_s(t)$, schwankt unabhängig vom Flügelschlag um wenige Grade (nicht gezeigt). Positive Werte bedeuten dabei eine Drehung des Schwanzes im Uhrzeigersinn. Bei allen Windgeschwindigkeiten außer 6 ms^{-1} ist $\Psi_s(t)$ negativ, der Schwanz ist also nach rechts aus der Nulllage herausgedreht. Die Azimutschwankungen sind nicht an den Flügelschlag gekoppelt und unabhängig von der Windgeschwindigkeit.

Der Längsneigungswinkel des Schwanzes, $\Theta_S(t)$, nimmt bei zunehmender Windgeschwindigkeit ab, ist aber bei allen Flügen stets positiv, die Schwanzhinterkante ist also nach unten gekippt (vgl. Abb. 7.62). Flügelschlagperiodische Schwankungen sind deutlich zu erkennen. Bei den mittleren Windgeschwindigkeiten durchläuft $\Theta_S(t)$ zu Beginn des Aufschlags und in der Mitte des Abschlags jeweils ein Maximum, der Schwanz kippt also etwas nach unten. Bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ ist $\Theta_{S,\text{max}}$ zumindest während den ersten drei Aufschlägen sowie beim vierten und fünften Abschlag zu erkennen. Bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ durchläuft $\Theta_S(t)$ bei allen Flügelschlägen in der ersten Hälfte des Aufschlags ein Minimum, im zweiten und dritten Aufschlag ist ein Minimum in der ersten Hälfte des Aufschlags sowie ein weiteres am Ende des Aufschlags zu erkennen. Dies deutet darauf hin, dass der Star ein flügelschlagbedingtes Nickmoment durch eine Gegenbewegung des Schwanzes auszugleichen versucht. Darauf deutet auch der Vergleich von Rumpf- und Schwanzlängsneigungswinkel hin. Beim Vergleich von Längsneigungswinkel des Schwanzes, $\Theta_S(t)$, und Längsneigungswinkel des Rumpfes, $\Theta_R(t)$, lässt sich ein in etwa gespiegelter Verlauf der beiden Kurven erkennen – erreicht $\Theta_S(t)$ ein Maximum, wird $\Theta_R(t)$ minimal und umgekehrt (vgl. Abb. 7.62). Bei der kleinsten Windgeschwindigkeit ist dieser gespiegelte Verlauf der Kurven bei den ersten beiden Flügelschlägen zeitversetzt und mit Beginn des dritten Flügelschlages laufen auch hier die beiden Kurven gespiegelt.

Der Hängewinkel des Schwanzes, $\Phi_S(t)$, ist durch die Wahl der Markerpunkte sehr fehlerbehaftet (vgl. 3.10.5.1). Der Hängewinkel (nicht gezeigt) schwankt meist um 0° , sein Verlauf wird nicht näher behandelt. Bei Hängewinkeln größer 0° hängt der Schwanz auf der rechten Seite nach unten bzw. wird im Uhrzeigersinn um seine Längsachse gedreht.

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Das Azimut ist bei den Flügen mit Maske etwas unruhiger als ohne Maske (nicht gezeigt) und schwankt um die Nulllage.

Bei den Flügen mit Maske sind die mittleren Längsneigungswinkel geringfügig kleiner, der Schwanz ist hier weniger steil angestellt (vgl. Abb. 7.63). Auch mit Maske nimmt der mittlere Längsneigungswinkel mit zunehmender Windgeschwindigkeit ab. Die Schwankungen von $\Theta_S(t)$ sind mit Maske deutlich größer; in der Mitte des Abschlags bzw. zu Beginn des Aufschlags wird der Schwanz stärker nach unten gekippt. Mit steigender Windgeschwindigkeit überwiegen die Maxima von $\Theta_S(t)$ während des Abschlags gegenüber den Maxima beim Aufschlag. Beim Vergleich von Längsneigungswinkel des Schwanzes, $\Theta_S(t)$, und Längsneigungswinkel des Rumpfes, $\Theta_R(t)$, ergibt sich für die beiden größten

Windgeschwindigkeiten ebenfalls ein in etwa gespiegelter Kurvenverlauf (vgl. Abb. 7.63). Bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ sind beide Kurven zeitlich um etwa einen Viertel Flügelschlag gegeneinander versetzt, bei der kleinsten Windgeschwindigkeit ändert sich der zeitliche Bezug der beiden Kurven zueinander während der fünf Flügelschläge. Während den ersten beiden Flügelschlägen sind $\Theta_S(t)$ und $\Theta_R(t)$ etwa um einen halben Flügelschlag versetzt, ab dem dritten Flügelschlag ist kein klarer Phasenbezug mehr feststellbar.

4.3 Aerodynamik des schlagenden Flügels

Die für die Berechnung der vom Flügel erzeugten Kraftkomponenten Auftrieb, Widerstand, Hub und Schub notwendigen Zeitreihen von Armfittich und Handfittich (Anstellwinkel $\alpha_A(t)$ bzw. $\alpha_H(t)$, Flügelteilflächen $A_{2,3,6,7}(t)$ bzw. $A_{3,5,6}(t)$, Anblasgeschwindigkeit $v_{an,A}(t)$ bzw. $v_{an,H}(t)$) sind jeweils für den Flug ohne und mit Maske bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ in den Abbildungen Abb. 7.64 bis Abb. 7.67 dargestellt.

Anhand dieser Abbildungen soll der prinzipielle Einfluss dieser Größen auf die Erzeugung von Auftrieb und Widerstand bzw. Hub und Schub erläutert werden (vgl. Abb. 3.9).

Während des Flügelabschlags sind die Anstellwinkel von Arm- und Handfittich, $\alpha_A(t)$ und $\alpha_H(t)$, positiv, der Flügel wird gegen die Unterseite angeströmt. $\alpha_A(t)$ bleibt klein, die Anblasgeschwindigkeit des Armfittichs, $v_{an,A}(t)$, wird dabei vorwiegend durch die Translation des Vogels mit der Fluggeschwindigkeit (entsprechend der Windgeschwindigkeit v_w) bestimmt. Die vertikale Komponente der Luftkraftresultierenden L überwiegt damit deutlich die horizontale Komponente, der Armfittich erzeugt vorwiegend Hub und wenig Rücktrieb. Beim Flug ohne Maske ist der Anstellwinkel des Armfittichs auch während des Aufschlags zumeist positiv, auch hier wird Hub und Rücktrieb erzeugt.

Beim Flug mit Maske wird $\alpha_A(t)$ nach einem Drittel des Abschlags negativ und der Armfittich erzeugt geringen Abtrieb und Rücktrieb.

Der Schlagneigungswinkels des Handfittichs im flugwindfesten Achsenkreuz, $\kappa_H(t)$, ist deutlich größer als der Schlagneigungswinkel des Armfittichs, $\kappa_A(t)$ (vgl. Abb. 7.54 und Abb. 7.55), da der Handfittich viel weiter schlägt als der Armfittich. Je negativer der Schlagneigungswinkel wird, desto mehr Schub wird erzeugt, da die Luftkraftresultierende L während des Abschlags nach vorne oben zeigt, weil gleichzeitig der Einfluss der Schlagschwingung des Flügels auf die Anblasgeschwindigkeit, $v_{an,H}(t)$, zunimmt. $v_{an,H}(t)$ zeigt einen flügelschlagperiodischen Verlauf mit zwei Maxima am oberen Flügelumkehrpunkt und

in der Mitte des Abschlags sowie einem Minimum am unteren Flügelumkehrpunkt. Der Handfittich erzeugt damit während des Abschlags starken Hub und Schub.

Der negativere Schlagneigungswinkel des Handfittichs sowie der vergrößerte Anstellwinkel während des Abschlags beim Flug mit Maske haben einen direkten Einfluss auf den erzeugten Schub – der Schub während des Abschlags ist beim Flug mit Maske deutlich größer als ohne Maske.

Beim Aufschlag wird der Anstellwinkel des Handfittichs, $\alpha_H(t)$, negativ, so dass wahrscheinlich die Anströmung gegen die Flügeloberseite gerichtet ist. Die Luftkraftresultierende weist schräg nach vorne unten, der Handfittich erzeugt geringen Schub und Abtrieb.

Die während des Abschlags maximalen Flächen von Arm- und Handfittich verstärken die Auftriebserzeugung und erhöhen gleichzeitig den Luftwiderstand, so dass vermehrt Hub und weniger Schub entwickelt wird.

4.3.1 Auftrieb und Widerstand von Arm- und Handfittich

- Auftrieb und Widerstand des Armfittichs

Die Zeitreihen von Auftrieb und Widerstand des Armfittichs, $A_A(t)$ und $W_A(t)$, zeigen einen flügel Schlagperiodischen Verlauf (vgl. Abb. 7.68 a und b). $A_A(t)$ steigt während des Abschlags an, erreicht in der Mitte des Abschlags $A_{A,max} \approx 0.5$ N und wird zum Abschlagentende hin geringer. Der Widerstand des Armfittichs $W_A(t)$ steigt ebenfalls während des Abschlags an, wird im mittleren Schlag zeitlich direkt nach dem Auftrieb maximal ($W_{A,max} \approx 0.045$ N) und fällt zum Abschlagentende hin ab.

Während des Aufschlags wird nur geringer Auftrieb und Widerstand erzeugt. Der Aufschlag wird im Folgenden nicht näher untersucht (vgl. 3.11).

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Beim Flug mit respiratorischer Maske und Schlauch bleibt der flügel Schlaggebundene Verlauf von $A_A(t)$ und $W_A(t)$ erhalten, während des mittleren Abschlags werden Auftrieb und Widerstand maximal (vgl. Abb. 7.69 a und b). $A_{A,max}$ und $W_{A,max}$ entsprechen während der ersten drei Flügel Schläge den Werten ohne Maske, im vierten und fünften Flügel Schlag sind sie mit $A_{A,max} \approx 0.7$ N und $W_{A,max} \approx 0.065$ N größer ($\approx 40\%$) als ohne Maske. Während des mittleren Aufschlags wird der Auftrieb des Armfittichs geringfügig negativ.

- Auftrieb und Widerstand des Handfittichs

Die Zeitreihen von Auftrieb und Widerstand des Handfittichs, $A_H(t)$ und $W_H(t)$, zeigen ebenfalls einen flügelschlaggebundenen Verlauf (vgl. Abb. 7.68 a und b). $A_H(t)$ steigt während des Abschlags an, erreicht kurz vor der Mitte des Abschlags $A_{H,max} \approx 0.7$ N und wird zum Abschlagen hin geringer. Dabei wird $A_{H,max}$ etwas eher erreicht als das Maximum von $A_A(t)$ und der vom Handfittich erzeugte Auftrieb ist um etwa 40% größer als der des Armfittichs. Der Widerstand des Handfittichs, $W_H(t)$, durchläuft ebenfalls etwa in der Mitte des Abschlags zeitlich kurz vor $W_{A,max}$ sein Maximum; mit $W_{H,max} \approx 0.10$ bis 0.15 N ist der maximale Widerstand des Handfittichs deutlich größer (200% bis 300%) als der des Armfittichs. Der Widerstand des Handfittichs erreicht sein Maximum kurz nach dem Auftriebsmaximum des Handfittichs.

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Mit Maske bleibt der flügelschlagperiodische Verlauf von $A_H(t)$ und $W_H(t)$ unverändert, $A_H(t)$ wird gegen Ende der ersten Hälfte des Abschlags maximal (Abb. 7.69 a). Mit Maske ist der vom Handfittich erzeugte Auftrieb größer (50%) als ohne Maske, $A_{H,max} \approx 1.05$ N wird ebenso wie beim Flug ohne Maske zeitlich kurz vor $A_{A,max}$ durchlaufen.

Beim Flug mit Maske ist der vom Handfittich erzeugte Widerstand deutlich größer (50% bis 130%) als ohne Maske, $W_{H,max} \approx 0.23$ N wird zeitlich kurz vor $W_{A,max}$ durchlaufen, die Phasenlage von $W_H(t)$ und $W_A(t)$ ändert sich damit beim Flug mit Maske gegenüber dem Flug ohne Maske nicht (vgl. Abb. 7.69 b).

Beim Flug mit Maske produziert insbesondere der Handfittich während des Abschlags vermehrt Auftrieb, gleichzeitig nimmt aber der Widerstand zu. Die Auftriebszunahme ist vermutlich durch den vergrößerten maximalen Anstellwinkel $\alpha_{H,max}$ und die größere Schlaggeschwindigkeit $v_{s,H,max}$ in der Mitte des Abschlags bedingt (vgl. Abb. 7.65 und Abb. 7.67). Der größere Anstellwinkel des Handfittichs ist verantwortlich für die starke Widerstandszunahme beim Flug mit Maske, der Anstellwinkel erreicht zudem Werte von über 30 bis 40°, bei denen die Flügeloberseitenströmung abzureißen droht (NACHTIGALL & KEMPF 1971; NACHTIGALL et al. 1985; RÜPPELL 1973).

4.3.2 Hub und Schub von Arm- und Handfittich

- Hub von Arm- und Handfittich

Der Hub von Armfittich und Handfittich, $H_A(t)$ und $H_H(t)$, oszilliert flügelschlaggebunden, er steigt während des Abschlags an, durchläuft jeweils in der Mitte des Abschlags ein Maximum,

und fällt dann wieder ab (vgl. Abb. 7.68 c). Während der ersten Hälfte des Aufschlags erzeugt der Armfittich geringen Hub von etwa 0.1 N, in der zweiten Hälfte des Aufschlags ist $H_A(t)$ nahezu 0. Der Handfittich erzeugt beim Flug ohne Maske während des Aufschlags keinen Hub. $H_{H,max} \approx 0.70$ N wird während der ersten drei Flügelschläge zeitlich etwas früher im Abschlagn als $H_{A,max} \approx 0.45$ N erreicht und ist um etwa 55% größer als dieser (vgl. Abb. 7.68 c).

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Mit Maske bleibt der flügelschlagperiodische Verlauf der Hubzeitreihen von Armfittich und Handfittich unverändert, der Hub steigt während des Abschlags an, durchläuft in der Mitte des Abschlags sein Maximum und verringert sich in der zweiten Hälfte des Abschlags; im zweiten Teil des Aufschlags erzeugt der Handfittich geringen negativen Hub (≈ -0.1 N). (vgl. Abb. 7.69 c). $H_{H,max} \approx 1.00$ N ist mit Maske um ungefähr 0.30 N (30%) größer als ohne Maske. Während $H_{A,max} \approx 0.45$ N während der ersten drei Flügelschläge sich nicht von $H_{A,max}$ ohne Maske unterscheidet, ist $H_{A,max} \approx 0.60$ N während der letzten beiden Flügelschläge um etwa 30% größer als ohne Maske.

Vergleich der Hubkurven mit den Zeitreihen der Rumpfbeschleunigung $a_{R,h}(t)$

Abb. 7.70 und Abb. 7.72 zeigen die Zeitreihe des vom Flügel erzeugten Gesamthubs, $H_{ges}(t)$, für den Flug ohne und mit Maske bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ sowie die Beschleunigungszeitreihen des angenäherten Körpermittelpunktes, P15, und des Handfittichschwerpunktes, P19, in h_g -Richtung, $a_{R,h}(t)$ und $a_{a,h}(t)$, sowie die Flughöhe des angenäherten Körpermittelpunktes im geodätischen Achsensystem, $h_{g,15}(t)$.

Das Hubmaximum liegt genau in der Abschlagnmitte, während die Vertikalbeschleunigung des Rumpfes im angenäherten Körpermittelpunkt P15, $a_{R,h}(t)$, schon in der ersten Abschlagnhälfte ihr Maximum durchläuft. Bedingt durch den von den Flügeln erzeugten Hub nimmt die Flughöhe $h_{g,15}(t)$ in der zweiten Abschlagnhälfte zu. Dieser Zusammenhang gilt sowohl für den Flug mit als auch ohne Maske.

Bei Betrachtung der Translation in Richtung der $h_{g,15}$ -Achse fällt auf, dass der Star beim Flug mit und ohne Maske ab dem dritten Flügelschlag im Kanal steigt. Der hierfür notwendige zusätzliche Hub wird beim Flug ohne Maske vor allem während des dritten Flügelschlages, beim Flug mit Maske während des vierten Flügelschlages erzeugt (vgl. Abb. 7.70 und Abb. 7.72).

Die momentane Rumpfbeschleunigung in P15 in h_g -Richtung lässt keinen direkten Rückschluss auf den momentanen von den Flügeln erzeugten Hub zu, da der angenäherte

Körpermittelpunkt, P15, nicht mit dem tatsächlichen Schwerpunkt des flügel Schlagenden Vogels übereinstimmt (vgl. 3.10.3.1) und P15 somit um den tatsächlichen Schwerpunkt oszilliert. Diese Oszillation wird durch die bei der periodischen Beschleunigung der Flügelmassen auftretenden Trägheitskräfte verursacht. Das Hubmaximum während des Flügelabschlags fällt zeitlich exakt mit dem Nulldurchgang der Beschleunigung des Handfittichschwerpunktes, $a_{a,h}(t)$ und damit mit dem Geschwindigkeitsmaximum des letzteren in der Vertikalen zusammen, $a_{a,h,max}$ wird am Ende des Abschlags erreicht.

Mit Maske ist der vom Handfittich erzeugte Hub deutlich größer als ohne Maske, der vom Armfittich erzeugte Hub ist während den letzten beiden Flügelschlägen um 30% erhöht. Der Star ist in der Lage, durch eine Vergrößerung des maximalen Anstellwinkels und der Schlaggeschwindigkeit beim Flug mit Maske mehr Hub zu erzeugen. Dieser Effekt wird durch negativere Schlagneigungswinkel während des Abschlags beim Flug mit Maske verstärkt. Die momentane Rumpfbeschleunigung in P15 in h_g -Richtung lässt keinen direkten Rückschluss auf den momentanen von den Flügeln erzeugten Hub zu. Im Folgenden soll untersucht werden, ob dies auch für die Schuberzeugung gilt und wie sich der Schub in Bezug zum erzeugten Hub verhält.

- Schub von Arm- und Handfittich

Der Armfittich erzeugt nahezu keinerlei Schub, die Schubzeitreihe $S_A(t)$ schwankt um die Nulllage, zu Beginn des Abschlags im positiven, während des übrigen Flügelschlags im negativen Bereich, der Armfittich verursacht hier Rücktrieb (vgl. Abb. 7.68 d). Dagegen erzeugt der Handfittich während des gesamten Abschlags positiven Schub entgegen der Windrichtung, in der ersten Hälfte des Abschlags wird $S_{H,max} \approx 0.13 \text{ N}$ bis 0.17 N erreicht. Das Schubmaximum des Handfittichs wird eher erreicht als das Hubmaximum.

Einfluss von respiratorischer Maske und Schlauch

Beim Flug mit Maske erzeugt der Armfittich während der ersten vier Abschlüsse positiven Schub ($S_{A,max} \approx 0.02 \text{ N}$ bis 0.05 N), während des verbleibenden Flügelschlages schwankt die Schubzeitreihe $S_A(t)$ wie beim Flug ohne Maske um die Nulllage (vgl. Abb. 7.69 d). Der Handfittich erzeugt während des gesamten Abschlags positiven Schub, $S_{H,max} \approx 0.25 \text{ N}$ bis 0.32 N wird in der Mitte des Abschlags erreicht und ist damit um 0.08 N (45%) bis 0.15 N (145%) größer als ohne Maske. Das erste Schubmaximum wird vor dem Auftriebsmaximum erreicht, ein während der Flügelschläge drei bis fünf sichtbares zweites Maximum wird nach $H_{H,max}$ durchlaufen.

Vergleich der Schubkurven mit den Zeitreihen der Rumpfbeschleunigung $a_{R,x}(t)$

Abb. 7.71 und Abb. 7.73 zeigen die Zeitreihe des vom Flügel erzeugten Gesamtschubs, $S_{\text{ges}}(t)$, für den Flug ohne und mit Maske bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ sowie die Beschleunigungszeitreihen des angenäherten Körpermittelpunktes, P15, und des Handfittichschwerpunktes, P19, in x_g -Richtung, $a_{R,x}(t)$ und $a_{a,x}(t)$, sowie die x_g -Zeitreihe des angenäherten Körpermittelpunktes im geodätischen Achsensystem, $x_{g,15}(t)$.

Die Zeitreihe der momentanen Rumpfbeschleunigung des angenäherten Körpermittelpunktes, P15, entlang der x_g -Achse lässt keinen Rückschluss auf die Schubkurve zu.

Die Betrachtung der Translation des Körpermittelpunktes in Richtung der $x_{g,15}$ -Achse zeigt, dass sich der Star beim Flug ohne und mit Maske während der Flügelschläge drei bis fünf nach vorne bewegt, wofür der Star zusätzlichen Schub benötigt (vgl. Abb. 7.71 und Abb. 7.73). Beim Flug ohne Maske wird der für die Vorwärtsbewegung zusätzlich benötigte Schub während des dritten und vierten Flügelschlages erzeugt, beim Flug mit Maske während des ersten Flügelschlages. Die Beschleunigungen des angenäherten Körpermittelpunktes in x_g -Richtung sind deshalb beim Flug mit Maske größer, aber auch hier spiegelt $a_{a,x}(t)$ nicht den wahren Verlauf der Beschleunigung des tatsächlichen Schwerpunkts des Gesamtsystems Vogel wider, da auch hier der Einfluss der periodischen Flügelbeschleunigung nicht vernachlässigbar ist.

Der Anteil des Armfittichs an der Schuberzeugung ist minimal, der Armfittich erzeugt vornehmlich Hub. Der größere Schub des Handfittichs beim Flug mit Maske dient dem Überwinden des zusätzlichen Widerstands von Maske und Schlauch, der Schub ist gegen die Anströmung gerichtet. Der vergrößerte Schub des Handfittichs während des Abschlags beim Flug mit Maske ist vornehmlich auf den negativeren Schlagneigungswinkel während des Abschlags zurückzuführen (vgl. Abb. 7.55). Die momentane Rumpfbeschleunigung in P15 in x_g -Richtung lässt keinen direkten Rückschluss auf den momentanen von den Flügeln erzeugten Schub zu.

4.3.3 Betrachtungen zum mittleren Hub und Schub

Unter der Annahme, dass ein Vogel beim unbeschleunigten Geradeausflug seine Flughöhe konstant hält, sollte der von beiden Flügeln erzeugte mittlere Hub $\overline{H_{\text{ges}}} = 2 \cdot \overline{H_H} + 2 \cdot \overline{H_A}$ der Gewichtskraft $G = M \cdot g$ (dem Gewicht) des Vogels abzüglich des von Vogelrumpf und Schwanz erzeugten Auftriebs, A_{R+S} , entsprechen. Bei den beiden hier untersuchten

Flugszenen steigt der Star im Windkanal um wenige Zentimeter, so dass er für diese Aufwärtsbeschleunigung, die beim Flug mit Maske größer ist als ohne Maske, zusätzlichen Hub, H_{Auf} , benötigt.

Der insgesamt erforderliche Hub, H_{erf} , ergibt sich also zu

$$H_{\text{erf}} = G - A_{\text{R+S}} + H_{\text{Auf}} \quad [\text{Gl. 4.1}]$$

und sollte gleich dem von den beiden Flügeln erzeugten mittleren Hub $\overline{H_{\text{ges}}}$ sein.

In Tab. 7.5 sind diese Größen zusammengefasst. Der von Rumpf und Schwanz erzeugte Auftrieb wurde anhand der Messungen von GESSER (1998) am Starenmodell für die Teilmodelle B (Rumpf mit Schwanz ohne Flügel) und C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) bei alleiniger Anströmung und mit Flügelinterferenz sowie anhand des Ansatzes nach 3.11.3.2 unter Berücksichtigung der mittleren Schwanzspreizung bestimmt. Hierbei wurde für den Flug ohne Maske ein mittlerer Rumpfanstellwinkel von 14° und beim Flug mit Maske von 12° zugrundegelegt, was einem Rumpfanstellwinkel von 9° bzw. 7° bei GESSER (1998) entspricht (vgl. 3.11.1).

Für den Flug mit $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske ist $\overline{H_{\text{ges}}} = 0.889 \text{ N}$, das Gewicht des Vogels beträgt 0.831 N , der für die Aufwärtsbeschleunigung notwendige Hub beträgt 0.063 N .

Für das Teilmodell C mit Flügelinterferenz ergibt sich für den Flug ohne Maske ein zusätzlicher Auftrieb von 0.259 N , so dass der insgesamt erforderliche Hub mit 0.635 N geringer ist als der von den beiden Flügeln erzeugte Gesamthub von 0.889 N . Unter Berücksichtigung der mittleren Schwanzspreizung von 7° ergibt sich ein erforderlicher Hub von 0.615 N , der berechnete Gesamthub ist damit um 45% größer als der erforderliche Hub.

Beim Flug mit Maske beträgt $\overline{H_{\text{ges}}} = 0.955 \text{ N}$ und ist damit um 7.4% größer als ohne Maske, das Gewicht des Vogels mit Maske und Schlauch beträgt 0.807 N und der für die Aufwärtsbeschleunigung notwendige Hub ist mit 0.112 fast doppelt so groß wie beim Flug ohne Maske. Für das Teilmodell C mit Flügelinterferenz ergibt sich für den Flug mit Maske bei $v_w = 13.3 \text{ ms}^{-1}$ ein zusätzlicher Auftrieb von 0.243 N , so dass der insgesamt erforderliche Hub mit 0.676 N größer ist als beim Flug ohne Maske, aber ebenfalls geringer ist als der von den beiden Flügeln erzeugte Gesamthub von 0.955 N . Unter Berücksichtigung der mittleren Schwanzspreizung von 42° sinkt der erforderliche Hub auf 0.549 N ab, der berechnete Gesamthub ist damit um 74% größer als der erforderliche Hub.

Auch bei Zugrundelegung des Teilmodells C ohne Flügelinterferenz ist der erforderliche Hub kleiner als der von den Flügeln erzeugte Gesamthub, die Unterschiede sind aber nicht mehr so groß. Ohne Maske beträgt H_{erf} in diesem Fall 0.815 N, mit Maske 0.853 N.

Für den mittleren Schub $\overline{S}_{\text{ges}} = 2 \cdot \overline{S}_H + 2 \cdot \overline{S}_A$ lässt sich eine ähnliche Betrachtung durchführen wie für den mittleren Hub. Der mittlere Schub sollte für den Geradeausflug mit konstanter Fluggeschwindigkeit gleich dem vom Vogelkörper einschließlich der Beine und der Maske erzeugten parasitären Widerstand sein. Bei den beiden hier untersuchten Flugszenen bewegt sich der Star im Windkanal um wenige Zentimeter nach vorne, so dass er für diese Vorwärtsbeschleunigung, die beim Flug mit Maske größer ist als ohne Maske, zusätzlichen Schub, S_{Vor} , benötigt. Für den Flug mit Maske muss zusätzlich der Widerstand von Maske und Schlauch, W_{Maske} , mitberücksichtigt werden.

Der insgesamt erforderliche Schub, S_{erf} , ergibt sich also zu

$$S_{\text{erf}} = W_{\text{par}} + S_{\text{Vor}} = W_{\text{R+S}} + W_{\text{Beine}} + W_{\text{Maske}} + S_{\text{Vor}} \quad [\text{Gl. 4.2}]$$

und sollte gleich dem von den beiden Flügeln erzeugten mittleren Schub $\overline{S}_{\text{ges}}$ sein.

In Tab. 7.6 sind diese Größen zusammengefasst. Der von Rumpf und Schwanz erzeugte Widerstand wurde anhand der Messungen von GESSER (1998) am Starenmodell für die Teilmodelle B (Rumpf mit Schwanz ohne Flügel) und C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) bei alleiniger Anströmung und mit Flügelinterferenz sowie anhand des Ansatzes nach 3.11.3.2 unter Berücksichtigung der mittleren Schwanzspreizung bestimmt. Hierbei wurde für den Flug ohne Maske ein mittlerer Rumpfanstellwinkel von 14° und beim Flug mit Maske von 12° zugrundegelegt, was einem Rumpfanstellwinkel von 9° bzw. 7° bei GESSER (1998) entspricht (vgl. 3.11.1).

Für den Flug mit $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske ist $\overline{S}_{\text{ges}} = 0.067 \text{ N}$, der für die Vorwärtsbeschleunigung notwendige Schub beträgt 0.015 N.

Für das Teilmodell C mit Flügelinterferenz ergibt sich für den Flug ohne Maske ein parasitärer Widerstand von 0.064 N, so dass der insgesamt erforderliche Schub mit 0.079 N größer ist als der von den beiden Flügeln erzeugte Gesamtschub von 0.067 N. Unter Berücksichtigung der Schwanzspreizung von 7° erhöht sich der erforderliche Schub auf 0.087 N, der Gesamtschub ist damit um 23% kleiner als der erforderliche Schub.

Beim Flug mit Maske beträgt $\overline{S}_{\text{ges}}$ 0.231 N und ist damit fast 3.5-mal so groß wie ohne Maske. Der für die Vorwärtsbeschleunigung notwendige Schub ist mit 0.069 N mehr als

viermal so groß wie ohne Maske, der von den Beinen erzeugte Widerstand wurde mit 0.053 N abgeschätzt.

Für das Teilmodell C mit Flügelinterferenz ergibt sich für den Flug mit Maske bei $v_W = 13.3 \text{ ms}^{-1}$ ein Rumpfwiderstand von 0.055 N, der Maskenwiderstand beträgt 0.013 N, so dass der insgesamt erforderliche Schub mit 0.190 N mehr als zweimal größer ist als beim Flug ohne Maske, aber geringer ist als der von den beiden Flügeln erzeugte Gesamtschub von 0.231 N. Unter Berücksichtigung der mittleren Schwanzspreizung von 42° erhöht sich der erforderliche Schub auf 0.240 N, der berechnete Gesamtschub ist damit um 4% geringer als der erforderliche Schub.

Bei Zugrundelegung des Teilmodells C ohne Flügelinterferenz ist der erforderliche Schub sowohl mit als auch ohne Maske kleiner als der von den Flügeln erzeugte Gesamtschub. Ohne Maske beträgt er in diesem Fall 0.059 N, mit Maske 0.174 N.

Diese Ergebnisse zeigen, dass das zur Bestimmung des Auftriebs und Widerstands von Rumpf und Schwanz gewählte Starenmodell (Teilmodell B / C mit und ohne Berücksichtigung der Schwanzspreizung) nach GESSER (1998) eine enorme Rolle für die Beantwortung der Frage nach der Güte der aerodynamischen Modellrechnungen im Hinblick auf den mittleren Hub und Schub spielt. Beim Flug ohne Maske mit 12.8 ms^{-1} ist der Schwanz kaum gespreizt ($\gamma_s(t) < 10^\circ$) und die Schwanzfläche sehr klein ($A_{8-12}(t) \approx 0.0012 \text{ m}^2$) (vgl. Abb. 7.58 d und Abb. 7.60 d).

Beim Flug mit Maske war der Schwanz des Vogels dagegen stärker gespreizt ($20^\circ < \gamma_s(t) < 60^\circ$) und die Schwanzfläche entsprechend vergrößert ($0.0021 \text{ m}^2 < A_{8-12}(t) < 0.0034 \text{ m}^2$) (vgl. Abb. 7.59 d und Abb. 7.61 d), so dass der Schwanz eine deutliche Erhöhung von Auftrieb und Widerstand bewirkt haben müsste. Der von mir verwendete Ansatz zur Bestimmung des erforderlichen Hubs und Schubs basiert auf der mittleren Schwanzspreizung und erfasst nicht die Änderung der Schwanzspreizung während der fünf Flügelschläge. Möglicherweise ist der Einfluss des Schwanzes auf die Auftriebs- und Widerstandserzeugung beim Starenmodell nach GESSER (1998) größer, als beim Schwanz des von mir untersuchten Staren bei den hier ausgewerteten Flugszenen. GESSER (1998, S. 55) schreibt zum Teilmodell B (mit Schwanz): „Bei der Betrachtung des Modells fällt auf, daß das Schwanzblatt stark nach schräg unten gekippt und stark aufgefächert ist. Außerdem schließt das Schwanzblatt dicht an die Flügelhinterkanten an.“ Bei der vorliegenden Filmszene schwankt der

Schwanzlängsneigungswinkel $\Theta_R(t)$ dagegen zwischen 13° und 24° und hat vermutlich einen geringeren Einfluss auf Auftrieb und Widerstand als beim GESSER'schen Modell.

GESSER (1998) vermutet, dass das Schwanzblatt im direkten Nachlauf der Flügel liegt und somit die abgehende Strömung in eine für die Auftriebserzeugung günstige Richtung nach schräg unten ablenkt. Diese geometrische Anordnung von Flügel und Schwanz tritt beim Schlagflug nur während des mittleren Abschlags auf. Für den restlichen Flügelschlag kann die Wirkung der Flügelinterferenz auf die Auftriebs- und Widerstandserzeugung von Rumpf und Schwanz anhand der Untersuchung von GESSER (1998) am Modell eines gleitfliegenden Staren nicht beantwortet werden. Es ist zu vermuten, dass während des Aufschlags und während der Flügelschlagumkehr die Flügelinterferenz keinen so großen positiven Einfluss auf die Auftriebserzeugung von Rumpf und Schwanz besitzt, da der Schwanz hier nicht im direkten Nachlauf der Flügel liegt.

Die vermutete stärkere Auftriebserzeugung durch den gespreizten Schwanz während des Flugs mit Maske dient vermutlich der Stabilisierung des Rumpflängsneigungswinkels durch Erzeugung eines pronatorischen Nickmoments zur Kompensation des durch den Schlauch erzeugten supinatorischen Nickmoments (vgl. S. 147f).

Die Betrachtung von mittlerem Hub und Schub zeigt, dass das einfache Kräftemodell basierend auf der Annahme einer stationären Anströmung eine Abschätzung für den mittleren von den Flügeln erzeugten Hub und Schub liefern kann, aber in seiner Aussagekraft insbesondere im Hinblick auf die Huberzeugung limitiert ist. Der anhand des einfachen Kräftemodells berechnete mittlere Hub übersteigt den mit Hilfe der Messungen von GESSER (1998) am Modell eines gleitfliegenden Staren ermittelten erforderlichen Hub zum Teil deutlich, während der berechnete Schub von der Größenordnung eine gute Abschätzung für den erforderlichen Schub liefert. Problematisch ist die Einschätzung der Wirkung von Schwanz und Flügelinterferenz auf die Berechnung des erforderlichen Hubs und Schubs.

4.4 Energetik

Zur Berechnung der während des Fluges aufgebrauchten mechanischen Leistung wurden drei Ansätze verfolgt. Zum einen wurden die Teilleistungen anhand der konventionellen Theorie nach PENNYCUICK und TUCKER berechnet, zum zweiten wurden die Formeln der (vereinfachten) Ringwirbeltheorie von RAYNER zur Berechnung verwandt. Im dritten Ansatz wurden der Ansatz nach RAYNER mit den Rumpfwiderstandsmessungen von GESSER am

Starenmodell kombiniert. Die tabellarischen Ergebnisse der Rechnungen und die verwendeten Größen sind in den Tab. 7.7 bis Tab. 7.11 zusammengefasst.

Die Ergebnisse der Teilleistungsberechnung nach der konventionellen Theorie sind in Abb. 7.76 a dargestellt, die Teilleistungen für die Ringwirbeltheorie zeigt der mittlere Teil dieser Abbildung, die Ergebnisse des kombinierten Ansatzes sind im unteren Teil dargestellt.

Bei der folgenden Betrachtung der einzelnen Teilleistungen werden stets die berechneten nominalen Werte für die tatsächlich untersuchten Fluggeschwindigkeiten wie in den zugehörigen Tabellen angegeben. Für den Vergleich der Flüge mit und ohne Maske bei gleicher Fluggeschwindigkeit werden die Auftragungen der Leistungsanteile anhand der Abbildungen verglichen und als Bezugsgeschwindigkeit die Fluggeschwindigkeiten 6.5 ms^{-1} , 8.4 ms^{-1} , 10.2 ms^{-1} und 12.8 ms^{-1} angenommen.

4.4.1 Parasitäre Leistung P_{par}

Bei der folgenden Betrachtung der parasitären Leistungen ist der von den mehr oder weniger aus dem Gefieder herausragenden Beinen verursachte zusätzliche Widerstand, W_{Beine} , und die zu dessen Überwindung notwendige parasitäre Leistung, $P_{\text{par,Beine}}$, nicht berücksichtigt. Auf diese wird am Schluss des Abschnitts separat eingegangen.

Die parasitäre Leistung, P_{par} , die aus dem Widerstand des Vogelkörpers resultiert, nimmt mit der Fluggeschwindigkeit zu. Die nach TUCKER (1973) berechnete parasitäre Leistung $P_{\text{par,Tucker}}$ beträgt bei $v_w = 6.1 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske 0.084 W und steigt auf $P_{\text{par,Tucker}} = 0.799 \text{ W}$ bei $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$ an (vgl. Abb. 7.75 und Tab. 7.10). Beim Flug mit respiratorischer Maske und Schlauch wird von diesen ein zusätzlicher parasitärer Widerstand erzeugt, als dessen Folge auch die aufzubringende parasitäre Leistung ansteigt. Bei der geringsten Fluggeschwindigkeit von $v_w = 6.5 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske beträgt $P_{\text{par,Tucker}}$ 0.158 W . Mit steigender Fluggeschwindigkeit nimmt $P_{\text{par,Tucker}}$ zu bis auf 1.037 W bei $v_w = 13.3 \text{ ms}^{-1}$.

Bei gleicher Bezugsgeschwindigkeit ist die parasitäre Leistung bei den Flügen mit Maske um 10% bis 19% größer als ohne. Die absoluten Differenzen der parasitären Leistungen zwischen den Flügen ohne und mit Maske bei gleicher Bezugsgeschwindigkeit werden mit zunehmender Geschwindigkeit größer, sie betragen bei $v_w = 6.5 \text{ ms}^{-1}$ etwa 0.050 W (45%), 0.070 W (30%) bei $v_w = 8.4 \text{ ms}^{-1}$, 0.080 W (20%) bei $v_w = 10.2 \text{ ms}^{-1}$ und 0.150 W (19%) bei $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$, wobei der prozentuale Unterschied zur parasitären Leistung beim Flug ohne Maske gleichzeitig geringer wird (vgl. Abb. 7.75). Dieser Anstieg des parasitären Widerstandes bei den Flügen mit Maske beim Ansatz nach TUCKER (1973) wird durch den

mit der Fluggeschwindigkeit ansteigenden zusätzlichen Widerstand von Maske und Schlauch, W_{Maske} , verursacht, während die geringere Körpermasse bei den Flügen mit Maske die Differenz kleiner werden lässt, als sie bei gleicher Masse ausfallen würde (vgl. $P_{\text{par,Maske}}$ in Tab. 7.10).

Die anhand des Ansatzes nach RAYNER (1979 b) berechnete parasitäre Leistung $P_{\text{par,Rayner}}$ (vgl. 3.12.2) steigt ebenfalls mit der Fluggeschwindigkeit an (vgl. Abb. 7.75 und Tab. 7.10). Bei den Flügen ohne Maske steigt $P_{\text{par,Rayner}}$ von 0.069 W bei $v_w = 6.1 \text{ ms}^{-1}$ bis auf 0.731 W bei $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$. Mit Maske ist $P_{\text{par,Rayner}}$ größer und steigt von 0.143 W bei $v_w = 6.5 \text{ ms}^{-1}$ auf 0.456 W bei $v_w = 10.2 \text{ ms}^{-1}$ und schließlich auf 0.989 W bei $v_w = 13.3 \text{ ms}^{-1}$ an. Die absolute und prozentuale Zunahme von $P_{\text{par,Rayner}}$ mit Maske gegenüber den Flügen ohne Maske bei gleicher Bezugsgeschwindigkeit sind vergleichbar mit denen von $P_{\text{par,Tucker}}$ und betragen bei der kleinsten Fluggeschwindigkeit 0.050 W (55%), bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ 0.080 W (40%). Bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ bzw. 13 ms^{-1} ist $P_{\text{par,Rayner}}$ mit Maske um 0.090 W (25%) bzw. 0.170 W (23%) erhöht. $P_{\text{par,Rayner}}$ ist bei allen Fluggeschwindigkeiten ohne und mit Maske kleiner als $P_{\text{par,Tucker}}$. Die absolute Differenz von P_{par} zwischen den beiden Ansätzen wird mit zunehmender Fluggeschwindigkeit größer und beträgt bei $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$ 0.068 W ohne Maske und 0.048 W bei $v_w = 13.3 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske.

Insgesamt unterscheiden sich die Ergebnisse der beiden Ansätze nur geringfügig voneinander; vom physikalischen Standpunkt ist der Ansatz nach Rayner jedoch realistischer, da sich hier die frontale Projektionsfläche des Vogelkörpers, A_e , in Abhängigkeit vom Rumpflängsneigungswinkel ändert, während A_e nach Tucker nur von der Masse des Vogels beeinflusst wird.

Die parasitäre Leistung wurde zum Vergleich direkt anhand des in Tab. A-4 bei GESSER (1998) für das Teilmodell C im Interferenzfall angegebenen Widerstandswertes für den bei der jeweiligen Windgeschwindigkeit gemessenen Rumpfanstellwinkel berechnet, bei den Flügen mit Maske wurde der zusätzliche Widerstand von Maske und Schlauch berücksichtigt. Die so berechneten Werte für $P_{\text{par,Gesser},\alpha}$ sind bei allen Windgeschwindigkeiten ohne und mit Maske größer als $P_{\text{par,Tucker}}$ und $P_{\text{par,Rayner}}$ mit Ausnahme von $P_{\text{par,Tucker}}$ bei 13.3 ms^{-1} mit Maske (vgl. Tab. 7.10). Wird zusätzlich die Schwanzspreizung (mittels der Geradengleichung für W_{R+S}) berücksichtigt, so steigt $P_{\text{par,Gesser}}$ von 0.521 W bei $v_w = 6.1 \text{ ms}^{-1}$ auf 0.800 W bei $v_w = 8.4 \text{ ms}^{-1}$, 0.816 W bei $v_w = 10.0 \text{ ms}^{-1}$ und 0.922 W bei $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$ weiter an (vgl. Tab. 7.10, Tab. 7.11 und Abb. 7.75). Dabei ist der Anstieg mit zunehmender Fluggeschwindigkeit nicht so groß wie bei den anderen beiden Ansätzen. Mit Maske ist $P_{\text{par,Gesser}}$ bei der kleinsten

Bezugsgeschwindigkeit um etwa 0.05 W, bei $v_w = 10.2 \text{ ms}^{-1}$ und 13.3 ms^{-1} um 0.30 W größer als ohne Maske, wofür vor allem die stärkere Schwanzspreizung bei den Flügen mit Maske verantwortlich ist. Jedoch ist bei $v_w = 8.4 \text{ ms}^{-1}$ der parasitäre Widerstand nach Gesser ohne Maske um etwa 0.1 W größer als mit Maske. Hierfür ist der im Mittel um 5° größere Rumpflängsneigungswinkel beim Flug ohne Maske verantwortlich, der einen positiven Einfluss auf die Zunahme des parasitären Widerstandes besitzt. Sowohl zunehmende Rumpflängsneigungswinkel als auch eine größere Schwanzspreizung erhöhen den parasitären Widerstand nach dem Ansatz von GESSER.

Bei allen Ansätzen muss zusätzlich der parasitäre Widerstand der mehr oder weniger stark aus dem Gefieder herausragenden Beine berücksichtigt werden. Die zur Überwindung dieses Widerstandes notwendige Leistung, $P_{\text{par,Beine}}$, ist bei den Flügen ohne Maske relativ gering, da die Beine hier nur wenig oder gar nicht aus dem Gefieder herausragen. $P_{\text{par,Beine}}$ schwankt zwischen 0 W bei $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$ und 0.044 W bei $v_w = 10.2 \text{ ms}^{-1}$. Bei den Flügen mit Maske ragen die Beine dagegen zum Teil deutlich aus dem Gefieder heraus, $P_{\text{par,Beine}}$ steigt entsprechend auf Werte von 0.122 W bei $v_w = 6.5 \text{ ms}^{-1}$ bis 0.705 W bei $v_w = 13.3 \text{ ms}^{-1}$ an. Bei der größten Fluggeschwindigkeit muss der Star also ein Drittel der gesamten parasitären Leistung nach GESSER ($1.397 \text{ W} + 0.705 \text{ W} = 2.102 \text{ W}$) zur Überwindung des Widerstandes der aus dem Gefieder herausragenden Beine aufbringen.

Bei allen Ansätzen steigt die parasitäre Leistung, die der Vogel aufbringen muss, um den vom Körper erzeugten Widerstand zu überwinden, mit der Windgeschwindigkeit an. Mit Maske und Schlauch nimmt die aufzubringende parasitäre Leistung deutlich zu, da der Star den zusätzlichen Widerstand von respiratorischer Maske und Schlauch überwinden muss. Unter Berücksichtigung der Schwanzspreizung beim Ansatz nach Gesser nimmt die parasitäre Leistung bei Fluggeschwindigkeiten von 10 ms^{-1} und 13 ms^{-1} um 0.3 W zu. Der Beitrag der aus dem Gefieder herausragenden Beine zum parasitären Widerstand ist bei den Flügen mit Maske beträchtlich.

4.4.2 Induzierte Leistung P_{ind}

Beim PENNYCUICK'schen Leistungsmodell verhält sich die induzierte Leistung umgekehrt proportional zur Fluggeschwindigkeit, mit steigender Fluggeschwindigkeit wird die zur Huberzeugung notwendige Leistung geringer (vgl. Tab. 7.7 und Abb. 7.76 a). $P_{\text{ind,Penny}}$ verringert sich von $P_{\text{ind,Penny}} = 0.363 \text{ W}$ bei $v_w = 6.1 \text{ ms}^{-1}$ um 67% auf $P_{\text{ind,Penny}} = 0.121 \text{ W}$ bei $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske. Bei den Flügen mit Maske ist die induzierte Leistung bei allen

Bezugsgeschwindigkeiten mit Ausnahme der kleinsten Fluggeschwindigkeit etwas geringer als ohne Maske, da bei den drei Flügen mit $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$, 10 ms^{-1} und 13 ms^{-1} mit Maske die Masse des Vogels geringer war als ohne Maske. Bei der kleinsten Fluggeschwindigkeit mit Maske ist $P_{\text{ind,Penny}} = 0.365 \text{ W}$, bei der größten Fluggeschwindigkeit wird mit $P_{\text{ind,Penny}} = 0.121 \text{ W}$ 67% weniger induzierte Leistung zur Erzeugung von Hub aufgebracht.

Die nach der Ringwirbeltheorie berechnete induzierte Leistung $P_{\text{ind,Rayner}}$ beträgt bei der kleinsten Fluggeschwindigkeit 0.817 W (vgl. Tab. 7.8 und Abb. 7.76 b). Bei $v_w = 8.0 \text{ ms}^{-1}$ ist die induzierte Leistung mit 0.893 W etwas größer, bei steigender Fluggeschwindigkeit wird $P_{\text{ind,Rayner}}$ mit 0.804 W bzw. 0.723 W kleiner. Beim Flug mit Maske ist $P_{\text{ind,Rayner}}$ kleiner als die bei vergleichbarer Fluggeschwindigkeit ohne Maske aufgebrachte induzierte Leistung und nimmt umgekehrt proportional zur Fluggeschwindigkeit ab. Bei $v_w = 6.5 \text{ ms}^{-1}$ errechnet sich $P_{\text{ind,Rayner}} = 0.774 \text{ W}$, was einer Verringerung gegenüber dem Flug ohne Maske um etwa -0.05 W (-5%) entspricht, bei der größten Fluggeschwindigkeit ist $P_{\text{ind,Rayner}} = 0.565 \text{ W}$ (-0.145 W bzw. -20% bezogen auf eine Fluggeschwindigkeit von 12.8 ms^{-1}). Die Leistungsabnahme ist vor allem auf das geringere Gewicht des Tieres zurückzuführen, während die Zunahme der Flügelschlagfrequenz einen geringeren Einfluss auf die Zirkulation Γ bewirkt (vgl. 3.12.3).

Beim Vergleich von PENNYCUICK'schen und Ringwirbel-Ansatz ist deutlich zu erkennen, dass die berechnete induzierte Leistung nach dem Ringwirbelansatz bei allen Flugbedingungen größer ist als $P_{\text{ind,Penny}}$, der Unterschied vergrößert sich mit zunehmender Fluggeschwindigkeit. Nach der Ringwirbeltheorie muss der Star also deutlich mehr induzierte Leistung aufbringen als nach dem PENNYCUICK'schen Ansatz. Dies rührt daher, dass nach RAYNER bzw. nach der Ringwirbeltheorie P_{ind} für die Hub- und Schuberzeugung benötigt wird (vgl. 3.12.3).

Beim kombinierten Ansatz nach GESSER/RAYNER, der den von Rumpf und Schwanz erzeugten Auftrieb berücksichtigt, liegen die errechneten Leistungswerte für $P_{\text{ind,Gesser/Rayner}}$ zwischen denen der beiden anderen Ansätze und sind ebenfalls negativ mit der Fluggeschwindigkeit korreliert (vgl. Tab. 7.9 und Abb. 7.76 c). Bei den Flügen ohne Maske beträgt $P_{\text{ind,Gesser/Rayner}} 0.593 \text{ W}$ bei $v_w = 6.1 \text{ ms}^{-1}$ und verringert sich auf 0.327 W bei $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$. Auch bei diesem Ansatz ist die induzierte Leistung bei den Flügen mit Maske mit Ausnahme der kleinsten Fluggeschwindigkeit geringer als ohne Maske und beträgt bei $v_w = 6.5 \text{ ms}^{-1}$ 0.598 W und fällt auf 0.171 W bei $v_w = 13.3 \text{ ms}^{-1}$ ab.

4.4.3 Profilleistung P_{pro}

Die nach dem PENNYCUICK'schen Ansatz berechnete Profilleistung, $P_{\text{pro,Penny}}$, ist negativ mit der Fluggeschwindigkeit korreliert, da der von Rumpf und Schwanz zusätzlich erzeugte Auftrieb mit der Fluggeschwindigkeit zunimmt und somit das Vogelgewicht reduziert (vgl. Tab. 7.7 und Abb. 7.76 a). Beim Flug ohne Maske und $v_w = 6.1 \text{ ms}^{-1}$ beträgt $P_{\text{pro,Penny}}$ 0.444 W, bei $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$ nur noch 0.342 W. Auch bei den Flügen mit Maske ist $P_{\text{pro,Penny}}$ negativ mit der Fluggeschwindigkeit korreliert. $P_{\text{pro,Penny}}$ ist mit Maske bei allen Fluggeschwindigkeiten außer $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ kleiner als ohne Maske und beträgt zwischen 0.466 W bei der kleinsten und 0.228 W bei der größten Fluggeschwindigkeit. Ursache hierfür ist zum einen das geringere Gewicht bei diesen Flügen, zum anderen die größere Spannweite während des mittleren Abschlags bei 8 ms^{-1} und 13 ms^{-1} . Bei der kleinsten Fluggeschwindigkeit ist der von Rumpf und Schwanz auf Grund des um 4° kleineren mittleren Rumpflängsneigungswinkels erzeugte Auftrieb mit Maske geringer als ohne Maske, so dass die Profilleistung bei dieser Geschwindigkeit mit Maske größer ist.

In der Profilleistung unterscheidet sich der zweite Ansatz nach RAYNER deutlich vom Ansatz nach PENNYCUICK (vgl. Tab. 7.8 und Abb. 7.76 b). $P_{\text{pro,Rayner}}$ steigt proportional zu v_w^3 von $P_{\text{pro,Rayner}} = 0.056 \text{ W}$ bei $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske auf $P_{\text{pro,Rayner}} = 0.471 \text{ W}$ bei der größten Fluggeschwindigkeit an. Mit Maske ist $P_{\text{pro,Rayner}}$ für gleiche Bezugsgeschwindigkeiten bei allen Geschwindigkeiten außer 6.5 ms^{-1} größer als ohne Maske. Der größte Unterschied von etwa 0.08 W (+17%) ergibt sich bei 12.8 ms^{-1} und ist vor allem auf die etwas größere Flügelfläche beim Flug mit Maske zurückzuführen.

4.4.4 Mechanische Leistung P_{mech}

Die Addition der einzelnen Teilleistungen ergibt die mechanische Leistungskurve (vgl. Abb. 7.77 und Tab. 7.7 bis Tab. 7.9). Bei Verwendung der Formeln nach dem PENNYCUICK'schen Ansatz steigt die mechanische Flugleistung mit zunehmender Fluggeschwindigkeit ohne Maske von $P_{\text{mech,Penny}} = 0.926 \text{ W}$ bei $v_w = 6.1 \text{ ms}^{-1}$ auf $P_{\text{mech,Penny}} = 1.263 \text{ W}$ bei $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$ an, wobei die minimale Leistung bei $v_w = 8.0 \text{ ms}^{-1}$ mit 0.922 W erreicht wird. Mit Maske ist die mechanische Flugleistung größer als ohne Maske, sie beträgt $P_{\text{mech,Penny}} = 1.111 \text{ W}$ bei $v_w = 6.5 \text{ ms}^{-1}$, ist bei den mittleren Fluggeschwindigkeiten mit 1.032 W bzw. 1.074 W etwas geringer und steigt auf $P_{\text{mech,Penny}} = 2.038 \text{ W}$ bei $v_w = 13.3 \text{ ms}^{-1}$ an. Die stark erhöhte Leistung bei 13.3 ms^{-1} mit Maske ist vor allem auf den zur Überwindung des Beinwiderstandes

notwendigen Leistungsanteil zurückzuführen, der ein Drittel (0.705 W) der gesamten mechanischen Leistung ausmacht.

Bei der nach der vereinfachten Ringwirbeltheorie nach RAYNER berechneten mechanischen Leistungskurve steigt $P_{\text{mech, Rayner}}$ kontinuierlich mit zunehmender Fluggeschwindigkeit an. Beim Flug ohne Maske werden bei $v_w = 6.1 \text{ ms}^{-1}$ 0.977 W, bei $v_w = 12.8 \text{ ms}^{-1}$ 1.924 W an Flugleistung erzeugt. Mit Maske ist $P_{\text{mech, Rayner}}$ bei allen Fluggeschwindigkeiten größer als ohne Maske, bei der kleinsten Fluggeschwindigkeit von $v_w = 6.5 \text{ ms}^{-1}$ beträgt $P_{\text{mech, Rayner}}$ 1.050 W und steigt auf 2.855 W bei $v_w = 13.3 \text{ ms}^{-1}$ an. Die stark erhöhte mechanische Leistung bei 13.3 ms^{-1} mit Maske ist ebenfalls auf den zur Überwindung des Beinwiderstandes notwendigen Leistungsanteil zurückzuführen, der ein Viertel (0.705 W) der gesamten mechanischen Leistung ausmacht.

Auch beim kombinierten Ansatz nach GESSER und RAYNER ist die mechanische Flugleistung positiv mit der Fluggeschwindigkeit korreliert. Beim Flug ohne Maske beträgt $P_{\text{mech, Gesser/Rayner}}$ 1.025 W bei $v_w = 6.1 \text{ ms}^{-1}$ und steigt auf 1.482 W bzw. 1.527 W bei 8.0 ms^{-1} bzw. 10.0 ms^{-1} und schließlich auf 1.720 W bei der größten Fluggeschwindigkeit von 12.8 ms^{-1} an. Die für die Flüge mit Maske notwendige mechanische Leistung ist bei diesem Ansatz ebenfalls bei allen Fluggeschwindigkeiten außer $v_w = 8.4 \text{ ms}^{-1}$ größer als ohne Maske und steigt von 1.474 W bei 6.5 ms^{-1} auf 1.497 W, 1.899 W und 3.033 W bei $v_w = 8.4 \text{ ms}^{-1}$, 10.2 ms^{-1} und 13.3 ms^{-1} an. Bei einer Bezugsgeschwindigkeit von 8.4 ms^{-1} sind in diesem Ansatz die mechanischen Leistungen mit und ohne Maske gleich.

Nach allen drei Ansätzen steigt die berechnete mechanische Leistung bei Geschwindigkeiten größer als 8 ms^{-1} bei den beiden Modellansätze nach RAYNER bzw. GESSER/RAYNER über den kompletten Geschwindigkeitsbereich an, mit Maske ist die mechanische Leistung bei allen Ansätzen größer als ohne Maske.

Da die Vogelmasse bei den Flügen ohne Maske größer war als mit Maske, ist ein exakter Vergleich der beiden Flugbedingungen eigentlich nur bei gleicher Vogelmasse zulässig, wie ihn Abb. 7.78 für das kombinierte Leistungsmodell nach GESSER/RAYNER und $M = 83,5 \text{ g}$ zeigt. Die mechanischen Leistungsunterschiede zwischen den Flügen mit und ohne Maske werden noch etwas größer, die Flüge mit Maske sind also energetisch ungünstiger als ohne Maske (vgl. die Diskussion unter 5.4).

Die Berechnungen der mechanischen Leistung ergeben, dass die Flüge mit Maske energetisch ungünstiger sind als ohne Maske. Insbesondere bei großen Fluggeschwindigkeiten ist die aufzubringende mechanische Flugleistung mit Maske größer. Respiratorische Maske und

Schlauch sowie die aus dem Gefieder herausragenden Beine und Füße bewirken einen starken Anstieg der parasitären Leistung und damit der gesamten mechanischen Flugleistung.

5 Diskussion

Die vorliegenden Untersuchungen zur Kinematik des Starenfluges im Windkanal mit und ohne respiratorische Maske sind Teil eines europäischen Gemeinschaftsprojektes zur Untersuchung der Energetik des Starenfluges. Sie geben Aufschluss über die Änderungen der Kinematik innerhalb eines definierten Geschwindigkeitsbereichs und dienen als Grundlage für die Berechnung der mechanischen Flugleistung mit Hilfe von mathematischen Modellen (RAYNER 1979 a-c; WARD et al. 1998; RAYNER & WARD 1999; WARD et al. 2001). Im Rahmen der Untersuchungen war es erstmals möglich, den Einfluss des Tragens einer respiratorischen Maske mit Schlauch auf wichtige kinematische Kenngrößen zu quantifizieren und den Einfluss von Maske und Schlauch auf die mechanische Leistungskurve als Funktion der Fluggeschwindigkeit darzustellen (WARD et al. 2001, 2004).

Da sich die hier vorgestellten Daten nur auf die Flüge eines einzigen Individuums beziehen und für jede Flugbedingung (Windgeschwindigkeit, Tragen der Maske) nur eine Sequenz von fünf aufeinanderfolgenden Flügelschlägen untersucht wurde, war eine statistische Auswertung oder Zeitreihenanalyse nicht möglich.

5.1 Material und Methode

5.1.1 Auswahl und Training des Versuchstiers

In der vorliegenden Arbeit werden die Ergebnisse der Versuche an einem wildgefangenen Star (*Sturnus vulgaris*) dargestellt, der aus einer Gruppe von 15 wildgefangenen und handaufgezogenen Staren stammt. Von den insgesamt 15 zu Beginn trainierten Staren lernten insgesamt vier Individuen (allesamt Weibchen und Wildfänge) innerhalb eines Trainingszeitraums von neun Monaten, zweimal täglich für je eine Stunde nonstop ohne respiratorische Maske zu fliegen, also mehr als ein Viertel aller gehaltenen Tiere. Dies entspricht in etwa der Erfolgsrate, die andere Autoren für ihre Arbeiten mit wildgefangenen Staren beschreiben (TORRE-BUENO 1976; DIAL et al. 1991; TOBALSKE 1995).

Alle ausgewerteten Filmszenen wurden im Zeitraum von jeweils vier bis sieben Minuten nach Flugbeginn aufgenommen. Innerhalb dieser Zeit wurde ein in etwa konstanter Flug erreicht, bei dem die zu Beginn eines jeden Fluges gezeigten, unruhigen Flugzustände nur noch selten auftraten (MÖLLER 1998).

Die Flüge wurden ohne eine Beeinträchtigung des Tieres durchgeführt. Der Einfluss auf die Kinematik des Schlagfluges durch Methoden wie Hochbinden der Beine (TORRE-BUENO 1976; TORRE-BUENO & LAROCHELLE 1978) wäre nur schwer quantifizierbar gewesen und war überdies nicht erforderlich. Zudem wären Auswirkungen auf die Thermoregulation der Tiere zu erwarten gewesen, da Vögel die Beine zur Wärmeabgabe durch Konvektion nutzen (BIESEL & NACHTIGALL 1987; WARD et al. 1999).

Ähnlich wie bei anderen Autoren (TUCKER 1972; ROTHE et al. 1987) wurden die Trainingsflüge mit der respiratorischen Maske und daran befestigtem Schlauch erst aufgenommen, nachdem die Vögel sich an die einstündigen Nonstopflüge ohne Maske gewöhnt hatten. Von den vier verbliebenen Staren lernten nur zwei den Flug mit respiratorischer Maske und daran befestigtem Schlauch. Trotzdem geriet der Schlauch bei den beiden Vögeln gelegentlich unter einen Flügel. Ursächlich war stets ein Schütteln des mit der Maske bedeckten Kopfes (MÖLLER 1998).

Die Flüge mit respiratorischer Maske wurden auf zwölf Minuten begrenzt, da diese Zeitdauer für die physiologischen Untersuchungen (WARD et al. 1997, 1998, 2001, 2004) ausreichend schien. Auch bei diesen Experimenten wurden die Filme etwa fünf bis sieben Minuten nach Flugbeginn aufgenommen, sind also vom Zeitpunkt der Aufzeichnung her mit den Flügen ohne Maske vergleichbar.

5.1.2 Windkanal, Filmtechnik und Auswertanlage

Durch den für die Filmaufnahmen notwendigen Umbau der Flugstrecke konnte zugleich das Problem der an der Oberkante abreißenden laminaren Strömung beseitigt werden (MÖLLER 1998), die dazu führte, dass die Tiere in dieser Grenzschicht flogen und diese vermutlich zur Reduktion der notwendigen mechanischen Flugleistung ausnutzten (RAYNER 1994). Die Eigenschaften des Windkanals waren nach dem Umbau mit denen früherer Messungen in diesem Windkanal (BIESEL 1983; BIESEL et al. 1985; BRILL 1992) vergleichbar, Turbulenzen traten nicht mehr auf (MÖLLER 1998).

Der Windkanal limitierte den einstellbaren Geschwindigkeitsbereich auf $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ bis 14 ms^{-1} , so dass nicht der gesamte Geschwindigkeitsbereich untersucht werden konnte, in dem Stare in freier Wildbahn größere Strecken zurücklegen (OEHME 1963a; PENNYCUICK 2001). Der gefilmte Star (Y15) flog innerhalb des ganzen einstellbaren Windgeschwindigkeitsbereichs ohne Maske. Höhere Windgeschwindigkeiten bis zu 20 ms^{-1} , wie sie von DIAL, GOSLOW, JENKINS (1991), TOBALSKE (1995) sowie TORRE-BUENO & LAROCHELLE (1978) bei ihren Experimenten mit Staren erreicht wurden, konnten nicht

untersucht werden. Da der gefilmte Star (Y15) bei einer Geschwindigkeit von $v_w = 14 \text{ ms}^{-1}$ nicht in der Lage war, mit Maske und Schlauch länger als eine Minute zu fliegen (MÖLLER 1998), wurde als maximal ausgewertete Windgeschwindigkeit $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ herangezogen. Ein zweiter, etwas schwererer Star (R19) flog dagegen bei $v_w = 14 \text{ ms}^{-1}$ ohne Probleme mit respiratorischer Maske im Windkanal, während die untere Kanalwindgeschwindigkeit, bei der ein zwölfminütiger Flug mit Maske möglich war, bei diesem Tier $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ betrug (WARD et al. 1998, 2001). Der von mir gefilmte Star (Y15) war in der Lage, bei Geschwindigkeiten unter 8 ms^{-1} sowohl ohne als auch mit Maske im Windkanal zu fliegen. Möglicherweise engt also die respiratorische Maske den für die Vögel noch zu bewältigenden Geschwindigkeitsbereich ein, so dass der Vogel offenbar nicht mehr in der Lage ist, die zusätzlichen Widerstandskomponenten bzw. ein zusätzliches Nickmoment von Maske und Schlauch zu überwinden.

Bei den Untersuchungen von DIAL et al. (1991), TOBALSKE (1995) sowie TOREE-BUENO & LAROCHELLE (1978) flogen Stare ohne Maske nicht bei Windgeschwindigkeiten unter 8 ms^{-1} . Nach OEHME (1963a) ist bei diesen niedrigen Geschwindigkeiten in der Natur kein Streckenflug zu beobachten.

Inwiefern ein konstanter Streckenflug bei niedrigeren Windgeschwindigkeiten als 6 ms^{-1} ohne und mit Maske bei dem hier untersuchten Star (Y15) möglich gewesen wäre, ist schwer einzuschätzen. Nach Beendigung aller Arbeiten wurden mit dem Versuchstier noch zwei Flüge bei einer Windgeschwindigkeit von 5.3 ms^{-1} ohne Maske durchgeführt. Hierzu wurde die Kanalwindgeschwindigkeit durch ein zusätzliches Sieb verringert. Leider war es nicht möglich, den Star bei dieser Geschwindigkeit zu trainieren, die Mauser hatte bereits eingesetzt und an beiden Flügeln fehlten jeweils die 1. und 2. Handschwinge, auf die stereophotogrammetrische Auswertung dieser Flüge wurde deshalb verzichtet.

Aufschluss über die Änderungen der kinematischen Parameter in einem größeren Geschwindigkeitsbereich müssten weitere Untersuchungen mit einer größeren Zahl an Versuchstieren geben, die in einem möglichst breiten Geschwindigkeitsbereich durchgeführt werden.

Die vorliegenden Ergebnisse beruhen auf der Auswertung von insgesamt acht verschiedenen Filmsequenzen von jeweils einem einzigen Flug eines Stars bei vier verschiedenen Windgeschwindigkeiten mit und ohne respiratorische Maske. Ausgewertet wurden jeweils fünf aufeinander folgende Flügelschläge, während derer sich der Star möglichst konstant im Schlagflug bewegt. Bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske war dies nicht möglich, während der letzten

beiden Flügelschläge wechselt der Star vom Schlag- und in den Gleitflug. Dies verdeutlicht zu einem die Schwierigkeit, geeignete Filmszenen auszuwählen, und zum anderen die Problematik insbesondere für die Anpassung von aerodynamischen und energetischen Modellrechnungen, da diese nur einen Teil des gesamten Fluggeschehens in Form des Schlagflugs nachbilden. Gleit- oder Bolzenflugphasen werden nicht berücksichtigt.

Das sehr teure Material der 16 mm-Hochfrequenzfilmtechnik war zudem limitierend, da aufgrund der hohen Bildfrequenz nur kurze Filmsequenzen pro Flug aufgezeichnet werden konnten, um die Kosten im Rahmen zu halten. Für zukünftige Untersuchungen wäre es von Vorteil, wenn mit Hochgeschwindigkeitsvideokameras gearbeitet werden könnte, die zudem ein mehrmaliges Verwenden des gleichen Bandmaterials und eine sofortige Kontrolle der Ergebnisse ermöglichen würde. Auch eine halb- oder vollautomatische Erfassung markanter Flügelpunkte wie sie z.B. von PENNYCUICK et al. (2000) eingesetzt wurde, könnte in der Zukunft helfen, die Auswertungen zeit- und kostensparender zu gestalten.

Die verwendete Auswerteanlage wurde bereits früher für die photogrammetrische Auswertung von Hochfrequenzaufnahmen verwendet (z.B. REICHL 1987; GZIL 1988; LEHMANN 1990; MARX 1990; MÖLLER 1998) und arbeitete zum Zeitpunkt der Auswertung ohne Einschränkung oder größere Fehler (vgl. 3.8). Durch die Umstellung der Computerhardware und die Verwendung des Betriebssystems Microsoft Windows 95¹ musste das Software-Auswerteprogramm umprogrammiert werden. Dabei wurde die Auswertesoftware von Dr. M. Mörz so umgearbeitet, dass die Digitalisierung und der Export der Daten komfortabler gestaltet waren als beim ursprünglichen Programm, auf die Genauigkeit der Datenerfassung hatte dies jedoch keinen Einfluss.

5.2 Diskussion zur Kinematik

Die Untersuchungen zur Rumpfk kinematik zeigen, dass der Star während der untersuchten fünf Flügelschläge in annähernd konstantem Geradeausflug im windfesten System fliegt, die Raumkoordinaten des angenäherten Körpermittelpunktes zeigen nur geringe Veränderungen (vgl. Abb. 7.17 und Abb. 7.18). Eine Ausnahme bildet der Flug bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske, bei dem der Star während der letzten beiden Flügelschläge in den Gleitflug überzuwechseln beginnt. Auf- und Abwärtsbeschleunigungen des Rumpfes wechseln sich regelmäßig ab (vgl.

¹ WINDOWS 95 ist eingetragenes Warenzeichen der Firma Microsoft Corporation.

Abb. 7.19 und Abb. 7.20). Mit Maske werden die Flüge insgesamt unruhiger, Translationen und Beschleunigungen nehmen zu. Dies deckt sich mit den qualitativen Beobachtungen der Flüge (MÖLLER 1998).

Die zunehmenden Rotationen des Rumpfes weisen ebenfalls auf einen unruhigeren Flug mit Maske hin, die Eulerwinkel schwanken stärker (vgl. Abb. 7.21 und Abb. 7.22). Die flügelschlagperiodischen Schwankungen des Rumpflängsneigungswinkels, $\Theta_R(t)$, zeigen die Übertragung des durch den Flügelschlag entstehenden Nickmoments auf den Vogelrumpf. Mit zunehmender Windgeschwindigkeit werden die flügelschlaggebundenen Änderungen des Rumpflängsneigungswinkels geringer, der Rumpflängsneigungswinkel nimmt insgesamt ebenfalls ab. Dies kommt einer Verringerung der von vorne angeströmten frontalen Projektionsfläche des Körpers, A_k , gleich. Da der parasitäre Widerstand nach dem Ansatz von RAYNER (1979 b) direkt von der mit dem Körperanstellwinkel variierenden frontalen Projektionsfläche, A_k , abhängt, wird der parasitäre Widerstand des Vogelrumpfes durch den kleineren Rumpflängsneigungswinkel bei konstanter Fluggeschwindigkeit in seiner Größe verringert. Durch Maske und Schlauch ist die frontale Projektionsfläche des Körpers vergrößert, der parasitäre Widerstand nimmt zu (MÖLLER 1998; WARD et al. 2001). Ein verkleinerter Rumpflängsneigungswinkel, $\Theta_R(t)$, vermindert also den parasitären Widerstand; er könnte aber auch auf ein Vornüberkippen des Stars hinweisen.

Auf ein pronatorisches Nickmoment bei den Flügen mit Maske lassen die Trajektorien der Handschwingenspitze schließen. Im Gegensatz zum Flug ohne Maske wird der Handfittich beim Flug mit Maske mit zunehmender Windgeschwindigkeit im Abschlag nicht nach caudal verlagert wie beim Flug ohne Maske, sondern behält seine Bahn im azimutfesten Achsensystem in etwa bei (vgl. Abb. 7.23 bis Abb. 7.28). Das mit dem Flügelschlag verbundene pronatorische Nickmoment dürfte beim Flug mit Maske deutlich größer sein als das Nickmoment im Flug ohne Maske. Dieses flügelschlaggebundene pronatorische Nickmoment wirkt dem supinatorischen Nickmoment entgegen, das von Maske und respiratorischem Schlauch ausgeht, stellt den Vogel aber gleichzeitig vor die Aufgabe, nach vorne überkippen zu vermeiden. In diesem Zusammenhang ist eine Betrachtung der Zeitreihen des Schwanzes sinnvoll. Zum Ausgleich eines flügelschlaggebundenen Nickmomentes wird normalerweise der Schwanz eingesetzt (NACHTIGALL 1985; LEHMANN 1990), der bei den Flügen mit Maske deutlich stärker gespreizt ist (vgl. Abb. 7.60 und Abb. 7.61) und dessen Längsneigungswinkel, $\Theta_S(t)$, zumindest annäherungsweise einen spiegelbildlichen Verlauf im Vergleich zum Rumpflängsneigungswinkel zeigt (vgl. Abb. 7.22 und Abb. 7.63). Die größere

Schwanzfläche und der Schwanzlängsneigungswinkel helfen dem Star offenbar dabei, die Rumpflängsneigung beim Flug mit Maske durch Kompensation des Nickmoments zu stabilisieren, wobei der stärker gespreizte Schwanz zwar zusätzlich Auftrieb erzeugt, beim Abkippen nach unten jedoch vermehrt Widerstand produziert.

Ein Vergleich der gefundenen Rumpflängsneigungswinkel mit dem geometrischen Anstellwinkel der Längsachse des Vogelkörpers zur Anströmrichtung, wie ihn MÖLLER (1998) für die hier untersuchten Flüge bestimmt hat, zeigt, dass die Zahlenwerte durchaus vergleichbar sind. Auch der Rumpfanstellwinkel zeigte eine Abnahme mit zunehmender Windgeschwindigkeit und beim Tragen der Maske. Durch die Berechnung des Rumpflängsneigungswinkels konnte gezeigt werden, dass die Schwankungen von $\Theta_R(t)$ während eines Flügelschlages bei den Flügen mit Maske erhöht sind (vgl. Abb. 7.21 und Abb. 7.22), während MÖLLER (1998) und TORRE-BUENO & LAROCHELLE (1978) bedingt durch die Untersuchungsmethode (eine Messung zu Beginn eines jeden Abschlages) die flügelschlaggebundenen Schwankungen nicht quantifizieren konnten. Die letztgenannten Autoren fanden ebenfalls einen negativ mit der Windgeschwindigkeit korrelierten Anstellwinkel im Geschwindigkeitsbereich von 6 ms^{-1} bis 14 ms^{-1} . Bei höheren Windgeschwindigkeiten bis 18 ms^{-1} verringerte sich der Anstellwinkel nicht mehr. Ähnliche Ergebnisse fanden TOBALSKE & DIAL (1996) bei ihren Untersuchungen an Tauben (*Columba livia*) und Elstern (*Pica pica*) sowie TOBALSKE et al. (1999) bei Zebrafinken (*Taenopygia guttata*).

Die hier vorliegenden Ergebnisse sind nur im Geschwindigkeitsbereich von 6 ms^{-1} bis 13 ms^{-1} gemessen, bei 14 ms^{-1} war der Star nicht mehr in der Lage, länger als wenige Sekunden mit Maske zu fliegen, während er ohne Maske problemlos eine Stunde nonstop flog (MÖLLER 1998; WARD et al. 1998, 1999, 2001, 2004). Bei $v_w = 14 \text{ ms}^{-1}$ wurde der Star nach wenigen Sekunden an das am Ende der Flugstrecke befindliche Plastikdrahtgitter gepresst, was auf das zusätzliche Nickmoment und den zusätzlichen Widerstand von Maske und Schlauch schließen lässt. Bei dieser Windgeschwindigkeit war der Star nicht mehr in der Lage, seine Kinematik so anzupassen, dass ein konstanter Streckenflug möglich war. Leider wurden diese „verunglückten“ Flugversuche nicht gefilmt, so dass nicht zu entscheiden ist, ob ein zu großes pronatorisches Nickmoment (bedingt durch veränderten Flügelschlag) den Star nach vorne überkippen ließ, oder ob das supinatorische Nickmoment von Maske und Schlauch den Vogel nach hinten wegkippen ließ. Dreht der Vogel zusätzlich noch den Kopf zur Seite, wie dies bei allen Flügen mit und ohne Maske immer wieder zu beobachten war, dann wird der von der

respiratorischen Maske erzeugte Widerstand noch größer, da die der Anströmung entgegengesetzte Fläche der Maske deutlich vergrößert ist. Gleichzeitig wirkt auf den Vogel ein zusätzliches Giermoment um die Hochachse ein, was ebenfalls zum Absturz des Vogels führen könnte. Die von TUCKER (1972) untersuchten Möwen (*Larus atricilla*) flogen ebenfalls ohne Maske bis zu einer Windgeschwindigkeit von 14 ms^{-1} , waren jedoch mit Maske nur bis zu einer Geschwindigkeit von 13 ms^{-1} zu einem konstanten Flug in der Lage. ROTHE et al. (1997) konnten respiratorische Messungen im Geschwindigkeitsbereich von 8 ms^{-1} bis 14 ms^{-1} durchführen, bei anderen Geschwindigkeiten flogen die untersuchten Tauben (*Columba livia*) nicht mit Maske. Nähere Untersuchungen zu der Problematik des verkleinerten Geschwindigkeitsbereichs, in dem ein konstanter Streckenflug mit respiratorischer Maske möglich ist, sind notwendig zur Beurteilung der tatsächlich limitierenden Faktoren. Hochgeschwindigkeitsaufnahmen von schlagfliegenden Vögeln mit respiratorischer Maske, die bei den „Grenzgeschwindigkeiten“ nicht mehr zu einem andauernden Streckenflug in der Lage sind, könnten in der Zukunft helfen, die kinematischen und aerodynamischen Ursachen der Limitierung zu entschlüsseln. Eine Limitierung durch die von den Flugmuskeln produzierte Leistung ist für die dokumentierten Windgeschwindigkeiten (TUCKER 1972; MÖLLER 1998; WARD et al. 1999) eher unwahrscheinlich, da die in Natur (z.B. SCHNEIDER 1960; OEHME 1963a) und auch im Windkanal (z.B. TORRE-BUENO & LAROCHELLE 1978; DIAL et al. 1991; TOBALSKE 1995) dokumentierten Fluggeschwindigkeiten mit bis zu 20 ms^{-1} für den Star (*Sturnus vulgaris*) weitaus höher sind.

Die Ergebnisse der Flügelkinematik zeigen ebenfalls, dass die Flüge mit Maske unruhiger sind als ohne respiratorische Maske. Die Winkel der mittleren Schlagneigung des Handfittichs gegen die Horizontale, μ , unterscheiden sich nur durch die etwas stärkeren Schwankungen bei den Flügen mit Maske von den Flügen ohne Maske (vgl. Abb. 7.29 bis Abb. 7.31). Sie geben damit keinen Hinweis auf den Einfluss der Maske. Wie bei OEHME (1963 a) beschrieben, steht die Schlagebene beim Streckenflug in etwa senkrecht auf der Flugrichtung, beim gebremsten Flug ist sie deutlich gegen die Flugrichtung geneigt. Eine positive Korrelation der Schlagneigung bei steigender Windgeschwindigkeit wurde auch bei anderen Vögeln wie z.B. Tauben (*Columba livia*) und Elstern (*Pica pica*) (TOBALSKE & DIAL 1996) sowie Zebrafinken (*Taenopygia guttata*) (TOBALSKE et al. 1999) beschrieben.

Die Schlagneigungswinkel von Arm- und Handfittich im flugwindfesten Achsenkreuz, $\kappa_A(t)$ und $\kappa_H(t)$, erreichen dagegen beim Flug mit Maske vor allem bei 10 ms^{-1} und 13 ms^{-1} deutlich

negativere Werte während des Abschlags als beim Flug ohne Maske (vgl. Abb. 7.54 und Abb. 7.55). Je negativer der Schlagneigungswinkel wird, desto mehr Schub wird erzeugt, gleichzeitig wird auch der Hub verstärkt. Die negativeren Schlagneigungswinkel während des Abschlags beim Flug mit Maske haben einen direkten Einfluss auf den erzeugten Hub und Schub – der Hub und der Schub sind während des Abschlags beim Flug mit Maske deutlich größer als ohne Maske (vgl. Abb. 7.71 a und Abb. 7.73 a).

Die Flügelschlagamplitude ist bei den Flügen mit Maske deutlich größer als ohne Maske (vgl. Abb. 7.29 und Abb. 7.30). Die kleinsten Amplituden wurden sowohl mit als auch ohne Maske bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ gemessen, mit steigender und fallender Fluggeschwindigkeit nimmt δ zu (vgl. Abb. 7.31). Beim Flug mit Maske zeigt die Flügelschlagamplitude keinen deutlich U-förmigen Verlauf in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit, während beim Flug ohne Maske ein U-förmiger Amplitudenverlauf zu erkennen ist. Dieser Befund ist vergleichbar mit den Ergebnissen von TOBALSKE (1995), der bei seinen Untersuchungen an Staren minimale Flügelschlagamplituden bei einer Fluggeschwindigkeit von 10 ms^{-1} maß und eine U-förmige Amplitudenkurve in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit beschreibt. Die absoluten Flügelschlagamplituden bei TOBALSKE (1995) sind mit den bei den Flügen ohne respiratorische Maske gefundenen vergleichbar. Auch BRUDERER et al. (2001) fanden eine U-förmige Amplitudenkurve in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit für Rauchschwalben (*Hirundo rustica*), während für Mehlschwalben (*Delichon urbica*) eine mit der Fluggeschwindigkeit ansteigende Kurve gefunden wurde.

TORRE-BUENO & LAROCHELLE (1978) fanden bei Staren ebenso eine U-förmige Amplitudenkurve. Diese beiden Autoren maßen an Staren (*Sturnus vulgaris*) die kleinsten Flügelschlagamplituden von etwa 90° bei einer Fluggeschwindigkeit von 14 ms^{-1} , mit zu- und abnehmender Geschwindigkeit stiegen auch in dieser Arbeit die Flügelschlagamplituden an. OEHME (1963 a) gibt in seinen Ausführungen für den Star Schlagamplituden von 130° , 100° und 141° für Fluggeschwindigkeiten von 14.5 ms^{-1} , 18 ms^{-1} und 20 ms^{-1} an.

Ein Grund für die unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten, bei der die kleinsten Amplituden, $\delta_{\min}$, gemessen wurden, liegt sicherlich darin, dass in der vorliegenden Arbeit nur die Flüge eines Tieres ausgewertet werden konnten, da innerartliche Schwankungen in Abhängigkeit von den anatomischen Gegebenheiten zu erwarten sind. Energetische Messungen mittels Respirometrie an einem zweitem, im Mittel um 8 g schwereren Star (R19) zeigten, dass dieses Tier nicht in der Lage war, bei Windgeschwindigkeiten unterhalb von 8 ms^{-1} mit Maske zu fliegen, während es im Gegensatz zu dem gefilmten Star (Y15) ohne sichtbare Probleme bei

14 ms⁻¹ mit Maske flog (RAYNER 1999; WARD et al. 1998, 2001). Auch in den Ergebnissen der energetischen Messungen zeigt sich, dass die Fluggeschwindigkeit, bei der die geringste metabolische Leistung gemessen wird, bei diesem Star (R19) höher liegt als bei dem hier untersuchten Tier (Y15) (vgl. Abb. 5.2). Die metabolische Leistung steigt zudem mit der Körpermasse an (WARD et al. 1998, 2001). Es ist zu vermuten, dass der Verlauf der Flügelschlagamplitude bei diesem zweiten Star (R19) eher den von TORRE-BUENO & LAROCHELLE (1978) vorgestellten Ergebnissen nahe kommt. TORRE-BUENO & LAROCHELLE (1978) vermuten, dass die Geschwindigkeit, bei der ein Vogel noch zum konstanten Schlagflug fähig ist, von mechanischen Faktoren abhängig ist, zu denen sie auch die maximale Flügelschlagamplitude zählen. Dies wäre eine weitere Erklärungsmöglichkeit dafür, dass der von mir gefilmte Star oberhalb einer Geschwindigkeit von 13 ms⁻¹ nicht mehr mit Maske fliegen kann, da bereits bei dieser Fluggeschwindigkeit sehr große Amplitudenmaxima von fast 140° erreicht werden. Dies deckt sich mit den Untersuchungen von PENNYCUICK & PARKER (1966), die bei Tauben eine maximale Bewegungsamplitude von 142° fanden. Allerdings dürfte für die obere Limitierung der maximalen Fluggeschwindigkeit mit Maske eher das weiter oben diskutierte Problem eines nicht mehr korrigierbaren Nick- oder Giermomentes ursächlich sein; die vergrößerte Flügelschlagamplitude beim Flug mit Maske deutet vielmehr auf die Schwierigkeit hin, die Auftriebs- und Vortriebserzeugung dem Tragen der Maske anzupassen und ist als Folge der zusätzlichen Momente und des zusätzlichen Widerstandes zu sehen.

Die momentane Flügelschlagfrequenz, f , weist die Flüge mit Maske als unruhiger aus als die Flüge ohne Maske (vgl. Abb. 7.35 und Abb. 7.36). Während bei den Flügen ohne Maske die Frequenzen über den gesamten Fluggeschwindigkeitsbereich nahezu konstant bleiben, sind sie bei den Flügen mit respiratorischer Maske positiv mit der Fluggeschwindigkeit korreliert, gleichzeitig werden auch die Schwankungen der Flügelschlagdauern zwischen den einzelnen Flügelschlägen größer (vgl. Abb. 7.32 und Abb. 7.33). Flügelschläge mit erhöhter Flügelschlagfrequenz und Flügelschlagamplitude stehen bei Vogelarten wie dem Star, die ihren Flugstil zwischen Schlagflug und Gleit- bzw. Bolzenflug wechseln, im allgemeinen in Zusammenhang mit einer Vorwärts-Aufwärtsbeschleunigung während der Schlagphase (TOBALSKE 1995; TOBALSKE & DIAL 1996). Bei Betrachtung der Flüge mit 10 ms⁻¹ und 13 ms⁻¹ mit Maske ist zu erkennen, dass die Flügelschlagfrequenzen während der letzten zwei bis drei Flügelschläge geringer werden (vgl. Abb. 7.36 c und d), während der Vogel gleichzeitig an Flughöhe gewinnt und sich in der Flugstrecke nach vorne bewegt (vgl. Abb.

7.18 c und d) und im Anschluss an die untersuchten Filmsequenzen in den Gleitflug überwechselt und somit auch seine Flügelschlagamplitude verringert (vgl. Abb. 7.30 c). Diese Verringerung der Amplitude und der Schlagfrequenz geschieht vermutlich auf Grund des „Vorwissens“ des Vogels über die obere und vordere Käfigbegrenzung, da der Star bei weiterer Erhöhung von Schlagfrequenz und Amplitude an die Käfigbegrenzung anstoßen würde. Die höheren Flügelschlagfrequenzen und Schlagamplituden beim Flug mit Maske während der beobachteten fünf Flügelschläge gehen mit einer vergrößerten Rumpfbeschleunigung des Tieres einher. Die im Rahmen meiner Diplomarbeit (MÖLLER 1998) anhand von 36 bis 142 kompletten Flügelschlägen bestimmten Flügelschlagfrequenzen des gleichen Versuchstiers unterscheiden sich allerdings nicht von den hier beschriebenen, so dass die größeren Vorwärts-Aufwärtsbeschleunigungen zur Erklärung der erhöhten Schlagfrequenzen alleine nicht ausreichen.

TOBALSKE (1995) beobachtete bei Staren (*Sturnus vulgaris*) positiv mit der Fluggeschwindigkeit korrelierte Flügelschlagfrequenzen beim Flug mit EMG-Elektroden mit daran befestigten Leitungen. Die von ihm angegebenen Frequenzen (13.3 Hz bei 8 ms^{-1} , 16.2 Hz bei 18 ms^{-1}) liegen bei allen Geschwindigkeiten deutlich über den hier gefundenen. Die relativ großen Flügelschlagfrequenzen bei seinen Versuchen führt TOBALSKE (1995) auf die Beunruhigung der Tiere durch die angebrachten EMG-Elektroden zurück. Respiratorische Maske und Schlauch könnten einen ganz ähnlichen Effekt bedingen und den Anstieg der Flügelschlagfrequenz erklären. Möglich wäre auch eine Erhöhung der Schlagfrequenzen aufgrund der zusätzlichen Masse von Maske und Schlauch. PENNYCUICK et al. (1996) fanden einen positiven Zusammenhang zwischen Körpermasse und Flügelschlagfrequenzen bei ihren Versuchen an einem Sprosser (*Luscinia luscinia*) und einer Krickente (*Anas crecca*). Allerdings ist die Gesamtmasse des Stars inklusive Maske und Schlauchanteil bei den Flügen mit Maske nicht größer als ohne Maske sondern im Gegenteil kleiner, so dass dieser direkte Zusammenhang als Erklärung nicht in Frage kommt. Viel eher spielen vermutlich die Beunruhigung des Tieres und der zusätzliche Widerstand von Maske und Schlauch eine Rolle. Die hier dokumentierten Flügelschlagfrequenzen beim Flug ohne Maske liegen zum Teil erheblich unter den Literaturwerten (z.B. 15 Hz bei BIEWENER et al. 1992; 13.94 bei DIAL et al. 1991; 12 Hz bei TORRE-BUENO&LAROCHELLE 1978; 11-13 Hz bei OEHME 1963a; 10.6 Hz bei PENNYCUICK 2001), und sind bei den Flügen ohne Maske unabhängig von der Fluggeschwindigkeit. Die niedrigen Flügelschlagfrequenzen bei dem Versuchstier (Y15) könnten auf dieses eine Individuum beschränkt sein. TOBALSKE & DIAL (1994) beschreiben

eine zum Teil sehr große Variabilität in der Flügelschlagfrequenz bei fünf Exemplaren von Wellensittichen. Eine gewisse innerartliche Variabilität ist sicherlich nicht von der Hand zu weisen, allerdings ergab die Auswertung von Flügen eines weiteren Stars (B2, ohne Maske) anhand eines Hochfrequenzfilms (300 Bilder/s) bei Fluggeschwindigkeiten zwischen 9 und 12.5 ms^{-1} ähnliche Flügelschlagfrequenzen von 9.6 bis 10.3 Hz (unveröffentlichte Daten). STEPHAN (2004) fand bei späteren Untersuchungen mit den gleichen vier Staren, die auch für die energetischen Messungen verwendet wurden, Schlagfrequenzen von 9.98 bis 10.41 Hz für den von mir gefilmten Star Yo15, 10.48 bis 11.50 Hz für den Star B2 sowie 9.71 bis 10.82 Hz für W12 und 10.23 bis 11.08 Hz für R19 im Geschwindigkeitsbereich von 6 ms^{-1} bis 12 ms^{-1} bei einem Bahnneigungswinkel von 0° (Geradeausflug). Einen positiven Effekt dürfte die neunmonatige Trainingsdauer der Stare ohne Maske im Windkanal vor Beginn der Aufzeichnungen (MÖLLER 1998) sowie die lange Flugzeit (ROTHE & NACHTIGALL 1987) haben. Die Stare waren daran gewöhnt, zweimal täglich eine Stunde nonstop zu fliegen, so dass sie möglicherweise ein optimales Flugmuster für einen langen Streckenflug auswählten, wie RAYNER (1994) vermutet. ROTHE & NACHTIGALL (1987) beschreiben die notwendige Trainingsdauer für einen ein- bis zweistündigen Nonstopflug bei Tauben mit mindestens zwei Monaten für Jungvögel ohne Erfahrung im Freilandflug, Trainingspausen von zwei Wochen führten nicht zum Verlust der Flugleistung. Die Aufzeichnungen von TOBALSKE (1995) stammen dagegen von untrainierten Staren. Am ehesten sind die Werte mit den Untersuchungen von PENNYCUICK (2001) an ziehenden Staren zu vergleichen, der eine Flügelschlagfrequenz von $10.6 \pm 1.25 \text{ Hz}$ für eine mittlere Fluggeschwindigkeit von $17.3 \pm 1.75 \text{ ms}^{-1}$ angibt. In der gleichen Veröffentlichung berechnet PENNYCUICK eine sogenannte „benchmark“-Flügelschlagfrequenz von $9.97 \pm 0.385 \text{ Hz}$ für den Star anhand von anatomischen Parametern wie Körpermasse, Flügelspannweite und Flügelfläche, die im Bereich der in der vorliegenden Arbeit gefundenen Schlagfrequenzen liegt.

Das Verhältnis von Ab- zu Aufschlag gibt OEHME (1963 a) beim Star während des Startens und bei kleinen Geschwindigkeiten mit 1:1 an, beim Streckenflug dauert der Aufschlag nach OEHME länger als der Abschlagn (40% des gesamten Flügelschlages). Sowohl bei DIAL et al. (1991) als auch bei BIEWENER et al. (1992) überwiegt der Abschlagnanteil mit etwa 54%. BIEWENER et al. (1992) fanden diesen Abschlagnanteil bei einer Fluggeschwindigkeit von 13.7 ms^{-1} , während DIAL et al. (1991) ihre Ergebnisse auf Flüge bei Geschwindigkeiten zwischen 9 und 20 ms^{-1} gründen. In der vorliegenden Arbeit zeigt sich ein deutlicher Einfluss der Fluggeschwindigkeit auf die Ab- und Aufschlagdauer (vgl. Abb. 7.32 und Abb. 7.33). Im

Gegensatz zu den Angaben von OEHME (1963a) ist das Verhältnis von Ab- zu Aufschlagdauer bei der größten untersuchten Fluggeschwindigkeit 1:1 und wird mit abnehmender Fluggeschwindigkeit größer, der Abschlag nimmt den größten Teil des Flügelschlages in Anspruch, wie dies auch BIEWENER et al. (1992) und DIAL et al. (1991) beschreiben. Ein Problem liegt sicher in der Definition des Ab- und Aufschlagbeginns. Bedingt durch die hohen Flügelschlagfrequenzen sind selbst bei Hochgeschwindigkeitsaufnahmen oberer und unterer Umkehrpunkt nicht immer auf den Filmen festgehalten (MÖLLER 1998) und müssen dann geschätzt werden. Die hier angewendete Methode aus gesplineten Koordinatenpunkten der Handschwingenspitze in einem azimutfesten Achsensystem lässt eine größere Genauigkeit erwarten als das direkte Erkennen der Umkehrpunkte anhand von Filmbildern. In meiner Diplomarbeit (MÖLLER 1998) wurden ebenfalls längere Aufschlagdauern ermittelt; der Fehler bei falscher Zuordnung des Filmbildes, welches den Umkehrpunkt erkennen lässt, lag bei 8% und macht die Problematik solcher Auswertungen deutlich.

Beim Flug mit Maske sind die Ab- und Aufschlagdauern bei gleicher Geschwindigkeit verkürzt, immer überwiegt jedoch der Abschlaganteil.

Die Zunahme des Aufschlaganteils mit steigender Fluggeschwindigkeit könnte darauf hindeuten, dass der Star auch den Flügelaufschlag zur Hub- und Vortriebserzeugung nutzt, wie BILO (1972) dies für den Flügelaufschlag des Haussperlings (*Passer domesticus* L.) beschrieben hat. Der Armfittich produziert nach den Beobachtungen von BILO (1972) Auftrieb und Rücktrieb, der Handfittich Vortrieb und Abtrieb, in der Summe wird Hub und Schub erzeugt. Dies würde auf die Genese von Leiterwirbeln (continuous-vortex gait) hindeuten, bei denen während des gesamten Flügelschlages Auftrieb erzeugt wird, im Gegensatz zur Erzeugung von Ringwirbeln (vortex-ring gait), bei denen nur der Abschlag zur Auftriebserzeugung beiträgt (RAYNER 1985 a, b, 1988, 1995 a, b; NORBERG 1990; TOBALSKE & DIAL 1994, 1996; TOBALSKE et al. 1999). Nach RAYNER (1995 a) wird beim vortex-ring gait der Flügel während des Aufschlags deutlich gefaltet, das Handgelenk befindet sich vor (anterior) dem Schultergelenk und die Flügelspitze wird zur Widerstandsminimierung nahe am Körper nach oben geführt, die Flügelspannweite ist vermindert. Als charakteristisch für den continuous-vortex gait ist nach RAYNER (1995 a) ein während des Aufschlags relativ ebener Flügel mit größerer Fläche, dessen effektive Spannweite durch eine Beugung des Handgelenks verkürzt wird, so dass die Flügelspitze nach hinten gekehrt ist.

Die Betrachtung der Trajektorien von Handwurzelgelenk und der Spitze der 8. Handschwinge ergibt, dass die Flügelhalbspannweite während des mittleren Aufschlags bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ gegenüber den anderen Fluggeschwindigkeiten verkleinert ist (vgl. Abb. 7.23 bis Abb. 7.28). Bei der kleinsten Fluggeschwindigkeit wird das Handgelenk dichter an der Körperhochachse nach oben geführt als bei den anderen Fluggeschwindigkeiten, das Handgelenk befindet sich in der Mitte des Aufschlags 3 cm vor dem Körpermittelpunkt, bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ dagegen 5 cm. Dies steht im Zusammenhang mit dem Rumpflängsneigungswinkel, der mit zunehmender Fluggeschwindigkeit abnimmt, und mit einer Verlagerung der bei der Beschleunigung der Flügelmassen auftretenden Trägheitskräfte. Im geodätischen Achsensystem mit schultergelenksfesten Ursprung, $x_{gK,2}y_{gK,2}z_{gK,2}$, wird der Armfittich bei allen Flügen im mittleren Aufschlag auf Höhe des Schultergelenks oder anterior von diesem ($x_{gK,2} \approx 0 \text{ cm}$ bis 0.5 cm) bewegt (nicht gezeigt), was zusammengenommen auf eine Ringwirbelgenese bei den geringen Fluggeschwindigkeiten und einer Wirbelleitergenese bzw. Mischformen beider Wirbeltypen bei den größeren Fluggeschwindigkeiten hindeutet.

Der Anstellwinkel des Armfittichs, $\alpha_A(t)$, ist bei den Flügen ohne Maske während des kompletten Flügelschlages positiv (Ausnahme: $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$) und der Armfittich dürfte demnach Auftrieb erzeugen (BILO 1972) (vgl. Abb. 7.50). Unter Berücksichtigung eines um etwa 4° zu groß berechneten Anstellwinkels in dieser Arbeit im Vergleich zur üblichen Definition in der Aerodynamik (vgl. 3.11.1) würde $\alpha_A(t)$ im späten Aufschlag zum Teil negativ werden, so dass der Armfittich zumindest zeitweilig seine Funktion als Auftriebserzeuger verliert. Bei den Flügen mit Maske wird der Anstellwinkel unter Berücksichtigung der Korrektur um 4° fast während des gesamten Aufschlags negativ und der Armfittich würde somit keinen Auftrieb erzeugen. Dies deutet darauf hin, dass der Star Auftrieb nur während des Abschlages erzeugen kann, und deswegen der Abschlag bei allen Fluggeschwindigkeiten den größeren Teil des Flügelschlages einnimmt.

TOBALSKE (1995) schloss aus seinen Aufnahmen an Staren auf eine Leiterwirbelgenese im Geschwindigkeitsbereich von 8 ms^{-1} bis 18 ms^{-1} , ebenso berichtet er von Mischformen. Aus seinen Beobachtungen schloss er weiterhin, dass Stare ihre „Gangart“ (gait) und damit die Art der Wirbelgenese schrittweise während der Schlagphase innerhalb eines intermittierenden Fluges aus Schlag- und Gleit-/ Bolzenflugphasen ändern können. Kurz vor dem Übergang zum Gleitflugteil und eine zeitlang nach dem Gleitflug war die Flügelspannweite während des mittleren Aufschlags erhöht, ein Zeichen für die Erzeugung von Leiterwirbeln. Die von TOBALSKE (1995) beobachteten verkürzten Flügelspannweiten während des Aufschlags beim

beschleunigten Schlagflug, bei denen der Star an Flughöhe gewinnt, entsprechen nach TOBALSKE (1995) eher dem Typus des vortex-ring gait. Unter Berücksichtigung dieser Beobachtungen lässt sich die gesamte Problematik der Wirbelgenese beim Starenflug erkennen, da der Star beispielsweise bei $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske ab dem vierten Flügelschlag zum Gleitflug überwechselt, so dass für diesen Flugteil die Leiterwirbelgenese am wahrscheinlichsten ist. Bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ ohne Maske wurde dagegen eine reine Schlagflugphase gefilmt. Die Halbspannweite des rechten Flügels während des mittleren Aufschlags ist deutlich verkürzt, was nach TOBALSKE (1995) auf Ringwirbelgenese hindeutet. Zusammenfassend deuten die kinematischen Parameter bei den Flügen mit Maske auf die Erzeugung von Ringwirbeln (vortex-ring gait) hin, während beim Flug ohne Maske bei Fluggeschwindigkeiten von $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ und größer die Erzeugung von Leiterwirbeln am wahrscheinlichsten ist. Mischformen und Übergänge zwischen beiden Formen sind sowohl mit als auch ohne Maske möglich.

Beim Anstellwinkel des Handfittichs zeigt sich ebenfalls der Einfluss von Maske und Schlauch. Mit Maske ist der positive Anstellwinkel während des Abschlags stets etwas größer als ohne Maske (vgl. Abb. 7.52 und Abb. 7.53). Der vergrößerte Anstellwinkel deutet auf eine vermehrte Auftriebserzeugung hin, was das aerodynamische Modell für die Flüge bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ auch bestätigt, gleichzeitig steigt jedoch auch der Widerstand an. Der Anstellwinkel des Handfittichs erreicht zumindest bei den kleineren Fluggeschwindigkeiten während des mittleren Abschlags Werte, die ein Abreißen der stationären Strömung über dem Flügel zur Folge haben könnten (z.B. HERZOG 1968; NACHTIGALL & KEMPF 1971; BILO 1984). Unklar bleibt die Größe der induzierten Strömung, die bei den kleinen Fluggeschwindigkeiten eine große Rolle bei der Flügelumströmung spielt. Bei einer Fluggeschwindigkeit von $v_w = 6 \text{ ms}^{-1}$ (mit und ohne Maske) sowie $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ (mit Maske) konnte das Abspreizen des Daumenfittichs (Alula) beobachtet werden (nicht gezeigt), der als zusätzlicher Hochauftriebserzeuger wirkt, indem er ein Abreißen der Strömung über dem Flügel bei großen Anstellwinkeln verhindert oder hinauszögert (NACHTIGALL & KEMPF 1971; RÜPPELL 1973; NACHTIGALL 1985; BILO et al. 1999). Dass der Daumenfittich einen solchen Effekt hat, lässt das Abspreizen des Daumenfittichs bei $v_w = 8 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske und der im Vergleich zum Flug ohne Maske größere Anstellwinkel des Handfittichs erahnen.

Während des Aufschlags trägt der Handfittich nicht zur Auftriebserzeugung bei, $\alpha_H(t)$ ist negativ (vgl. Abb. 7.52 und Abb. 7.53). Stattdessen produziert der Handfittich wahrscheinlich

Vortrieb (BILO 1972). Mit Maske und Schlauch ist $\alpha_H(t)$ während des Aufschlags stärker negativ, so dass der Handfittich vermutlich verstärkt Vortrieb aber auch mehr Abtrieb erzeugt. Die größeren Flügelschlagamplituden und Schlagfrequenzen bei den Flügen mit Maske insbesondere bei den größeren Windgeschwindigkeiten sind mit höheren Geschwindigkeiten und Beschleunigungen des Handfittichschwerpunktes sowie der mittleren Schlagwinkelgeschwindigkeit gekoppelt. Die Schlagwinkelgeschwindigkeit korreliert beim Flug mit Maske positiv mit der Fluggeschwindigkeit und erreicht bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ im Aufschlag bis zu $3800 \text{ }^\circ\text{s}^{-1}$. Möglicherweise wird der für den Schlagflug beim Star mögliche Fluggeschwindigkeitsbereich durch die Schlagwinkelgeschwindigkeit nach oben begrenzt.

Die Spreizwinkel von Arm- und Handfittich zeigen einen ähnlichen zeitlichen Verlauf wie beim Rüttelflug des Trauerfliegenschnäppers (*Ficedula hypoleuca*) (LEHMANN 1990), wurden in der vorliegenden Arbeit aber etwas anders definiert und sind von der Größe her nicht direkt vergleichbar. Die Spreizung des Armfittichs kann als gutes Maß für dessen Fläche angesehen werden, die Zeitkurven beider Größen sind nahezu identisch. Mit Maske ist der Armfittich etwas stärker gespreizt, die Fläche nimmt geringfügig zu. Die vergrößerte Armfittichfläche während des Abschlags trägt positiv zur Auftriebserzeugung bei. Die maximale Fläche des Armfittichs während des mittleren Abschlags ist um etwa 20% geringer als die von MÖLLER (1998) planimetrisch am von Hand ausgebreiteten Flügel bestimmte Fläche. Dieser Fehler kommt durch die vereinfachte geometrische Annahme der Armfläche als Viereck zustande und wird deshalb bei den Berechnungen zur Aerodynamik und Energetik um den Faktor 1.2 korrigiert. Möglicherweise ist die Abweichung nicht ganz so groß, hierzu müsste die Fläche des Armfittichs im Bild exakt bestimmt werden, was mit Hilfe der vorliegenden Daten nicht möglich war.

Der Spreizwinkel des Handfittichs beschreibt die Flächenänderung bei den Flügen ohne Maske nicht so gut. Während die maximale Handfittichfläche nahezu konstant bleibt, ist der maximale Spreizwinkel während des Abschlags bei den Flügen ohne Maske im mittleren Geschwindigkeitsbereich etwas kleiner (vgl. Abb. 7.56 c, d; Abb. 7.57 c, d). Unterschiede zwischen den Flügen mit und ohne Maske sind nur an der Handfittichspreizung messbar (vgl. Abb. 7.57 c, d). Die Diskrepanzen zwischen Fläche und Spreizwinkel sind vor allem auf die Handfittichwölbung während des Abschlags und eine Durchbiegung in der Schwingenspitzenregion (DIAL et al. 1991; POORE et al. 1997) zurückzuführen, die nur ungenau durch die geometrische Flächenbestimmung nachgebildet werden kann. Die maximalen Handfittichflächen sind um etwa 20% kleiner als die von MÖLLER (1998) am

ausgebreiteten Flügel planimetrisch gemessenen Flächen. Diese Differenz ist wie beim Armfittich durch die vereinfachten geometrischen Annahmen zu erklären und wurde bei den Berechnungen zur Aerodynamik und Energetik durch die Einführung eines Multiplikationsfaktors von 1.2 berücksichtigt.

Wie ROSÉN & HEDENSTRÖM (2001) von im Windkanal gleitfliegenden Dohlen (*Corvus monedula*) berichten, ist die Flügelspannweite direkt mit der maximalen Flügelfläche während des Abschlags korreliert. Die Autoren fanden keinen Flächenunterschied zwischen manuell ausgebreiteten und der aus Filmaufnahmen digitalisierten Flügelfläche. Es ist anzunehmen, dass dies auch für die maximale Flügelfläche anderer Vogelarten wie z.B. Staren im Schlagflug gilt. TOBALSKE & DIAL (1996) berichten bei Tauben (*Columba livia*) und Elstern (*Pica pica*) von nahezu konstanten maximalen Flügelspannweiten (und somit wohl konstanten Flügelflächen) bei allen Fluggeschwindigkeiten. Mit der vorliegenden Arbeit vergleichbare maximale Spannweiten während des Abschlags von 35 bis 37 cm sind von Staren (*Sturnus vulgaris*) im Geschwindigkeitsbereich von 8 ms^{-1} bis 18 ms^{-1} dokumentiert (TOBALSKE 1995). Die Spannweitenunterschiede sind wohl vor allem auf den weniger gespreizten Armfittich im mittleren Abschlag zurückzuführen, der eine Verringerung der Armfittichfläche bei den Flügen ohne Maske insbesondere bei 10 ms^{-1} bewirkt, während die maximale Handfittichfläche nahezu konstant bleibt (vgl. Abb. 4.2 und Abb. 4.3)

Der Spreizwinkel des Schwanzes zeigt sehr deutlich die Unterschiede zwischen den Flügen mit und ohne Maske (vgl. Abb. 7.60 und Abb. 7.61). Ohne Maske nimmt der Spreizungsgrad mit zunehmender Fluggeschwindigkeit sowohl während des Ab- als auch während des Aufschlags ab, der Spreizungsgrad während des Aufschlags ist etwas kleiner als während des Abschlags. Diese Ergebnisse stimmen mit den Befunden von TOBALSKE & DIAL (1996) an Tauben und Elstern überein. Mit Maske nehmen die Spreizwinkel mit steigender Fluggeschwindigkeit ebenfalls ab, allerdings ist diese Abnahme viel geringer als ohne Maske. Die Spreizwinkelschwankungen innerhalb eines Flügelschlages sind deutlich vergrößert, während des Aufschlags ist der Spreizwinkel kleiner als im Abschlag. Mit Maske ist der Spreizungsgrad bei gleicher Fluggeschwindigkeit deutlich größer als ohne Maske. Durch eine größere Schwanzfläche, die direkt mit einem zunehmendem Spreizungsgrad korreliert ist (vgl. Abb. 4.5), steigt der vom Schwanz erzeugte Auftrieb (NORBERG 1990; TOBALSKE & DIAL 1996; GESSER 1998). Gleichzeitig steigt jedoch auch die Widerstandskomponente an. Bei einer stationären Anströmung erzeugt der stark aufgefächerte Schwanz des Kunstharzmodells (Komplettmodell) eines gleitfliegenden Stars nach GESSER (1998) bei einem Anstellwinkel

von 8° (entspricht einem Anstellwinkel von 13° in der vorliegenden Arbeit) eine Auftriebsteigerung von 17% und eine Widerstandserhöhung um 28%. Dabei hat der stark aufgefächerte (Spreizwinkel ca. 90°) und nach unten gekippte Schwanz des Kunstharzmodells eine widerstandsreduzierende (-11.5% bei $\alpha = 8^\circ$, -19% bei $\alpha = 4^\circ$) sowie eine auftriebserhöhende (+0.7% bei $\alpha = 8^\circ$, +10% bei $\alpha = 22^\circ$) Wirkung in Bezug auf die Flügel des Starenmodells im Gleitflug (GESSER 1998). Da das von GESSER verwendete Modell 18% mehr Widerstand und 11% weniger Auftrieb erzeugt als BRILL (1992) für den gleitfliegenden Staren angibt, ist der Einfluss des Schwanzes möglicherweise sogar noch etwas größer, da Oberflächen- und Federstrukturen des Gefieders einen strömungskanalisierenden Effekt bewirken (NACHTIGALL et al. 1985; WEDEKIND et al. 1996, 1998; GESSER 1998). GESSER vermutet, dass der Schwanz die vom Flügel abgehende Strömung in eine für die Krafterzeugung günstige Richtung lenkt und erklärt damit die Auftriebssteigerung und die Widerstandsverminderung für den Gleitflug.

Für den Schlagflug ist der Einfluss des Schwanzes auf die Auftriebs- und Widerstandserzeugung nicht so einfach zu ermitteln, wie bereits die Betrachtungen zu den Ergebnissen der aerodynamischen Modellrechnung in 4.3.3 gezeigt haben.

Der Schwanz reguliert die Lagestabilität über die Auftriebs- und Widerstandserzeugung (LEHMANN 1990; GESSER 1998). Da bereits geringe Drehungen des Kopfes im Flug mit Maske das Kräftegleichgewicht am Vogel durcheinander bringen können, da durch Maske und Schlauch ein zusätzliches Nick- und Giermoment hervorgerufen wird, steuert der Vogel möglicherweise mit einer größeren Schwanzspreizung dagegen, um so die Flugstabilität zu wahren. Eine verstärkte Auftriebserzeugung durch den gespreizten Schwanz während des Flugs mit Maske dient aller Wahrscheinlichkeit nach der Erzeugung eines pronatorischen Nickmoments zur Kompensation des durch den Schlauch erzeugten supinatorischen Nickmoments und dient damit der Stabilisierung des Längsneigungswinkels während des Flugs mit Maske. Der Einfluss des Schwanzes soll anhand der Abb. 7.74 für den Flug bei 13 ms^{-1} mit Maske näher betrachtet werden. Zu Beginn des Abschlags ist der Schwanz maximal gespreizt und besitzt infolgedessen eine große Fläche $A_{8-12}(t)$, gleichzeitig ist auch der Schwanzlängsneigungswinkel, $\Theta_S(t)$, maximal (die Schwanzhinterkante ist also maximal nach unten gekippt), während der Rumpflängsneigungswinkel, $\Theta_R(t)$, minimal ist. Während des Abschlags wird der Schwanz nun stärker zusammengefaltet, die Schwanzspreizung und die Schwanzfläche verringern sich, was mit einer Abnahme von $\Theta_S(t)$ verbunden ist, während gleichzeitig der Rumpflängsneigungswinkel bis zur Mitte des Abschlags um 5° bis 9°

ansteigt. $\Theta_{R,max}$ wird dabei gleichzeitig mit einem minimalen Schwanzlängsneigungswinkel und während der Abschlüsse 1, 3 und 5 auch mit einer minimalen Schwanzspreizung und –fläche durchlaufen. In der zweiten Hälfte des Abschlages steigt die Flughöhe des Vogels an, während der Rumpflängsneigungswinkel wieder vermindert wird, der Körper also nach vorne kippt, und die Schwanzlängsneigung, die Schwanzspreizung und die Schwanzfläche kleiner sind als zu Abschlagsbeginn. Während des Aufschlags steigt $\Theta_S(t)$ um 2° bis 5° an, während gleichzeitig auch die Schwanzspreizung und die –fläche größer werden. Während der ersten drei Flügelschläge verringert der Star seinen Rumpflängsneigungswinkel während des Aufschlags, bei den beiden letzten Flügelschlägen steigt $\Theta_R(t)$ dagegen an und gleichzeitig steigt die Flughöhe des Vogels. Die Steigphase während der letzten drei Flügelschläge leitet der Star bereits mit dem Abschlag des zweiten Flügelschlages ein, indem der Rumpflängsneigungswinkel erhöht wird. Sowohl Rumpf- als auch Schwanzlängsneigungswinkel nehmen während der letzten drei Flügelschläge im Mittel zu, während die Schwanzspreizung und die Schwanzfläche abnehmen. Obwohl der Star also während der letzten zwei bis drei Flügelschläge um etwa 6 cm im Flugkäfig an Höhe gewinnt, nehmen Schwanzspreizung und Fläche ab, der Rumpflängsneigungswinkel aber zu. Dies lässt vermuten, dass der gespreizte Schwanz beim hier untersuchten Schlagflug einen deutlich geringeren Beitrag zur Auftriebserzeugung leistet als im Gleitflug bei stationärer Anströmung, wie GESSER (1998) ihn gemessen hat. Vielmehr steht die Erhaltung der Lagestabilität beim Flug mit Maske im Vordergrund, da der Star dem von Maske und Schlauch erzeugten supinatorischen Nickmoment entgegenwirken muss.

5.3 Diskussion zum aerodynamischen Modell und den Ergebnissen der Aerodynamik

Die Berechnungen zur Aerodynamik des schlagenden Flügels beruhen auf mehreren Annahmen. Zum einen basieren sie auf der Annahme einer rein stationären Anströmung des Starenflügels, ein instationärer Einfluss kann nach VON HOLST (1970) für reduzierte Frequenzen ν zwischen 0.1 und 0.2 vernachlässigt werden. Dies schränkt die Anwendbarkeit des aerodynamischen Modells im vorliegenden Fall auf die beiden Flüge mit der größten Fluggeschwindigkeit ein. Weiterhin wurde die Schräganströmung des Flügels in der Kraftberechnung nicht berücksichtigt.

In das aerodynamische Modell fand eine Lilienthalpolare des Auftriebs- und Widerstandsbeiwertes des Starenflügels Eingang, die von GESSER (1998) durch Messungen an einem Kunstharzmodell eines im Windkanal gleitfliegenden Stars (BRILL 1992) ermittelt und von mir verändert wurde (vgl. Abb. 3.7 und Abb. 3.8). Die Auswahl der Kraftpolaren erwies sich dabei als unerwartet schwierig. Die in 3.11.1 beschriebene Anpassung der Kraftpolaren ging von der Überlegung aus, dass der mittlere Hub und Schub dem erforderlichen Hub (Vogelgewicht, Auftrieb, Hub für Aufwärtsbeschleunigung) und Schub (parasitärer Rumpfwiderstand von Rumpf, Schwanz, Beine, Maske und Schlauch und Schub für Vorwärtsbeschleunigung) entsprechen muss. Als Ausgangspunkt diente der Flug bei 13 ms^{-1} ohne Maske. Mit den Originalpolaren nach GESSER (1998) lieferte das aerodynamische Modell zwar einen vernünftigen Wert von 0.678 N für den mittleren Hub, jedoch hätte der so berechnete mittlere Schub von -0.047 N bedeutet, dass der Star im Windkanal nach hinten getrieben wird, was nicht der Fall war. In insgesamt 16 verschiedenen Ansätzen wurden die Auftriebs- und Widerstandsbeiwertpolaren nach GESSER (1998) durch Multiplikation mit einem Faktor gestreckt bzw. gestaucht. Für die Anpassung der c_W -Polaren wurden Faktoren von 0.4 bis 1.16 getestet, für die Anpassung der c_A -Polaren wurden Faktoren von 0.7 bis 2.0 gewählt. Die beste Näherung für den in den verschiedenen Ansätzen gefundenen mittleren Hub und Schub mit dem erforderlichen Hub und Schub ergab sich für die Faktorenkombination 1.3 / 0.4 für die c_A - bzw. c_W -Polare. Bei allen anderen Kombinationen war entweder der mittlere Hub noch größer oder der mittlere Schub war deutlich zu groß oder zu klein, so dass die verwendeten Kraftpolaren schließlich mit dieser Faktorenkombination verändert wurde. Diese Polare wurde für die Hub- und Schubberechnungen bei beiden Flügen ohne und mit Maske verwendet. Die Problematik einer statischen Polare zeigt sich hier sehr deutlich, es werden in diesem Ansatz weder die sich dynamisch ändernden Rumpflängsneigungswinkel und die Schwanzspreizung noch die variablen Schwanzlängsneigungswinkel berücksichtigt. Ebenso bleiben weitere instationäre Effekte unberücksichtigt und auch die periodische Schlagbewegung der Flügel wird bei den Interferenzmessungen von GESSER (1998) nicht berücksichtigt. GESSER (1998) selbst stellt fest, dass Schlussfolgerungen aus ihren Messungen eigentlich nur unter den Bedingungen ohne Einschränkungen zulässig sind, unter denen der Star „Anton“ bei BRILL (1992) im Windkanal vermessen und beruhend auf dessen Messwerten das Starenmodell von GESSER (1998) gebaut wurde, also bei einer Windgeschwindigkeit von 8 ms^{-1} und einem Rumpflängsneigungswinkel von 8° . Eine Änderung der Geometrie, wie sie ein Vogel bei

verschiedenen Anströmsituationen vornimmt, können die Messungen von GESSER (1998) nicht nachbilden, so dass die Verwendung nur einer Polare sowohl für den Arm- als auch für den Handfittich für den Flug mit Maske als auch ohne Maske zumindest als deutliche Vereinfachung angesehen werden muss.

Inwieweit die periodische Schlagbewegung des Flügels selbst seine Umströmung in der Weise beeinflusst, dass auftriebserhöhende und widerstandsvermindernde instationäre Effekte wirksam werden könnten, ist unklar. Erste Untersuchungen von FEGERT (2000) an schwingenden Modellprofilen mit verschiedenen Schwingungsarten, -frequenzen und -amplituden im Rauchkanal zeigten Ablösungsblasen auf der Flügeloberseite, deren Einfluss auf eine mögliche Auftriebserhöhung jedoch unklar sind.

Weitere instationäre Effekte am Flügel könnten einen Einfluss auf die Auftriebserzeugung nehmen: Anstellwinkel von über 30° führen möglicherweise noch nicht zum Abreißen der Strömung am Flügel, da diese Spitzenwerte nur für wenige Millisekunden erreicht und sehr schnell wieder kleiner werden (NACHTIGALL et al. 1985). Der Flügel wird nur bei Abschlagsmitte schräg von vorne angeblasen, wie der Schiebewinkel verdeutlicht. Durch diese Schräganblasung könnten Sogspitzen entstehen, die für einen zusätzlichen, mit dem hier verwendeten Berechnungsansatz nicht erfassbaren, positiven Hub bzw. Schub sorgen (NACHTIGALL 1980). Die Untersuchungen von GESSER (1998) haben gezeigt, dass auch das Zusammenspiel von Flügel und Rumpf bzw. Flügel und Schwanz eine Rolle spielt und den Auftrieb beeinflusst. Der durch die Umströmung des Flügels hervorgerufene induzierte Widerstand vergrößert den Flügelwiderstand und verringert den Auftrieb (BILO et al. 1999). Bei kleinen Fluggeschwindigkeiten sorgt die Abspreizung des Daumenfittichs für zusätzlichen Auftrieb, indem der Daumenfittich als Vorflügel wirksam wird und ein Abreißen der Flügeloberseitenströmung hinauszögert (NACHTIGALL & KEMPF 1971; RÜPPELL 1973). Die (passive) Abspreizung und Auffächerung der Handschwingen insbesondere während des Aufschlags hat vermutlich ebenfalls einen positiven Effekt auf den Auftriebsbeiwert (BILO 1972; RÜPPELL 1973).

Diese Mechanismen sind wahrscheinlich alle für die Auftriebserzeugung relevant, allerdings nur schwer oder gar nicht quantifizierbar. Eine korrekte Bestimmung einer Auftriebs- und Widerstandspolaren für den instationären Fall eines schwingenden Tierflügels wäre nur durch die direkte Messung der Kräfte am Flügel selbst möglich. Dies ist aus technischen Gründen bisher noch nicht zuverlässig gelungen.

Der zusätzliche Einfluss von Maske und Schlauch auf die Kraftpolaren bei den Flügen mit Maske ist nicht zu quantifizieren. Beim Schütteln des Kopfes, wie es bei den Flügen mit Maske des öfteren beobachtet wurde (MÖLLER 1998), bewegt sich der in der Maske festgeklebte Schlauch teilweise über den Flügel und hat möglicherweise ein Abreißen der Strömung zur Folge, was wiederum ein Grund für die deutlich unruhigeren Flüge mit Maske wäre, während der hier untersuchten Flugszenen jedoch nicht vorkam. Der Schlauch und die Maske selbst dürften deshalb eher einen geringen Einfluss in Form von Interferenzen haben.

Das auf den Regeln der stationären Aerodynamik beruhende Modell ergab für den Abschlag die erwarteten Aussagen – Huberzeugung durch Arm- und Handfittich, Schuberzeugung fast ausschließlich durch den Handfittich -, während für den Aufschlag nur geringe Kräfte berechnet wurden. Dies schließt jedoch nicht aus, dass während des Aufschlags stärkere Kräfte auf den Flügel einwirken könnten, die allerdings mit diesem Modell nicht zu erfassen sind. Während des Aufschlags werden Arm- und Handfittich stark zusammengefaltet und teilweise verwunden (BILO 1972; DIAL et al 1991; POORE et al. 1997). Die Bestimmung einer einzigen Auftriebs- und Widerstandsbeiwertpolaren, die diese Verwindung und Faltung im Aufschlag berücksichtigt, ist somit unmöglich (OEHME 1985). Vielmehr müsste für eine aerodynamisch korrekte Aussage eine (oder mehrere) sich ändernde Kraftpolare(n) angenommen werden. Auch die Verwindung von Arm- und Handfittich in sich und gegeneinander beim Abschlag (BILO 1971) und beim Aufschlag wäre so zu erfassen. Des weiteren spielt während des Aufschlags der Schiebewinkel, der im Modell nicht berücksichtigt wurde, eine deutlich größere Rolle als während des Abschlags.

Arm- und Handfittich werden bei den hier untersuchten Flugszenen während des Aufschlags – vor allem beim Flug mit Maske – dicht am Rumpf nach oben geführt (MÖLLER 1998). Aus dieser Beobachtung sowie den Zeitreihen der Anstellwinkel von Arm- und Handfittich und den Flächen der beiden Flügelteile (vgl. Abb. 7.64 bis Abb. 7.67) kann man schließen, dass von den Flügeln während des Aufschlags erheblich weniger Auftrieb (und Widerstand) als während des Abschlags erzeugt wird und die Ergebnisse des auf den Annahmen der stationären Aerodynamik beruhenden Modells nicht ganz falsch sind.

Der Modellansatz ergibt, dass der vom Handfittich erzeugte Hub (bzw. Auftrieb) mit respiratorischer Maske größer wird, während der Hub des Armfittichs vom Tragen der Maske nahezu unbeeinflusst ist (vgl. Tab. 7.5). Dieses Ergebnis war auf Grund der kinematischen Analyse zu erwarten, da beim Tragen der Maske der Anstellwinkel des Handfittichs sowie die

Schlaggeschwindigkeit des Handfittichs im mittleren Abschlag vergrößert sind, während der Einfluss auf diese Parameter beim Armfittich nicht so groß ausfällt. Wahrscheinlich nimmt die Zirkulationsströmung um den Flügel als Ursache des Auftriebs zu.

Die Widerstandszunahme des schlagenden Flügels beim Flug mit Maske gegenüber dem Flug ohne Maske ist auf den Handfittich beschränkt (vgl. Abb. 7.68 und Abb. 7.69), was vor allem auf die vergrößerten Anstellwinkel des Handfittichs beim Flug mit Maske zurückzuführen ist. Diese wirken zwar auch positiv auf die Auftriebserzeugung, die verwendete Kraftpolare (vgl. Abb. 7.16 b) zeigt aber, dass oberhalb etwa 20° keine Auftriebserhöhung mehr zu erwarten ist, während der Widerstand deutlich ansteigt (GESSER 1998). Dies lässt wiederum vermuten, dass der Vogel in diesem Anstellwinkelbereich möglicherweise einen oder mehrere der oben beschriebenen Mechanismen nutzt, um den Auftrieb auch in diesem kritischen Anstellwinkelbereich weiter zu erhöhen.

Der vom Handfittich erzeugte Schub, der in der Mitte des Abschlags in etwa doppelt so groß ist wie beim Flug ohne Maske (vgl. Abb. 7.68 d und Abb. 7.69 d), ist auf die deutlich negativeren Werte des Schlagneigungswinkels des Handfittichs im windfesten Achsenkreuz während des Abschlags zurückzuführen (vgl. Abb. 7.54 d und Abb. 7.55 d).

Eine Vergrößerung des Widerstandes lässt sich zudem erwarten, wenn der Star während des Fluges den Kopf dreht, da sich in diesem Fall die der Anströmung zugewandte Fläche vergrößert und zudem strömungsungünstiger wird. Bei $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske flog der Star mit leicht nach links gedrehtem Kopf, der Widerstand von Maske und Schlauch war also vermutlich etwas höher als der aus der Regressionsgleichung nach den Kunstharzmodellmessungen berechnete Widerstand von 0.013 N, der aufzubringende mittlere Schub muss demzufolge ebenfalls erhöht sein. Wie groß der Effekt der Maske beim Drehen des Kopfes tatsächlich ist, lässt sich aus den vorliegenden Daten nicht ermitteln.

Beim Flug ohne Maske mit $v_w = 13 \text{ ms}^{-1}$ sind die Füße komplett in das Gefieder eingezogen, während sie beim Flug mit Maske aus dem Gefieder heraushängen und deutlich sichtbar sind. Dieses Verhalten ist wohl primär auf eine Beunruhigung des Tieres durch Maske und Schlauch zurückzuführen und wird auch von BRILL (1992) als charakteristisch für einen aufgeregten bzw. erschreckten Star bezeichnet und deckt sich mit den Beobachtungen im Rahmen meiner Diplomarbeit (MÖLLER 1998). Die Füße und Beine verursachen ebenfalls einen zusätzlichen Widerstand, der nur annäherungsweise quantifiziert werden kann und den die Widerstandsmessungen am (beinlosen) Kunstharzmodell nicht berücksichtigen (GESSER 1998). Die Abschätzung des parasitären Widerstandes von Füßen und Beinen nach DUBS

(1979) zeigt recht deutlich, dass dieser Widerstand bei großen Fluggeschwindigkeiten einen großen Anteil am gesamten parasitären Widerstand haben kann. Für den Flug mit Maske beträgt er nach meiner Rechnung etwa die Hälfte des Rumpfwiderstandes und spielt damit eine maßgebliche Rolle bei der Bestimmung des erforderlichen Schubs (vgl. Tab. 7.6).

Unberücksichtigt bleibt bei dem aerodynamischen Modell der Schiebewinkel, welcher einen Einfluss auf die wahren Geschehnisse am Flügel hat.

RAYNER (1999) schätzt, dass etwa 25% der gesamten aufgebrauchten mechanischen Leistung eines schlagfliegenden Vogels für die Schuberzeugung aufgebracht werden muss, die Schuberzeugung also eine ganz wesentliche Rolle beim Schlagflug spielt.

Der Vergleich des von beiden Flügeln erzeugten mittleren Hubs und Schubs (vgl. Tab. 7.5 und Tab. 7.6) mit dem erforderlichen Hub und Schub in 4.3.3 zeigt die Problematik der Bestimmung der Güte des aerodynamischen Modells deutlich. Der tatsächlich erforderliche Hub sollte für den Flug mit Maske etwas größer sein als ohne Maske, da der Vogel zwar leichter war, aber stärker im Kanal steigt und auch der Rumpflängsneigungswinkel kleiner und somit der von Rumpf (und Schwanz) erzeugte Auftrieb vermutlich geringer ist. Der Vergleich in Tab. 7.5 und Tab. 7.6 beruht auf den Auftriebs- und Widerstandsmessungen von GESSER (1998) am Kunstharzmodell eines gleitfliegenden Staren ohne und mit Flügelinterferenz und unter Berücksichtigung der mittleren Schwanzspreizung. Insbesondere der Einfluss des Schwanzblattes auf die Auftriebserzeugung ist für den Fall der stationären Anströmung bei GESSER (1998) vermutlich deutlich größer als dies bei den beiden hier untersuchten Schlagflügen der Fall war. Der anhand des Ansatzes mit Teilmodell B unter Berücksichtigung der mittleren Schwanzspreizung berechnete erforderliche Hub ist geringer als der mittlere von den beiden Flügeln erzeugte Gesamthub nach den Modellrechnungen. Es ist zu vermuten, dass der Gesamthub vom einfachen aerodynamischen Modell überschätzt wird, möglicherweise jedoch nicht in der vorliegenden Größenordnung. Der Einfluss des Schwanzblattes wird wahrscheinlich überschätzt, da die von GESSER (1998) gemessenen Auftriebswerte nur für den Gleitflug gelten, während des Schlagflugs sind die Verhältnisse am gesamten Tier sehr variabel und ergeben vermutlich ein anderes Bild. Die Schwanzspreizung schwankt beim Flug mit Maske sehr stark zwischen 20° und 60° (vgl. Abb. 7.61), für den Modellansatz wurde aber nur die mittlere Schwanzspreizung von 42° angenommen. Ebenso unterliegt der Schwanzlängsneigungswinkel flügel Schlagperiodischen Schwankungen (vgl. Abb. 7.62 und Abb. 7.63), die einen Einfluss auf die Auftriebs- und Widerstandserzeugung ausüben, bei den Messungen am Gleitflugmodell nach GESSER (1998) aber nicht

berücksichtigt wurden. Wie Abb. 7.74 zeigt, sind für ein Steigen im Windkanal eher ein größerer Rumpf- und Schwanzlängsneigungswinkel als eine vergrößerte Schwanzfläche ausschlaggebend, was möglicherweise ebenfalls auf einen zu groß angenommenen Einfluss des Schwanzes bei der Bestimmung des Auftrieb nach dem Teilmodell B unter Berücksichtigung der Schwanzspreizung aus den Messungen von GESSER (1998) hindeutet. Auch die Wirkung der Flügelinterferenz auf die Auftrieb- und Widerstandserzeugung von Rumpf mit Beinen und Schwanz ist für den komplexen Fall eines kompletten Flügelschlages nicht eindeutig vorherzusagen.

Zudem unterliegt der anhand des aerodynamischen Modells berechnete Gesamthub einem starken Einfluss der verwendeten Auftriebsbeiwertspolare, auf deren Limitierung bereits im Ergebnisteil eingegangen wurde.

Ein ähnliches Problem ergibt sich für den Vergleich von mittlerem Schub und erforderlichem Schub (vgl. Tab. 7.6). Zum einen ist unklar, ob der Einfluss der Maske auf den parasitären Widerstand, wie er am Gleitflugmodell gemessen wurde (MÖLLER 1998; WARD et al. 2001), die Verhältnisse beim Schlagflug korrekt widerspiegelt. Bei den Messungen zum Maskenwiderstand wurde der Einfluss von Maske und Schlauch nur bei einem konstanten Rumpfanstellwinkel von 8° (entspricht 13° in der vorliegenden Arbeit, vgl. 3.12.2) gemessen, während der Star seinen Rumpfanstellwinkel dynamisch verändert und sich der von Maske und Schlauch erzeugte zusätzliche Widerstand somit ebenfalls ändert. Weiterhin dreht der Star im Flug den Kopf (MÖLLER 1998), so dass die Maske ein zusätzliches Giermoment und zusätzlichen Widerstand erzeugt, was bei den Messungen am Kunstharzmodell nicht erfasst werden konnte.

Während des Flugs bei 13 ms^{-1} mit Maske ragten die Beine und Füße des Stars deutlich aus dem Gefieder heraus und verursachten einen zusätzlichen Widerstand. Dieser konnte aus den Messungen von GESSER (1998) nicht quantifiziert werden, da dort ein Modell ohne Beine verwendet wurde. Er wurde stattdessen nach DUBS (1979) abgeschätzt. Möglicherweise ist der von Füßen und Beinen erzeugte Widerstand etwas geringer, weil ihre angenommene Stirnfläche (2 cm^2) vermutlich etwas geringer war, da die beiden Beine keine gemeinsame Fläche bilden, sondern die Luft zwischen ihnen durchstreichen kann. Unbekannt bleibt auch ihr tatsächlicher Widerstandsbeiwert, der mit Hilfe von DUBS (1979) geschätzt wurde, aber nicht eine mögliche Interferenzwirkung durch Rumpf und Flügel berücksichtigt und möglicherweise ebenfalls etwas zu hoch ist.

Für die Abschätzung des Rumpfwiderstands ergeben sich ebenfalls die bei der Abschätzung des Auftriebs geschilderten Probleme, wenn auch nicht in gleichem Maße. Der größte Fehlerfaktor liegt auch hier bei der korrekten Abschätzung des Schwanzeinflusses, während die Flügelinterferenz einen geringen Einfluss hat, wie der Vergleich der Widerstandsmessungen mit und ohne Flügelinterferenz bei den beiden Teilmodellen B und C nach GESSER (1998) zeigt. Der Vergleich von erforderlichem Schub und Gesamtschub zeigt, dass der vom aerodynamischen Modell vorhergesagt Schub gut zu den Erwartungen der kinematischen Analyse und dem ermittelten erforderlichen Schub passt: Mit Maske wird ein (um den Faktor 3.5) höherer Schub berechnet als ohne Maske, beim Flug ohne Maske ist der berechnete Schub aber um 23% zu gering.

5.4 Zur Energetik des Starenflugs

Die theoretischen Kurven der mechanischen Flugleistung nach PENNYCUICK (1968 b, 1989) und RAYNER (1979 a-c) sagen beide einen U-förmigen Verlauf der Leistungskurve in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit voraus. Dies konnte mit den vorliegenden Daten nicht bestätigt werden. Die Berechnung der mechanischen Flugleistung ergibt bei beiden Ansätzen übereinstimmend eine Zunahme der prognostizierten mechanischen Leistung mit steigender Geschwindigkeit (vgl. Abb. 7.77 a und b). Die Zunahme fällt beim konventionellen („Momentum jet theory“) Modell nach PENNYCUICK (1968 b, 1989) und TUCKER (1973) deutlich geringer aus als bei der Verwendung der vereinfachten Ringwirbeltheorie nach RAYNER (1979 a-c und mündliche Informationen), die Kurve des konventionellen Ansatzes zur Leistungsberechnung verläuft flacher. Für den kombinierten Ansatz nach GESSER/RAYNER errechnet sich bei Fluggeschwindigkeiten bis 10 ms^{-1} ohne Maske eine noch etwas höhere mechanische Leistung, bei 13 ms^{-1} ist sie geringer als beim Ansatz nach RAYNER (vgl. Abb. 7.77 c).

Der linke Abschnitt der theoretischen U-förmigen Leistungskurve setzt Messungen bei Fluggeschwindigkeiten unter 6 ms^{-1} voraus, die mit dem verwendeten Windkanal nicht eingestellt werden konnten (vgl. 5.1.2). Möglicherweise sind Stare (wie auch viele andere Vögel) nicht in der Lage, bei Fluggeschwindigkeiten unter 6 ms^{-1} über mehrere Minuten einen konstanten Streckenflug aufrecht zu erhalten, so dass der theoretische Verlauf der Leistungskurve in der Praxis nicht messbar ist (PENNYCUICK 1989; NORBERG 1990; RAYNER 1995 b, 1999; RAYNER & WARD 1999). Darauf deuten zumindest einige Untersuchungen inklusive der vorliegenden hin, eine Abhängigkeit von der Vogelmasse scheint zudem

gegeben, schwere Individuen der gleichen Art fliegen eher in einem höheren Geschwindigkeitsbereich als leichtere Tiere (PENNYCUICK 1989; BIEWENER & DIAL 1995; WARD et al 1998, 2001; RAYNER 1995 b, 1999; RAYNER & WARD 1999; MÖLLER 1998; WARD et al. 2004.).

Die Flüge mit Maske sind bei allen Fluggeschwindigkeiten energetisch ungünstiger, der Unterschied ist bei der höchsten Fluggeschwindigkeit am größten. Der unruhigere Flug, die geänderten kinematischen Größen (MÖLLER 1998) und der zusätzliche Widerstand von Maske und Schlauch (MÖLLER 1998; WARD et al. 2001) deuteten bereits auf einen energetisch ungünstigeren Flug mit Maske über den kompletten Geschwindigkeitsbereich hin. Bei einer Fluggeschwindigkeit von 8 ms^{-1} sind die Unterschiede für den kombinierten Ansatz nach GESSER/RAYNER am geringsten. Bei den Flügen mit Maske hatte der Star eine geringere Körpermasse als bei den Flügen ohne Maske. Da die Körpermasse einen sehr großen Einfluss auf die mit Modellen berechneten mechanischen Leistungen hat (OEHME 1985; NORBERG 1990; RAYNER 1995b, 1999; WARD et al. 2001), sollte der Leistungsvergleich bei gleicher Körpermasse erfolgen. Der Einfluss der Körpermasse wird sichtbar, wenn für beide Flugbedingungen mit und ohne Maske die gleiche Körpermasse von 83.5 g (dies entspricht der mittleren Vogelmasse bei den vier Flügen ohne Maske) zu Grunde gelegt wird (vgl. Abb. 7.78). Für den Modellansatz nach GESSER/RAYNER ist P_{mech} mit Maske nun noch etwas größer als ohne Maske, bei der größten Fluggeschwindigkeit benötigt der Star mit Maske beinahe die doppelte mechanische Leistung, wobei dem von den aus dem Gefieder herausragenden Beinen erzeugten parasitären Widerstand ein großer Einfluss zukommt. Möglicherweise wurde der Einfluss der aus dem Gefieder herausragenden Beine bei meiner Abschätzung überschätzt, da der Schwanz über die Beine hinausragt und geringe Änderungen der Stirnfläche und des Profilwiderstandsbeiwertes großen Einfluss auf $W_{\text{par,Beine}}$ haben.

Die differierenden Vorhersagen der Modellansätze rühren vor allem vom unterschiedlichen Komplexitätsgrad her (RAYNER 1979 a, 1995, 1999). Während für die Modellrechnungen nach der konventionellen Theorie nur wenige vorwiegend anatomische Einflussvariablen bekannt sein müssen (PENNYCUICK 1975, 1989), ist für die auf der Ringwirbeltheorie basierenden Berechnungen die genaue Kenntnis kinematischer Größen wie beispielsweise der Flügelschlagamplitude notwendig (RAYNER 1979 a-c). In die Rechnungen nach der konventionellen Theorie gehen viele Parameter ein, deren Größe nur geschätzt oder aus wenigen Messwerten gewonnen wurde, wie beispielsweise der Profilwiderstandsbeiwert

$C_{w,pro}$ oder der induzierte Widerstandsfaktor k (PENNYCUICK 1968, 1989; TUCKER 1972, 1973; RAYNER 1979 a). Hier wäre es dringend notwendig, Messungen für eine große Anzahl von Vögeln verschiedener Größen durchzuführen. $C_{w,pro}$ wurde von PENNYCUICK (1968) als konstant angenommen. Die Abschätzung der Profilleistung nach PENNYCUICK (1989) entspricht nicht den physikalischen Gegebenheiten – sie ist unabhängig von der Fluggeschwindigkeit und beruht nur auf anatomischen Parametern wie Masse und Flügelspannweite des untersuchten Tieres. Beim Ansatz nach RAYNER wird $C_{w,pro}$ ebenfalls als konstant betrachtet, die Formel zur Berechnung der Profilleistung berücksichtigt dagegen die Fluggeschwindigkeit und die Profilleistung steigt entsprechend mit zunehmender Fluggeschwindigkeit an (RAYNER 1979 a, 1999; RAYNER & WARD 1999).

Die von PENNYCUICK (1968, 1989) eingeführte Konstante k , der induzierte Widerstandsfaktor, wurde weder experimentell getestet noch ihre Gültigkeit verifiziert (RAYNER & WARD 1999). Ähnliche Probleme ergeben sich auch bei der Betrachtung der Widerstandsbeiwerte, die meist aus wenigen Messungen an gefrorenen Vogelkörpern gewonnen wurden (TUCKER 1973; PENNYCUICK 1975). Neuere Windkanalmessungen verschiedener Autoren implizieren dagegen, dass die so gewonnenen Widerstandsbeiwerte um einen Faktor von bis zu acht (PENNYCUICK et al. 1996) oder zumindest zwei bis vier (RAYNER 1999; RAYNER & WARD 1999; WARD et al. 2001) für Singvögel verkleinert werden müssten, während andere Autoren (HEDENSTRÖM & LIECHTI 2001) anhand von Radaraufzeichnungen schnell sinkender Singvögel parasitäre Widerstandsbeiwerte von im Mittel 0.37 fanden, die dem von PENNYCUICK (1989) verwendeten Wert von 0.4 sehr nahe kommen und auch gut mit den von GESSER (1998) am Starenmodell (Teilmodell C, Interferenzfall) gemessenen Wert von 0.42 bei einem Rumpflängsneigungswinkel von 9° und einer Anströmgeschwindigkeit von 8 ms^{-1} übereinstimmen.

Weiterhin wurde kürzlich berichtet, dass der parasitäre Widerstandsbeiwert des Vogelkörpers negativ mit der Anströmgeschwindigkeit korreliert ist (RAYNER 1999; MAYBURY & RAYNER 2001). Dies würde wiederum bedeuten, dass die heute verwendeten aerodynamischen Modelle eine zu große mechanische Leistung für große Geschwindigkeiten vorhersagen (RAYNER 1999; RAYNER & WARD 1999; WARD et al. 2001). Andererseits stimmen die energetischen Modellrechnungen nach dem Ringwirbelmodell gut mit den direkten Messungen der Muskelleistung mit Hilfe von winzigen Dehnungsmessstreifen, die in den Oberarmknochen (Humerus) von Elstern (*Pica pica*) implantiert und an denen die Kraftentwicklung während des Flügelschlags direkt gemessen werden konnte, überein (DIAL et al. 1997; RAYNER 1999),

wobei die Modellrechnungen bei den großen und kleinen Geschwindigkeiten eine etwas zu große Leistung vorhersagen. Einen Hinweis auf zu groß berechnete Werte von P_{mech} bei größeren Fluggeschwindigkeiten geben direkte Messungen am großen Flugmuskel des Staren, die bei einer Geschwindigkeit von 13.7 ms^{-1} eine mechanische Leistung von 1.1 W produzieren (BIEWENER et al. 1992), während die von mir anhand der aerodynamischen Modelle berechneten Leistungswerte für den Flug ohne Maske um 75% (Ansatz nach RAYNER) bzw. 56% (Ansatz nach GESSER/RAYNER) größer sind. Der Anteil der anderen Muskeln an der mechanischen Gesamtleistung ist bei BIEWENER et al. (1992) nicht quantifiziert.

Mehrere Effekte tragen möglicherweise zu den von den aerodynamischen Modellen bei höheren Fluggeschwindigkeiten vorhergesagten zu großen mechanischen Leistungen bei. Zum einen ist der parasitäre Widerstandsbeiwert des Körpers abhängig von der Fluggeschwindigkeit und wird nach neueren Untersuchungen mit zunehmender Anströmgeschwindigkeit kleiner (MAYBURY & RAYNER 2001). MAYBURY und RAYNER (2001) fanden bei der Untersuchung von gefrorenen Starenkörpern im Windkanal eine Verringerung von C_W von 0.35 auf 0.2 bei Erhöhung der Geschwindigkeit von 6 ms^{-1} auf 15 ms^{-1} . Ein großer Einfluss kommt dabei dem Schwanz zu, der die Wirbelablösung und die Art der Wirbelbildung beeinflusst (MAYBURY & RAYNER 2001). GESSER (1998) gibt für das Kunstharzmodell (Komplettmodell) eines gleitfliegenden Staren (BRILL 1992), welches von mir für die Bestimmung des zusätzlichen Widerstandes von Maske und Schlauch benutzt wurde, einen Widerstandsbeiwert von $C_W = 0.20$ für den Vogelkörper bei $v_W = 8 \text{ ms}^{-1}$ und $\alpha = 9^\circ$ (entspricht 14° in der vorliegenden Arbeit) an. Die von mir berechneten parasitären Leistungen liegen insbesondere bei den niedrigeren Fluggeschwindigkeiten deutlich unter den direkten Messungen nach GESSER (1998) unter Berücksichtigung der mittleren Schwanzspreizung, wobei die Schwanzspreizung in diesem Ansatz einen starken Einfluss auf die parasitäre Leistung hat.

Alle Modelle für die Berechnung der mechanischen Flugleistung gehen von einem gleichmäßigen Schlagflug aus. Mit steigender Fluggeschwindigkeit nimmt jedoch der Anteil von Gleit- und Bolzenflugphasen zu, bei denen der Star wahrscheinlich Energie einsparen kann (RAYNER 1985, 1995; MÖLLER 1998; TOBALSKE 1995; TOBALSKE & DIAL 1996; WARD et al. 2001, STEPHAN 2004). STEPHAN (2004) fand beim hier untersuchten Star Yo15 für den Geradeausflug bei einer Bahnneigung von 0° einen Anteil von Gleit- und Bolzenflugphasen von über 40% während einer 20-sekündigen Flugszene, wobei der Anteil von

Bolzenflugphasen mit der Fluggeschwindigkeit ansteigt und bei 12 bis 14 ms⁻¹ 20% bis 30% der gesamten Gleitphasen beträgt (TOBALSKE 1995). Diese Flugweise mit Gleitphasen im langsamen Flug und mit vermehrten Bolzenflugphasen im schnelleren Flug kann die mechanische Leistung um bis zu 10% reduzieren (RAYNER 1985 a; RAYNER & WARD 1999; WARD et al. 2001). Möglicherweise berücksichtigen die allein auf dem Schlagflug basierenden Modellrechnungen den Flugstil von Vogelarten wie dem Star nicht ausreichend und es müsste eine Korrektur für die Gleit- und Bolzenflugphasen eingearbeitet werden, um die Diskrepanzen zwischen berechneter mechanischer Leistung und metabolischer Leistung und gemessener metabolischer Leistung zu verringern.

Das Ausnutzen von Grenzschichten an den Rändern des Windkanals kann ebenfalls zu einer Reduktion der aufzubringenden mechanischen Leistung um bis zu 10% beitragen (RAYNER 1994, 1995; RAYNER & WARD 1999; WARD et al 2001). Dies war mit ein Grund für den Umbau des Windkanals vor Beginn der Messungen und Filmaufnahmen (vgl. 5.1.2 und MÖLLER 1998). Ein leider nicht quantifizierbarer und in den Modellrechnungen nicht berücksichtigter Effekt kommt bei den Flügen mit respiratorischer Maske hinzu: Der hier gefilmte Star (Y15) flog insbesondere bei den größeren Windgeschwindigkeiten sehr häufig weit hinten im Windkanal (MÖLLER 1998). Dies hatte zur Folge, dass die effektive Länge des Schlauches, der dem Wind ausgesetzt war, durch das Anliegen am hinteren Plastikgitter verringert und somit auch der zusätzliche Widerstand (und das Nickmoment) des Schlauches, der negativ auf den Star wirkt, verringert werden konnte. Noch extremer zeigte der zweite mit respiratorischer Maske fliegende Star (R19) dieses Verhalten (persönliche Beobachtungen).

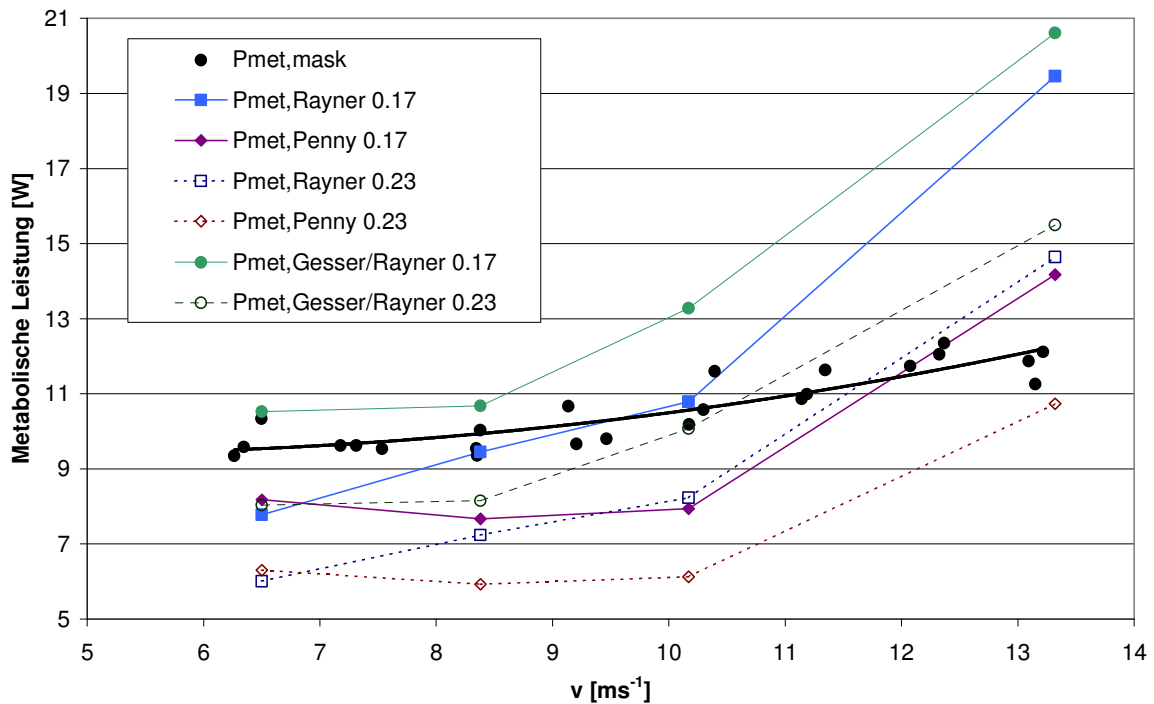


Abb. 5.1: Vergleich der mittels Respirometrie bestimmten metabolischen Leistung des Stars Y15 (nach WARD et al 1998, 2001) und der aus der mechanischen Leistung berechneten metabolischen Leistung für die drei aerodynamischen Modelle [Rayner: nach RAYNER 1979a-c, Penny: „Lifting line“-Theorie nach PENNYCUICK (1968b, 1989) und TUCKER (1973) Gesser/Rayner: kombinierter Ansatz nach GESSER (1998) und RAYNER (1979 a-c)] für Muskelwirkungsgrade von $\eta = 0.17$ und $\eta = 0.23$.

Eine zu groß berechnete mechanische Leistung deutet aber auch möglicherweise darauf hin, dass der Wirkungsgrad der Flugmuskulatur, der in der Regel mit 0.20 bis 0.25 (NORBERG 1990) angegeben wird, unter diesen Werten liegt und möglicherweise auch von der Fluggeschwindigkeit abhängt (WARD et al. 2001). Mit Hilfe des Muskelwirkungsgrades η wird aus der berechneten mechanischen Leistung häufig die metabolische Leistung anhand der Formel

$$P_{met} = 1.1 \cdot \left(\frac{P_{mech}}{\eta} + P_{Ruhe} \right) \quad [\text{Gl. 5.1}]$$

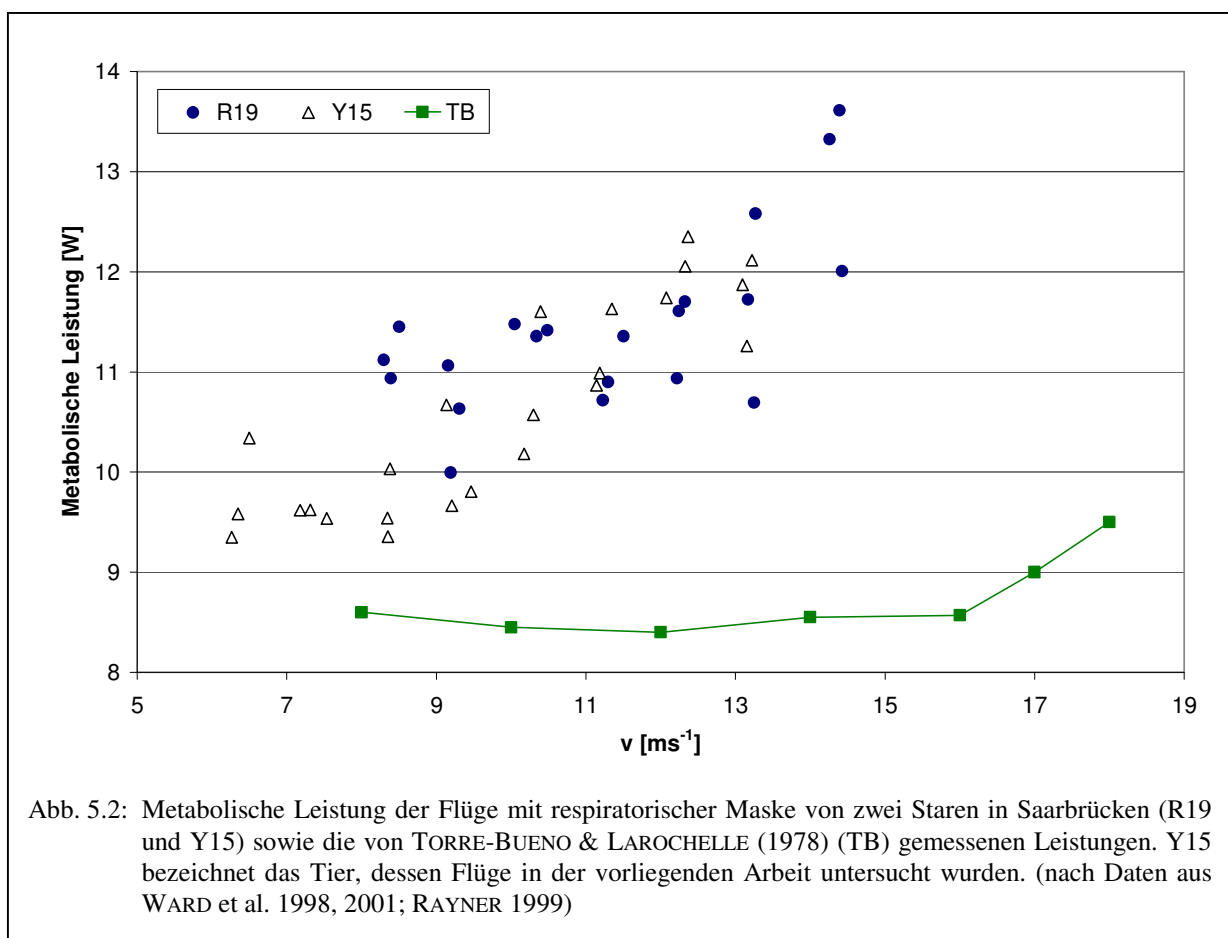
abgeschätzt, wenn keine direkte Messung möglich ist (TUCKER 1973; PENNYCUICK 1975, 1989; NORBERG 1990; WARD et al. 2001). P_{Ruhe} bezeichnet dabei den Ruheumsatz des Tieres (0.9 W für den hier untersuchten Star, nach WARD et al. 2001) und η den Wirkungsgrad der Flugmuskulatur (P_{mech} /Leistungsaufnahme der Flugmuskulatur). Die Konstante von 1.1 beruht auf der Annahme, dass jeweils 5 % der zusätzlichen Leistung von Atmung und Kreislaufsystem verbraucht werden (WARD et al. 2001). Den größten Einfluss auf die so berechnete metabolische Leistung hat der Muskelwirkungsgrad; eine Änderung von 0.01 ergibt eine um 4-5% erhöhte metabolische Leistung, eine Änderung der mechanischen

Leistung um 1% ergibt eine Änderung von P_{met} um 0.9% (WARD et al. 2001). Andererseits bedeutet eine höhere metabolische Leistung, dass die mechanische Leistung um ein Vielfaches höher sein muss, da nur ein kleiner Teil in aerodynamisch wirksame Leistung umgewandelt wird. Der größte Anteil wird in Wärme umgewandelt und kann mittels Thermographie bestimmt werden (SPEAKMAN & WARD 1998; WARD et al. 1999; WARD et al. 2004).

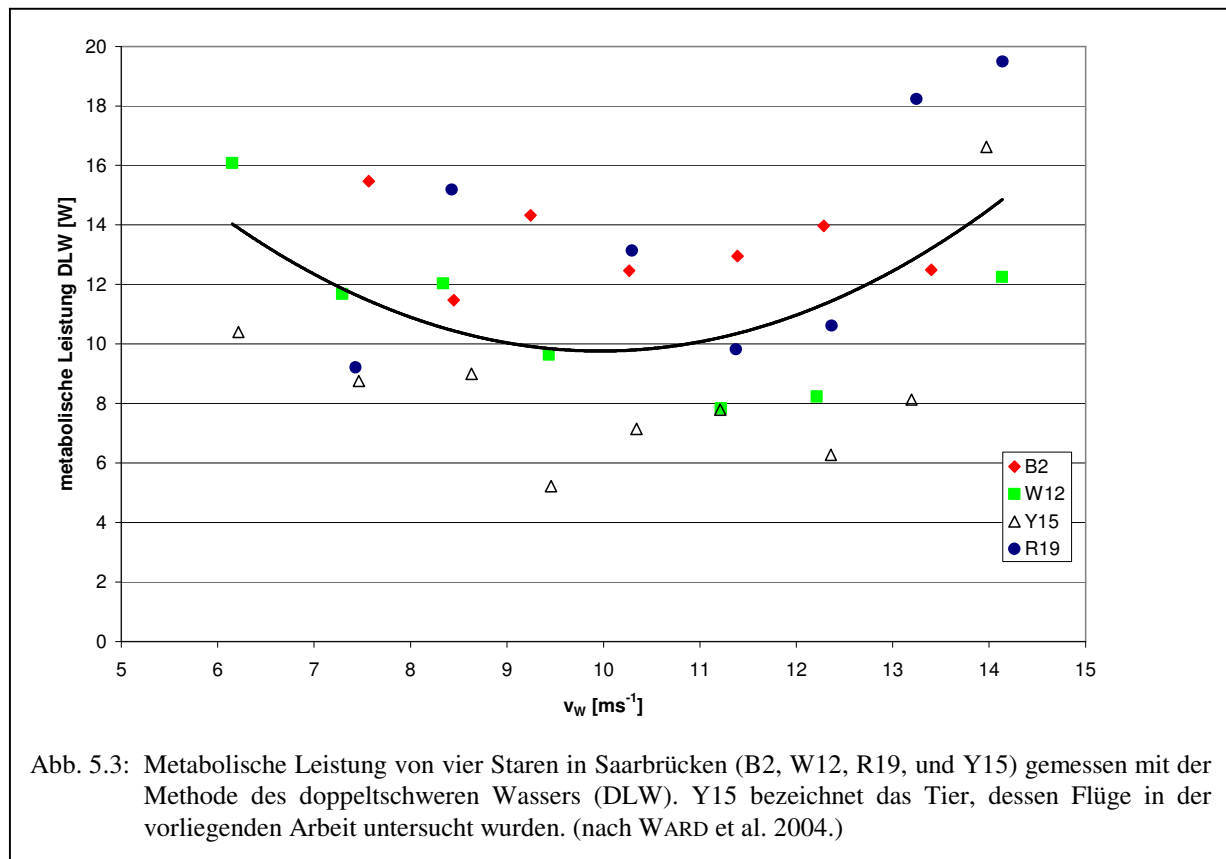
Der größte Unsicherheitsfaktor bei der Bestimmung der metabolischen Leistung aus der mechanischen Leistung liegt im Muskelwirkungsgrad η , der meist mit konstant 0.23 (z.B. PENNYCUICK 1975) für alle Arten und alle Geschwindigkeiten angenommen wird. Eine genauere Bestimmung des Muskelwirkungsgrades ist möglich, wenn man die mechanische und metabolische Leistung parallel bestimmt, wie dies WARD et al. (2001) für die hier dokumentierten Flüge vorgenommen haben. Die beste Übereinstimmung ergab sich in diesem Fall für einen Muskelwirkungsgrad von $\eta = 0.18$ für die beiden untersuchten Stare (Y15 und R19) und $\eta = 0.17$ für den hier untersuchten Star Y15 alleine (WARD et al. 2001). Der berechnete Muskelwirkungsgrad von $\eta = 0.17$ ist als Mittelwert zu verstehen. WARD et al. (2001) haben ausgehend von den mittels Respirometrie gemessenen Leistungen P_{met} und den berechneten mechanischen Leistungen P_{mech} den Muskelwirkungsgrad nach Gl. 5.1 bestimmt und fanden einen Anstieg des Muskelwirkungsgrades mit steigender Fluggeschwindigkeit je nach Modellansatz beim Star Y15 von 0.13 auf 0.21 (RAYNER) bzw. 0.15 auf 0.20 (PENNYCUICK). Dieser ist kleiner als der üblicherweise angenommene Wert, erscheint aber für Vögel von Starengöße realistisch. Mit einem Muskelwirkungsgrad von $\eta = 0.17$ ergibt sich für die nach Gl. 5.1 berechnete metabolische Leistung eine gute Übereinstimmung des RAYNER'schen Ansatzes bei den mittleren Fluggeschwindigkeiten, während P_{met} bei der kleinsten Fluggeschwindigkeit zu niedrig, bei der größten zu hoch vorhergesagt wird, was insbesondere auf den großen Widerstandsanteil der Beine zurückzuführen ist (vgl. Abb. 5.1) (WARD et al. 2001). Ein weiteres Problem stellen die in den energetischen Modellen nicht berücksichtigten Gleit- und Bolzenflugphasen der hier untersuchten Stare dar (STEPHAN 2004), welche die Berechnungen von Muskelwirkungsgraden zusätzlich erschweren. Diese Untersuchungen zeigen deutlich, dass es auf diesem Feld weiterer Forschung bedarf, um die Richtigkeit der angenommenen konstanten Muskelwirkungsgrade für eine breite Palette von Vögeln experimentell zu bestimmen.

Dass auch zwischen einzelnen Tieren der gleichen Art deutliche Unterschiede in der metabolischen Leistung bestehen, zeigt Abb. 5.2 (nach WARD et al. 1998, 2001; RAYNER 1999). Hier sind die Messergebnisse aller Flüge mit respiratorischer Maske der beiden untersuchten Tiere Y15 und R19 sowie die Ergebnisse der Messungen von TORRE-BUENO & LAROCHELLE (1978) zum Vergleich aufgetragen. Der schwerere Star R19 muss bei gleicher Windgeschwindigkeit eine höhere metabolische Leistung aufbringen als das im Mittel um 8 g leichtere Tier Y15. Beide Leistungskurven steigen mit zunehmender Fluggeschwindigkeit an und unterscheiden sich somit deutlich von den Messwerten von TORRE-BUENO & LAROCHELLE (1978), die in einem kleinen Windkanal mit geschlossener Luftführung und bekannter, konstanter Luftmenge bestimmt wurden, so dass die Zahlenwerte wahrscheinlich mit großen Messfehlern behaftet und die Versuchstiere durch Randwirbel in der Messstrecke beeinflusst wurden (RAYNER 1994; WARD et al. 2001).

Beim Vergleich der Ergebnisse der Messungen mit der doppeltschweren Wasser-Methode (DLW) für die vier untersuchten Stare Y15, R19, B2 und W12 zeigt sich ebenfalls der Einfluss der Masse auf die Leistungskurve (WARD et al. 2004). Auch hier sind die Messwerte für das leichteste Tier Y15 am niedrigsten, über alle Individuen ergibt sich eine U-förmige



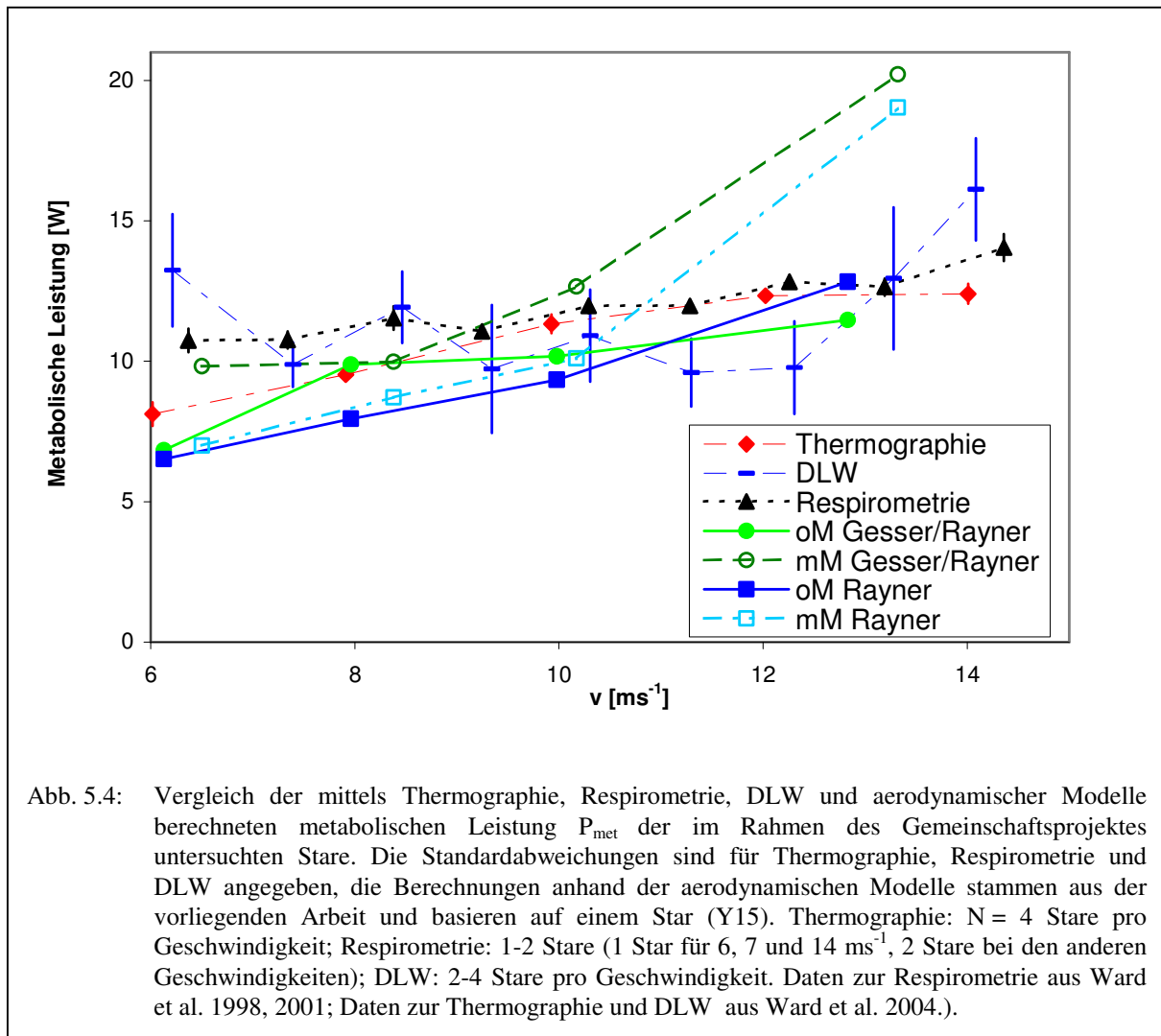
Leistungskurve (vgl. Abb. 5.3) (WARD et al. 2004). Wegen der methodisch bedingten relativ großen Fehler der Einzelmessungen bei DLW-Untersuchungen (SPEAKMAN & RACEY 1988; WARD et al. 2004.) ist es jedoch sinnvoll, nicht die einzelnen Messwerte zu betrachten, sondern nur Aussagen über die Gesamtheit zu machen.



Die Güte der Ergebnisse sowohl der Thermographie als auch der energetischen Modellrechnungen hängen von der Wahl des Muskelwirkungsgrades bzw. des Gesamtwirkungsgrades ab. Für den Gesamtwirkungsgrad wurde von Ward et al. (2001) $\eta_{\text{ges}} = 0.15$ (dies entspricht einem Muskelwirkungsgrad von 0.18) für die Bestimmung der mechanischen Leistung mittels Thermographie angesetzt. Dies bedeutet, dass 85% der vom Vogel beim Flug erzeugten metabolischen Leistung in Wärme umgewandelt wird.

Die Ergebnisse der Messungen mittels Respirometrie, doppelt schwerem Wasser und der Thermographie mit Infrarotkamera liegen für den mittleren Geschwindigkeitsbereich im gleichen Größenbereich wie die aus den Modellen berechnete metabolische Leistung, jedoch sagen die Modellrechnungen eine zu geringe metabolische Leistung bei der kleinsten Fluggeschwindigkeit ohne Maske und eine zu große metabolische Leistung für die größte Fluggeschwindigkeit mit Maske voraus; letzteres vor allem auf Grund des Einflusses der Beine (vgl. Abb. 5.4, Angaben nach WARD et al. 1998, 2001 und WARD et al. 2004). Dies

zeigt die Problematik der Vorhersage der metabolischen Leistung aufgrund von mathematischen Modellen der mechanischen Leistung und bietet Raum für zukünftige Verbesserungen anhand von vergleichenden Untersuchungen wie der vorliegenden.



5.5 Ausblick

Der im Rahmen des europäischen Gemeinschaftsprojektes gewählte Ansatz, mehrere Mess- und Untersuchungsmethoden vergleichend an ein und denselben Individuen einer Vogelart einzusetzen zeigt, dass eine solche Herangehensweise bei der Beantwortung offener Fragen helfen kann.

Für zukünftige Arbeiten besteht die Herausforderung zunächst darin, den Muskelwirkungsgrad für verschiedene Vogelarten experimentell genauer zu bestimmen. Dies

bedeutet, dass sowohl die metabolische Leistung gemessen werden muss, als auch energetische Modellrechnungen vorgenommen werden müssen, wozu die Kenntnis der kinematischen Größen ausschlaggebend sein wird. Gleichzeitig sollten verstärkt Anstrengungen unternommen werden, damit die für die energetischen Modellrechnungen notwendigen geschätzten und angenommenen Größen wie beispielsweise Widerstandsbeiwerte durch möglichst viele Messungen an unterschiedlichen Vogelarten belegt werden können.

Wie die Ergebnisse des gesamten Gemeinschaftsprojektes zeigen (WARD et al. 2004), sind mit der DLW-Methode sowie der Thermographie zwei Methoden der Leistungsbestimmung verfügbar, deren Ergebnisse mit denen der Respirometrie vergleichbar sind und die den Vorteil bieten, das Versuchstier unbeeinflusst von respiratorischer Maske und Schlauch zu untersuchen. Die Thermographie bietet in Verbindung mit der DLW-Methode oder der Respirometrie zudem den Vorteil, Rückschlüsse auf den Gesamtwirkungsgrad des Tieres ziehen zu können (WARD et al. 2004).

Die Änderungen der Kinematik und der Aerodynamik des hier untersuchten Stares während der Flüge mit Maske lassen vermuten, dass der Einfluss von Maske und Schlauch den Bereich einschränkt, in dem ein Vogel normalerweise zum Streckenflug in der Lage ist. Untersuchungen an einer größeren Anzahl von Tieren müssen zeigen, ob diese Einflüsse individuell unterschiedlich sind und ob alle Vögel in gleicher Weise ihre Kinematik anpassen (können). Maske und Schlauch bewirken eine Verhaltensänderung des Vogels, eine geänderte Kinematik und Aerodynamik sowie eine etwas höhere mechanische Leistung, während die mittels Respirometrie gemessene metabolische Leistung mit den anderen Messmethoden vergleichbar ist (WARD et al. 2004). Messungen mit dieser Methode zur Bestimmung des Energiehaushaltes eines Vogels sind durchaus denkbar, haben aber gegenüber der Thermographie den Nachteil der Beeinflussung des Tieres und seiner Kinematik durch Maske und Schlauch.

Zum Verständnis der Aerodynamik des Fluges sind ebenfalls weitere Untersuchungen notwendig. Insbesondere zu den instationären Effekten am Vogelflügel ist sehr wenig bekannt, die Messungen gestalten sich zudem schwierig. Erste Versuche wie die von FEGERT (2000) zeigen aber, dass bereits mit relativ einfachen Mitteln Erkenntnisse gewonnen werden können, die aber noch nicht sehr weit führen. Untersuchungen zur Aerodynamik des Flügelaufschlages erscheinen von besonderer Bedeutung, da insbesondere die Verhältnisse beim Flügelaufschlag noch unklar sind, andererseits aber gerade der Flügelaufschlag als

Kriterium für die Art der Wirbelgenese herangezogen wird (z.B. RAYNER 1985 a, b, 1988, 1995 a, b; TOBALSKE & DIAL 1994, 1996; Tobalske 1995; TOBALSKE et al. 1999). Im Hinblick auf die Frage, ob und wenn in welchem Maße der Aufschlag einen positiven Beitrag zur Auf- und Vortriebserzeugung leistet, sind Untersuchungen dieses komplexesten Teils des Flügelschlags angebracht.

Weitere Untersuchungen zur Bedeutung der verschiedenen Flugstile (Schlagflug, Bolzenflug, Gleitflug) und ihres Einflusses auf die Aerodynamik, Kinematik und Energetik bedürfen deutlich längerer Filmsequenzen als die hier ausgewerteten. Mit dem Fortschritt in der Technik dürfte es in Zukunft aber unter Verwendung von digitalen Hochgeschwindigkeitsvideokameras und halbautomatischer Auswertemethoden möglich sein, in verhältnismäßig kurzer Zeit eine große Menge an Daten zu gewinnen und so in der Erforschung des Vogelfluges wieder ein Stück voran zu kommen.

6 Literatur

AHLBERG, J.H., NILSON, E.N., WALSH, J.L. (1967): The theory of spline and their application. Academic Press, London, New York.

ALBERTZ, J., KREILING, W. (1980): Photogrammetrisches Taschenbuch. 3. Aufl. Herbert Wichmann Verlag, Karlsruhe

BARTSCH, H.-J. (1997): Taschenbuch mathematischer Funktionen. 17., neubearb. Aufl. Fachbuchverlag, Leipzig.

BERGER, M. & HART, J.S. (1975): Physiology and energetics of flight. In: Avian Biology, Vol. V (ed. D.S. Farner & J.R. King), Academic Press, New York, 415-477.

BIESEL, W. (1983): Untersuchung der Flügelgeometrie frei gleitfliegender Tauben (*Columba livia* var. *domestica*) mit Hilfe der Windkanaltechnik. Diplomarbeit, FR Zoologie der Universität des Saarlandes.

BIESEL, W., BUTZ, H., NACHTIGALL, W. (1985): Einsatz spezieller Verfahren der Windkanaltechnik zur Untersuchung des freien Gleitflugs von Vögeln. In: W. Nachtigall (ed.): BIONA-report 3, Akad. Wiss., Mainz: G. Fischer, Stuttgart, New York, 139-160.

BIESEL, W. & NACHTIGALL, W. (1987): Pigeon flight in a wind tunnel: IV. Thermoregulation and water homeostasis. J. Comp. Physiol. B 157, 117-128.

BIEWENER, A.A., DIAL, K.P., GOSLOW, G.E. (1992): Pectoralis muscle force and power output during flight in the starling. J. Exp. Biol. 164, 1-18.

BILO, D. (1970): Zur Methodik der kinematischen und aerodynamischen Analyse des Kleinvogelfluges. Verh. Dtsch. Zool. Ges., 64. Tagung, G. Fischer Verlag, Stuttgart, New York, 136 -141.

BILO, D. (1971): Flugbiophysik von Kleinvögeln: I. Kinematik und Aerodynamik des Flügelabschlages beim Haussperling (*Passer domesticus* L.). Z. vergl. Physiologie 71, 382-454.

BILO, D. (1972): Flugbiophysik von Kleinvögeln: II. Kinematik und Aerodynamik des Flügel-aufschlages beim Haussperling (*Passer domesticus* L.). Z. vergl. Physiologie 76, 426-437.

BILO, D. (1980): Kinematical peculiarities of the downstroke of a house sparrow's wing calling in question the applicability of steady state aerodynamics to the flapping flight of small Passeriformes. In: W. Nachtigall (Hrsg.): Instationäre Effekte an schwingenden Tierflügeln. Akad. d. Wiss., Mainz, 102-114.

BILO, D. (1983): Bewegung - Laufen, Schwimmen, Fliegen. In: A. Mehnert & W. Hartfiel (Hrsg.): Handbuch der Geflügelphysiologie, Teil 1. VEB Gustav Fischer Verlag, Jena, 139-162.

BILO, D., LAUCK, A., NACHTIGALL, W. (1985): Measurement of linear body accelerations and calculation of the instantaneous aerodynamic lift and thrust in a pigeon flying in a wind tunnel. In: W. Nachtigall (ed.): BIONA-report 3, Akad. Wiss., Mainz: G. Fischer, Stuttgart, New York, 87-108.

BILO, D., BILO, A., NACHTIGALL, W. (1999): Der Flug der Vögel. Skriptum, FR Zoologie der Universität des Saarlandes.

BRILL, C. (1992): Stereophotogrammetrische Untersuchungen zur Konfiguration des Rumpfes und der auftriebserzeugenden Flächen eines im Windkanal gleitfliegenden Stares (*Sturnus vulgaris* L.). Dissertation, MNF Univ. Saarbrücken.

BRUDERER, L., LIECHTI, F., BILO, D. (2001): Flexibility in flight behaviour of barn swallows (*Hirundo rustica*) and house martins (*Delichon urbica*) tested in a windtunnel. J. Exp. Biol. 204, 1473-1484

BUB, H. (1985): Kennzeichen und Mauser europäischer Singvögel. Die neue Brehm-Bücherei, Ziemsens, Wittenberg Lutherstadt.

DANIELSEN, R. (1988): Parametre for friflyvende småfugles flugt. Dansk. Ornith. For. Tidssk. 82, 1-2 (zitiert nach TOBALSKE, 1995).

DATHE, H.H., OEHME, H. (1980): Kinematik und Energetik des Rüttelfluges mittelgroßer Vögel. Proc. 17th Int. Ornithol. Congress 1978, 1: 384-390 (zitiert nach NORBERG, 1990)

- DIAL, K.P., GOSLOW, G.E., JENKINS, F.A. (1991): The functional anatomy of the shoulder in the European starling (*Sturnus vulgaris*). J. Morph 207, 327-344.
- DIAL, K.P., BIEWENER, A.A., TOBALSKE, B.W., WARRICK, D.R. (1997): Mechanical power output of bird flight. Nature 390, 67-70.
- DUBS, F. (1979): Aerodynamik der reinen Unterschallströmung. 4. Auflage. Birkhäuser Verlag, Basel-Boston-Stuttgart.
- FEGERT, F. (2000): Visualisierung der Umströmung von rotatorisch bewegten Flügelprofilen. Studienarbeit am Zool. Institut des FB 13 der Univ. des Saarlandes, Saarbrücken.
- GESSER, R. (1998): Kraftmessungen am Modell eines gleitfliegenden Staren. Diplomarbeit an der MNF der Universität des Saarlandes, 1998.
- GZIL, J. (1988): Untersuchungen zur Kinematik und Dynamik des langsamen Kurvenflugs der Haustaube (*Columba livia var. domestica*). Diplomarbeit, FB Biologie der Universität des Saarlandes, Saarbrücken.
- HEDENSTRÖM, A., LIECHTI, F. (2001): Field estimates of body drag coefficient on the basis of dives in passerine birds. J. Exp. Biol. 204, 1167-1175.
- HELLENTHAL, W. (1988): Physik und ihre Anwendungen in der Praxis. Thieme, Stuttgart-New York.
- HERZOG, K. (1968): Anatomie und Flugbiologie der Vögel. Gustav Fischer Verlag, Stuttgart.
- HIRTH, K.-D., BIESEL, W., NACHTIGALL, W. (1987): Pigeon flight in a wind tunnel: III. Regulation of body temperature. J. Comp. Physiol. B 157, 111-116.
- HOLST, E. VON (1970): Zur Verhaltensphysiologie bei Tieren und Menschen. Gesammelte Abhandlungen, Band II. R. Piper & Co. Verlag, München.
- KANNPE, H. & WAGNER, S. (1985): Die aeroelastische Deformation von Vogelflügeln und ihr Einfluss auf die Profilpolaren. In: W. Nachtigall (ed.): BIONA-report 3, Akad. Wiss., Mainz: G. Fischer, Stuttgart, New York, 25-44.

KOCKLER, R. (1996): „Saarbrücker Zwei-Komponenten-Waage“ zur Erfassung von Widerstands- und Auftriebskräften luftumströmter Körper. Studienarbeit m FB 13 - Biologie der Universität des Saarlandes, Saarbrücken.

KUCHLING, H. (1995): Taschenbuch der Physik. 15., verb. Aufl., Fachbuchverlag Leipzig, Köln.

LEHMANN, R. (1990): Kinematik des Rüttelfluges beim Trauerfliegenschnäpper (*Ficedula hypoleuca* (Pallas)) unter besonderer Berücksichtigung der Schwerpunktsberechnung. Diplomarbeit im FB – Biologie der Universität des Saarlandes, Saarbrücken.

MARX, B. (1990): Rüttelflug einer Flußseeschwalbe im Wind: Flugkinematik in Abhängigkeit von der momentanen Windgeschwindigkeit. Diplomarbeit, FB Biologie der Universität des Saarlandes, Saarbrücken.

MATLAB USER'S GUIDE (1995): The Student Edition of Matlab, Version 4, User's Guide. MathWorks Inc. Prentice-Hall International, London.

MAYBURY, W.J. & RAYNER, J.M.V. (2001): The avian tail reduces body parasite drag by controlling flow separation and vortex shedding. Proc. R. Soc. Lond. B 268, 1405-1410.

MÖLLER, U., WARD, S., BILO, D., SPEAKMAN, J. R., RAYNER, J. M. V. AND NACHTIGALL, W. (1997): Mechanics of starling flight in a wind tunnel. *J. Morphol.* 232, 326.

MÖLLER, U. (1998): Aspekte der Flugkinematik des (Gemeinen) Stars (*Sturnus vulgaris*) beim Windkanalflug mit und ohne respiratorischer Maske. Diplomarbeit im FB 13 – Biologie der Universität des Saarlandes, Saarbrücken.

MÖRZ, H.-M. (1991): Programmpaket für die nichtparametrische und parametrische uni- und bivariate Zeitreihenanalyse mit Anwendungsbeispielen aus der Flugbiophysik. Erweiterte und überarbeitete Diplomarbeit im FB Biologie der Universität des Saarlandes, Saarbrücken.

NACHTIGALL, W. (1980): Rasche Bewegungsänderungen bei der Flügelschwingung von Fliegen und ihre mögliche Bedeutung für instationäre Luftkraftherzeugung. In: W. Nachtigall (Hrsg.): Instationäre Effekte an schwingenden Tierflügeln. Akad. d. Wiss., Mainz, 115-129.

NACHTIGALL, W. (1985): Warum die Vögel fliegen. Rasch und Röhring, Hamburg, Zürich.

NACHTIGALL, W. (1987): Vogelflug und Vogelzug. Rasch und Röhring, Hamburg, Zürich.

NACHTIGALL, W. (1997): Methoden und Techniken zur Bewegungsanalyse - schwimmende und fliegende Tiere. In: A. Wisser, D. Bilo, A. Kesel, B. Möhl, W. Nachtigall (eds): BIONA-report 11, Akad. Wiss. u. Lit., Mainz: G. Fischer, Stuttgart, Jena, Lübeck, Ulm, 1-56.

NACHTIGALL, W. (1998): Starlings and starling models in wind tunnels. J. Avian Biol. 29, 478-484.

NACHTIGALL, W. & WIESER, J. (1966): Profilmessungen an Taubenflügeln. Z. vergl. Physiologie 52, 333-346.

NACHTIGALL, W. & KEMPF, B. (1971): Vergleichende Untersuchungen zur flugbiologischen Funktion des Daumenfittichs (*Alula spuria*) bei Vögeln. Z. vergl. Physiologie 71, 326-341.

NACHTIGALL, W. & ROTHE, H.-J. (1978): Eine Methode, Tauben für den freien Flug im Windkanal zu dressieren. Naturwiss. 65, 266.

NACHTIGALL, W., WEDEKIND, F., DREHER, A. (1985): Hinweise auf aerodynamische Rauigkeitseffekte an Vogelflügelprofilen. In: BIONA-report 3, (ed. W. Nachtigall), Akad. Wiss. Lit. Mainz. Fischer, Stuttgart-New York, 195-218.

NORBERG, U.M. (1976): Aerodynamics, kinematics and energetics of horizontal flapping flight in the long-eared bat *Plecotus auritus*. J. Exp. Biol. 65, 179-212.

NORBERG, U.M. (1990): Vertebrate flight: Mechanics, Physiology, Morphology, Ecology and Evolution. Springer, Heidelberg.

NUDDS, R.L. & BRYANT, D.M. (2002): Consequences of load carrying by birds during short flights are found to be behavioral and not energetic. Am J Physiol Regulatory Integrative Comp Physiol. 283, R249-R256.

OEHME, H. (1963a): Flug und Flügel von Star und Amsel. Teil 1: Biophysik des Fluges. Biol. Zbl. 82, Heft 4, 413-454.

OEHME, H. (1963b): Flug und Flügel von Star und Amsel. Teil 2: Die Flugorgane. Biol. Zbl. 82, Heft 5, 569-587.

OEHME, H. (1985): Möglichkeiten und Grenzen der Flugleistungsbestimmung unter Verwendung aerodynamisch begründeter Rechenmodelle. In: BIONA-report 3, (ed. W. Nachtigall) 195-218, Akad. Wiss. Lit. Mainz. Fischer, Stuttgart-New York.

PENNYCUICK, C.J. (1968a): A wind-tunnel study of gliding flight in the pigeon *Columba livia*. J. Exp. Biol. 49, 509-526.

PENNYCUICK, C.J. (1968b): Power requirement for horizontal flight in the pigeon *Columba livia*. J. Exp. Biol. 49, 527-555.

PENNYCUICK, C.J. (1975): Mechanics of flight. In: Avian Biology, Vol. V (ed. D.S. Farner & J.R. King), Academic Press, New York, 1-75.

PENNYCUICK, C.J. (1989): Bird flight performance. A practical calculation manual. Oxford Univ. Press.

PENNYCUICK, C.J. (2001): Speeds and wingbeat frequencies of migrating birds compared with calculated benchmarks. J. Exp. Biol. 204, 3283-3294.

PENNYCUICK, C.J. & PARKER, G.A. (1966): Structural limitations on the power output of the pigeon's flight muscles. J. Exp. Biol. 45, 489-498.

PENNYCUICK, C.J., KLAASSEN, M., KVIST, A., LINDSTRÖM, Å. (1996): Wingbeat frequency and the body drag anomaly: Wind-tunnel observations on a thrush nightingale (*Luscinia luscinia*) and a teal (*Anas crecca*). J. Exp. Biol. 199, 2757-2765.

PENNYCUICK, C.J., HEDENSTRÖM, Å., ROSÉN, M. (2000): Horizontal flight of a swallow (*Hirundo rustica*) observed in a wind tunnel, with a new method for directly measuring mechanical power. J. Exp. Biol. 203, 1755-1765.

POORE, S.O., ASHCROFT, A., SÁNCHEZ-HAIMAN, A., GOSLOW, G.E. JR. (1997): The contractile properties of the M. supracoracoideus in the pigeon and starling: a case for long-axis rotation of the humerus. J. Exp. Biol. 200, 2987-3002.

- RAYNER, J.M.V. (1979a): A new approach to animal flight mechanics. *J. Exp. Biol.* 80, 17-54.
- RAYNER, J.M.V. (1979b): A vortex theory of animal flight. I: The vortex wake of a hovering animal. *J. Fluid Mech.* 91, 731-763.
- RAYNER, J.M.V. (1979c): A vortex theory of animal flight. II: The forward flight of birds. *J. Fluid Mech.* 91, 731-763.
- RAYNER, J.M.V. (1985a): Bounding and undulating flight in birds. *J. Theor. Biol.* 117, 47-77.
- RAYNER, J.M.V. (1985b): Vertebrate flapping flight mechanics and aerodynamics, and the evolution of flight in bats. In: *BIONA-report 3*, (ed. W. Nachtigall) 27-74, Akad. Wiss. Lit. Mainz. Fischer, Stuttgart-New York.
- RAYNER, J.M.V. (1988): Form and function in avian flight. *Curr. Ornith.* 5, 1-66.
- RAYNER, J.M.V. (1994): Aerodynamic corrections for the flight of birds and bats in wind tunnels. *J. Zool., Lond.* 234, 537-563.
- RAYNER, J.M.V. (1995a): Dynamics of the vortex wakes of flying and swimming vertebrates. In: *Biological fluid dynamics* (ed. C.P. Ellington & T.J. Pedley). *Symp. Soc. Exp. Biol.* XLIX, 131-155.
- RAYNER, J.M.V. (1995b): Flight mechanics and constraints on flight performance. *Israel J. Zool.* 41, 321-342.
- RAYNER, J.M.V. (1999): Estimating power curves of flying vertebrates. *J. Exp. Biol.* 202, 3449-3461.
- RAYNER, J.M.V., ALDRIDGE, H.D.J.N. (1985): Three-dimensional reconstruction of animal flight paths and the turning flight of Microchiropteran bats. *J. Exp. Biol.* 118, 247-265.
- RAYNER, J.M.V., WARD, S. (1999): On the power curves of flying birds. In: Adams, N.J. & Slotow, R.H. (Hrsg.) *Proc. 22. Int. Ornithol. Congr., Durban: 1786-1809*. Johannesburg: BirdLife South Africa.

- REICHL, U. (1987): Dreidimensionale Analyse der Kurvenflugkinematik am Beispiel der Haustaube (*Columba livia var. domestica*). Diplomarbeit im FB Biologie der Universität des Saarlandes, Saarbrücken.
- ROSÉN, M. & HEDENSTRÖM, A. (2001): Gliding flight in a jackdaw: a wind tunnel study. *J. Exp. Biology* 264, 1153-1166.
- ROTHER, H.J. & W., NACHTIGALL, W. (1985): Flight energetics and bird flight in a wind tunnel. In: BIONA-report 3, (ed. W. Nachtigall) 283-296, Akad. Wiss. Lit. Mainz. Fischer, Stuttgart-New York.
- ROTHER, H.J. & NACHTIGALL, W. (1987): Pigeon flight in a wind tunnel: I. Aspects of wind tunnel design, training methods and flight behaviour of different pigeon races. *J. Comp. Physiol. B* 157, 91-98.
- ROTHER, H.J., BIESEL, W., NACHTIGALL, W. (1987): Pigeon flight in a wind tunnel: II. Gas exchange and power requirements. *J. Comp. Physiol. B* 157, 99-109.
- RÜPPELL, G. (1973): Strömungstechnisch bedeutsame Strukturen am bewegten Kleinvogel-flügel. *J. Orn.* 114, 220-226.
- SCHNEIDER, W. (1960): Der Star (*Sturnus vulgaris*). Die Neue Brehm-Bücherei. Ziemsen, Wittenberg Lutherstadt.
- SPEAKMAN, J.R. & RACEY, P.A. (1988): The doubly-labelled water technique for measurement of energy expenditure in free-living animals. *Science Progress (Oxford)* 72, 227-237.
- SPEAKMAN, J.R. WARD, S. MÖLLER, U. JACKSON, D. RAYNER, J. M. V. AND NACHTIGALL, W. (1997): Thermography: a novel method for measuring the energy cost of flight? *J. Morphol.* 232, 326.
- SPEAKMAN, J.R. & WARD, S. (1998): Infrared thermography: principles and applications. *Zoology* 101, 224-232
- SPEDDING, G.R. (1987a): The wake of a kestrel (*Falco tinnunculus*) in gliding flight. *J. Exp. Biol.* 127, 45-57.

- SPEDDING, G.R. (1987b): The wake of a kestrel (*Falco tinnunculus*) in flapping flight. J. Exp. Biol. 127, 59-78.
- STEPHAN, M. (2004): Flugmuster des (Gemeinen) Stars (*Sturnus vulgaris* L.) im Windkanal bei verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten und Bahnneigungswinkeln. Diplomarbeit in der Fakultät 8 – Naturwissenschaftlich-Technische Fakultät III der Universität des Saarlandes, Saarbrücken.
- TOBALSKE, B.W. & DIAL, K.P. (1994): Neuromuscular control and kinematics of intermittent flight in budgerigars (*Melopsittacus undulatus*). J. Exp. Biol. 187, 1-18.
- TOBALSKE, B.W. (1995): Neuromuscular control and kinematics of intermittent flight in the european starling (*Sturnus vulgaris*). J. Exp. Biol. 198, 1259-1273.
- TOBALSKE, B.W. & DIAL, K.P. (1996): Flight kinematics of black-billed magpies and pigeons over a wide range of speeds. J. Exp. Biol. 199, 263-280.
- TOBALSKE, B.W., PEACOCK, W.L., DIAL, K.P. (1999): Kinematics of flap-bounding flight in zebra finch over a wide range of speeds. J. Exp. Biol. 202, 1725-1739.
- TORRE-BUENO, J.R. (1976): Temperature regulation and heat dissipation during flight in birds. J. Exp. Biol. 65, 471-482.
- TORRE-BUENO, J.R. (1978): Evaporative cooling and water balance during flight in birds. J. Exp. Biol. 75, 231-236.
- TORRE-BUENO, J.R. & LAROCHELLE, J. (1978): The metabolic cost of flight in unrestrained birds. J. Exp. Biol. 75, 223-229.
- TUCKER, V.A. (1972): Metabolism during flight in the laughing gull, *Larus atricilla*. Am. J. Physiol. 222, 237-245.
- TUCKER, V.A. (1973): Bird metabolism during flight: evaluation of a theory. J. Exp. Biol. 58, 689-709.
- TRAUTWEIN, A., KREIBIG, U., OBERHAUSEN, E. (1987): Physik für Mediziner. de Gruyter, Berlin-New York.

WARD, S., MÖLLER, U., RAYNER, J.M.V., JACKSON, D.M., NACHTIGALL, W., SPEAKMAN, J.R. (1997): Metabolic power requirement for starling *Sturnus vulgaris* flight. J. Morph. 232, 338.

WARD, S., MÖLLER, U., RAYNER, J.M.V., JACKSON, D.M., NACHTIGALL, W., SPEAKMAN, J.R. (1998): Power requirement for starling flight in a wind tunnel. Biol. Cons. Fauna 102, 335-339.

WARD, S., RAYNER, J.M.V., MÖLLER, U., JACKSON, D.M., NACHTIGALL, W., SPEAKMAN, J.R. (1999): Heat transfer from starlings *Sturnus vulgaris* during flight. J. Exp. Biol 202, 1589-1602.

WARD, S., MÖLLER, U., RAYNER, J.M.V., JACKSON, D.M., BILO, D., NACHTIGALL, W., SPEAKMAN, J.R. (2001): Metabolic power, mechanical power and efficiency during wind tunnel flight by European starling *Sturnus vulgaris*. J. Exp. Biol 204, 3311-3322.

WARD, S., MÖLLER, U., RAYNER, J.M.V., JACKSON, D.M., NACHTIGALL, W., SPEAKMAN, J.R. (2004): Metabolic power of European starlings *Sturnus vulgaris* during flight in a wind tunnel, estimated from heat transfer modelling, doubly labeled water and mask respirometry. J. Exp. Biol 207, 4291-4298.

WEDEKIND, F., GESSER, R., KOCKLER, R., NACHTIGALL, W. (1996): Erste Untersuchungen zur Aerodynamik eines Starenmodells in Originalflughaltung. G. Fischer Verlag, Verh. Dtsch. Zool. Ges. 89.1, 228

WEDEKIND, F. GESSER, R., KOCKLER, R., AND NACHTIGALL W. (1998): Aerodynamische Studien am Starenmodell: Einfluß der federstufig gestalteten Flügeloberfläche. In: BIONA Report 12, (ed. D. Zissler). Akad. Wiss. Lit. Mainz.

7 Anhang

7.1 Tabellen

Tab. 7.1: Ausgewertete Filmszenen

Film Paar Nr.	Windgeschwindigkeit $v_W [m \cdot s^{-1}]$	Maske [mit/ohne]	Filmbildnummer erstes digital. Bild	Filmbildnummer letztes digital. Bild
3	12.8	ohne	1938	2068
4	8.0	ohne	1383	1519
4	10.0	ohne	6	140
5	6.1	ohne	120	251
6	10.2	mit	6	121
6	13.3	mit	892	991
7	6.5	mit	525	650
7	8.4	mit	2094	2216

Tab. 7.2: Geschätzte und berechnete Orientierungsparameter der beiden Kameras für Film 6 (K1 = Master-Kamera [Seitenansicht], K2 = Slave-Kamera [Aufsicht])

	Translation			Rotation			Brenn- weite f [m]
	X0 [m]	Y0 [m]	Z0 [m]	$\omega [^\circ]$	$\phi [^\circ]$	$\kappa [^\circ]$	
K1: geschätzte Orientierungsparameter = Eingabe 1. Näherung (Brennweite fest)	0.0000	-1.8000	0.1000	90.00	0.00	0.00	0.0240
K1: Ausgabe 1. Näherung = Eingabe 2. Näherung (Brennweite mititeriert)	-0.0753	-1.9185	0.1210	86.20	-1.96	-0.13	0.0240
K1: Ausgabe 2. Näherung = Orientierungsparameter	-0.0749	-1.8593	0.1192	86.13	-2.01	-0.13	0.0232
K2: geschätzte Orientierungsparameter = Eingabe 1. Näherung (Brennweite fest)	0.0000	0.0000	1.8000	0.00	0.00	0.00	0.0240
K2: Ausgabe 1. Näherung = Eingabe 2. Näherung (Brennweite mititeriert)	0.0585	-0.0405	1.8804	-0.91	1.12	-2.10	0.0240
K2: Ausgabe 2. Näherung = Orientierungsparameter	-0.0499	-0.0449	1.7576	-0.83	0.91	-2.11	0.0224

Tab. 7.3: Gemessene (x_{eM} , y_{eM} , z_{eM}) und rückgerechnete Koordinaten (x_{eR} , y_{eR} , z_{eR}), Differenzen zwischen gemessenen und rückgerechneten Koordinaten (dx_e , dy_e , dz_e) der Referenzpunkte des Eichkörpers und zugehörige Fehlervektoren für Film 6 im eichkörperfesten Koordinatensystem $x_e y_e z_e$ (Differenzen größer als 0.30 cm sind fettgedruckt)

Referenz- punkt	x_{eM} [cm]	y_{eM} [cm]	z_{eM} [cm]	x_{eR} [cm]	y_{eR} [cm]	z_{eR} [cm]	dx_e [cm]	dy_e [cm]	dz_e [cm]	Fehlervektor E [$\cdot 10^{-3}$ cm]
1	-30.10	0.00	0.00	-30.06	-0.04	0.01	-0.04	0.04	-0.01	0.206
2	-20.25	0.00	0.00	-20.10	-0.07	0.08	-0.15	0.07	-0.08	0.205
3	-10.50	0.00	0.00	-10.30	-0.11	0.06	-0.20	0.11	-0.06	0.076
4	10.05	0.00	0.00	10.11	-0.18	0.07	-0.06	0.18	-0.07	0.085
5	20.00	0.00	0.00	20.12	-0.17	0.00	-0.12	0.17	0.00	0.128
6	29.75	0.00	0.00	29.83	-0.25	0.12	-0.08	0.25	-0.12	0.295
7	-25.20	-17.20	15.10	-24.53	-17.57	14.92	-0.67	0.37	0.18	0.035
8	34.90	-17.20	15.10	34.69	-17.46	14.90	0.21	0.26	0.20	0.054
9	-35.20	17.20	15.20	-35.06	17.31	15.20	-0.14	-0.11	0.00	0.007
10	-15.00	17.20	15.10	-15.25	17.78	15.13	0.25	-0.58	-0.03	0.158
11	25.00	17.20	15.10	24.62	17.68	14.96	0.38	-0.48	0.14	1.815
12	-35.20	-17.90	-20.30	-35.48	-17.78	-20.30	0.28	-0.12	0.00	0.311
13	-15.00	-18.00	-20.10	-15.11	-17.85	-20.43	0.11	-0.15	0.33	1.205
14	25.00	-18.00	-20.20	25.24	-17.98	-20.10	-0.24	-0.02	-0.10	0.003
15	-35.20	9.50	7.50	-35.15	9.54	7.53	-0.05	-0.04	-0.03	0.101
16	-15.00	9.65	7.60	-15.09	9.56	7.54	0.09	0.09	0.06	0.136
17	25.00	9.60	7.50	24.74	9.50	7.44	0.26	0.10	0.06	0.830
18	-35.20	-10.35	-12.40	-35.35	-10.25	-12.30	0.15	-0.10	-0.10	0.045
19	-15.00	-10.30	-12.50	-15.06	-10.30	-12.21	0.06	0.00	-0.29	0.198
20	25.00	-10.45	-12.30	25.09	-10.45	-12.22	-0.09	0.00	-0.08	0.000
Mittlere Abweichung [cm]							0.18	0.16	0.10	

Tab. 7.4: Geradengleichungen zur Berechnung von Auftrieb, $A_{R+S}(\gamma_S)$, und Widerstand, $W_{R+S}(\gamma_S)$, von Rumpf, Kopf und Schwanz aus dem Spreizwinkel des Schwanzes, γ_S , basierend auf den Messungen von GESSER (1998) an den Teilmodellen B (Rumpf mit Schwanz ohne Flügel) und C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) mit Flügelinterferenz.

v_W [m·s ⁻¹]	Maske	$\overline{\alpha_R}$ [°]	$\alpha_{R,Gesser}$ $= \overline{\alpha_R} - 5^\circ$ [°]	Mittlere Schwanz- spreizung $\overline{\gamma_S}$ [°]	Geradengleichung für $A_{R+S}(\gamma_S)$	Geradengleichung für $W_{R+S}(\gamma_S)$
6.1	ohne	30	25	62	$A_{R+S} = 1.3389\gamma_S + 119.5$	$W_{R+S} = 0.9444\gamma_S + 88.5$
8.0	ohne	23	18	47	$A_{R+S} = 1.4111\gamma_S + 117$	$W_{R+S} = 0.8111\gamma_S + 62$
10.0	ohne	19	14	12	$A_{R+S} = 1.3\gamma_S + 122$	$W_{R+S} = 0.6\gamma_S + 47$
12.8	ohne	14	9	7	$A_{R+S} = 1.1333\gamma_S + 101$	$W_{R+S} = 0.4667\gamma_S + 25$
6.5	mit	26	21	80	$A_{R+S} = 1.3889\gamma_S + 118$	$W_{R+S} = 0.8056\gamma_S + 82$
8.4	mit	18	13	63	$A_{R+S} = 1.2889\gamma_S + 118$	$W_{R+S} = 0.5444\gamma_S + 43$
10.2	mit	18	13	44	$A_{R+S} = 1.2889\gamma_S + 118$	$W_{R+S} = 0.5444\gamma_S + 43$
13.3	mit	13	8	42	$A_{R+S} = 1.1\gamma_S + 88$	$W_{R+S} = 0.4222\gamma_S + 20$

Tab. 7.5: Vergleich von mittlerem Hub, $\overline{H_{ges}}$, der beiden Flüge mit dem erforderlichen Hub und dessen Teilkomponenten, der Gewichtskraft des Vogels, dem Hub für die Aufwärtsbeschleunigung sowie dem Auftrieb von Rumpf und Schwanz für die beiden Teilmodelle B und C nach GESSER (1998) und dem Teilmodell B mit Berücksichtigung der geschwindigkeitsabhängigen Schwanzspreizung.

Teilmodell C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) mit Flügelinterferenz										
v_w [m·s ⁻¹]	Maske	Gewicht [N]	Hub für Aufwärts- beschleu- nigung H_{Auf} [N]	Auftrieb aus Gesser $A_{R,Gesser}$ [N]	Auftrieb bei 13 m·s ⁻¹ $A_{R,13m/s}$ [N]	erforder- licher Hub H_{erf} [N]	mittl. Gesamt- hub $\overline{H_{ges}}$ [N]	mittl. Hub Arm $2 \cdot \overline{H_A}$ [N]	mittl. Hub Hand $2 \cdot \overline{H_H}$ [N]	Aufwärts- beschleu- nigung $a_{R,h}$ [m·s ⁻²]
12.8	ohne	0.831	0.063	0.101	0.259	0.635	0.889	0.388	0.501	0.749
13.3	mit	0.807	0.112	0.088	0.243	0.676	0.955	0.371	0.584	1.359
Teilmodell C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) ohne Flügelinterferenz										
v_w [m·s ⁻¹]	Maske	Gewicht [N]	H_{Auf} [N]	$A_{R,Gesser}$ [N]	$A_{R,13m/s}$ [N]	H_{erf} [N]	$\overline{H_{ges}}$ [N]	$2 \cdot \overline{H_A}$ [N]	$2 \cdot \overline{H_H}$ [N]	$a_{R,h}$ [m·s ⁻²]
12.8	ohne	0.831	0.063	0.031	0.079	0.815	0.889	0.388	0.501	0.749
13.3	mit	0.807	0.112	0.024	0.066	0.853	0.955	0.371	0.584	1.359
Teilmodell B (Rumpf mit Schwanz ohne Flügel) mit Flügelinterferenz										
v_w [m·s ⁻¹]	Maske	Gewicht [N]	H_{Auf} [N]	$A_{R+S,Gesser}$ r [N]	$A_{R+S,13m/s}$ [N]	H_{erf} [N]	$\overline{H_{ges}}$ [N]	$2 \cdot \overline{H_A}$ [N]	$2 \cdot \overline{H_H}$ [N]	$a_{R,h}$ [m·s ⁻²]
12.8	ohne	0.831	0.063	0.203	0.520	0.374	0.889	0.388	0.501	0.749
13.3	mit	0.807	0.112	0.187	0.517	0.402	0.955	0.371	0.584	1.359
Teilmodell B (Rumpf mit Schwanz ohne Flügel) ohne Flügelinterferenz										
v_w [m·s ⁻¹]	Maske	Gewicht [N]	H_{Auf} [N]	$A_{R+S,Gesser}$ r [N]	$A_{R+S,13m/s}$ [N]	H_{erf} [N]	$\overline{H_{ges}}$ [N]	$2 \cdot \overline{H_A}$ [N]	$2 \cdot \overline{H_H}$ [N]	$a_{R,h}$ [m·s ⁻²]
12.8	ohne	0.831	0.063	0.173	0.443	0.451	0.889	0.388	0.501	0.749
13.3	mit	0.807	0.112	0.189	0.522	0.397	0.955	0.371	0.584	1.359
Teilmodell B mit Berücksichtigung der geschwindigkeitsabhängigen Schwanzspreizung (oM: 7°, mM: 42°)										
v_w [m·s ⁻¹]	Maske	Gewicht [N]	H_{Auf} [N]	$A_{R+S,Gesser}$ r [N]	$A_{R+S,13m/s}$ [N]	H_{erf} [N]	$\overline{H_{ges}}$ [N]	$2 \cdot \overline{H_A}$ [N]	$2 \cdot \overline{H_H}$ [N]	$a_{R,h}$ [m·s ⁻²]
12.8	ohne	0.831	0.063	0.109	0.279	0.615	0.889	0.388	0.501	0.749
13.3	mit	0.807	0.112	0.134	0.370	0.549	0.955	0.371	0.584	1.359

Tab. 7.6: Vergleich von mittlerem Schub, $\overline{S_{ges}}$, der beiden Flüge und dem erforderlichen Schub mit den Teilkomponenten Widerstand von Rumpf und Schwanz für die beiden Teilmodelle B und C nach GESSER (1998) sowie dem Teilmodell B mit Berücksichtigung der geschwindigkeitsabhängigen Schwanzspreizung, dem Maskenwiderstand und dem Widerstand der Beine.

Teilmodell C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) mit Flügelinterferenz										
v_W [m·s ⁻¹]	Maske	par. Widerstand Starenmodell für 13 m·s ⁻¹ W_R [N]	Wider- stand Maske W_{Maske} [N]	Schub für Vorwärts- beschleu- nigung S_{Vor} [N]	Wider- stand der Beine W_{Beine} [N]	erforder- licher Schub S_{erf} [N]	mittl. Gesamt- schub $\overline{S_{ges}}$ [N]	mittl. Schub Arm $2 \cdot \overline{S_A}$ [N]	mittl. Schub Hand $2 \cdot \overline{S_H}$ [N]	Vorwärts- beschleu- nigung $\overline{a_{R,x}}$ [m·s ⁻²]
12.8	ohne	0.064	0	0.015	0	0.079	0.067	-0.018	0.085	0.177
13.3	mit	0.055	0.013	0.069	0.053	0.190	0.231	0.001	0.230	0.832
Teilmodell C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) ohne Flügelinterferenz										
v_W [m·s ⁻¹]	Maske	W_R [N]	W_{Maske}	S_{Vor} [N]	W_{Beine} [N]	S_{erf} [N]	$\overline{S_{ges}}$ [N]	$2 \cdot \overline{S_A}$ [N]	$2 \cdot \overline{S_H}$ [N]	$\overline{a_{R,x}}$ [m·s ⁻²]
12.8	ohne	0.044	0	0.015	0	0.059	0.067	-0.018	0.085	0.177
13.3	mit	0.039	0.013	0.069	0.053	0.174	0.231	0.001	0.230	0.832
Teilmodell B (Rumpf mit Schwanz ohne Flügel) mit Flügelinterferenz										
v_W [m·s ⁻¹]	Maske	W_{R+S} [N]	W_{Maske}	S_{Vor} [N]	W_{Beine} [N]	S_{erf} [N]	$\overline{S_{ges}}$ [N]	$2 \cdot \overline{S_A}$ [N]	$2 \cdot \overline{S_H}$ [N]	$\overline{a_{R,x}}$ [m·s ⁻²]
12.8	ohne	0.172	0	0.015	0	0.187	0.067	-0.018	0.085	0.177
13.3	mit	0.160	0.013	0.069	0.053	0.295	0.231	0.001	0.230	0.832
Teilmodell B (Rumpf mit Schwanz ohne Flügel) ohne Flügelinterferenz										
v_W [m·s ⁻¹]	Maske	W_{R+S} [N]	W_{Maske}	S_{Vor} [N]	W_{Beine} [N]	S_{erf} [N]	$\overline{S_{ges}}$ [N]	$2 \cdot \overline{S_A}$ [N]	$2 \cdot \overline{S_H}$ [N]	$\overline{a_{R,x}}$ [m·s ⁻²]
12.8	ohne	0.177	0	0.015	0	0.192	0.067	-0.018	0.085	0.177
13.3	mit	0.160	0.013	0.069	0.053	0.295	0.231	0.001	0.230	0.832
Teilmodell B mit Berücksichtigung der geschwindigkeitsabhängigen Schwanzspreizung (oM: 7°, mM: 42°)										
v_W [m·s ⁻¹]	Maske	W_{R+S} [N]	W_{Maske}	S_{Vor} [N]	W_{Beine} [N]	S_{erf} [N]	$\overline{S_{ges}}$ [N]	$2 \cdot \overline{S_A}$ [N]	$2 \cdot \overline{S_H}$ [N]	$\overline{a_{R,x}}$ [m·s ⁻²]
12.8	ohne	0.072	0	0.015	0	0.087	0.067	-0.018	0.085	0.177
13.3	mit	0.105	0.013	0.069	0.053	0.240	0.231	0.001	0.230	0.832

Tab. 7.7: Übersicht der Größen, die den Leistungsberechnungen nach PENNYCUICK/TUCKER zu Grunde liegen, der berechneten Leistungsanteile und der gesamten mechanischen Leistung. Für die parasitäre Leistung, P_{par} , gilt $A_e = 0.0034 \cdot M^{2/3}$, die induzierte Leistung, P_{ind} , wurde nach der Impulsstrahl-Theorie unter Berücksichtigung des verminderten Vogelgewichts durch den von Rumpf und Schwanz erzeugten Auftrieb berechnet. P_{pro} wurde unter Berücksichtigung des verminderten Vogelgewichts durch den von Rumpf und Schwanz erzeugten Auftrieb, A_{R+S} , berechnet. Die Masse, M , beinhaltet bei den Flügen mit Maske die zusätzliche Masse von Maske und Schlauch von 2.3 g. Die letzten Spalten zeigen zum Vergleich die mittels der DLW-Methode gemessene metabolische Leistung (WARD et al. 2004) sowie die während der vier Flüge mit respiratorischer Maske gemessene metabolische Leistung (WARD et al. 1998, 2001) sowie die berechnete Steigleistung für die acht untersuchten Flüge.

v_w [m·s ⁻¹]	Mas- ke	M [kg]	ρ [kg·m ³]	b [m]	P_{par} [W]	P_{ind} [W]	P_{pro} [W]	$P_{\text{par, Beine}}$ [W]	P_{mech} [W]	P_{Steig} [W]	$P_{\text{met, DLW}}$ [W]	$P_{\text{met, mask}}$ [W]
6.1	ohne	0.0799	1.183	0.1796	0.084	0.363	0.444	0.034	0.926	-0.008	10.4	-
8.0	ohne	0.0844	1.176	0.1768	0.191	0.2712	0.438	0.022	0.922	-0.002	9.0	-
10.0	ohne	0.0849	1.172	0.1796	0.376	0.193	0.402	0.044	1.015	-0.060	7.1	-
12.8	ohne	0.0847	1.175	0.1783	0.799	0.121	0.342	0.000	1.263	0.021	8.1	-
6.5	mit	0.0804	1.181	0.1806	0.158	0.365	0.466	0.122	1.111	-0.027	-	10.34
8.4	mit	0.0817	1.177	0.1807	0.297	0.201	0.361	0.173	1.032	-0.010	-	10.03
10.2	mit	0.0805	1.194	0.1778	0.493	0.127	0.297	0.157	1.074	0.085	-	10.18
13.3	mit	0.0823	1.193	0.1837	1.037	0.068	0.228	0.705	2.038	0.071	-	12.12

Tab. 7.8: Übersicht der Größen, die den Leistungsberechnungen nach RAYNER zu Grunde liegen, der berechneten Leistungsanteile und der gesamten mechanischen Leistung. Für die parasitäre Leistung, P_{par} , wurde nur der horizontale Anteil von A_e nach [Gl. 3.122] berücksichtigt ($j = \vec{0}$), die induzierte Leistung, P_{ind} , wurde nach der vereinfachten Ringwirbel-Theorie berechnet und berücksichtigt den vertikalen Anteil von A_e nach [Gl. 3.122] ($i = \vec{0}$). Die Masse, M , beinhaltet bei den Flügen mit Maske die zusätzliche Masse von Maske und Schlauch von 2.3 g

v_w [m·s ⁻¹]	Mas- ke	M [kg]	ρ [kg·m ³]	b [m]	$A_{2\text{Flügel}}$ [m ²]	f [Hz]	τ	μ [°]	δ [°]	α [°]	P_{par} [W]	P_{ind} [W]	P_{pro} [W]	$P_{\text{par, Beine}}$ [W]	P_{mech} [W]
6.1	ohne	0.0799	1.183	0.1796	0.0198	9.73	0.566	53.3	102.5	30.4	0.069	0.817	0.056	0.034	0.977
8.0	ohne	0.0844	1.176	0.1768	0.0189	9.46	0.540	69.9	84.4	23.1	0.164	0.893	0.114	0.022	1.193
10.0	ohne	0.0849	1.172	0.1796	0.0186	9.59	0.516	79.2	88.8	18.9	0.335	0.804	0.219	0.044	1.401
12.8	ohne	0.0847	1.175	0.1783	0.0189	9.94	0.498	90.5	99.2	16.3	0.731	0.723	0.471	0.000	1.924
6.5	mit	0.0804	1.181	0.1806	0.0198	10.23	0.595	55.6	109.1	25.6	0.143	0.774	0.067	0.122	1.050
8.4	mit	0.0817	1.177	0.1807	0.0206	10.55	0.563	64.3	107.4	17.7	0.277	0.711	0.146	0.173	1.307
10.2	mit	0.0805	1.194	0.1778	0.0192	11.68	0.521	71.1	112.6	17.8	0.456	0.653	0.249	0.157	1.515
13.3	mit	0.0823	1.193	0.1837	0.0206	13.00	0.545	80.8	129.0	12.5	0.989	0.565	0.597	0.705	2.855

Tab. 7.9: Übersicht der Größen, die den Leistungsberechnungen nach RAYNER unter Berücksichtigung des durch den Auftrieb reduzierten Vogelgewichts anhand der Messungen von GESSER (1998) zu Grunde liegen, der berechneten Leistungsanteile und der gesamten mechanischen Leistung. Für die parasitäre Leistung, P_{par} , wurden die Ergebnisse nach GESSER unter Berücksichtigung der mittleren Schwanzspreizung und des mittleren Rumpfanstellwinkels angegeben, die induzierte Leistung, P_{ind} , wurde nach der einfachen Ringwirbel-Theorie unter Berücksichtigung des von Rumpf und Schwanz erzeugten Auftriebs berechnet. Die Masse, M , beinhaltet bei den Flügen mit Maske die zusätzliche Masse von Maske und Schlauch von 2.3 g

v_w [m·s ⁻¹]	Mas- ke	M [kg]	ρ [kg·m ³]	b [m]	$A_{2\text{Flügel}}$ [m ²]	f [Hz]	τ	μ [°]	δ [°]	α [°]	P_{par} [W]	P_{ind} [W]	P_{pro} [W]	$P_{\text{par, Beine}}$ [W]	P_{mech} [W]
6.1	ohne	0.0799	1.183	0.1796	0.0198	9.73	0.566	53.3	102.5	30.4	0.521	0.593	0.056	0.034	1.025
8.0	ohne	0.0844	1.176	0.1768	0.0189	9.46	0.540	69.9	84.4	23.1	0.800	0.546	0.114	0.022	1.482
10.0	ohne	0.0849	1.172	0.1796	0.0186	9.59	0.516	79.2	88.8	18.9	0.816	0.449	0.219	0.044	1.527
12.8	ohne	0.0847	1.175	0.1783	0.0189	9.94	0.498	90.5	99.2	16.3	0.922	0.327	0.471	0.000	1.720
6.5	mit	0.0804	1.181	0.1806	0.0198	10.23	0.595	55.6	109.1	25.6	0.688	0.598	0.067	0.122	1.474
8.4	mit	0.0817	1.177	0.1807	0.0206	10.55	0.563	64.3	107.4	17.7	0.799	0.378	0.146	0.173	1.497
10.2	mit	0.0805	1.194	0.1778	0.0192	11.68	0.521	71.1	112.6	17.8	1.221	0.272	0.249	0.157	1.899
13.3	mit	0.0823	1.193	0.1837	0.0206	13.00	0.545	80.8	129.0	12.5	1.559	0.171	0.597	0.705	3.033

Tab. 7.10: Vergleich der nach den drei Ansätzen berechneten parasitären Leistungen, P_{par} , nach den Messungen von GESSER (1998) am Teilmodell C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) mit Flügelinterferenz und unter Berücksichtigung der mittleren Schwanzspreizung und des mittleren Rumpfanstellwinkels zur Horizontalen aus den Geradengleichungen, nach TUCKER und nach RAYNER. Die parasitäre Leistung, die zur Überwindung des Maskenwiderstands notwendig ist, $P_{\text{par,Maske}}$, ist in allen Ansätzen enthalten, nicht jedoch der parasitäre Widerstand der Beine, $P_{\text{par,Beine}}$.

v_w [m·s ⁻¹]	Maske	α_R [°]	α_R, Gesser = $\alpha_R - 5^\circ$ [°]	$P_{\text{par, Maske}}$ [W]	$P_{\text{par, Gesser}}$ α_R variabel, TM C [W]	$P_{\text{par, Gesser}}$ α_R, γ_s variabel, Gerade [W]	$P_{\text{par, Tucker}}$ [W]	$P_{\text{par, Rayner}}$ [W]	$P_{\text{par, Beine}}$ [W]
6.1	ohne	30	25	0.000	0.316	0.521	0.084	0.069	0.034
8.0	ohne	23	18	0.000	0.489	0.800	0.191	0.164	0.022
10.0	ohne	19	14	0.000	0.730	0.816	0.376	0.335	0.044
12.8	ohne	14	9	0.000	0.825	0.922	0.799	0.731	0.000
6.5	mit	26	21	0.059	0.381	0.628	0.158	0.143	0.122
8.4	mit	18	13	0.084	0.481	0.716	0.297	0.277	0.173
10.2	mit	18	13	0.110	0.820	1.111	0.493	0.456	0.157
13.3	mit	13	8	0.163	1.009	1.397	1.037	0.989	0.705

Tab. 7.11: Vergleich der anhand der Messungen von GESSER (1998) am Teilmodell C (Rumpf ohne Schwanz ohne Flügel) mit Flügelinterferenz und Teilmodell B (Rumpf mit Schwanz ohne Flügel) mit Flügelinterferenz unter Berücksichtigung des Rumpfanstellwinkels zur Horizontalen, α_R , und der mittleren Schwanzspreizung berechneten parasitären Leistung, P_{par} , sowie den durch die Beine verursachten zusätzlichen Widerstand und der zu dessen Überwindung notwendigen Leistung, P_{par} , Beine.

v_W [m·s ⁻¹]	Maske	St_{Beine} [cm ²]	W_{Beine} [N]	$P_{\text{par, Beine}}$ [W]	Mittlere Schwanz- spreizung $\overline{\gamma_s}$ [°]	$P_{\text{par, Gesser}}$ α_R variabel Teilmodell C [W]	$P_{\text{par, Gesser}}$ α_R variabel Teilmodell B [W]	$P_{\text{par, Gesser}}$ α_R, γ_s variabel aus Geraden- gleichung [W]
6.1	ohne	1.0	0.006	0.034	62	0.316	0.626	0.521
8.0	ohne	0.3	0.003	0.022	47	0.489	1.063	0.800
10.0	ohne	0.3	0.004	0.044	12	0.730	1.568	0.816
12.8	ohne	0.0	0.000	0.000	7	0.825	2.210	0.922
6.5	mit	3.0	0.019	0.122	80	0.381	0.656	0.628
8.4	mit	2.0	0.021	0.173	63	0.481	0.845	0.716
10.2	mit	1.0	0.015	0.157	44	0.820	1.512	1.111
13.3	mit	2.0	0.053	0.705	42	1.009	2.474	1.397

Tab. 7.12: Übersicht der in die Leistungsberechnung einfließenden Konstanten.

Gravitationskonstante g	9.81 ms ⁻²	Profilwiderstandsbeiwert $C_{W\text{pro}}$	0.02
induzierter Widerstandsfaktor k	1.2	Parasitärer Widerstandskoeffizient X1	0.0034
$\overline{R_0}$	0.171	Parasitärer Widerstandskoeffizient X2	0.0045
Maskenwiderstandsfaktor $W_{R,b}$	0.000456	Ringwirbelfaktor k_{Rf}	0.8
Maskenwiderstandsfaktor $W_{R,a}$	0.00616		

7.2 Abbildungen

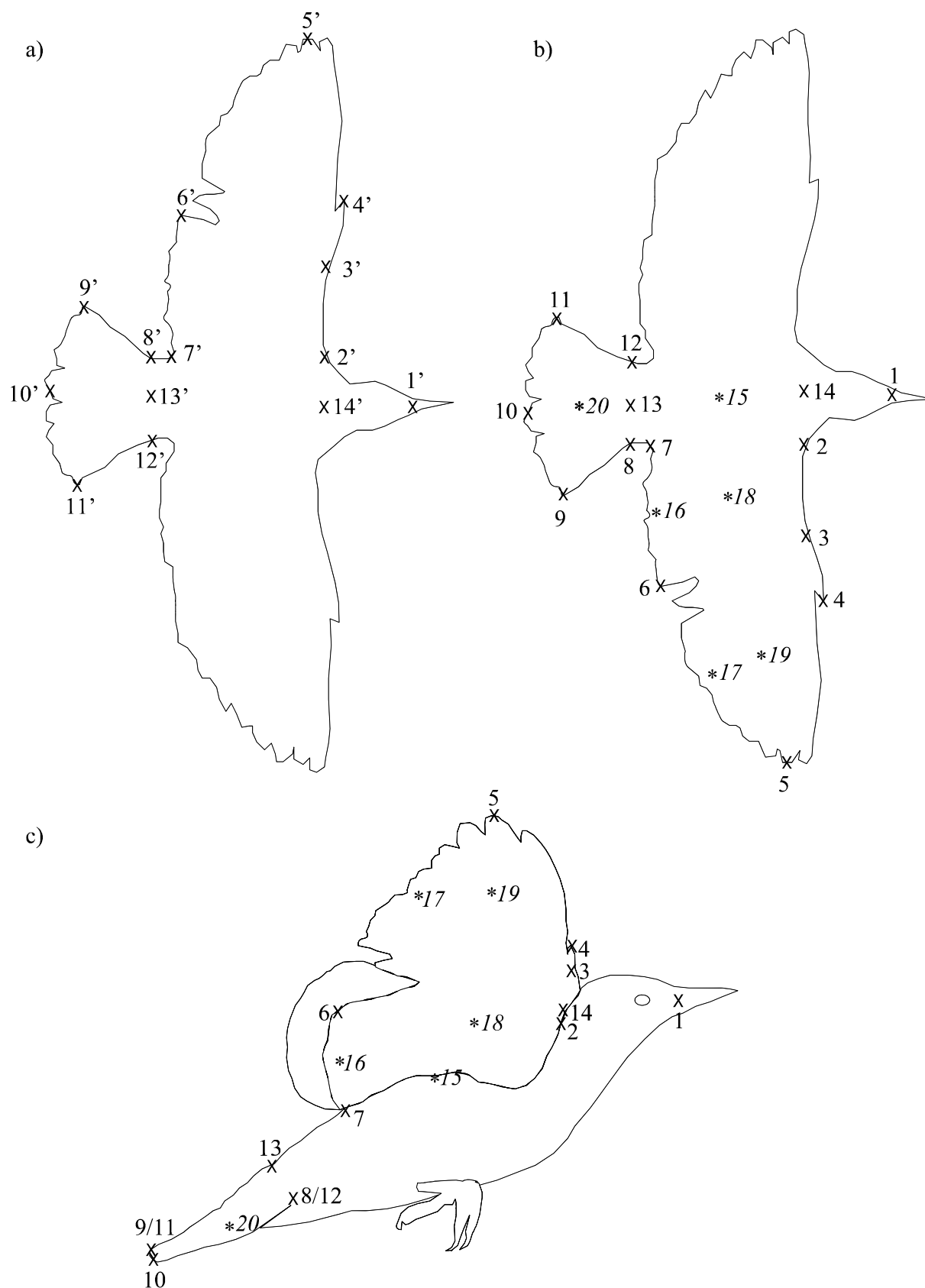


Abb. 7.1: Lage der Markerpunkte auf dem Vogelkörper. Die Punkte P1 - P14 (x) wurden digitalisiert, die Punkte P15 - P20 (*) wurden aus den Koordinaten digitalisierter Punkte berechnet. a) Aufsicht, Digiboardebene (gespiegelt) b) Aufsicht Vogel c) Seitenansicht, vorne: rechter Flügel

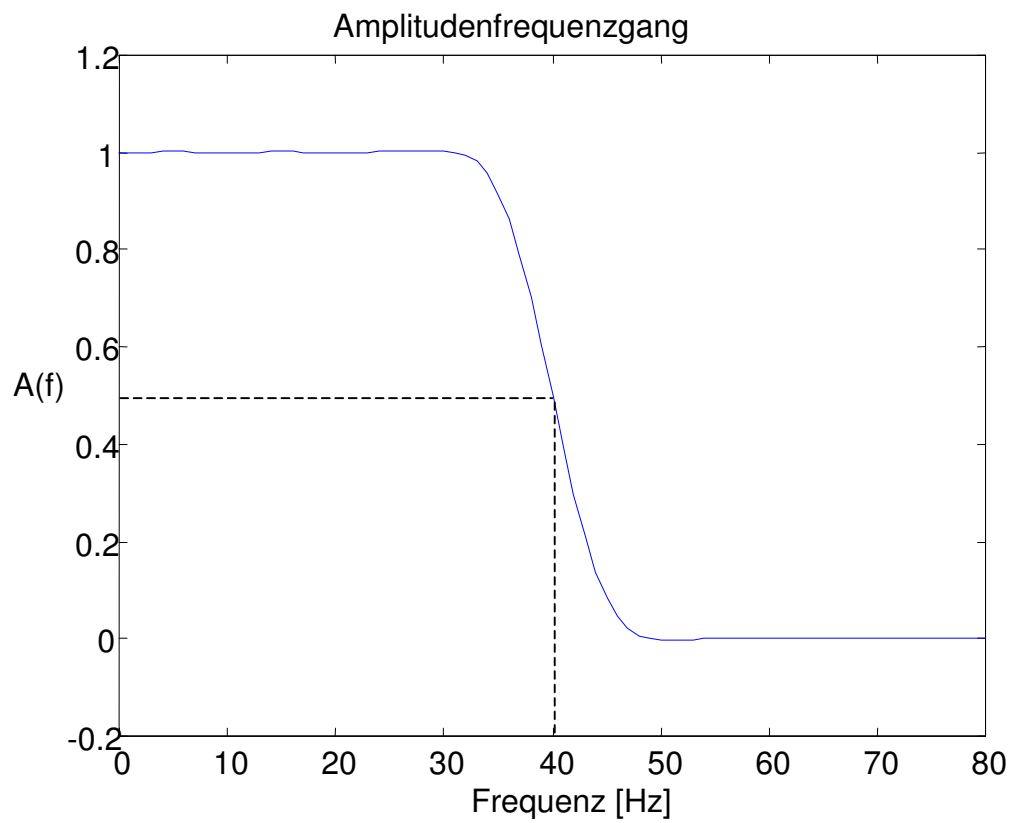


Abb. 7.2: Amplitudenfrequenzgang des zur Filterung der Zeitreihen verwendeten FIR-Tiefpassfilters (Eckfrequenz 40 Hz, Filterbreite 51 Werte).

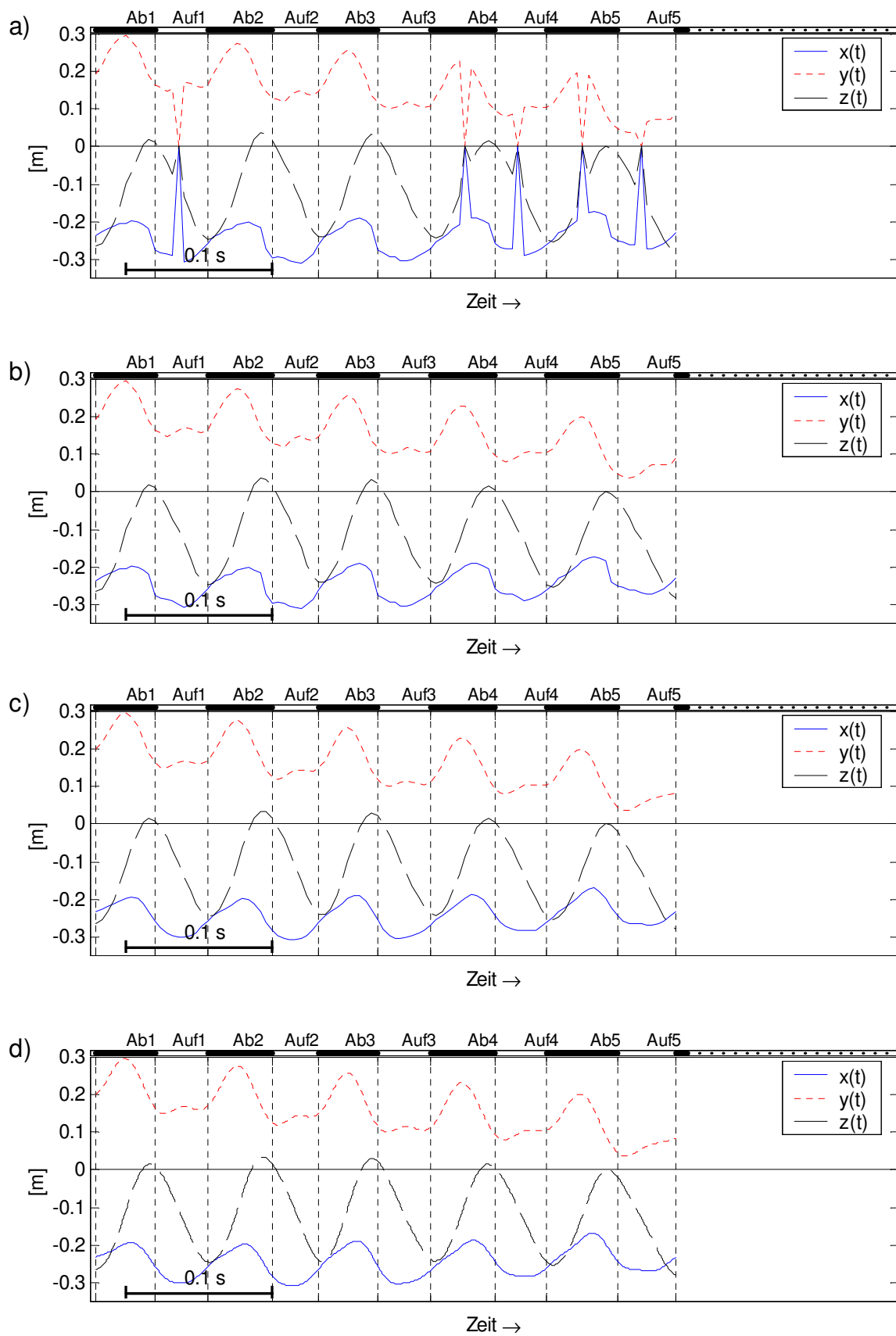


Abb. 7.3: Zeitreihen der 8. Handschwinge beim Flug mit 13 ms^{-1} mit Maske. a) Originalzeitreihe nach dem Reskalieren in das geodätische Achsensystem $x_g y_g z_g$. Die Spitzen stellen beim Digitalisieren nicht sichtbare Werte dar, die mit 10^{-25} belegt und in den weiteren Verarbeitungsschritten gelöscht wurden. b) Zeitreihe nach dem Entfernen der 10^{-25} -Werte und dem Anpassen eines kubischen Splines mit Abtastrate 1. c) Zeitreihe nach der Tiefpassfilterung mit Eckfrequenz 40 Hz. d) Zeitreihe nach dem erneuten Anpassen eines kubischen Splines mit Abtastrate 0.1.

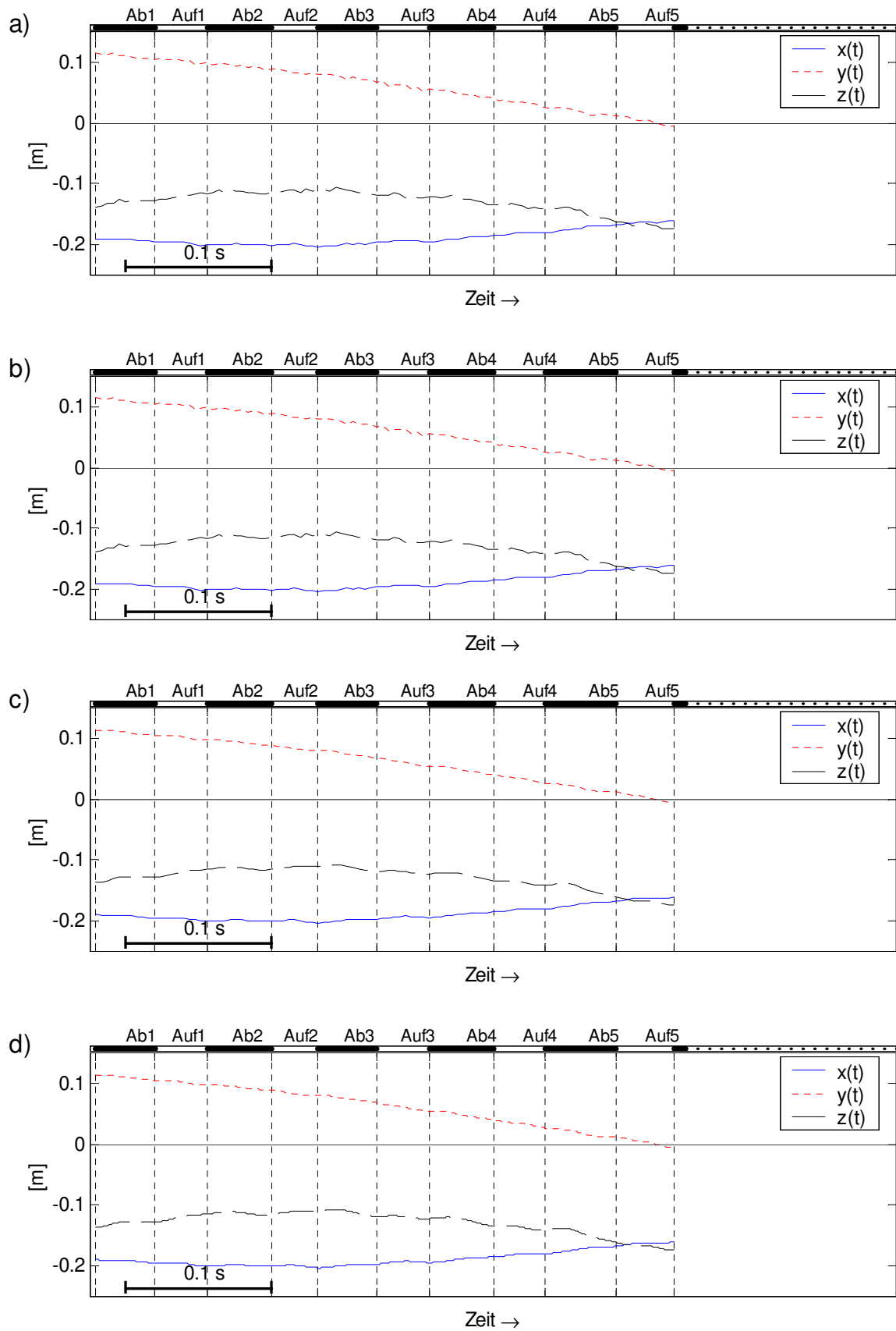


Abb. 7.4: Zeitreihen des Markerpunktes P14 (Mitte zwischen Schultergelenken) beim Flug mit 13 ms^{-1} mit Maske. a) Originalzeitreihe nach dem Reskalieren in das geodätische Achsensystem x_g, y_g, z_g . b) Zeitreihe nach dem Anpassen eines kubischen Splines mit Abtastrate 1. c) Zeitreihe nach der Tiefpassfilterung mit Eckfrequenz 40 Hz. d) Zeitreihe nach dem erneuten Anpassen eines kubischen Splines mit Abtastrate 0.1.

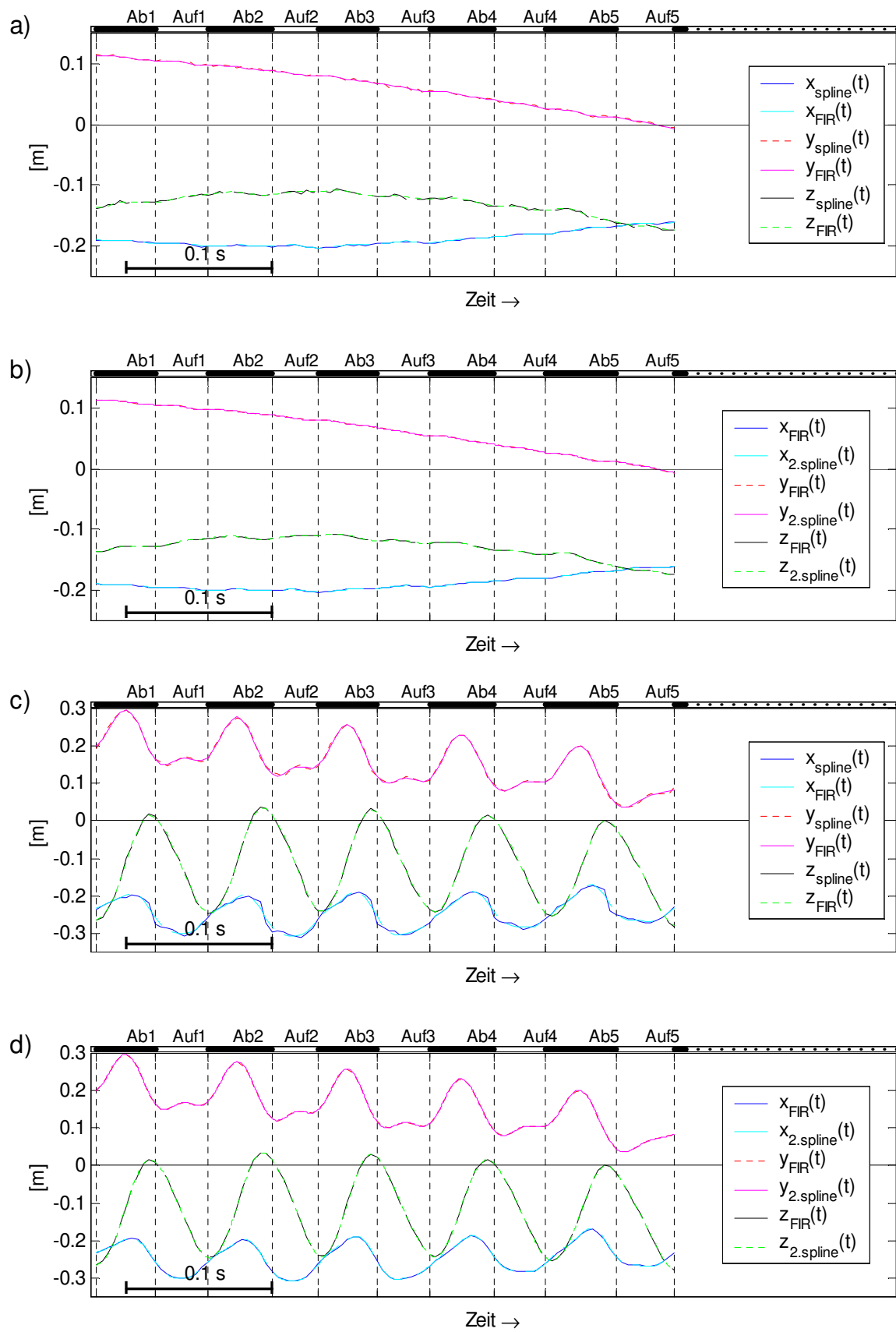


Abb. 7.5: Darstellung der gesplineten und gefilterten Zeitreihen bei 13 ms^{-1} mit Maske. a) und b) Markerpunkt P14 (Mitte zwischen Schultergelenken) c) und d) Markerpunkt P5 (8. Handschwinge)

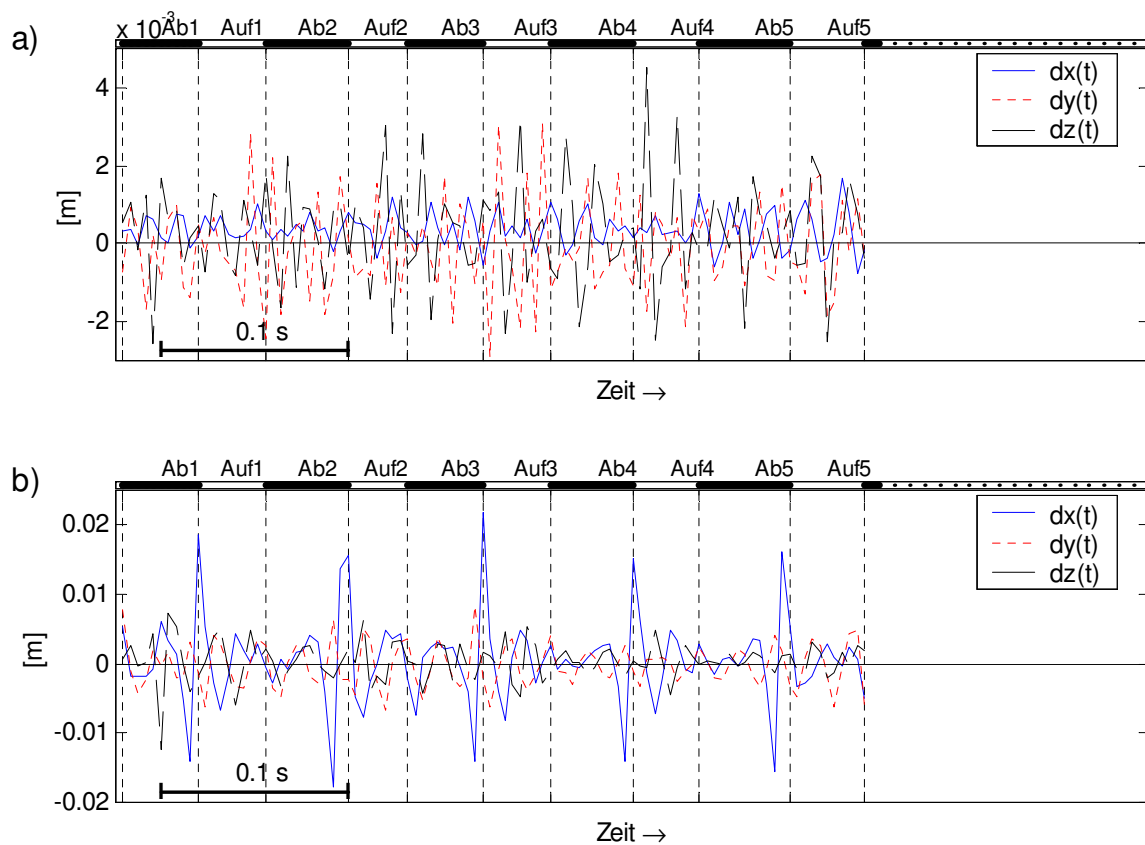


Abb. 7.6: Differenzkurven der kubisch gesplineten Kurven und der anschließend tiefpassgefilterten Kurven bei 13 ms^{-1} mit Maske. a) P14 (Mitte zwischen Schultergelenken) b) P5 (8. Handschwinge)

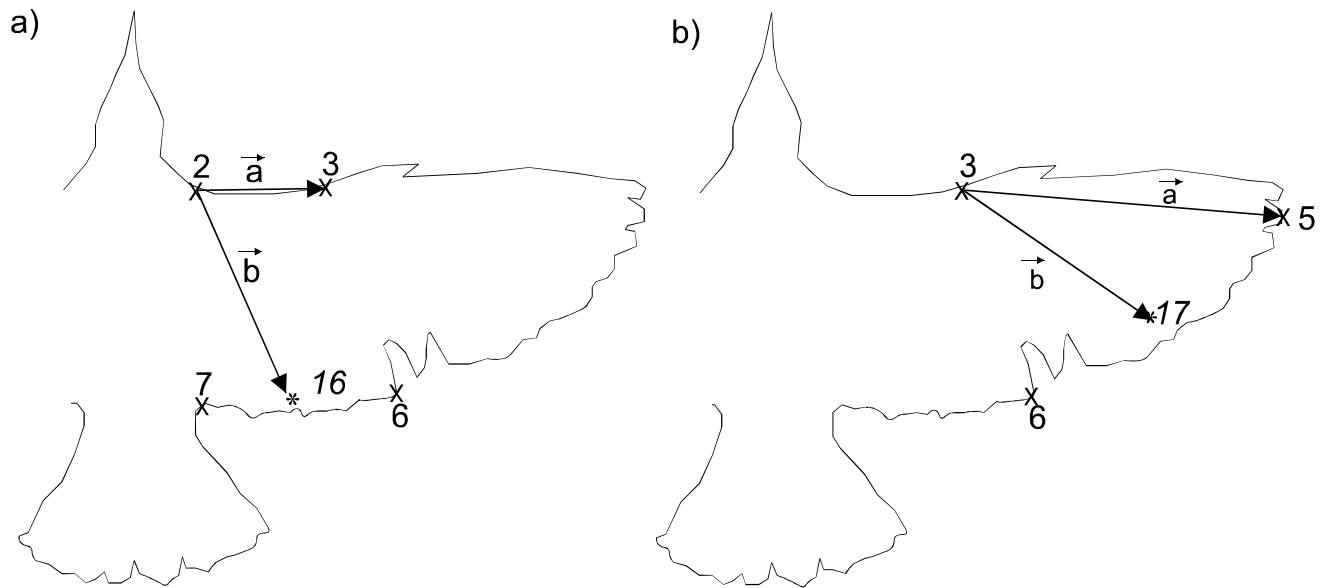


Abb. 7.7: Definition der Vektoren $\vec{a}$ und $\vec{b}$ von a) Armfittich und b) Handfittich. Die Vektoren $\vec{a}$ und $\vec{b}$ spannen die xy-Ebene des armfittichfesten $x_{vA}y_{vA}z_{vA}$ (handfittichfesten $x_{vH}y_{vH}z_{vH}$) Achsenkreuzes auf. Der Vektor $\vec{a}$ legt die x-Achse des vogelteilfesten Achsenkreuzes fest. Aus $\vec{a}$ und $\vec{b}$ lässt sich die z-Achse als Stellungsvektor der xy-Ebene berechnen. Die y-Achse ergibt sich als Stellungsvektor der xz-Ebene. Als Ursprung für das rechtsdrehende orthogonale Achsenkreuz $x_{vH}y_{vH}z_{vH}$ des Handfittichs dient P3, für das rechtsdrehende orthogonale Achsenkreuz $x_{vA}y_{vA}z_{vA}$ des Armfittichs dient P2 als Ursprung.

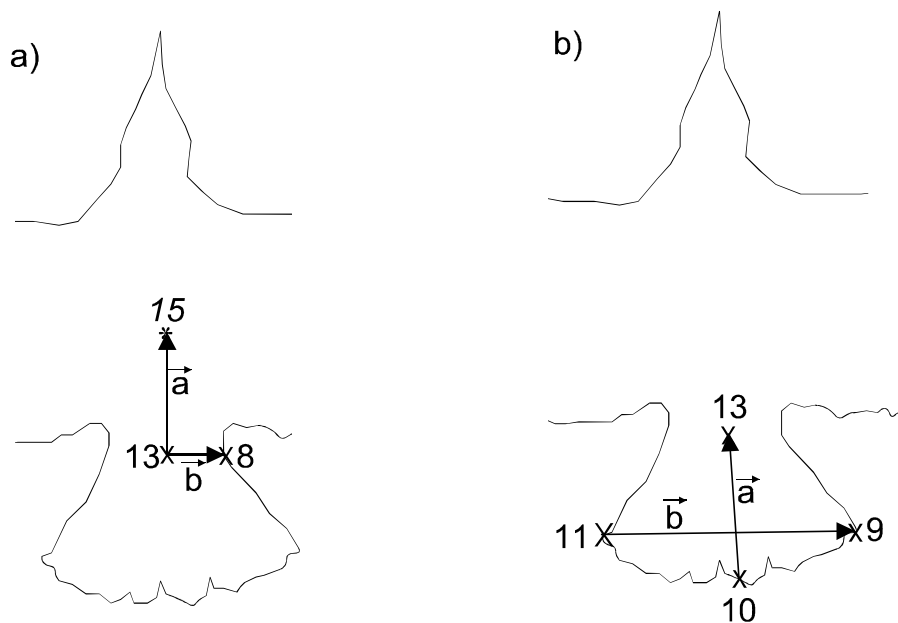


Abb. 7.8: Definition der Vektoren $\vec{a}$ und $\vec{b}$ von a) Rumpf und b) Schwanz. Die Vektoren $\vec{a}$ und $\vec{b}$ spannen die xy-Ebene des rumpffesten $x_{vR}y_{vR}z_{vR}$ (schwanzfesten $x_{vS}y_{vS}z_{vS}$) Achsenkreuzes auf. Der Vektor $\vec{a}$ legt die x-Achse des vogelteilfesten Achsenkreuzes fest. Aus $\vec{a}$ und $\vec{b}$ lässt sich die z-Achse als Stellungsvektor der xy-Ebene berechnen. Die y-Achse ergibt sich als Stellungsvektor der xz-Ebene. Als Ursprung für das rechtsdrehende orthogonale Achsenkreuz $x_{vR}y_{vR}z_{vR}$ des Rumpfes dient P15, für das rechtsdrehende orthogonale Achsenkreuz $x_{vS}y_{vS}z_{vS}$ des Schwanzes dient P10 als Ursprung.

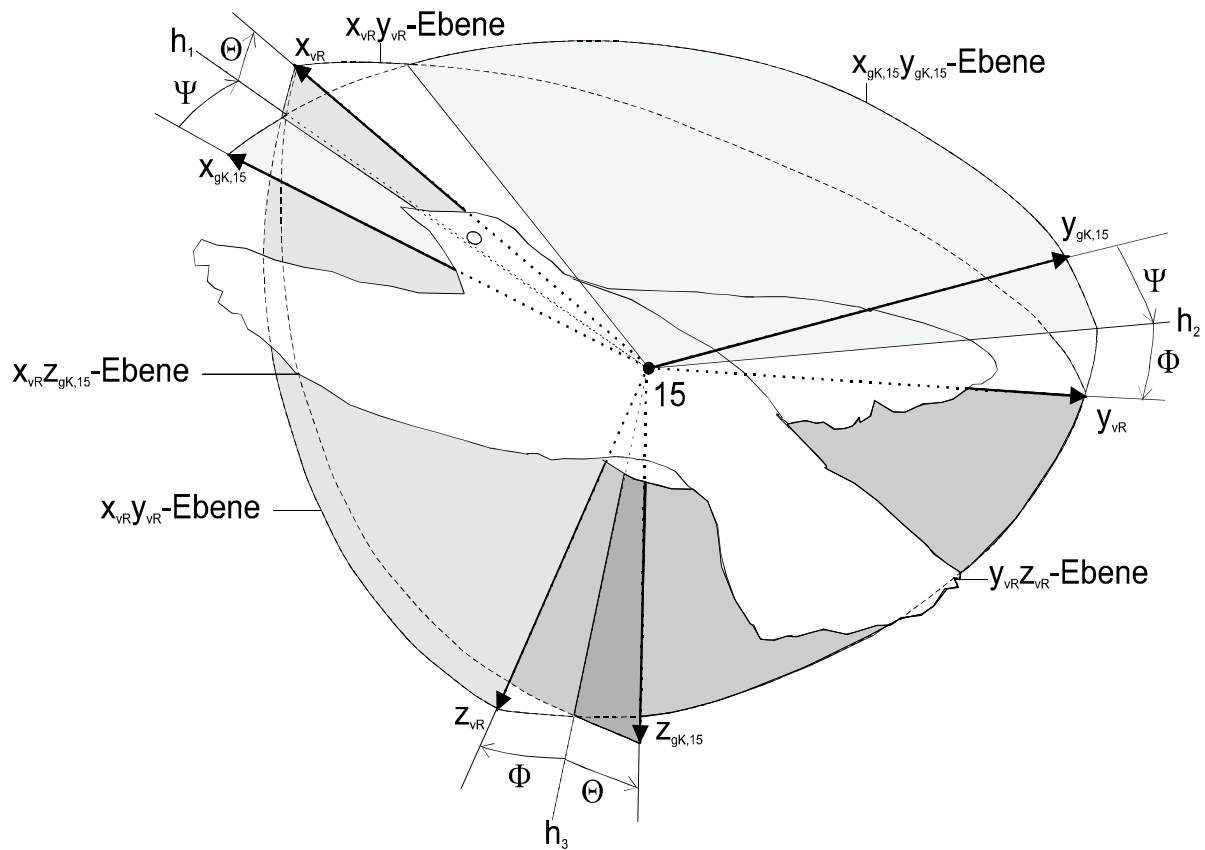


Abb. 7.9: Definition der Eulerwinkel des Rumpfes, des rumpffesten Achsensystems $x_{vR}y_{vR}z_{vR}$ und des geodätischen Achsensystems mit rumpffestem Ursprung $x_{gK,15}y_{gK,15}z_{gK,15}$. Der Ursprung beider Achsensysteme liegt im Markerpunkt P15. Die Eulerwinkel Kurswinkel (Azimut) Ψ_R , Längsneigungswinkel θ_R und Hängewinkel Φ_R beschreiben den Übergang vom erdlotfesten Achsenkreuz mit körperteilfestem Ursprung zum rumpffesten Achsensystem und damit die Rotationen des Rumpfes während des Fluges. h_1 : Projektion von x_{vR} in die $x_{gK,15}y_{gK,15}$ -Ebene; h_2 : Projektion von y_{vR} in die $x_{gK,15}y_{gK,15}$ -Ebene; h_3 : Projektion von z_{vR} in die $x_{gK,15}y_{gK,15}$ -Ebene

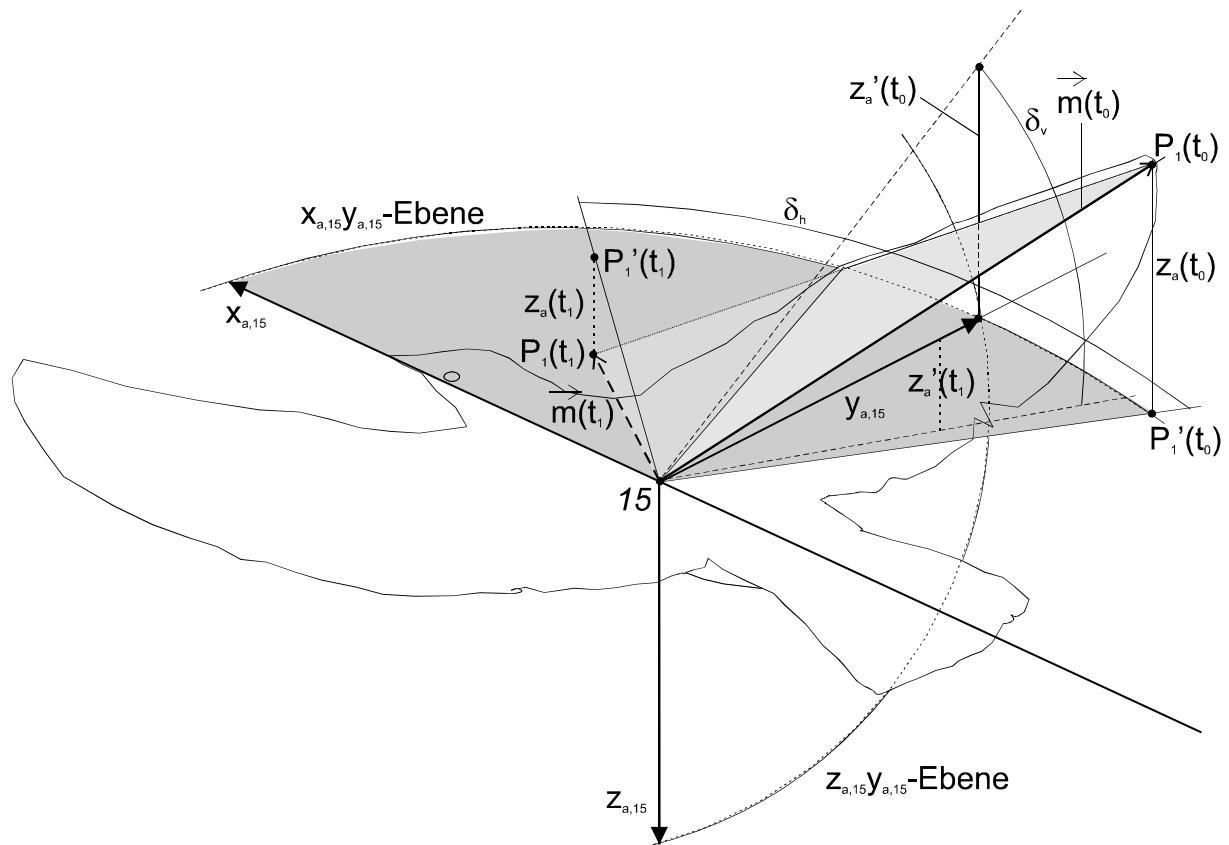


Abb. 7.10: Darstellung der Flügelschlagamplitude δ und ihrer vertikalen, δ_v , und horizontalen Komponente, δ_h , im $x_{a,15}y_{a,15}z_{a,15}$ -Achsensystem. Der Vogelumriss zeigt den Beginn des Abschlags zum Zeitpunkt t_0 . 15: Körpermittelpunkt KMP P15; $P_1(t_0)$: Flügelspitze am oberen Umkehrpunkt; $P_1(t_1)$: Flügelspitze am unteren Umkehrpunkt; $P'_1(t_0)$: Projektion von $P_1(t_0)$ auf die $x_{a,15}y_{a,15}$ -Ebene; $P'_1(t_1)$: Projektion von $P_1(t_1)$ auf die $x_{a,15}y_{a,15}$ -Ebene; $\vec{m}(t_0)$: Vektor KMP-Flügelspitze zum Zeitpunkt t_0 ; $\vec{m}(t_1)$: Vektor KMP-Flügelspitze zum Zeitpunkt t_1 ; $z_a(t_0)$: z_a -Komponente von $\vec{m}(t_0)$; $z_a(t_1)$: z_a -Komponente von $\vec{m}(t_1)$; $z'_a(t_0)$: Projektion von $z_a(t_0)$ auf die $y_{a,15}z_{a,15}$ -Ebene; $z'_a(t_1)$: Projektion von $z_a(t_1)$ auf die $y_{a,15}z_{a,15}$ -Ebene

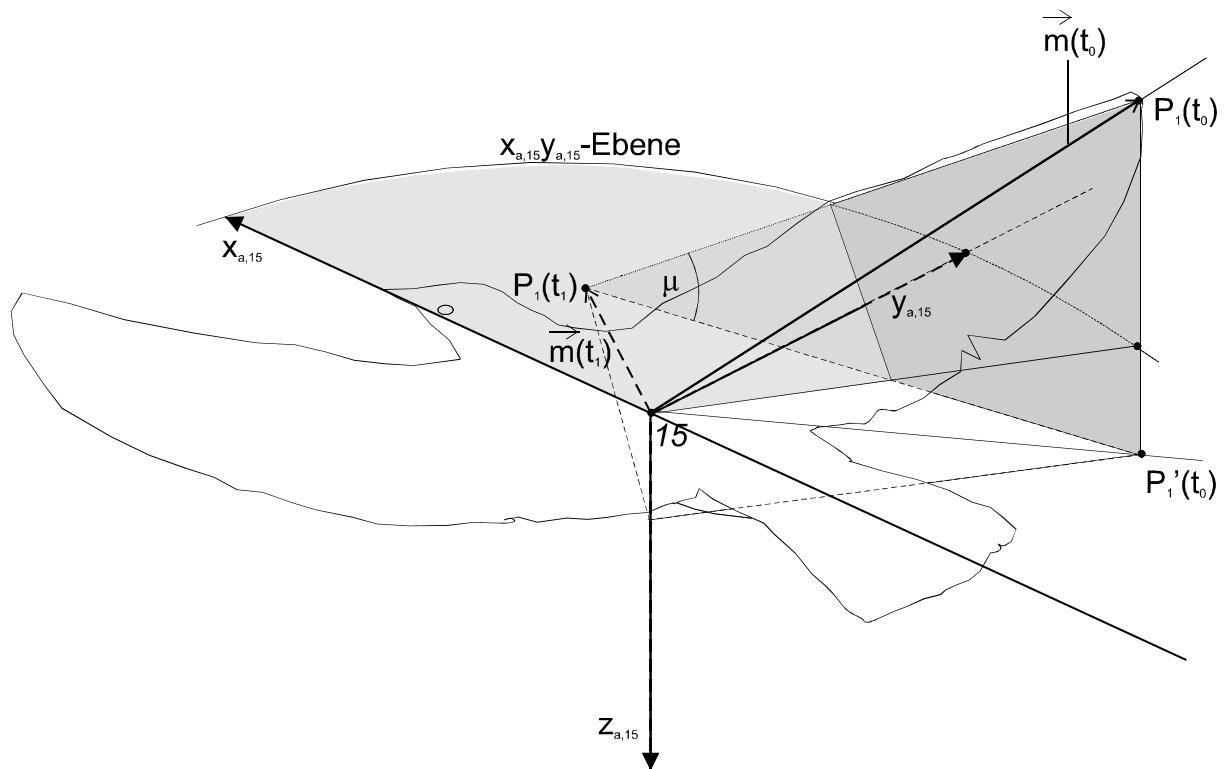


Abb. 7.11: Definition der mittleren Schlagneigung gegen die Horizontale, μ . Der Vogelumriss zeigt den Beginn des Abschlages zum Zeitpunkt t_0 . 15: Körpermittelpunkt KMP $P15$; $P_1(t_0)$: Flügelspitze am oberen Umkehrpunkt; $P_1(t_1)$: Flügelspitze am unteren Umkehrpunkt; $P_1'(t_0)$: Projektion von $P_1(t_0)$ auf die zur $x_{a,15}y_{a,15}$ -Ebene parallele Ebene durch $P_1(t_1)$; $\vec{m}(t_0)$: Vektor KMP-Flügelspitze zum Zeitpunkt t_0 ; $\vec{m}(t_1)$: Vektor KMP-Flügelspitze zum Zeitpunkt t_1

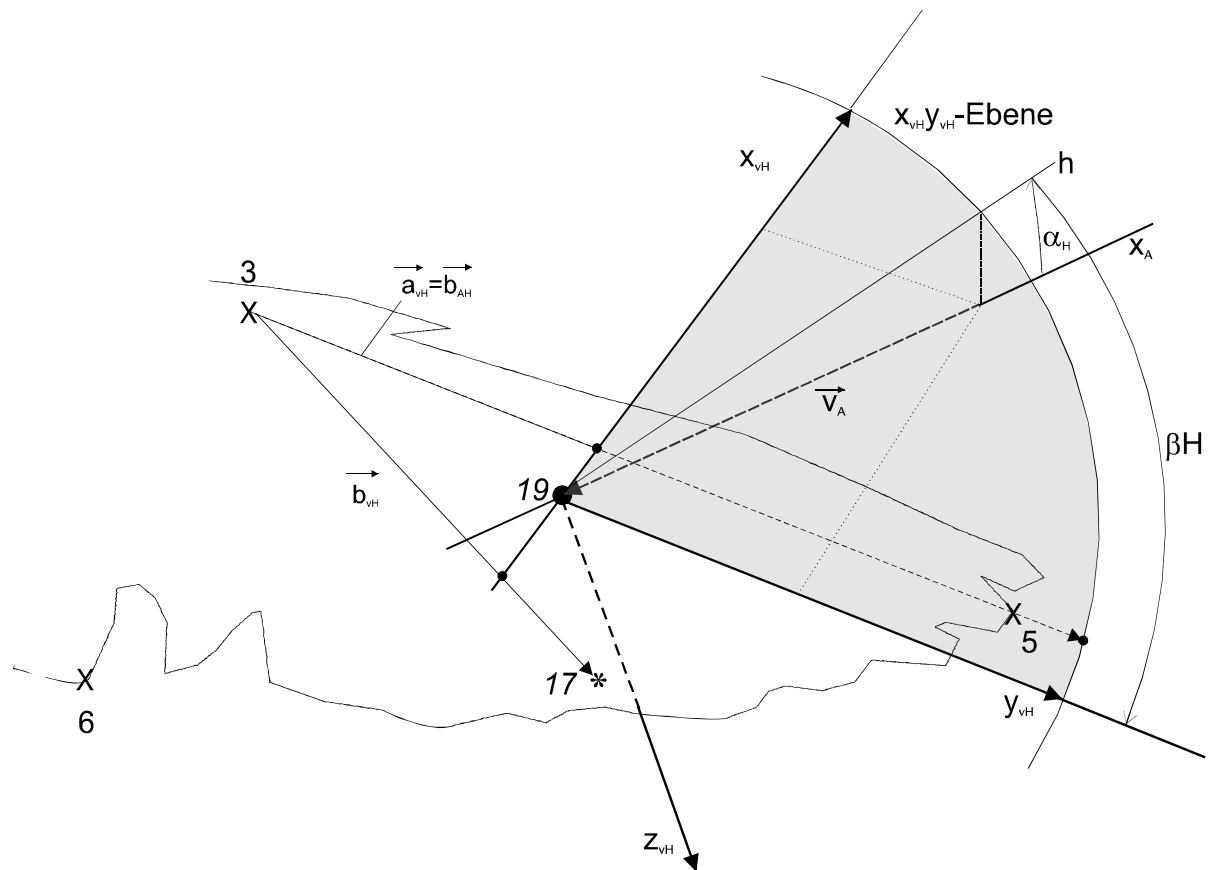


Abb. 7.12: Definition des Anstell- und Schiebewinkel des Handfittichs. Der Anstellwinkel α_H ist der Winkel zwischen dem Anströmgeschwindigkeitsvektor $\vec{V}_A$ und der xy -Ebene des handfittichfesten Achsenkreuzes. Der Schiebewinkel β_H ist der Winkel zwischen der Projektion des Anströmgeschwindigkeitsvektors $\vec{V}_A$ auf die xy -Ebene und der y_{vH} -Achse. Das handfittichfeste $x_{vH}y_{vH}z_{vH}$ -Achsensystem wird mit Hilfe der Vektoren $\vec{a}_{vH}$ und $\vec{b}_{vH}$, welche die $x_{vH}y_{vH}$ -Ebene aufspannen, aufgebaut. $\vec{a}_{vH}$ legt die y_{vH} -Achse fest, $\vec{b}_{vH}$ weist in positive x_{vH} -Richtung. z_{vH} ergibt sich als Stellungsvektor der $x_{vH}y_{vH}$ -Ebene, die x_{vH} -Achse als Stellungsvektor der $y_{vH}z_{vH}$ -Achse. Aus dem Vektor $\vec{b}_{AH}$ ($= \vec{a}_{vH}$) und dem Vektor der Anblasgeschwindigkeit $\vec{V}_A$ wird die x_{Ay_A} -Ebene des schlagwindfesten Achsenkreuzes aufgespannt. Die x_A -Achse wird durch den Vektor der Anblasgeschwindigkeit festgelegt. Der geometrische Schwerpunkt der Handfläche, $P19$, dient als Ursprung der beiden Achsensysteme. h bezeichnet die Projektion von $\vec{V}_A$ auf die $x_{vH}y_{vH}$ -Ebene.

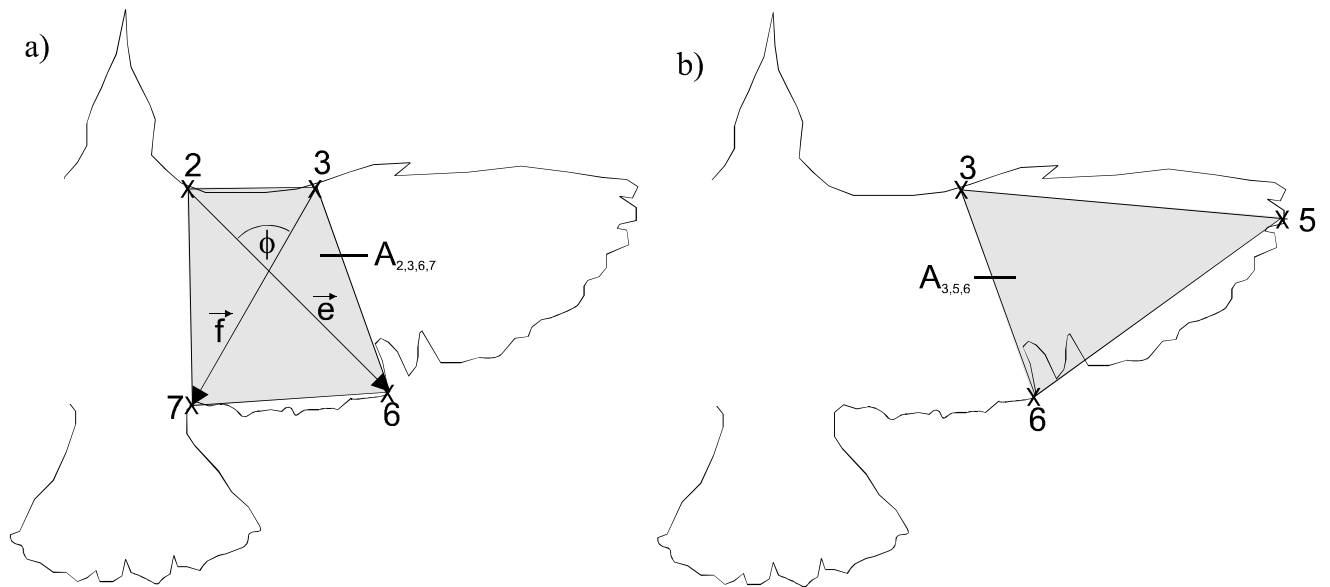


Abb. 7.13: a) Fläche des Armfittichs $A_{2,3,6,7}$. Mit Hilfe der Vektoren $\vec{e}$ und $\vec{f}$ und des Winkels φ (ϕ) wird die Fläche des Vierecks zwischen den Punkten P2, P3, P6 und P7 berechnet. b) Die Fläche des Handfittichs $A_{3,5,6}$ wird aus den Raumkoordinaten der Markerpunkte P3, P5 und P6 berechnet. Deutlich ist zu erkennen, dass bei voll ausgebreitem Flügel die Fläche des Handfittichs deutlich größer ist als die berechnete Fläche des Dreiecks $A_{3,5,6}$ (ca. 20-30%).

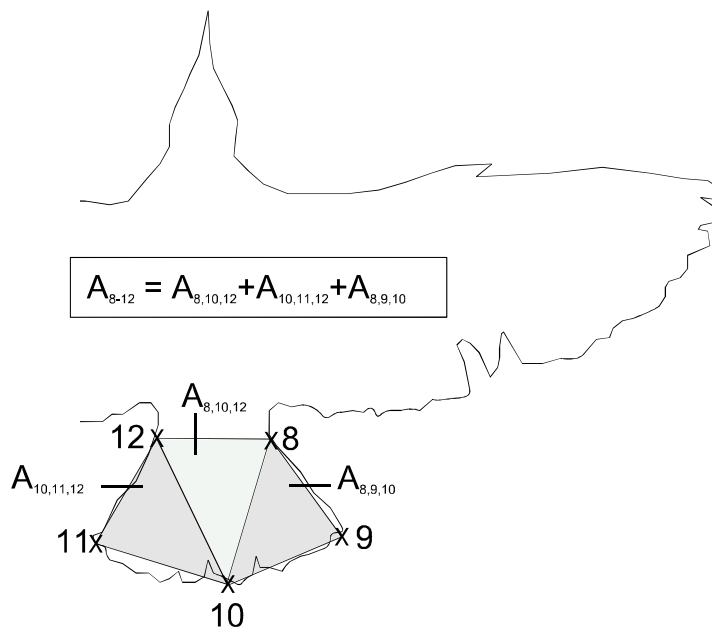


Abb. 7.14: Fläche des Schwanzes A_{8-12} , die als Summe der Teilflächen $A_{8,10,12}$, $A_{8,9,10}$ und $A_{10,11,12}$ gebildet wird. Die Teilflächen der Dreiecke werden aus den zugehörigen Markerkordinaten berechnet.

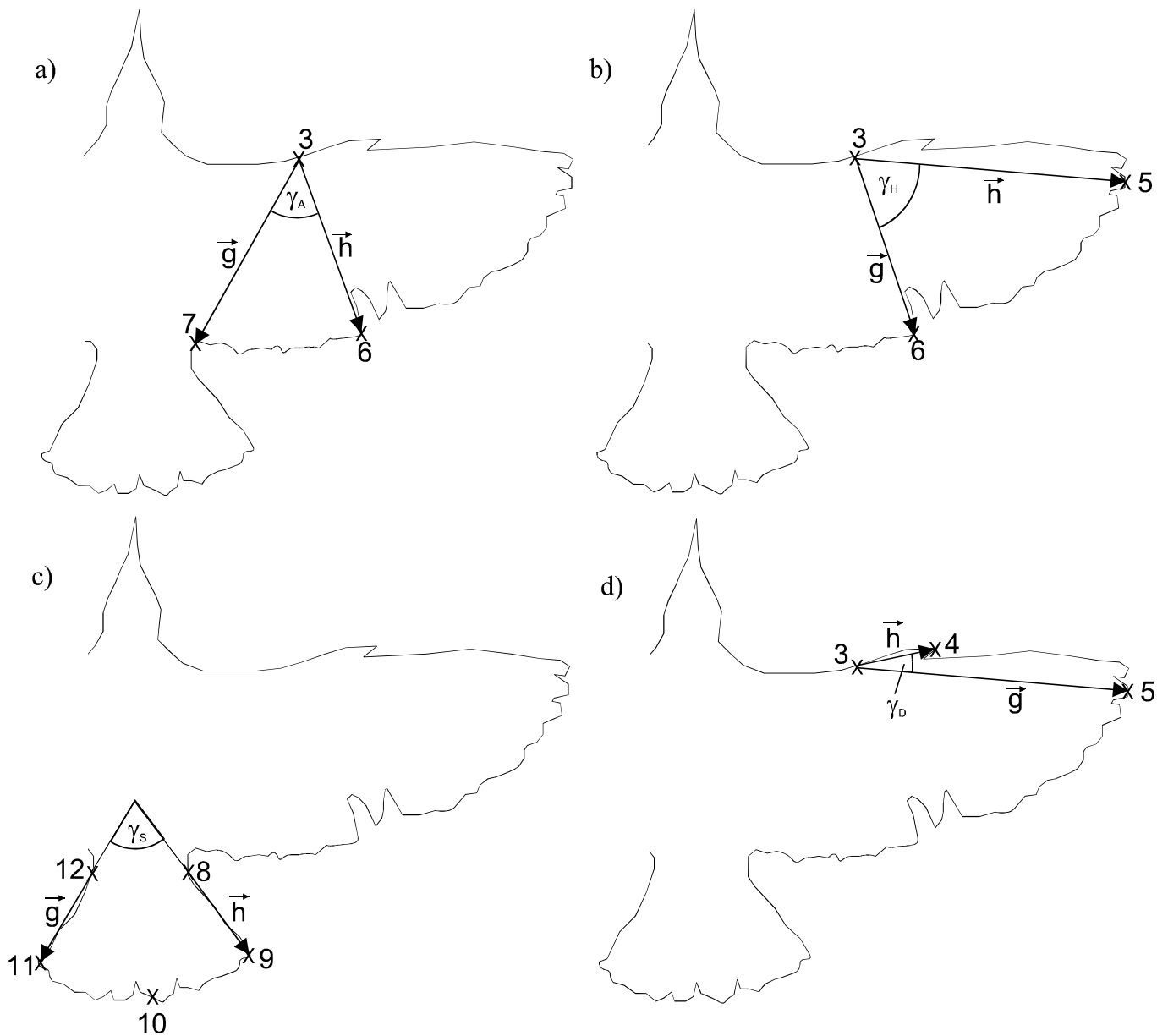


Abb. 7.15: Definition der Spreizwinkel γ . Der Spreizwinkel ist definiert als Winkel zwischen den beiden Vektoren $\vec{g}$ und $\vec{h}$. a) Spreizwinkel γ_A des Armfittichs b) Spreizwinkel γ_H des Handfittichs. c) Spreizwinkel γ_S des Schwanzes. Zur Illustration des Winkels wurden die beiden Vektoren $\vec{g}$ und $\vec{h}$ bis zu ihrem Schnittpunkt verlängert. d) Spreizwinkel γ_D des Daumenfittichs. Dieser konnte nur bei wenigen Flügen gemessen werden, da der Daumenfittich bei größeren Windgeschwindigkeiten nicht abgespreizt wird.

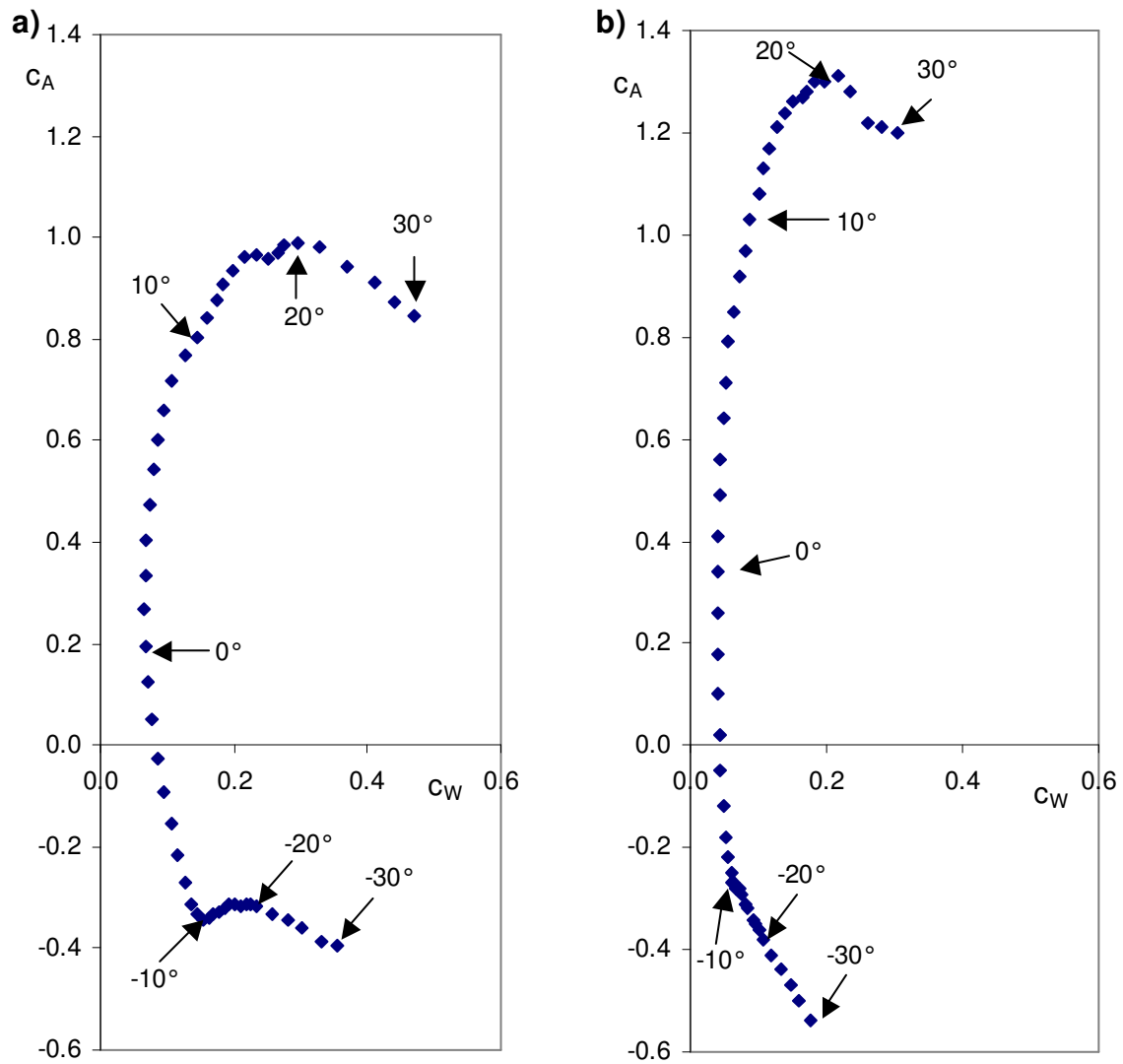


Abb. 7.16: a) Lilienthalpolare der Flügel eines Kunstharzmodell eines gleitfliegenden Stares bei 8 ms^{-1} . Diese Werte bildeten die Grundlage für die Bestimmung der von mir verwendeten Polare. b) Von mir veränderte Polare (vgl. Text S. 60). Diese bildete die Grundlage für die Interpolation der c_W - und c_A -Polare durch ein Polynom 20. Ordnung. (a) nach GESSER, 1998, S. 46).

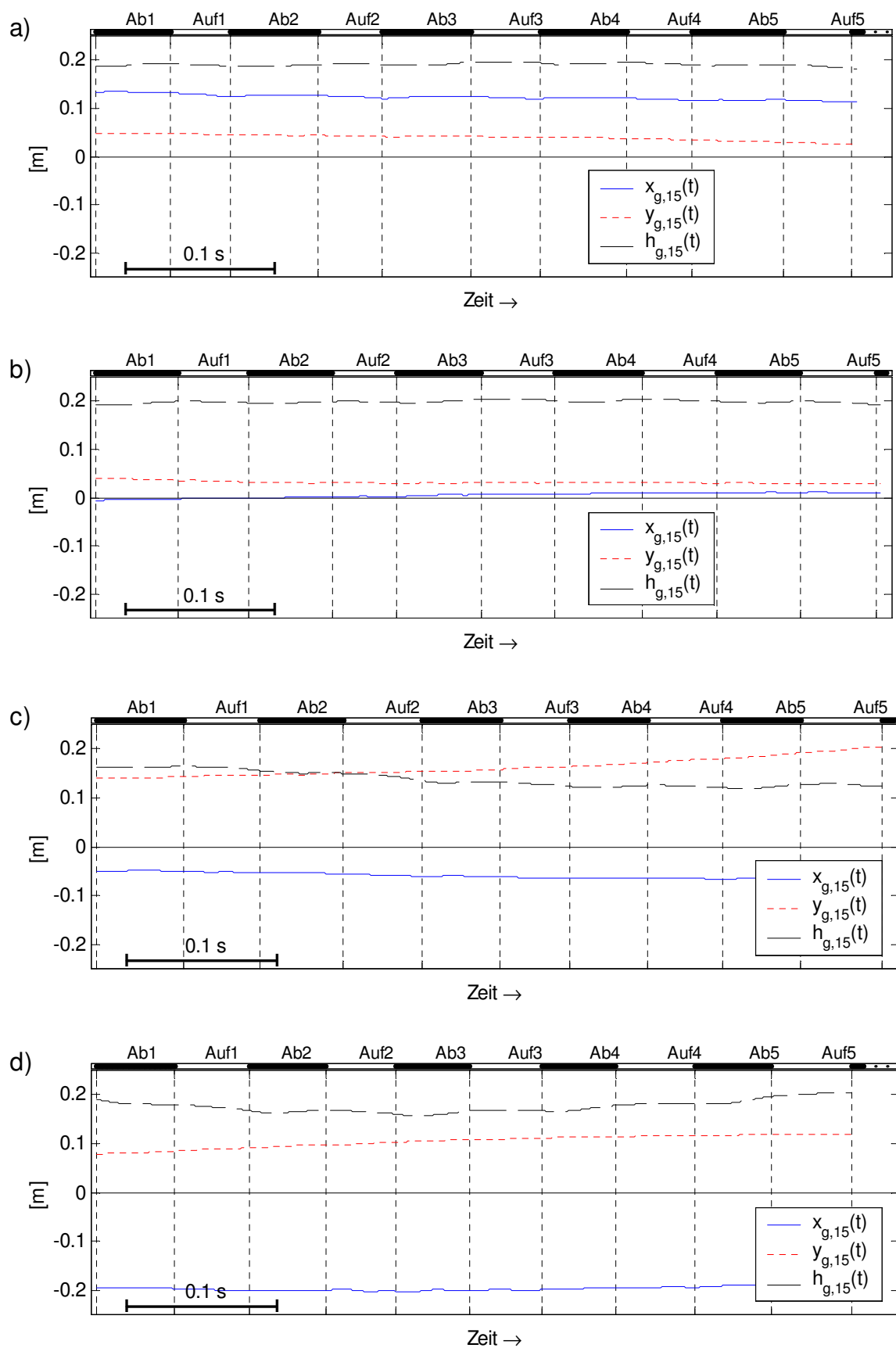


Abb. 7.17: Translation des Körpermittelpunkts in die drei Raumrichtungen, $x_{g,15}(t)$, $y_{g,15}(t)$, $h_{g,15}(t)$, Flüge ohne Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

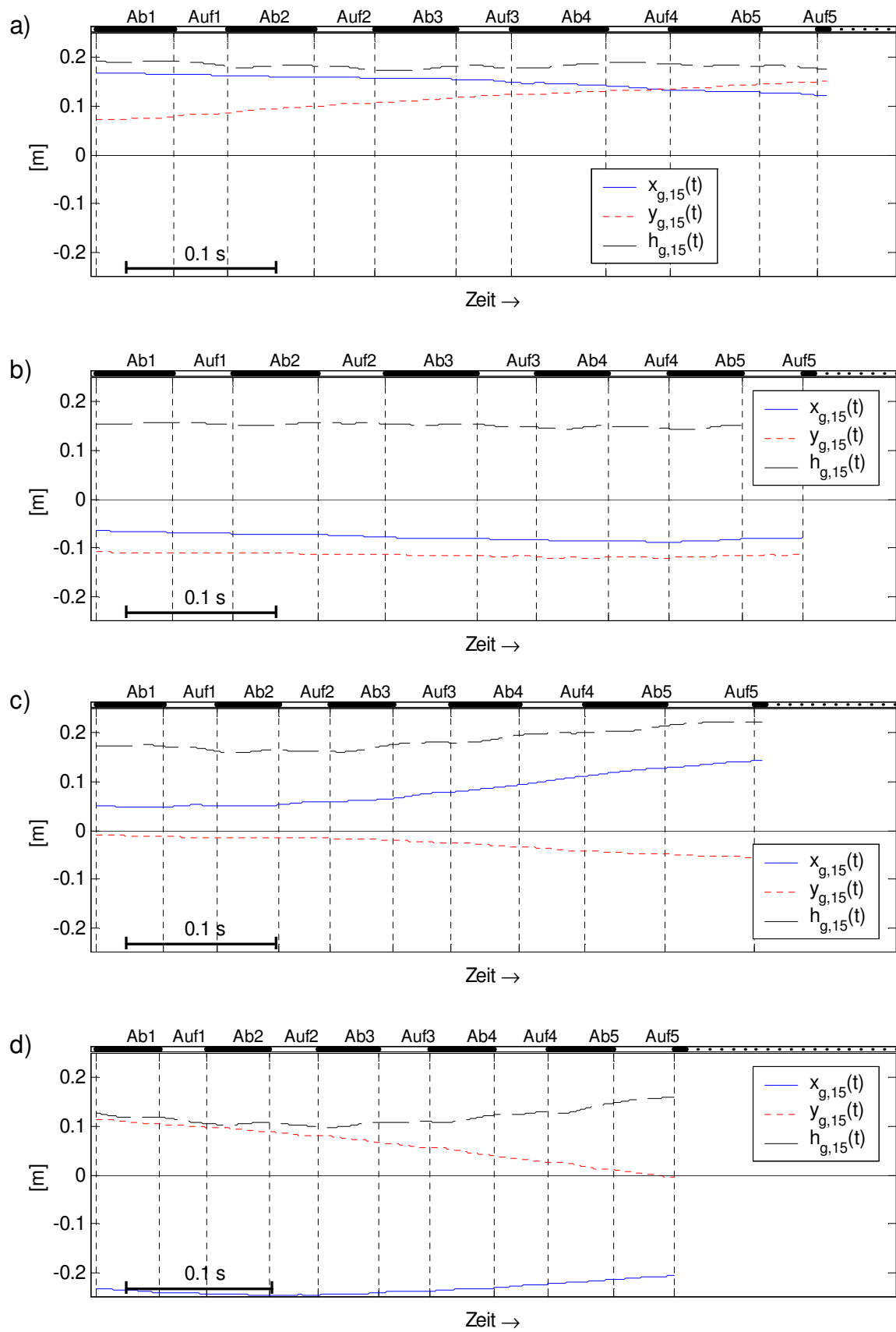


Abb. 7.18: Translation des Körpermittelpunkts in die drei Raumrichtungen, $x_{g,15}(t)$, $y_{g,15}(t)$, $h_{g,15}(t)$, Flüge mit Maske. a) 6 ms⁻¹ b) 8 ms⁻¹ c) 10 ms⁻¹ d) 13 ms⁻¹

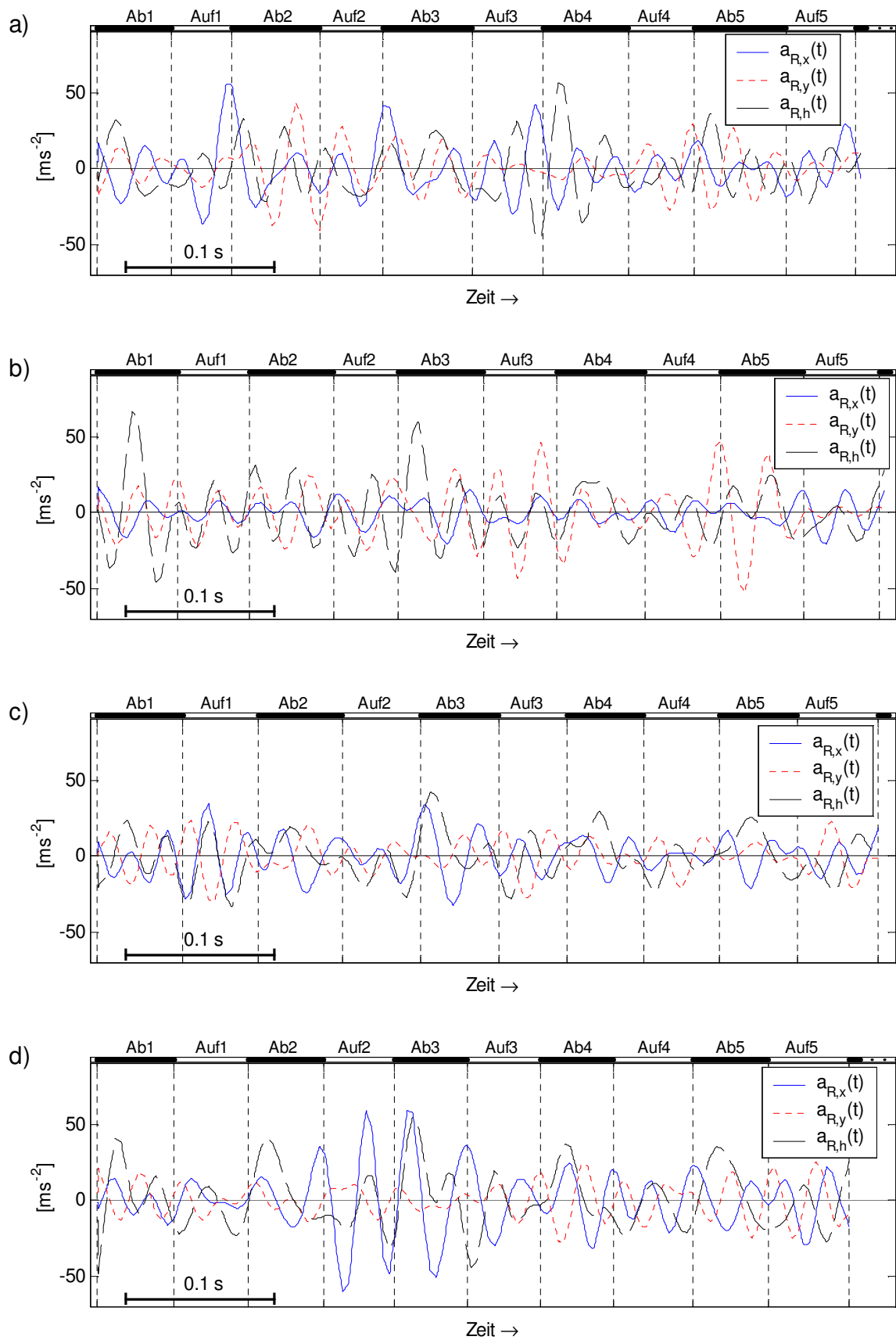


Abb. 7.19: Raumbeschleunigung des Körpermittelpunktes, $a_{R,15}(t)$, in den drei Raumrichtungen im geodätischen Achsensystem, Flüge ohne Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

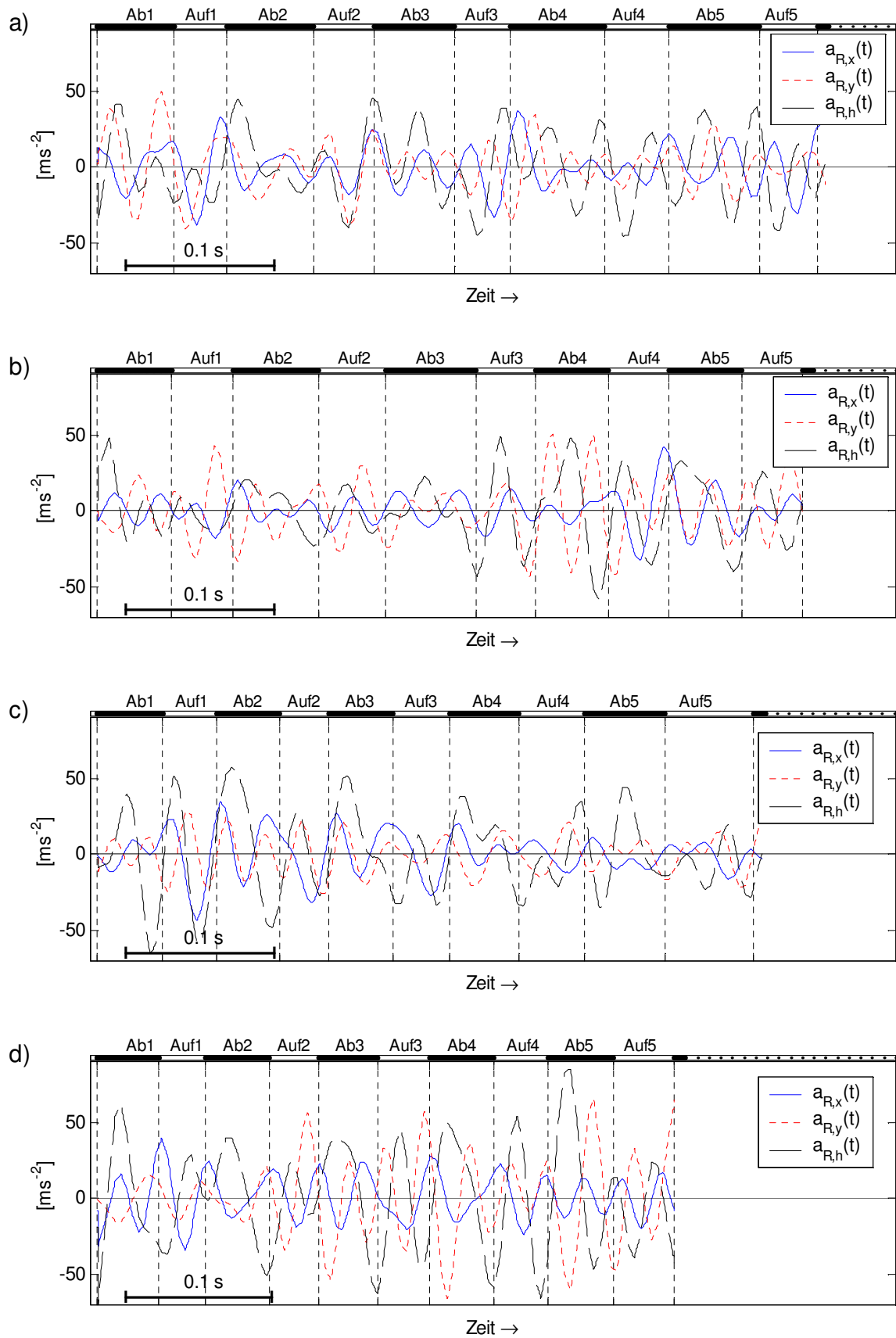


Abb. 7.20: Raumbeschleunigung des Körpermittelpunktes, $a_{R,15}(t)$, in den drei Raumrichtungen im geodätischen Achsensystem, Flüge mit Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

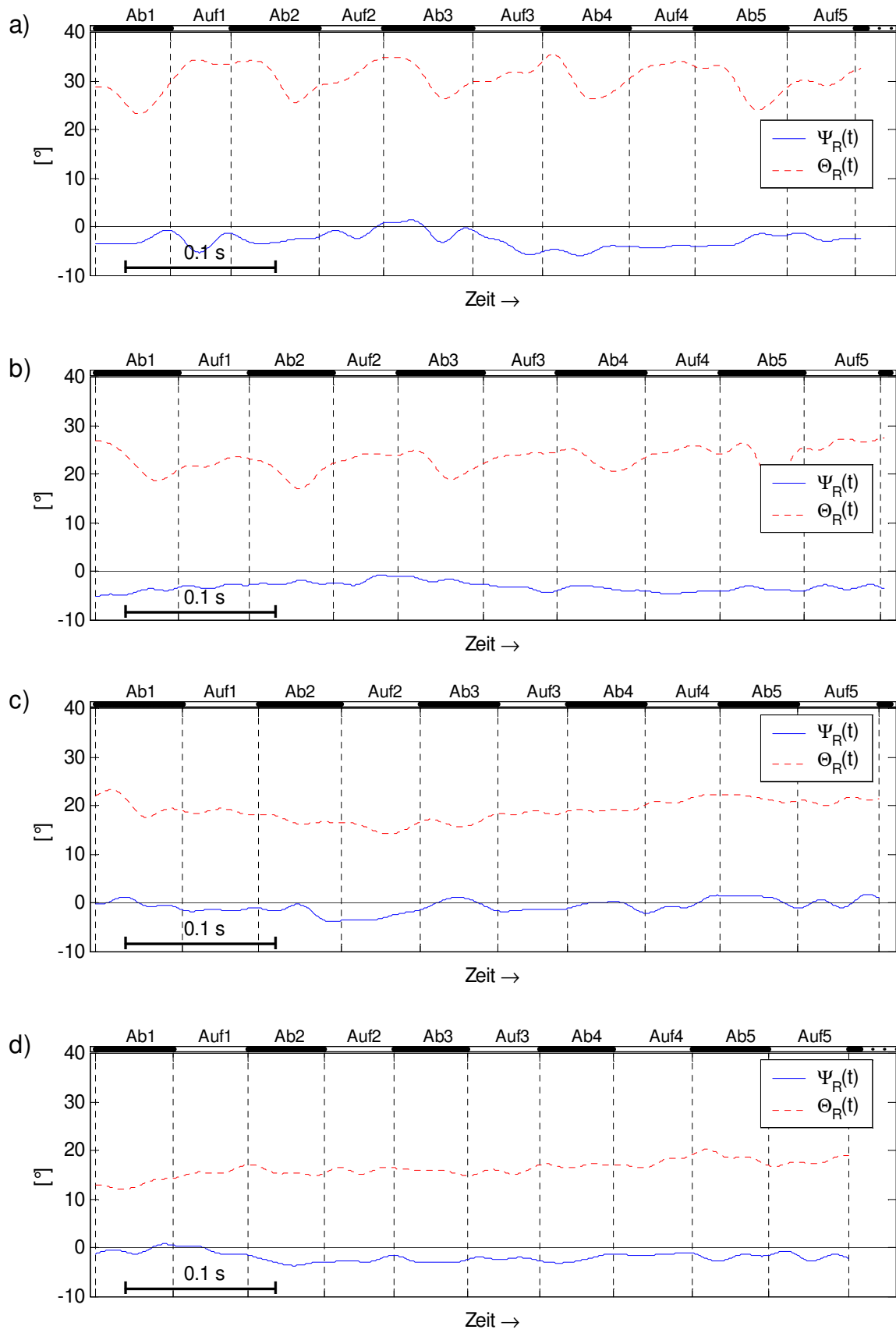


Abb. 7.21: Rumpfazimut, $\Psi_R(t)$, und Rumpflängsneigungswinkel, $\Theta_R(t)$, Flüge ohne Maske: a) 6 ms⁻¹ b) 8 ms⁻¹ c) 10 ms⁻¹ d) 13 ms⁻¹

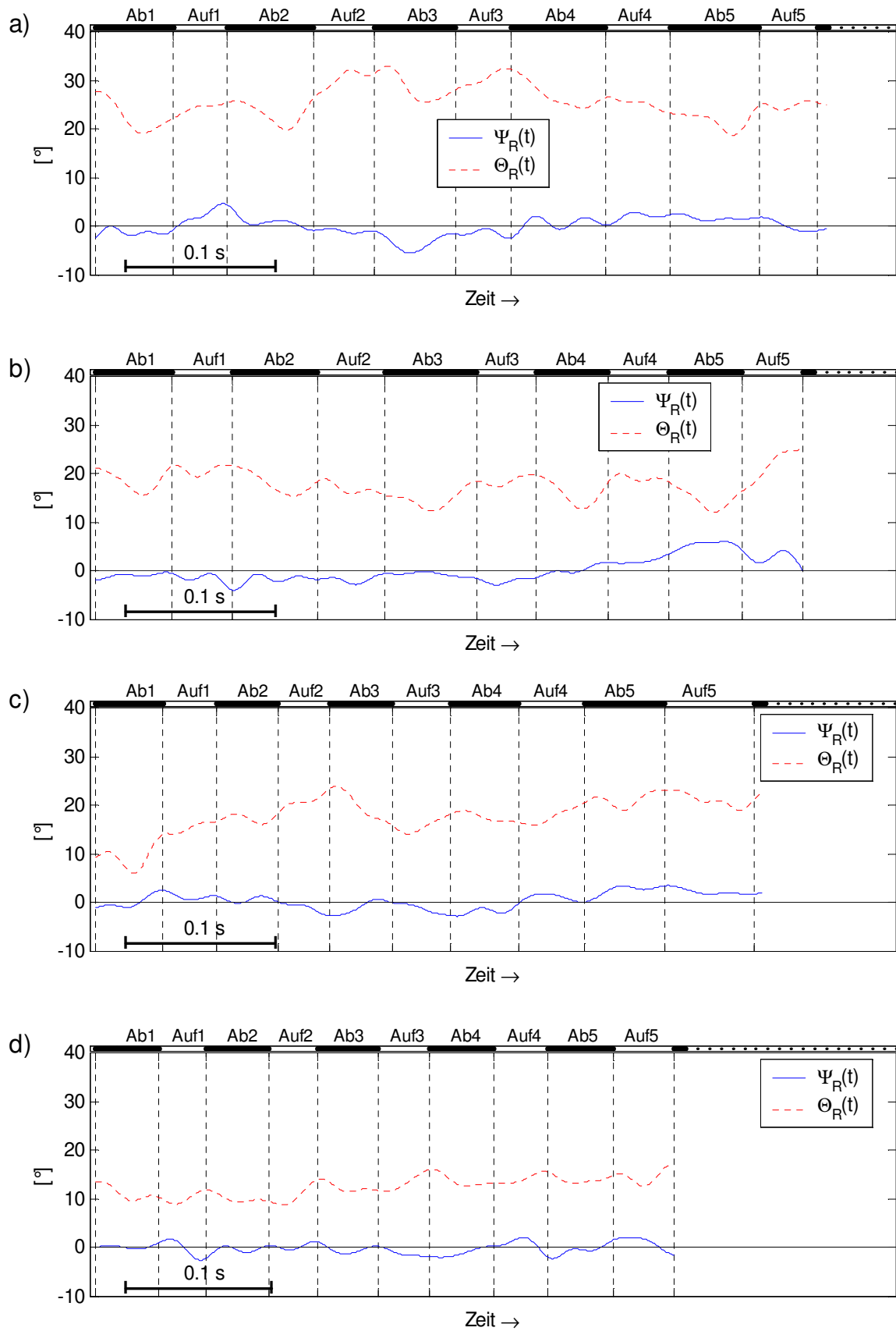


Abb. 7.22: Rumpfazimut, $\Psi_R(t)$, und Rumpflängsneigungswinkel, $\Theta_R(t)$, Flüge mit Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

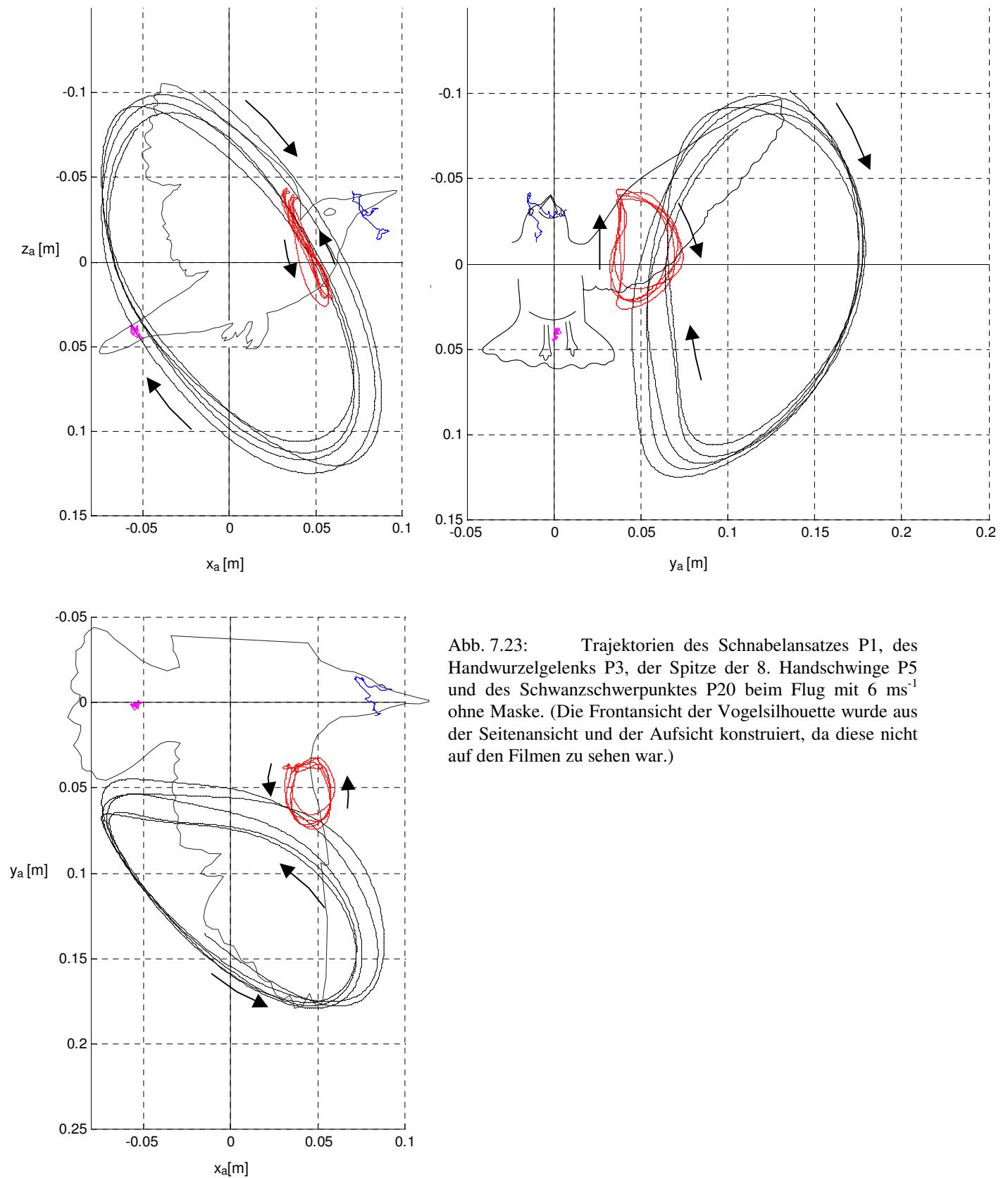


Abb. 7.23: Trajektorien des Schnabelansatzes P1, des Handwurzelgelenks P3, der Spitze der 8. Handschwinge P5 und des Schwanzschwerpunktes P20 beim Flug mit 6 ms^{-1} ohne Maske. (Die Frontansicht der Vogelsilhouette wurde aus der Seitenansicht und der Aufsicht konstruiert, da diese nicht auf den Filmen zu sehen war.)

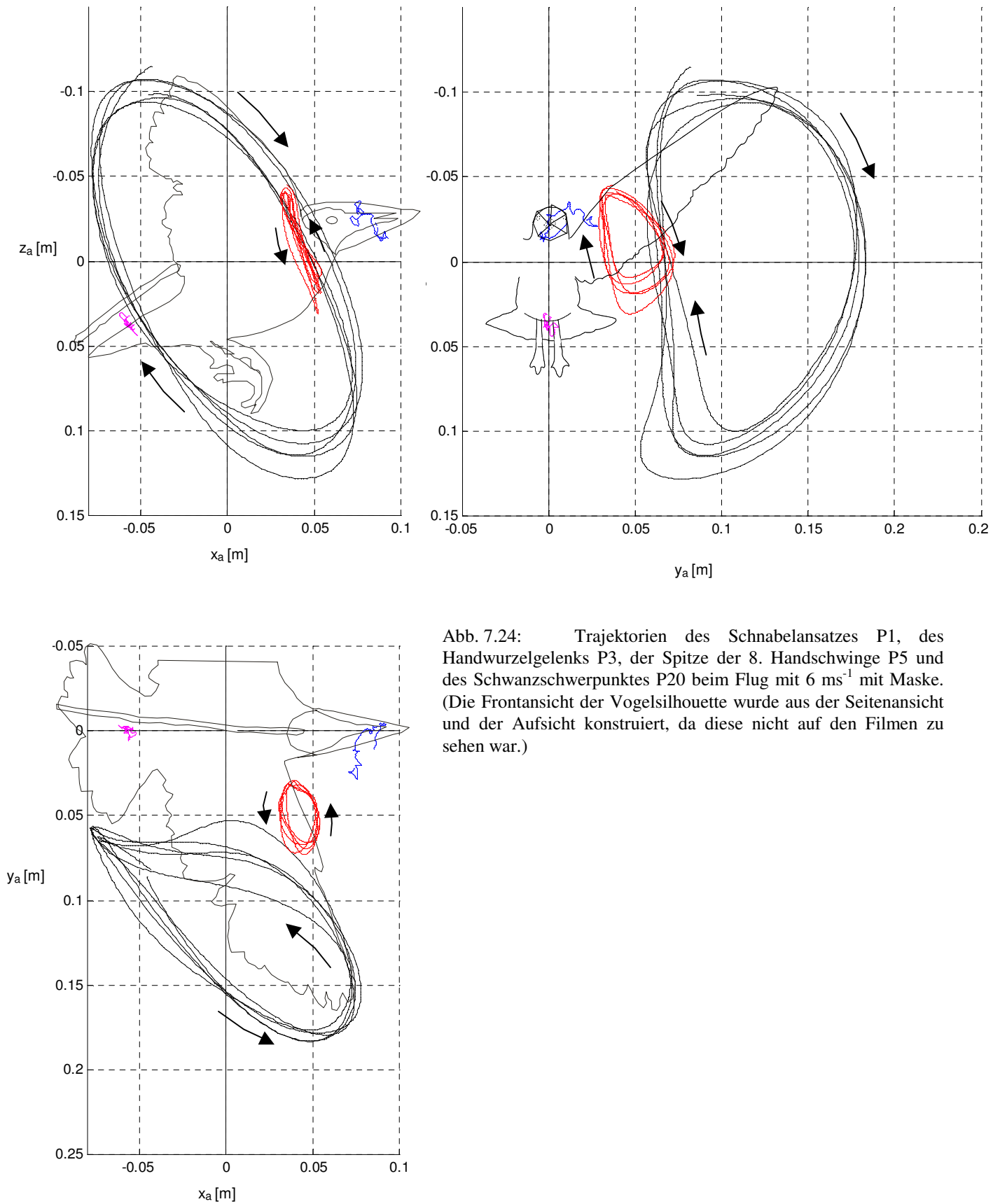


Abb. 7.24: Trajektorien des Schnabelansatzes P1, des Handwurzelgelenks P3, der Spitze der 8. Handschwinge P5 und des Schwanzschwerpunktes P20 beim Flug mit 6 ms^{-1} mit Maske. (Die Frontansicht der Vogelsilhouette wurde aus der Seitenansicht und der Aufsicht konstruiert, da diese nicht auf den Filmen zu sehen war.)

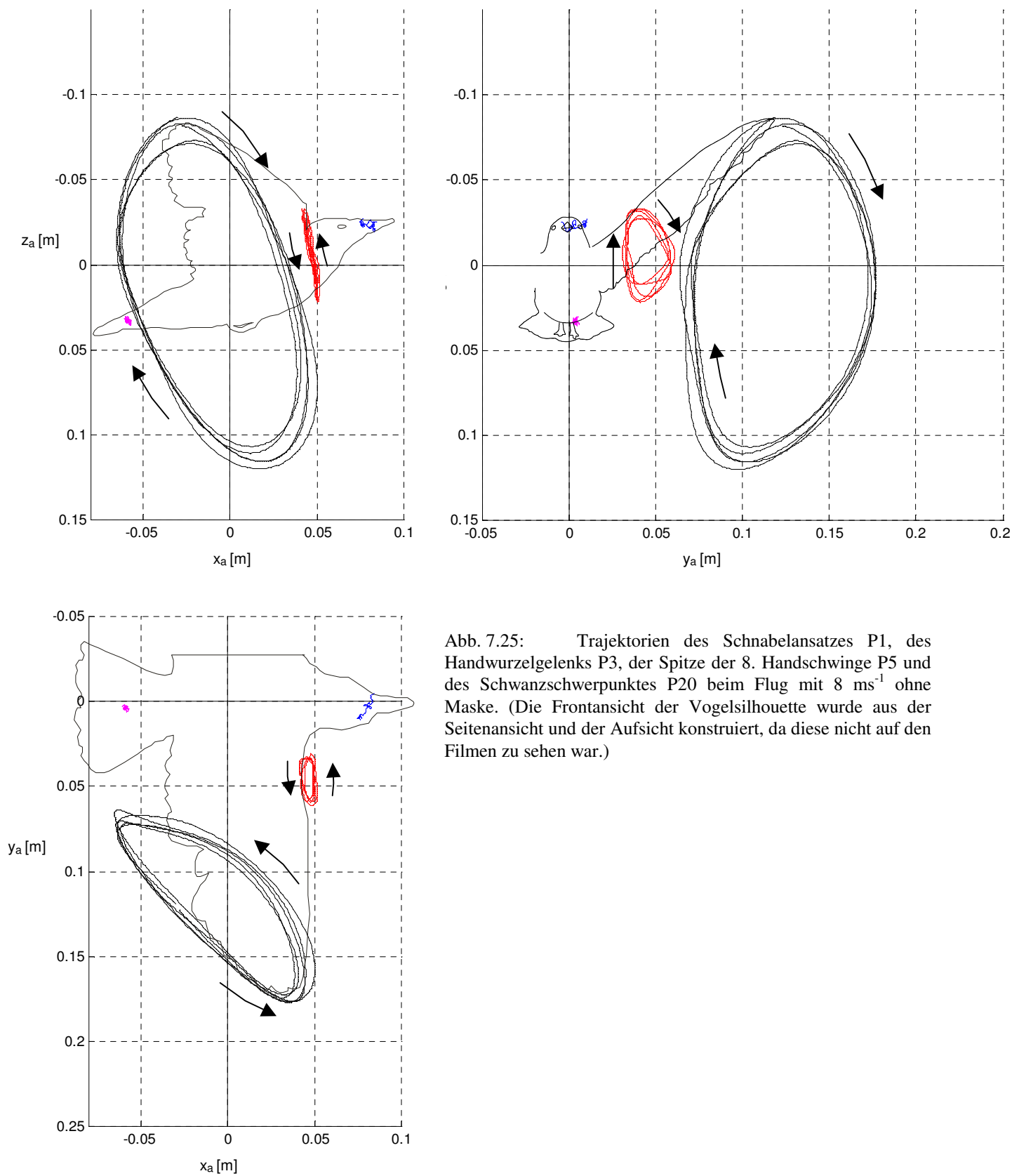


Abb. 7.25: Trajektorien des Schnabelansatzes P1, des Handwurzelgelenks P3, der Spitze der 8. Handschwinge P5 und des Schwanzschwerpunktes P20 beim Flug mit 8 ms^{-1} ohne Maske. (Die Frontansicht der Vogelsilhouette wurde aus der Seitenansicht und der Aufsicht konstruiert, da diese nicht auf den Filmen zu sehen war.)

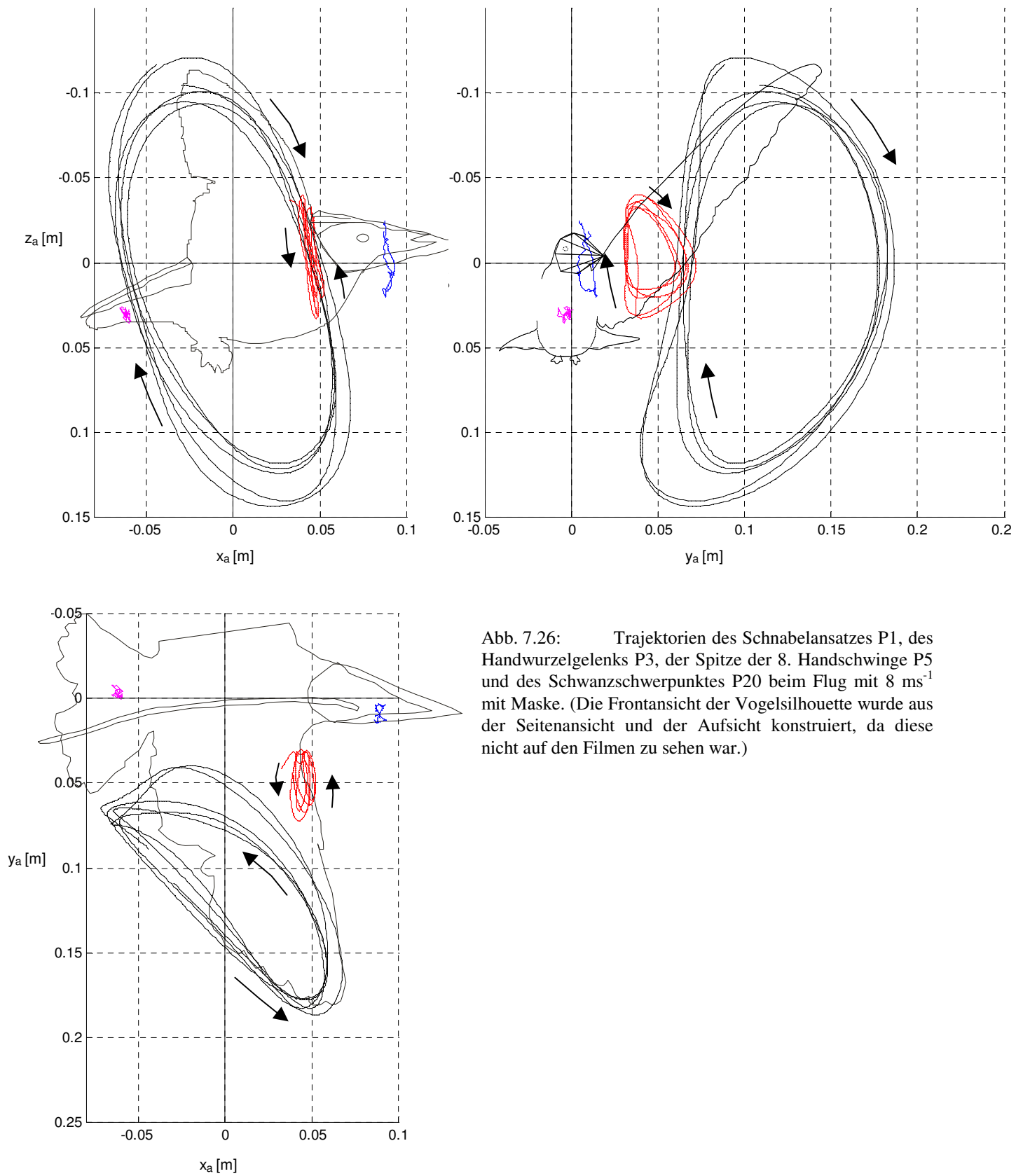


Abb. 7.26: Trajektorien des Schnabelansatzes P1, des Handwurzelgelenks P3, der Spitze der 8. Handschwinge P5 und des Schwanzschwerpunktes P20 beim Flug mit 8 ms^{-1} mit Maske. (Die Frontansicht der Vogelsilhouette wurde aus der Seitenansicht und der Aufsicht konstruiert, da diese nicht auf den Filmen zu sehen war.)

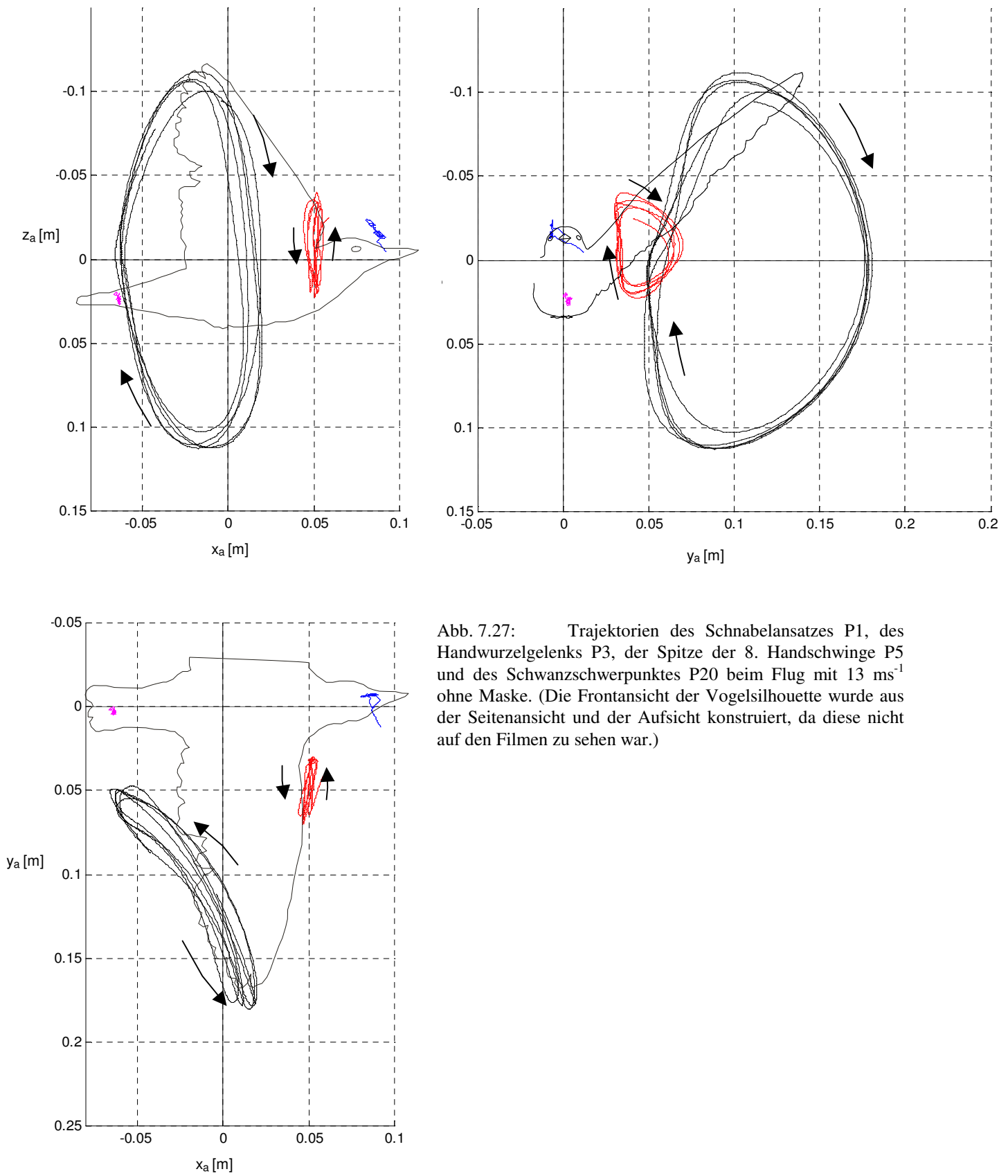


Abb. 7.27: Trajektorien des Schnabelansatzes P1, des Handwurzelgelenks P3, der Spitze der 8. Handschwinge P5 und des Schwanzschwerpunktes P20 beim Flug mit 13 ms^{-1} ohne Maske. (Die Frontansicht der Vogelsilhouette wurde aus der Seitenansicht und der Aufsicht konstruiert, da diese nicht auf den Filmen zu sehen war.)

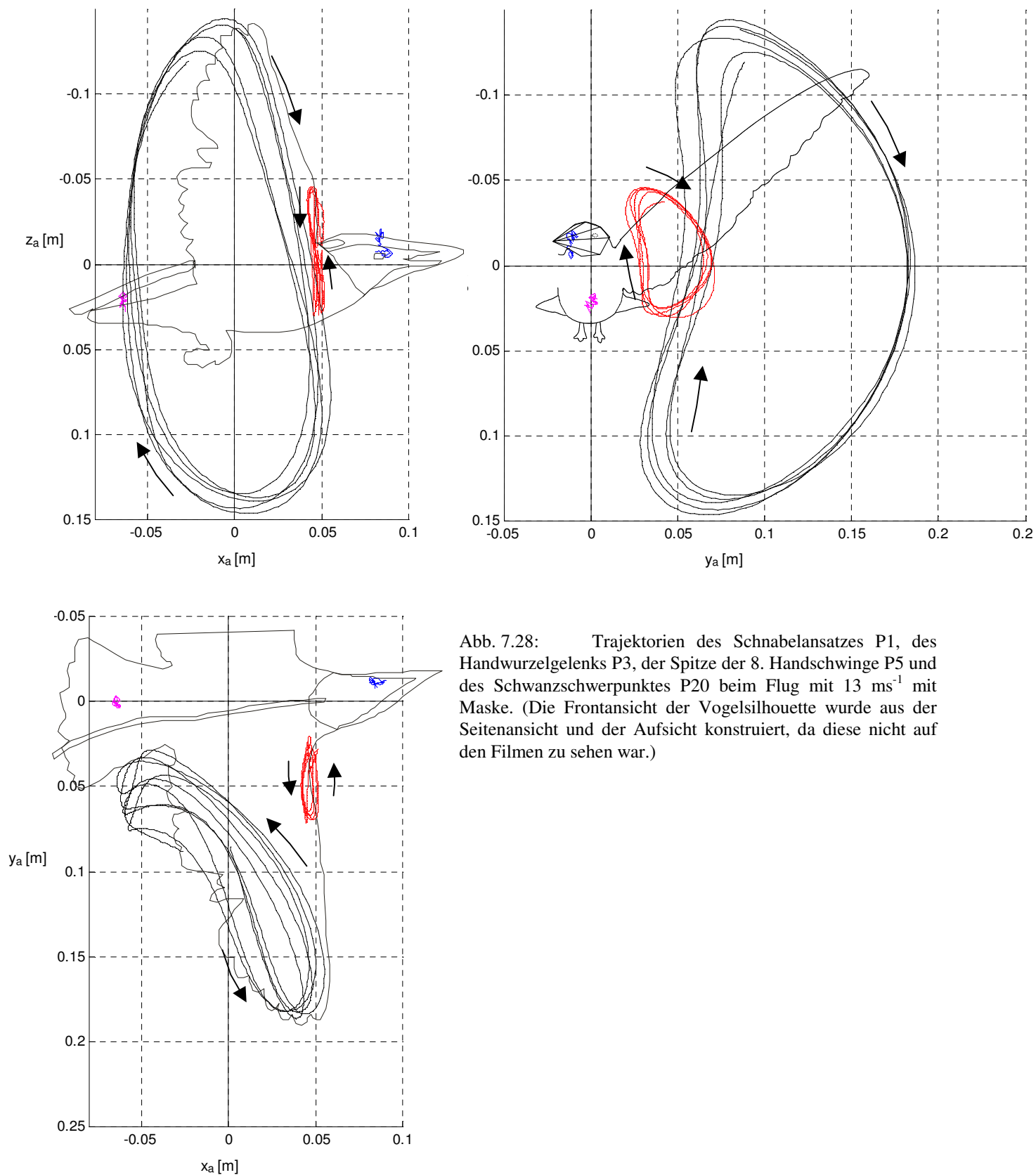


Abb. 7.28: Trajektorien des Schnabelansatzes P1, des Handwurzelgelenks P3, der Spitze der 8. Handschwinge P5 und des Schwanzschwerpunktes P20 beim Flug mit 13 ms^{-1} mit Maske. (Die Frontansicht der Vogelsilhouette wurde aus der Seitenansicht und der Aufsicht konstruiert, da diese nicht auf den Filmen zu sehen war.)

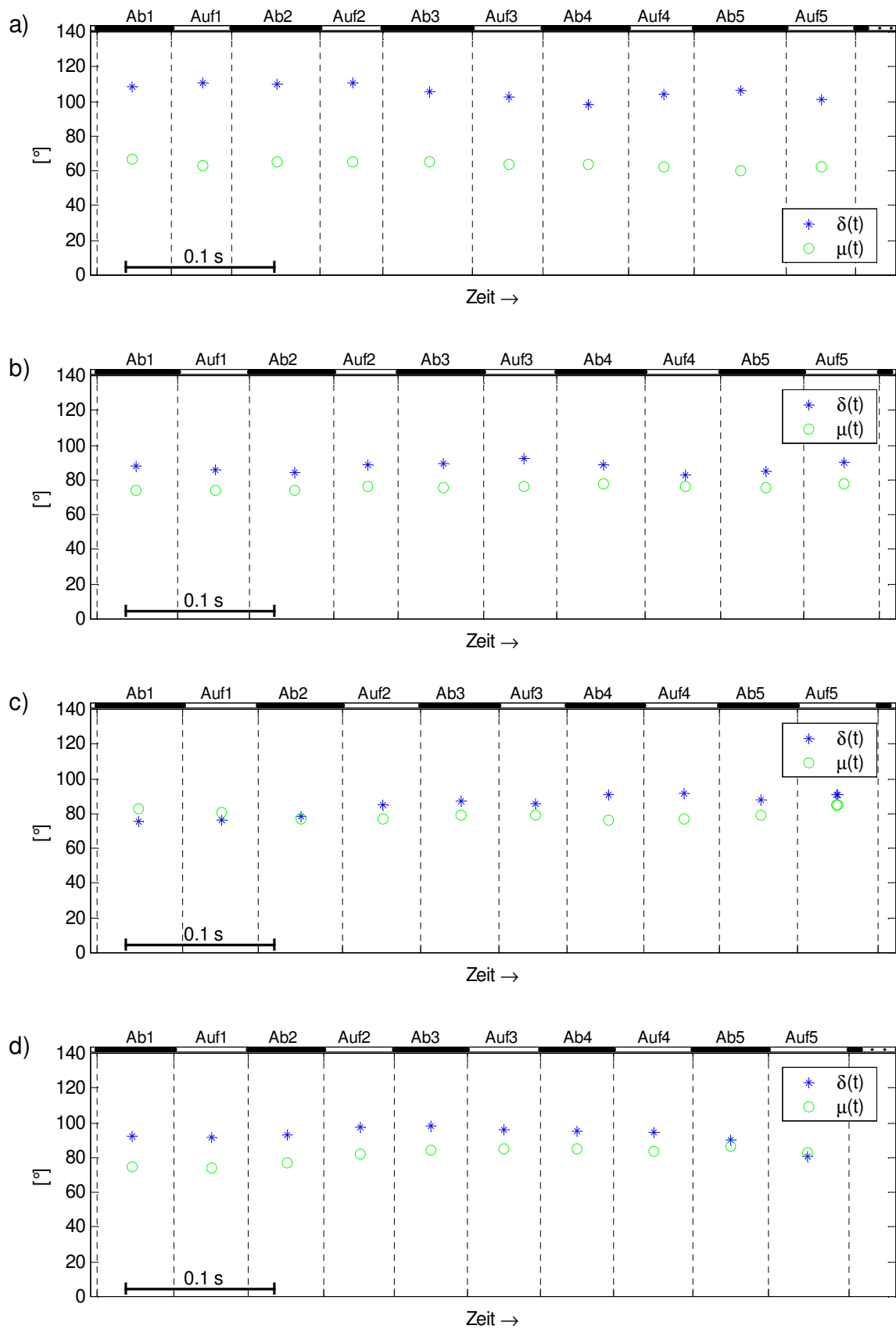


Abb. 7.29: Flügelschlagamplitude, $\delta(t)$, und mittlere Schlagneigung gegen die Horizontale, $\mu(t)$, Flüge ohne Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

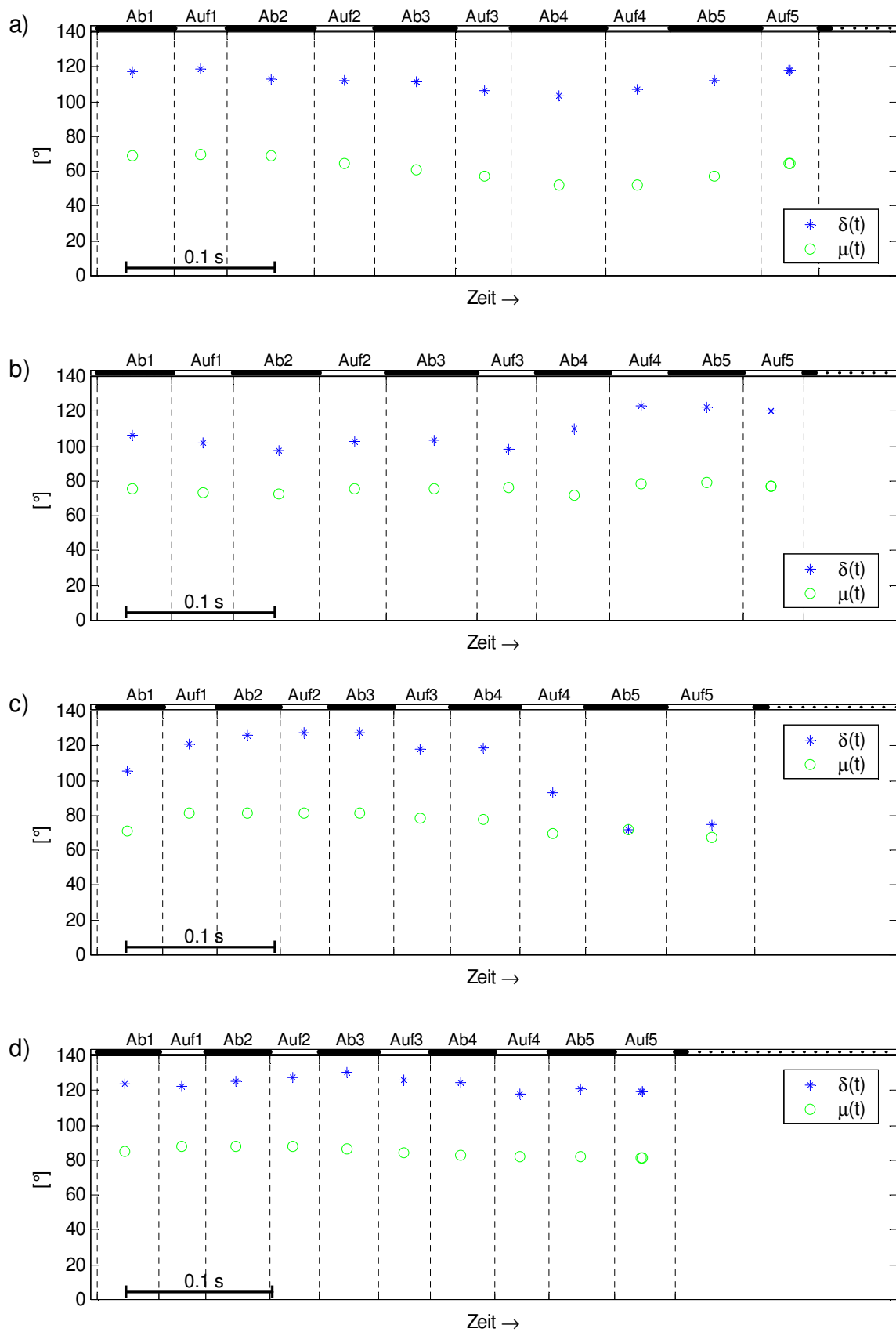


Abb. 7.30: Flügelschlagamplitude, $\delta(t)$, und mittlere Schlagneigung gegen die Horizontale, $\mu(t)$, Flüge mit Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1} . Der Flug mit $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ fällt etwas aus der Reihe, da die Amplitude im vierten Flügelschlag und vor allem im fünften Flügelschlag drastisch verkleinert wird, der Vogel wechselt vom Schlagflug in den Gleitflugteil über.

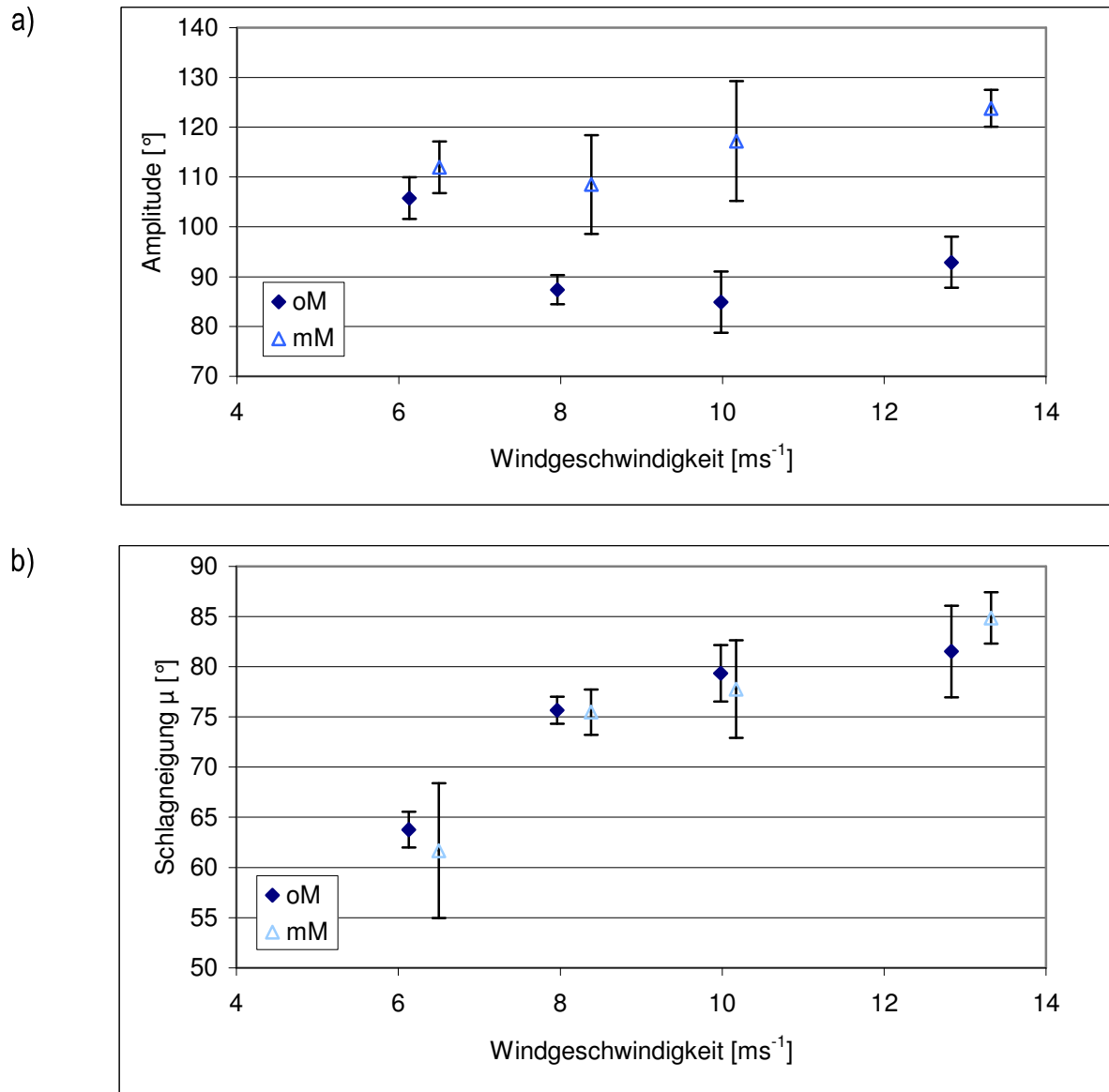


Abb. 7.31: a) Flügelschlagamplitude, $\delta(v_w)$ und b) mittlere Schlagneigung gegen die Horizontale, $\mu(v_w)$, als Funktion der Windgeschwindigkeit v_w . Dargestellt sind die Mittelwerte der einzelnen Auf- und Abschlagswerte. oM: Flüge ohne Maske, mM: Flüge mit Maske. Beim Flug mit $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske wurden die Amplituden/Schlagneigungen des fünften Flügelschlages nicht in die Mittelwertberechnungen einbezogen, da der Star zum Gleitflug überwechselt.

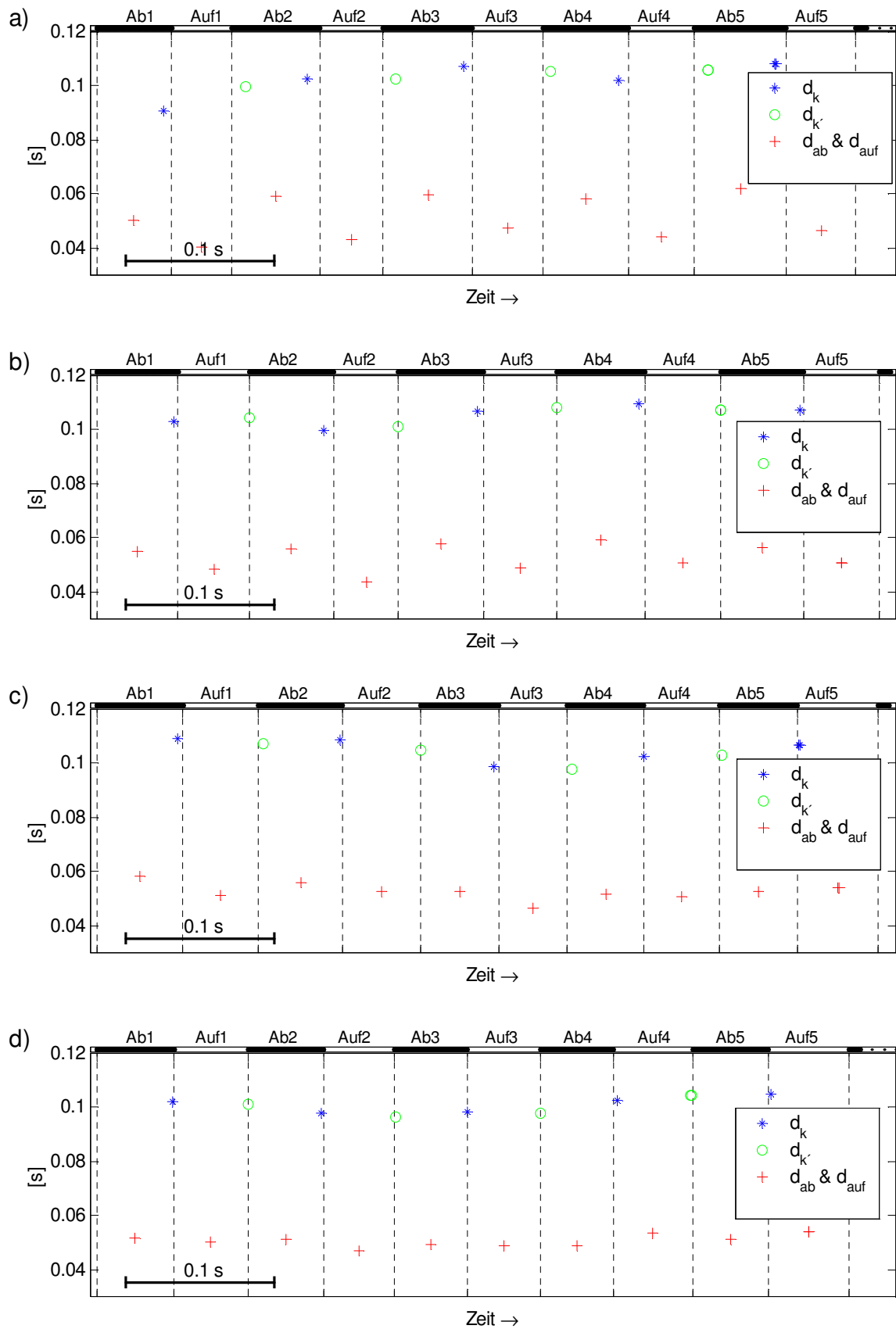


Abb. 7.32: Flügelschlagdauern, d_k und $d_{k'}$, sowie Flügelauf- und -abschlagdauer, d_{ab} und d_{auf} , Flüge ohne Maske. Die Flügelschlagdauer, d_k , umfasst einen Abschlag und den darauffolgenden Aufschlag, $d_{k'}$ umfasst einen Flügelaufschlag und den darauffolgenden Abschlag. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

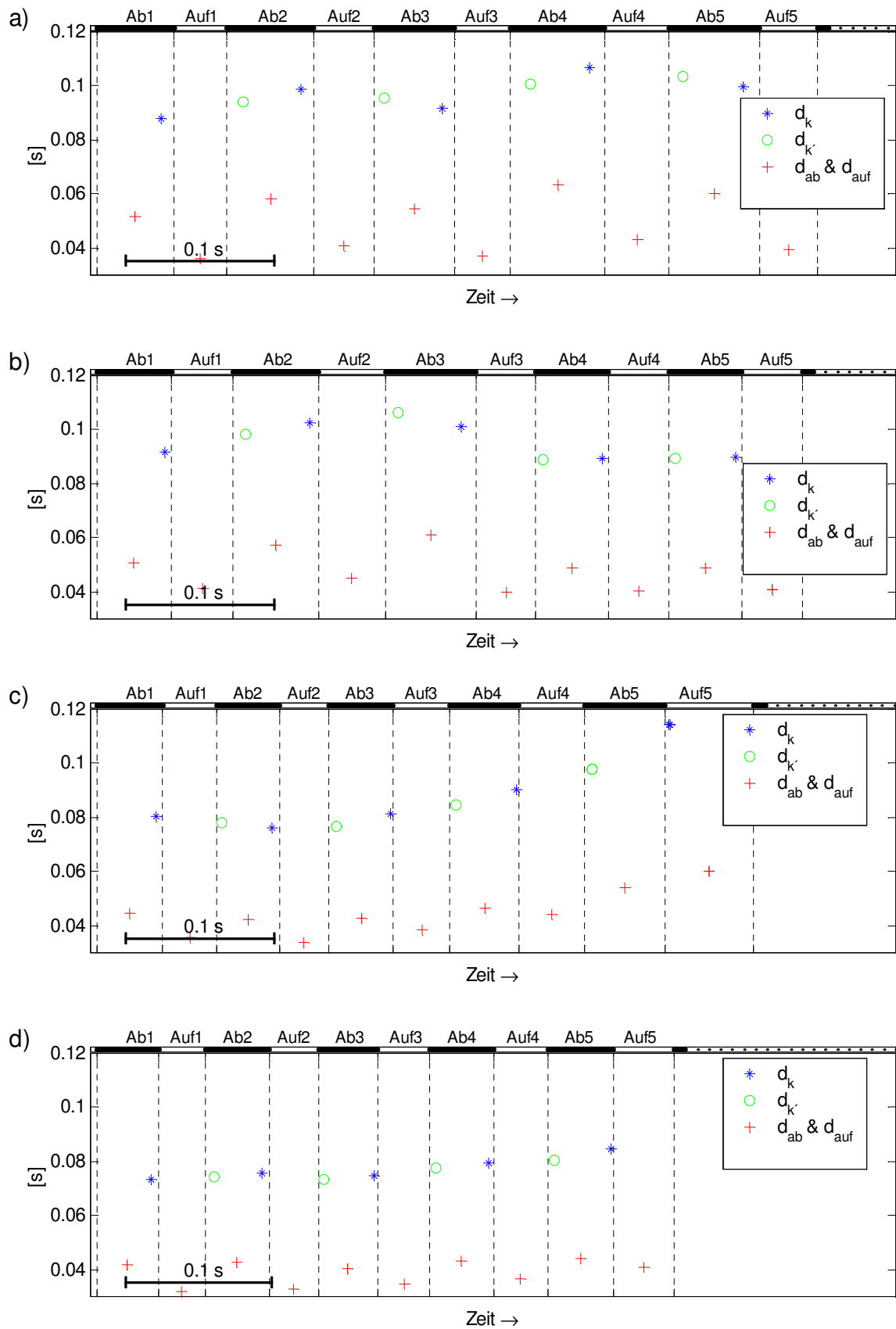


Abb. 7.33: Flügelschlagdauern, d_k und $d_{k'}$, sowie Flügelab- und -aufschlagdauer, d_{ab} und d_{auf} , Flüge mit Maske. Die Flügelschlagdauer, d_k , umfasst einen Abschlag und den darauffolgenden Aufschlag, $d_{k'}$ umfasst einen Flügelaufschlag und den darauffolgenden Abschlag. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

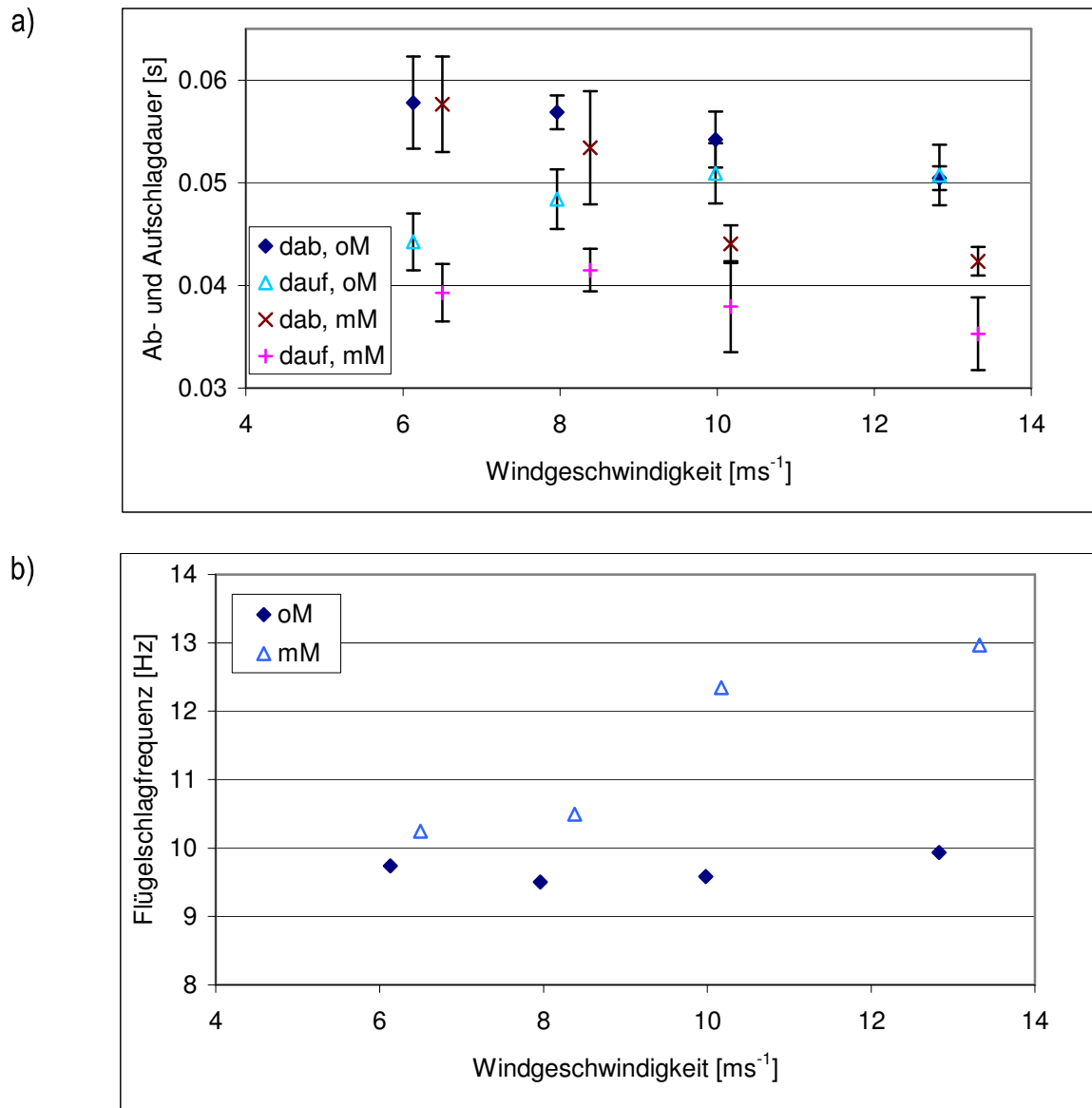


Abb. 7.34: a) Ab- und Aufschlagdauern, $d_{ab}(v_w)$ bzw. $d_{auf}(v_w)$. Dargestellt sind die Mittelwerte der Auf- und Abschlagswerte sowie die Standardabweichungen. b) mittlere Flügelschlagfrequenz $f_k(v_w)$ als Funktion der Windgeschwindigkeit v_w . Dargestellt sind die Mittelwerte der Auf- und Abschlagswerte der Flügelschlagfrequenzen. oM: Flüge ohne Maske, mM: Flüge mit Maske. Beim Flug mit $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske wurde der fünfte Flügelschlag nicht in die Mittelwertberechnungen einbezogen, da der Star zum Gleitflug überwechselt.

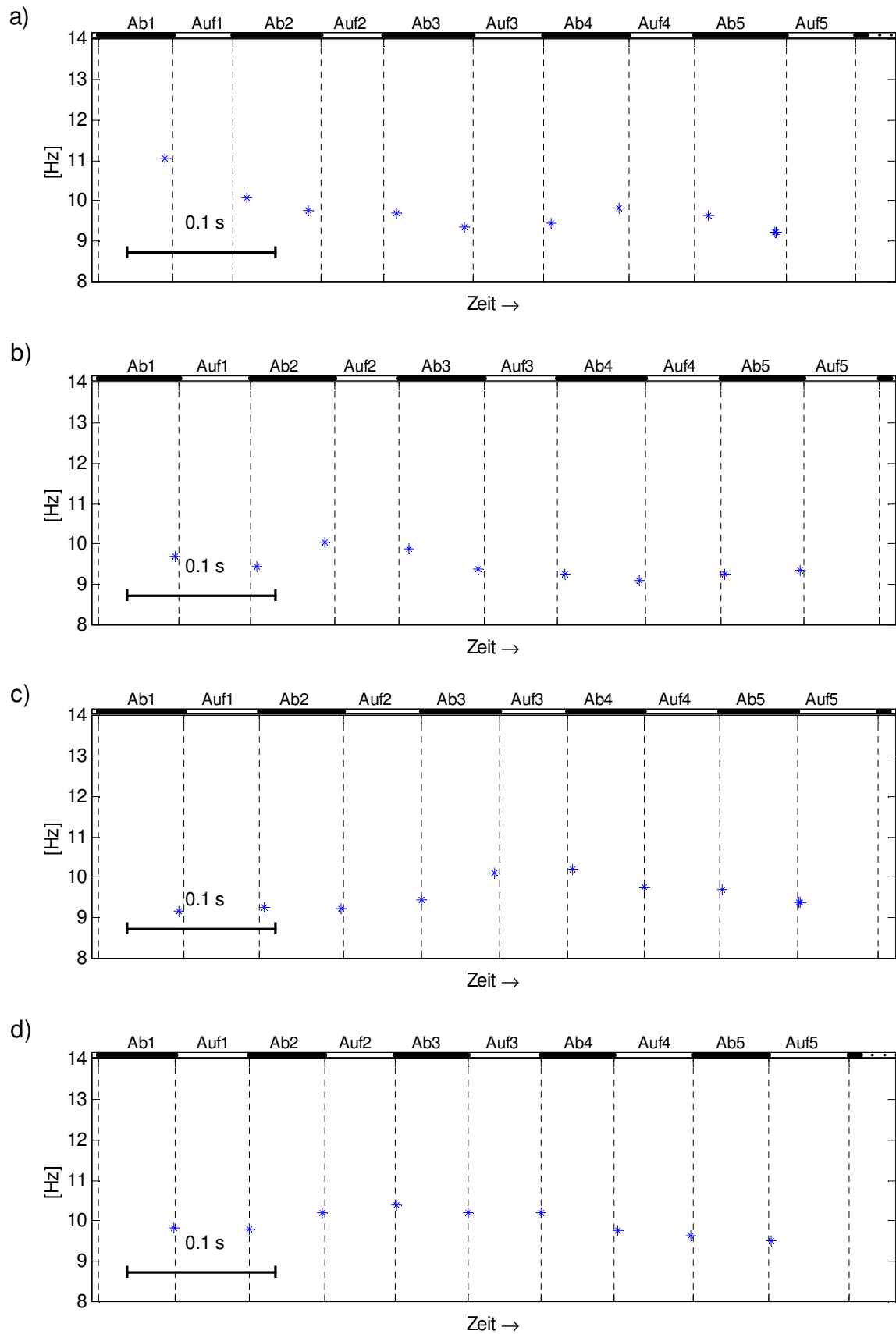


Abb. 7.35: Momentane Flügelschlagfrequenzen, f_k und $f_{k'}$, Flüge ohne Maske. Die in der Mitte von Ab- und Aufschlag eingezeichneten Punkte umfassen einen Ab- und den folgenden Aufschlag (f_k), die in der Mitte von Auf- und Abschlagn eingetragenen Punkte umfassen einen Auf- und den folgenden Abschlagn ($f_{k'}$). a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

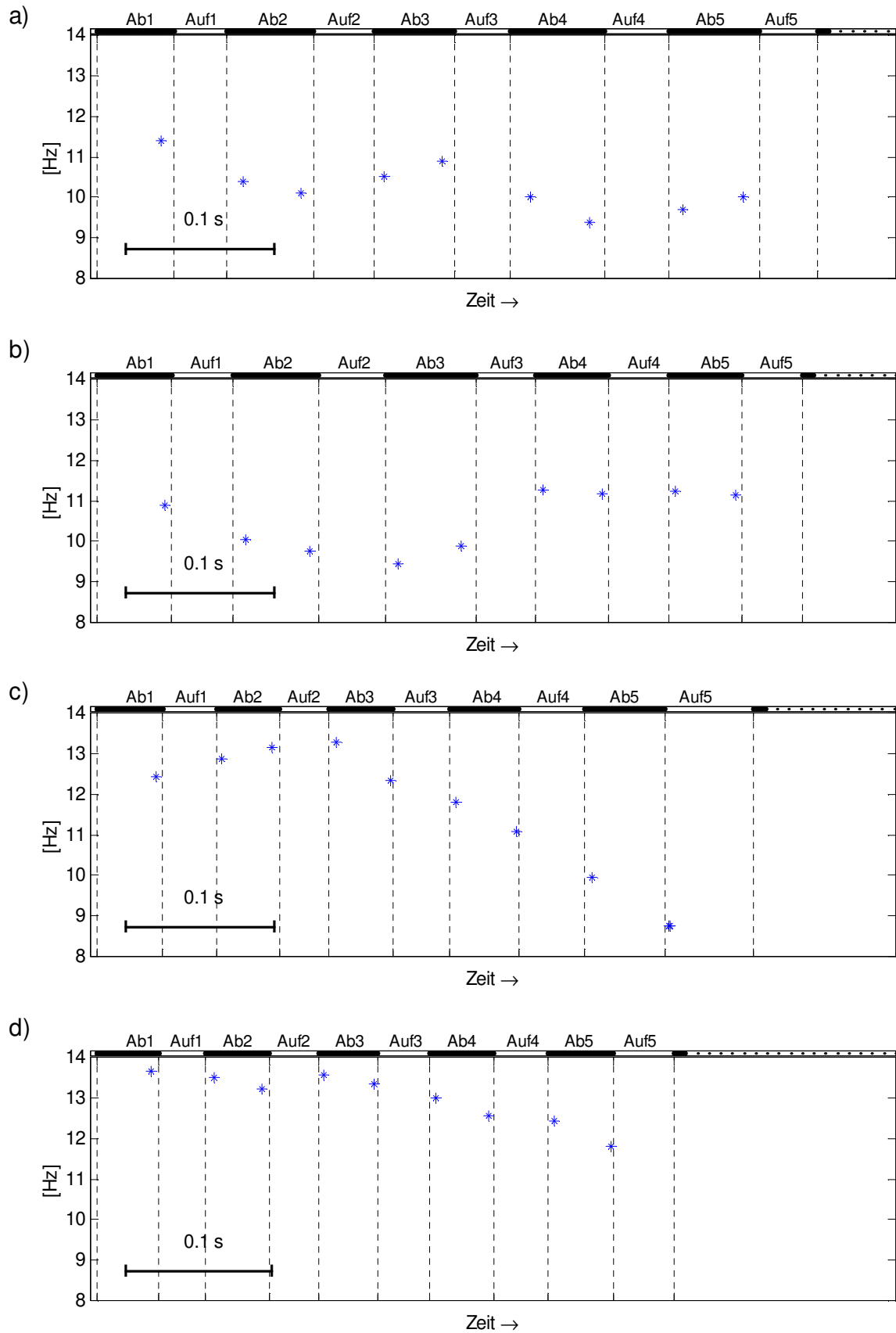


Abb. 7.36: Momentane Flügelschlagfrequenzen, f_k und f_k' , Flüge mit Maske. Die in der Mitte von Ab- und Aufschlag eingezeichneten Punkte umfassen einen Ab- und den folgenden Aufschlag (f_k), die in der Mitte von Auf- und Abschlagen eingezeichneten Punkte umfassen einen Auf- und den folgenden Abschlagen (f_k'). a) 6 ms⁻¹ b) 8 ms⁻¹ c) 10 ms⁻¹ d) 13 ms⁻¹

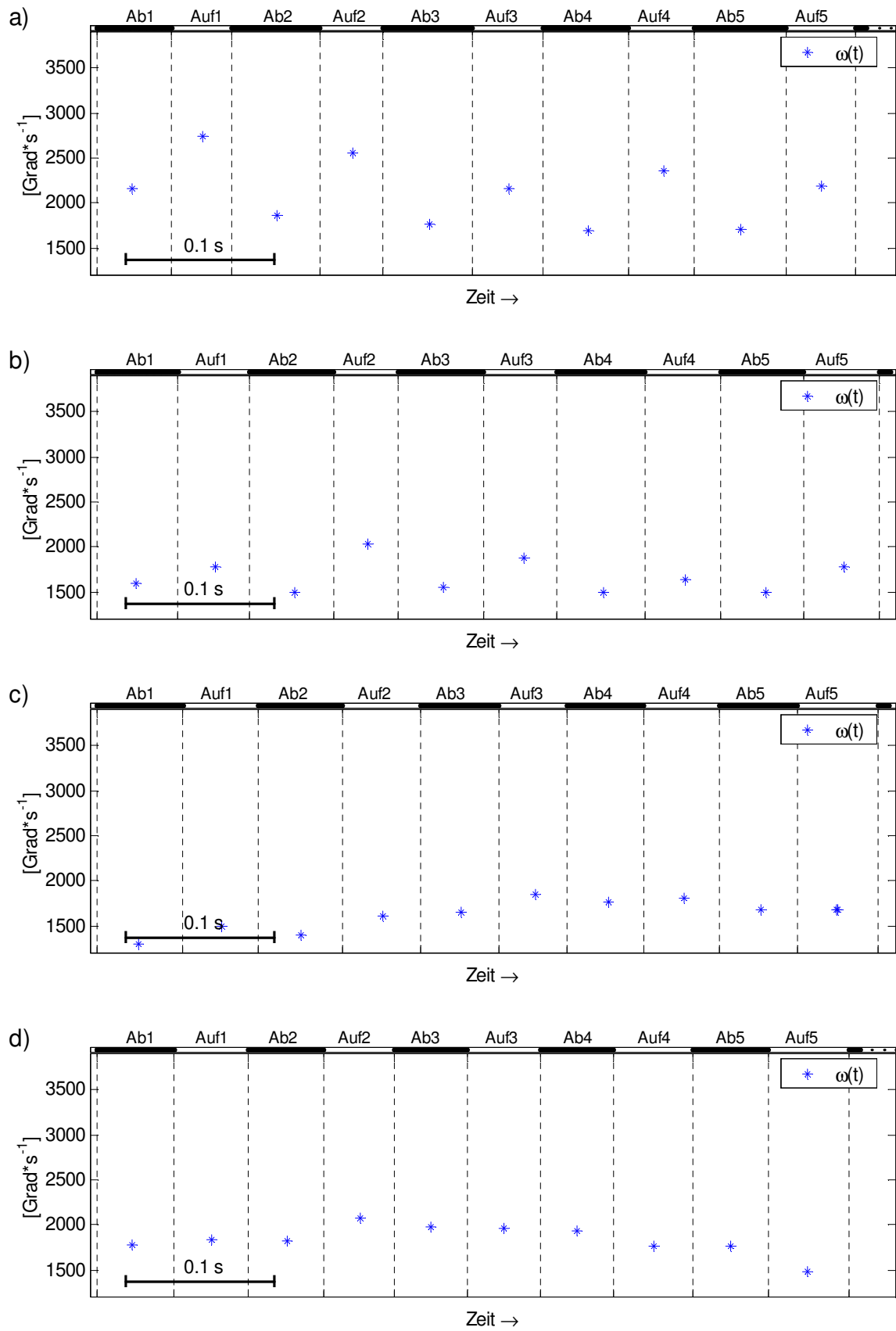


Abb. 7.37: Mittlere Schlagwinkelgeschwindigkeit, $\omega(t)$, Flüge ohne Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

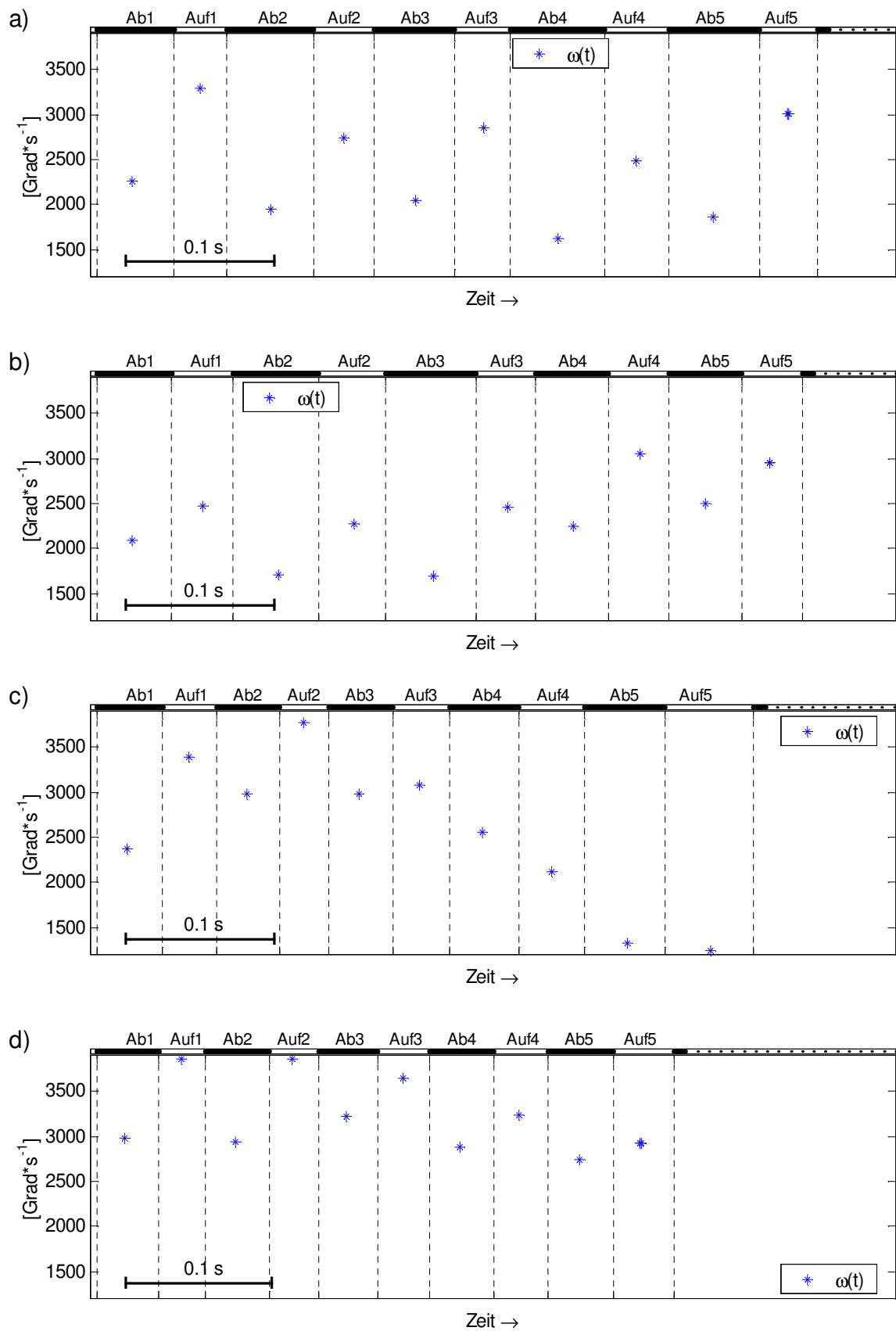


Abb. 7.38: Mittlere Schlagwinkelgeschwindigkeit, $\omega(t)$, Flüge mit Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

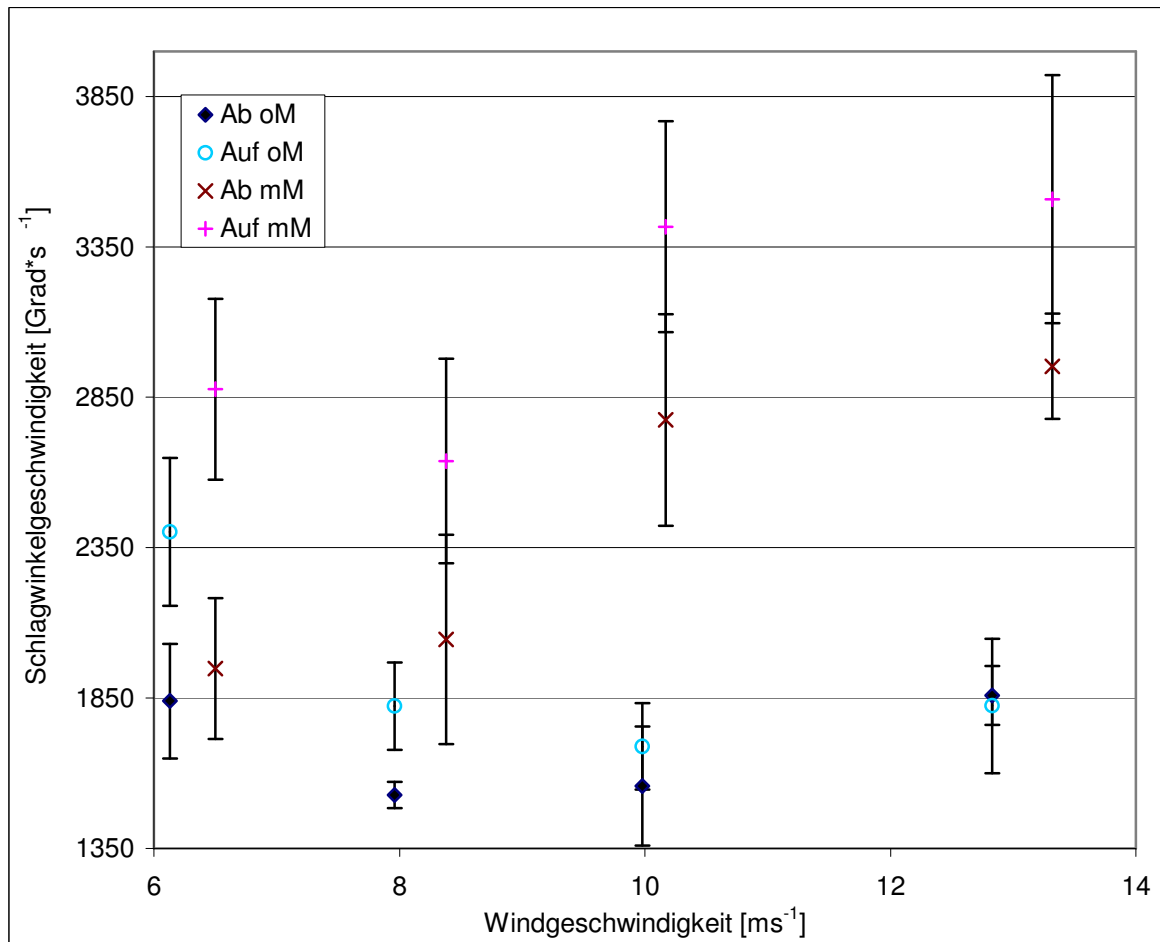


Abb. 7.39: Mittlere Schlagwinkelgeschwindigkeit, $\omega(v_w)$, als Funktion der Windgeschwindigkeit v_w . Dargestellt sind die Mittelwerte der Auf- und Abschlagswerte sowie die Standardabweichungen. Ab: Abschlag; Auf: Aufschlag; oM: Flüge ohne Maske; mM: Flüge mit Maske. Beim Flug mit $v_w = 10 \text{ ms}^{-1}$ mit Maske wurde der vierte und fünfte Flügelschlag nicht in die Mittelwertberechnungen einbezogen, da der Star zum Gleitflug überwechselt.

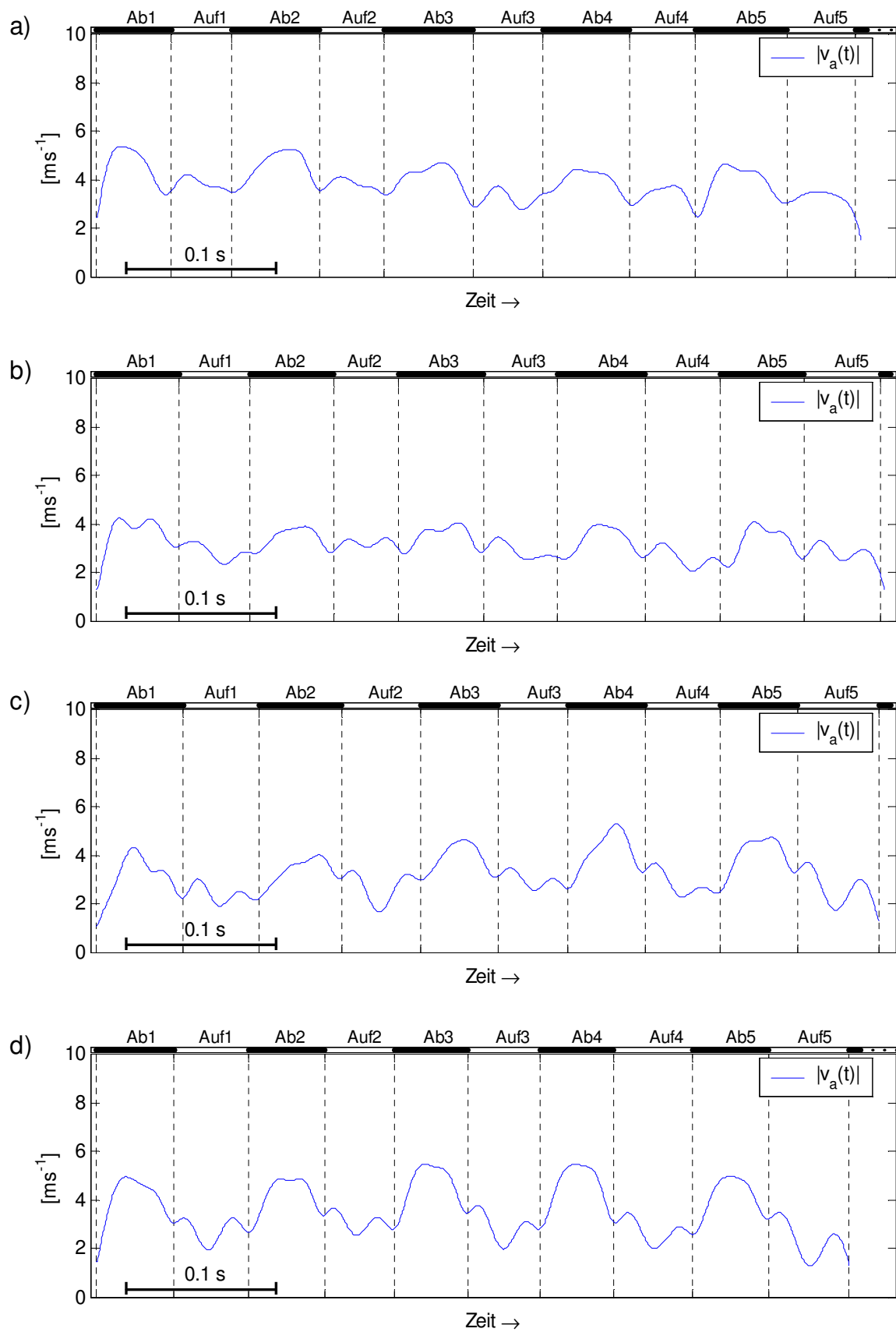


Abb. 7.40: Betrag der Raumgeschwindigkeit des Schwerpunktes des Handfittichs im azimutfesten Achsensystem, $|v_a(t)|$, Flüge ohne Maske. a) 6 ms⁻¹ b) 8 ms⁻¹ c) 10 ms⁻¹ d) 13 ms⁻¹

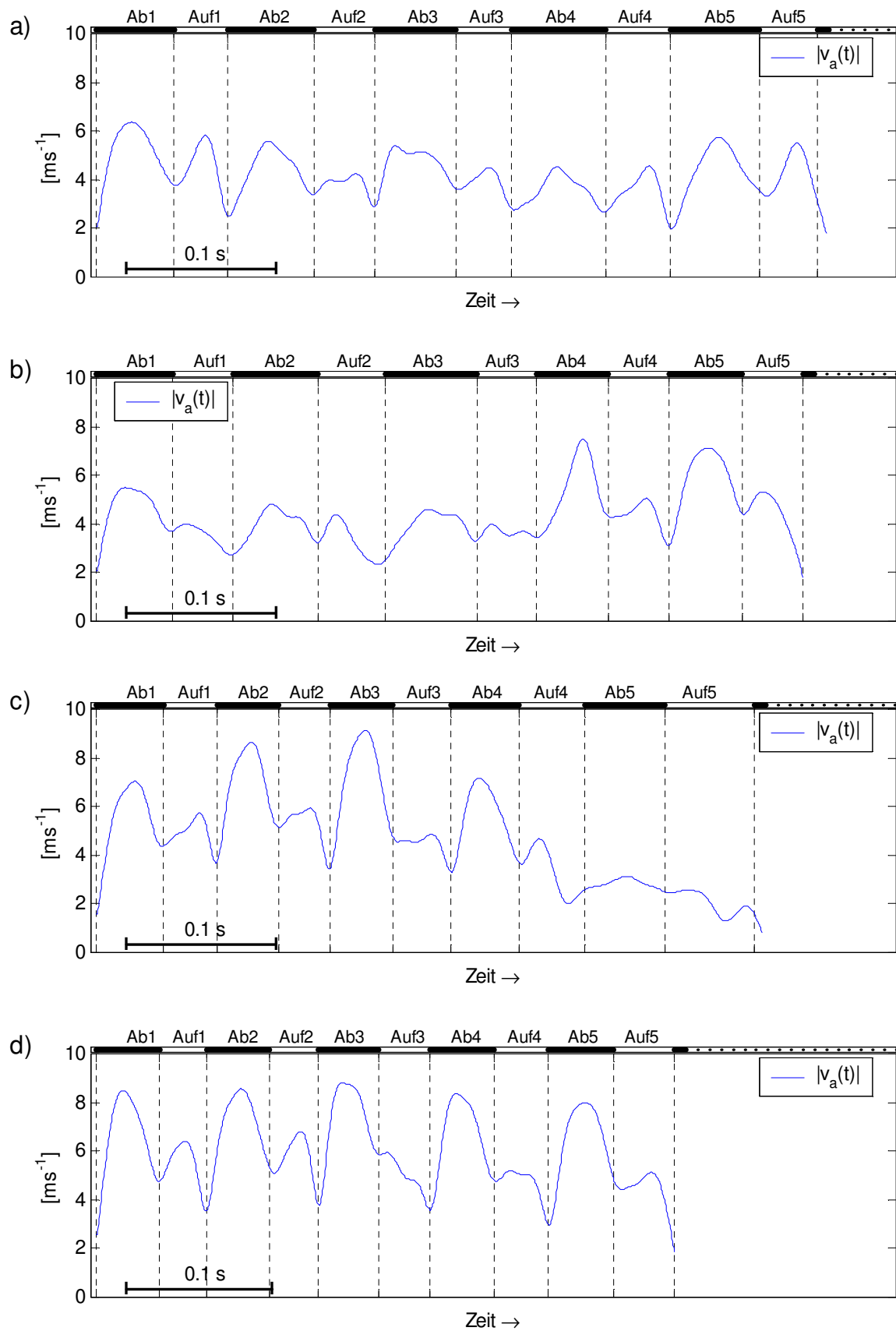


Abb. 7.41: Betrag der Raumgeschwindigkeit des Schwerpunktes des Handfittichs im azimutfesten Achsensystem, $|v_a(t)|$, Flüge mit Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

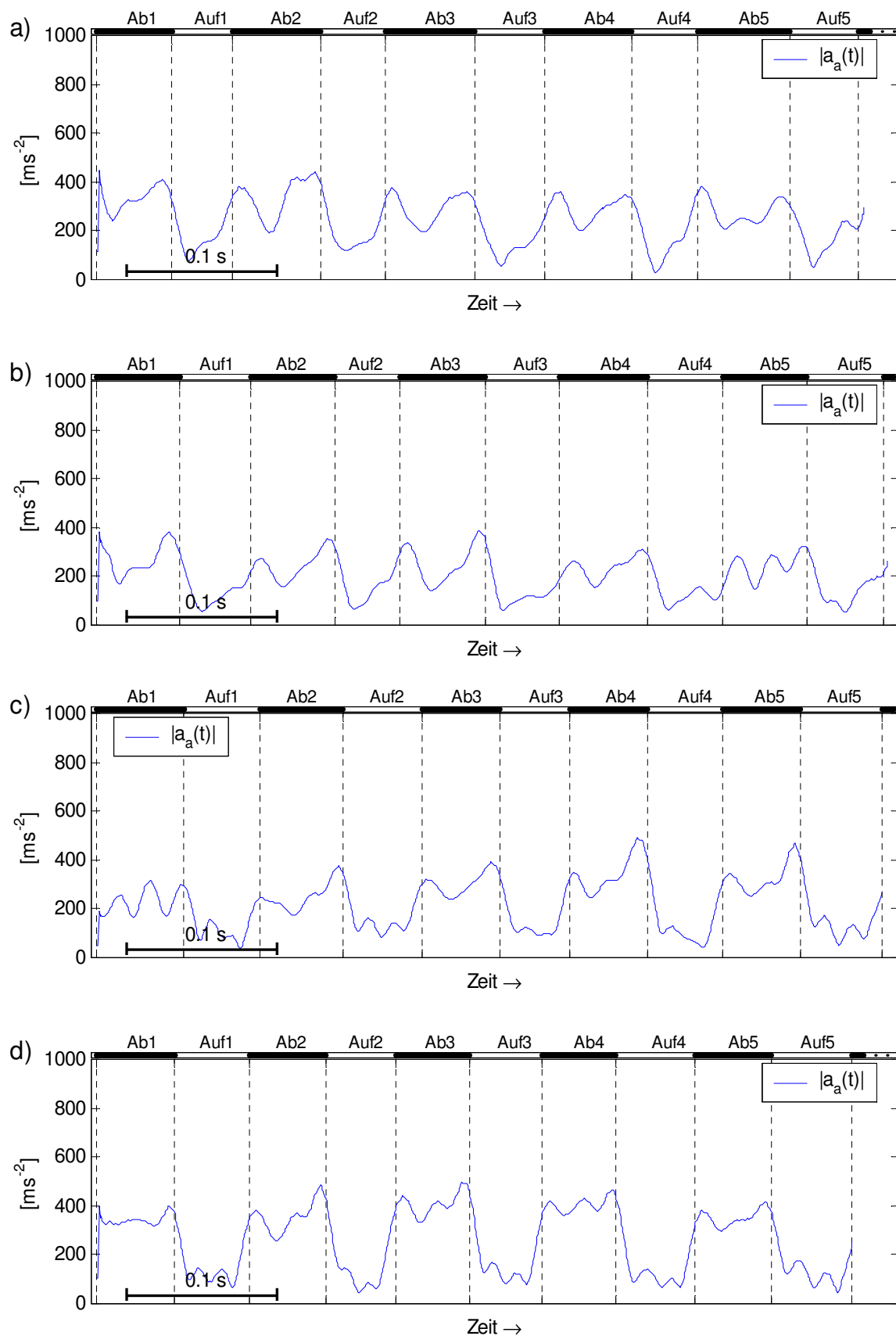


Abb. 7.42: Betrag der Raumbeschleunigung des Schwerpunktes des Handfittichs im azimutfesten Achsensystem, $|a_a(t)|$, Flüge ohne Maske. a) 6 ms⁻¹ b) 8 ms⁻¹ c) 10 ms⁻¹ d) 13 ms⁻¹

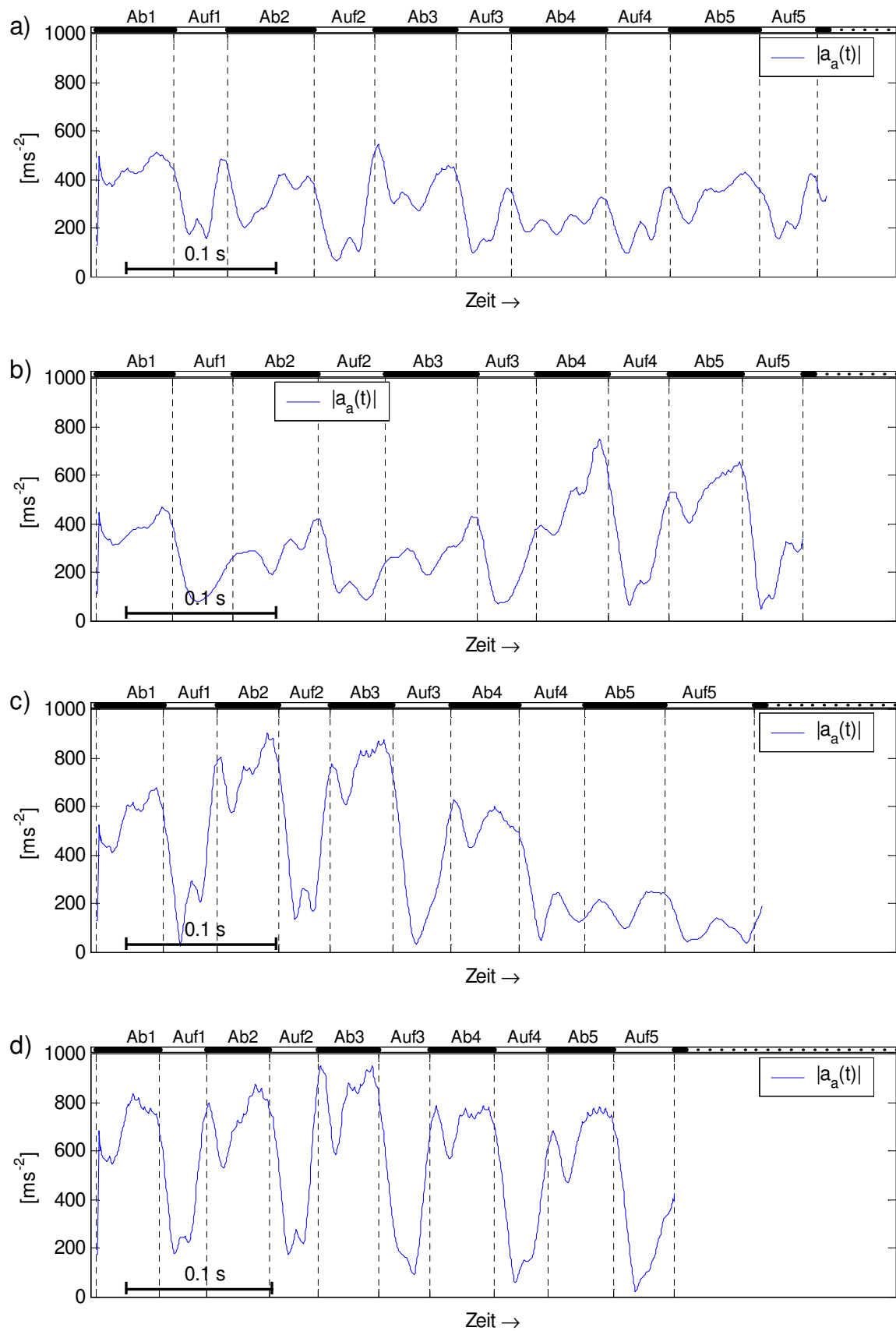


Abb. 7.43: Betrag der Raumbeschleunigung des Schwerpunktes des Handfittch im azimutfesten Achsensystem, $|a_a(t)|$, Flüge mit Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

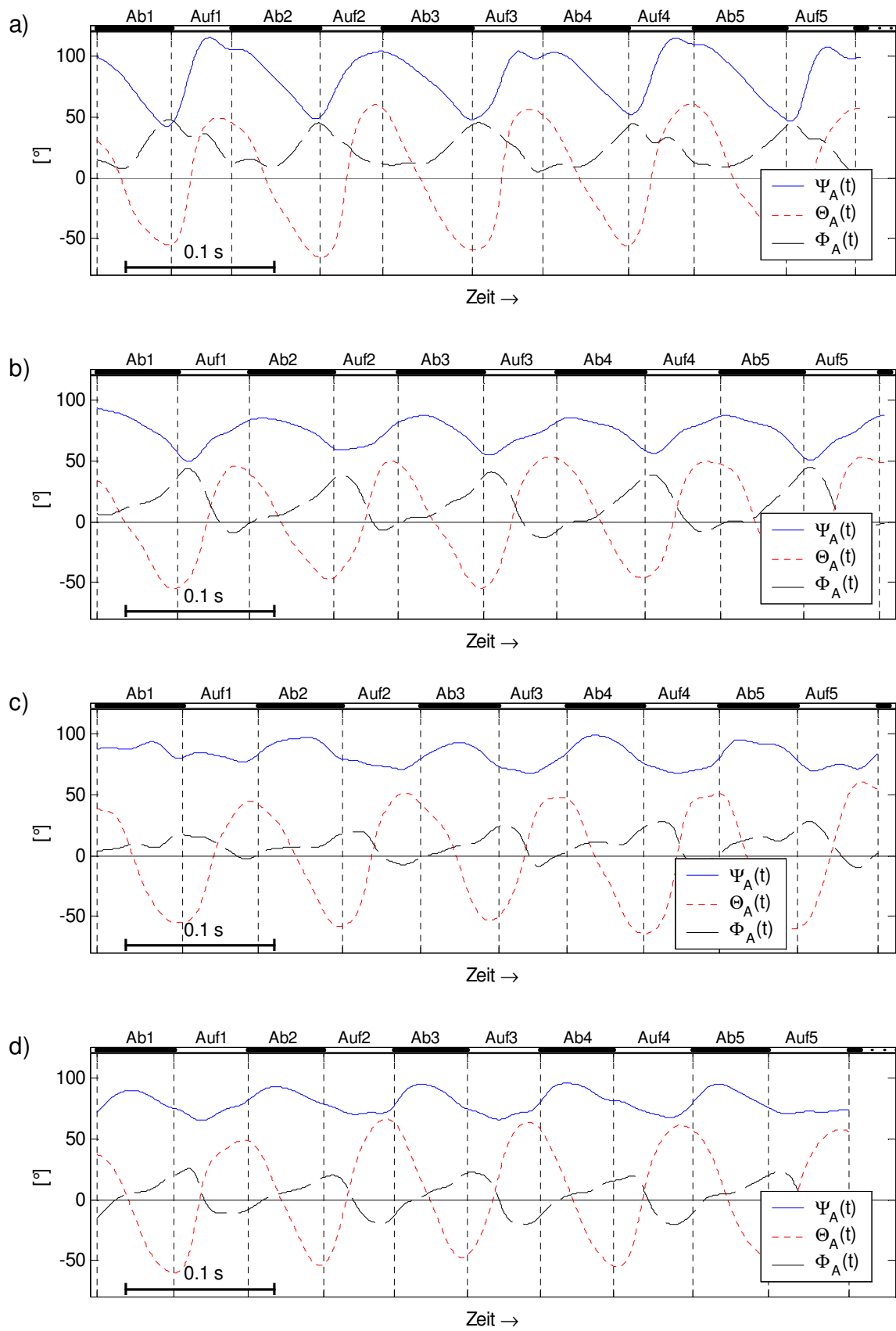


Abb. 7.44: Eulerwinkel des Armfittichs, Flüge ohne Maske: Armazimut, $\Psi_A(t)$, Armlängsneigungswinkel, $\Theta_A(t)$, und Armhängewinkel, $\Phi_A(t)$. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

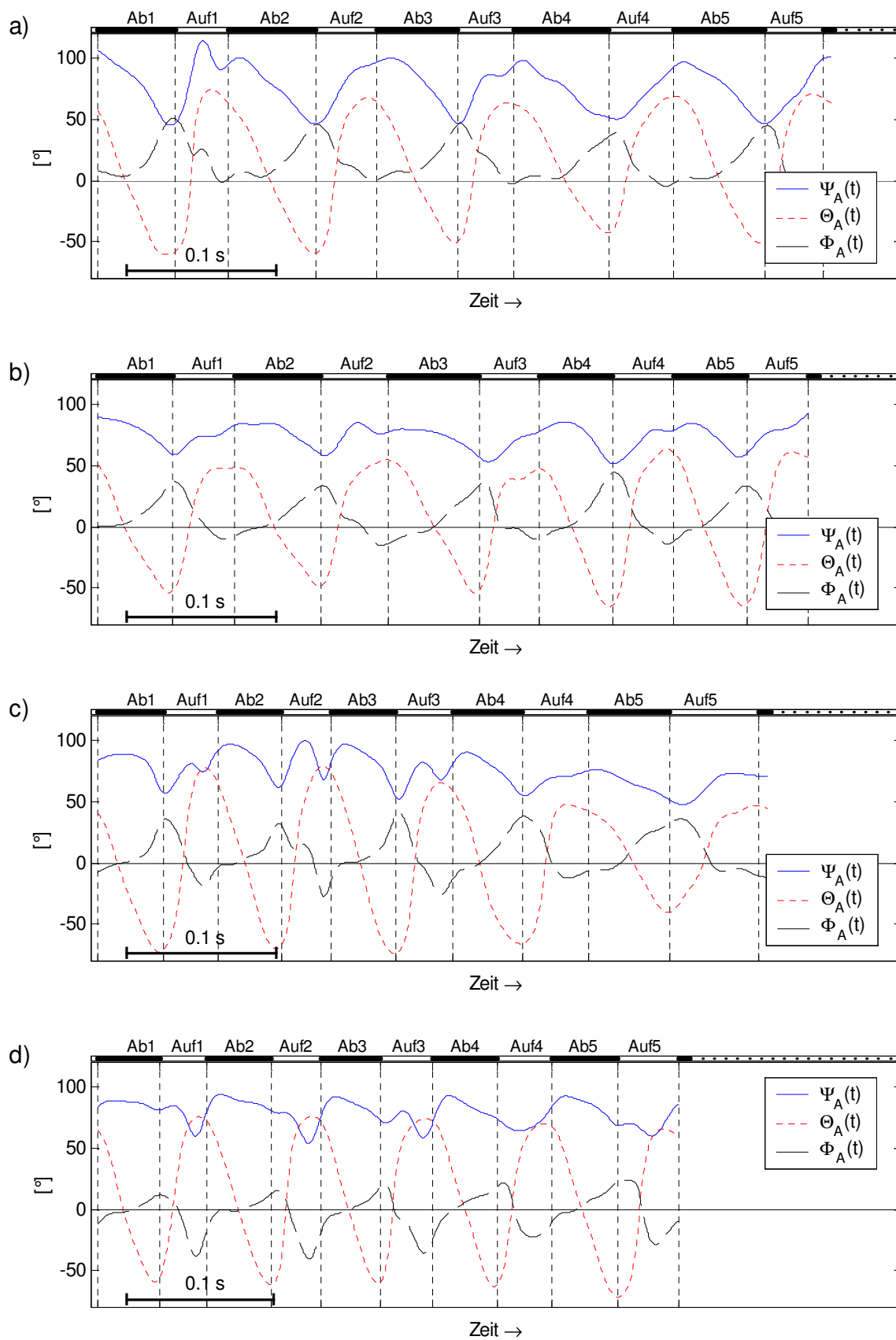


Abb. 7.45: Eulerwinkel des Armfittichs, Flüge mit Maske: Armazimut, $\Psi_A(t)$, Armlängsneigungswinkel, $\Theta_A(t)$, und Armhängewinkel, $\Phi_A(t)$. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

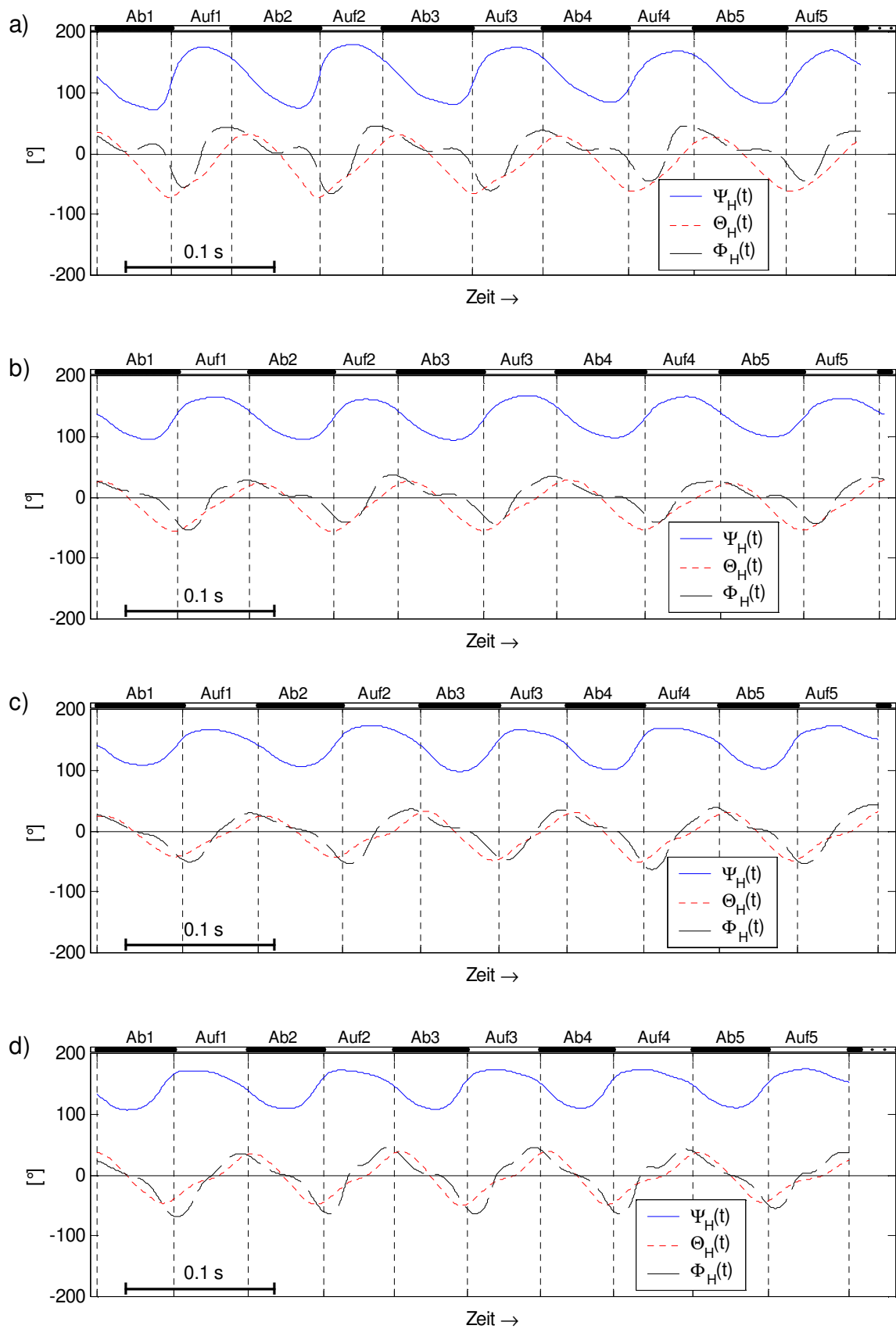


Abb. 7.46: Eulerwinkel des Handfittichs, Flüge ohne Maske: Handazimut, $\Psi_H(t)$, Handlängsneigungswinkel, $\Theta_H(t)$, und Handhängewinkel, $\Phi_H(t)$. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

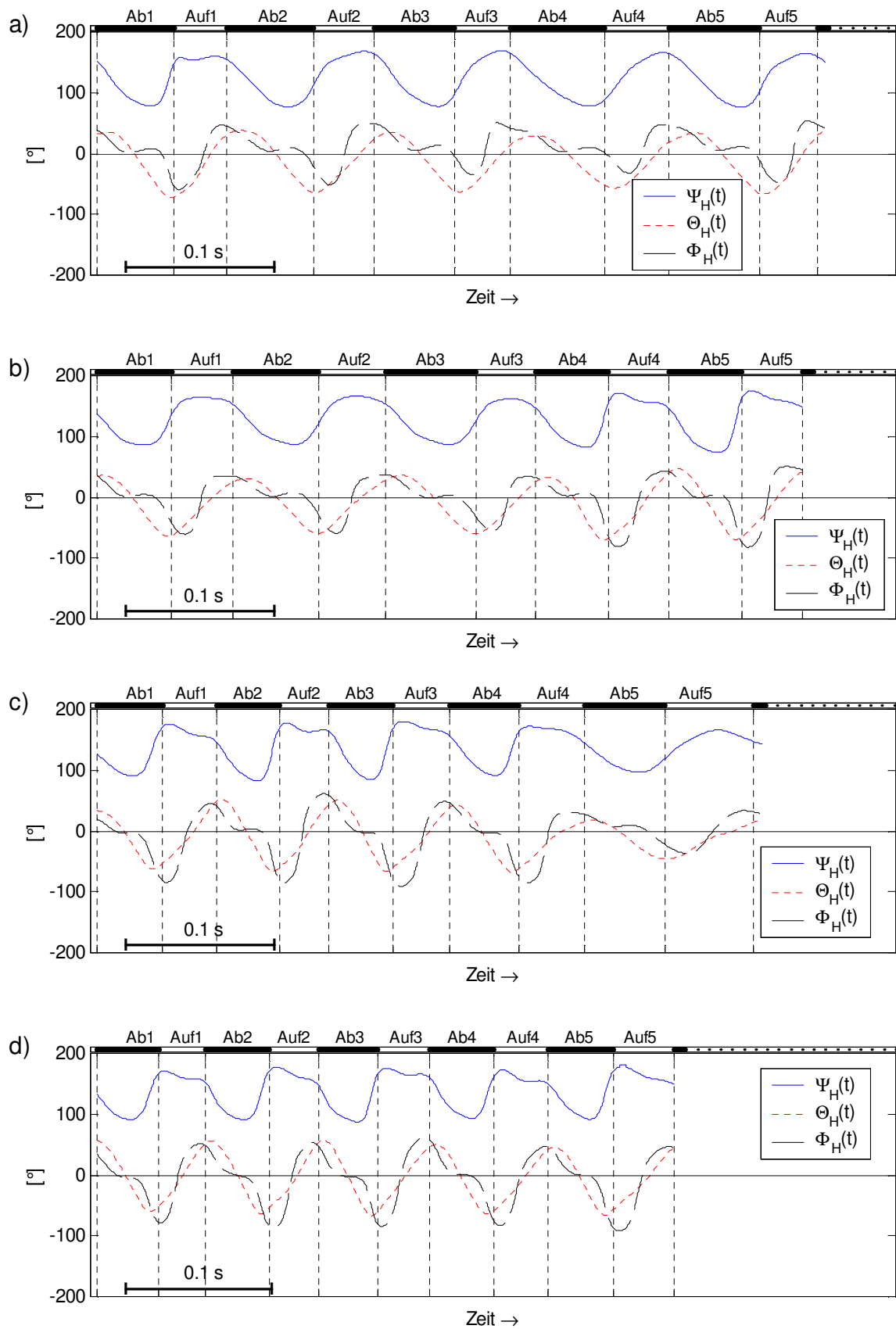


Abb. 7.47: Eulerwinkel des Handfittichs, Flüge mit Maske: Handazimut, $\Psi_H(t)$, Handlängsneigungswinkel, $\Theta_H(t)$, und Handhängewinkel, $\Phi_H(t)$. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

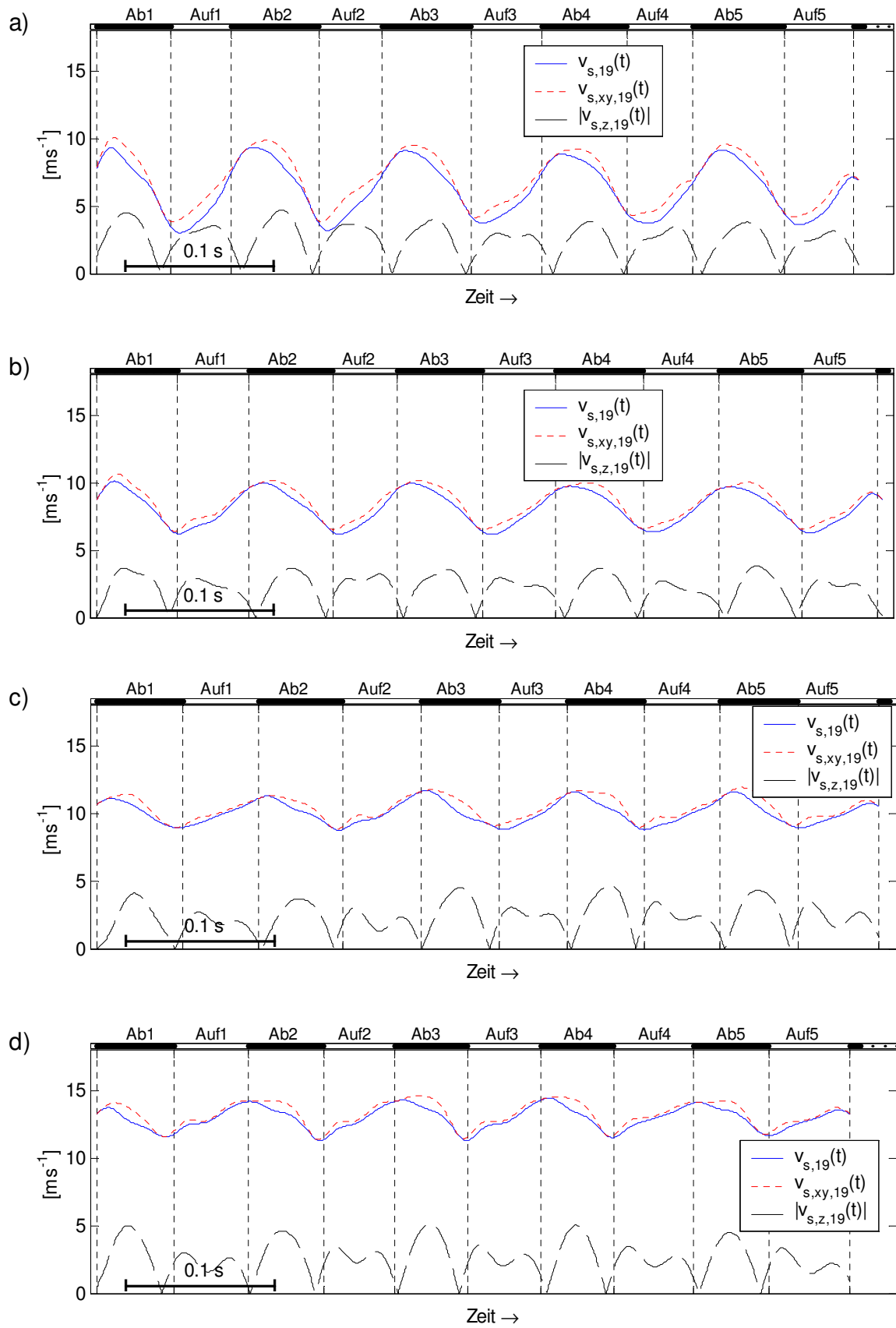


Abb. 7.48: Schlaggeschwindigkeit des Handfittichs, $v_{s,19}(t)$, mit horizontaler und vertikaler Komponente, $v_{s,xy,19}(t)$ und $|v_{s,z,19}(t)|$, Flüge ohne Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

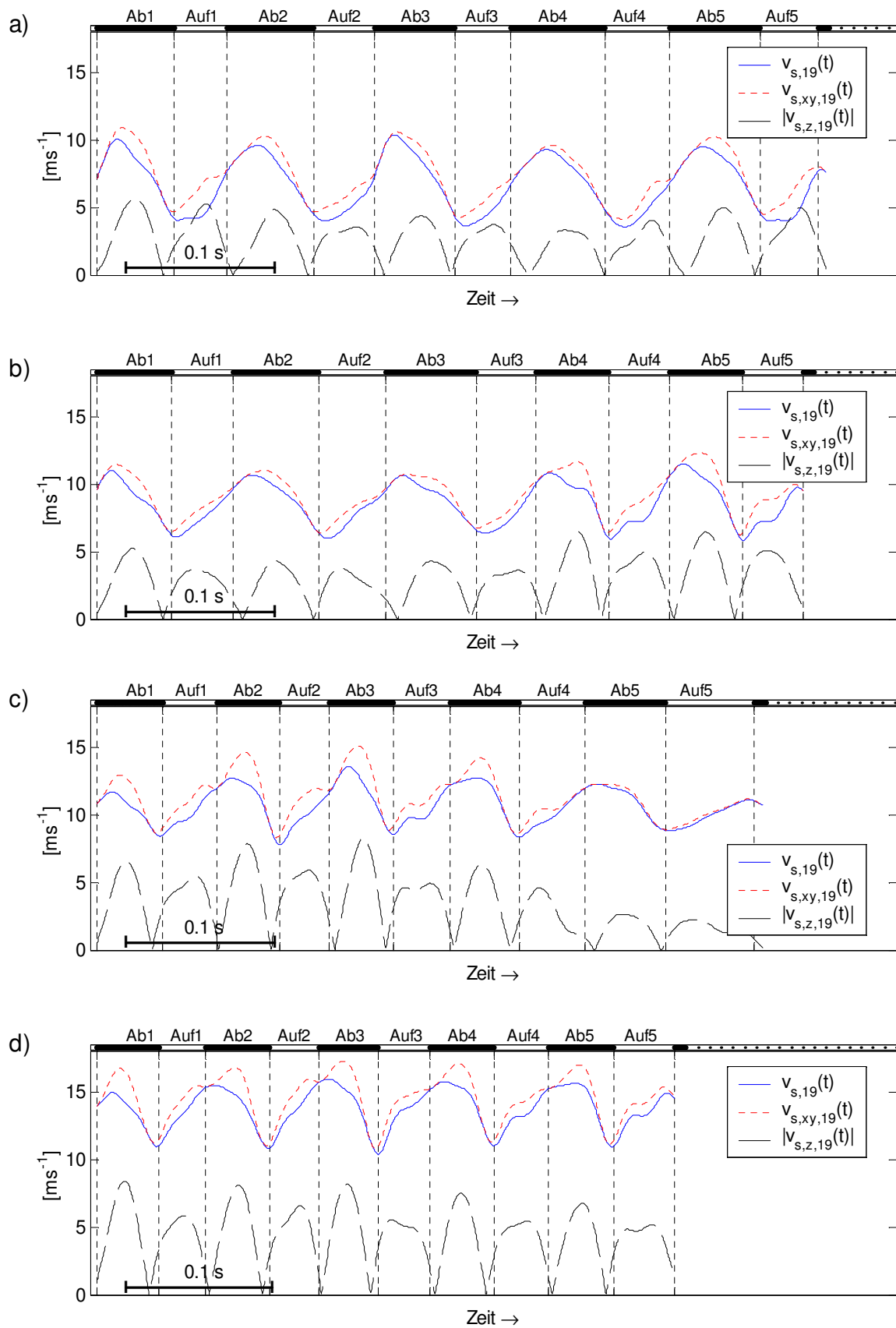


Abb. 7.49: Schlaggeschwindigkeit des Handfittichs, $v_{s,19}(t)$, mit horizontaler und vertikaler Komponente, $v_{s,xy,19}(t)$ und $|v_{s,z,19}(t)|$, Flüge mit Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

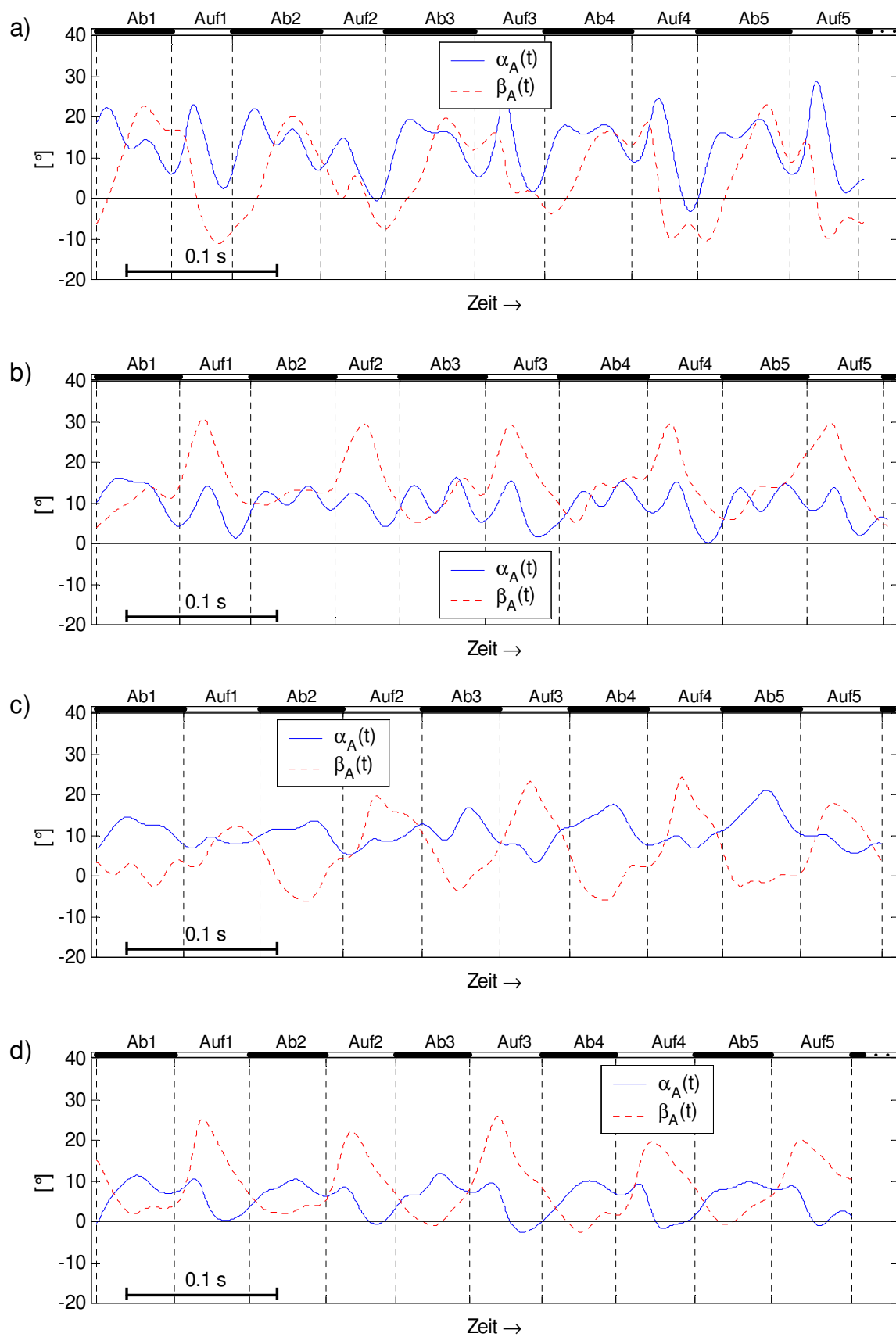


Abb. 7.50: Anstellwinkel, $\alpha_A(t)$, und Schiebewinkel, $\beta_A(t)$, des Armfittichs, Flüge ohne Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

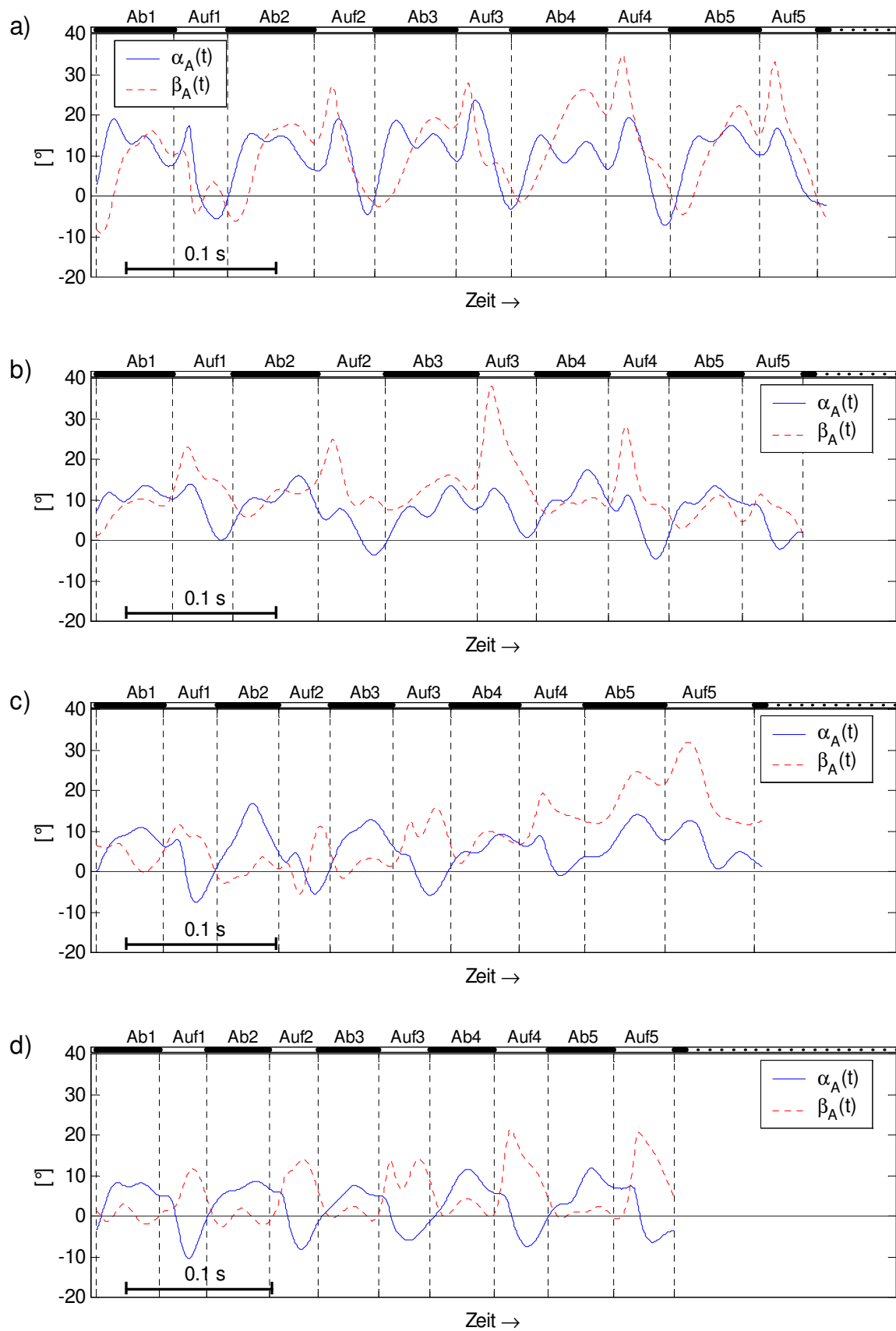


Abb. 7.51: Anstellwinkel, $\alpha_A(t)$, und Schiebewinkel, $\beta_A(t)$, des Armfittichs, Flüge mit Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

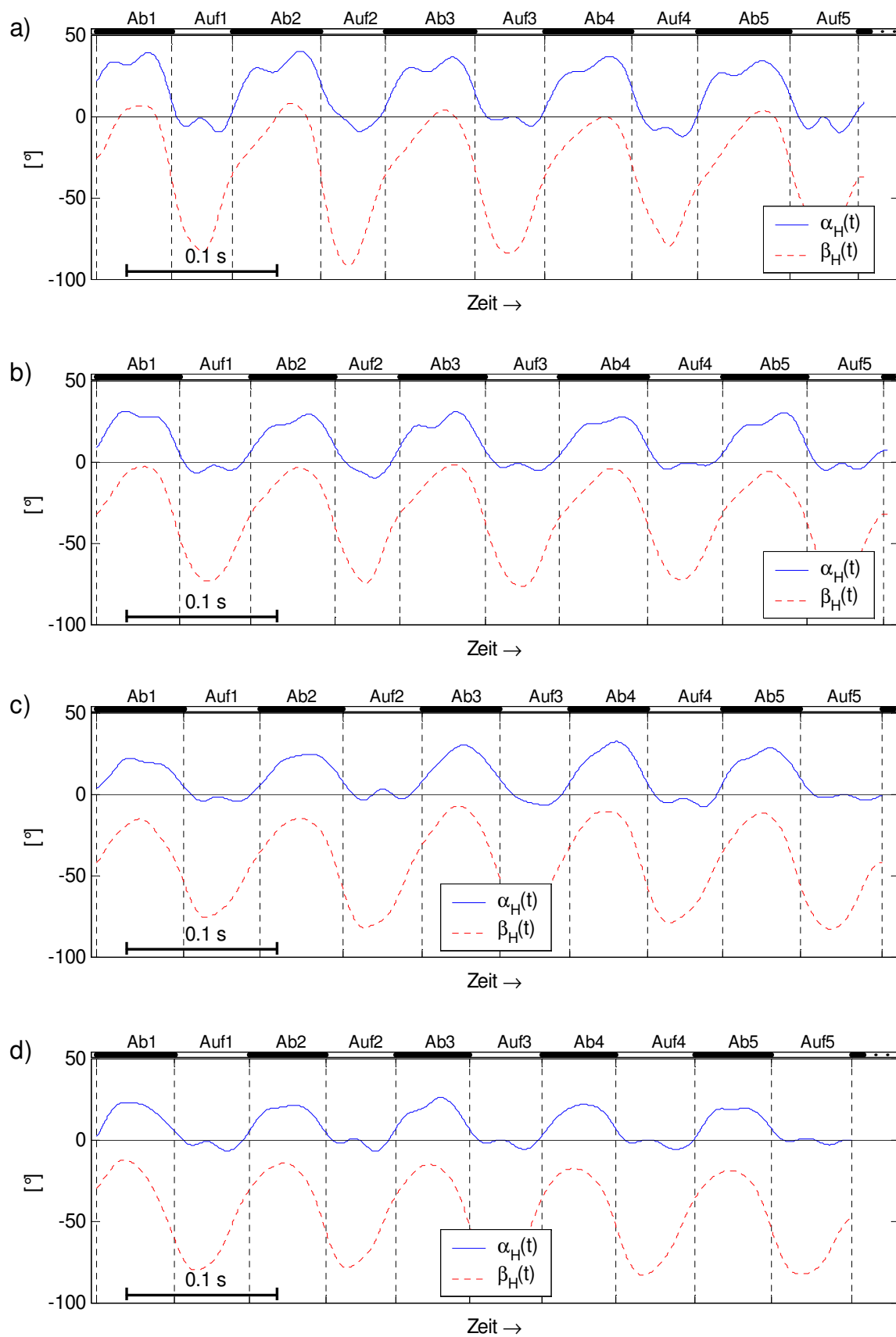


Abb. 7.52: Anstellwinkel, $\alpha_H(t)$, und Schiebewinkel, $\beta_H(t)$, des Handfittichs, Flüge ohne Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

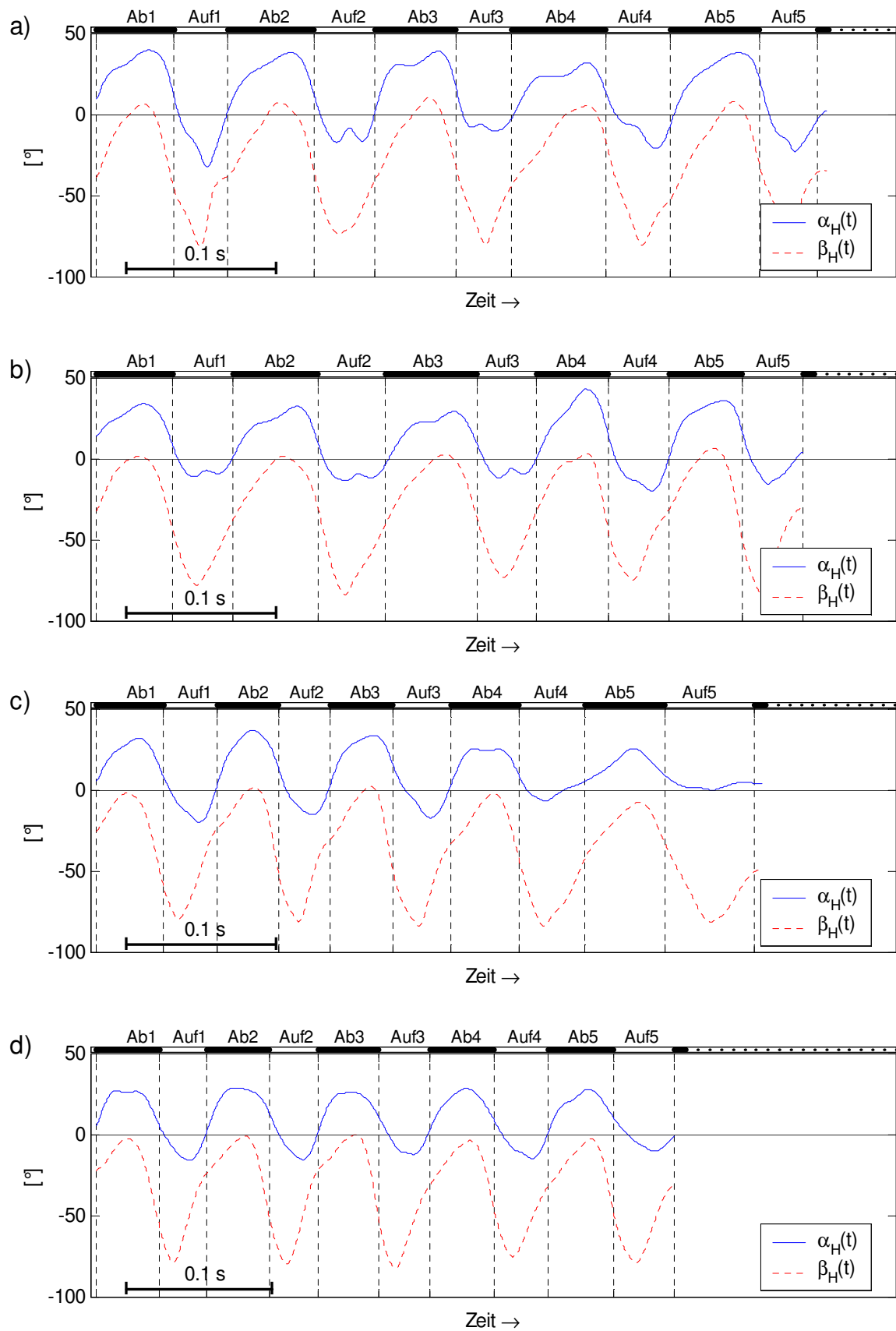


Abb. 7.53: Anstellwinkel, $\alpha_H(t)$, und Schiebewinkel, $\beta_H(t)$, des Handfittichs, Flüge mit Maske. a) 6 ms⁻¹ b) 8 ms⁻¹ c) 10 ms⁻¹ d) 13 ms⁻¹

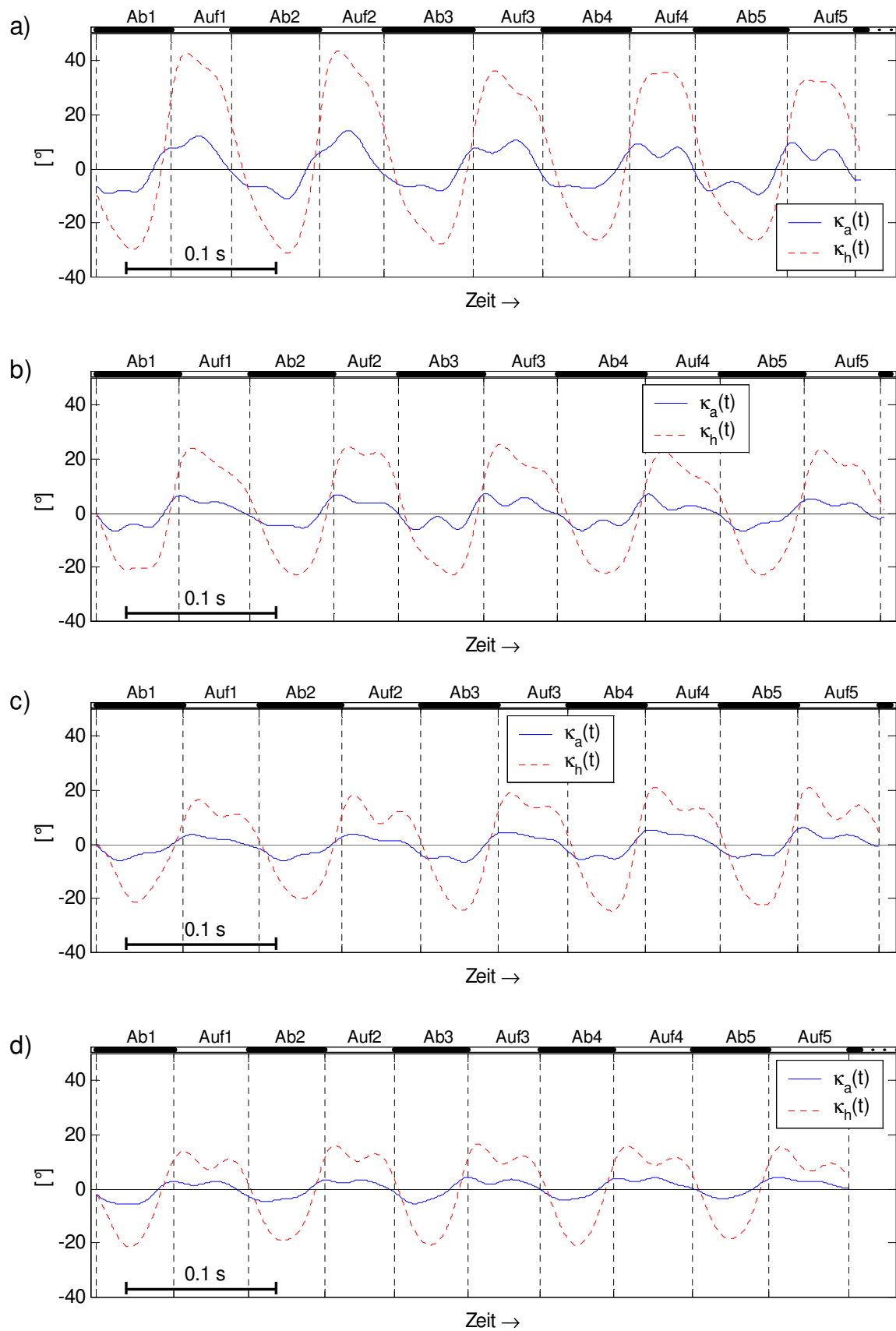


Abb. 7.54: Schlagneigungswinkel des Handfittichs, $\kappa_H(t)$, und des Armfittichs, $\kappa_A(t)$, Flüge ohne Maske.
a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

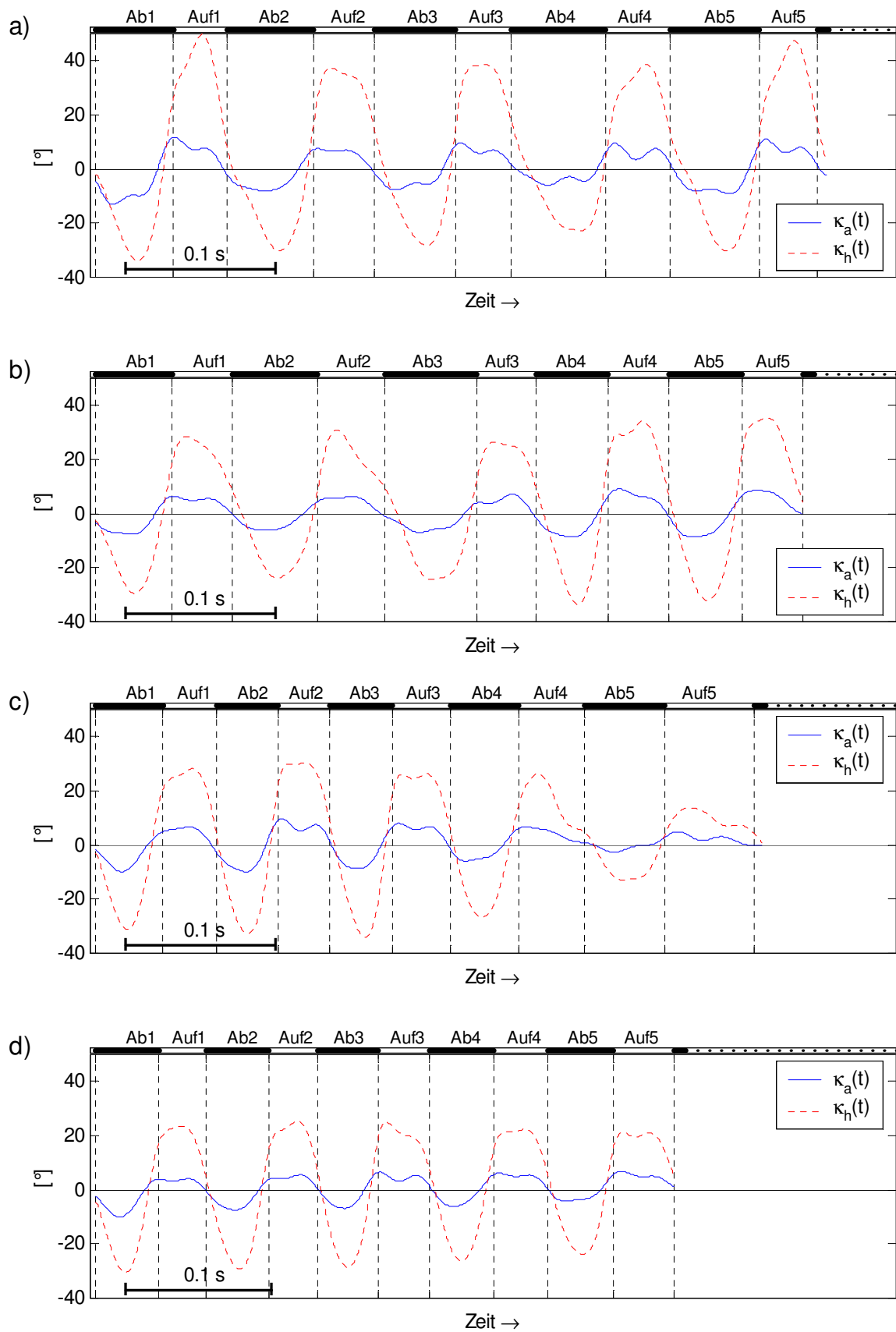


Abb. 7.55: Schlagneigungswinkel des Handfittichs, $\kappa_h(t)$, und des Armfittichs, $\kappa_a(t)$, Flüge mit Maske.
a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

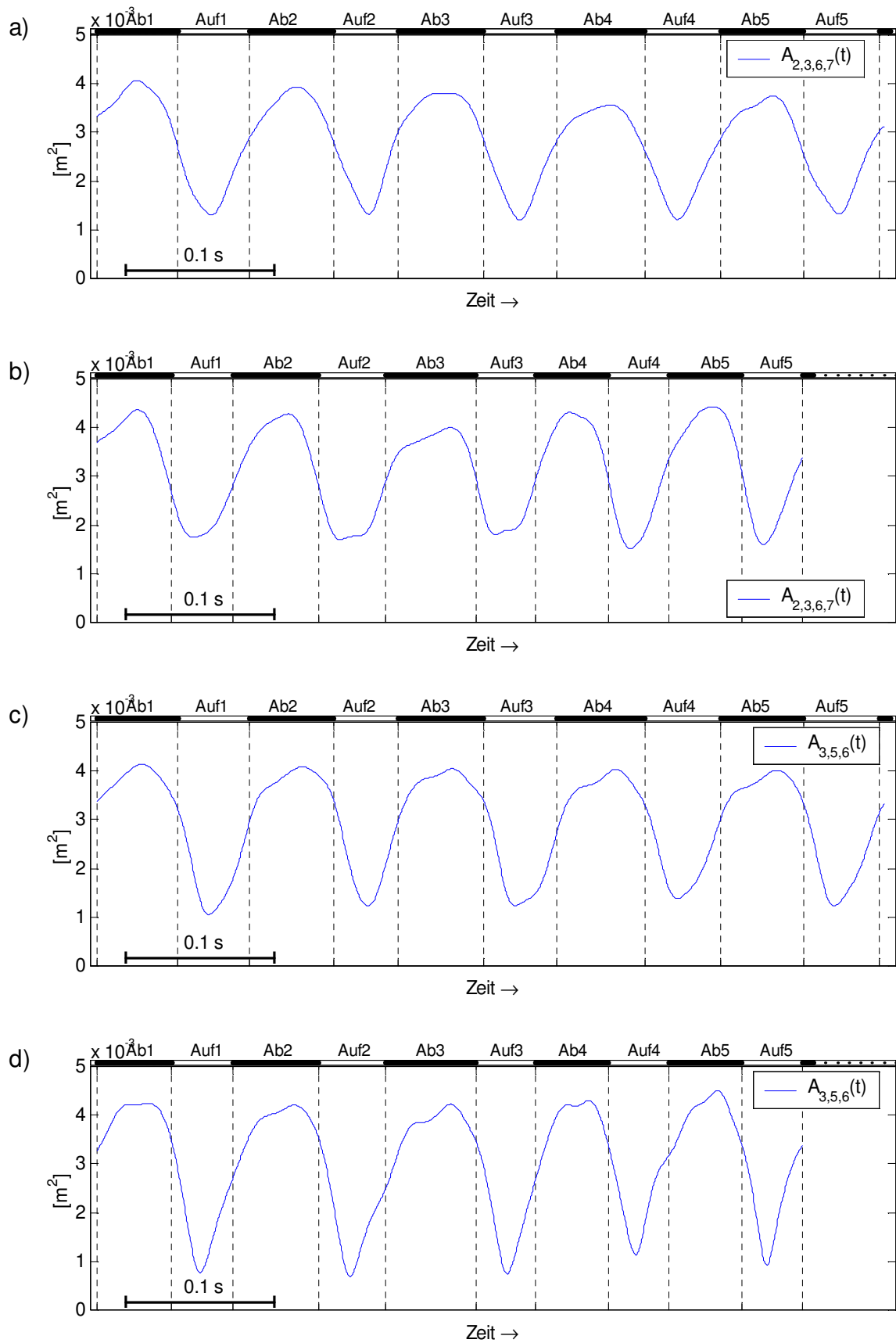


Abb. 7.56: a) und b): Fläche des Armfittichs, $A_{2,3,6,7}(t)$. a) 8 ms^{-1} ohne Maske b) 8 ms^{-1} mit Maske
c) und d): Fläche des Handfittichs, $A_{3,5,6}(t)$. c) 8 ms^{-1} ohne Maske d) 8 ms^{-1} mit Maske

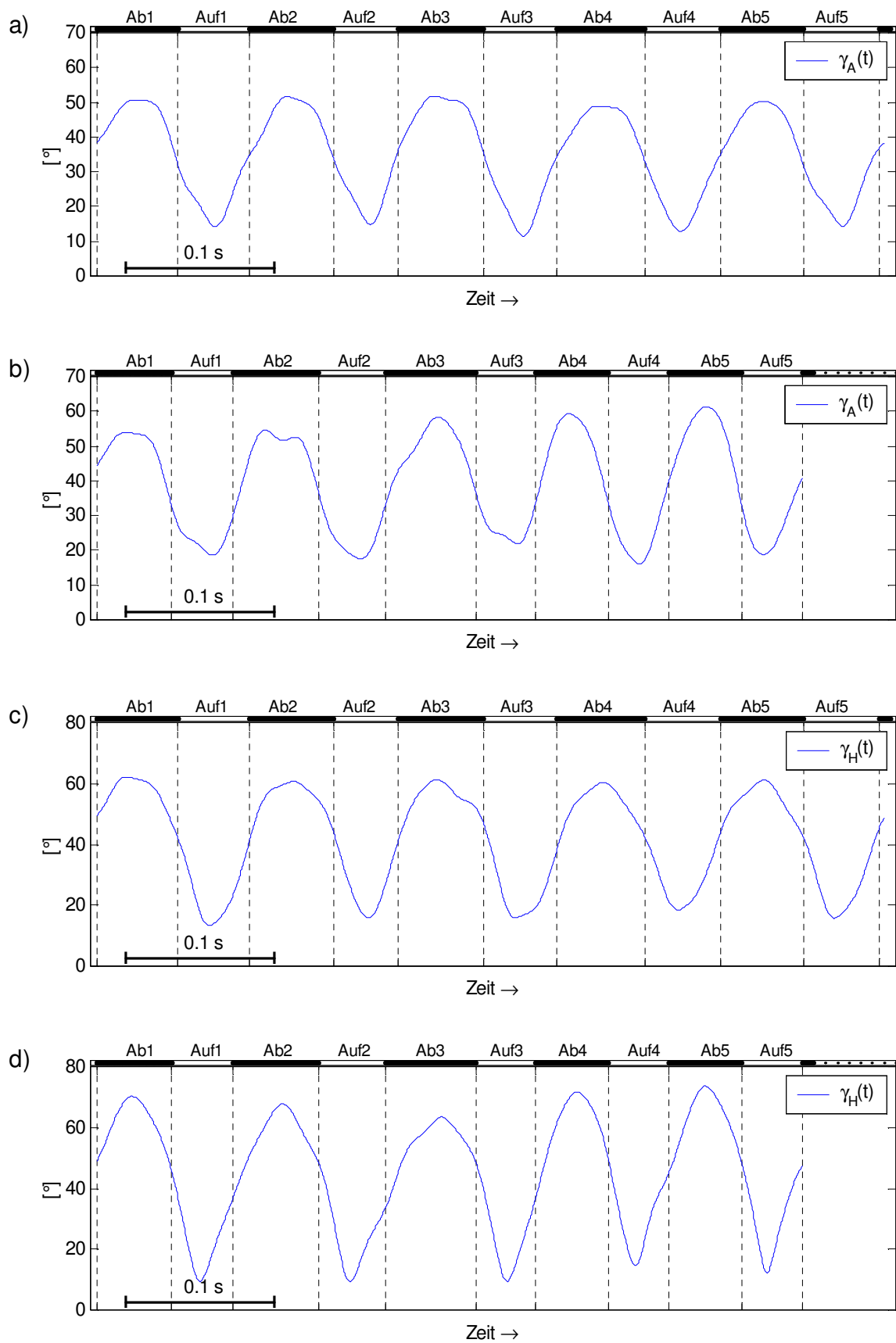


Abb. 7.57: a) und b): Spreizwinkel des Armfittichs, $\gamma_A(t)$. a) 8 ms^{-1} ohne Maske b) 8 ms^{-1} mit Maske
c) und d): Spreizwinkel des Handfittichs, $\gamma_H(t)$. c) 8 ms^{-1} ohne Maske d) 8 ms^{-1} mit Maske

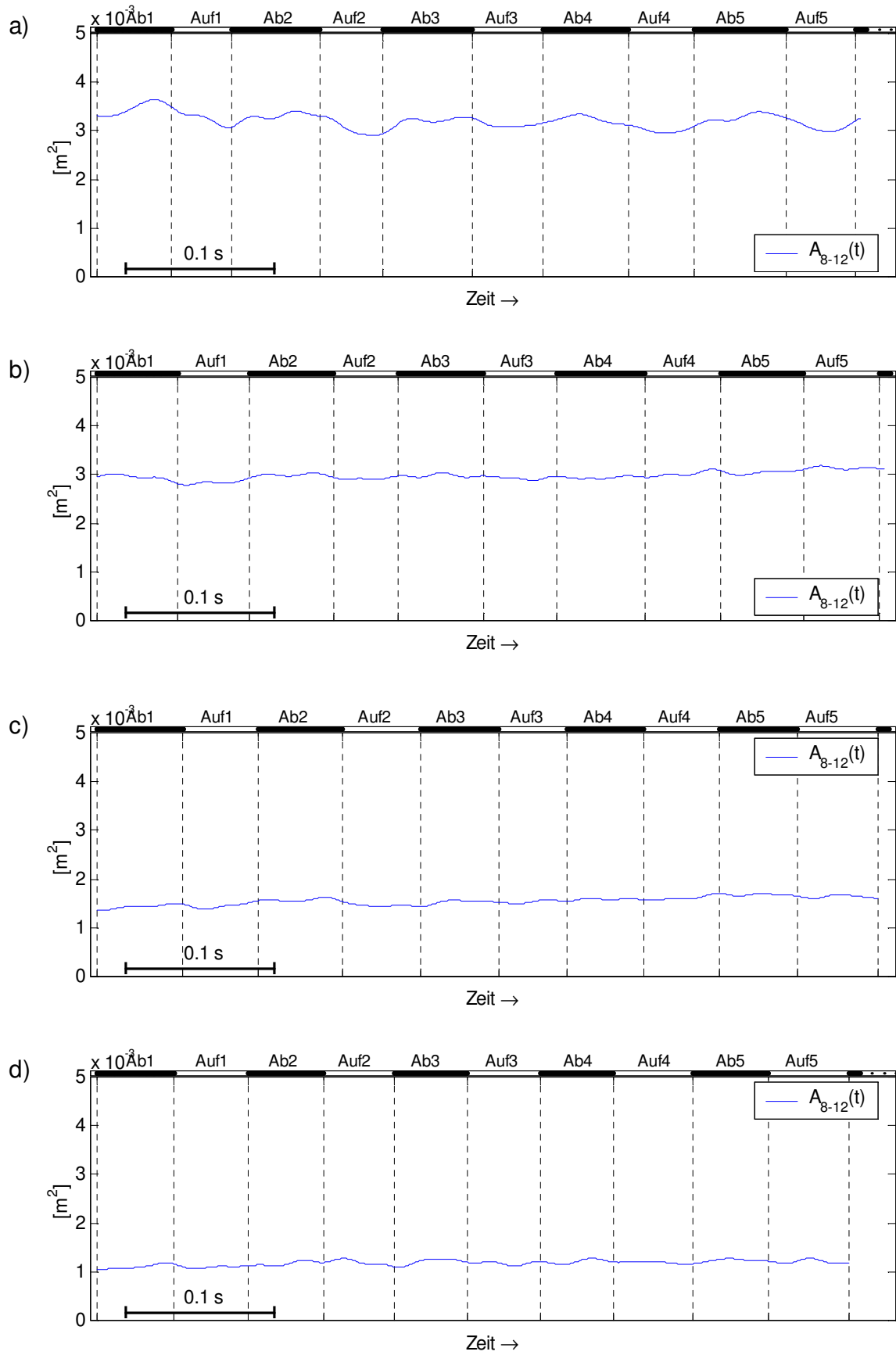


Abb. 7.58: Fläche des Schwanzes, $A_{8-12}(t)$, Flüge ohne Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

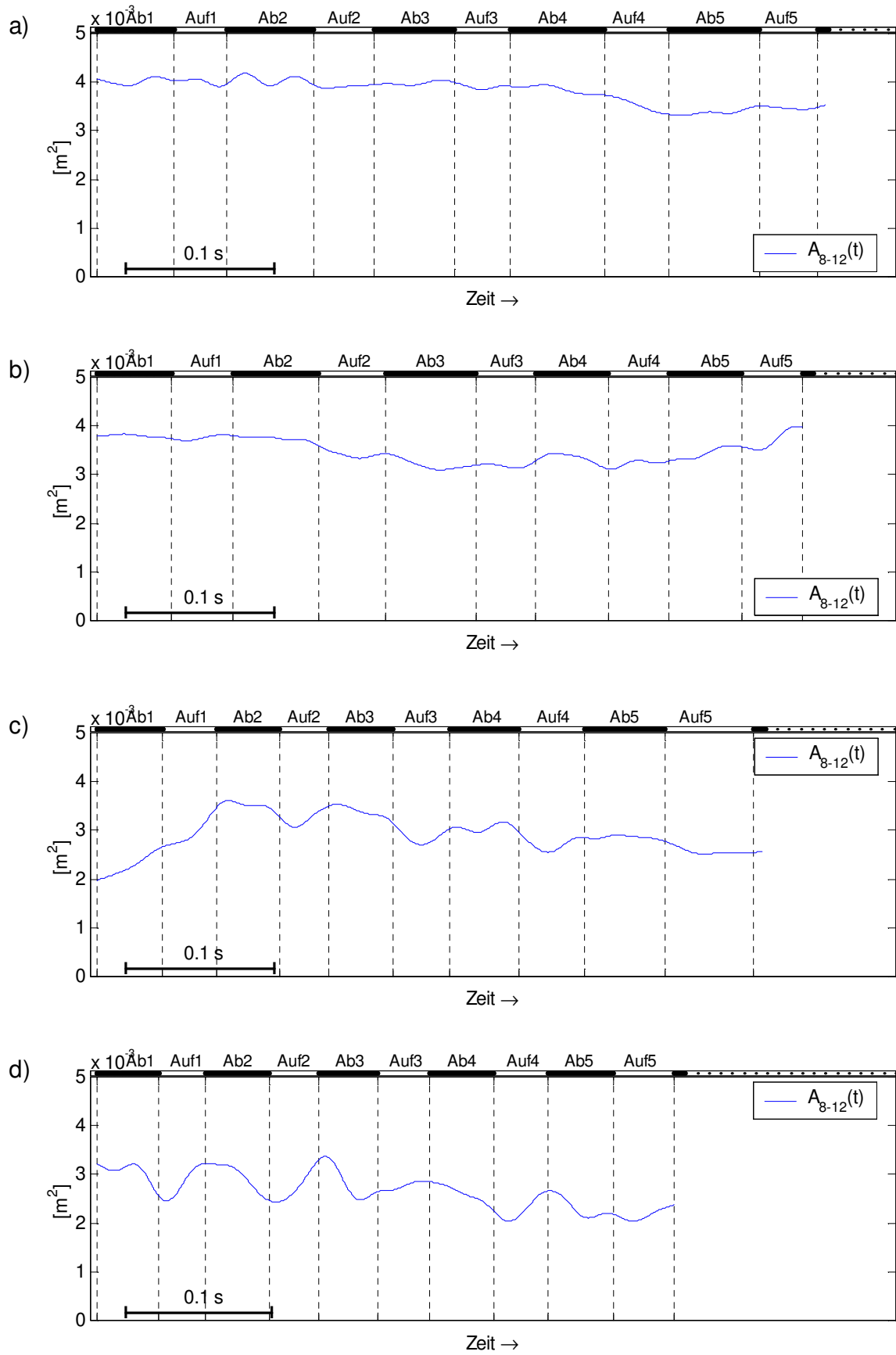


Abb. 7.59: Fläche des Schwanzes, $A_{8-12}(t)$, Flüge mit Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

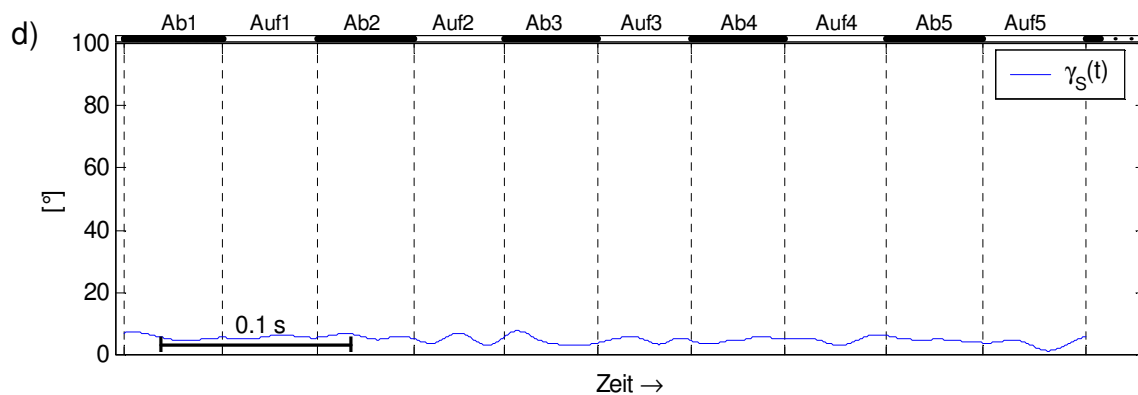
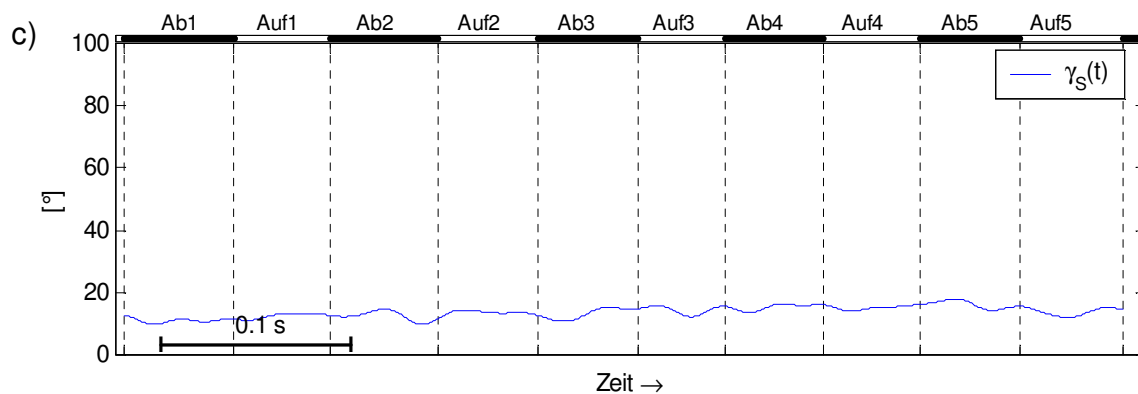
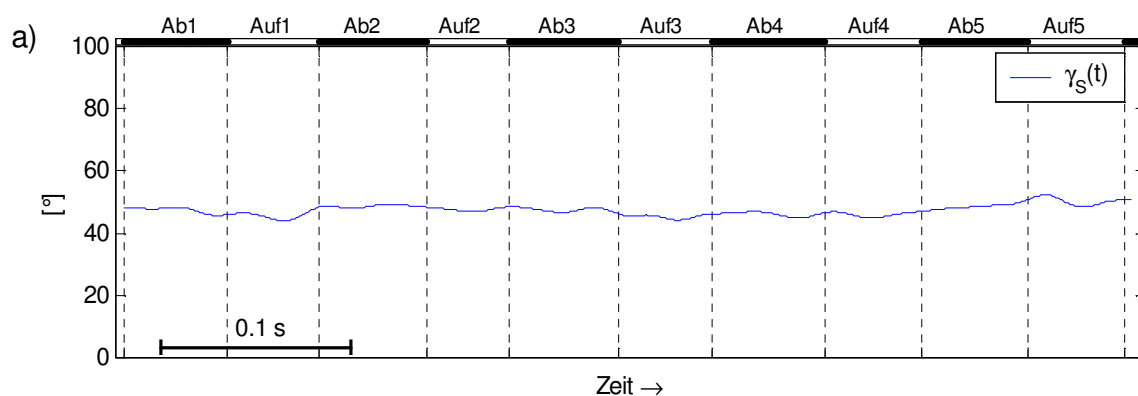
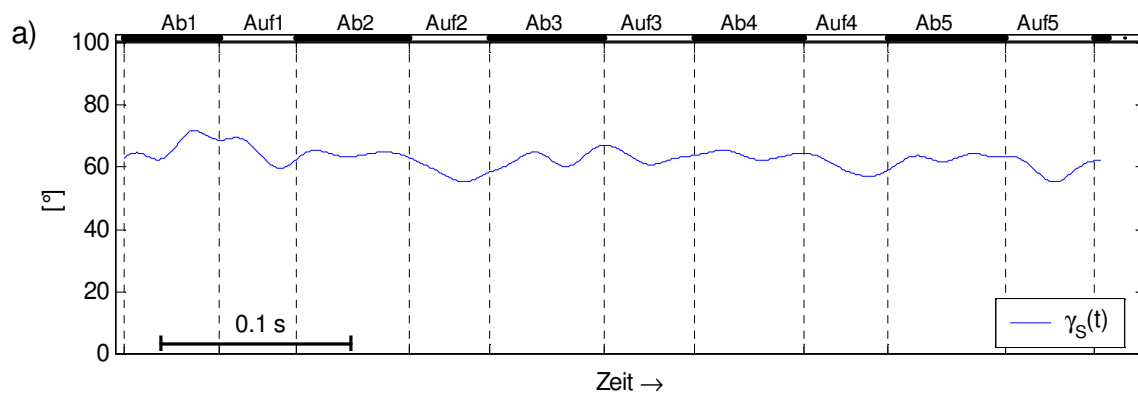


Abb. 7.60: Spreizwinkel des Schwanzes, $\gamma_S(t)$, Flüge ohne Maske. a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

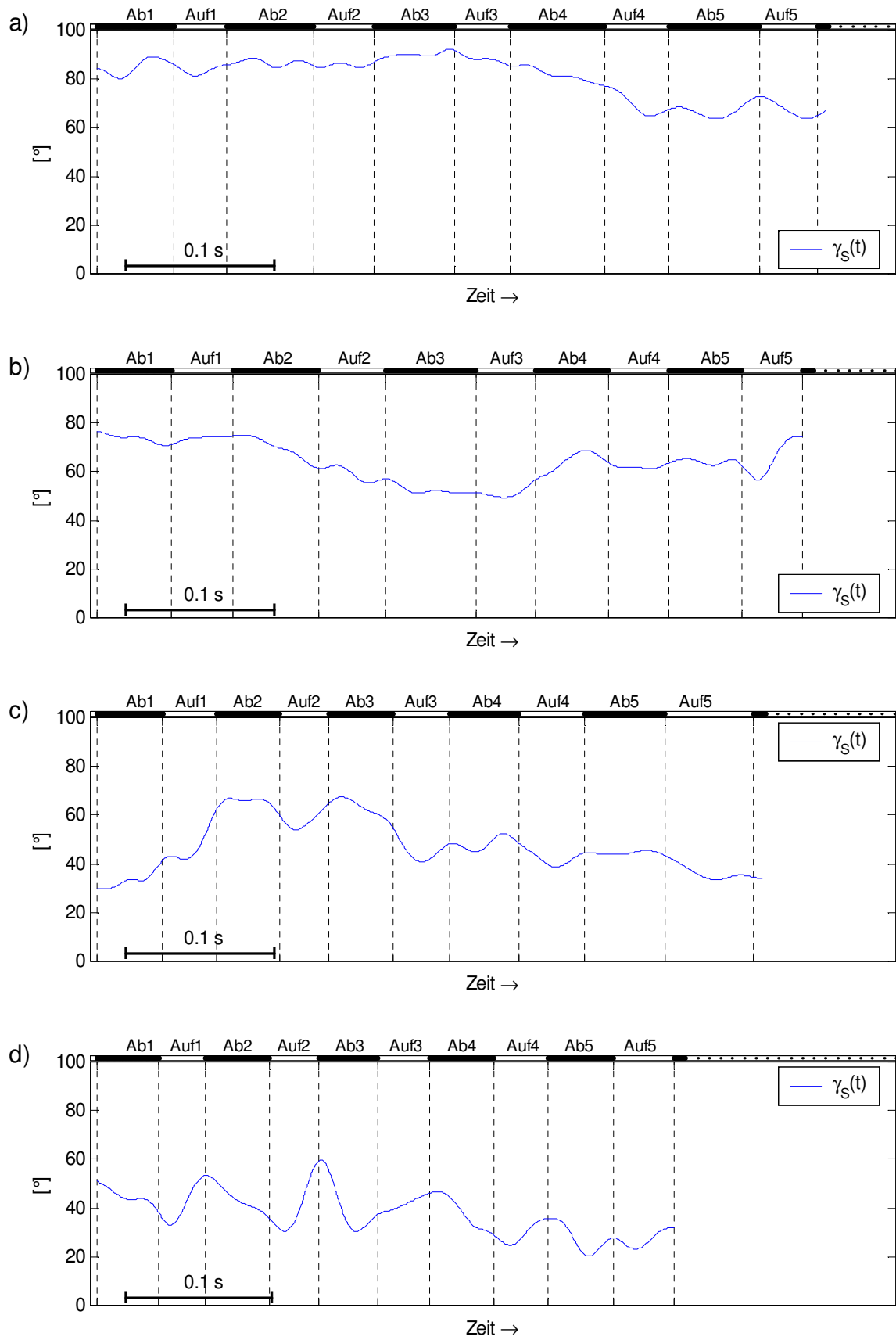


Abb. 7.61: Spreizwinkel des Schwanzes, $\gamma_s(t)$, Flüge mit Maske. a) 6 ms⁻¹ b) 8 ms⁻¹ c) 10 ms⁻¹ d) 13 ms⁻¹

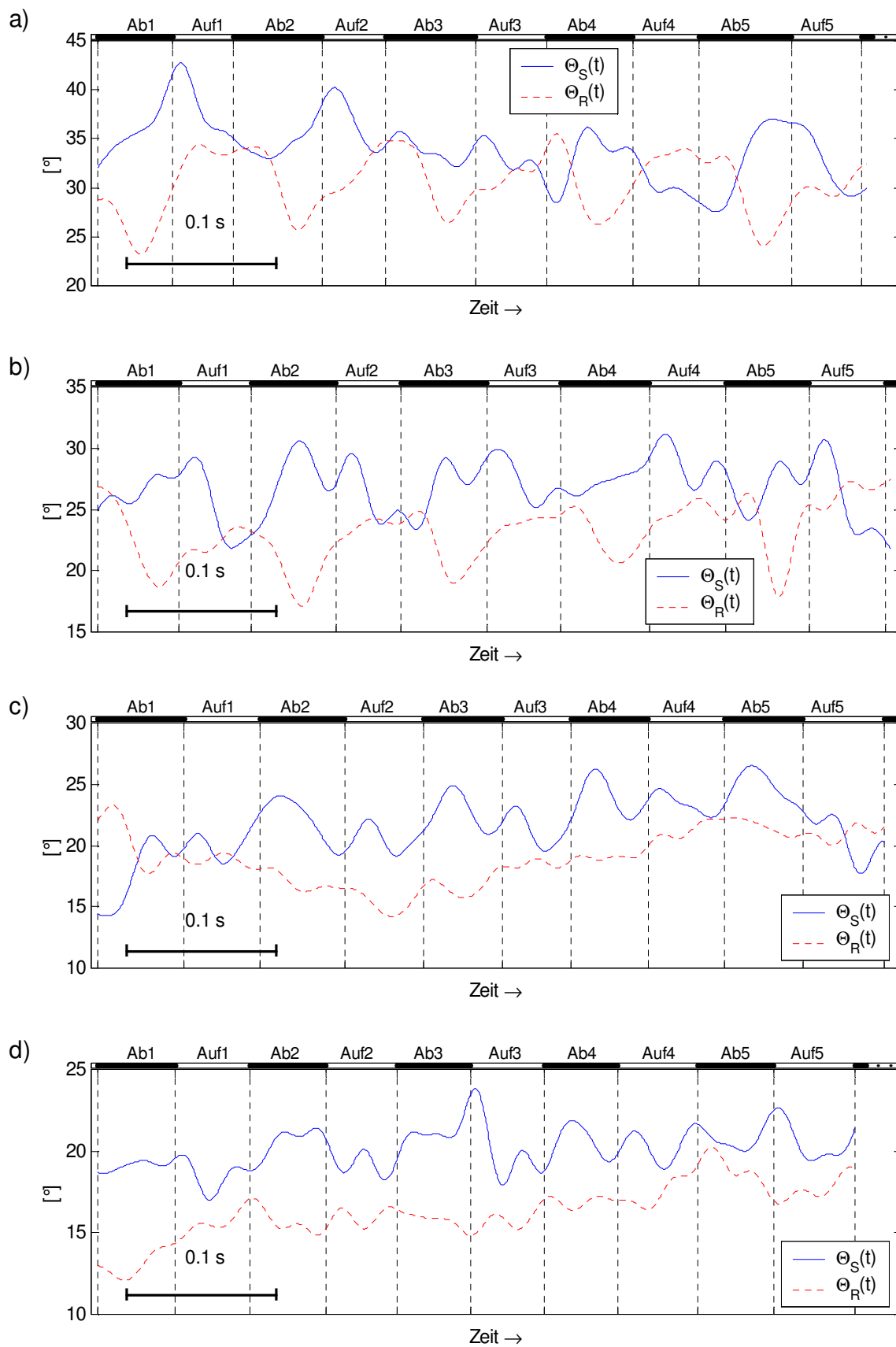


Abb. 7.62: Schwanzlängsneigungswinkel, $\Theta_S(t)$, und Rumpflängsneigungswinkel, $\Theta_R(t)$, Flüge ohne Maske.
a) 6 ms⁻¹ b) 8 ms⁻¹ c) 10 ms⁻¹ d) 13 ms⁻¹

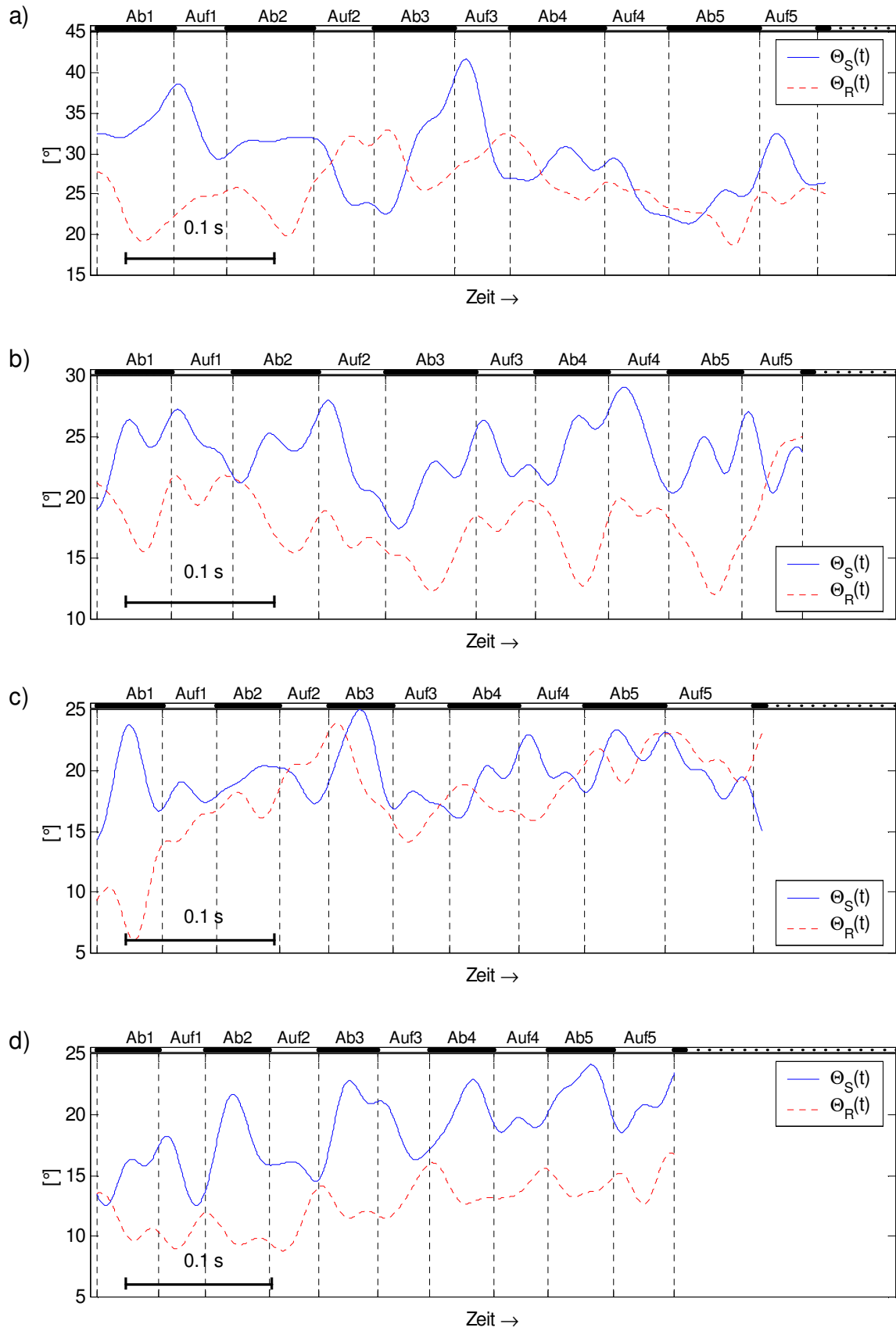


Abb. 7.63: Schwanzlängsneigungswinkel, $\Theta_S(t)$, und Rumpflängsneigungswinkel, $\Theta_R(t)$, Flüge mit Maske.
a) 6 ms^{-1} b) 8 ms^{-1} c) 10 ms^{-1} d) 13 ms^{-1}

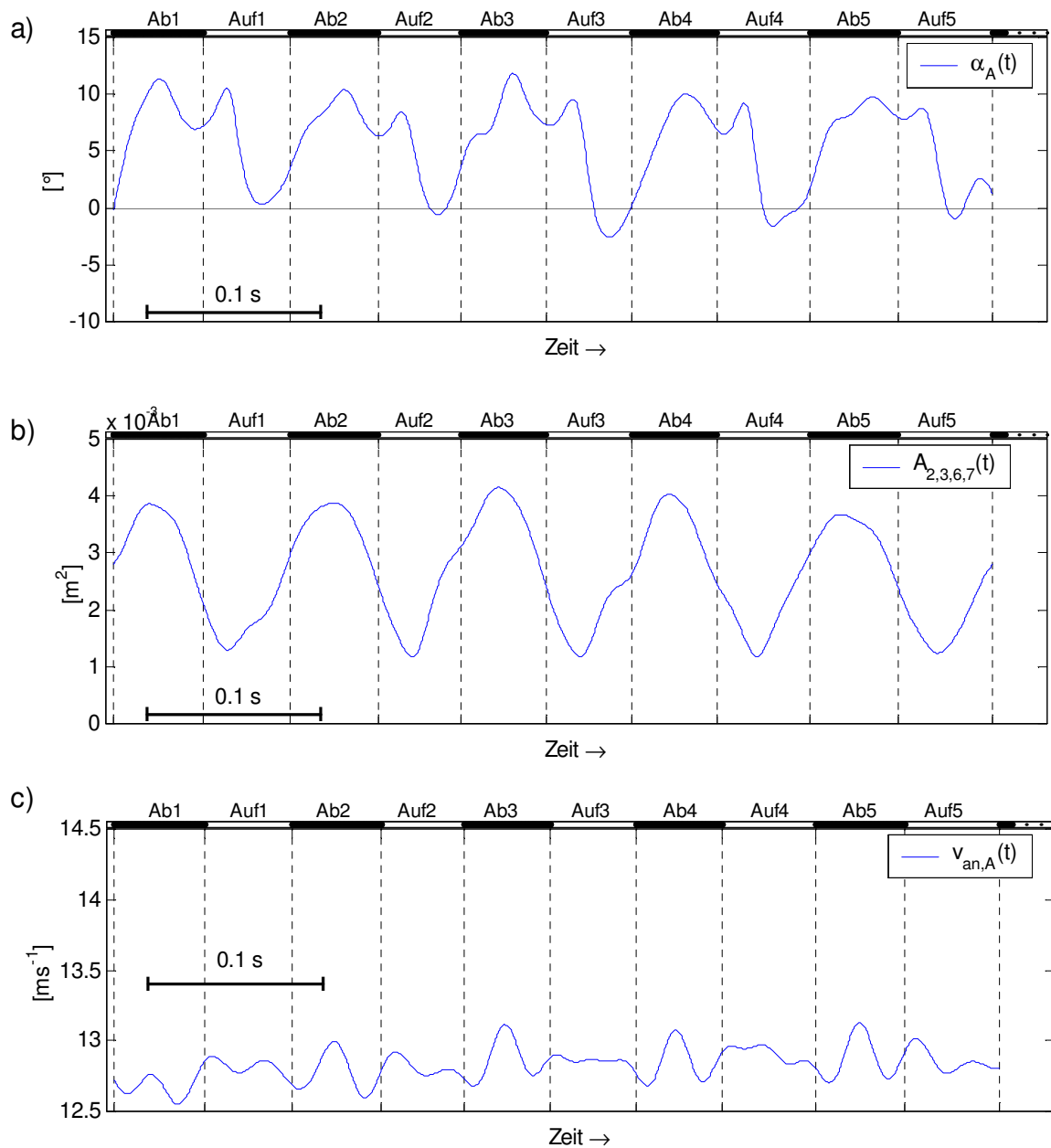


Abb. 7.64: Zeitreihen der Variablen, die in die Berechnung von Auftrieb, Widerstand, Hub und Schub des Armfittichs beim Flug mit $13 ms^{-1}$ ohne Maske eingehen. a) Anstellwinkel des Armfittichs, $\alpha_A(t)$ b) Fläche des Armfittichs, $A_{2,3,6,7}(t)$ c) Anblasgeschwindigkeit des Armfittichs, $v_{an,A}(t)$

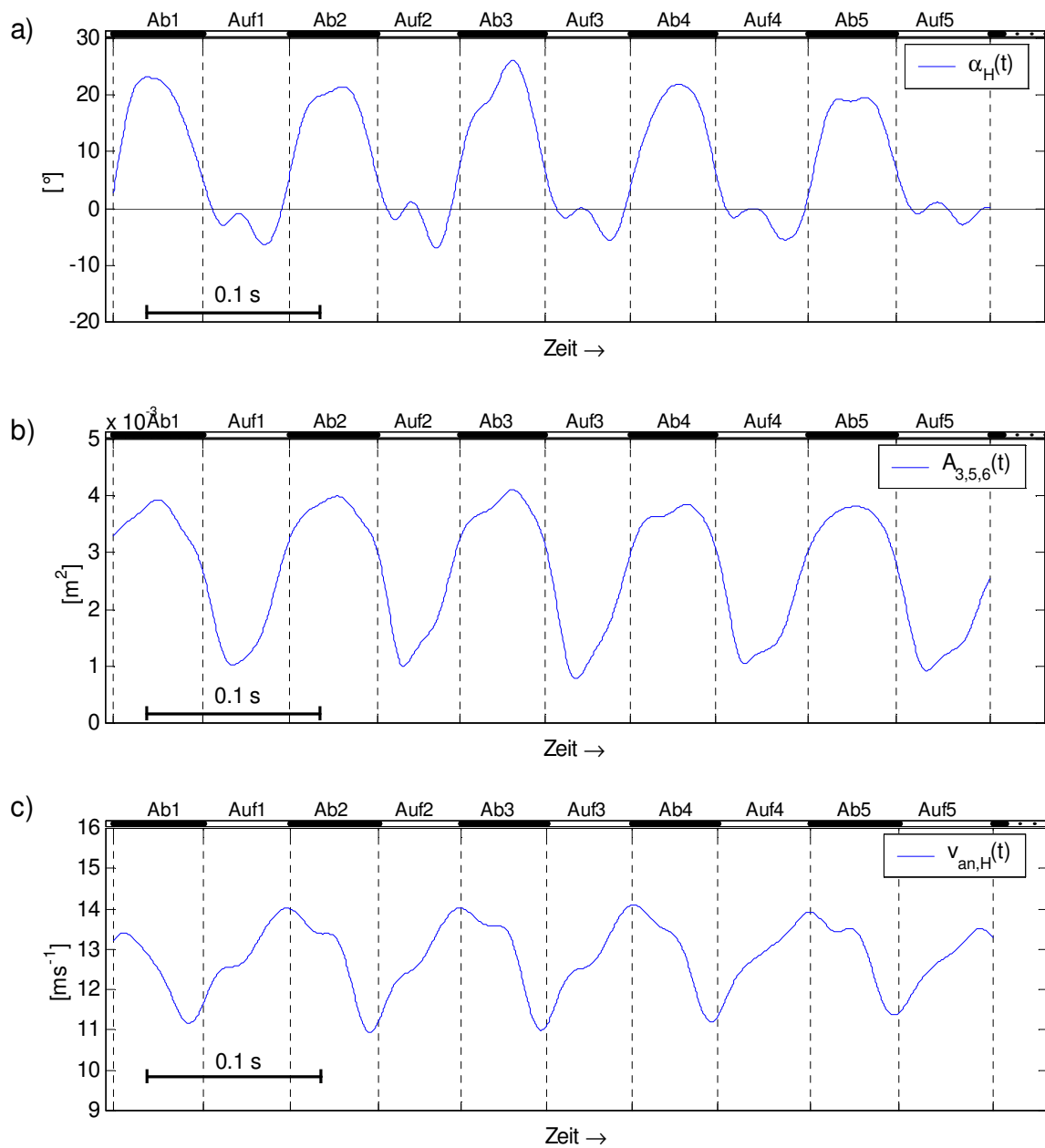


Abb. 7.65: Zeitreihen der Variablen, die in die Berechnung von Auftrieb, Widerstand, Hub und Schub des Handfittichs beim Flug mit 13 ms⁻¹ ohne Maske eingehen. a) Anstellwinkel des Handfittichs, $\alpha_H(t)$ b) Fläche des Handfittichs, $A_{3,5,6}(t)$ c) Anblasgeschwindigkeit des Handfittichs, $v_{an,H}(t)$

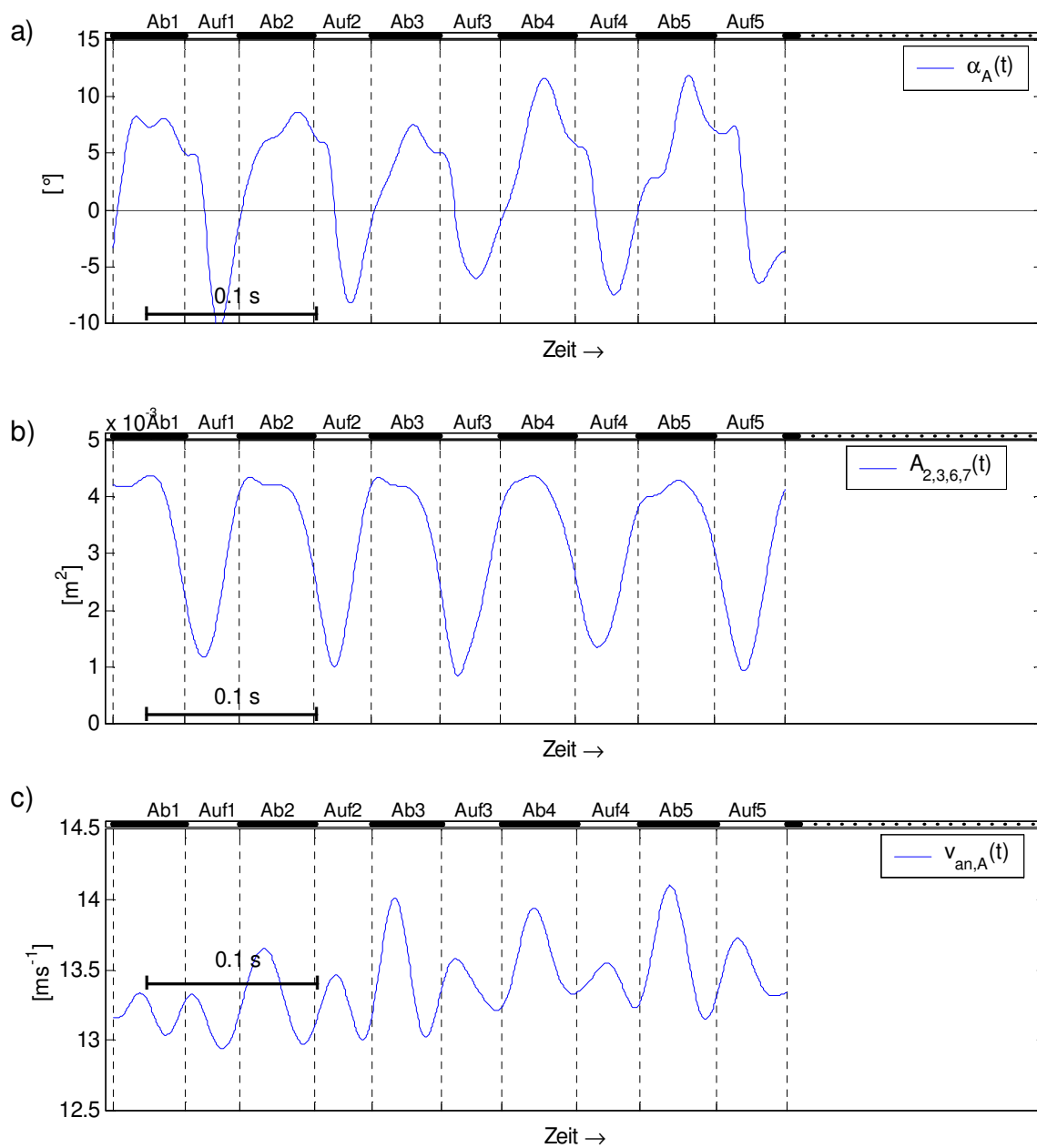


Abb. 7.66: Zeitreihen der Variablen, die in die Berechnung von Auftrieb, Widerstand, Hub und Schub des Armfittichs beim Flug mit 13 ms^{-1} mit Maske eingehen. a) Anstellwinkel des Armfittichs, $\alpha_A(t)$ b) Fläche des Armfittichs, $A_{2,3,6,7}(t)$ c) Anblasgeschwindigkeit des Armfittichs, $v_{an,A}(t)$

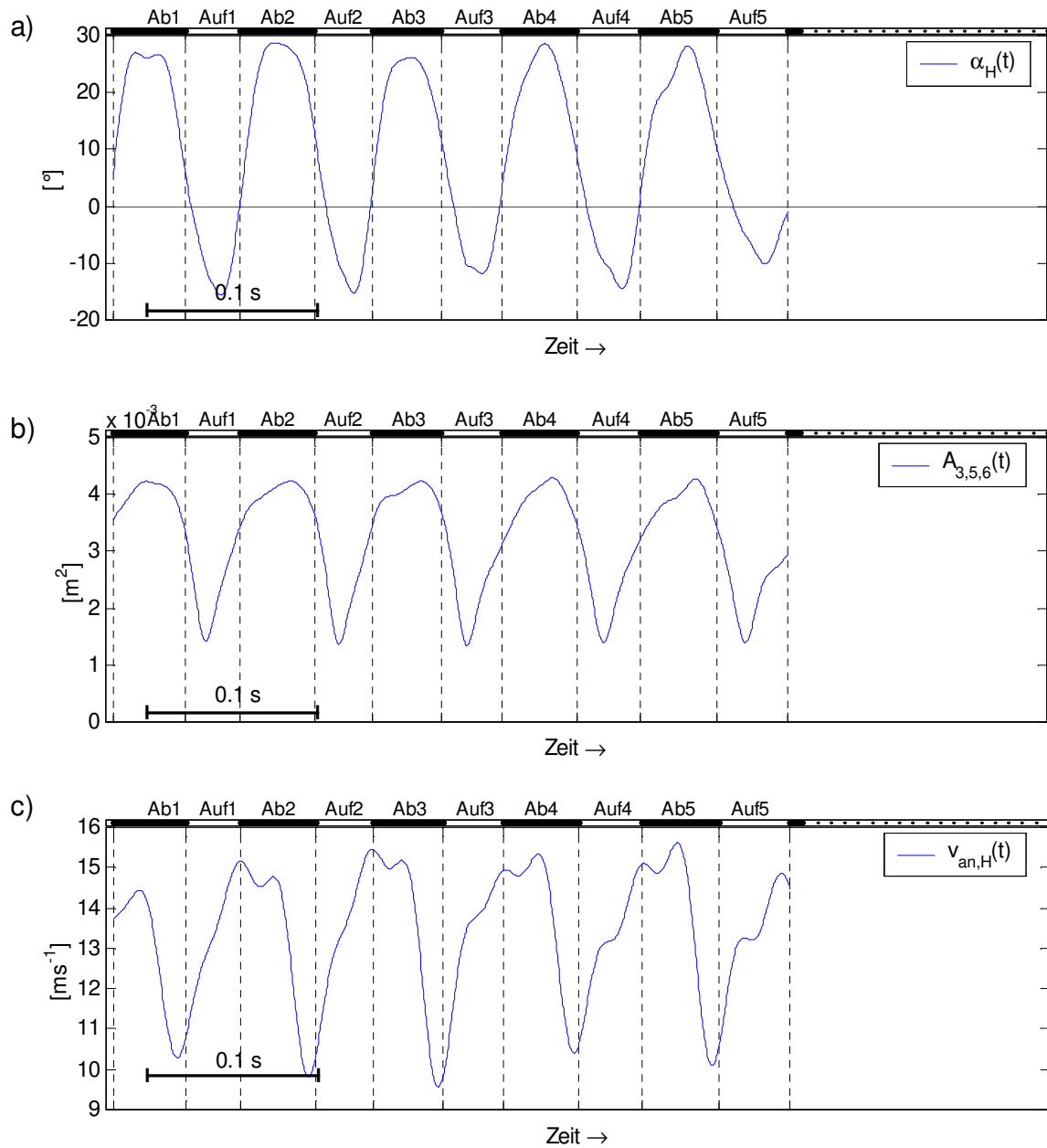


Abb. 7.67: Zeitreihen der Variablen, die in die Berechnung von Auftrieb, Widerstand, Hub und Schub des Handfittichs beim Flug mit 13 ms^{-1} mit Maske eingehen. a) Anstellwinkel des Handfittichs, $\alpha_H(t)$ b) Fläche des Handfittichs, $A_{3,5,6}(t)$ c) Anblasgeschwindigkeit des Handfittichs, $v_{an,A}(t)$

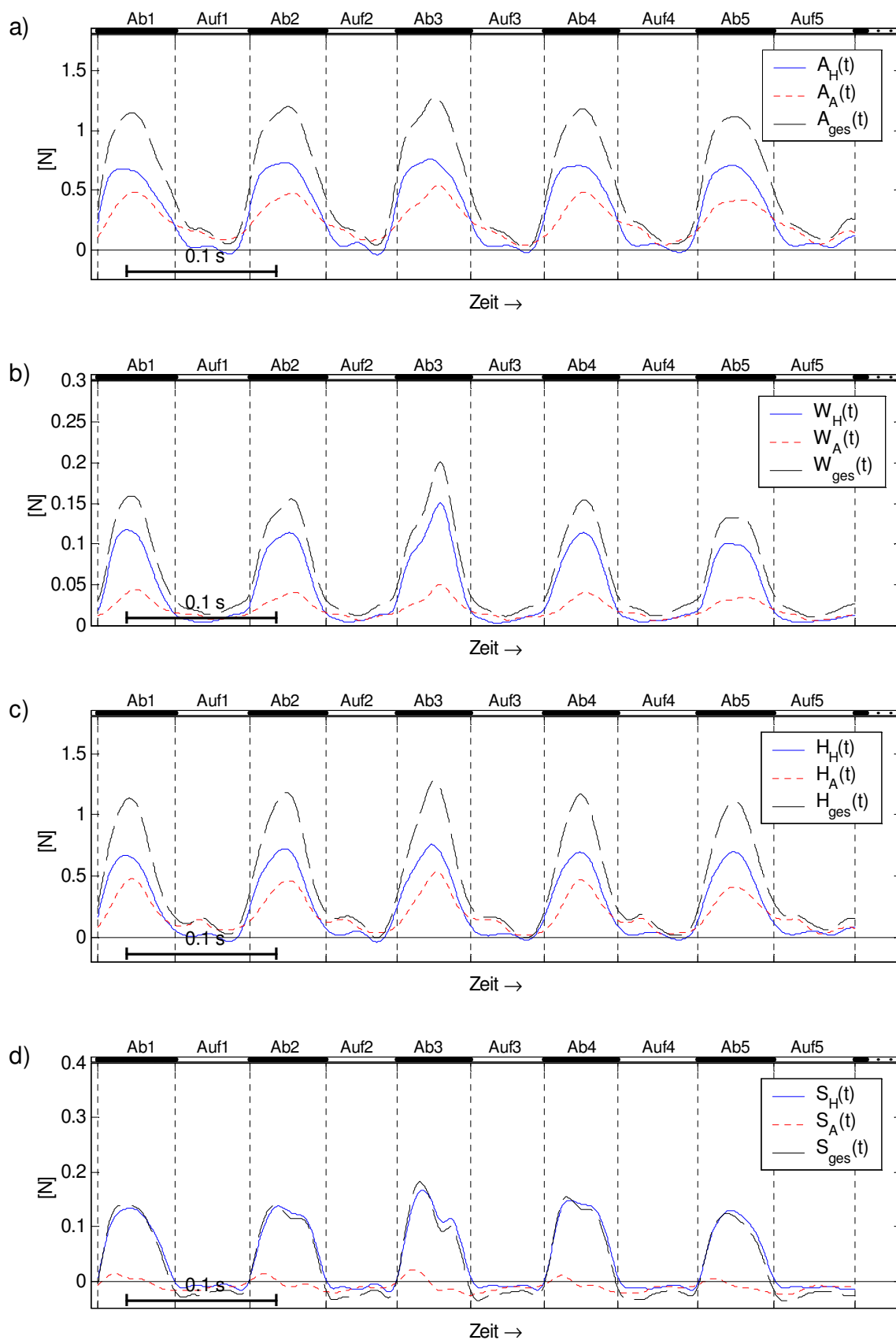


Abb. 7.68: Kraftkomponenten beim Flug mit 13 ms^{-1} ohne Maske für Armfittich (Index $_A$), Handfittich (Index $_H$) und die Summe aus beiden (Index $_{ges}$). a) Auftrieb A b) Widerstand W c) Hub H d) Schub S

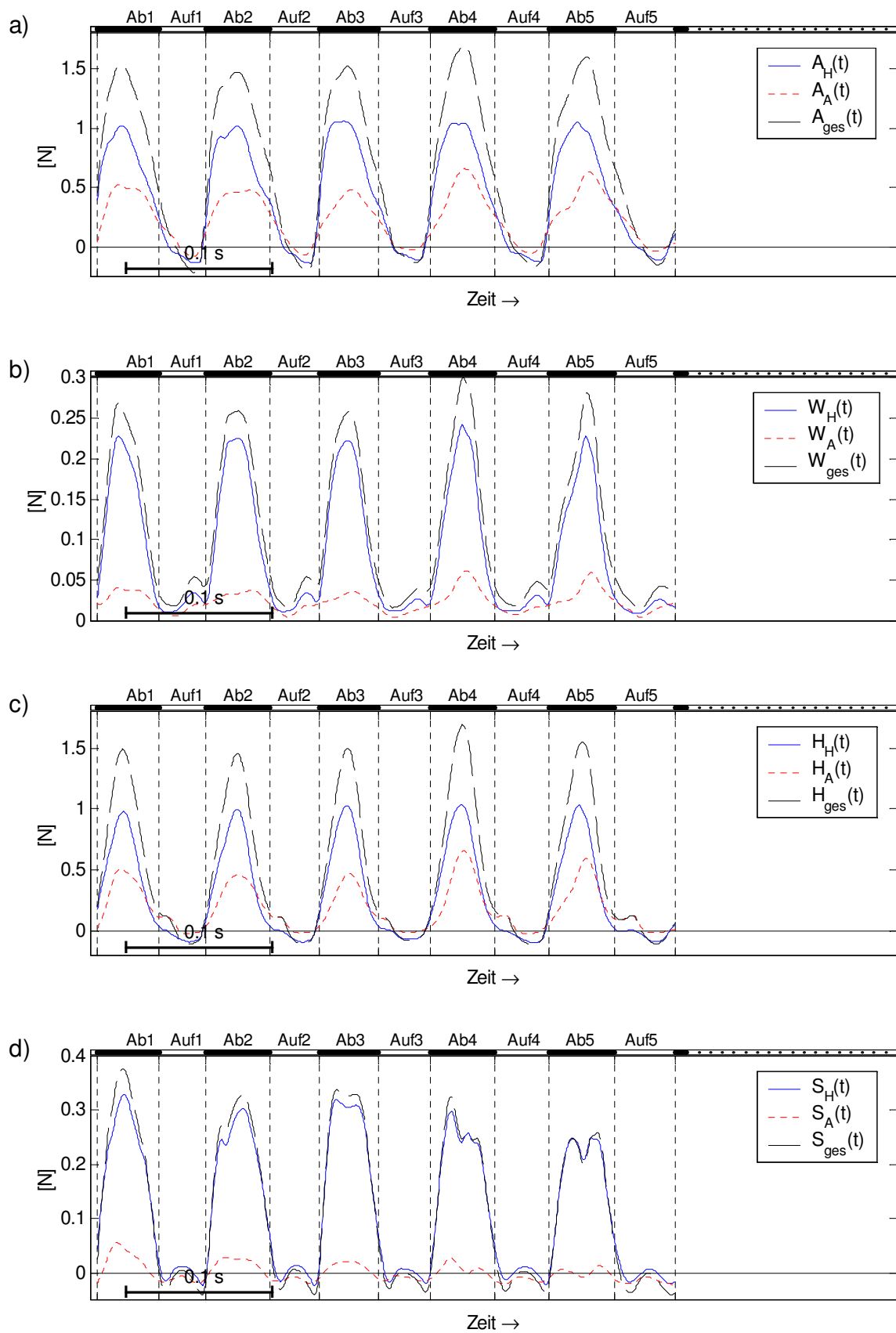


Abb. 7.69: Kraftkomponenten beim Flug mit 13 ms^{-1} mit Maske für Armfittich (Index $_A$), Handfittich (Index $_H$) und die Summe aus beiden (Index $_{ges}$). a) Auftrieb A b) Widerstand W c) Hub H d) Schub S

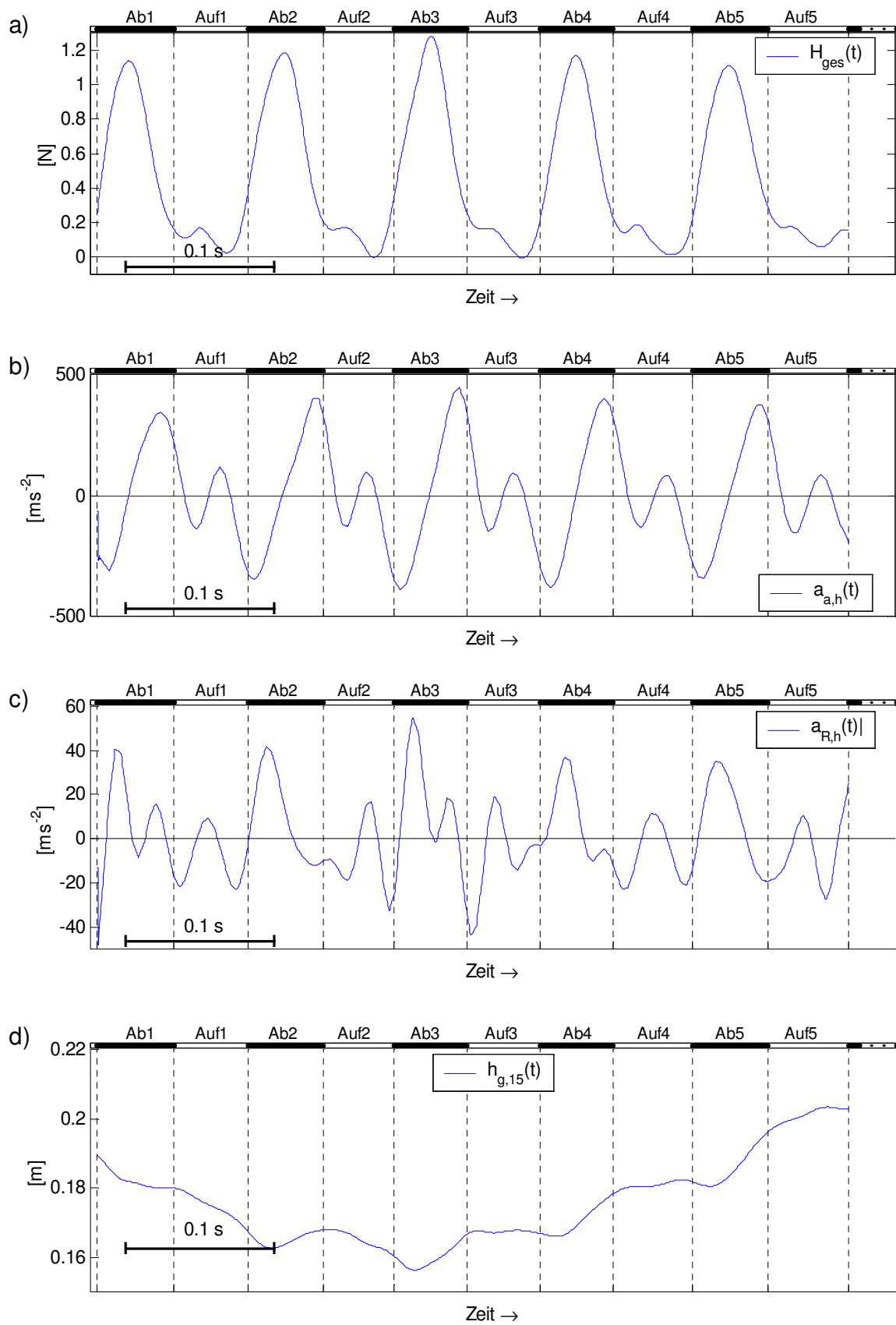


Abb. 7.70: a) Hub eines Flügels $H_{\text{ges}}(t) = H_A(t) + H_H(t)$ b) Beschleunigung des Handfittichs in Richtung der h-Achse, $a_{a,h}(t)$ c) Raumbeschleunigung des Rumpfes in Richtung der h-Achse, $a_{R,h}(t)$ d) h-Koordinate des Rumpfes im geodätischen Achsenkreuz, $h_{g,15}(t)$, beim Flug mit 13 ms^{-1} ohne Maske.

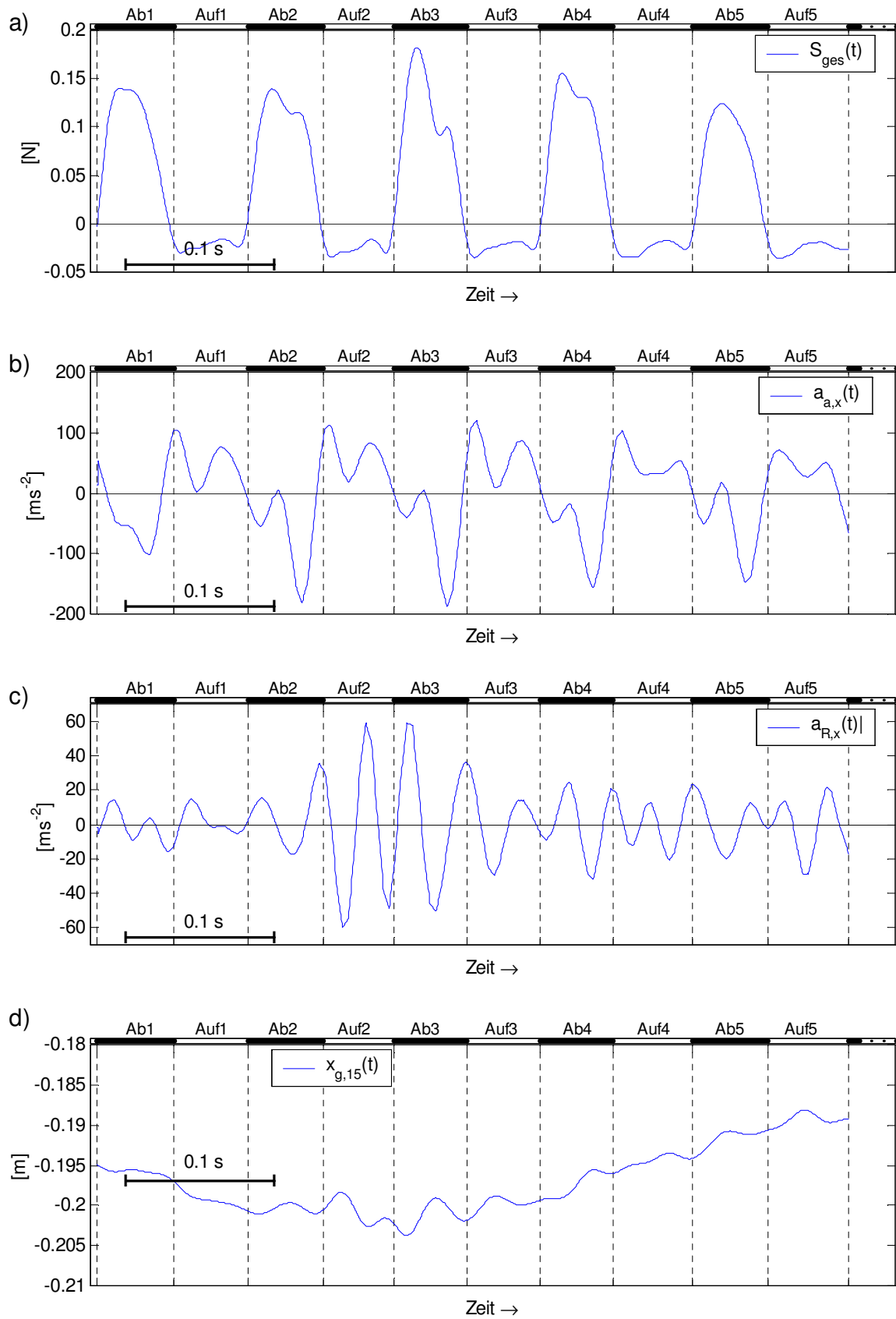


Abb. 7.71: a) Schub eines Flügels $S_{ges}(t) = S_A(t) + S_H(t)$ b) Beschleunigung des Handfittichs in Richtung der x-Achse, $a_{a,x}(t)$ c) Raumbeschleunigung des Rumpfes in Richtung der x-Achse, $a_{R,x}(t)$ d) x-Koordinate des Rumpfes im geodätischen Achsenkreuz, $x_{g,15}(t)$, beim Flug mit $13 ms^{-1}$ ohne Maske.

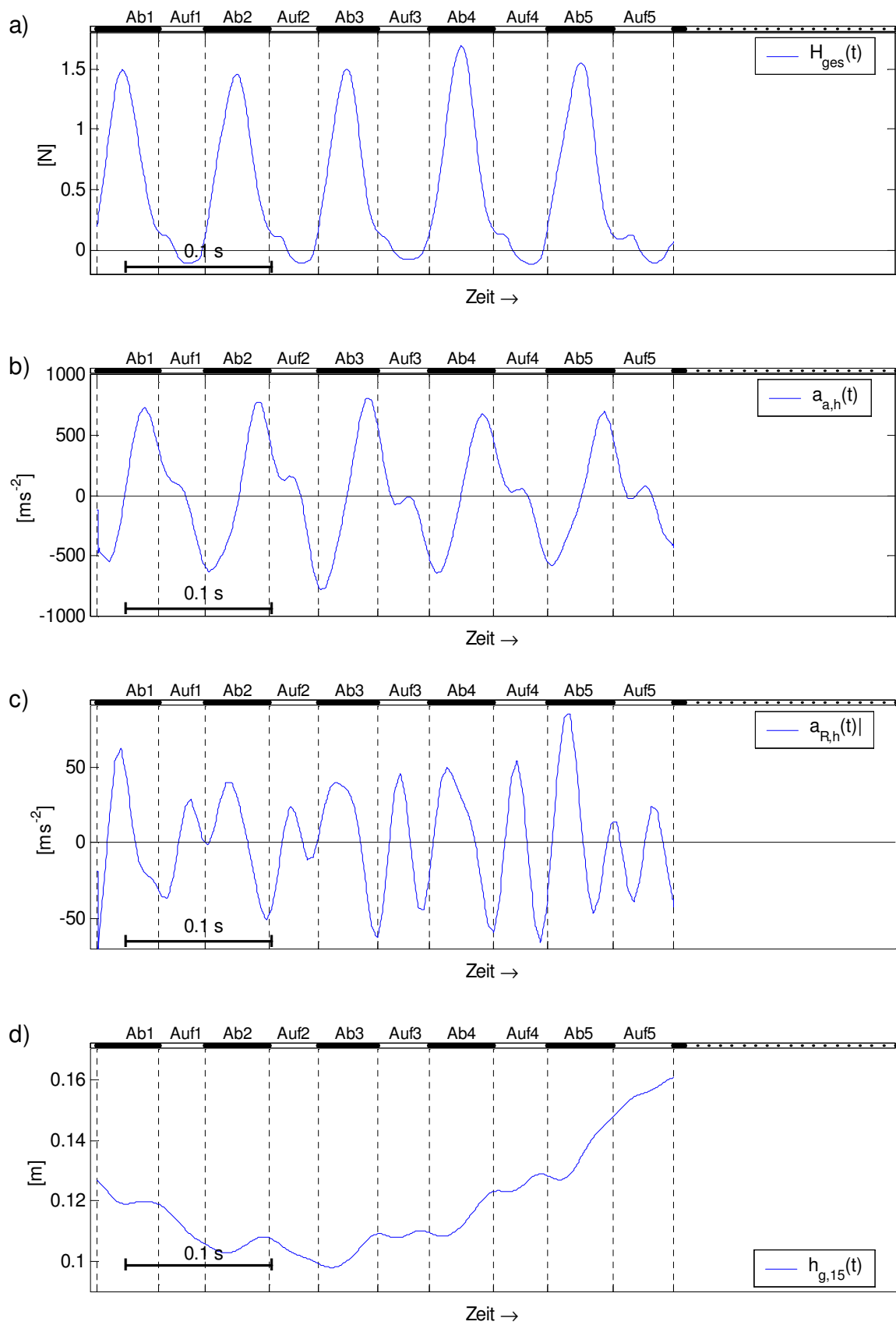


Abb. 7.72: a) Hub eines Flügels $H_{\text{ges}}(t) = H_A(t) + H_H(t)$ b) Beschleunigung des Handfittichs in Richtung der h-Achse, $a_{a,h}(t)$ c) Raumbeschleunigung des Rumpfes in Richtung der h-Achse, $a_{R,h}(t)$ d) h-Koordinate des Rumpfes im geodätischen Achsenkreuz, $h_{g,15}(t)$, beim Flug mit 13 ms^{-1} mit Maske.

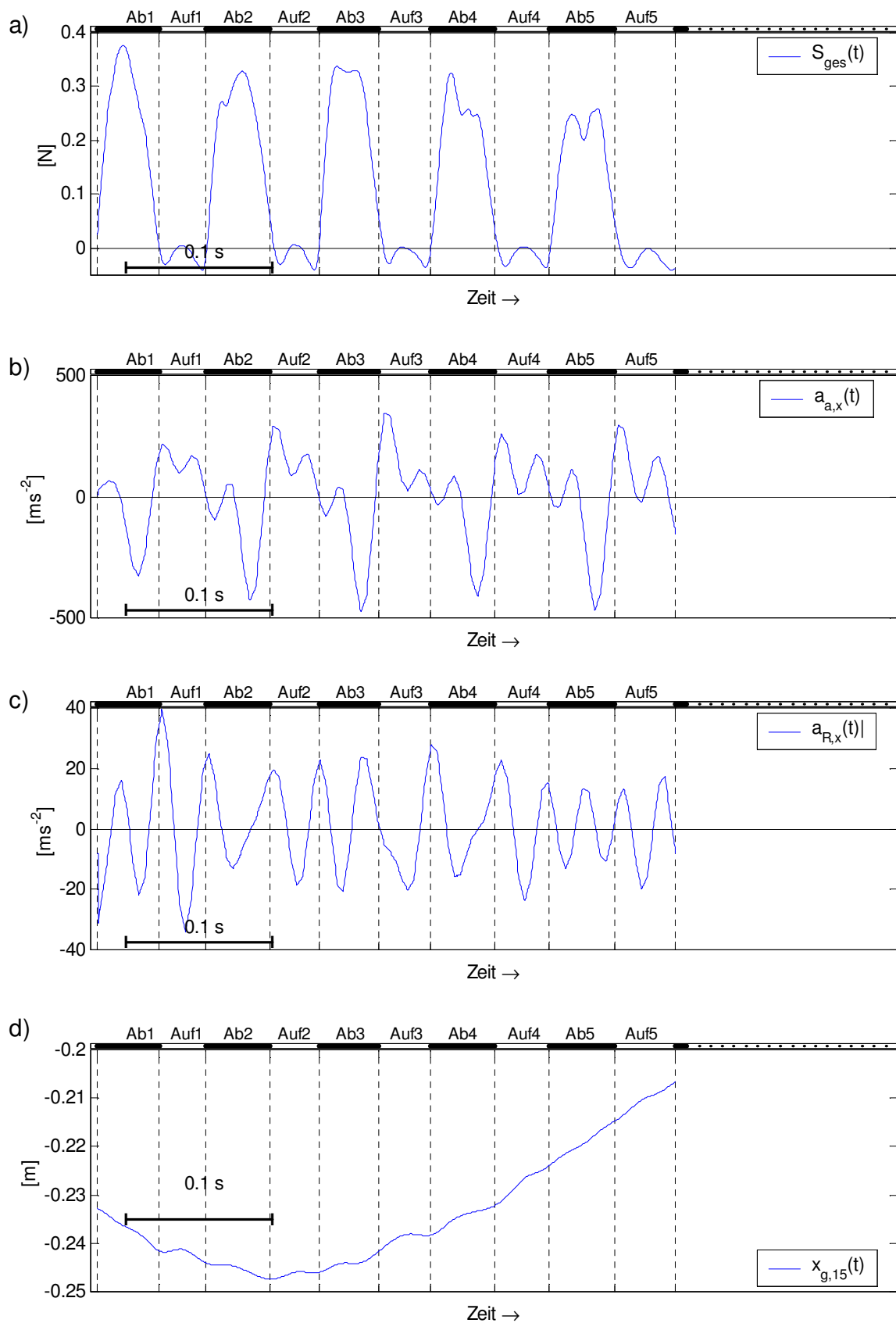


Abb. 7.73: a) Schub eines Flügels $S_{\text{ges}}(t) = S_A(t) + S_H(t)$ b) Beschleunigung des Handfittichs in Richtung der x-Achse, $a_{a,x}(t)$ c) Raumbeschleunigung des Rumpfes in Richtung der x-Achse, $a_{R,x}(t)$ d) x-Koordinate des Rumpfes im geodätischen Achsenkreuz, $x_{g,15}(t)$, beim Flug mit 13 ms^{-1} mit Maske.

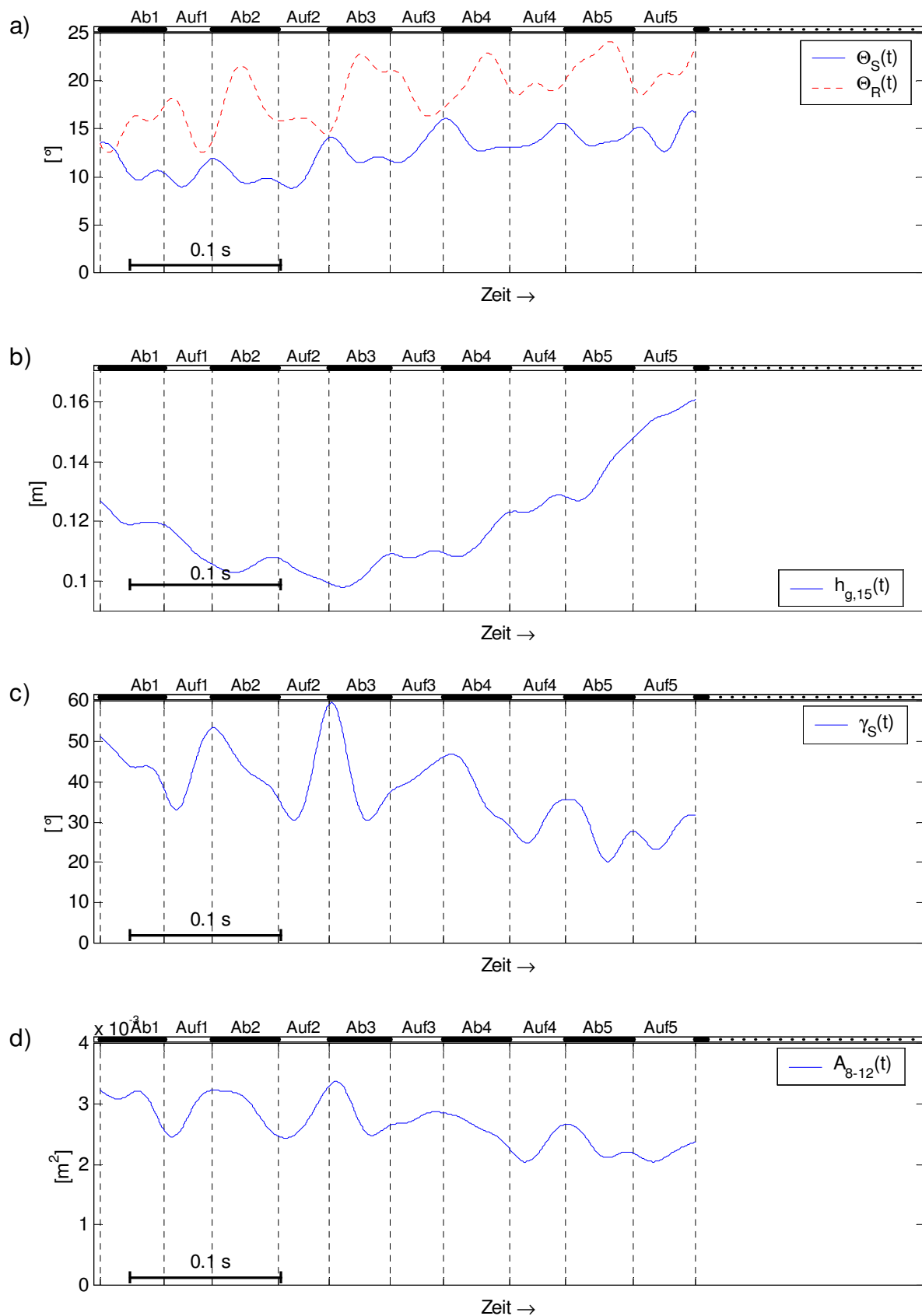


Abb. 7.74: a) Rumpf und Schwanzlängsneigungswinkel, $\Theta_R(t)$ und $\Theta_S(t)$ b) h-Koordinate des Rumpfes im geodätischen Achsenkreuz, $h_{g,15}(t)$ c) Schwanzspreizung $\gamma_S(t)$ d) Fläche des Schwanzes, $A_{8-12}(t)$, beim Flug mit 13ms^{-1} mit Maske.

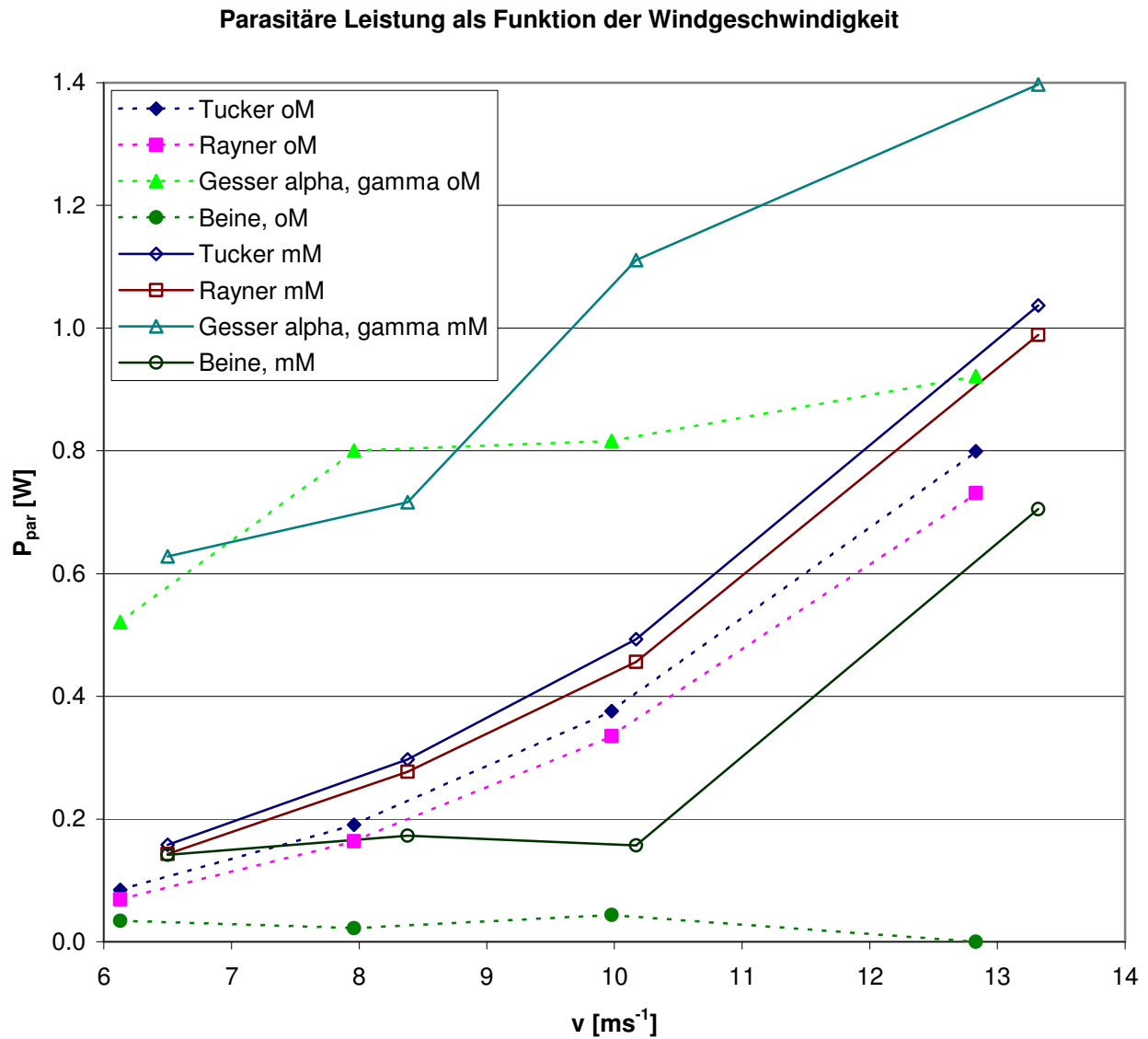


Abb. 7.75: Parasitäre Leistung, P_{par} , als Funktion der Flugeschwindigkeit, v_F . Aufgetragen sind jeweils die Werte für den Flug ohne Maske (oM) und mit Maske (mM). Tucker: Ansatz nach der „Momentum jet theory“; Rayner: Ansatz nach der „Vortex-theory“; Gesser: P_{par} berechnet aus den Messungen am Starenmodell (Teilmodell C und B, Interferenzfall, GESSER 1998) unter Berücksichtigung des Rumpfanstellwinkels, α_R , und der Schwanzspreizung, γ_S ; Beine: Parasitärer Widerstand der Beine, der bei den anderen drei Kurven nicht berücksichtigt ist.

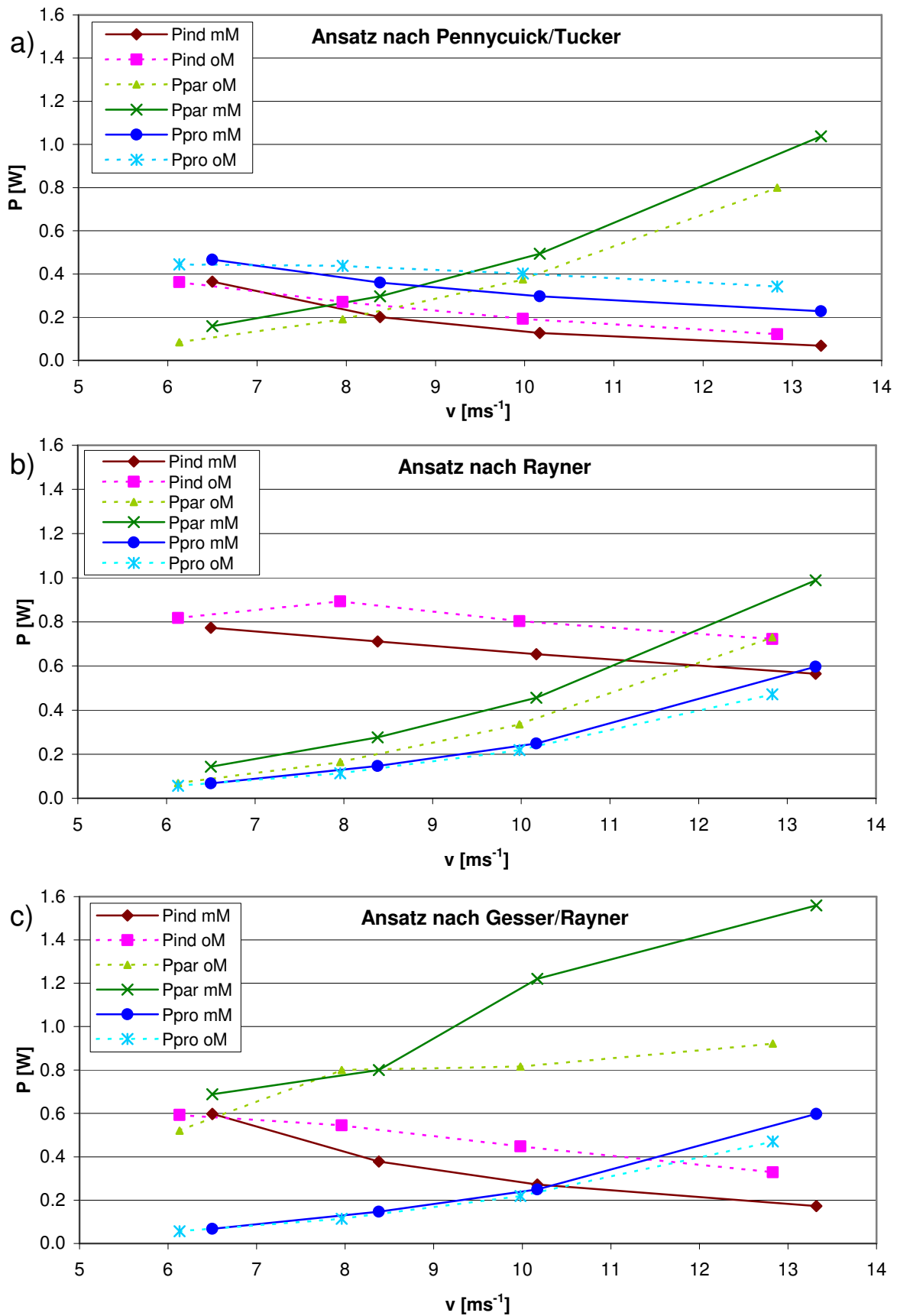


Abb. 7.76: Leistungsanteile bei den Flügen ohne und mit Maske, aufgetragen über der Fluggeschwindigkeit, v . a) Ansatz nach PENNYCUICK/TUCKER b) Ansatz nach RAYNER. c) Ansatz nach GESSER/RAYNER. P_{ind} : induzierte Leistung; P_{par} : parasitäre Leistung (ohne $P_{\text{par, Beine}}$); P_{pro} : Profileleistung; oM: ohne Maske; mM: mit Maske

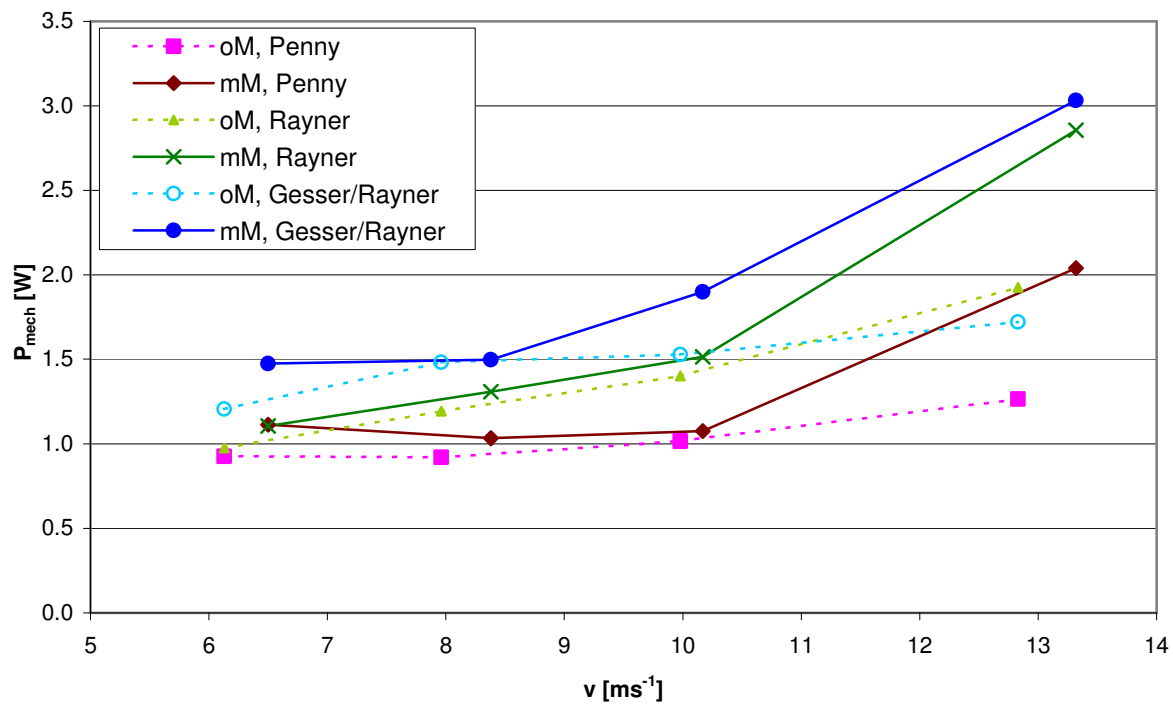


Abb. 7.77: Mechanische Flugleistung als Funktion der Fluggeschwindigkeit, v . Aus den kinematischen Größen berechnete mechanische Leistung für die Flüge mit und ohne Maske nach dem konventionellen Ansatz (Penny.), nach vereinfachter Ringwirbel-Theorie (Rayner) und nach dem kombinierten Ansatz nach GESSER/RAYNER (Gesser/Rayner). oM: ohne Maske; mM: mit Maske

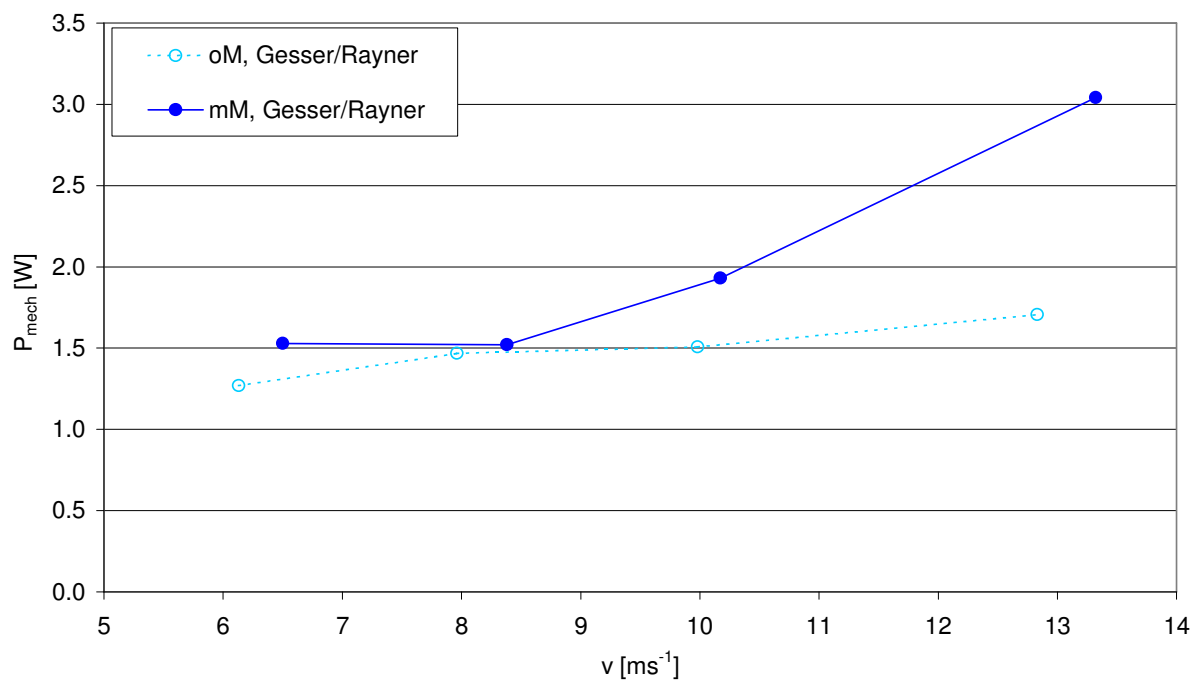


Abb. 7.78: Mechanische Flugleistung nach dem kombinierten Modell nach GESSER/RAYNER, auf gleiche Tiermasse $M = 0.0835$ kg skaliert. oM: ohne Maske; mM: mit Maske

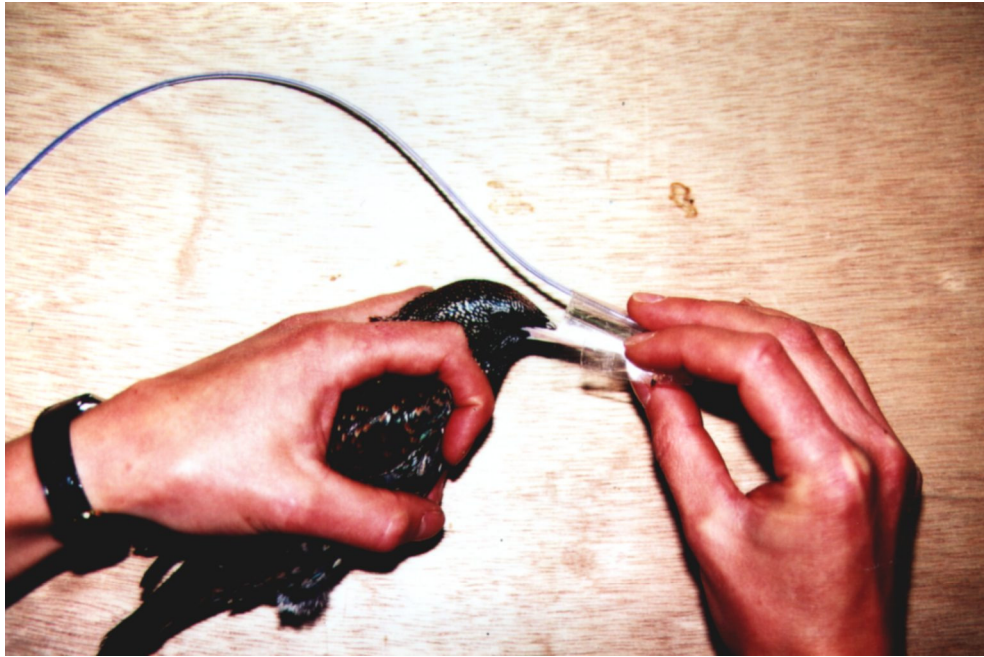


Foto 7.1: Aufziehen der respiratorischen Maske.

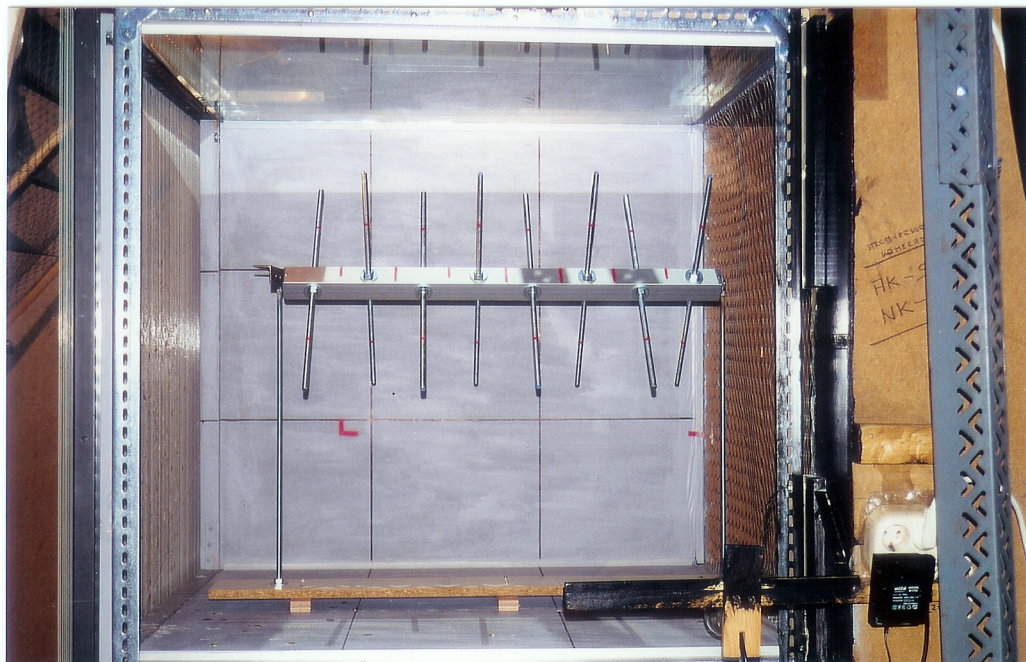


Foto 7.2: Eichkörper im Flugkäfig des Windkanals.

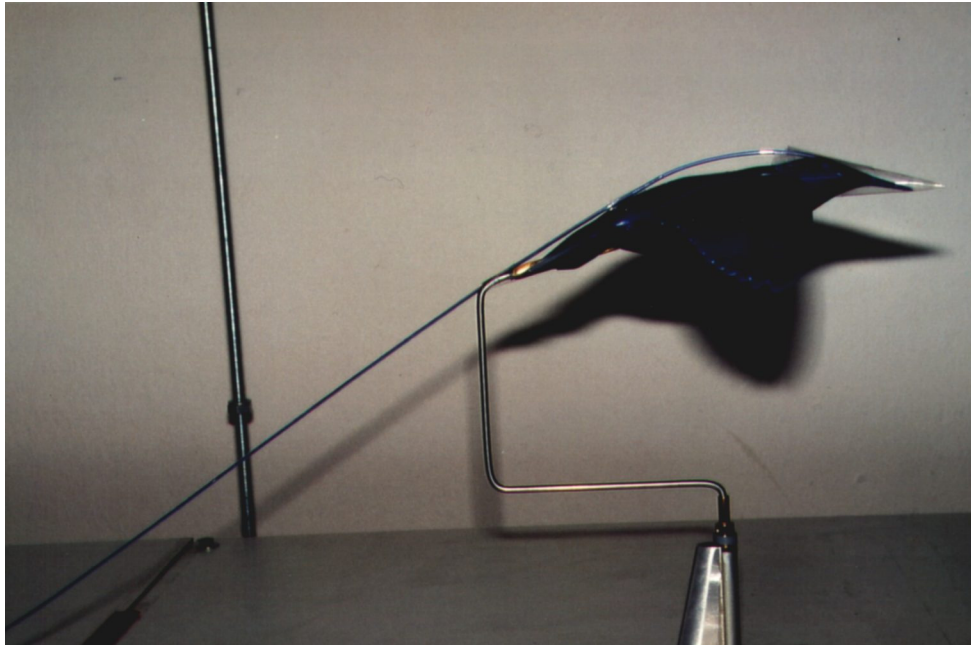


Foto 7.3: Starenmodell mit respiratorischer Maske und Schlauch auf der Dreikomponentenwaage.

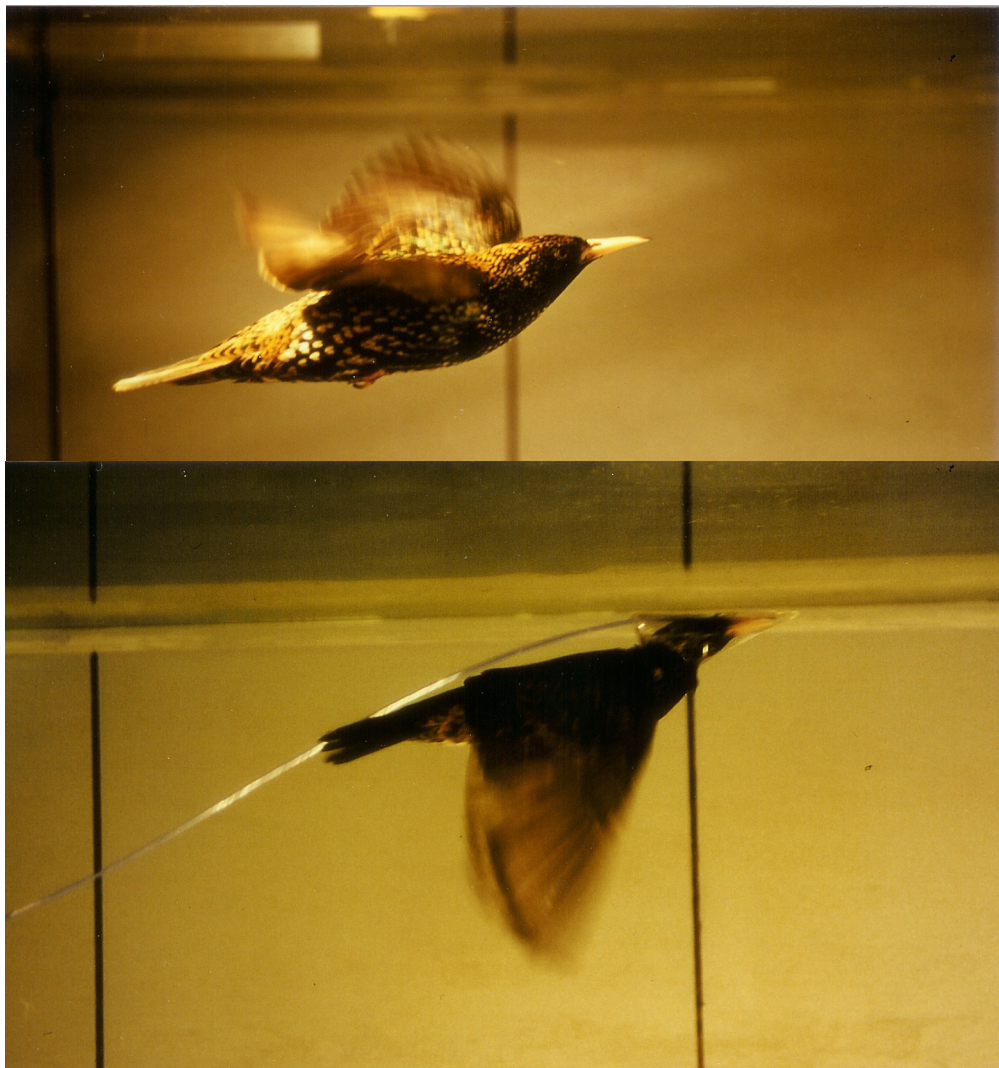


Foto 7.4: Star beim Flug im Windkanal. Oben: ohne respiratorische Maske, unten: mit respiratorischer Maske