

Technische Universität Dresden
Fakultät Maschinenwesen
Institut für Luft- und Raumfahrttechnik
Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik

Projektarbeit

ILR-LFT P 04-12

GEKÜRZTE VERSION

Thema: NOAH-System

Bearbeiter: Dirk Matthias Franke
geboren am 27.07.1980 in Karlsruhe

Betreuer: Dipl.-Ing. Alwin Güntert
Dipl.-Ing. Peter Kaletta
Verantwortlicher Hochschullehrer: Prof. Dr.-Ing. K. Wolf
Tag der Einreichung: 03.01.2005

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	4
Abkürzungsverzeichnis	4
1 EINLEITUNG	5
2 RETTUNGSSYSTEME.....	6
2.1 Gesamtrettungssystem.....	6
2.2 SOTEIRA	7
2.3 Notausstiegshilfe NOAH.....	7
2.4 Begründung der Auswahl des NOAH-Systems	8
3 ANFORDERUNGEN DES NOAH AN EIN COCKPIT	9
4 BESCHREIBUNG DER KOMPONENTEN DES NOAH-SYSTEMS	10
4.1 Auslösemechanismus	10
4.1.1 Funktionsweise der Auslöseeinheit.....	10
4.1.2 Momentaufnahmen der Auslöseeinheit.....	12
4.1.3 Sperre bei geschlossener Haube.....	12
4.2 Das Luftkissen.....	13
4.2.1 Luftkissen der Ballonfabrik Augsburg.....	13
4.2.2 Luftkissen der Firma CarTrim.....	13
4.3 Die Druckgasflascheneinheit.....	14
4.4 Anschluss Druckgasflasche, Luftkissen.....	14
4.5 Auslösegriff.....	15
4.6 Gurtschlossentriegelung	15
5 ENTWICKLUNG EINES NEUEN LUFTKISSENS	17
5.1 Anforderungen an das Luftkissen.....	17
6 ÜBERPRÜFUNG DER FUNKTIONALITÄT.....	18
6.1 Versuch zur Überprüfung der Funktionalität	18
6.2 Fehlfunktionen und Ursachen	19
6.3 Versuch zur Haubenrahmensperre	20
6.4 Ursachen für die Fehlfunktion.....	20
6.5 Gewährleistung der Dichtigkeit der Druckgasflascheneinheit.....	20
6.6 Konsequenzen, Zusammenfassung der vorzunehmenden Maßnahmen.....	21
6.6.1 Checkliste Vorflugkontrolle.....	21
6.6.2 Checkliste Jahresnachprüfung.....	21
7 ZUSAMMENFASSUNG	22

8 LITERATURVERZEICHNIS	23
8.1 Richtlinien	23
8.2 Internet	23
9 ANHANG	24
9.1 Auszüge aus Untersuchungsberichten der Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung ...	24
9.1.1 Untersuchungsbericht 3X322-1/2/98	24
9.1.2 Untersuchungsbericht 3X193-1/2/01	24
9.2 Auszüge aus: Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes (CS22) der European Aviation Safety Agency	25

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1:Gesamtrettungssystem; www.schempp-hirth.com

Abbildung 2:Skizze NOAH-System; www.dg-flugzeugbau.de

Abbildung 3:NOAH-Auslöseeinheit; DG-Flugzeugbau

Abbildung 4:Schlitten der Auslöseeinheit

Abbildung 5:Ausschnitt Bodenplatte der Auslöseeinheit, Handbuch für die Notausstiegshilfe
NOAH für DG-Einsitzer mit einteiliger Haube; Ausgabe: Juni 2002

Abbildung 6:NOAH-Auslöseeinheit

Abbildung 7:Momentaufnahmen der Auslöseeinheit

Abbildung 8:Auslöseeinheit mit Haubenbeschlag; DG-Flugzeugbau

Abbildung 9:Luftkissen der Ballonfabrik Augsburg; DG-Flugzeugbau

Abbildung 10:Luftkissen-Prototyp der Firma CarTrim, DG-Flugzeugbau

Abbildung 11:Druckgasflascheneinheit; Ausschnitt aus Zeichnung Z108 DG-Flugzeugbau

Abbildung 12:Gurtschloss Schroth; DG-Flugzeugbau

Abbildung 13:Ausschnitt Bodenplatte; Handbuch für die Notausstiegshilfe NOAH für DG-
Einsitzer mit einteiliger Haube; Ausgabe: Juni 2002

Abkürzungsverzeichnis

CFK	Kohlefaserverstärkter Kunststoff
EASA	European Aviation Safety Agency
GFK	Glasfaserverstärkter Kunststoff
LBA	Luftfahrt Bundesamt
NOAH	Notausstiegshilfe
TM	Technische Mitteilung

1 Einleitung

Im Segelflug kommt es alljährlich immer wieder zu tödlichen Unfällen. Um den Segelflugsport sicherer zu machen verankerte das Luftfahrt Bundesamt (LBA) das Mitführen eines Fallschirmes bei Überlandflügen in Segelflugzeugen und Motorseglern per Gesetz. Trotz dieser Maßnahme, die vielen Segelflugzeugführern das Leben gerettet hat und weiterhin retten wird, nehmen heutzutage noch viele Flugunfälle einen tödlichen Ausgang. Vielen Piloten ist es nicht möglich das Flugzeug im Notfall rechtzeitig zu verlassen, um sich mit dem Fallschirm zu retten (siehe Anhang 9.1 Auszüge aus Untersuchungsberichten der Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung). Besonders beim Spiralsturz sind die Fliehkräfte auf den Piloten so groß, dass ein Ausstieg mit Fallschirm aus eigener Kraft nicht möglich ist.

Die Idee ein System zu entwickeln, das dem Piloten das Aussteigen in Notsituationen erleichtert, hatte Thomas Matuschak. Dieses System wurde erstmalig beim Deutschen Segelfliegertag 1994 vorgestellt. Im Jahr 1995 schrieb Thomas Matuschak bei der Ballonfabrik Augsburg seine Diplomarbeit und im selben Jahr entwickelte er in Zusammenarbeit mit der Firma Glaser-Dirks Flugzeugbau GmbH und der Ballonfabrik Augsburg ein Notausstiegssystem. Dieses System wurde aber wegen zu geringer Nachfrage wieder eingestellt. In den Jahren 97/98 wurde die Idee des Notausstiegssystem wieder aufgegriffen, weiter entwickelt und bekam den Namen NOAH. Dieser Begriff steht für **Notausstiegshilfe**. Anfang des Jahres 1998 wurde das NOAH-System erstmalig vom Segel- und Motorsegelflugzeughersteller DG-Flugzeugbau versuchsweise in ein einsitziges DG-Segelflugzeug eingebaut und offiziell auf der Aero 1999 vorgestellt. Das NOAH-System ist eine Notausstiegshilfe, die dem Piloten das Aussteigen in Notsituationen erleichtern soll. Es ist nur eine Ergänzung zum Rettungsfallschirm. Das NOAH-System hebt den Piloten mittels eines Luftkissens, ähnlich eines Airbags bei Kraftfahrzeugen, auf Höhe der Rumpfseitenwände. Von dort muss sich der Pilot nur noch zur Seite abrollen, um das Flugzeug zu verlassen. Dies ermöglicht dem Piloten einen vergleichsweise sicheren Ausstieg mit dem Fallschirm. Nachdem ein Mitarbeiter des LBA das System getestet hat, wurde es am 04.08.2002 erfolgreich zugelassen und wird seitdem in DG-Flugzeuge eingebaut.

Die folgenden Auszüge aus der Studienarbeit umfassen eine kurze Erläuterung von Rettungssystemen, insbesondere des NOAH-Systems, allgemeinen Anforderungen, die das NOAH-System an ein Cockpit stellt, die Beschreibung der einzelnen Komponenten und den Ablauf bzw. die Bewertung der Funktionalitätsprüfung nach dem erfolgreichen Einbau des Systems.

Die Projektarbeit wurde in Zusammenarbeit mit der Firma Güntert & Kohlmetz GmbH in Bruchsal bezüglich des Segelflugzeuges Discus CS der Firma Schempp-Hirth bearbeitet.

2 Rettungssysteme

Ein Rettungssystem ist ein System, das in einer Notsituation nach dem Auslösen durch den Piloten dessen Rettung unterstützt bzw. eigenständig durchführt. Vorgestellt werden die Rettungssysteme, Gesamttrettungssystem GFS-MVEN RADA 500, Raketen-Auszugssystem SOTEIRA und die Notausstiegshilfe NOAH. Das Gesamttrettungssystem und das SOTEIRA sind Systeme, die den Piloten nach dem Auslösen selbständig retten. Das NOAH-System ist im Gegensatz dazu nur eine Rettungshilfe, die dem Piloten das Aussteigen aus dem Cockpit erleichtern soll, ihn aber nicht selbständig rettet. Die eigentliche Rettung findet anschließend mit einem Rettungsfallschirm statt, der per Gesetz bei Überlandflügen mitzuführen ist.

Systeme, die den Piloten nach dem Auslösen selbständig retten, unterliegen hohen Zulassungsbeschränkungen. Die hohen Anforderungen haben ihre Berechtigung, da jeglicher Fehler am System das Leben des Piloten gefährden kann. Aufgrund dieser hohen Anforderungen ziehen sich Entwicklungen für solche Systeme jahrelang hin und sind deshalb sehr kostenaufwendig.

Das SOTEIRA-System steckt noch in der Entwicklung und ein Zulassungstermin ist nicht veröffentlicht.

Das Gesamttrettungssystem erhielt Ende 2004 vom LBA die Zulassung.

Das NOAH-System ist seit Mitte 2002 zugelassen und findet bereits Anwendung in DG-Flugzeugen.

2.1 Gesamttrettungssystem

Das Gesamttrettungssystem GFS-MVEN RADA 500 der Firma Glasfaser Flugzeug Service in Grabenstetten und der Firma MVEN (Kazan, Russland) basiert auf der Idee, das gesamte Flugzeug am Fallschirm zu „retten“. Der Pilot rettet sich bei diesem System nicht am eigenen Fallschirm, sondern schwebt im am Fallschirm hängenden Flugzeug zu Boden (siehe Abbildung 1). Das System entfaltet nach dem Auslösen nacheinander drei Fallschirme, die den Entfaltungsstoß minimieren. Danach schwebt das Flugzeug in einer festgelegten Position zu Boden. Diese Position sieht vor, dass die Rumpfnase zuerst aufschlägt. Die Sinkgeschwindigkeit soll im Bereich 5 bis 6 m/s liegen. Der Aufschlag der Rumpfnase ist enorm, weswegen ein verstärktes Cockpit notwendig ist, um den Piloten vor schwerwiegenden Verletzungen zu schützen. Trotz dieses verstärkten Cockpits ist der Aufprallstoß sehr problematisch, da dieser nicht wie beim Fallschirmsprung über die Beine abgefangen werden kann. Beim Aufschlag sitzt der Pilot festgurtet im Flugzeug. Die Aufprallgeschwindigkeit von 6 m/s entspricht ungefähr einem Sturz aus 1,8 m.

Das Gesamttrettungssystem kann nur in Segelflugzeugen eingebaut werden, da bei Motorseglern in dem benötigten Einbauraum bereits das Triebwerk montiert ist. Die Kosten für solch ein System werden erheblich sein. Die hohen Kosten resultieren auf der einen Seite aus den aufwendigen Änderungen, die am Flugzeug gemacht werden müssen. Änderungen betreffen auch die Flugzeugstruktur (z.B. verstärktes Cockpit). Auf der anderen Seite sind die einzelnen Komponenten sehr kostenintensiv. Das System wurde Ende 2004 vom LBA



Abbildung 1: Gesamttrettungssystem

zugelassen. Der Einbau ist als große Änderung einzuordnen und muss für die einzelnen Segelflugzeuge zugelassen werden.

2.2 SOTEIRA

Das SOTEIRA-System wird von der Akaflieg Darmstadt entwickelt. Dieses System ist für Notausstiege in geringen Höhen konzipiert. In diesen Höhen ist eine sichere Fallschirmrettung ohne Hilfe nicht möglich, da der Fallschirm eine gewisse Entfaltungszeit benötigt. Dieses System „schießt“ den Piloten, ähnlich wie ein Schleudersitz, aus dem Cockpit. Anschließend öffnet sich der Fallschirm und es folgt eine normale Fallschirmrettung.

Nachdem Abwurf der Cockpithaube erfolgt der Ausschuss des Piloten. Eine Feststoffrakete befördert den Piloten in die Höhe. Die Rakete zieht den Piloten an einer Leine, die am Fallschirmgurtzeug des Piloten befestigt ist, aus dem Cockpit heraus. Um den Piloten vor den heißen Abgasen der Rakete zu schützen, wird die Rakete zuerst mit einem Mörser auf einen Sicherheitsabstand gebracht. Probeausschüsse der Akaflieg Darmstadt zogen den Dummy auf eine Höhe von ca. 18m, diese Ausschüsse erfolgten von einer Betonplatte aus. Die auf den Dummy wirkenden Beschleunigungen lagen im erlaubten Bereich. Als problematisch stellt sich mittlerweile heraus, dass sich das Segelflugzeug bei einem Ausschuss durch den Rückstoß nach unten bewegt und die Auszugshöhe von 18m in der Realität nicht erreicht werden kann. Des Weiteren wurde die Realisierung des Sicherheitsabstandes über den Mörser verworfen. Ein genauer Zeitpunkt für die Zulassung des Systems ist nicht veröffentlicht.

2.3 Notausstiegshilfe NOAH

NOAH ist ein in der Sitzschale eingebautes, gefaltetes Luftkissen. Es wird über einen Auslösegriff mechanisch betätigt (siehe Abbildung 2). Nach der Auslösung wird das Luftkissen durch eine Druckflasche (ca. 200 bar) innerhalb kurzer Zeit aufgeblasen. Eine Sperre bei geschlossener Haube verhindert das fehlerhafte Auslösen des Systems. Mit dem Auslösegriff ist ein Mechanismus zur Entriegelung des Gurtschlusses gekoppelt. Das Entriegeln des Gurtschlusses per Hand bzw. die Funktion der Gurtschlusses wird dadurch nicht beeinträchtigt. Für den Fall, dass sich das Luftkissen doch

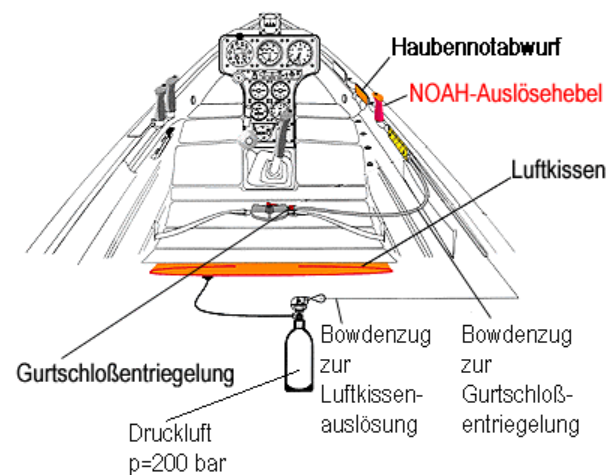


Abbildung 2: Skizze NOAH-System

fehlerhafterweise aufbläst, muss der Pilot den Anschluss der Druckleitung am Luftkissen lösen, um das Luftkissen zu entleeren. Das NOAH-System funktioniert nur in Flugzeugen, bei denen der Instrumentenpilz hochklappbar, in der Haube integriert oder wie in DG-Flugzeugen als feste Säule fixiert ist, da ansonsten die Beine des Piloten eingeklemmt werden und der Ausstieg unmöglich ist. Das NOAH-System ist nur eine Ergänzung zum Rettungsfallschirm. Ein sich automatisch öffnender Fallschirm ist zu empfehlen, da der Pilot nach oder während des Ausstiegs von Teilen des Flugzeugs handlungsunfähig gemacht werden kann. Die Reißleine ist beim automatisch öffnenden Fallschirm im Cockpit befestigt und löst beim Absprung aus dem Flugzeug automatisch aus.

Das NOAH-System ist bisher nur für einsitzige DG-Flugzeuge zugelassen. Eine Anpassung an das Segelflugzeug LS8 wird momentan von DG-Flugzeugbau umgesetzt.

Das Einsatzgebiet des NOAH-Systems sind Notausstiege in Höhen von mindestens 250m über Grund. Dies beruht auf der Tatsache, dass der Pilot nach dem Ausstieg mit dem Fallschirm gerettet wird. Die Zeit, die der Fallschirm zum Entfalten braucht, ist erst ab dieser Höhe ausreichend, um eine sichere Landung zu gewährleisten. Für Unfälle im Landeanflug oder nach dem Start ist das System nicht geeignet.

Das NOAH-System zeichnet sich gegenüber anderen Rettungssystemen dadurch aus, dass es sich theoretisch in alle Segelflugzeuge und sogar Motorsegler vergleichsweise einfach nachrüsten lässt. Der Einbau in Motorsegler ist möglich, da das System einen sehr geringen Platzbedarf hat. Der Aufwand für das Nachrüsten ist relativ gering, denn es müssen keine Strukturveränderungen am Flugzeug vorgenommen werden. Die Zuladung des Flugzeuges wird auch vergleichsweise wenig eingeschränkt, da das Gewicht des eingebauten NOAH-Systems nur ca. 4,5 kg beträgt. Aus dem geringen Aufwand für den Einbau und der Einfachheit des Systems folgt ein relativ geringer Preis.

2.4 Begründung der Auswahl des NOAH-Systems

Zum Zeitpunkt der Aufgabenformulierung war das NOAH-System das einzige zugelassene Rettungssystem. Das Gesamttrettungssystem und das SOTEIRA waren noch in der Erprobung. Die Anpassung eines noch nicht ausgereiften Systems wurde damals als nicht sinnvoll erachtet. Des Weiteren ist die Anpassung des Gesamttrettungssystems und des SOTEIRA Systems sehr aufwendig, da diese Änderungen an der Flugzeugstruktur benötigen.

Die Entscheidung fiel auf das NOAH-System da es eine einfache, aber effektive Hilfe für den Piloten ist, die sich mit überschaubaren Mitteln an ein Flugzeug anpassen lässt. Es sind für das Anpassen weder strukturverändernde Maßnahmen notwendig noch schränkt es die Zuladung des Flugzeuges ernsthaft ein. Der Preis für das System ist durch den geringen Einbauaufwand und die Einfachheit des Systems vergleichsweise niedrig und ermöglicht damit eine Attraktivität die einen großen potentiellen Kundenkreis anspricht. Das NOAH-System ist als Rettungssystem zugelassen.

3 Anforderungen des NOAH an ein Cockpit

Im folgenden Abschnitt werden allgemeine Anforderungen aufgestellt, die ein Cockpit eines Motorseglers oder Segelflugzeug erfüllen muss, damit der Einbau des NOAH-Systems grundsätzlich möglich ist.

Anhand der einzelnen Punkte muss genau überprüft werden, ob die Voraussetzungen für den Einbau bzw. die Anpassung an das jeweilige Flugzeug erfüllt sind. Es kann nur prinzipiell abgeklärt werden, ob der Einbau des NOAH-Systems möglich ist.

Folgende Punkte sind am Cockpit zu überprüfen:

1. Großer Haubenrahmensechnitt unter der Bedingung, dass sich der Kopf des Piloten nicht unter dem Haubenrahmen befindet.
2. Ausstiegsmöglichkeit durch hochklappbaren, in der Cockpithaube integrierten oder als feste Säule montierten Instrumentenpfeiler.
3. Sitzposition des Piloten maximal 300mm für Luftkissen der Ballonfabrik Augsburg bzw. maximal 380mm für Luftkissen der Firma CarTrim unterhalb des Haubenrahmens.
4. Ausreichender Einbauraum für die einzelnen Komponenten, unter Berücksichtigung, dass der Pilot in seiner Bewegungsfreiheit nicht eingeschränkt wird. Die Auslöseeinheit muss im Bereich des Haubenrahmens eingebaut werden, damit die Funktion der Haubenrahmensperre garantiert werden kann.
5. Keine scharfen Kanten oder störende Bauteile, die den Notausstieg behindern oder den Piloten verletzen

Der Einbau des NOAH-Systems ist grundsätzlich möglich, wenn alle genannten Punkte erfüllt sind. Eine Zulassung durch das LBA muss stets erteilt werden. Für den Einbau der Version des NOAH-Systems mit dem Luftkissen der Ballonfabrik Augsburg existiert bereits ein Handbuch. Für die Version mit dem Luftkissen der Firma CarTrim muss ein neues Handbuch verfasst werden.

Wenn Abänderungen an Komponenten für den Einbau notwendig sind, müssen diese Abänderungen vom LBA zugelassen werden und ein neues NOAH-Handbuch erstellt werden.

4 Beschreibung der Komponenten des NOAH-Systems

Im folgenden werden die einzelnen Komponenten des NOAH-Systems und deren Funktionsweise vorgestellt, sowie wichtige Punkte aufgezeigt, die beim Einbau zu beachten sind.

Grundsätzlich besteht das NOAH-System aus der Auslöseeinheit mit integrierter Sperre bei geschlossener Haube, der Druckgasflascheneinheit, dem Luftkissen, dem Auslösegriff und der Gurtschlossentriegelung.

4.1 Auslösemechanismus

Die Auslöseeinheit (siehe Abbildung 3) ist das Kernstück des NOAH-Systems. Sie ist für die Ansteuerung des Ventils der Druckgasflasche, ausgeführt als Kückenhahn, und für die Ansteuerung der Gurtschlossentriegelung zuständig.



Abbildung 3: NOAH-Auslöseeinheit eingebaut in einem DG-Flugzeug

4.1.1 Funktionsweise der Auslöseeinheit

Wie bereits in der Einleitung (siehe Kapitel 1) und der Beschreibung des NOAH-Systems (siehe Kapitel 2.3) erläutert, wird das NOAH-System mit dem Auslösegriff ausgelöst. Dieser wird vom Piloten gezogen. Der Auslösegriff ist über einen Seilzug mit der Auslöseeinheit gekoppelt. Die Auslöseeinheit besteht aus zwei Komponenten. Eine im Rumpf befestigte Komponente und dem darauf geführten Schlitten (verchromtes Bauteil siehe Abbildung 3 bzw. Abbildung 4). Der auf dem Schlitten verschweißte Winkel dient als Haubenrahmensperre (siehe Kapitel 4.1.3). Der Seilzug des Auslösegriffs greift am Schlitten in Position [1]

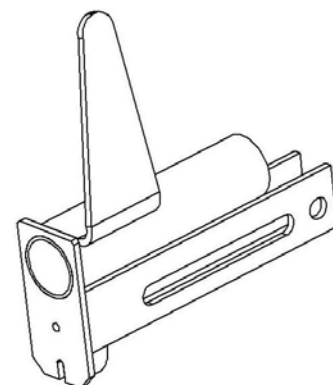


Abbildung 4: Schlitten

an (siehe Abbildung 5). Nachdem Abwurf der Cockpithaube kann das System ausgelöst werden. Dabei bewegt sich der Schlitten in Richtung des grünen Pfeils (siehe Abbildung 5).

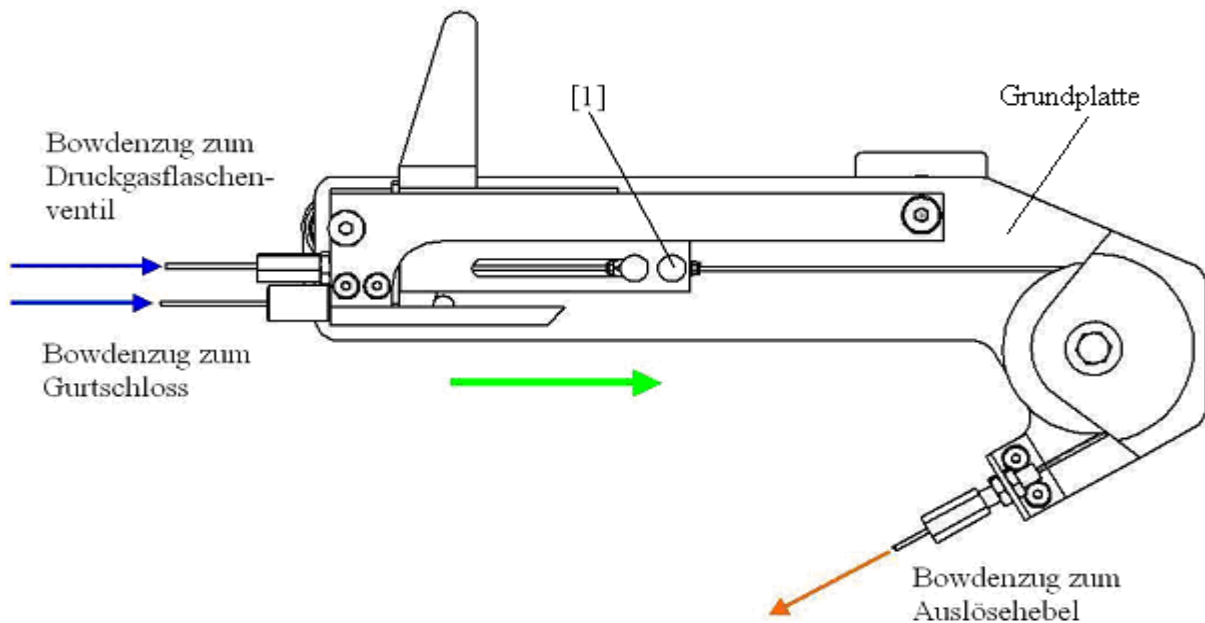


Abbildung 5: NOAH-Auslöseeinheit

Durch die Konstruktion der Auslöseeinheit wird zuerst das Gurtschloss und erst dann der Rückenhahn zum Befüllen des Luftkissens geöffnet. Dies verhindert das Einklemmen des Piloten zwischen Luftkissen und Gurtzeug. Diese Forderung wurde über das Langloch im Schlitten realisiert. Sobald der Pilot den Auslösegriff zieht, bewegt sich der Schlitten in grüner Pfeilrichtung und das Gurtschloss wird betätigt (Abbildung 5). Der Seilzug zum Druckgasflaschenventil verharrt in seiner Position. Das Gurtschloss ist 10mm vor dem Anliegen des Splintbolzens im Langloch vollständig gelöst, der Pilot sitzt zu diesem Zeitpunkt unangeschnallt im Cockpit (Abbildung 6). Der Rückenhahn wird erst betätigt, wenn der Schlitten so weit gezogen wurde, dass der Splintbolzen, an dem der Ventil-Seilzug befestigt ist, am Langloch anliegt.

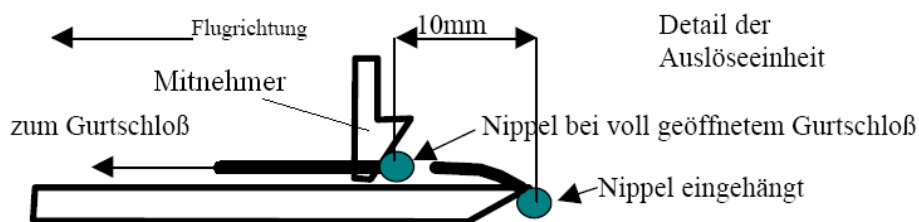


Abbildung 6: Ausschnitt Bodenplatte der Auslöseeinheit

Zu diesem Zeitpunkt ist der Nippel in der Bodenplatte bereits eingehängt, dies verhindert, dass das Gurtschloss sich wieder schließt (siehe Abbildung 6). Der Nippel ist eine Kugel, die am Seilzug zum Gurtschloss befestigt ist und dazu dient, dass der Mitnehmer den Gurtschlossseilzug ansteuert. Darüber hinaus ist ohne den Nippel das Einhängen des Seilzuges in der Bodenplatte nicht möglich. Die weitere Bewegung des Schlittens öffnet das Ventil vollständig. Der Ablauf der Bewegung des Schlittens ist in Abbildung 7 in vier charakteristischen Momentaufnahmen zu sehen.

4.1.2 Momentaufnahmen der Auslöseeinheit

Zu Abbildung 7:

Zeitpunkt 1 zeigt die Auslöseeinheit im Normalzustand, d.h. im unausgelösten Zustand.

Zum Zeitpunkt 2 wurde der Auslösegriff bereits zu ca. $\frac{1}{4}$ gezogen, der Seilzug zum Gurtschloss ist mehr als die Hälfte gezogen, der Seilzug zum Auslösen der Druckgasflasche wird noch nicht angesteuert.

Zeitpunkt 3 zeigt den Zeitpunkt bei dem das Gurtschloss bereits vollständig gelöst ist, der Pilot befindet sich unangeschnallt im Cockpit. Der Nippel des Gurtschlusses ist in der Bodenplatte eingehängt. Der Seilzug zum Küchenhahn liegt nun im Langloch an und der Küchenhahn wird mit dem weiteren Ziehen des Auslösegriffs geöffnet.

Zum Zeitpunkt 4 ist der Auslösevorgang beendet. Der Schlitten liegt an der Hülse an, der Auslösegriff lässt sich nicht weiter ziehen. Der Küchenhahn ist nun

komplett geöffnet und der Pilot sitzt auf dem entfaltenen Luftkissen.

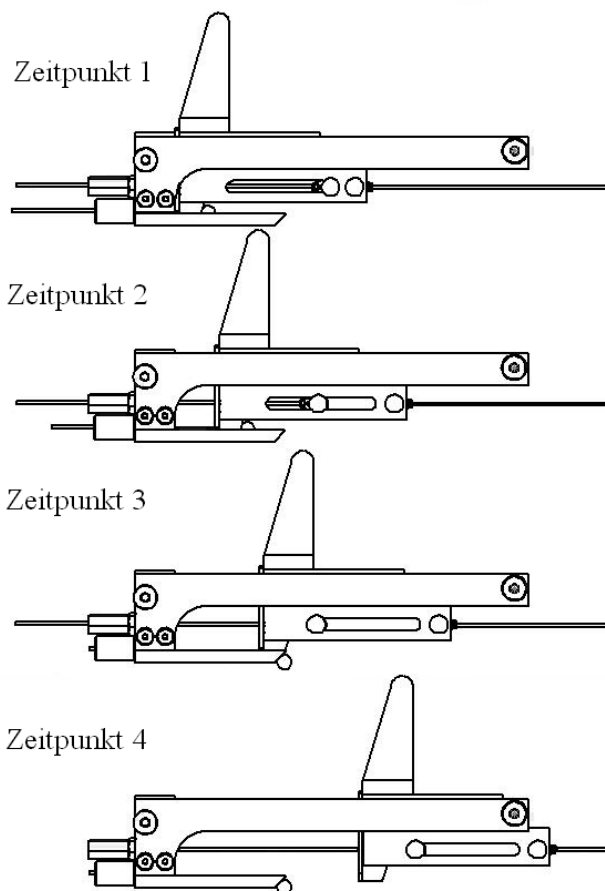


Abbildung 7: Momentaufnahmen der Auslöseeinheit

4.1.3 Sperre bei geschlossener Haube

Die Sperrvorrichtung bei geschlossener Haube ist in der Auslöseeinheit integriert. Sie besteht aus einem Winkel und dem Haubenrahmenbeschlag. Der Winkel ist auf dem Schlitten der Auslöseeinheit aufgeschweißt. Der Haubenrahmenbeschlag ist in die Cockpithaube eingearzt (siehe Abbildung 8, Position [1]). Bei geschlossener Haube lässt sich das System nicht auslösen, da der Winkel gegen den Haubenrahmenbeschlag stößt. Es ist somit nicht möglich, den Auslösegriff bzw. den Schlitten weiter zu „ziehen“. Diese Einheit verhindert, dass der Pilot bei geschlossener Cockpithaube das NOAH-System auslöst.



Abbildung 8: Auslöseeinheit mit Haubenrahmenbeschlag

4.2 Das Luftkissen

Für das NOAH-System sind bisher zwei Luftkissen entwickelt worden. Ein Luftkissen von der Ballonfabrik Augsburg und ein Prototyp der Firma CarTrim in Plauen. Die Luftkissen unterscheiden sich auf den ersten Blick hauptsächlich durch ihren maximalen Hub.

4.2.1 Luftkissen der Ballonfabrik Augsburg

Wie in der Einleitung bereits beschrieben, wurde das NOAH-System zusammen mit der Ballonfabrik Augsburg entwickelt. Das Luftkissen der Ballonfabrik Augsburg (siehe Abbildung 9) hat im entfalteten Zustand eine eher kugelförmige Form. Der maximale Hub des Luftkissens beträgt ca. 280mm bei hohen Belastungen (im Bereich von dreifacher Erdbeschleunigung). Das Luftkissen ist mit einem Überdruckventil und einem Ablassventil ausgestattet. Das Ablassventil ermöglicht dem Piloten bei fehlerhaftem Auslösen des NOAH-Systems das Luftkissen zu entleeren. Das Überdruckventil löst bei einem Überdruck im Luftkissen von $p=0,33-0,43$ bar aus und verhindert, dass der Pilot Schädigungen bei Fehlauflösung oder bei nicht öffnen des Gurtschlusses erleidet. Da der wirtschaftliche Erfolg bisher ausblieb und ein zweites, abgeändertes Luftkissen für die DG-Flugzeuge benötigt wurde, hat sich die Ballonfabrik aus Kostengründen aus den weiteren Entwicklungen zurückgezogen. Für das NOAH-System in Verbindung mit diesem Luftkissen existiert bereits ein Handbuch.



Abbildung 9: Luftkissen der Ballonfabrik Augsburg

4.2.2 Luftkissen der Firma CarTrim



Abbildung 10: Luftkissen-Prototyp der Firma CarTrim

Nachdem sich die Ballonfabrik Augsburg aus den Entwicklungen für ein weiteres Luftkissen zurückgezogen hat, wurde ein Hersteller für ein neues Luftkissen gefunden (siehe Abbildung 10), die Firma CarTrim mit Sitz in Plauen. Bei diesem Luftkissen wurde auf das Ablassventil verzichtet. Das Überdruckventil, das den Piloten vor Schädigungen bei der Fehlauflösung schützen soll, wurde bei diesem Luftkissen über die Nähte realisiert. Die Nähte des Luftkissens sind nicht dicht, sondern fungieren als Überdruckventil. Es ist festzuhalten, dass die eigentliche Funktion des maximalen Masse von $m=110\text{kg}$, bei

Luftkissens, die das Anheben eines Piloten, der

dreifacher Erdbeschleunigung fordert, laut DG-Flugzeugbau dadurch nicht eingeschränkt wird. Der maximale Hub des Luftkissens beträgt ohne Belastung ca. 380mm. Durch seine Nähart weist das Luftkissen im ausgelösten Zustand eine nahezu ebene Sitzfläche auf. Das Luftkissen ist aus dem Material Polyamid 6.6 hergestellt.

Das Luftkissen der Firma CarTrim existiert bisher nur als Prototyp. Eine Serienfertigung, bzw. eine Aufnahme der Produktion ist bisher aus Gründen der geringen Nachfrage noch nicht in Sicht.

Für die Version des NOAH-Systems mit dem Luftkissen der Firma CarTrim besteht bisher kein Handbuch.

4.3 Die Druckgasflascheneinheit

Die Versorgung des Luftkissens erfolgt über eine Druckgasflasche. Diese Druckgasflasche ist eine Sonderentwicklung des Fraunhoferinstituts im Auftrag von DG Flugzeugbau. Die Druckgasflascheneinheit besteht aus der eigentlichen Druckgasflasche (3), dem Flansch (1), der Betätigungsscheibe für den Kückenhahn (2) und dem Kückenhahn (Swagelok SS-6-MO-1-6RS) (siehe Abbildung 11).

Technische Daten der Druckgasflasche:

- Durchmesser $d=70\text{mm}$
- Länge $l=\text{ca. } 240\text{mm}$
- maximal zulässiger Druck: $p_{\text{max}}=300\text{bar}$
- Volumen: $V=0,51$
- Material: Aluminium

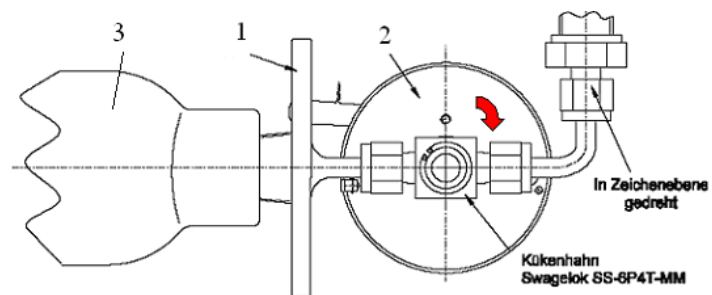


Abbildung 11: Druckgasflascheneinheit

Die Druckgasflasche wird mit Stickstoff gefüllt. Der Sicherheitsfaktor bei diesem System liegt gemäß CS22.303 bei $S=1,5$ (siehe Anhang 9.2). Daraus resultiert der maximal zulässige Fülldruck zu $p_{\text{DF}}=200\text{bar}$. Die Masse der befüllten Druckgasflascheneinheit beträgt $m\approx 1,4\text{kg}$. Für den Transport der Einheit ist diese mit einer Transportsicherung versehen, die mittels eines Splints das ungewollte Öffnen des Kückenhahns verhindert. Beim Einbau der Einheit wird dieser Splint entfernt.

Die Ansteuerung der Druckgasflascheneinheit erfolgt mechanisch über einen Seilzug. Der Seilzug ist in der Betätigungsscheibe eingehängt. Wenn der Pilot den Auslösegriff bedient, dreht sich die Betätigungsscheibe in Richtung des roten Pfeils und öffnet den Kückenhahn (siehe Abbildung 11, der Seilzug ist in der Abbildung nicht eingezeichnet).

Vor der Zulassung der Druckgasflascheneinheit wird diese vom Fraunhoferinstitut intensiv auf Dichtigkeit geprüft (siehe Kapitel 6.5).

4.4 Anschluss Druckgasflasche, Luftkissen

Der Anschluss der Druckgasflasche mit dem Luftkissen erfolgt mittels eines Hochdruckschlauches. Dieser wird mit dem Luftkissen und der Auslöseeinheit von DG-Flugzeugbau geliefert. Der Hochdruckschlauch ist ein Produkt der Ballonfabrik Augsburg.

Daten des Hochdruckschlauchs

- Druckschlauch gemäß DIN 20021 Teil 3
- Material: Synthetik Kautschuk mit Drahtgeflechteinlage
- Anschlüsse: INP 402 1/4", DKR 3/8"
- Länge: 600mm

4.5 Auslösegriff

Der Auslösegriff dient zur Ansteuerung des NOAH-Systems. Die Ansteuerung erfolgt mechanisch über einen Seilzug. Der Seilzug greift, wie bereits in Kapitel 4.1.1 beschrieben, am Schlitten der Auslöseeinheit an. Der Seilzug ist mittels einer Kausche am Splintbolzen (siehe Position [1], Abbildung 5) der Auslöseeinheit befestigt.

Die Geometrie der Auslöseeinheit und der Betätigungsscheibe des Ventils bestimmt den Auslöseweg des Auslösegriffs. Der Weg, der benötigt wird, um das NOAH-System vollständig auszulösen beträgt ca. 89mm.

Der Auslöseweg setzt sich aus dem Öffnen des Küchenhahns und dem Auslöseweg zum Öffnen des Gurtschlusses zusammen. Der Auslöseweg, der das Gurtschloss vollständig öffnet beträgt $l_I=36\text{mm}$. Abbildung 6 zeigt, dass ein weiterer Weg von $l_{II}=10\text{mm}$ benötigt wird, bis der Nippel in der Bodenplatte eingehängt ist. Ab diesem Zeitpunkt wird der Seilzug gezogen, der das Druckgasflaschenventil öffnet. Zum kompletten Öffnen des Küchenhahns muss dieser um eine viertel Drehung gedreht werden. Die Betätigungsscheibe erzeugt diese Drehung. Der Seilzug greift in einem Radius von $r=27\text{mm}$ an der Betätigungsscheibe an. Daraus ergibt sich ein Verstellweg für die Betätigungsscheibe von:

$$l_{III} = \frac{1}{2} \cdot \pi \cdot r = 42,41\text{mm}$$

Der gesamte Verstellweg ergibt sich aus der Summe der einzelnen Wege zu:

$$l_{\text{auslöse}} = l_I + l_{II} + l_{III} = 88,41\text{mm}$$

Der maximale Verstellweg der Auslöseeinheit bzw. des Schlittens beträgt $l_{\text{max}}=92\text{mm}$, somit ist das vollständige Öffnen des Küchenhahns gewährleistet.

4.6 Gurtschlössentriegelung

Das Gurtschloss wird normalerweise per Hand über eine Drehbewegung geöffnet. Diese Drehbewegung wird beim NOAH-System über einen Seilzug erzeugt. Gurtschlösser, die nicht mit einer Drehbewegung geöffnet werden, sind für das NOAH-System nicht verwendbar.

Der Seilzug zum Öffnen des Gurtschlusses greift tangential am Gurtschlüssoberteil an und übt unter Last auf das Gurtschloss ein Moment aus. Dieses Moment erzeugt die Drehung bzw. das Öffnen des Gurtschlusses. Der Seilzug wird vom Piloten mittels der Auslöseeinheit gezogen. Da sich das Gurtschloss wieder selbständig schließt und die Gefahr besteht, dass der Pilot dadurch



Abbildung 12: Gurtschloss der Firma Schroth

wieder angeschnallt wird, wird nach der Auslösung des NOAH Systems das Gurtschloss im geöffneten Zustand fixiert. Dies erfolgt über den Nippel am Seilzug, der in die Bodenplatte der Auslöseeinheit eingehängt wird und das Schließen verhindert (siehe Kap. 4.1.1, Abbildung 6). In Abbildung 12 ist die Ansteuerung des Gurtschlusses der Firma Schroth mit dem Seilzug zu sehen.

Durch die an der Auslöseeinheit zur Verfügung stehende Strecke $l_1=36\text{mm}$ für die Auslösung des Gurtschlusses, sind nicht alle Gurtschlösser verwendbar. Für die Gurtschlösser Gadringer und Schroth ist der Auslöseweg ausreichend, um die Drehbewegung zum Öffnen des Gurtschlusses vollständig auszuführen.

Die genaue Bezeichnung der Gurtschlösser die verwendet werden können lautet:

- Gurtschloss Gadringer mit Drehschloss BAGU 5202
- Gurtschloss Schroth 4-01-010806(ohne zusätzlichen freien Weg vor der Öffnung)

Andere Gurtschlösser sind nicht verwendbar.

Die Funktion des Gurtschlusses wird durch die Abänderungen für das NOAH-System nicht beeinträchtigt. Das Öffnen und Schließen des Gurtschlusses per Hand funktioniert weiterhin. Der Seilzug zwischen Auslöseeinheit und dem Gurtschloss wird in einem Schutzschlauch geführt. Dieser besteht aus einer Bowdenzughülle, einem Schlauch und einem Schrumpfschlauch.

5 Entwicklung eines neuen Luftkissens

In diesem Kapitel werden allgemeine Anforderungen für ein Luftkissen aufgestellt, das in Verbindung mit dem NOAH-System verwendet werden soll.

5.1 Anforderungen an das Luftkissen

1. den Piloten bei mindestens dreifache Erdbeschleunigung auf die Höhe des Haubenrahmens heben ($m_{\max}=110\text{kg}$)
2. den Cockpitraum gut ausfüllen
3. dem Piloten einen sicheren Ausstieg gewähren
4. mit Hilfe der gespeicherten Energie in der Druckgasflasche die Anforderungen erfüllen ($p_{\text{DF}}=200\text{bar}$, $V_{\text{DF}}=0,5\text{l}$, Füllgas: gasförmiger Stickstoff)
5. eine möglichst ebene Sitzfläche
6. leicht zugängliches Ablassventil
7. Überdruckventil ($p_{\max}=0,33-0,43\text{bar}$ über Umgebungsdruck)

Bei der kompletten Neuentwicklung eines Luftkissens ist auf die genannten Punkte zu achten.

6 Überprüfung der Funktionalität

Die Überprüfung der Funktionalität besteht aus zwei Bereichen. Der erste Bereich geht auf die Überprüfung der Komponenten ein. Der zweite Bereich befasst sich mit möglichen Fehlerquellen beim Einbau, deren Beseitigung bzw. deren Vorbeugung und Maßnahmen zur Erhaltung der Funktionalität. Die Schlussfolgerungen für die Versuche und die möglichen Fehlerquellen sind im Kapitel 6.6 zusammengefasst.

6.1 Versuch zur Überprüfung der Funktionalität

Bei der praktischen Überprüfung des Systems ist sicherzustellen, dass alle Komponenten fehlerfrei funktionieren. Der Pilot muss problemlos und unverletzt aussteigen können.

Der praktische Versuch sieht vor, dass das System zu Überprüfungszwecken mit einem lebenden Dummy ausgelöst wird. Bei diesem Versuch ist die Anforderung, den Piloten bei Beschleunigungen von mindestens dreifacher Erdbeschleunigung auf Haubenrahmenhöhe zu heben, nicht zu überprüfen.

Dieser Versuch soll lediglich den Nachweis erbringen, dass das System in Bezug auf alle Komponenten fehlerfrei funktioniert. Der eigentliche Versuch findet ohne Cockpithaube statt, da der Abwurf der Haube auf die Funktion des Systems keinen Einfluss hat. Die Haubenrahmensperre muss getrennt untersucht werden (siehe Kapitel 6.3).

Bei diesem Versuch wird kontrolliert:

1. fehlerfreies Funktionieren aller Komponenten
2. Testperson konnte problemlos und unverletzt aussteigen (gemäß Bauvorschrift CS22 siehe Anhang 9.2, Absatz 22.786)
3. Auslösegriff leicht zugänglich
4. Auslösekraft am Auslösegriff

zu 1 Bei der Überprüfung des fehlerfreien Funktionierens der einzelnen Komponenten sollte nach dem vollständigen Auslösen des Systems im einzelnen überprüft werden, dass:

- a) der Nippel am Seilzug für das Gurtschloss ist an der Bodenplatte eingehängt, d.h. das Gurtschloss ist im geöffneten Zustand fixiert.
- b) der Kückenhahn an der Druckgasflasche komplett geöffnet ist
- c) das Luftkissen vollständig entfaltet wurde

zu 2 Bei diesem Überprüfungspunkt sollte insbesondere auf die Problematik des Haubenrahmenausschnittes eingegangen werden. Demnach ist ein Versuch mit ganz zurückgestellter Rückenlehne und einer großen Testperson durchzuführen, deren Kopf durch einen Helm oder etwas Ähnlichem geschützt ist.

zu 3 Dieser Überprüfungspunkt berücksichtigt, dass der Pilot auch bei Belastungen von mindestens dreifacher Erdbeschleunigung den Auslösegriff problemlos erreichen bzw. bedienen kann. Die Umgebungsbedingung ist schwer zu simulieren, jedoch ist es ausreichend zu überprüfen, dass der Pilot in seiner Sitzposition den Griff ohne sich zu strecken oder unter Drehung seiner Schulter erreichen kann.

- zu 4 In der Bauvorschrift CS22.807d (siehe Anhang Kapitel 9.2) wird gefordert, dass die Kraft, die zum Auslösen des Haubennotabwurfs aufzuwenden ist, im Bereich 5 bis 15 daN liegt. In diesem Bereich sollte auch die Kraft für das Auslösen des NOAH-Systems liegen, da es sich hierbei um ein System handelt, das genau wie der Haubennotabwurf in Extremsituationen, unter hohen Beschleunigungslasten, bedient werden soll.

6.2 Fehlfunktionen und Ursachen

- zu 1 a) Gurtschloß wurde nicht geöffnet. Für das Nichtauslösen gibt es mehrere Gründe. Auf der einen Seite gibt es Gründe in Bezug auf den Einbau und das Material, d.h. dass der Seilzug zwischen Auslöseeinheit und Gurtschloß nicht richtig angeschlossen oder der Seilzug gerissen ist. Auf der anderen Seite ist es möglich, dass der Nippel vor der Auslösung nicht an der richtigen Stelle gewesen ist. Der Nippel muss sich vor dem Auslösen, in Bezug auf die Flugrichtung, hinter dem Mitnehmer befinden (siehe Abbildung 13).

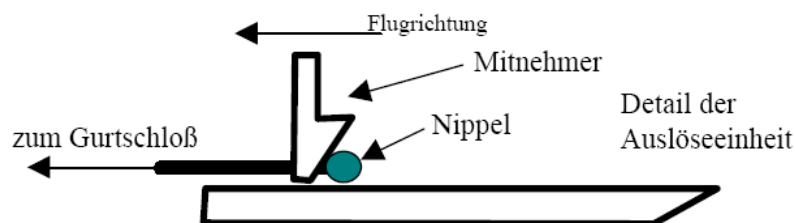


Abbildung 13: Ausschnitt Bodenplatte, Auslöseeinheit im unausgelösten Zustand

- b) Der Auslöseweg der Auslöseeinheit ist ausreichend, um den Küchenhahn vollständig zu öffnen (siehe Kapitel 4.5 Auslösegriff). Wenn der Küchenhahn trotzdem nicht vollständig geöffnet ist, gibt es dafür mehrere Möglichkeiten:
- Seilzug nicht komplett gezogen
 - Seilzug gerissen oder verklemmt
 - Küchenhahn bzw. die Betätigungsscheibe blockiert oder verklemmt
 - Anschlüsse nicht richtig angeschlossen
- c) Das Luftkissen erfüllt gemäß Kapitel 5.1 die Anforderungen, die das NOAH-System stellt. Wenn das Luftkissen trotzdem nach dem Auslösen nicht vollständig entfaltet wurde, gibt es dafür mehrere Fälle:
- Luftkissen nicht ordnungsgemäß angeschlossen
 - Hochdruckschlauch defekt
 - Druckgasflasche nicht korrekt angeschlossen
 - Druckgasflasche weist nicht den geforderten Druck auf
- zu 2 Die Einbauposition des Auslösegriffs wurde unter Berücksichtigung der leichten Zugänglichkeit gewählt. Wenn dadurch die Problematik entsteht, dass die

Auslösehand des Piloten zwischen Bordwand und Luftkissen eingeklemmt wird, muss die Einbauposition korrigiert werden.

Wenn die Funktionalitätsüberprüfung ergibt, dass die Testperson nicht problemlos aussteigen kann, muss intensiv über die Beseitigung der möglichen Ursache nachgedacht werden.

- zu 3 Die Position des Auslösegriffs wurde anhand der Anforderung der leichten Zugänglichkeit gewählt. Wenn dies nicht gewährleistet ist, muss die Einbauposition korrigiert werden.
- zu 4 Die Auslösekraft liegt nicht im geforderten Bereich. Der Anlass hier für kann sein, dass die Seilzüge bei dem Montage mit zu engen Radien verlegt wurden.

6.3 Versuch zur Haubenrahmensperre

Die Funktion der Haubenrahmensperre wird mit geschlossener Haube überprüft. Dabei ist festzustellen, ob der Winkel der Auslöseeinheit am Haubenrahmenbeschlag anliegt und das System dadurch nicht ausgelöst werden kann. Außerdem ist darauf zu achten, dass das Gurtschloss nicht gelöst wurde.

6.4 Ursachen für die Fehlfunktion

Wenn das System trotz des Haubenrahmenbeschlags ausgelöst werden kann, gibt es zwei Möglichkeiten, weshalb dies der Fall ist. Zum einen kann der Haubenrahmenbeschlag falsch positioniert sein, d.h. der Schlitten berührt den Beschlag nicht, gleitet vorbei. Die andere Möglichkeit ist, dass der Haubenbeschlag nicht ordnungsgemäß eingeharzt wurde und somit die Festigkeit nicht gesichert ist.

Wenn das Gurtschloss sich öffnet, der Winkel aber gegen den Haubenbeschlag stößt, ist bei der Montage der geforderte Abstand zwischen Winkel und Haubenbeschlag nicht eingehalten worden.

6.5 Gewährleistung der Dichtigkeit der Druckgasflascheneinheit

Wie schon in Kapitel 4.3 beschrieben, sind die Druckgasflaschen eine Sonderentwicklung des Fraunhoferinstituts. Der Dichtigkeitsnachweis wird von diesem Institut durchgeführt.

Die Dichtigkeit des Systems Flasche, Adapter, Küchenhahn wird durch Wiegen überprüft. Die Flaschen werden vor und nach dem Füllvorgang gewogen. Der Fülldruck für die Prüfprozedur beträgt $p=300\text{bar}$. Dies ist der maximal zulässige Druck. Das Nachwiegen erfolgt frühestens zwei bis drei Tage nach der Abfüllung der Druckgasflaschen. Bei Abweichungen im Milligramm-Bereich wird das System durch einfaches Eintauchen in blasenfreies Wasser geprüft. Hierbei wird allerdings nur der Flansch, Hahn und der Flaschenkopf ins Wasser getaucht. Für diese Kontrolle wird viel Zeit aufgewendet, um minimalste Leckagen zu entdecken. Daraufhin wird die undichte Komponente getauscht bzw. neu abgedichtet. Die Einheit wird dann erneut der Prüfprozedur unterzogen.

Nachdem zweifelsfrei die Dichtigkeit des Systems festgestellt wurde, werden die Druckflaschen mit dem Überdruck von $p_{DF}=200\text{bar}$ befüllt und für die praktische Anwendung zugelassen.

6.6 Konsequenzen, Zusammenfassung der vorzunehmenden Maßnahmen

In diesem Kapitel wird für die Vorflugkontrolle und die Jahresnachprüfung eine Checkliste aufgestellt. Anhand dieser Checkliste muss vor dem Flug und in der Jahresnachprüfung das NOAH-System überprüft werden.

6.6.1 Checkliste Vorflugkontrolle

Vor jedem Start müssen folgende Punkte bezüglich des eingebauten NOAH-Systems überprüft werden:

- Luftkissen, Hochdruckschlauch und Seilzüge sind auf Beschädigungen, richtige Position und richtigen Anschluss zu überprüfen
- Nippel des Seilzugs zum Gurtschloss befinden sich in Flugrichtung hinter dem Mitnehmer
- Transportsicherung an der Druckgasflasche ist entfernt

Werden Beschädigungen bzw. andere Mängel festgestellt, sind die beschädigten Komponenten vor dem nächsten Start auszutauschen. Das Reparieren des Kissens ist nicht zulässig. Flüge mit beschädigten Komponenten sind zu unterlassen, da mit einer Fehlfunktion des NOAH-Systems gerechnet werden muss. Diese kann den Flugbetrieb stören und den Piloten unnötig gefährden.

6.6.2 Checkliste Jahresnachprüfung

In der Jahresnachprüfung müssen folgende Punkte bezüglich des eingebauten NOAH-Systems überprüft werden:

- Nachwiegen der Druckflasche
- Sichtprüfung der Druckflascheneinheit auf Beschädigungen
- Überprüfung der Leichtgängigkeit und des richtigen Anschlusses der Seilzüge
- Sichtprüfung aller Komponenten auf Beschädigung
- Überprüfung der Dichtigkeit des Luftkissens
- Überprüfung des Überdruckventils
- Überprüfung der einzelnen Komponenten auf Funktionalität (Auslöseeinheit, Haubenrahmensperre, Gurtschlossentriegelung)
- Überprüfung der Seilzüge auf Korrosion und Beschädigungen

Werden Beschädigungen bzw. andere Mängel festgestellt, sind die beschädigten Komponenten auszutauschen. Das Reparieren des Luftkissens ist nicht zulässig. Wenn beim Nachwiegen der Druckgasflasche eine Abweichung von $\Delta m \geq 5g$ gemessen wird, muss die Flasche zum Hersteller eingeschickt werden. Das Überdruckventil muss bei einem Überdruck von $p=0,33-0,43$ bar auslösen, ansonsten ist das Luftkissen zu tauschen.

7 Zusammenfassung

Das NOAH-System basiert auf einer einfachen, effektiven Idee, die den Notausstieg im Segelflugzeugsport unterstützt. Grundlage des System ist es, den Piloten mittels eines Luftkissens auf Höhe des Haubenrahmens zu heben. Der Notausstieg wird dadurch erleichtert, so dass der Pilot sich nur noch aus dem Flugzeug herausrollen muss. Die Verwendung eines automatischen Rettungsfallschirms ist zu empfehlen.

Prinzipiell ist das NOAH-System weiter zu empfehlen. Eine Anpassung an andere Segelflugzeugtypen ist zu befürworten. Speziell bei neuen Segelflugzeug- und Motorsegelflugzeug-Entwürfen sollte der Einbau eines Rettungssystems berücksichtigt werden.

Beim Entwerfen zukünftiger Cockpits ist zu beachten, dass dieser Bereich des Flugzeuges einen großen Einfluss auf die Sicherheit des Segelflugzeugsportes und die Überlebenschance des Piloten beim Notausstieg hat. Ein allgemeiner Leitfaden sollte für den Cockpitentwurf verfasst werden. Dieser Leitfaden sollte nicht nur die Bauvorschrift der EASA (European Aviation Safety Agency) beinhalten, sondern auch weitergehende Kriterien aufstellen, mit denen ein sicheres Cockpit entworfen werden kann. Die Kriterien sollten die Bewegungsabläufe beim Notausstieg, den Einbau von Rettungssystemen und allgemein das Cockpit aus ergonomischer Sicht betrachten. Die ergonomische Betrachtung des Cockpits ist elementar, da durch eine entspannte Sitzposition, der Pilot Notsituationen besser überblicken bzw. bereits im Vorfeld verhindern kann.

Einige Verbesserungsvorschläge für ein sichereres Cockpit wurden im Rahmen dieser Projektarbeit bereits formuliert.

Für die Sicherheit des Segelflugsportes ist zu hoffen, dass ein Bewusstsein für die Sicherheit unter den Piloten entsteht, damit diese, nicht nur einen sorgsameren Umgang mit dem meist als Ballast angesehenen Rettungsfallschirm pflegen, sondern auch den Einbau eines Rettungssystems befürworten.

8 Literaturverzeichnis

8.1 Richtlinien

- [1] Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes CS-22, European Aviation Safety Agency

8.2 Internet

- [2] Notrettungssystem Soteira; www.akaflieg.tu-darmstadt.de/soteira
- [3] NOAH-System; www.dg-flugzeugbau.de
- [4] Firma Glasfaser Flugzeug Service GmbH; www.streifly.de
- [5] Luftfahrtbundesamt; www.lba.de
- [6] Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung; www.bfu-web.de
- [7] European Aviation Safety Agency; www.easa.eu.int/index.html

9 Anhang

9.1 Auszüge aus Untersuchungsberichten der Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung

Anhand zwei unkommentierter Auszüge aus Untersuchungsberichten soll der Einsatzbereich des NOAH-Systems dargelegt werden.

9.1.1 Untersuchungsbericht 3X322-1/2/98

Kollision einer ASW 27 und eines Discus b am 18.08.1998 nahe Bayreuth:

„Flugverlauf

Während eines Wettbewerbsfluges im Rahmen der „Bavaria Glide 1998“ kam es zur Kollision der beiden Segelflugzeugen. Der Discus b geriet in eine unkontrollierte Fluglage. Bei dem Aufprall auf dem Boden erlitt der Luftfahrzeugführer tödliche Verletzungen. Das Segelflugzeug wurde zerstört. Der ASW-27 Pilot wurde bei der Kollision leicht verletzt, das Segelflugzeug landete schwer beschädigt in Bayreuth.

...

Überlebenschancen

...

Aufgrund der relativ großen Höhe, in der sich die Kollision ereignete, wäre bei unverzüglicher Einleitung sowie richtiger Reihenfolge der Handlungen (Haubennotabwurf, Lösen des Sitzgurtes, Verlassen des Luftfahrzeuges, Aktivieren des Rettungsschirmes) ein erfolgreicher Notabsprung grundsätzlich möglich gewesen. Es ist jedoch nicht auszuschließen, daß der Luftfahrzeugführer wegen der bei der Drehbewegung auftretenden Kräfte dazu nicht in der Lage war.“

9.1.2 Untersuchungsbericht 3X193-1/2/01

Kollision einer ASW 27 und eines Ventus 2a am 30.07.2001 in Pressath:

„Flugverlauf

Bei einem Wettbewerbsflug kam es zur Kollision von zwei Segelflugzeugen. Beide Luftfahrzeuge waren bei einem Segelflugwettbewerb vom Flugplatz Bayreuth gestartet. Entsprechend der Tagesaufgabe führte sie der Flug in den Raum Weiden. Gemeinsam in einem Aufwind kreisend, versuchten beide Segelflugzeuge in größere Flughöhe zu gelangen. Um 17:17 Uhr, in ca. 1400 m Höhe, kam es zur Kollision der Segelflugzeuge. Der Segelflugzeugführer im Ventus 2a konnte daraufhin sein Segelflugzeug verlassen und leicht verletzt am Rettungsgerät landen. Sein Segelflugzeug fiel nachfolgend in ein Waldgelände und wurde dabei schwer beschädigt. Die Flugzeugführerin in der ASW 27 gelang der Notausstieg nicht. Das schwer beschädigte Segelflugzeug verlor sehr schnell mit trudelartigen Flugbewegungen an Flughöhe und prallte nahezu senkrecht in einem Waldgebiet auf den Boden. Die Segelflugzeugführerin wurde dabei tödlich verletzt.

...

Beurteilung

...

Bei der Kollision verlor die ASW 27 ca. 2,45 m des linken Tragflügels. Infolgedessen kam es durch die nun sehr unterschiedlichen Auftriebsverhältnisse sehr schnell zu trudelartigen Flugbewegungen des Segelflugzeuges. Es geriet in starke Rotation und verlor sehr schnell an

Flughöhe. Die Segelflugzeugführerin gelang es, die Kabinenhaube abzuwerfen und die Anschnallgurte zu öffnen. Es gelang ihr nicht die Kabine des Segelflugzeuges im Notabsprung zu verlassen.“

9.2 Auszüge aus: Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes (CS22) der European Aviation Safety Agency

„CS 22.23 Load distribution limits

...

(b) The c.g. range must not be less than that which corresponds to the weight of each occupant, including parachute, varying between 110 kg and 70 kg, without the use of ballast as defined in CS 22.31(c).

...

CS 22.31 Ballast

There are three types of ballast:

- (a) fixed ballast intended for correcting a deficiency in the sailplane's balance;
- (b) expendable ballast which can be jettisoned in flight and which serves to increase the weight and consequently the speed of the sailplane; and
- (c) removable ballast used to supplement the weight of an occupant and parachute (when lower than 70 kg) in order to keep the c.g. position within limits. This ballast can be adjusted before, but not during, flight.

...

CS 22.303 Factor of safety

Unless otherwise provided, a factor of safety of 1.5 must be used.

...

CS 22.405 Secondary control systems

(See AMC 22.405)

Secondary control systems such as those for landing gear retraction or extension, trim control, etc., must be designed for supporting the maximum forces that a pilot is likely to apply to those controls.

...

CS 22.561 General

...

(b) The structure must be designed to give each occupant every reasonable chance of escaping serious injury in a crash landing when proper use is made of belts and harnesses provided for in the design, in the following conditions:

- (1) The occupant experiences, separately, ultimate inertia forces corresponding to the accelerations shown in the following:

Upward	4.5 g
Forward	9.0 g
Sideward	3.0 g
Downward	4.5 g

...

(2)

...

(d) Except as provided in CS 22.787, the supporting structure must be designed to restrain, under loads up to those specified in subparagraph (b)(1) of this paragraph each item of mass that could injure an occupant if it came loose in a minor crash landing.

...

CS 22.597 Loads from single masses

The attachment means for all single masses, which are part of the equipment of the sailplane, must be designed to withstand loads corresponding to the maximum design load factors to be expected from the established flight and ground loads.

...

CS 22.786 Protection from injury

(a) Rigid structural members or rigidly mounted items of equipment, must be padded where necessary to protect the occupant(s) from injury during minor crash conditions.

(b) Structural members, which by the nature of their size or shape are capable of piercing the instrument panel, must be designed or positioned such that injury to occupants is unlikely, under the conditions of CS 22.561(b)(2).

...

CS 22.807 Emergency exit

(a) The cockpit must be so designed that unimpeded and rapid escape in emergency situations during flight and on the ground is possible with the occupant wearing a parachute.

(b) The opening, and where appropriate jettisoning, of each canopy or emergency exit must not be prevented by the presence of the appropriate aerodynamic forces and/or the weight of the canopy at speeds up to VDF or by jamming of the canopy with other parts of the sailplane. The canopy or emergency exit attachment fittings must be designed to permit easy jettisoning, where jettisoning is a necessary feature of the design.

(c) The opening system must be designed for simple and easy operation. It must function rapidly and be designed so that it can be operated by each occupant strapped in his seat and also from outside the cockpit.

(d) A canopy or emergency exit jettison system must be actuated by not more than two controls, either or both of which must remain in the open position. The canopy jettisoning controls must be capable of being operated with a pilot effort of between 5 and 15 daN. If two

controls are used they must both move in the same sense to jettison the canopy. If there are controls for each pilot, both controls or sets of controls must move in the same sense. If a single control is used for jettisoning, it must be designed to minimise the risk of inadvertent or unintentional operation towards the jettison position.

(e) In order to enable the occupants to bail out under acceleration conditions, sufficiently strong cabin parts, or grab-handles, must be available and suitably located so that the occupants can lift themselves out of their seats and support themselves. These parts must be designed to an ultimate load of at least 200 daN in the anticipated direction of force application.

...

AMC 22.405

Secondary control systems

Hand and foot loads assumed for design should not be less than the following:

(1) Hand loads on small hand-wheels, cranks, etc., applied by finger or wrist-force: $P = 15$ daN.

(2) Hand loads on levers and hand-wheels applied by the force of an unsupported arm without making use of the body weight: $P = 35$ daN.

(3) Hand loads on levers and hand-grips applied by the force of a supported arm or by making use of the body weight: $P = 60$ daN.

(4) Foot loads applied by the pilot when sitting with his back supported (e.g. toe-brake operating loads): $P = 75$ daN.”