Abschlussbericht

Maritime Aufklärungsdrohne

Fachbereich Maschinenbau
Fachrichtung Luft- und Raumfahrttechnik
Leichtbaukonstruktion

Betreuer: Prof. Dr.-Ing. Pahl

Datum: 15.02.2007

Inhaltsverzeichnis

1 Start....11
1.1 Einleitung und Stand Abschlussbericht 03.03.2006....11
1.2 Beschreibung der Teilsysteme....12
1.2.1 Deckelöffnungssystem....12
1.2.2 Startcontainer....13
1.2.3 Stabilisierungssystem....14
1.2.4 Automatisierungssystem....15
1.2.5 Drohnenstart....16
1.2.6 Pflichtenheft....17
1.3 Ausarbeitung von Konzepten für die Teilsysteme....20
1.3.1 Deckelöffnungssystem....20
1.3.2 Startcontainer....29
1.3.2.1 Einführung....29
1.3.2.2 Beschreibung der Ideen zu den einzelnen Subsystemen....29
1.3.2.3 Modell zur Auftriebsvisualisierung und Montage der Auftriebshilfe 30
1.3.3 Stabilisierungssystem....33
1.3.4 Automatisierungssystem....36
1.3.5 Drohnenstart....38
1.4 Festgelegtes Gesamtkonzept....41
1.5 Auslegung der Teilsysteme....45
1.5.1 Deckelöffnungssystem....45
1.5.1.1 Änderung Deckelöffnungskonzept....45
1.5.1.2 Deckelöffnungsmechanismus I (E-Motor)....45
1.5.1.3 Deckelöffnungsmechanismus II (elektrothermischer Auslöser)....48
1.5.1.4 Deckelöffnungsmechanismus III (Pneumatischer Zylinder)....49
1.5.1.5 Deckelöffnungsmechanismus IV (Linearmotor)....51
1.5.1.6 Deckelöffnungsmechanismus V (Zugstange)....52
1.5.2 Startcontainer....54
1.5.2.1 Festigkeitsbetrachtungen....54
1.5.2.2 Führungsschiene....57
1.5.2.3 Material für Strahlumlenker....62
1.5.2.4 Konstruktion (Skizzen) des Startcontainers....64

1.5.3 Stabilisierungssystem 67
1.5.3.1 Test im Wasserkanal 08.11.2006 67
1.5.3.2 Berechnung der Stabilität 79
1.5.3.3 Berechnung des Containerschwerpunkts 85
1.5.3.4 Auslegung des Stabilisierungssystems 86
1.5.3.5 Auftriebskörper 89
1.5.4 Automatisierungssystem 92
1.5.4.1 Ablaufplan und Stückliste für das Automatisierungssystem 92
1.5.4.2 Test mit C-Control 93
1.5.5 Drohnenstart 95
1.5.5.1 Berechnung des Boosterschubs 95
1.5.5.2 Simulation des Boosterstarts mit Simulink 96
1.5.5.3 Test mit Modellraketenmotoren 100
1.5.5.4 Containertest 104
1.5.5.5 Boosterauswahl 124
1.6 Fazit und Ausblick 130
1.7 Referenzen 133
1.7.1 Literatur 133
1.7.2 Internetseiten 133
1.7.3 Kontakte 133
1.7.4 Bezugsquellen 133
2 Struktur 134
2.1 Einleitung 134
2.2 Ziel der Arbeit 134
2.3 Aufgabenstellung 135
2.4 Pflichtenheft 136
2.5 Katapulttest 138
2.5.1 Modellbau 138
2.5.2 Katapultbau 141
2.5.3 Ergebnis des Katapulttests 142
2.6 Prototypenbau 143
2.6.1 Werkstoffe 143
2.6.2 Rumpfabmessungen 144
2.6.3 Tragflächen 145
2.6.3.1 Klappmechanismus 145

2.6.3.2 Flächenbestimmung 149
2.6.3.3 Profilauswahl 151
2.6.3.4 Leitwerksauslegung 153
2.6.4 Fahrwerk 154
2.6.5 Ruder und Servos 154
2.6.5.1 Servoauswahl 155
2.6.6 Ansichten der Drohne 158
2.7 Massen des Prototypen 161
2.8 Optimierungs- und Erweiterungsvorschläge/nächste Schritte 163
2.9 Händlerliste 164
2.10 Linkliste 164
3 Antrieb 166
3.1 Pflichtenheft 166
3.2 Motor 168
3.2.1 Berechnungen 168
3.2.2 Motorauswahl 169
3.2.3 Motorzubehör 173
3.2.3.1 Propeller 173
3.2.3.2 Tank 173
3.2.3.3 Abgasanlage 175
3.2.4 Motorsteuerung und Aufnahme 175
3.2.5 Anlasser 176
3.2.6 Zündung 177
3.3 Motorprüfstand 179
3.3.1 Konzepterstellung 179
3.3.2 Festgelegtes Konzept 4 „Hängend“ 182
3.3.2.1 Aufbau 182
3.3.2.2 Motorhalterung 185
3.3.3 Messvorrichtung 185
3.3.3.1 Aufbau der Messvorrichtung 185
3.3.3.2 Ermittlung der auftretenden Momente und der benötigten Querschnitte 186
3.3.3.3 Auslegung des Biegestabes 188
3.3.3.4 Aufzeichnung der Messwerte 190
3.3.3.5 Kalibrierung 191

3.4 Testläufe 192
3.4.1 Einlaufen 192
3.4.1.1 Schwingungsbruch 193
3.4.2 Testphase 193
3.5 Ergebnisse 194
3.6 Literaturverzeichnis 197

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Sprengbolzen von Hi-Shear (Foto) 23
Abbildung 2: Sprengbolzen von Hi-Shear (Zeichnung) 24
Abbildung 3: Deckelkonzept mit Sprengbolzen 25
Abbildung 4: Skizze Deckel mit Sprengbolzen und Feder 26
Abbildung 5: Schneidladungen 27
Abbildung 6: Erstes Modell vom Startcontainer (Zigarrenhülse) 31
Abbildung 7: Erstes Modell vom Startcontainer mit Luftsack 31
Abbildung 8: Stabilisierung mittels Gewicht an Seilen 33
Abbildung 9: Stabilisierung mit Hilfe eines Schwimmrings 33
Abbildung 10: Gasgenerator 35
Abbildung 11: Skizze Containerkonzept 25.10.06 42
Abbildung 12: Skizze Deckelkonzept 25.10.06 43
Abbildung 13: Neues Deckelöffnungskonzept I mit E-Motor im Deckel 47
Abbildung 14: Neues Deckelöffnungskonzept I, Ausschnitt Z 48
Abbildung 15: Neues Deckelöffnungskonzept III, Pneumatischer Zylinder 50
Abbildung 16: Neues Deckelöffnungskonzept IV, Linearmotor 52
Abbildung 17: Neues Deckelöffnungskonzept V, Zugstange 53
Abbildung 18: Zylinder unter Außendruckbelastung 54
Abbildung 19: Skizze der Containerlasten 55
Abbildung 20: Belastung am Ringspant 56
Abbildung 21: Geschweißte Rohrverbindungen 57
Abbildung 22: Bosch Rexroth AG, Führungschiene 58
Abbildung 23: Bosch Rexroth AG, Führungsschiene (Fortsetzung 1) 59
Abbildung 24: Bosch Rexroth AG, Führungsschiene (Fortsetzung 2) 60
Abbildung 25: Bosch Rexroth AG, Führungsschiene (Fortsetzung 3) 61
Abbildung 26: Hartschaumstoff-Datenblatt 63
Abbildung 27: Skizze zur Startcontainerkonstruktion 65
Abbildung 28: Dichte verschiedener Betonarten 65
Abbildung 29: Startcontainer - Elektronik- und Stabilisierungsgewichtsegment 66
Abbildung 30: Skizze vom hinteren Teil des Containermodells für den Wasserkanaltest 68
Abbildung 31: Modelle für den Wasserkanaltest 69
Abbildung 32: Auftriebskörper für den Wasserkanaltest 72
Abbildung 33: Wasserkanaltest - Ablauf 73
Abbildung 34: Größen am eingetauchten Startcontainer 80

Abbildung 35: Größen am eingetauchten Startcontainer (Fortsetzung) 80
Abbildung 36: Koordinatensystem für Stabilitätsberechnung 84
Abbildung 37: Koordinatensystem für die Schwerpunktsberechnung 85
Abbildung 38: Containerkoordinatensystem 87
Abbildung 39: Skizze vom Auftriebskörper 89
Abbildung 40: Fertigungsschritte bei der Ballonherstellung 90
Abbildung 41: Ablaufplan für das Automatisierungssystem 92
Abbildung 42: Skizze zur Boosterschubberechnung 96
Abbildung 43: Kräfte beim Drohnenstart (Skizze für Boosterberechnung) 97
Abbildung 44: MATLAB Simulink Boostermodell 99
Abbildung 45: Drohnenmodell, Maßstab 1:10 101
Abbildung 46: Drohnenmodell, Maßstab 1:10, mit Klappflügelmechanismus 101
Abbildung 47: Elektrischer Zünder für Modellraketenmotor 103
Abbildung 48: Modelldrohne mir Booster und Zünder 103
Abbildung 49: Containermodell, Maßstab 1:10, mit Zündkabel 104
Abbildung 50: Fotos vom Boostertest mit dem 1:10 Modell 104
Abbildung 51: MATLAB Boostersimulation AeroTech H97J 108
Abbildung 52: MATLAB Boostersimulation AeroTech I65W 109
Abbildung 53: Drohnenmodell für Containertest (Skizze) 110
Abbildung 54: Prinzipskizze vom Drohnenmodell für den Containertest 111
Abbildung 55: Skizze vom geplanten Containermodell für den Containertest 112
Abbildung 56: Skizze vom Auftriebskörper für den Containertest 112
Abbildung 57: Drohnenmodell mit Boosterhalterung 113
Abbildung 58: Auftriebskörper ohne Laminat (li.), Drohnenmodell von hinten (re.). 113
Abbildung 59: Strahlumlenker (li.), eingebauter Strahlumlenker (re.) 114
Abbildung 60: Stabilisierungsgewicht am Containerdeckel 114
Abbildung 61: Trennblech zur Abschirmung des Boosterstrahls 115
Abbildung 62: Container mit Winkeln zur Befestigung des Deckels (li.), Blick in Startcontainer von vorne (re.) 115
Abbildung 63: Startcontainer mit Auftriebskörper (li.), Befestigung des Auftriebskörpers (re.) 116
Abbildung 64: Skizze vom fertigen Drohnenmodell 116
Abbildung 65: Skizze vom Trennblech 117
Abbildung 66: Skizze vom Strahlumlenker 117
Abbildung 67: Skizze von den Stabilisierungsgewichten 118
Abbildung 68: Skizze vom Startcontainer 119
Abbildung 69: 1. Wässerungstest des Modellcontainers 122

Abbildung 70: 1. Wässerungstest vom Modellcontainer (Fortsetzung) 122
Abbildung 71: Boostersimulation AeroTech L1500 125
Abbildung 72: Boostersimulation AeroTech M2500 126
Abbildung 73: Boostersimulation AWM N4000 127
Abbildung 74: Boostersimulation AeroTech N4800 128
Abbildung 75 Modelle mit verschiedenen Drehmechanismen 138
Abbildung 76 Modell mit Schwenkmechanismus 139
Abbildung 77 gespannter Schwenkmechanismus 139
Abbildung 78 Unterseite Klappmechanismus 140
Abbildung 79 gespannter Klappmechanismus 140
Abbildung 80 Katapult 141
Abbildung 81 Rumpf aus Aluminium 143
Abbildung 82 Formenbau für Rumpfhülle 145
Abbildung 83 Lage der Flügel im Container 146
Abbildung 84 Schwenkvorgang, Flügel schon auf gleicher Höhe 146
Abbildung 85 Lage im Startcontainer 147
Abbildung 86 Schwenkvorgang 147
Abbildung 87 Schwenkvorgang beendet 148
Abbildung 88 untere Halterung schnappt durch die Feder nach oben 148
Abbildung 89 Schwenkvorgang 149
Abbildung 90 Selig-Donovan SD-7037 151
Abbildung 91 Lilienthalpolare vom SD 7037 152
Abbildung 92 Tragflügelkern aus Styrodur 153
Abbildung 93 negatives V-Leitwerk 154
Abbildung 94 Schnitt durch den Prototypen 158
Abbildung 95 Draufsicht mit ausgeklappten Tragflächen 159
Abbildung 96 Vorderansicht Prototyp 160
Abbildung 97 Seiten- und Draufsicht 160
Abbildung 98 Ansichten des vorderen Rumpfteils 161
Abbildung 99 Ansichten des hinteren Rumpfteils 161
Abbildung 100 Tragflächen 162
Abbildung 101 Leitwerk und Verbindungsteil 162
Abbildung 102 Rumpfskelett 162
Abbildung 103 Fahrwerk 163
Abbildung 104 Motor 171
Abbildung 105 Seitenansicht Motor 172
Abbildung 106 Vorderansicht Motor 172

Abbildung 107 Propeller 173
Abbildung 108 Tank für Motorprüfstand 174
Abbildung 109 Abgasanlage 175
Abbildung 110 Motoranlasser Konzept 3 177
Abbildung 111 Motoranlasser Konzept 4 177
Abbildung 112 Zündsystem 178
Abbildung 113 Drehzahlmesser 179
Abbildung 114 Konzeptskizze "Statisch" 180
Abbildung 115 Konzeptskizze "Dynamisch" 180
Abbildung 116 Konzeptskizze "Stehend" 181
Abbildung 117 Konzeptskizze "Hängend" 181
Abbildung 118 Motorenstand 1 184
Abbildung 119 Motorenstand 2 184
Abbildung 120 Motorhalterung 185
Abbildung 121 Momentenverlauf im Biegestab 186
Abbildung 122 Spannungsverlauf im Biegestand 187
Abbildung 123 Positionierung der DMS 190
Abbildung 124 Digitaler Dehnungsmesser 191
Abbildung 125 Kalibiervorrichtung 191
Abbildung 126 Schwingungsbruch 193
Abbildung 127 Verbrauchskurve 195
Abbildung 128 Schubkurve 196

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Daten zu Sprengbolzen von Hi-Shear 22
Tabelle 2: Daten zu Sprengbolzen von Hi-Shear (Fortsetzung) 23
Tabelle 3: Konfektionierung der Modelle für den Wasserkanaltest 70
Tabelle 4: Auftriebskörper für den Wasserkanaltest 71
Tabelle 5: Testergebnisse Wasserkanaltest (1) 74
Tabelle 6: Testergebnisse Wasserkanaltest (2) 75
Tabelle 7: Testergebnisse Wasserkanaltest (3) 76
Tabelle 8: Überprüfung der Testergebnisse m.H. theoretischer Rechnung (gelb markierte Felder) 78
Tabelle 9: Schwerpunktsberechnung Startcontainer mit Excel 86
Tabelle 10: Stabilitätsberechnung des Startcontainers 88
Tabelle 11: Stückliste für Automatisierungssystem mit Preisen von Conrad Electronics 93
Tabelle 12: Größen bei der Berechnung des Boosterschubs 95
Tabelle 13: Stückliste Drohnenmodell 120
Tabelle 14: Stückliste Startcontainer 120
Tabelle 15: Stückliste Trennblech 120
Tabelle 16: Stückliste Strahlumlenker 121
Tabelle 17: Stückliste Stabilisierungsgewichte 121
Tabelle 18: Vergleich der simulierten Booster 129
Tabelle 19 Pflichtenheft Struktur 137
Tabelle 20 technische Daten SD 3037 151
Tabelle 21 Massen des Prototypen 161
Tabelle 22 Pflichtenheft Antrieb 167
Tabelle 23 Morphologischer Kasten "Antriebssystem" 169
Tabelle 24 Motorentypen 170
Tabelle 25 technische Spezifikation Motor 171
Tabelle 26 technische Daten der Zündung 178
Tabelle 27 Morphologischer Kasten "Teststandkonzepte" 182
Tabelle 28 technische Daten der DMS 190
Tabelle 29 Kraftstoffverbrauch 194
Tabelle 30 Schubmessung 195

1 Start

1.1 Einleitung und Stand Abschlussbericht 03.03.2006

Beschreibung

Die START-Gruppe befasst sich mit dem Start der Drohne, dieser umfasst alle Prozesse, die in dem Zeitraum vom Aussetzen des Containers durch das U-Boot bis zum Zeitpunkt an dem sich die Drohne in der Luft befindet ablaufen. Diese Phase der Mission gliedert sich in folgende Teilsysteme:

- Startcontainer
- Stabilisierung des Containers an der Wasseroberfläche
- Öffnung des Startcontainers
- Start der Drohne aus dem Container
- Automatisierung der ablaufenden Prozesse

Stand Abschlussbericht vom 03.03.2006

Die vorliegende Arbeit baut auf den oben genannten Bericht auf. Das heißt in dem Bericht erwähnte Konzepte und Konstruktionen werden überprüft und teilweise überarbeitet, modifiziert oder übernommen. In dem oben genannten Bericht werden Startverfahren definiert und es findet ein Vorentwurf des Startcontainers statt. Dieser beinhaltet Abschätzungen zu Festigkeit und Geometrie des Containers, sowie Ideen zu einer „Startschiene“, „Verschlussdeckeln“ und der „Stabilisierung des Containers auf See“ mittels eines Schwimmkörpers. Es wird darauf hingewiesen, dass folgende Baugruppen nicht behandelt wurden: Ausschussladungen, Sicherheitssplinte, Startmechanik für Antrieb des UAV, Luftdrucksystem für Schwimmkörper, Verbindung zwischen Schwimmkörper und Container, Elektrik zur Automatisierung aller Vorgänge. Des Weiteren enthält der Bericht Angaben über eine Startrakete für den Startvorgang der Drohne aus dem Container. Hierzu gehören die Beschreibung der gesetzlichen Problematik bei der Verwendung einer solchen Rakete, eine Auswahl und Gegenüberstellung von Startraketen und die Konstruktion einer Aufhängung für die Startrakete.

1.2 Beschreibung der Teilsysteme

1.2.1 Deckelöffnungssystem

Nach dem Auftauchen und Stabilisieren des Startcontainers folgt als erster Schritt der Startvorbereitung das Öffnen des Containers durch Entfernen des Verschlussdeckels. An diesen automatisierten Vorgang werden hohe Ansprüche gestellt, denn ohne geöffneten Startcontainer kann und darf kein Start der Drohne erfolgen. Daher sollte eine Prozedur entworfen werden, welche sicherstellt, dass die Drohne nur dann startet, wenn sich der Container auch tatsächlich geöffnet hat. Somit ist dieses Teilsystem eine wichtige Vorraussetzung für die Startphase der Drohne. Eine möglichst robuste und einfache Konstruktion wird hier gefordert. Da auch dieses Teilsystem Bestandteil des Einweg-Startcontainers ist, sollte dieses System jedoch ebenfalls möglichst kostengünstig ausgelegt werden. Zudem ist dabei zu beachten, dass beim Öffnen des Containers die Drohne nicht beschädigt werden darf und ein sicherer Start ermöglicht werden kann. Die Stabilisierung des Startcontainers darf ebenfalls nicht gefährdet werden. Der Ablauf dieses automatisierten Vorgangs ist mit den anderen Teilsystemen abzugleichen, da es sich dabei um einen Bestandteil sowohl der Automatisierung als auch der konstruktiven Auslegung des Startcontainers (des Verschlussdeckels) handelt.

Im Abschlussbericht vom 03.03.2006 wird eine mögliche Öffnung des Startcontainers nur kurz beschrieben, allerdings ist dabei zu Überprüfen, ob die vorgeschlagene Lösung beibehalten oder modifiziert werden kann bzw. alternative Verfahren besser geeignet sind. Daher sollte hier eine Recherche zunächst Aufschluss darüber bringen, welche weiteren Verfahren und Mechanismen vorhanden sind und in Erwägung gezogen werden können. Die daraus erstellten Konzepte sind untereinander zu vergleichen. Das Später ausgewählte Konzept muss dann detailliert ausgearbeitet werden. Dabei sollte der Ablauf der Öffnungsprozedur genauer beschrieben werden und Lösungen für Schnittstellen zwischen den beteiligten Teilsystemen erfasst sein.

1.2.2 Startcontainer

Der Startcontainer ist Unterbringungs-, sowie Transport- und Startsystem in einem. Der Startcontainer wurde von unseren Vorgängern so konzipiert, dass er aus ca. 20m Wassertiefe durch ein Torpedorohr abgeschossen werden kann. Aus diesem Grund darf der Container die Maximalabmessungen von D=530mm; Lmax=3500mm nicht überschreiten. Nach dem Abschuss soll der Container selbstständig auftauchen und die Startvorbereitungen, sowie den Start selber autonom durchführen. Die einzelnen Systeme wie Stabilisierung der Startplattform im Wasser, Öffnung des Startcontainers nach dem Auftauchen, Start der Drohne und Automatisierung sind einzeln aufgegliedert und müssen in den Startcontainer integriert werden. Der Abschlussbericht vom 03.03.2006 enthält Berechnungen und Vorkonstruktionen des Containers. Da aber viele Baugruppen des Startcontainers in dem Abschlussbericht nicht behandelt wurden, werden die Vorkonstruktionen nur bedingt oder modifiziert übernommen. Grundsätzlich werden wir beginnen die Frage nach dem Material neu aufzunehmen und hierzu eine Recherche durchzuführen. Da es sich beim Späteren Serienprodukt um einen Einwegcontainer handelt, werden wir versuchen das System so kostengünstig wie möglich zu erstellen. Dies soll hauptsächlich durch Verwendung bereits existierender Normteile erreicht werden, zu deren Beschaffung wir eine weitere Recherche in Angriff nehmen. Sobald das Grundkonzept des Startcontainers entwickelt ist, werden wir uns mit dem Gesamtaufbau des Systems befassen. Dazu gehören neben der Integration des Stabilisierungs-, Öffnungs-, Start- und Automatisierungssystems auch der Einsatz von Spanten zur Stabilisierung bzw. Erhöhung der Festigkeit und Steifigkeit. Des Weiteren müssen Wartungsklappen sinnvoll platziert werden und eine Startschiene zur Befestigung der Drohne im Container sowie zur Führung während des Startvorganges integriert werden. Zusätzlich muss beim Einsatz eines Booster zum Start der Drohne darauf geachtet werden, dass die Drohne durch den Abgasstrahl nicht beschädigt wird. Dies kann durch ein System zur Abführung des Boosterabgasstrahls, ein vorheriges Rauskatapultieren der Drohne oder einen besonderen Hitzeschutz der Drohne erreicht werden.

Wie alle Einzelsysteme soll auch der Startcontainer für einen Betrieb im Salzwasser, bei einer maximalen Windstärke von 4 Bft und einem Temperaturbereich von -10°C bis +20°C ausgelegt sein. Die Konstruktion des Startcontainers erfolgt in enger Absprache mit den anderen Gruppen um Kompatibilität zu gewährleisten und Konstruktionsfehler zu vermeiden.

1.2.3 Stabilisierungssystem

Bei der maritimen Aufklärungsdrohne handelt es sich um eine Mission, bei der eine Drohne, die sich in einem torpedoförmigen Container befindet, von einem U-Boot aus abgesetzt wird. Nach dem Absetzen soll der Container selbstständig an die Wasseroberfläche tauchen. Das Teilsystem Stabilisierung ist nach dem Auftauchen des Containers an die Wasseroberfläche von großer Bedeutung. Denn dann wird der Deckel des Containers geöffnet und die Drohne soll durch die Öffnung heraus starten. Der Start soll bei 4 Bft, was einer Wellenhöhe von max. 1,2m und einer Windgeschwindigkeit von max. 30 km/h entspricht, und unter einem Abschusswinkel von 20°-30° stattfinden. Während des gesamten Startvorgangs muss sich der Container in einer stabilen konstanten Lage befinden, so dass ein sicherer Abschuss der Drohne garantiert wird. Beispielsweise kann es durch den Wellengang oder Wind zu Schwankungen des Containers kommen, was unter anderem den Abschusswinkel verändern könnte. Die Möglichkeiten zur Lösung dieses Problems werden im Folgenden näher erläutert. Um den Container so auftauchen zu lassen, dass die Drohne den geforderten Abschusswinkel besitzt, kann man an dem Container drei Seile befestigen an dessen gemeinsamen Ende ein Gewicht hängt, so dass der Container in einer schrägen Lage auftaucht. Durch die Wellenbewegung kann der Container aber eine kinetische Energie erfahren, die ihn unter Umständen hoch und runter bewegen lässt, und durch das Gewicht könnte der Container eine so starke Bewegung nach unten erfahren, dass er wieder eintaucht, das bei bereits geöffneten Deckel fatal wäre. Also muss man den Container oberhalb der Wasseroberfläche so stabilisieren, dass er genügend Auftrieb hat und nicht mehr eintauchen kann. Dazu kann man einen aufblasbaren oder aber einen am Container fest montierten Schwimmring benutzen. Der letztere wäre dann rings um den Container herum in eine vorgefräste Nut montiert und würde aus Schaumstoff bestehen. Noch eine andere Möglichkeit ist es, den Bereich des Containers, der oberhalb der Wasseroberfläche ist, doppelwandig auszulegen und zwischen diesen Wänden Luftschaumstoff zu spritzen, der sich dann verfestigt. Zudem ist es wichtig, dass der Container lang und dünn ist, so dass den Wellen wenig Angriffsfläche geboten wird. Das ist auch bei dem aufblasbaren Schwimmring ein Problem, da er eine zu große Fläche besitzt. Es müssen nun noch intensivere Recherchen über Seegang und Meteorologie erfolgen, um sich ausmalen zu können, zu was für Bewegungen des Containers eine Stärke von 4 Bft überhaupt führen kann. Anschließend müssen mit Hilfe von Modellen erst mal Tests im Wasserbecken durchgeführt werden, um ein Bild davon zu bekommen, wie der ganze Ablauf tatsächlich in der Praxis aussieht.

1.2.4 Automatisierungssystem

Die Mission für die maritime Aufklärungsdrohne sieht vor, dass diese mit Hilfe eines Containers von einem U-Boot abgesetzt wird und selbstständig agiert. Alle Vorgänge nach dem Absetzen des Startcontainers müssen also selbstständig und ohne manuelle Steuerung ablaufen. Die Realisierung dieser Anforderung ist der Gegenstand des Teilsystems Automatisierung.

Um einen sicheren und störungsfreien Betrieb der Drohne zu gewährleisten, kommt es darauf an, dass auch das System der Automatisierung möglichst einfach und damit störunanfällig ist. Da der gesamte Startcontainer in seiner militärischen Nutzung ein Einwegprodukt darstellt, soll das System möglichst kostengünstig herstellbar sein.

Zunächst werden alle Vorgänge und Prozesse, die im Startcontainer ablaufen identifiziert und definiert. Anschließend wird die Reihenfolge der ablaufenden Prozesse diskutiert und festgelegt. Wenn die einzelnen, vom Automatisierungssystem zu erfüllenden Aufgaben definiert sind, werden Konzepte zu deren Realisierung erarbeitet. Dabei stehen folgende Möglichkeiten zur Auswahl: Mechanisches System, Elektrisches System, Pneumatisches System, Hydraulisches System oder eine Kombination dieser Möglichkeiten. Eine wichtige Rolle bei der Erarbeitung der Systeme spielen die Schnittstellen, zu den Komponenten des Gesamtsystems wie z.B. Stabilisierungssystem, Containeröffnung, Startsystem der Drohne, Antriebsmotor.... Durch einfache Sensoren soll das System dabei den augenblicklichen Zustand (Auftauchen, Ankunft an Wasseroberfläche,...) des Gesamtsystems erkennen.

Da der Abschlussbericht vom 03.03.2006 keine Angaben über den selbsttätigen Ablauf nach dem Absetzen des Containers enthält, beginnt unsere Arbeit mit einer Recherche vorhandener Systeme und dem Erstellen von Konzepten. Eventuell sind Tests notwendig, um die Konzepte vergleichen und bewerten zu können. Anschließend wird das ausgewählte Konzept detailliert und realisiert. Dazu zählt die Konstruktion und Auslegung des Automatisierungssystems, die Fertigung und Beschaffung der einzelnen Bauteile, sowie die Integration des Systems in das Gesamtsystem maritime Aufklärungsdrohne.

1.2.5 Drohnenstart

Das Startsystem dient der primären Aufgabe das Flugobjekt „Maritime Aufklärungsdrohne ARGUS 07“ aus dem Startcontainer in Meereshöhe in die operative Höhe zu befördern. Hierbei wurden vor allem bereits angewendete und bewährte Startmethoden aus der Vergangenheit in Betracht gezogen. Es stehen mehrere grundsätzliche Startmethoden zur Verfügung:

1) Katapultstart
2) Boosterstart

zu 1) Der Katapultstart wird sowohl aus strukturmechanischen Gründen (zu hohe Beschleunigungswerte) als auch aus Platzgründen der Unterbringung des Systems im Start-Container als nicht für die Anwendung funktional eingestuft. Weiterhin kann diese Methode aufgrund der nur sehr unzureichenden Kraftübertragung auf den Flugkörper als nur schwer umsetzbar betrachtet werden.

zu 2) Der Boosterstart hingegen hat sich bereits in der Vergangenheit für militärische und zivile Zwecke bewährt. Aufgrund der hohen Zuverlässigkeit, der verhältnismäßig geringen Kosten und der einfachen Auslegung auf die maximale Strukturbelastung kann das System für unterschiedlichste Flughardware ausgelegt werden. Zudem kann das komplette Startsystem nach Gebrauch einfach vom Flugobjekt getrennt werden. Hierdurch können aufgrund des geringern Fluggewichts größere Missionszeiten erreicht werden. Für die Auslegung der benötigten Leistung des Boosters sind unterschiedlichste Recherchen unternommen worden. Aufgrund der hohen Erfahrungswerte aus der Raumfahrt, konnte vor allem auf das Wissen von NASA und ESA zurückgegriffen werden um grundsätzliche Fragen zu klären.

Um die erhöhten auftretenden Belastungen durch den Booster ideal auf die Struktur zu übertragen, muss vor allem die Schnittstelle Start/Struktur kommuniziert werden. Hierbei ist besonderes Augenmerk auf die hohe Startbeschleunigung und die thermische Belastung zu legen

1.2.6 Pflichtenheft

Teilsystem	Anforderung	Werte	M / F / W
Startcontainer	Autonomes System		F
	selbstständiges Auftauchen		F
	Druckdicht bis zu einer Wassertiefe von:	>20m	M
	Meerwasserbeständig für Betriebs-/Lagerdauer		M
	Hitzebeständig gegen den eventuellen Abgasstrahl des Boosters		F
	Temperatur Einsatzbereich	-10 bis 20°C	F
	Umweltverträglichkeit		W
	Maximale Außenabmessungen (Zylinderform)	D=530mm; L_{max}=3500mm	F
	Abschuss aus Torpedorohr		F
	störunanfällige, einfache, kostengünstige Konstruktion		F
	Drohnenaufnahme		F
	Lagerung auf U-Boot	Max 6 Monate	M
	Beladung mit Drohne/Wartungsarbeiten/Betankung nicht auf U-Boot möglich		F
	Wie Torpedo handhabbar		F
Stabilisierung	Kurze Stabilisierungsphase	<30sec.	M
	Stabilisierung in definierter Lage		F
	Startlage 20°...30° zur Wasseroberfläche		W
	störunanfällige, einfache, kostengünstige Konstruktion		F
	Meerwasserbeständig für Betriebsdauer		W
	Temperatur Einsatzbereich	-10 bis 20°C	F
	Sicheren Start der Drohne	4Bft	M

Teilsystem	Anforderung	Werte	M / F / W
	ermöglichen, bis zu einem Seegang von:		
Container öffnen	Sicheres öffnen des Containers, ohne Beschädigung der Drohne		F
	Container Öffnung muss einen sicheren Start der Drohne ermöglichen		F
	störunanfällige, einfache, kostengünstige Konstruktion		F
Startphase	Start erfolgt nur in definierter Lage		W
	Entfalten der Tragflächen während oder nach dem Austritt aus dem Startcontainer		F
	Kurzer Startablauf bzw. Startvorgang		F
	Geführter Startprozess aus Container		F
	Startmasse	≤50kg	M
	Starten des Motors (Aufwärmen) vor verlassen des Containers		F
	Unterstützendes Motorstartsystem (Gruppe ANTRIEB) integrieren		F
	störunanfällige, einfache, kostengünstige Konstruktion		W
Automatisierung	Alle Vorgänge laufen autonom und in vorgegebener Reihenfolge ab		F
	Eigenständige Energieversorgung im Container		F
	störungsfreier Ablauf		F
	störunanfällige, einfache, kostengünstige Konstruktion		W

Teilsystem	Anforderung	Werte	M / F / W
Ziel der Startgruppe	Konzept für Startvorgang erstellen		F
	Machbarkeit mit Tests/Modellen prüfen/belegen		F
	Startcontainermodell mit Teilsystemen fertigen		W
	Start aus Startcontainermodell testen		W
	Dokumentation		F

F Festforderung
M Mindestforderung
W Wunschforderung

1.3 Ausarbeitung von Konzepten für die Teilsysteme

1.3.1 Deckelöffnungssystem

Brainstorming zum Deckelöffnungsmechanismus:

Da der Abschlussbericht vom 08.03.06 außer dem Begriff „Ausschussladung“ keine Angaben zu einem Deckelöffnungsmechanismus enthält, werden zunächst mit Hilfe eines Brainstormings Ideen für einen solchen Mechanismus gesammelt:

Ergebnisse des Brainstormings:

- Ganze Containeröffnung ausnutzen
- Leichteres Deckelmaterial
- Schraubkopfdeckel (Container-Schnittstelle, Sprengkonzept unabhängig von Container,….)
- Nichts von außen anbringen (zumindest am Umfang, vorne ginge)

Pyrotechnisch

- Sprengbolzen zünden
- Treibladung zünden
- Im Container zünden ist eventuell problematisch (Hitze, Druck…)
- Sollbruchstelle

Mechanisch

- Stopfen wird vom Wasserdruck ins Rohr gedrückt, wenn Wasserdruck weg geht’s auf (Unterstützung durch Feder…)
- Federkraft
- Sollbruchstelle

Elektromagnetisch

- zum Öffnen Elektromagneten ausschalten

Brennbarer Deckel

- Deckel wegzundern
- Brennbares Material

Semipermeabler Deckel (ChocolateChips)

- Von der einen Seite durchlässig/leichtgängig, von der anderen Seite dicht

Die Diskussion der gesammelten Ideen hat ergeben, dass sich eine pyrotechnische Lösung am besten eignet. Unter den Aspekten des „Einwegcontainers“, der einfachen und zuverlässigen Konstruktion scheiden alle anderen Ansätze aus. Der pyrotechnische Ansatz kann einerseits mit Hilfe von Sprengbolzen und andererseits mittels Schneidladung realisiert werden.

Konzept Sprengbolzen

Bevor die Drohne aus dem Container starten kann, muss der Deckel geöffnet werden. Dazu gibt es viele Ideen diesen Vorgang zu realisieren, aber eine pyrotechnische Methode erscheint am sinnvollsten. Dazu werden die Flansche von Container und Deckel mit Sprengbolzen verbunden (siehe Abbildung 3). Soll der Deckel sich öffnen, werden die Bolzen gesprengt, der Deckel öffnet sich und im Flansch eingelassene Federn drücken den Deckel weg (siehe Abbildung 4). Es gibt drei Möglichkeiten die Sprengbolzen zu beziehen:

- Die Sprengbolzen werden bei einem Hersteller gekauft (entsprechende Links s.u.).
- Da Sprengbolzen in Deutschland schwer zu beziehen sind, kann man diese evtl. auch selbst herstellen. Der Sprengbolzen könnte selbst hergestellt werden, indem man eine gewöhnliche Schraube oder einen Bolzen aufbohrt, mit einer Sollbruchstelle versieht und mit Sprengmaterial und Zünder füllt.
- Der Sprengbolzen könnte auch mit Hilfe einer Sprengschnur selbst gebaut werden. Dazu wird die Sprengschnur um die zu trennende Stelle gewickelt und gezündet.

Recherche nach Sprengbolzenherstellern

EXPLOSIVE BOLT	**Datasheet** **Page 1 of 2**
DEVICE	EXPLOSIVE BOLT
TYPE	Model SB4400
1. PERFORMANCES	
• Tensile load capability	5,000 lbs minimum
• Functioning time	< 2ms (I= 5A)
• Sealing	Environmental resistant
• Redundancy	Single or dual bridgewire
2. MECHANICAL CHARACTERISTICS	
• Weight	65 g (M12 bolt)
• Electric connection	2 wire leads
MATERIALS	
• Body	SAE grade 8 Alloy, CAD plate Or as customer specified
• Leads or connector	Kovar pins
• Sealing	
• Feed through	Glass to metal seal
• Front	
FIXING MODE	312-18 UNC
3. ELECTRICAL CHARACTERISTICS	
• Bridgewire number	1
• Bridgewire resistance	4.5 ± 2.0 Ω
• Insulation resistance	> 2.0 M Ω / 500 VDC
• Leads resistivity	
• Dielectric strength	> 100 μ A / 200 VAC
• Static sensitivity	
• All leads shorted to case	25 Kv / 500 pF / 5000 Ω
• Between leads	
CURRENT RATINGS	
• Nominal firing current	> 5 A / 4 ms (R> 0.995 95%) +20°C
• All-Fire current	100 μ F Cap Discharge-8 volts
• No-Fire current	0.1A 5min (+160°F)
• Safe no-fire current for testing	< 1mA

Tabelle 1: Daten zu Sprengbolzen von Hi-Shear

EXPLOSIVE BOLT	**Datasheet Page 2 of 2**
DEVICE	EXPLOSIVE BOLT
4. PYROTECHNIC CHARACTERISTICS	
• Initiator type	Glass-to-Metal-Seal
• Principal pyrotechnic load	RDX
5. ENVIRONMENTAL TEST SPECIFICATIONS	
• Mechanical shock	
• Acceleration	
• Sinusoidal vibration	
• Random vibration	MIL-STD-810, Procedure .IIA Method 514 F1=125Hz F2=1125Hz, W1=0.04 g2/Hz
• Humidity	MIL-STD-518, Method 518
• Thermal shock	-70°F to +160°F
• Thermal vacuum	
• Operating temperature	-65°F to +160°F
• Storage life	10 years
6. DEVELOPMENT STATUS	
- References:	
• Development date	1985
• Qualification test report	HSTC 9364048-1
• Last verification of qualification date	2002
- Flight applications:	
• Projects	US Navy
• Dates	1987
• Users	Marquardt Co., US Navy

Tabelle 2: Daten zu Sprengbolzen von Hi-Shear (Fortsetzung)

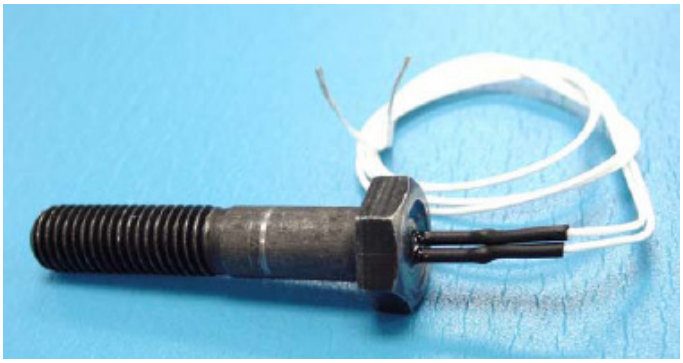


Abbildung 1: Sprengbolzen von Hi-Shear (Foto)

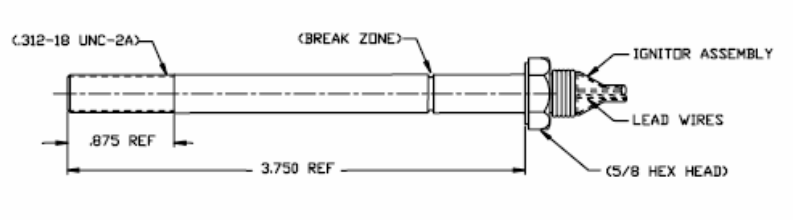


Abbildung 2: Sprengbolzen von Hi-Shear (Zeichnung)

Links zu den Sprengbolzenherstellern:

http://www.thomas-global.de/search/heading.asp?hid=114460&country=GLOB&Page=2 Liste

http://www.raketenmodellbau.org/forum?action=viewthread&threadid=6449&highlight=101122

http://www.dmf-rockets.com/boost_drop/index.html

http://www.hstc.com/main.html Hersteller

http://www.springfix.de/ Hersteller

http://www.scotinc.com/aerospace_products.php

http://www.cartactdev.com/ebolt.html ganz gut

http://www.tekord.com/products.htm

Links zu Federherstellern:

http://www.bohnert-federn.de/wb-index-d.htm

http://www.hahn-federn.de/html/ger/baugruppen.html

http://www.federnshop.com/Druckfedern/DruckfedernSuche.aspx super

http://www.zahn-federn.de/produkte/druckfedern/index.htm

http://www.fuessmann-federn.de/index.htm

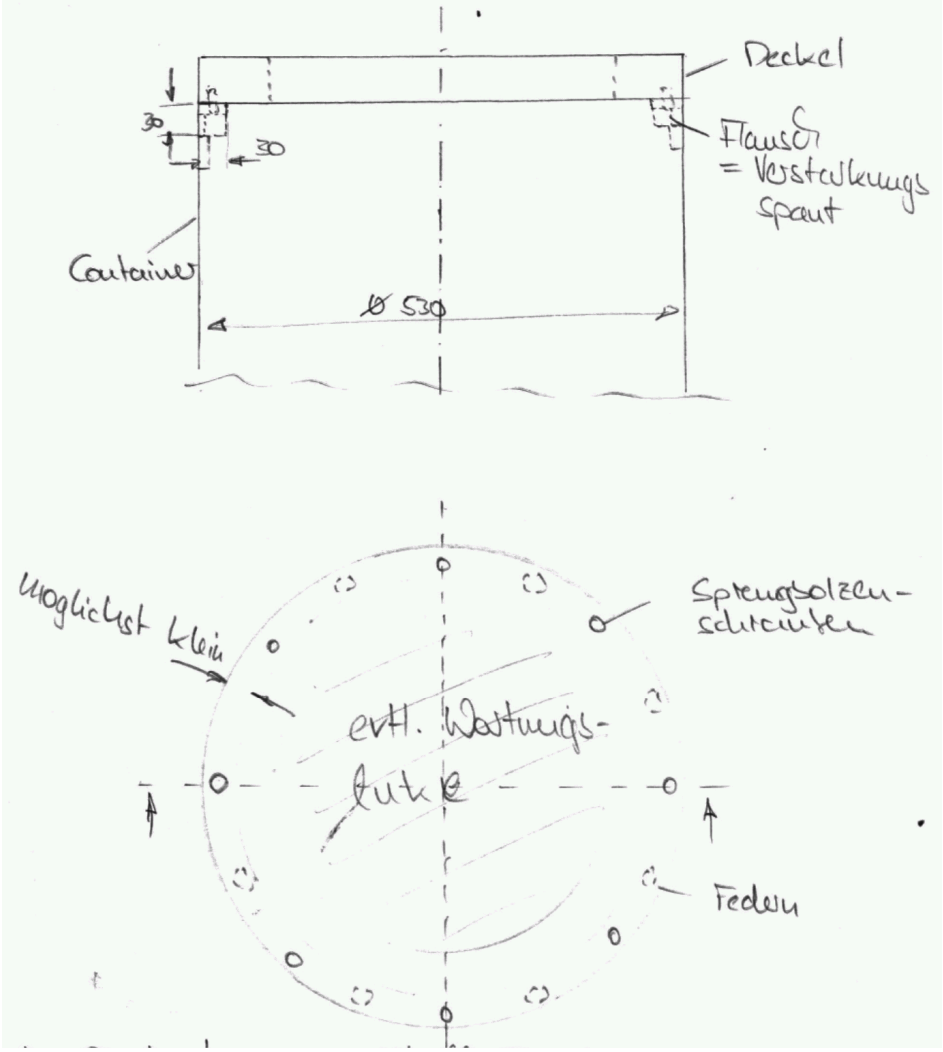


Abbildung 3: Deckelkonzept mit Sprengbolzen

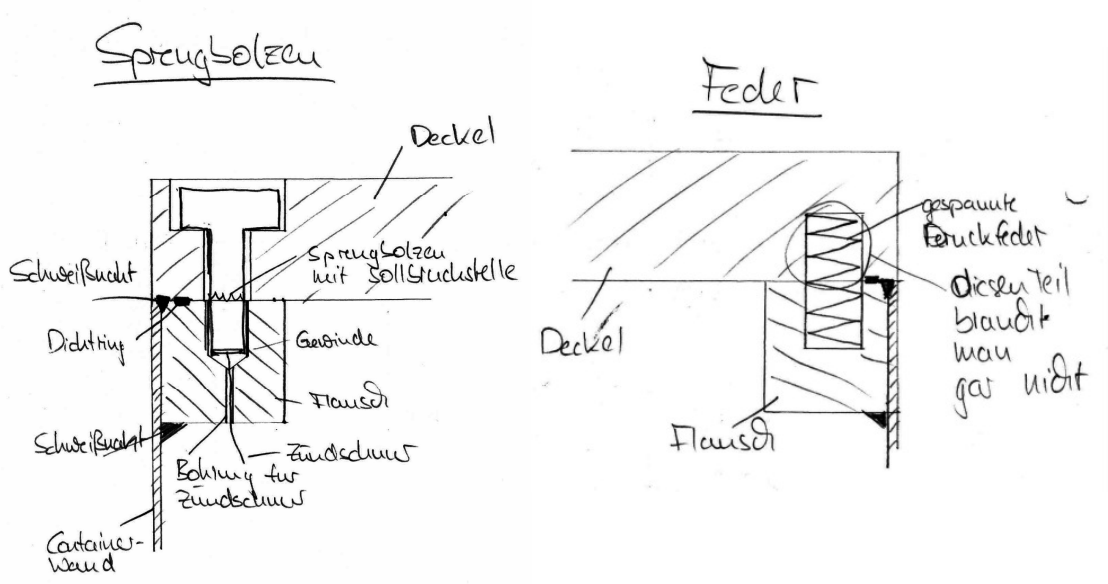


Abbildung 4: Skizze Deckel mit Sprengbolzen und Feder

Konzept Schneidladung

Das Öffnen des Startcontainers könnte über eine innen angebrachte Schneidladung erfolgen. Die durchgeführte Recherche hat dabei folgendes ergeben:

Scheidladungen werden im zivilen Bereich zum Abbruch von Stahlkonstruktionen verwendet. Diese Ladungen bestehen aus einem V-förmigen Kupfer- oder Eisenstab, einen sog. „Liner“, welcher durch Zündung von Plastiksprengstoff so stark beschleunigt wird, dass damit z.B. Stahlträger durchtrennt werden. Unter www.Spreng.de werden drei verschiedene Bauarten von Schneidladungen beschrieben: „Blade“ „Resaflex“ und „Linear Cutter“.

Bei genauerer Betrachtung der verschiedenen Arten wird deutlich, dass die Ladungen vom Typ „Resaflex“ und „Linear Cutter“ nicht in Betracht kommen, da diese nicht bzw. nur bedingt flexibel sind und daher nicht in eine Kreisrunden Zylinder angebracht werden können. Dagegen kann die „Blade“ Schneidladung flexibel verlegt werden (siehe Abbildung 5).

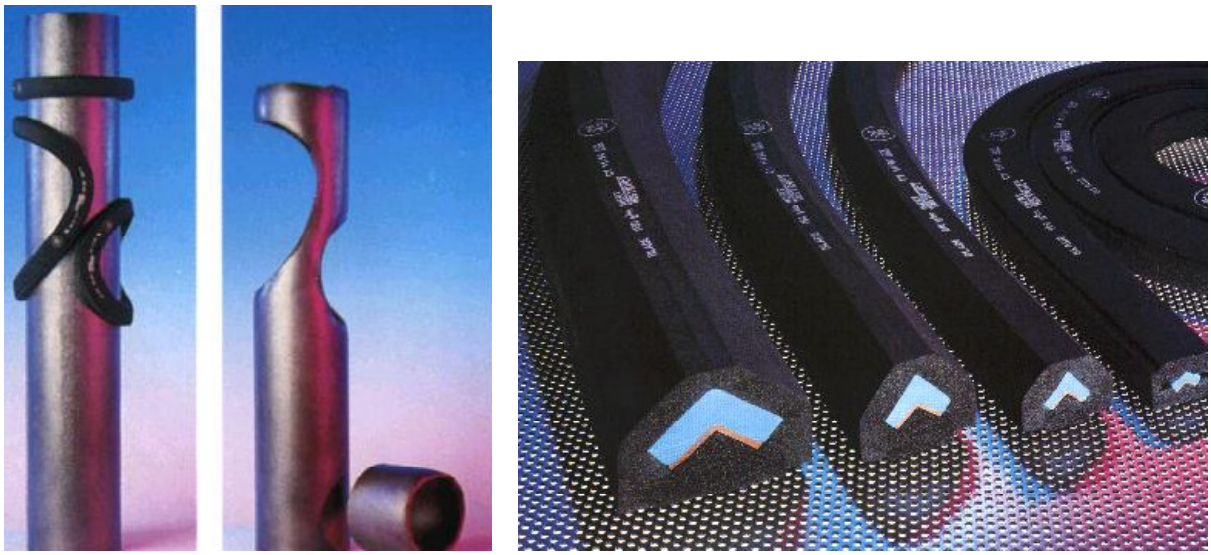


Abbildung 5: Schneidladungen

Weitere Vorteile der „Blade“ Schneidladung sind zudem das einfache Ablängen durch ein scharfes Messer, die Schaumstoffummantelung, welche vor äußeren Einflüssen schützt und die Lieferlänge von 2m. Zudem kann man von einer präzisen Durchtrennung der Containerhülle ausgehen.

Die Schneidladung wird nach dem Auftauchen des Startcontainers gezündet. Sobald der Startcontainer in seiner vorgesehenen Lage stabilisiert ist, erfolgt die Abtrennung des Deckes bzw. des oberen Segments des Startcontainers mittels der Zündung der Schneidladung. Danach sollte der abgetrennte Teil abfallen und die Containeröffnung freigeben, um den Start der Argus Drohne zu ermöglichen.

Allerdings sind noch folgende Punkte zu klären:

- Zuverlässigkeit
- Einfluss der Sprengung auf den Zylinder (Deformation)
- Einfluss der Sprengung auf den Inhalt des Stahlzylinders (Splitter, Rückstände der Sprengladung etc.)
- Umfang/Gewicht des Sprengmechanismus (Zünder, Stromversorgung)
- Empfindlichkeit der Schneidladung? (Transportsicherheit)
- Haltbarkeit der Ladung, (Wie lange einsatzfähig?)
- Kosten für 2m Scheidladung

Diese noch zu klärenden Fragen sollen mit dem Hersteller bzw. Vertreiber der „Blade“ Scheidladungen geklärt werden. Der Hersteller ist Royal Ordonance

Explosives Engineering in England, den Vertrieb der Ladungen in Deutschland macht die HERO Sicherheits-Service GmbH und die ACF GmbH, wobei letztere Firma noch nicht ausfindig gemacht werden konnte. Zunächst soll eine Anfrage an HERO die noch offene Punkte zur Einsatzfähigkeit einer „Blade“ Schneidladung beim Projekt Argus klären.

Links:
www.Spreng.de
www.Wikipedia.de

Firmen:
Royal Ordonance Explosives Engineering
HERO Sicherheits-Service GmbH

1.3.2 Startcontainer

1.3.2.1 Einführung

Als Gruppe, die den Startcontainer designed und konstruiert, halten wir stets Rücksprache mit den anderen Gruppen, da deren Teilsysteme in unserem zu einem Gesamtsystem integriert werden müssen. Dies hat dazu geführt, dass wir bei der Konzeption des Containers auch Lösungsansätze und Ideen zu den einzelnen Subsystemen entwickelt haben um ein stimmiges Gesamtkonzept zu finden.

1.3.2.2 Beschreibung der Ideen zu den einzelnen Subsystemen

Die einzelnen Subsysteme befassen sich mit:

- 2.1 Stabilisierung
- 2.2 Start
- 2.3 Automatisierung / Steuerung
- 2.4 Öffnungsmechanismus
- 2.5 Startcontainer

<u>Stabilisierung des Startcontainers</u>

Nach Rücksprache mit der Stabilisierungsgruppe wurde das Problem offensichtlich ein Stabilisierungssystem zu finden, das innerhalb des Containers montiert werden kann und trotzdem für ausreichende Stabilität sorgt. Um Schweißnähte und Aussparungen innerhalb unseres Druckkörpers, welchen wir aus einem Stahlrohr mit Normgröße fertigen wollen, zu vermeiden, entschieden wir uns dazu von externen Stabilisierungsgewichten abzusehen und stattdessen einen Auftriebskörper zur Stabilisierung einzusetzen. Dieser würde am hinteren Ende, auf der Oberseite unseres Containers montiert werden und den maximalen Durchmesser des Containers nicht verändern.

<u>Start</u>

Um den Abgasstrahl eines Boosters nicht die Drohne zerstören zu lassen, wurde ein Einsatz eines doppelwandigen Druckcontainers überlegt, in deren Wand der Abgasstrahl hinaus geleitet werden sollte. Durch ein vorgespanntes Federsystem, welches das innere Rohr nach dem Öffnen des Containers um einige Zentimeter aus den Druckkörper schieben sollte, währe der Abgasstrahl zur Seite abgelenkt worden um eine Beschädigung der Drohne während des Austretens zu vermeiden.

Außerdem soll die Drohne beim Start durch eine Führungsschiene im Inneren des Containers sicher nach außen geleitet werden.

Automatisierung / Steuerung

Um einen geeigneten Platz für Steuerung und Automatisierungsgeräte zu finden, die für Wartungsarbeiten gut zu erreichen sind, wurde ein extra Bereich am Ende des Containers angedacht. Dieser Bereich soll durch eine Trennwand, welche gleichzeitig als Stabilisierungsgewicht dient, vom Startcontainer getrennt sein. Zur Stabilisierung des Containers sollten hier außerdem die schwere Batterie an der Unterseite und der Auftriebskörper an der Oberseite des Steuerungsbehälters montiert werden.

Öffnungsmechanismus

Für den Öffnungsmechanismus wurde angedacht diesen durch einen Federmechanismus welcher die innere Wand der Tonne nach oben drücken soll zu Unterstützen um den Deckel sicher zu entfernen.

Startcontainer

Der Startcontainer selber, welcher den Container und alle Subsysteme beinhaltet, soll aus einem Metallrohr mit genormtem Durchmesser von 530mm entstehen. Da mit diesem dünne Wandstärken ermöglicht werden, welche genügend Platz für die Drohne, die Doppelwand und die Führungsschiene ermöglicht sowie noch Platz lässt um eventuell zur Stabilisierung benötigte Spanten zu montieren. Am oberen Ende soll dann der Deckel, welcher vor dem Start entfernt werden muss sitzen. Am unteren Ende sitzt dann die Trennwand, welche auch als Gewicht dient. Da drunter sitzt dann der Körper welche die Stabilisierungskörper sowie die Steuerung und alle elektrischen Systeme beinhaltet.

1.3.2.3 Modell zur Auftriebsvisualisierung und Montage der Auftriebshilfe

Um ein erstes Modell für unseren Startcontainer zu haben, nahmen wir die errechneten Daten vom Auftrieb und Gewicht des Startcontainers unserer Vorgänger (siehe Abschlussbericht 08.03.06). Nach diesen Werten, erstellten wir ein Modell aus einer Zigarrenhülse, bei der wir den Schwerpunkt mit Hilfe von Pfennigstücken am Ende des Auftriebskörpers nachbildeten. Hierbei stellten wir fest, dass unser Modell dem berechneten Original bereits sehr gut entspricht. Wie man an den Bildern sehr

gut sehen kann, entspricht das Gewicht des Containers ungefähr dem halben Auftrieb des Zylinders.

Abbildung 6: Erstes Modell vom Startcontainer (Zigarrenhülse)

Anhand dieses Modells machten wir uns daran, eine Stabilisierung mit dem gewünschten Abschusswinkel zu realisieren. Hierzu hatten wir die Wahl, den Schwer- oder Auftriebspunkt des Startbehälters zu verändern. Dabei stellte sich schnell heraus, dass es wesentlich einfacher und besser steuerbar ist, den Auftriebspunkt zu verändern. Hierzu befestigten wir einen Auftriebskörper am Ende des Zylinders, den ein Luftsack simuliert, welcher während oder nach dem Auftauchen automatisch aufgeblasen wird.

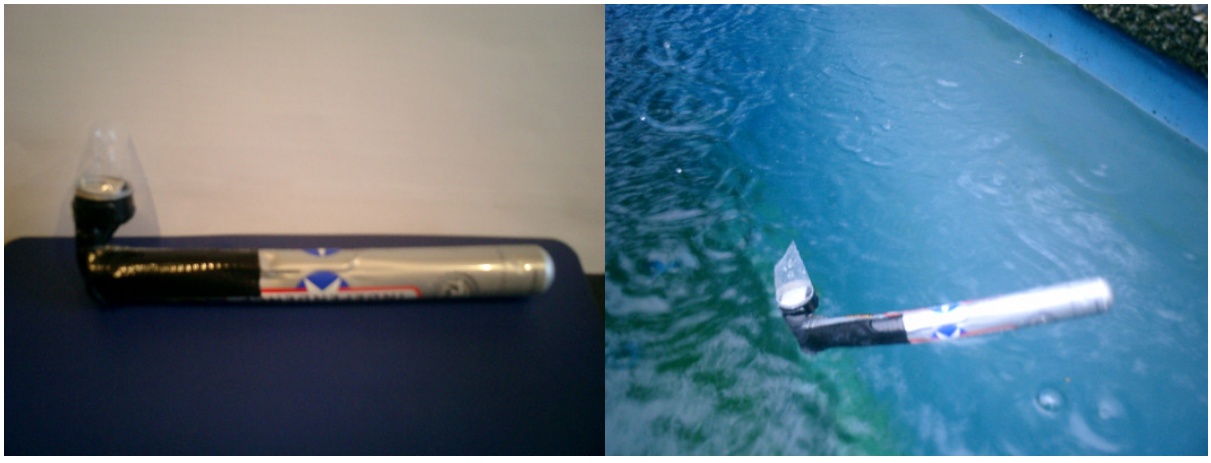


Abbildung 7: Erstes Modell vom Startcontainer mit Luftsack

Hierbei stellte es sich heraus dass wir nur einen kleinen Auftriebskörper brauchen um einen geringen Anstellwinkel zu erreichen. Unser Auftriebskörper ist bereits überdimensioniert weil unser Anstellwinkel bei Wellengang als zu gering erscheint.

1.3.3 Stabilisierungssystem

Die Stabilisation des Containers an der Wasseroberfläche könnte folgendermaßen ablaufen:
Es werden an dem Container drei Seile befestigt, an deren gemeinsamen Ende ein Gewicht so nach unten hängt, dass der Container unter dem geforderten Winkel von 20°-30° auftaucht (siehe Abbildung 8).

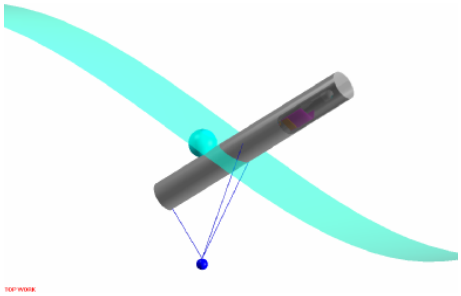


Abbildung 8: Stabilisierung mittels Gewicht an Seilen

Ferner muss noch beachtet werden, dass der Container durch Wellenbewegung nicht wieder nach unten taucht, da ja ein Start bei 4 Bft garantiert werden muss. Hierfür gibt es folgende Lösungen:
Es gibt die Möglichkeit, dass sich ein Schwimmring nach dem Auftauchen des Containers an die Wasseroberfläche aufbläst (siehe Abbildung 9) bzw. dass sich ein fest aus Schaumstoff bestehender Ring in einer rings um den Container herum eingefrästen Nut befindet. Darüber hinaus könnte man auch den Containerteil, der sich oberhalb der Wasseroberfläche nach dem Auftauchen befinden wird, doppelwandig auslegen und zwischen diesen beiden Wänden Luftschaumstoff spritzen, der sich anschließend verfestigt.

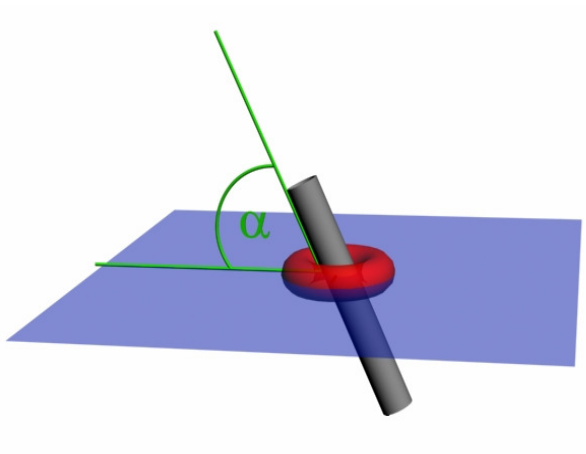


Abbildung 9: Stabilisierung mit Hilfe eines Schwimmrings

All diese Maßnahmen haben den Zweck Auftrieb zu erzeugen, der dem möglichen Abtrieb des Containers mit dem Gewicht an den drei Seilen bei Wellenbewegung entgegen wirkt. Es ist allgemein wichtig den Wellen wenig Angriffsfläche zu bieten, was gegen den aufblasbaren Schwimmring spricht und zu der hinreichenden Bedingung führt, dass der Container auch möglichst lang und dünn sein sollte.

Ein noch etwas anderes Konzept, das in Frage kommt, soll hier auch noch vorgestellt werden: Am Boden des Containers, also der Teil der sich unter Wasser befinden wird, werden Gewichte gelagert, so dass der Ballon theoretisch unter einem Winkel von 90° auftaucht. Zur Einstellung des Abschusswinkels von 20°-30° wird ebenfalls am unterem Ende in einer mit Aluminiumfolie abgedeckten Nische sich ein Ballon befinden der sich mittels einer Gaskartusche von alleine aufbläst, wobei während dieses Vorgangs die Aluminiumfolie durchstoßen wird, so dass sich der Ballon im Wasser vollständig aufblasen kann und dann von alleine an die Wasseroberfläche schwimmt. Dieser Ballon ist fest am Container befestigt, so dass dieser automatisch ein ganzes Stück mit an die Wasseroberfläche taucht. Dieser ganze Vorgang ist so durchdacht, dass der Container in seiner Endstellung den geforderten Winkel besitzt.

Es gilt nun Recherchen bezüglich dieses Ballons zu machen, unter anderem aus welchem Material dieser besteht und wie groß er sein muss. Anschließend müssen in einem Wasserbecken Versuche gemacht werden, um ein Bild davon zu bekommen, wie der ganze Vorgang in der Praxis aussieht.

Personenkontakte:
Professoren und Mitarbeiter des Fachbereichs 6 Nautik

- Pro Dekan Irminger
- Professor Speer
- Herr Dentler aus dem Maritim Institut
- Herr Podester
- Herr Ohm
- Mitarbeiter des Gauss Instituts

Literatur:
Bücher in der Abteilung Nautik der Bibliothek an der Werderstrasse
Strömungslehre Unterlagen aus dem 3. Semester

Links: www.wikipedia.de

Recherche Ballon

Der Ballon, der aus dem Container ausgestoßen werden soll, besteht aus einer dünnen, gasdichten Hülle wie zum Beispiel Latex oder Seidengewebe mit Gummihaut. Er wird mit einem Gas, entweder Helium oder Wasserstoff, gefüllt. In unserem Fall reicht aber auch Luft aus, da diese ja leichter als das Wasser ist. Um die Größe des Ballons zu ermitteln, müssen noch weitere Berechnungen folgen. Aufgeblasen wir der Ballon mittels eines kleinen Gasgenerators (siehe Abbildung 10), der sich ebenfalls im unterem Bereich des Containers befindet. Es stehen verschiedene Modelle von Gasgeneratoren zur Verfügung, die allesamt von der Firma TRW kommen. Es muss nun noch durch Vergleiche der Gasgeneratoren der ausgewählt werden, der für die Mission der maritimen Aufklärungsdrohne am besten geeignet ist.

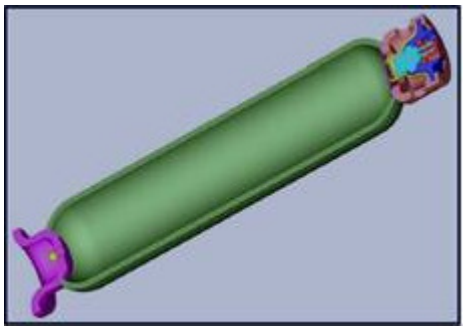


Abbildung 10: Gasgenerator

Links:
http://www.trw.com/images/oss_airbags_inflators-deutsch.pdf

Firmen:
TRW

1.3.4 Automatisierungssystem

Um den Startcontainer autonom agieren zu lassen und die Position des Systemträgers (U-Boot) nicht durch ausgesendete Funksignale zu verraten, wurde sich dafür entschieden den Startcontainer mit einer Mikroprozessorsteuerung auszustatten. Diese wird vor dem Start aus dem Boot eingeschaltet und über Sensoren mit Daten versorgt um den jeweiligen Zustand des Containers definieren zu können. Diese Signale haben Auswirkung auf die jeweiligen Steuerbefehle des Mikroprozessors, der die Abläufe koordiniert und steuert. Für die Entwicklung der Automatisierung wurde sich für die C-Control Baureihe von Conrad Elektronik entschieden, da diese einen einfachen Einstieg in die Automatisierung, mit guter Hard- und Software sowie Literaturunterstützung, darstellt.

Folgende Steuerungen sollen mit dem Prozessor gesteuert werden:

- Erkennen der jeweiligen Missionsphasen über die Sensoren
- Fehlstartvermeidung im U-Boot oder vor dem Startsignal
- Beginn der Stabilisierung beim Erreichen der Wasseroberfläche
- Öffnen des Containers nach der Stabilisierung
- Start des Motors zum Warmlaufen
- Start des Boosters nach definierter Zeit

Zum erkennen der Missionsphasen dienen folgende Sensoren:

- Feuchtigkeitssensor: erkennt Zustand „unter Wasser“ oder „aufgetaucht/im Boot“
- Neigungsmesser: erkennt Zustand „im Boot“, „im Wasser“ und „Stabilisiert“
- Beschleunigungsmesser: erkennt Zustand „ausgestoßen“, „Wasseroberfläche“ und „Booster Start“

Um das Automatisierungssystem zu konstruieren wird der Controller benötigt, der auch für den Prototypen vorgesehen ist. Die Sensoren lassen sich mit Schaltern und Potentiometern simulieren. Für die Steuersignale wie z.B.: „Container auf“ oder „Booster Zünden“ können Signalleuchten benutzt werden.

Die Missionsphasen:

- Lagerung (Im U-Boot oder im Magazin)
- Scharfschalten 1 (Elektronik „ein“ / Systemcheck und I/O „ein“)
- Scharfschalten 2 (Booster / evtl. Sprengschnüre Scharf, I/O „aus“)

- Sensoren Scharf (Check der Missionsphasen)
- Rohr beladen
- Rohr fluten / Ausstoß
- Aufstieg
- Durchstoßen der Wasseroberfläche
- Stabilisierung (Auftriebshilfe auslösen, „lesen“ des Neigungswinkels)
- Start (Deckel „öffnen“, Motor „an“, Booster zünden nach Motorwarmlauf)

Durch den Versuchsaufbau soll die Programmierung realisiert und auf Fehler überprüft werden. Ziel ist es die Art und Anzahl der benötigten Bauteile herauszufinden, die Programmierung zu realisieren und die Verkabelung zu planen. Diese Erkenntnisse sollen dann in den weiteren Verlauf der Containerkonstruktion mit einfließen und Erkenntnisse über den Stromverbrauch, Batteriebedarf und Größe der elektrischen Anlagen liefern.

1.3.5 Drohnenstart

Beschreibung und Bewertung der verschiedenen Startkonzepte

Start der Drohne unter Verwendung eines Boosters

Unter den gegebenen Startvoraussetzungen zeichnet sich das Boosterkonzept als sehr zuverlässig aus. Da die Drohne eine schnelle Höhe erreichen soll in der sie autonom die Steuerung übernehmen kann, ist dieses System am vorteilhaftesten. Neben dem schnellen Gewinn an Höhe kann der Booster mit relativ wenig Gewicht und einer sehr kurzen Brenndauer (t= ca. 10s) die Masse der Drohne schnell in eine ausreichende Höhe bringen. Weiterhin muss gewährleistet werden, dass der Booster die Drohne unmittelbar nach der Zündung aus dem Container befördert. Eine zu lange Brennzeit im Container kann wegen der hohen Temperatur des Antriebsstrahls zu Verbrennungen und Beschädigungen an der Drohne führen und im „worst case“ zur Betriebsuntauglichkeit führen.

Allerdings muss auch beachtet werden dass das Handling mit pyrotechnischen Elementen Gefahren und zusätzliche Sicherheitsmaßnahmen mit sich bringt. Der Sprengstoff kann deshalb nur an speziellen Standorten integriert und getestet werden.

Für die Version „Boosterstart“ muss vor allem die Brenndauer und die damit verbundene Höhe genau berechnet werden um die eigentliche Mission nicht zu gefährden. Die Ausgangswerte für die Masse (m=50 kg) und den Startwinkel aus dem Container (Alpha= 45°) sollen hier vorerst als grob geschätzte Werte in die Berechnungen einfließen um einen ungefähren Schubbedarf für das Flugmodell zu berechnen. Für die finale Auslegung müssen vor allem die Schnittstellen zwischen Struktur, Start und Antrieb funktionieren um alle Parameter richtig in die Berechnungen aufzunehmen. Bei der Beschaffung der pyrotechnischen Elemente kann leider nicht wie vorgesehen auf Modellbausätze zurückgegriffen werden, da der Schubbedarf in keiner angebotenen Kombination ausreichend ist. Für Test und Funktionsprüfung kann unter Umständen das Testgelände von RDE in Meppen genutzt werden. Hier sind eventuelle Sicherheitslager für die Sprengstofflagerung vielleicht bereits vorhanden.

Heißwasserrakete

Eine Heißwasserrakete (auch Dampfdruckrakete) bezeichnet eine Wasserrakete, bei welcher mit Hilfe einer Heizung (meist elektrisch) das im Raketenkörper befindliche Wasser auf hohe Temperatur (ca. 250...500 °C) erhitzt wird. Das auf Grund des Drucks im geschlossenen Wassertank flüssig bleibende Wasser (siehe Dampfdrucktabelle) wird zum Starten durch die hierzu mit einem Ventil freigegebene Schubdüse ausgelassen, verdampft dabei in dieser und tritt unter hoher Geschwindigkeit aus der Düse aus. Durch den Rückstoß beschleunigt die Rakete entgegen der Ausströmrichtung.

Der Wassertank von Wasserraketen muss hohem Druck und hoher Temperatur standhalten können. Heißwasserraketen werden gelegentlich als Starthilfsraketen und für Experimentierzwecke verwendet. Sie sind den Kaltwasserraketen überlegen, da die ausgestoßene Masse selbst die Energie enthält und die Schubkraft bis zum "Brennschluss" nahezu konstant bleibt. Die Leistungsfähigkeit von Raketen mit festen und flüssigen Brennstoffen ist jedoch weitaus höher. Dank der modernen Werkstofftechnik ist es nun auch möglich das Wasser auf bis zu 700°C Temperatur erhitzen und Drücke 120bar erzeugen. Hierdurch lässt sich der spezifische Impuls noch mal sehr stark steigern. Es wurden schon Raketen gebaut die bis zu 7100m Höhe gestiegen sind.

In unserem Fall jedoch kommt eine Heißwasser-Rakete aufgrund der großen benötigten Wassermassen die benötigten werden nicht in betracht. Um eine effektive Heißwasserrakete zu bauen ist eine Wassermasse von >1000kg notwendig. Das hieraus resultierende Gewicht ist von unserem Startcontainer und der Drohne nicht tragbar.

Katapultstart

Bei einem Katapult wird das Objekt lokal, in unserem Fall im Startcontainer, auf eine hohe Geschwindigkeit beschleunigt und nutzt diesen Impuls aus um seine Mission zu erfüllen. Es wird nur eine Anfangsgeschwindigkeit erzeugt und während dem Flug ist kein weiterer Antrieb gegeben. Um nun die zum erreichen der Gipfelhöhe notwendige Energie auf das Objekt zu übertragen sind sehr große Startimpulse notwendig. Hierzu ist es auch notwenig eine hohe Beschleunigung zu erzeugen. Durch diese hohe Beschleunigung ist die Belastung auf die Struktur extrem hoch. Zudem müsste man noch den Effekt des „Aktio = Reaktio Prinzips“ mitbeachten. Dieses hat zur Folge dass der Startcontainer im Augenblick des Starts entgegen der

Flugrichtung des Objekts ins Wasser gedrückt wird. Auch sind die zur Verfügung stehenden Platzverhältnisse im Startcontainer nicht ausreichend um ein ausreichend starkes Katapult aufnehmen zu können. Daher ist das Katapult in unserem Fall als nicht zweckmäßig einzustufen.

Fazit:
Nach Abwägung der durch die Systeme gegebenen Vor- und Nachteile erweißt sich ein Start mittels Feststoffbooster als sinnvollste Lösung.

1.4 Festgelegtes Gesamtkonzept

Beschreibung des am 25.10.06 festgelegten Gesamtkonzepts:

Auf Grundlage der Konzepte für die einzelnen Teilsysteme wird ein Gesamtkonzept für den Startcontainer festgelegt. Die Teilsysteme/Bauteile des Startcontainers werden nachfolgend beschrieben:

Container:

Der Container besteht aus einem genormten Rohr aus Baustahl (z.B. S 275). Dieses wird durch ringförmige Spante aus Stahl verstärkt. An der Innenhülle des Rohrs und an den Spanten wird eine Führungsschiene/Linearführung montiert. Die Drohne wird auf einem Wagen, der auf der Führungsschiene läuft befestigt. Die Führungsschiene dient einerseits der Befestigung der Drohne und andererseits ermöglicht sie einen geführten Startvorgang. Die obere Öffnung des Rohrs wird durch einen Deckel (siehe „Deckel“) und die untere Öffnung durch ein Stabilisierungsgewicht verschlossen. Das Stabilisierungsgewicht wird an der unteren Öffnung des Rohrs angeschweißt.

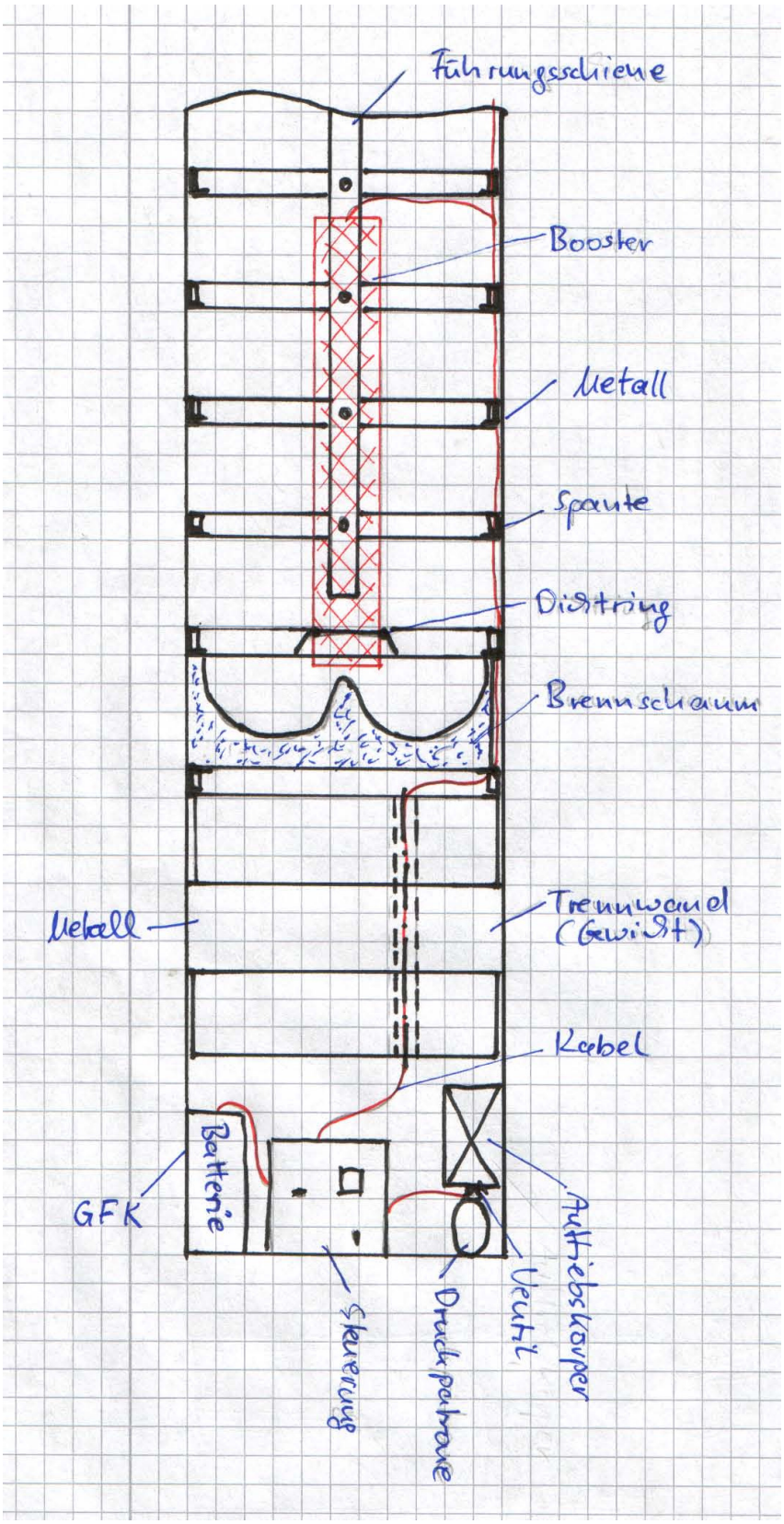


Abbildung 11: Skizze Containerkonzept 25.10.06

Deckel:

Der Deckel verschließt die obere Containeröffnung. Er wird mit Schrauben an einem Flansch an der oberen Containeröffnung von außen befestigt. Der Deckel ermöglicht das Beladen des Containers, sowie den Eingriff in den Container für Wartungszwecke. Der Deckel besteht aus einer kreisrunden Grundplatte mit der Größe des Außendurchmessers des Containers. Die Außenhaut des Deckels besteht aus GFK, welcher auf einen Schaumstoffkern auflaminiert wird. Der Zündmechanismus für das Öffnen des Deckels befindet sich in einer Tasche im Schaumstoffkern. Im oberen Teil des Containers, unterhalb des Flansches befindet sich eine pyrotechnische Schneidladung. Diese besteht aus einer am inneren Umfang befestigten Sprengschnur. Beim Zünden der Schneidladung wird der gesamte obere Teil des Containers abgetrennt. Dieser fällt durch die Schräglage des Containers ins Wasser. Dieser Mechanismus gewährleistet die maximale Ausnutzung der Containeröffnung.

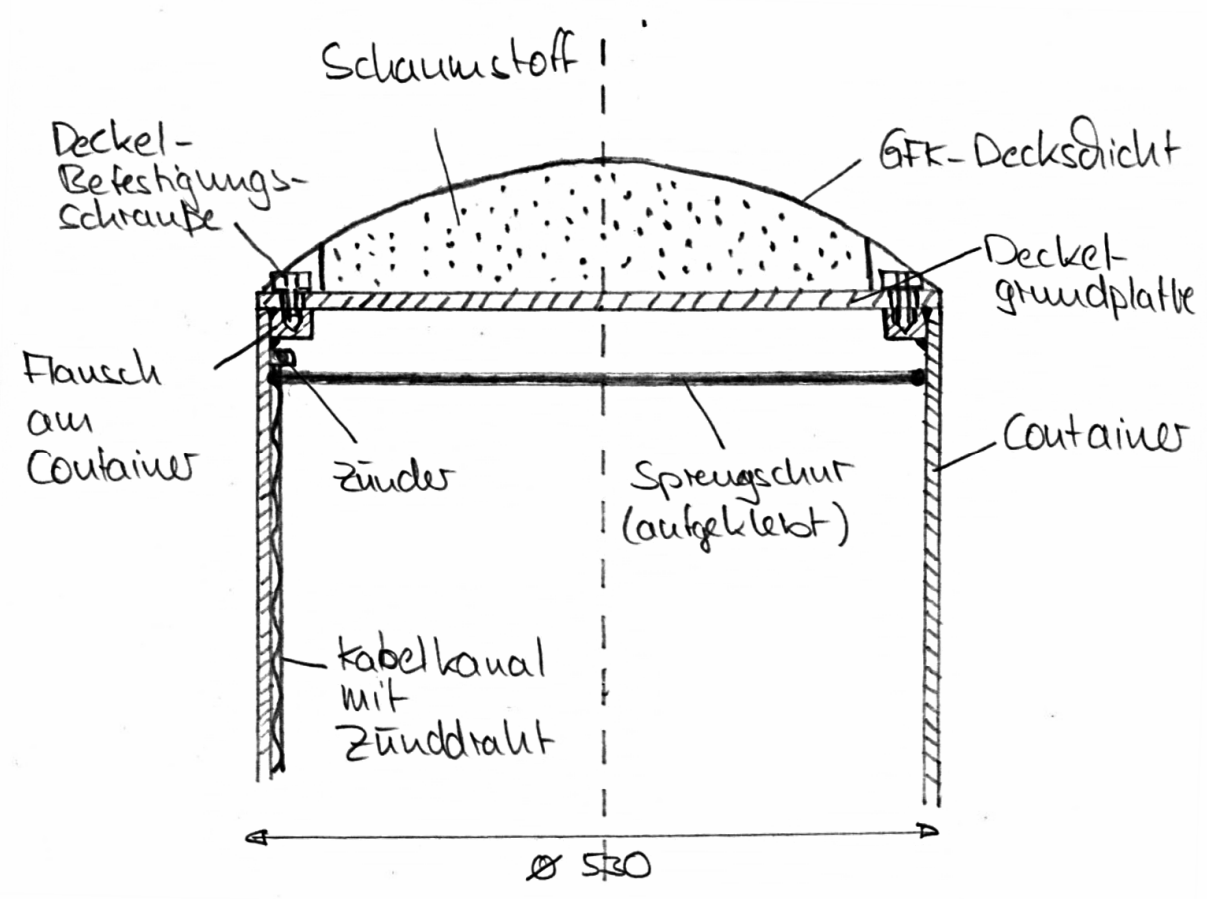


Abbildung 12: Skizze Deckelkonzept 25.10.06

Stabilisierungssystem:

Das Stabilisierungssystem befindet sich im untersten Teil des Startcontainers, hinter dem Stabilisierungsgewicht. Es besteht aus einem Ballon/Airbag, der mit einem Seil am unteren Teil des Startcontainers befestigt ist. Beim erreichen der Wasseroberfläche schwimmt der Container aufgrund des Stabilisierungsgewichts senkrecht im Wasser. Das Ausstoßen des Ballons/Airbags führt zu einer Stabilisierung des Containers unter einem bestimmten Winkel (30°-45°) zur Wasseroberfläche. Ausstoßmechanismus, Ballon/Airbag und Seil sind in einem Schaumstoffkern untergebracht. Der Schaumstoffkern wird mit GFK ummantelt und als abnehmbarer Behälter am Stabilisierungsgewicht montiert.

Startsystem:

Der Start der Drohne erfolgt mit Hilfe eines Boosters, der an der Drohne befestigt wird. Der Booster wird vom Automatisierungssystem elektrisch gezündet. Die Drohne beschleunigt entlang der Führungsschiene. Das brennende Ende des Boosters mündet in eine vom übrigen Container durch ein Blech getrennte Kammer. In der Kammer befindet sich ein selbstverlöschender Schaumstoff, der dafür sorgt, dass die Flammen nicht in den Container zurückschlagen und die Drohne beschädigen.

Automatisierungssystem:

Das Automatisierungssystem befindet sich, wie auch das Stabilisierungssystem im untersten „Schaumstoffkernbehälter“ Es besteht aus einer elektronischen Steuerungseinheit und der autonomen Stromversorgung des Containers. Über Drähte, die durch einen Kabelkanal isoliert sind, werden die einzelnen, zu automatisierenden Elemente angesteuert. Dazu zählen das Ausstoßen des Stabilisierungskörpers (Ballon/Airbag), das Öffnen des Containers durch Zünden der Schneidladung, sowie das Auslösen des Startvorgangs der Drohne. Außerdem beinhaltet das Automatisierungssystem einen Drucksensor, der das Erreichen der Wasseroberfläche erkennt.

1.5 Auslegung der Teilsysteme

1.5.1 Deckelöffnungssystem

1.5.1.1 Änderung Deckelöffnungskonzept

Eine Besprechung mit RDE am 22.11.06 hat ergeben, dass der im Gesamtkonzept vom 25.10.06 festgelegte Mechanismus zur Deckelöffnung mittels Sprengschnur nicht umsetzbar ist. Der Grund dafür liegt in der mangelnden Berechtigung des Bedieners des Startcontainers im Umgang mit Sprengstoffen. Aus diesem Grund müssen neue Konzepte für einen Deckelöffnungsmechanismus entwickelt werden. Es kommen dabei nur nicht-pyrotechnische Lösungen in Betracht. Im Folgenden werden Vorschläge für Konzepte zum neuen Deckelöffnungsmechanismus beschrieben. Das von der Startgruppe bevorzugte Konzept stellt das Deckelöffnungskonzept I dar.

Die beschriebenen Konzepte stellen nur prinzipielle Mechanismen dar. Eine detaillierte Ausarbeitung/Auslegung eines oder mehrer Konzepte ist aus Zeitgründen an dieser Stelle noch nicht erfolgt.

1.5.1.2 Deckelöffnungsmechanismus I (E-Motor)

Schon in der ersten Konzeptphase für den Deckelöffnungsmechanismus wird die Anforderung definiert, dass die Versperrung der Containeröffnung so klein wie möglich sein muss. Dies kann am besten erreicht werden, wenn sich die, für die Deckelöffnung notwendigen Elemente im Deckel selbst befinden und mit abgeworfen werden. Das folgende Konzept berücksichtigt dies.

Die Verbindung Deckel-Container wird mit Gewindebolzen realisiert. In der vorderen Containeröffnung befindet sich ein Flansch, auf dessen Umfang Gewindebohrungen angeordnet sind. Im Deckel befinden sich an den zugehörigen Stellen Gewindebolzen. Diese sind im Deckel drehbar gelagert. Über ein Zahnradgetriebe sind alle Gewindebolzen mit einem Elektromotor verbunden. Auf diese Weise können alle Bolzen synchron angetrieben werden. Sobald sich der Container in seiner stabilen Lage an der Wasseroberfläche befindet, erhält der Elektromotor im Deckel ein Signal. Die Bolzenverbindung zwischen Container und Deckel wird durch elektrisches Losdrehen der Bolzen gelöst. Federn, die zwischen Containerflansch und Deckel angeordnet sind, drücken den Deckel vom Container weg. Die

Kabelverbindung zwischen Deckel und Container wird durch Lösen eines Steckkontaktes getrennt, sobald der Deckel abfällt.

Zum Schließen des Containers wird die Drehrichtung des Elektromotors umgekehrt. Ein Dichtring im Flansch sorgt für die Abdichtung der Containeröffnung. Der Deckel kann, wie im ersten Konzept vorgesehen, aus einer metallischen Grundplatte und einem mit Glasfaser laminiertem Schaumkern bestehen. Dabei werden für Motor, Kabel und Mechanik Aussparungen im Schaumkern vorgesehen. Der Vorteil dieser Konstruktion gegenüber anderen Deckelöffnungskonzepten besteht darin, dass kein Scharnier zwischen Deckel und Container erforderlich ist. Ein Scharnier lässt sich auf einem Umfang schlecht realisieren. Es verkompliziert die Konstruktion. Außerdem wird der aus Festigkeitsgründen ohnehin vorhandene Flansch genutzt und keine weiteren Elemente versperren die Containeröffnung.

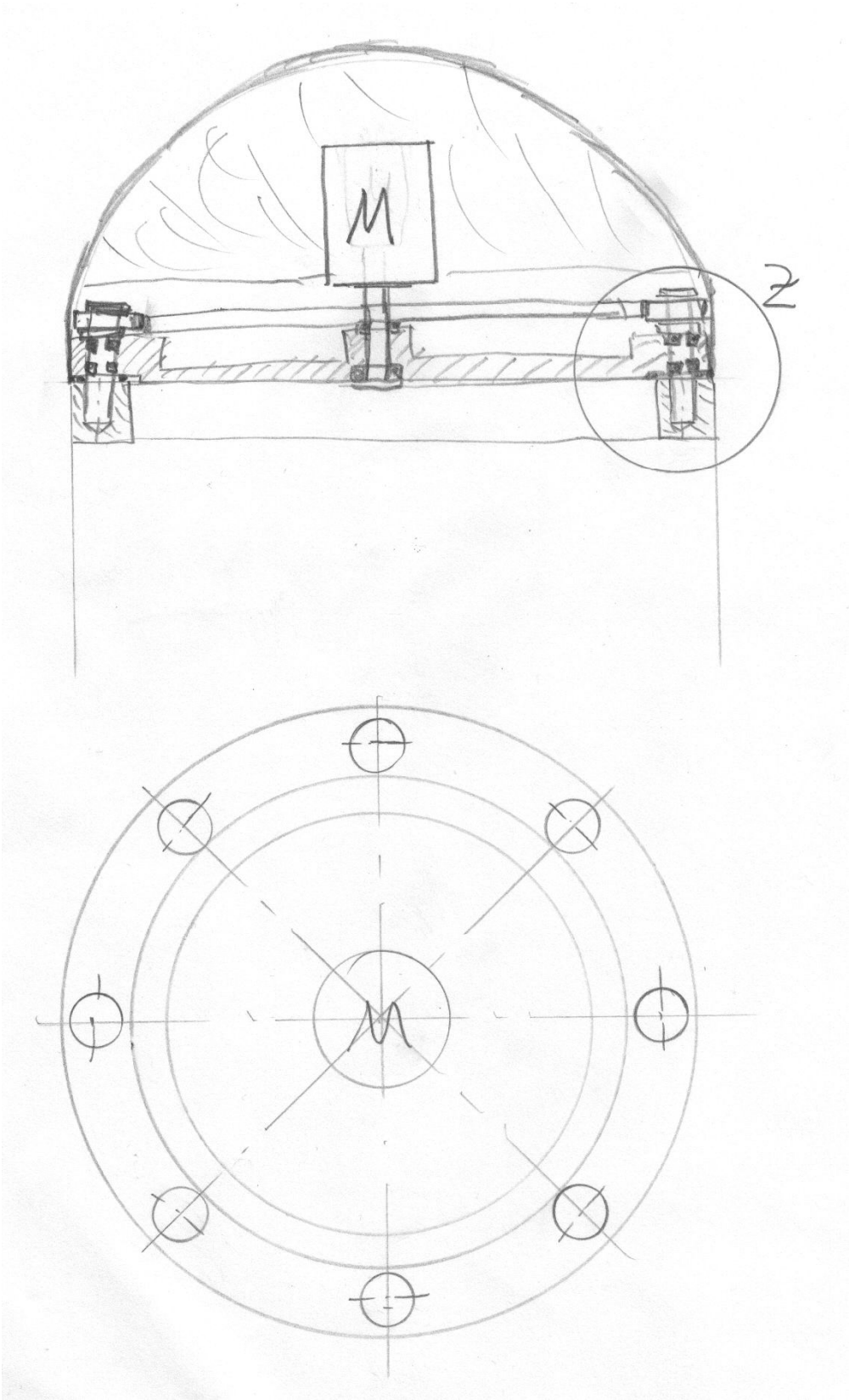


Abbildung 13: Neues Deckelöffnungskonzept I mit E-Motor im Deckel

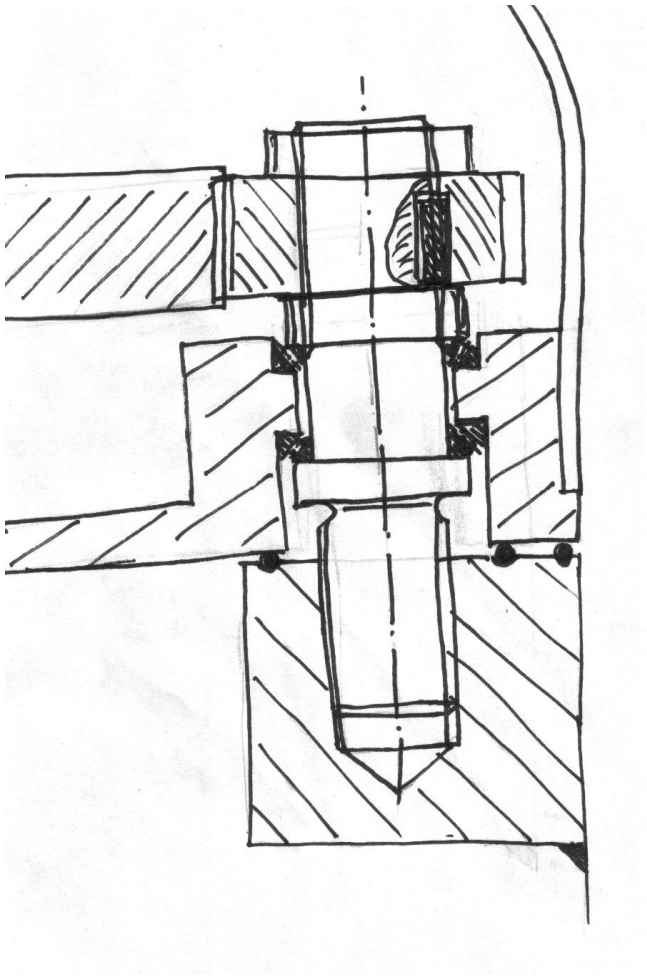


Abbildung 14: Neues Deckelöffnungskonzept I, Ausschnitt Z

1.5.1.3 Deckelöffnungsmechanismus II (elektrothermischer Auslöser)

Aufbau:

Bei dieser Art der Deckelöffnung ist ein oder mehrere Drähte vom Deckel bis in den Steuerungs- und Elektronikbereich des Containers gespannt. Diese Drähte bestehen teilweise oder komplett aus Konstantandraht. Diese Drähte sind gespannt und pressen den Deckel auf die Öffnung des Startcontainers. An diese Drähte sind Kabel angeschlossen, welche an die Containersteuerung angeschlossen sind. Am Deckel des Containers befinden sich Federn oder ein Dichtungsring, welche den Deckel unter einer Vorspannung hält.

Funktionsweise:

Im geschlossenen Zustand sind die Drähte fest gespannt, Konstantan verfügt über ein Elastizitätsmodul, welches nahe an dem von Stahl ist (E = 163.000 N/mm²) und

kann dementsprechend hohe Zugkräfte ausüben. Wird eine entsprechende Spannung an die Drähte angelegt, erwärmen sich die Drähte dermaßen stark das Sie ihre Festigkeit einbüssen und durchglühen. Durch den Dichtungsring oder die Federn wird der Deckel dann vom Container abgesprengt.

Pro:

- Unkompliziert und Störungsunanfällig
- Sehr geringe Einbaugröße
- Keine Komplikationen beim Einbau
- Keine Verengung des Einbauquerschnittes
- Öffnungsmechanismus dient auch dem Schließen des Deckels

Kontra:

- Nur einmal verwendbar

Fazit:

Dies ist eines unserer bevorzugten Systeme da es sich um ein vielfach getestetes und sehr zuverlässiges Verfahren handelt. Außerdem wird hierbei der Einbauquerschnitt nicht verändert und der Drohnenkörper beim Austritt nicht behindert.

1.5.1.4 Deckelöffnungsmechanismus III (Pneumatischer Zylinder)

Aufbau:

Bei dieser Art der Deckelöffnung befindet sich im Steuerungs- und Elektronikbereich des Containers ein Druckbehälter wie z.B. eine handelsübliche CO2 Patrone. Vor die Patrone befindet sich ein Ventil und danach eine Druckbeständige Leitung bis zum Druckzylinder. Die Leitung wird neben der Startschiene oder über der Drohne verlegt, je nachdem ob der Containerdeckel beim öffnen nach oben oder unten wegklappen soll. Der Öffnungszylinder ist mit zwei Scharnieren zwischen dem Deckel und dem Container befestigt und wird mit einer Feder vorgespannt.

Funktionsweise:

Im geschlossenen Zustand herrscht im Zylinder Umgebungsdruck und durch eine vorgespannte Feder wird der Containerdeckel an den Container angepresst. Zum Öffnen des Deckels wird dem Volumen aus der Reservoirpatrone, durch das öffnen des Ventils, das Einströmen in die Leitung ermöglicht. Dadurch erhöht sich der Druck

im Zylinder, wodurch dieser sich ausdehnt und den Deckel öffnet. Nach dem öffnen ist das Schließen des Deckels nicht möglich ohne das Volumen aus den Leitungen ausströmen zu lassen. Für ein erneutes öffnen muss die Reservoirpatrone bei geschlossenem Ventil ausgetauscht werden.

Pro:

- Verwendung eines bereits im System verwendeten Pneumatischen Kreislaufs
- Unkompliziert und Störungsunanfällig
- Geringe Einbaugröße

Kontra:

- Verengung des Austrittsquerschnittes
- Nur einmal verwendbar
- Extra System zum Schließen notwendig

Fazit:
Ein System zum Schließen des Deckels muss gefunden werden, eine Variante mit einer Feder, die den Deckel vor dem Start zuhält ist denkbar.

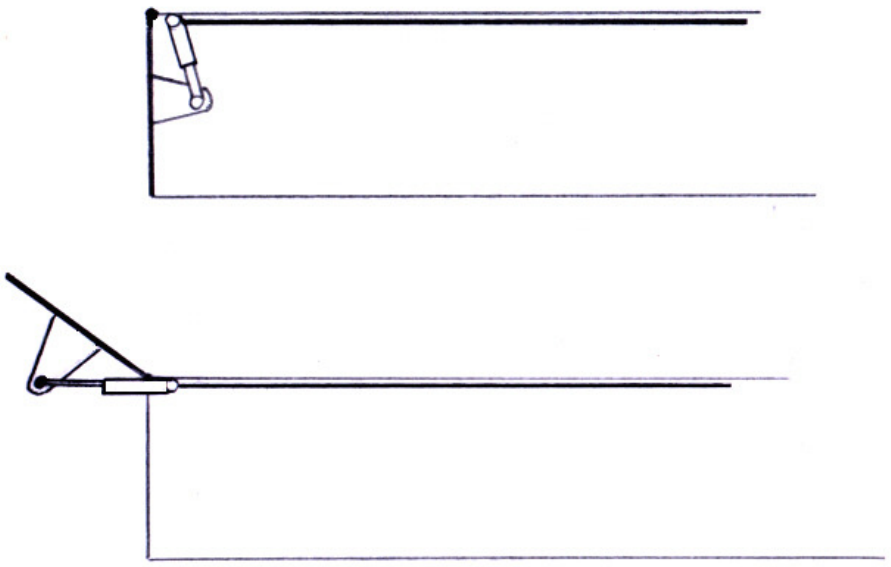


Abbildung 15: Neues Deckelöffnungskonzept III, Pneumatischer Zylinder

1.5.1.5 Deckelöffnungsmechanismus IV (Linearmotor)

Aufbau:

Bei dieser Art der Deckelöffnung befindet sich ein Linearmotor im Steuerungs- und Elektronikbereich des Containers. Dieser ist durch einer Stange und zweier Scharniere mit dem Deckel des Containers verbunden. Die Stange kann nur über oder neben der Drohne verlegt werden, da sonst die Drohne im Weg steht. Dies führt dazu das der Containerdeckel beim öffnen nur nach oben oder zur Seite wegklappen kann und den Container beim Start destabilisiert.

Funktionsweise:

Im geschlossenen Zustand muss der Deckel durch ein extra System zugehalten werden, dies kann zum Beispiel mit einer Feder geschehen oder indem der Linearmotor entgegen der Öffnungsrichtung belastet wird. Zum öffnen des Deckels wird am Linearmotor ein Strom angelegt, so dass sich der Zylinder linear in Richtung Deckel bewegt und somit die Klappe aufschiebt. Nach dem öffnen ist das Schließen des Deckels jederzeit wieder möglich indem man die Polarität des fließenden Stromes vertauscht und das magnetische Feld umkehrt. Hierdurch wird die Bewegung des Motors umgekehrt und die Klappe schließt sich wieder.

Pro:

- Widerverschließbar
- Öffnungsmechanismus kann auch zum schließen verwendet werden

Kontra:

- Grosse Einbaugröße
- Hohes Einbaugewicht
- Einbau nicht günstig realisierbar
- Erhöhter Stromverbrauch aufgrund eines Elektromagnetischen Systems
- Verengung des Austrittsquerschnittes

Fazit:

Nicht realisierbar aufgrund zu großer und schlecht realisierbarer Einbaugröße. Aufgrund der großen Kraft und Geschwindigkeit des Motors währe eine Version als Startbeschleunigung der Drohne denkbar. Ein Katalog von Siemens Linearmotoren befindet sich auf der CD im Kapitel START/1. Deckelöffnung.

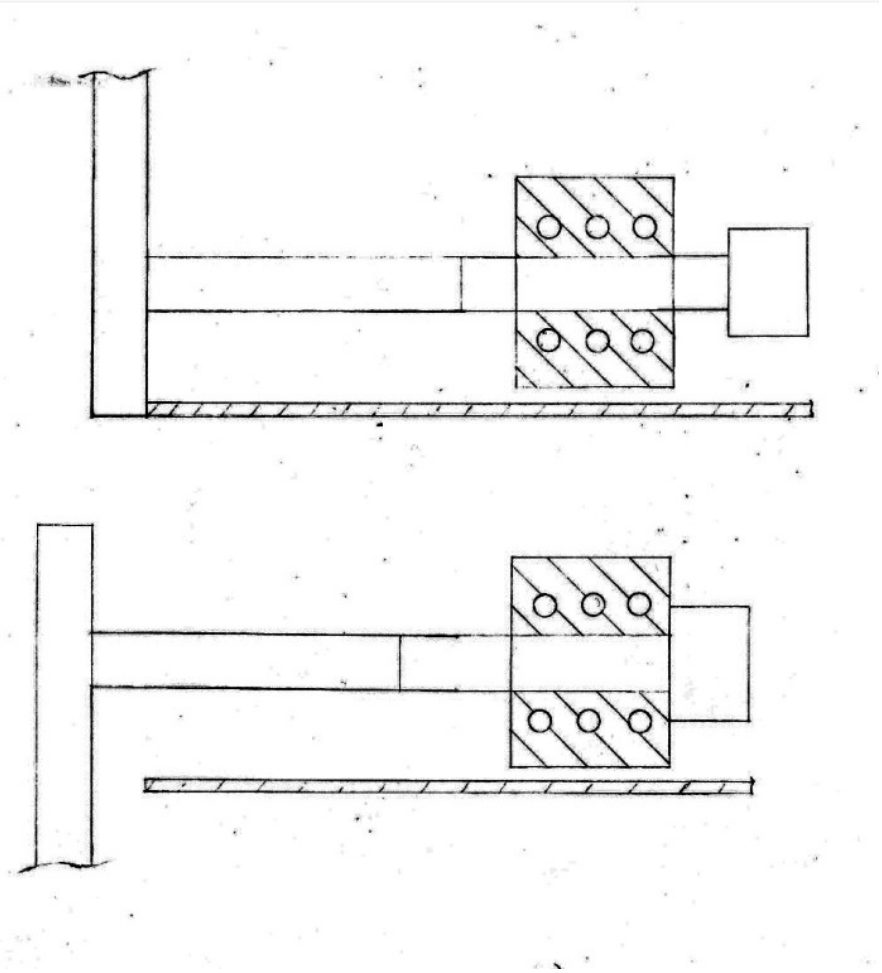


Abbildung 16: Neues Deckelöffnungskonzept IV, Linearmotor

1.5.1.6 Deckelöffnungsmechanismus V (Zugstange)

Aufbau:

Innerhalb des Containers ist in Längsrichtung eine Zugstange eingebaut, welche mit einem Elektromotor (mittels Zahnrad) verbunden ist. Für eine optimale Nutzung des Containerinnenraums sollte die Zugstange unterhalb oder neben der Führungsschiene der Drohne platziert werden. Am Deckel des Containers ist die Zugstange mittels Scharnieren befestigt, ein weiteres Scharnier verbindet den Deckel mit dem Container. Die Zugstange und E-Motor sind so eingestellt, dass die Zugstange den Deckel geschlossen hält. Abdichtungen am Deckel sorgen für dafür, dass der Container wasserdicht ist.

Funktionsweise:

Der Deckel wird durch die Zugstange zunächst geschlossen gehalten. Wenn der Deckel geöffnet werden soll, wird der E-Motor aktiviert und setzt die Zugstange in

Bewegung. Da die Zugstange mit dem Deckel verbunden ist, öffnet sich damit der Deckel und gibt die Öffnung des Containers frei.

Pro:

- Robuste Konstruktion
- wiederverschließbar
- einfacher Aufbau

Kontra:

- aufwendiger Einbau
- möglicherweise Sperrig (E-Motor, Batterie)
- evtl. Verengung der Öffnungsquerschnitts, da Deckel nicht separiert wird

Fazit:

Als robuste Öffnungsvariante durchaus in Erwägung zu zieht, allerdings muss vorher noch überprüft werden, ob der Einbau eines solchen Systems möglich ist.

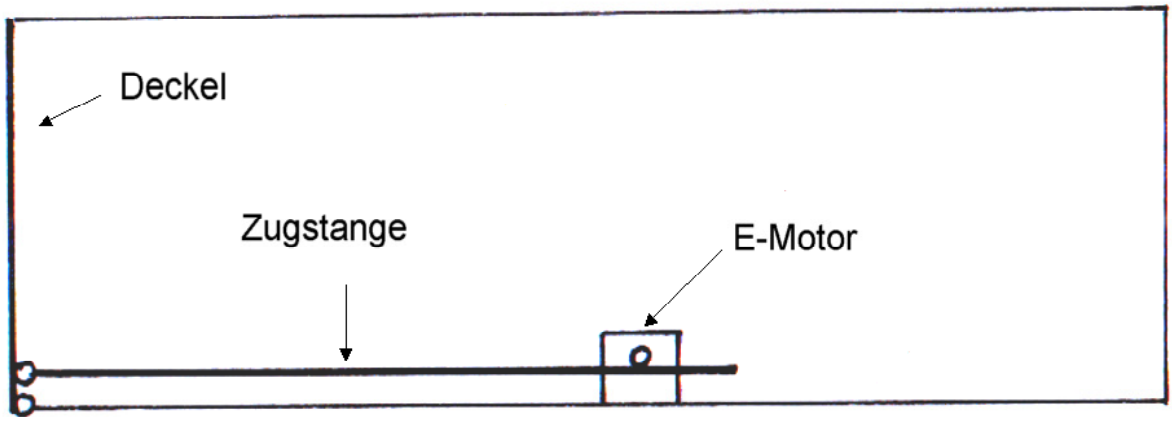


Abbildung 17: Neues Deckelöffnungskonzept V, Zugstange

1.5.2 Startcontainer

1.5.2.1 Festigkeitsbetrachtungen

Für die Auslegung des Startcontainers sollen hier Überlegungen angestellt werden, die sich mit der Festigkeit des Startcontainers und die dabei evtl. auftretenden Probleme befassen. Es handelt sich dabei um eine zunächst grobe Betrachtung dieser Problemstellung, da eine detaillierte Auslegung des Startcontainer noch nicht möglich ist. Zunächst folgt ein kleiner Rückblick über die bisherige Betrachtung, gefolgt von einer Überlegung für weitere möglicher Belastungen des Containers und von zwei möglichen konstruktiven Herausforderungen, die es zu lösen gilt. Dabei handelt es sich um die Betrachtung über den Einbau von Spanten und die Problematik der Verbindung von Rohren.

Startcontainer

In der bisherigen Ausarbeitung wurde der Startcontainer mit ein Länge von 3500 mm und einen Durchmesser von 530mm festgelegt. Die Dicke der Wandstärke des Containers soll dabei 3 mm betragen. Als Belastungsfall wurde das Aussetzen des Containers in einer Wassertiefe von 20m betrachtet. Dabei tritt dann die in Abbildung 18 gezeigte Belastung auf.

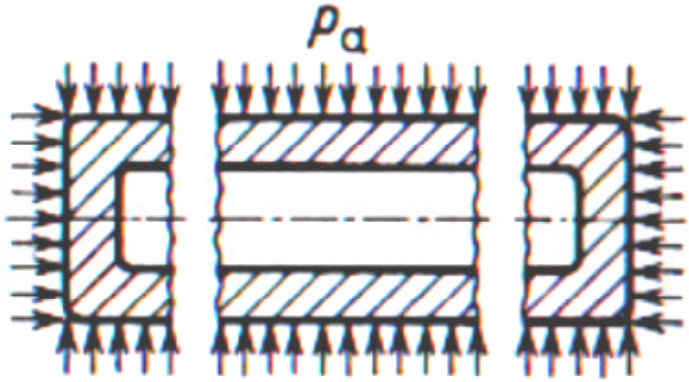


Abbildung 18: Zylinder unter Außendruckbelastung

Dabei ergab sich, dass für die Belastung unter Wasser ein Stahl-Zylinder mit 3mm Wandstärke ohne weiteres Ausreichend, und eine Knickung in Längs- bzw. Querrichtung nicht zu befürchten ist.

Bevor jedoch der Startcontainer zum Unterwasser-Einsatz gelangt, wird dieser auch anderen Belastungen ausgesetzt. Daher muss auch untersucht werden, wie die Belastungen im Einzelnen vor dem Einsatz des Containers aussehen und wie schwerwiegend diese zum tragen kommen. Wie sieht z.B. die Belastung an Land aus, beim Transport bzw. Lagerung des Containers. Dabei muss zum einen die Belastung durch das Eigengewicht, das der Ladung (Drohne) etc. berücksichtigt werden. Im Laufe dieser Projektarbeit haben sich bisher folgende Parameter ergeben. Zum einen ist zur Stabilisierung des Containers in der Schwimmphase ein Betongewicht am Ende des Startcontainers vorgesehen, welches der momentanen Berechnung nach ein Gewicht von 350 kg haben wird. Zudem ist noch das Eigengewicht der Containerhülle (138 kg) und das im Pflichtenheft genannte Gewicht der Drohne von 50kg einzukalkulieren.

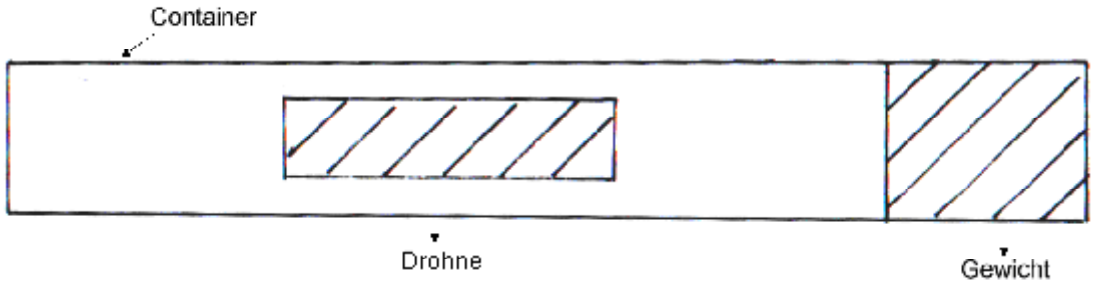


Abbildung 19: Skizze der Containerlasten

Zudem kommen noch die einzelnen Lasten zusätzlicher Bauteile dazu, welche aber wahrscheinliche keine allzu erhebliche Rolle spielen dürften.

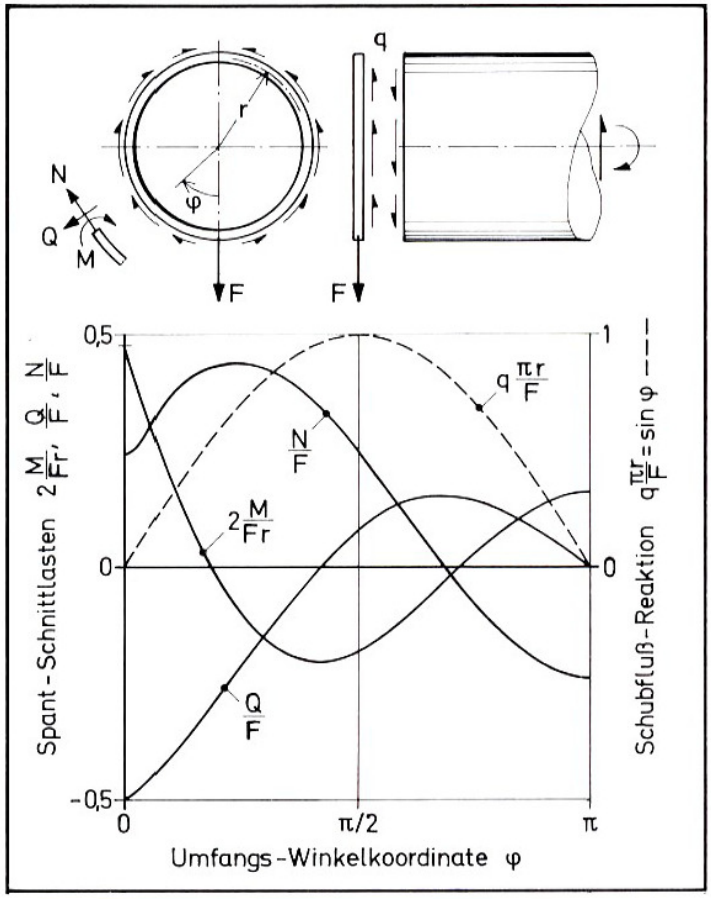


Abbildung 20: Belastung am Ringspant

Um bei diesen Belastungen die Formsteifigkeit zu wahren, sind für die Konstruktion des Startcontainers Spante vorgesehen, welche jedoch noch Konstruktiv ausgelegt werden müssen. Der Einsatz von Spanten bringt mehrere Vorteil mit sich. Unter anderem sorgen sie für Formsteifigkeit, verstärken den Rumpf gegen Druck und Schubbelastung und stützen das Profil gegen Instabilität. Außerdem dienen die Spante als Stütze für die im Container zu befestigenden Bauteile, wie z.B. dir Führungsschiene für die Drohne. Allerdings ergibt sich durch den Einsatz von Spanten eine Verkleinerung des nutzbaren Innenquerschnitts, was es bei der Auslegung der Spante zu berücksichtigen gilt. Wie die Belastung in einem Ringspant aussehen könnte, lässt sich in Abbildung 20. betrachten.

Im Rahmen einer groben Abschätzung, würde festgelegt, dass jede 70cm ein Spant vorgegeben wird, was den Startcontainer entsprechend in 70 cm lange Rohrsegmente unterteilt, dies könnte für einen einfacheren Zusammenbau des

Containers von Vorteil sein. Die einzelnen Segmente werden dann letztendlich miteinander verschweißt.

Die Schweißverbindung bei Rohren erfolgt möglichst stumpf oder überlappend, wie einige Beispiele in Abbildung 21 zeigen. Jedoch die gezeigten Beispiele c) und d) kommen beim Startcontainer nicht in Frage, da kein Spielraum im Außendurchmesser vorhanden ist, b) kommt nur dann in frage, wenn die Überlappung nach innen gelegt wird.

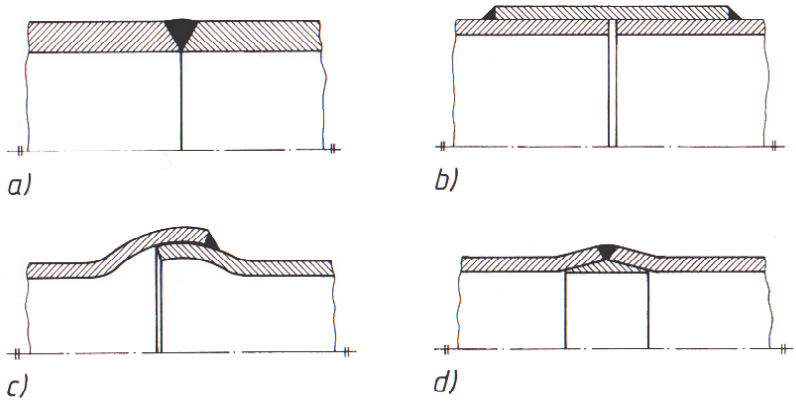


Abbildung 21: Geschweißte Rohrverbindungen

Da sowieso an den Trennstellen der Segment Spante vorhanden sein werden, wird man die Rohrsegmente sicherlich damit sinnvoll verschweißen. Aus Festigkeitsperspektive muss jeder überprüfte werden, ob die Schweißnähte die auftretenden Kräfte vertragen. Sicherlich von Bedeutung wird hier das letzte Segment mit dem Stabilisierungsgewicht haben, welches eine große Belastung für die Schweißnaht darstellen wird, ggf. muss hier z.B. die Blechdicke erhöht werden, was durch die Segmentbauweise sicherlich ermöglicht wird.

1.5.2.2 Führungsschiene

Damit die Drohe den Container in einer definierten Lage bei Boosterstart verlassen kann, ist es notwendig eine Führungsschiene zu installieren. Wie aus der Boosterauswahl zu entnehmen ist, wirkt auf die Drohne eine hohe Beschleunigung und damit auch eine hohe Geschwindigkeit. Diese macht es notwendig einen Hochgeschwindigkeitswagen für die Führungsschiene auszuwählen. Die Platzverhältnisse im Container bestimmen die Abmaße der Schiene.

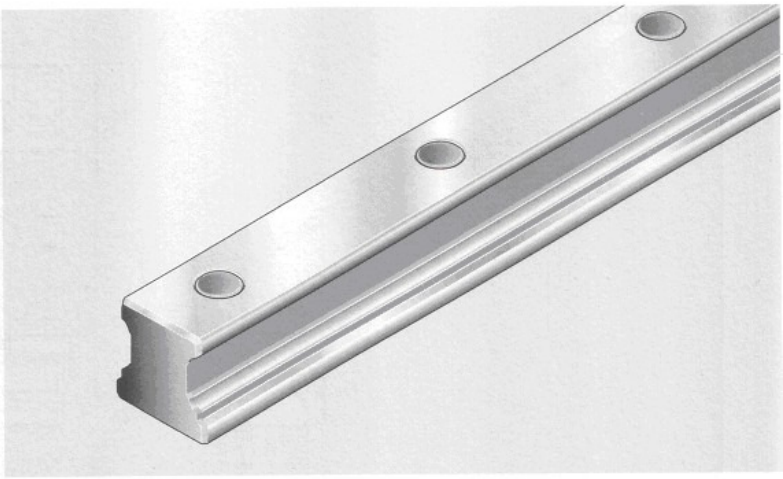
Bei der Firma Bosch Rexroth AG findet man die benötigten Führungssystemkomponenten. Im Katalog der Kugelschienenführungen kann auf S. 96 eine Führungsschiene ausgewählt werden. Größe „25“ wurde ausgewählt (untenstehende Grafiken zeigen Daten und Maße).

Auf Seite 86 des gleichen Katalogs findet man die benötigten Hochgeschwindigkeitswagen. Auch hier ist wieder die Größe „25“ zu wählen.

Standard-Führungsschienen

Führungsschienen R1605 .0. ..

Von oben verschraubbar,
mit Abdeckkappen aus Kunststoff
(im Lieferumfang)

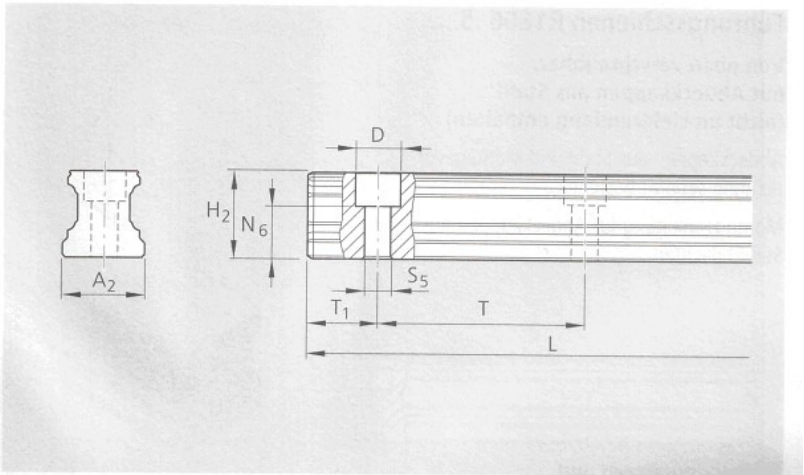


Materialnummern und Schienenlängen

Größe	Genauigkeitsklasse	Führungsschiene einteilig Materialnummer, Schienenlänge L (mm)	Führungsschiene mehrteilig Materialnummer, Anzahl Teilstücke, Schienenlänge L (mm)	Teilung T (mm)	Empfohlene Schienenlängen: Anzahl der Bohrungen n_B / Schienenlänge L (mm) zusätzliche Standardlängen
15	N	R1605 104 31,....	R1605 104 3.,....	60	Von 2/ 116 bis 40/ 2396 gemäß der Formel $L = n_B \cdot T - 4$ zusätzliche Standardlängen: 2/ 80 2/ 90 2/ 100
	H	R1605 103 31,....	R1605 103 3.,....		
	P	R1605 102 31,....	R1605 102 3.,....		
	SP	R1605 101 31,....	R1605 101 3.,....		
	UP	R1605 109 31,....	R1605 109 3.,....		
20	N	R1605 804 31,....	R1605 804 3.,....	60	Von 2/ 116 bis 55/ 3296 gemäß der Formel $L = n_B \cdot T - 4$ zusätzliche Standardlängen: 2/ 90 2/ 100 5/ 280 8/460
	H	R1605 803 31,....	R1605 803 3.,....		
	P	R1605 802 31,....	R1605 802 3.,....		
	SP	R1605 801 31,....	R1605 801 3.,....		
	UP	R1605 809 31,....	R1605 809 3.,....		
25	N	R1605 204 31,....	R1605 204 3.,....	60	Von 2/ 116 bis 64/ 3836 gemäß der Formel $L = n_B \cdot T - 4$ zusätzliche Standardlängen: 2/ 100 5/ 280 6/ 340 7/400 8/460
	H	R1605 203 31,....	R1605 203 3.,....		
	P	R1605 202 31,....	R1605 202 3.,....		
	SP	R1605 201 31,....	R1605 201 3.,....		
	UP	R1605 209 31,....	R1605 209 3.,....		
30	N	R1605 704 31,....	R1605 704 3.,....		Von 2/ 156 bis 48/ 3836 gemäß der Formel

Abbildung 22: Bosch Rexroth AG, Führungschiene

Maße und Gewichte



Größe	Maße (mm) A_2	H_2 [1]	$N_6^{\pm 0,5}$	D	S_5	$T_{1S}^{+0,5}{}_{-1,0}$ [2]	$T_{1\,min}$	T	L_{max} [3]	Gewicht kg/m
15	15	16,20	10,3	7,4	4,4	28,0	10	60	4000	1,4
20	20	20,55	13,2	9,4	6,0	28,0	10	60	4000	2,4
25	23	24,25	15,2	11,0	7,0	28,0	10	60	4000	3,2
30	28	28,35	17,0	15,0	9,0	38,0	12	80	4000	5,0
35	34	31,85	20,5	15,0	9,0	38,0	12	80	4000	6,8
45	45	39,85	23,5	20,0	14,0	50,5	16	105	4000	10,5
55	53	47,85	29,0	24,0	16,0	58,0	18	120	4000	16,2
65	63	59,85	38,5	26,0	18,0	73,0	20	150	4000	22,4

[1] Maß H_2 ohne Abdeckband
[2] Vorzugsmaß
[3] Bei den Größen 20 – 45 in Genauigkeitsklasse N, H und P sind für Sonderfälle Führungsschienen bis ca. 6000 mm aus einem Stück lieferbar.

Abbildung 23: Bosch Rexroth AG, Führungsschiene (Fortsetzung 1)

86 Bosch Rexroth AG | Linear Motion and Assembly Technologies Kugelschienenführungen | R310DE 2202 (2004.0

Hochgeschwindigkeits-Führungswagen aus Stahl

Führungswagen FNS R2001

Flansch Normal Standardhöhe

Hochgeschwindigkeitsausführung

– Führungswagen ohne Kugelkette: Materialnummern siehe Tabelle

Dynamikwerte

Geschwindigkeit $v_{max} = 10$ m/s

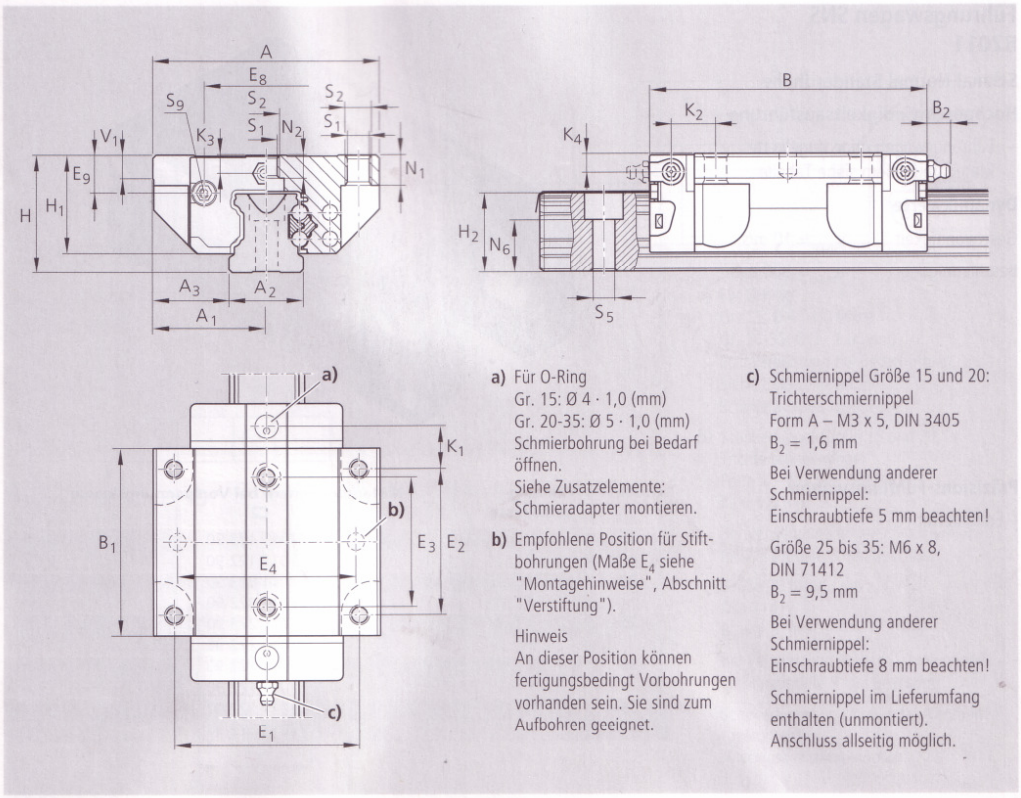
Beschleunigung $a_{max} = 500$ m/s²

Präzisions-Führungswagen

– Erstbefettet

Größe	Genauigkeitsklasse	Materialnummern bei Vorspannungsklasse C2
15	H	R2001 123 90
	P	R2001 122 90
20	H	R2001 823 90
	P	R2001 822 90
25	H	R2001 223 90
	P	R2001 222 90
30	H	R2001 723 90

Abbildung 24: Bosch Rexroth AG, Führungsschiene (Fortsetzung 2)



a) Für O-Ring
Gr. 15: Ø 4 · 1,0 (mm)
Gr. 20-35: Ø 5 · 1,0 (mm)
Schmierbohrung bei Bedarf öffnen.
Siehe Zusatzelemente: Schmieradapter montieren.

b) Empfohlene Position für Stiftbohrungen (Maße E_4 siehe "Montagehinweise", Abschnitt "Verstiftung").

Hinweis
An dieser Position können fertigungsbedingt Vorbohrungen vorhanden sein. Sie sind zum Aufbohren geeignet.

c) Schmiernippel Größe 15 und 20:
Trichterschmiernippel
Form A – M3 x 5, DIN 3405
B_2 = 1,6 mm

Bei Verwendung anderer Schmiernippel:
Einschraubtiefe 5 mm beachten!

Größe 25 bis 35: M6 x 8, DIN 71412
B_2 = 9,5 mm

Bei Verwendung anderer Schmiernippel:
Einschraubtiefe 8 mm beachten!

Schmiernippel im Lieferumfang enthalten (unmontiert).
Anschluss allseitig möglich.

Maße (mm)

Größe	A	A_1	A_2	A_3	B	B_1	H	H_1	H_2 1)	H_2 2)	V_1	E_1	E_2	E_3	E_8	E_9	K_1	K_2	K_3	K_4
15	47	23,5	15	16,0	58,2	39,2	24	19,90	16,30	16,20	5,0	38	30	26	24,55	6,70	8,00	9,6	3,20	3,20
20	63	31,5	20	31,5	75,0	49,6	30	25,35	20,75	20,55	6,0	53	48	35	33,50	7,30	11,80	11,8	3,35	3,35
25	70	35,0	23	23,5	86,2	57,8	36	29,90	24,45	24,25	7,5	57	45	40	38,30	11,50	12,45	13,6	5,50	5,50
30	90	45,0	28	34,0	97,7	67,4	42	35,35	28,55	28,35	7,0	72	52	44	48,40	14,60	14,00	15,7	6,05	6,05
35	100	50,0	34	33,0	110,5	77,0	48	40,40	32,15	31,85	8,0	82	62	52	58,00	17,35	14,50	16,0	6,90	6,90

1) Maß H_2 mit Abdeckband. 2) Maß H_2 ohne Abdeckband.

	Maße (mm)							Gewicht	Tragzahlen (N)		Momente (Nm)			
Größe	N_1	N_2	$N_6^{\pm 0,5}$	S_1	S_2	S_5	S_9	(kg)	C dyn.	C_0 stat.	M_t dyn.	M_{t0} stat.	M_L dyn.	M_{L0} stat.
15	5,2	4,4	10,65	4,3	M5	4,4	M2,5-3,5tief	0,20	5 300	9 100	50	88	27	48
20	7,7	5,2	13,35	5,3	M6	6,0	M3-5tief	0,45	12 700	16 500	160	210	68	110
25	9,3	7,0	15,55	6,7	M8	7,0	M3-5tief	0,60	15 500	20 600	210	290	120	160
30	11,0	7,9	17,35	8,5	M10	9,0	M3-5tief	1,05	21 500	29 000	360	490	190	250
35	12,0	10,2	20,85	8,5	M10	9,0	M3-5tief	1,50	28 500	36 700	600	780	300	380

Die Festlegung der dynamischen Tragzahlen und Momente basiert auf 100 000 m Hubweg. Häufig werden jedoch nur 50 000 m zugrundegelegt. Hierfür gilt zum Vergleich: Werte C, M_t und M_L nach Tabelle mit 1,26 multiplizieren.

Abbildung 25: Bosch Rexroth AG, Führungsschiene (Fortsetzung 3)

1.5.2.3 Material für Strahlumlenker

Körper zur Umlenkung des Booster-Strahls

Der Booster stößt nach der Zündung einen heißen, brennenden Strahl aus, der beim Auftreffen auf die Containerwand zurückschlagen und damit die Drohne beschädigen kann. Um diesen Effekt zu vermeiden, gilt es einen nichtbrennbaren Körper in geringem Abstand zum Booster-Strahl-Ausgang zu installieren, der den Booster-Strahl seitlich umlenkt und damit von der Drohne wegführt. Der Booster-Strahl ist nur für einen geringen Zeitraum für die Drohne gefährlich, denn wenn die Drohne sich in Bewegung setzt, entfernt sie sich von der Containerwand, die den Booster-Strahl zurücklenken kann.

Die Anforderungen an den Umlenkkörper sind daher für diesen kurzen Zeitraum, dass

- der Körper aus nicht brennbarem Material besteht
- der Körper nicht schmilzt

oder, dass diese Eigenschaften für den geringen Zeitraum des Kontakts von Umlenkkörper und Booster-Strahl gewährleistet werden.

Hartschaumstoff als Umlenkkörper

Hartschaumstoffe zeigen im Allgemeinen die Eigenschaft, dass sie selbstverlöschend sind, das bedeutet, dass sie bei Kontakt mit einer Flamme und eventuellem Entzünden sich unmittelbar selbst löschen. Daher resultiert der Gedanke einen Schaum für die benötigte Anwendung einzusetzen. Leider ließen sich keine hochtemperaturfesten Schäume finden. Die meisten als temperaturbeständig auffindbaren Schäume liegen bei einer Temperaturbeständigkeit kleiner als 200°C. Außerdem findet sich kein Schaum der definitiv als feuerfest bzw. nichtbrennbar einzustufen ist.

Das folgende Datenblatt zeigt einen Schaum, der die Eigenschaften der Hartschäume widerspiegelt.

FENIXFOAM

Eigenschaften	geprüft nach/Norm	Einheit	Wert		
Produktname			FENIX 60	FENIX 80	FENIX 100
Chemische Zusammensetzung	--	--	Polyisocyanurate		
Nominaldichte	ASTM - D 1622	kg/m³	60	80	100
Druckfestigkeit (senkrecht zur Ebene)	ASTM - D 1621	Mpa	0,6	0,9	1,3
Druckmodul (senkrecht zur Ebene)	ASTM - D 1621	MPa	22	33	45
Schubfestigkeit (parallel zur Ebene)	UNI - 7031 - 72	MPa	0,7	1,1	1,5
Schubmodul (parallel zur Ebene)	UNI - 7031 - 72	MPa	11	18	29
Anteil geschlossener Zellen	ASTM - D 2856	%	> 95	> 95	> 95
Wasseraufnahme	ASTM - C 272	kg/m²	0,06	0,04	0,05
Alterung durch Wärme und Feuchtigkeit (lineare Veränderung auf der Ebene) - 23°C, 7 Tage +70°C, 7 Tage +70°C, 97% r.F., 7 Tage	ASTM - D 2126	%	 -0,06 - 0,40 -0,80	 - 0,04 - 0,30 - 0,60	 0,01 - 0,20 - 0,30
Anfangswärmeleitfähigkeit (10 °C)	ASTM - C 518	W/mK	0,028	0,029	0,030
Wärmeformbeständigkeitstemperatur	DIN - 53 424	°C	130	140	150
Brandverhalten	AFNOR-NF F 16.101 AFNOR-NF F 16.101 UNI - 8457 - 9174	-- -- --			MI FI class 1
Bearbeitungstemperatur	----	°C	- 180, +110		
Farbe	----	----	BEIGE	GRAU	GRÜN
Standard Abmessung der Platten (Breite x Länge) Standard Dicke (min - max)	----	mm	1150 x 2200 - 2300 - 2400 6 - 100		

Charakteristika:
- struktureller Duroplastschaum bestehend aus Isocyanur Polymeren, die durch einen hohen Vernetzungsgrad gekennzeichnet sind.
- im Brandfall reagiert dieses Kernmaterial spontan und sofort, es entwickelt einen leichten und gering toxischen Rauch.
- (es ist MI und FI nach AFNOR Standard zertifiziert).
- durch das Entstehen von feuerfesten Substanzen an der Oberfläche während des Brandfalls, wird die Ausbreitung von Flammen nachhaltig verhindert.

Hinweis:
"Ebene" bedeutet die Ebene der Platte.
Wenn nicht anders angegeben, wurden die durchschnittlichen Werte bei einer Temperatur von 23°C über den Querschnitt der Platte ermittelt.
UV-Strahlen können die Oberfläche verändern. Nicht direktem Sonnenlicht aussetzen.
Die hier aufgezeigten Daten sind typische Werte, die jedoch nicht als Spezifikation oder garantierte Mindestwerte verstanden werden dürfen. Diese Werte können jederzeit ohne vorherige Ankündigung geändert werden. Bitte setzen Sie sich mit SO.TE.CO. SpA in Verbindung um die aktuellsten Werte zu erfahren.
Die Informationen in diesem Technischen Datenblatt sind nach unserem bestem Wissen und Gewissen sorgfältig geprüft worden. Sie sind keine rechtlich verbindliche Zusicherung bestimmter Eigenschaften oder Eignung für einen konkreten Einsatzzweck und befreien den Verwender wegen der Fülle möglicher Einflüsse bei der Verabeitung nicht von eigenen Prüfungen und entsprechenden Vorsichtsmaßnahmen. Da die Verabeitung nicht von uns geprüft werden kann, können wir auch keine Haftung oder Garantie für das Endprodukt übernehmen.
Letzte Überarbeitung: April 2006

SotecoFoam is produced by
SO.TE.CO. Spa
Zona industriale
34070 - Gorizia - Italy
T. +39 0481 527211
F. +39 0481 520471
e-mail: sotecofoam@sotecospa.it

Import/Distribution für D / AT / CH / Benelux:
M.u.H. von der Linden GmbH
Werftstr. 12-14
D-46483 Wesel/Rhein
T. +49 (0)281 33830 0
F. +49 (0)281 33830 30
e-mail: service@vonderlinden.de

SOTECOFOAM

Abbildung 26: Hartschaumstoff-Datenblatt

Kork als Umlenkkörper

Kork ist bekannt als schlechtbrennbares Material. Die nichtbrennbaren Materialien gehören der Baustoffklasse A1 an, Kork allerdings ist in die Baustoffklasse B2 eingeordnet und damit nur als schwer entflammbar eingestuft. Hält die schwere Entflammbarkeit in der Zeit, in der der Booster-Strahl auf die Containerwand auftreffen würde, an, eignet sich Kork gut als Umlenkkörper. Darüber hinaus ist Kork auch in jedem Baumarkt kostengünstig als Platte zu erwerben. Hersteller von Korkkörpern mit variablen Geometrien konnten bisher noch nicht gefunden werden.

1.5.2.4 Konstruktion (Skizzen) des Startcontainers

Design und Konstruktionsvorschlag Startcontainer

Im folgenden Abschnitt soll kurz erläutert werden wie die Designanforderungen in der Konstruktion verwirklicht werden. Ziel ist es eine möglichst einfache Bauweise zu konzipieren um eine hohe Zuverlässigkeit zu gewährleisten und um eventuelle Verbesserungsvorschläge in der Zukunft noch mit einfließen zulassen.

Das Grundkonzept besteht aus 5 miteinander verschweißten Rohrsegmenten. Um der Konstruktion die benötigte Festigkeit zu geben, besteht die Unterkonstruktion aus 6 Spanten, die im Abstand von ca. 700 mm auf 3 Längsstreben verschweißt sind. (siehe Abbildung 27)

Der Vorteil dieser Konstruktion liegt darin, dass die einzelnen Rohrsegmente so später auch alle individuell montiert und verschweißt werden können.

Das Material ist handelsüblicher Stahl.

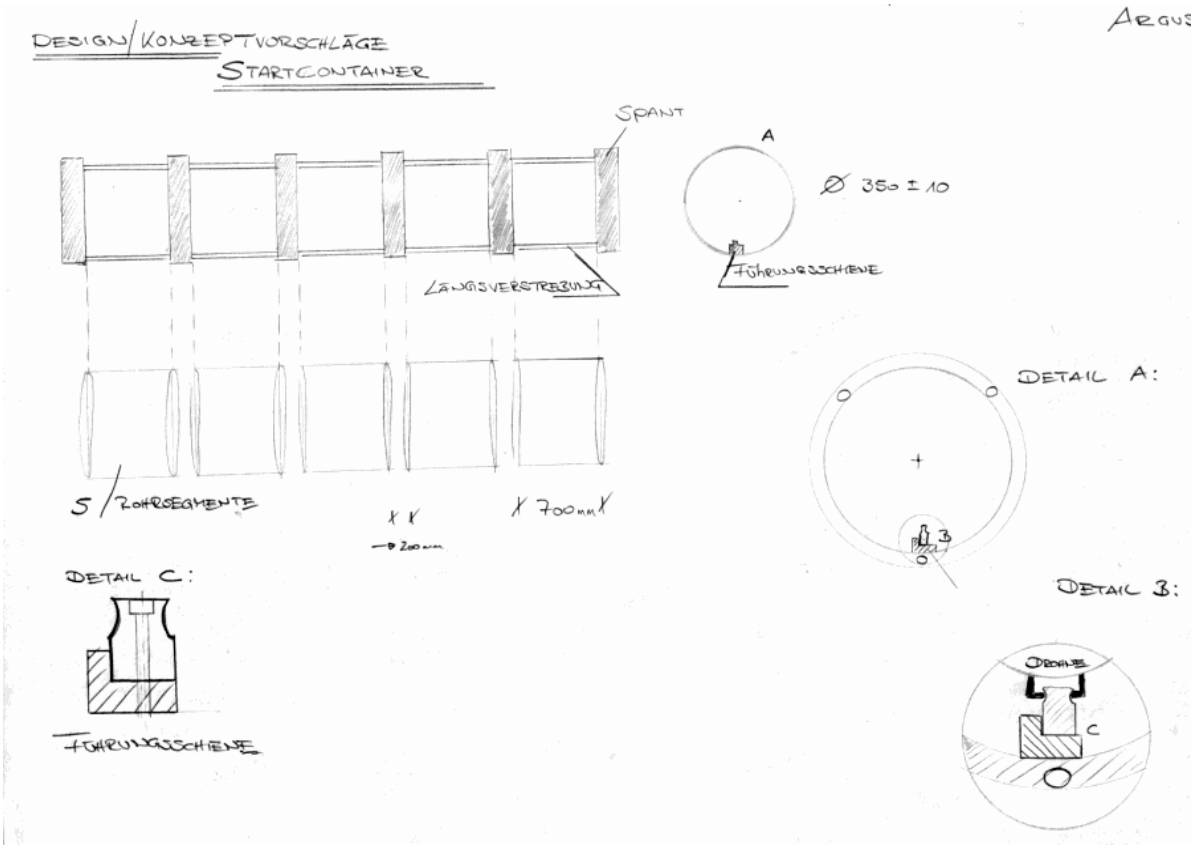


Abbildung 27: Skizze zur Startcontainerkonstruktion

Um der Drohne im Container eine Führung und somit eine ideale Startkonfiguration zu garantieren, wurde eine Führungsschiene ausgewählt die im Container auf den Spanten montiert ist. Diese bewährte Form von Führungsschienen hat sich im Gegensatz zu anderen Methoden als sehr zuverlässig erwiesen.

Gewichteinsatz im letzten Rohrsegment

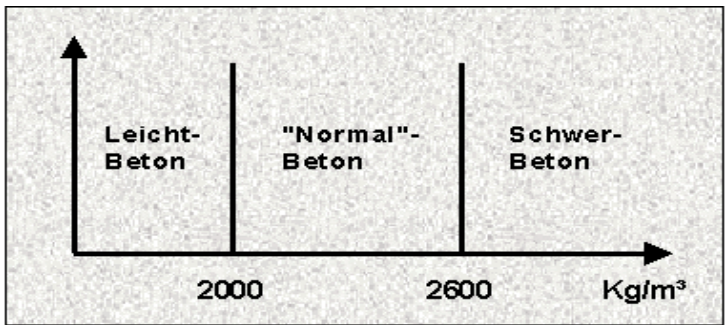


Abbildung 28: Dichte verschiedener Betonarten

Ein weiterer Aspekt der betrachtet werden muss, ist die stabile Neigung im Wasser. Hierfür hat man sich für ein Betonsegment im letzten Rohrabschnitt entschieden. Laut Berechnungen ist ein Gewicht von 350 kg notwendig um die gewünschten Werte um Neigungswinkel und Stabilität zu erreichen.

$$V = \frac{m}{\rho_{Beton}} \text{ mit } \rho_{Beton} = 2500 \text{ kg/m}^3$$

$$V = \frac{350}{2500} = 0{,}14 m^3$$

$$h = \frac{4V}{\pi D^2} = \frac{4 \cdot 0{,}14}{\pi \cdot 0{,}5} = 0{,}71 m$$

Bei benötigten 350 kg Gewicht und einem damit verbundenen Volumenbedarf von 0,14 m³, beträgt die Höhe des Zylinders ca. 0,71 m (angenommener Durchmesser D=0,5m)

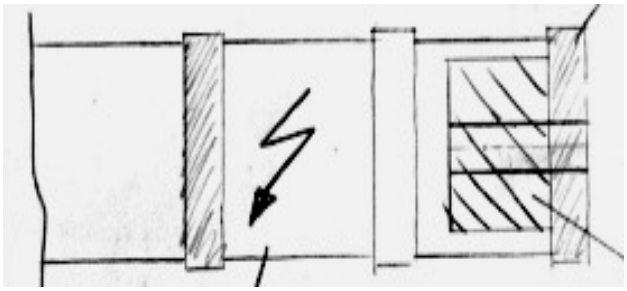


Abbildung 29: Startcontainer - Elektronik- und Stabilisierungsgewichtsegment

1.5.3 Stabilisierungssystem

1.5.3.1 Test im Wasserkanal 08.11.2006

Beschreibung des Testvorhabens

Um die zahlreichen Konzepte und Ideen der ersten Wochen auf Funktionalität und Tauglichkeit zu prüfen, wurden die grundlegenden Designs im Labor für Strömungsmechanik getestet und bewertet. Das Hauptaugenmerk wird auf das Schwimmverhalten des Containers gelegt, da eine ausgewogene Gleichgewichtslage die Grundlage für eine erfolgreiche Startmission der Drohne aus dem Container darstellt. Um die in der Theorie errechneten Werte für das Auftriebsverhalten des Körpers im Wasser kritisch zu überprüfen, wurden zahlreiche Versuche unternommen.

Modellbeschreibung

Der reale Container soll einen späteren Außendurchmesser von 530mm und eine Länge von 3500mm haben. Um diese Maße im Modell umsetzen zu können, müssen sie auf einen kleineren Maßstab umgerechnet werden. Da das verfügbare PVC-Rohr für das Modell des Containers einen Durchmesser von 50mm aufweist, ergibt sich aus dem Rohrdurchmesser zum Containerdurchmesser ein Längenverhältnis von 0,094. Damit berechnet sich die Modelllänge des Containers auf 329mm.

Das Modell für den Schwimmtest muss genau die Gewichtslagen der Körper im Container abbilden. Daher befindet sich im Container-Modell aus PVC-Rohr ein Holzeinsatz. Der Holzeinsatz entspricht der Länge, in der sich die Drohne, die Elektrik- und Ballonbox und das Ausgleichsgewicht befinden. Um die genaue Anordnung dieser Komponenten darzustellen ist der Holzeinsatz mittig aufgebohrt und es können Gewichtsstücke und Abstandhalter eingeführt werden. Die Abstandhalter werden aus Pappe hergestellt, so dass sie einen vernachlässigbar kleinen Anteil am Gesamtgewicht darstellen. Die Gewichte bestehen aus zylindrischen Metallstücken mit einem Durchmesser von 20mm. Die Länge der Metallgewichte ergibt sich aus der benötigten Masse. Die Umrechnung der Massen für das Modell erfolgt über das Volumenverhältnis des Modells zum Container. Aus dieser Rechnung ergibt sich für das Gewichtsstück der Drohne eine Länge von 17mm mit einem Gewicht von 45g. Das Gewichtsstück der Elektronikbox hat eine Länge von 8mm mit einem Gewicht von 20g. Die Ausgleichsgewichtsstücke werden variiert, denn der Betrag des Ausgleichsgewichts soll ermittelt werden. Dazu werden Geldmünzen und andere Gewichtsstücke herangezogen.

Die für den Drohnenstart vorgesehene Schräglage des Containers unter einem Winkel von ca. 20-30° wird mit Hilfe eines angebrachten Ballons realisiert. Im Modell wird der Ballon durch Luftballons in verschiedenen Formen und Wasserbomben dargestellt. Der Ballon wird mit Tape am Ende des Containers, dort wo sich die Gewichte befinden, befestigt.

Längenmaßstab: $L_{mod}/L_{cont}=0{,}094$

Massenmaßstab: $m_{mod}/m_{cont}=8{,}366\cdot10^{-4}$

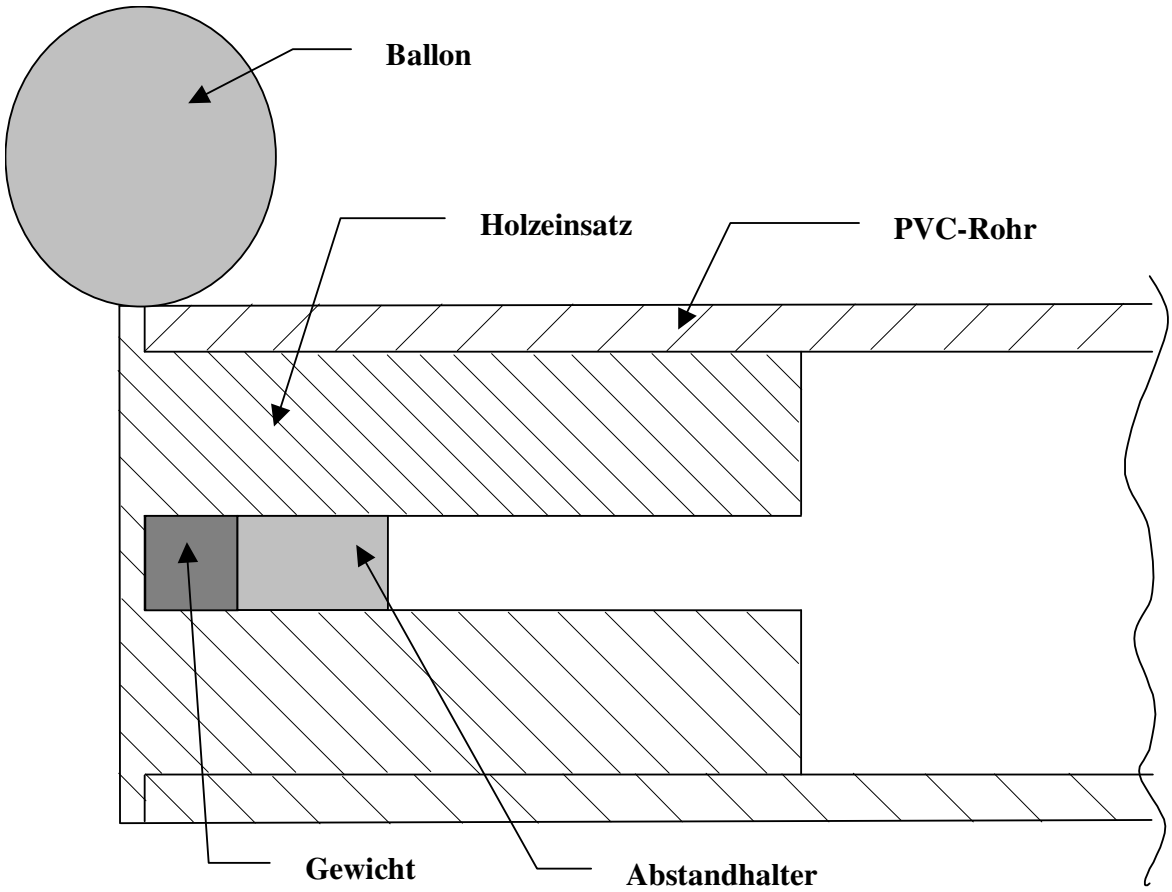


Abbildung 30: Skizze vom hinteren Teil des Containermodells für den Wasserkanaltest

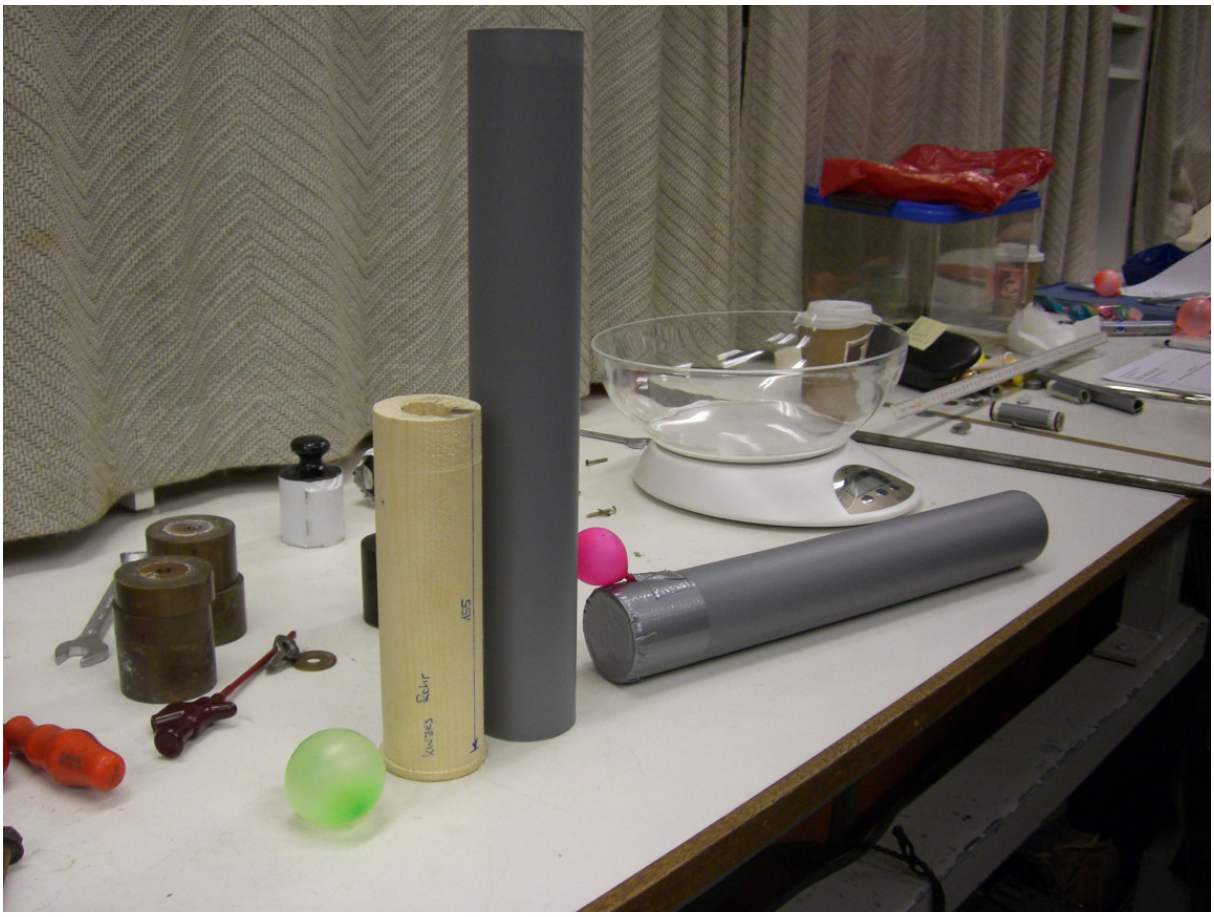


Abbildung 31: Modelle für den Wasserkanaltest

Beschreibung Testablauf

Wasserkanal:

Der Test wird im Wasserkanal der Hochschule Bremen durchgeführt. Der Kanal wurde 1928 gebaut und besteht aus einem längs aufgeschnittenem Rohr. Mit Hilfe einer senkrecht im Kanal montierten Platte können Wellen erzeugt werden. Dabei kann die Wellenfrequenz über die Drehzahl des Antriebsmotors gesteuert werden.

Wassertiefe in der Mitte: 700mm

Wellenhöhe: 100mm

Testprogramm:

Es werden 5 unterschiedlich konfektionierte Modelle getestet.

Prinzipielles Vorgehen:

Konfektionierung:

1. Holzstück mit Gewichten und Abstandsstücken ausstatten
2. Öffnung des Holzstücks mit Tape zukleben

3. Holzstück in das Rohr schieben
4. Holzstück mit Tape am Rohr befestigen
5. Obere Öffnung des Rohres mit Tape verschließen
6. Zusatzgewicht mit Tape am unteren Ende des Rohrs befestigen
7. Masse des Modells mit Hilfe einer Waage ermitteln
8. Schwerpunkt ermitteln durch Ausbalancieren
9. Auftriebskörper (Luftballon) mit Tape am hinteren Ende des Rohres befestigen

Konfektionierung der Modelle:

	Modell 1	**Modell 2**	**Modell 3**	**Modell 4**	**Modell 5**
Im Holzstück	Drohne 45g	Drohne 45g	Drohne 45g	Drohne 45g	Drohne 45g
	Abstandsstück 70mm	Abstandsstück 60mm	Abstandsstück 60mm	Abstandsstück 60mm	Abstandsstück 60mm
	Gewicht 50g	Abstandsstück 70mm	Abstandsstück 70mm	Abstandsstück 70mm	Abstandsstück 70mm
	Gewicht 45g	Gewicht 20g	Gewicht 20g	Gewicht 20g	Gewicht 20g
	Abstandsstück 30mm				
Zusatz	Gewicht 250g	Gewicht 250g	Gewicht 125g	Gewicht 200g	
am Seil					Gewicht 200g

Tabelle 3: Konfektionierung der Modelle für den Wasserkanaltest

Zusatzgewichte:
Durchmesser: D=50
m=250g → L=15mm
m=200g → L=12mm
m=125g → L=8mm
Die Zusatzgewichte werden am unteren Ende des Rohres angebracht und verlängern damit das Modell.

Auftriebskörper:

Bez.	Modell	Da [mm]	La [mm]	D1 [mm]	V [mm³]	Korrekturfaktor
A	Kugel	30			14137,2	
B	Kugel	53			77951,8	
C	Kugel	105			606131,0	
D	Kugel	75			220893,2	
E	Kugel	61			118847,0	
F	Zylinder		85	50	166897,1	
G	Zylinder + Kugel	58	160	20	120784,2	0,9
H	Zylinder		125	22	47516,6	
J	Zylinder + Kugel	48	140	18	81317,0	1
L	Zylinder + Kugel	65	140	18	162878,5	1
K	Kugel	40			33510,3	

Tabelle 4: Auftriebskörper für den Wasserkanaltest

Da	Durchmesser des Kugelanteils
La	Länge des gesamten Auftriebskörpers
D1	Durchmesser des Zylinderanteils
V	berechnetes Volumen des Auftriebskörpers
Korrekturfaktor	Überschneidungen in der Volumenberechnung ausgleichen

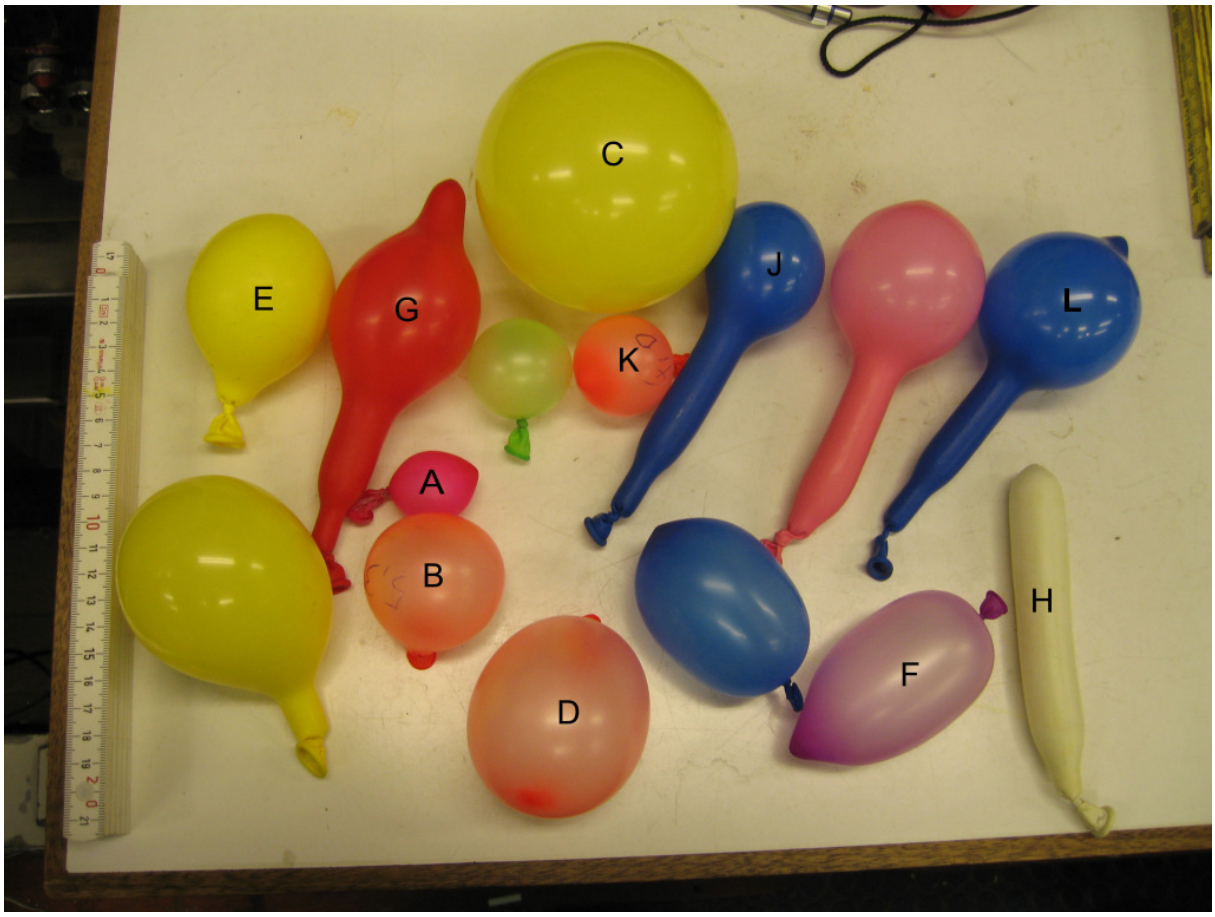


Abbildung 32: Auftriebskörper für den Wasserkanaltest

Test:

1. Konfektioniertes Modell ins Wasser fallen lassen
2. Warten, bis sich Modell stabilisiert hat
3. Länge über Wasser messen
4. Winkel des Modells zur Wasseroberfläche messen
5. Wellen erzeugen (Wellenerzeuger des Wasserkanals)
6. Verhalten des Modells beobachten
7. Störmomente aufbringen/ unter Wasser tauchen

Zu jedem Durchlauf werden folgende Daten dokumentiert:

- Masse und Schwerpunkt des Modells
- Länge des Modells
- Form und Geometriedaten des Auftriebskörpers
- Länge über Wasser
- Winkel zur Wasseroberfläche
- Stabilität und Ausrichtung des Modells
- Befindet sich der Auftriebskörper teilweise an der Wasseroberfläche

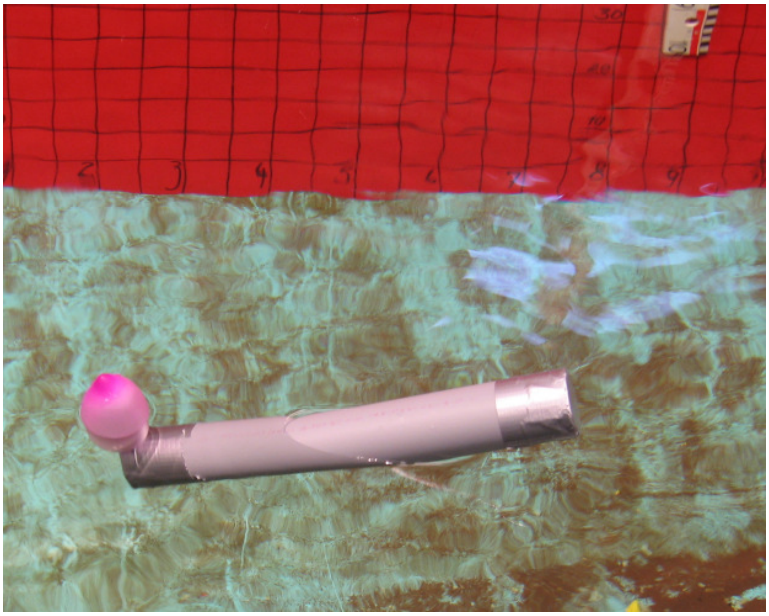


Abbildung 33: Wasserkanaltest - Ablauf

Testergebnisse

Der Test wurde mit Fotos und Videos dokumentiert. Diese befinden sich auf der CD-ROM im Kapitel START/3. Stabilisierungssystem/3.2 Fotos+Videos vom Wasserkanaltest.

1. Modell OHNE WELLEN													
mc [g]	617												
Xs [mm]	284												
Lc [mm]	346												
Nr.	**Auftriebs-körper**	**Da [mm]**	**D1 [mm]**	**La [mm]**	**Lw [mm]**	**ALPHA [°]**	**Wellen**	**Ausrichtung**	**Stabilität**	**A-Körper über Wasser**	**Bemerkungen**		
1.1	A	30			40	90	nein			nein			
1.2	B	53			85	85	nein			nein			
1.3	C	105			150	30	nein			ja			
1.4	D	75			135	35	nein			ja			
1.5	E	61			100	75	nein			nein			
2. Modell MIT WELLEN													
mc [g]	531												
Xs [mm]	270												
Lc [mm]	346												
Nr.	**Auftriebs-körper**	**Da [mm]**	**D1 [mm]**	**La [mm]**	**Lw [mm]**	**ALPHA [°]**	**Wellen**	**Ausrichtung**	**Stabilität**	**A-Körper über Wasser**	**Bemerkungen**		
2.1	E	61			150	40	nein			ja	schwappt von hinten über Deckel		
2.2	E	61			150	40	Hw=100; F=3	in Wellen-richtung	stabil	ja			
2.3	an Seil	70			140	40	Hw=100; F=3	in Wellen-richtung	instabiler	ja			
2.4	F		47	85	130	35	Hw=100; F=3	in Wellen-richtung		ja			
2.5	G	58	20	160	130	50	Hw=100; F=3	in Wellen-richtung			kein Überschwappen		
2.6	L	65	18	140	150	45	Hw=100; F=3	in Wellen-richtung		ja	kein Überschwappen		

Tabelle 5: Testergebnisse Wasserkanaltest (1)

3. Modell MIT WELLEN															
mc [g]	410														
Xs [mm]	245														
Lc [mm]	339														
Nr.	**Auftriebs-körper**	**Da [mm]**	**D1 [mm]**	**La [mm]**	**Lw [mm]**	**ALPHA [°]**	**Wellen**	**Ausrichtung**	**Stabilität**	**A-Körper über Wasser**	**Bemerkungen**				
3.1	H		22	125	160	35	Hw=100; F=3	in Wellen-richtung	stabil	ja	kein Überschwappen				
3.2	ohne				140	90	Hw=100; F=3								
3.3	A	30			140	30-50	Hw=100; F=3		schwinkgt langsam	nein	Drehung um Längsachse				
4. Modell MIT WELLEN															
mc [g]	483														
Xs [mm]	260														
Lc [mm]	343														
Nr.	**Auftriebs-körper**	**Da [mm]**	**D1 [mm]**	**La [mm]**	**Lw [mm]**	**ALPHA [°]**	**Wellen**	**Ausrichtung**	**Stabilität**	**A-Körper über Wasser**	**Bemerkungen**				
4.1	ohne				100	90	Hw=100; F=3								
4.2	J	48	18	140	140	45	Hw=100; F=3	in Wellen-richtung	gut stabil	ja	kein Überschwappen				
4.3	H		22	125	120	85	Hw=100; F=3		instabil	nein					
4.4	F		50	85	140	20	Hw=100; F=3		zu flach						
4.5	H+K	40	22	165	130	50	Hw=100; F=3	in Wellen-richtung	stabil	ja	kein Überschwappen				
4.6	H+K	40	22	165	130	50	Hw=100; F=2	quer zu Wellen		ja					
4.7	H+K	40	22	165	130	50	Hw=100; F=2,5			ja	Deckel offen, kein Überschwappen				
4.8	H+K	40	22	165	130	50	Hw=100; F=3			ja	Deckel offen, kein Überschwappen				

Tabelle 6: Testergebnisse Wasserkanaltest (2)

5. Modell MIT WELLEN														
mc [g]	473													
Xs [mm]														
Lc [mm]	331													
Nr.	Auftriebs-körper	Da [mm]	D1 [mm]	La [mm]	Lw [mm]	ALPHA [°]	Wellen	Ausrichtung	Stabilität	A-Körper über Wasser	Bemerkungen			
5.1	ohne								instabil		Ausgleichsgewicht			

Bezeichnungen:	
Da	Durchmesser des Kugelanteils
La	Länge des gesamten Auftriebskörpers
D1	Durchmesser des Zylinderanteils
Lw	Länge des Containers über Wasser
ALPHA	Winkel zur Wasseroberfläche
Hw	Wellenhöhe [mm]
F	Wellenfrequenz abnehmend von 3 nach 2
mc	Containermasse
Xs	Containerschwerpunkt (von vorne aus gemessen)
Lc	Containerlänge

Tabelle 7: Testergebnisse Wasserkanaltest (3)

Testauswertung

Erkenntnisse:

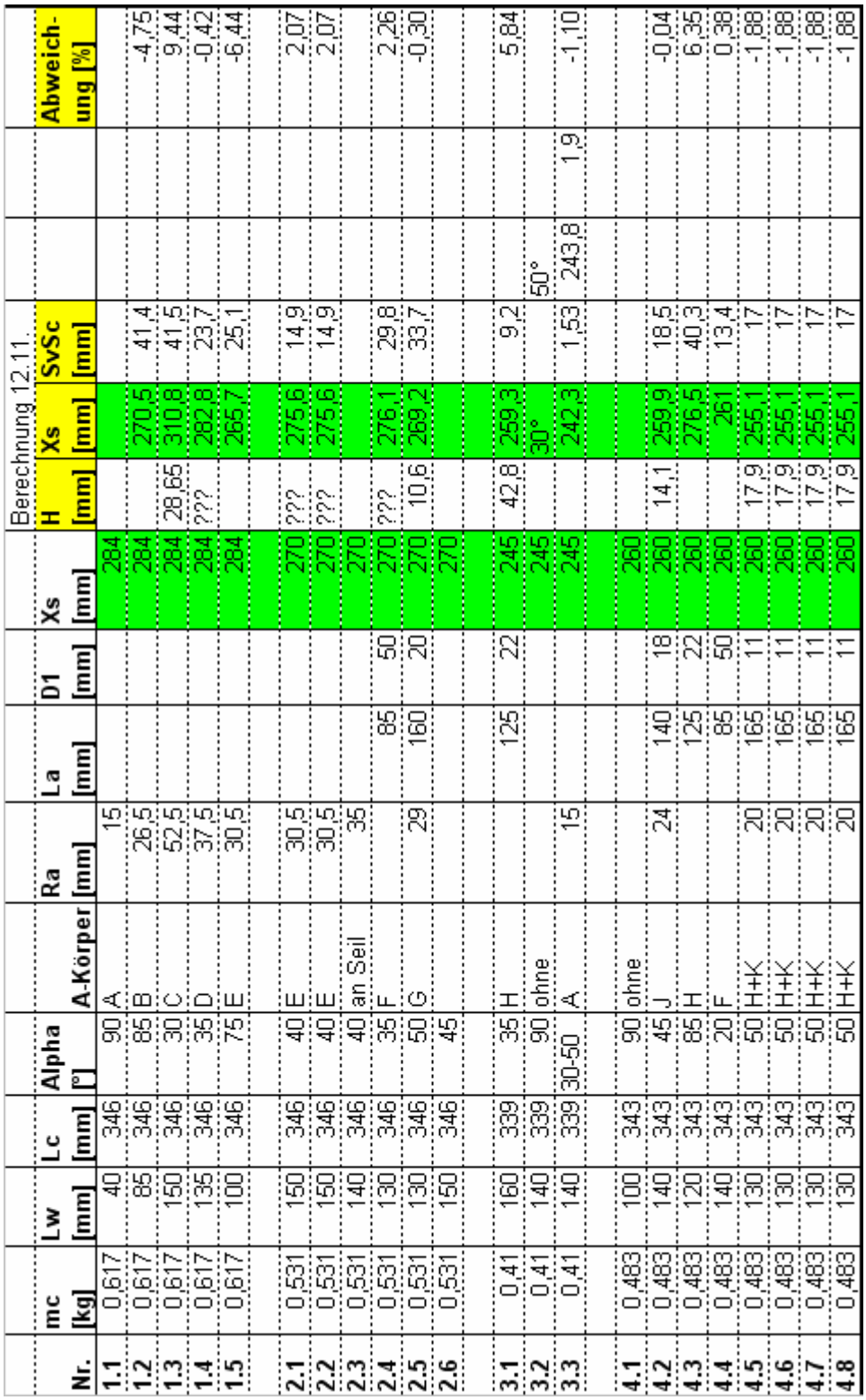
Für eine stabile Lage des Containers im Wasser ist ein höheres Gesamtgewicht erforderlich. Der Container erfährt auf Grund seines großen Volumens einen großen Auftrieb. Damit der Massenschwerpunkt des Containers unter dem Schwerpunkt des eingetauchten Volumens befindet (Stabilitätskriterium → Gewichtsstabilität) muss sich ein sehr hohes Gewicht am unteren Ende des Containers befinden.

Der Container hat sich in den meisten Fällen von selbst mit der Öffnung Richtung Wellenausbreitung ausgerichtet. Diese Lage kann als definierte Lage angesehen werden.

Auftriebskörper deren Volumen sich aus einem Zylinder und einer Kugel zusammensetzt (z.B. Form G, J, H+K) haben die besten Ergebnisse geliefert. Außerdem schwimmt der Container stabiler, wenn sich ein Teil des Auftriebskörpers oberhalb der Wasseroberfläche befindet.

Der Vergleich der Ergebnisse aus dem Test mit den theoretisch ermittelten Werten liefert gute Ergebnisse. Die maximale Abweichung zu den theoretisch ermittelten Werten beträgt 9% (siehe Tabelle 8). Damit kann die Rechnung (Stabilitätsberechnung.xls) als brauchbar eingestuft und für die weitere Auslegung verwendet werden.

Umrechnung der Modellgeometrien und Gewichte auf das Original möglich für die Auslegung des Startcontainers



													Berechnung 12.11.			
Nr.	mc [kg]	Lw [mm]	Lc [mm]	Alpha [°]	A-Körper	Ra [mm]	La [mm]	D1 [mm]	Xs [mm]	H [mm]	Xs [mm]	SvSc [mm]				Abweichung [%]
1.1	0,617	40	346	90	A	15			284							
1.2	0,617	85	346	85	B	26,5			284		270,5	41,4				-4,75
1.3	0,617	150	346	30	C	52,5			284	28,65	310,8	41,5				9,44
1.4	0,617	135	346	35	D	37,5			284	???	282,8	23,7				-0,42
1.5	0,617	100	346	75	E	30,5			284		265,7	25,1				-6,44
2.1	0,531	150	346	40	E	30,5			270	???	275,6	14,9				2,07
2.2	0,531	150	346	40	E	30,5			270	???	275,6	14,9				2,07
2.3	0,531	140	346	40	an Seil	35			270							
2.4	0,531	130	346	35	F		85	50	270	???	276,1	29,8				2,26
2.5	0,531	130	346	50	G	29	160	20	270	10,6	269,2	33,7				-0,30
2.6	0,531	150	346	45					270							
3.1	0,41	160	339	35	H		125	22	245	42,8	259,3	9,2				5,84
3.2	0,41	140	339	90	ohne				245		30°	50°				
3.3	0,41	140	339	30-50	A	15			245		242,3	1,53	243,8	1,9		-1,10
4.1	0,483	100	343	90	ohne				260							
4.2	0,483	140	343	45	J	24	140	18	260	14,1	259,9	18,5				-0,04
4.3	0,483	120	343	85	H		125	22	260		276,5	40,3				6,35
4.4	0,483	140	343	20	F		85	50	260		261	13,4				0,38
4.5	0,483	130	343	50	H+K	20	165	11	260	17,9	255,1	17				-1,88
4.6	0,483	130	343	50	H+K	20	165	11	260	17,9	255,1	17				-1,88
4.7	0,483	130	343	50	H+K	20	165	11	260	17,9	255,1	17				-1,88
4.8	0,483	130	343	50	H+K	20	165	11	260	17,9	255,1	17				-1,88

Tabelle 8: Überprüfung der Testergebnisse m.H. theoretischer Rechnung (gelb markierte Felder)

Fehlerbetrachtung:

- Ungenaues Ablesen des Winkels und der Länge durch Wasserbewegung (zufälliger Fehler)
- Abweichung zur Berechnung auf Grund Komprimierens des Ballonvolumens unter Wasser (unbekannter systematischer Fehler)
- Ungenauigkeit beim bestimmen des Schwerpunkts durch Ausbalancieren (zufälliger Fehler)
- Subjektives Empfinden der Stabilität (zufälliger Fehler)
- Fehler in Volumenberechnung durch ungenaues Messen der Auftriebskörpergeometrie (zufälliger Fehler)
- Gewichtsveränderung des Modells durch Wasseraufnahme des Holzes (zufälliger Fehler)

1.5.3.2 Berechnung der Stabilität

Dieses Kapitel befasst sich mit der Berechnung der Größe des Auftriebskörpers, sowie mit der Berechnung der Schwerpunktslage des Containers zur Erfüllung des Stabilitätskriteriums.

Gegebene Größen/Werte:

- Projektierte Containerlänge Lc=3500 mm
- Containerdurchmesser Dc=530 mm
- Projektierte Containermasse mc=350 kg
- Dichte von Wasser RHOw=1 kg/dm³
- Erdbeschleunigung g=9,81 m/s²

Annahmen für die Berechnung:

- Winkel zur Wasseroberfläche ALPHA=40 °
- Länge des Containers über Wasser Lw=2000 mm

Geometrie des Auftriebskörpers:

- Radius des Kugelanteils Ra
- Durchmesser des Kugelanteils Da
- Durchmesser des Zylinderanteils D1
- Länge des gesamten Auftriebskörpers La
- Höhe des Auftriebskörpers über Wasser H

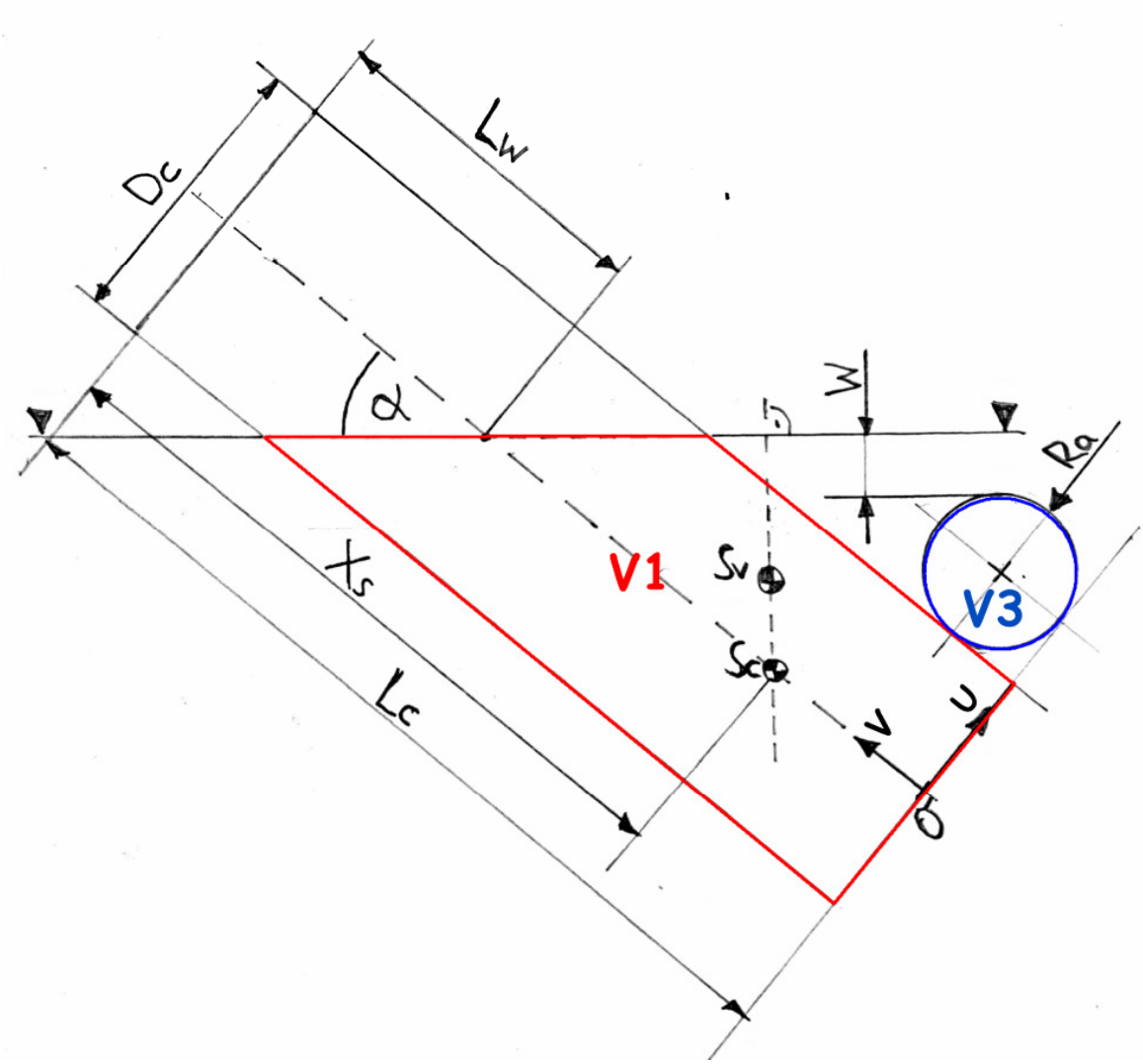


Abbildung 34: Größen am eingetauchten Startcontainer

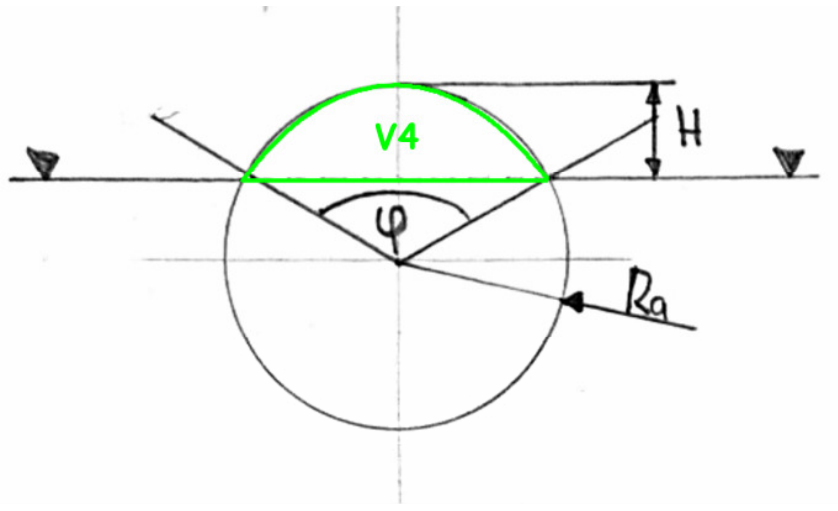


Abbildung 35: Größen am eingetauchten Startcontainer (Fortsetzung)

I Berechnung des benötigten Eintauchvolumens

Gewichtskraft des Containers:

$$Fg = mc \cdot g$$

Benötigtes Eintauchvolumen:

$$Fg = Fa = RHO \cdot g \cdot V$$

$$V = \frac{Fg}{RHO \cdot g}$$

Anteil des eingetauchten Containervolumens:

$$Vc = \frac{\pi Dc^2}{4} \cdot (Lc - Lw)$$

Benötigtes Volumen des Auftriebskörpers:

$$Va = V - Vc$$

Daraus die Geometrie des Auftriebskörpers,

bei der Annahme eines kugelförmigen Auftriebskörpers: $Ra = \sqrt[3]{\frac{3Va}{4\pi}}$

bei der Annahme eines zylinderförmigen Auftriebskörpers: $La = \frac{4V}{\pi \cdot D1^2}$

II Stabilitätsberechnung

Für Stabilität muss sich der Volumenschwerpunkt des eingetauchten Volumens oberhalb des Massenschwerpunkts des Containers befinden. Idealisiert wird davon ausgegangen, dass die Masse des Auftriebskörpers vernachlässigbar klein ist, sowie dass der Massenschwerpunkt des Containers auf der Symmetrieachse des Containers liegt.

a) Berechnung des Volumenschwerpunkts

Da der betrachtete Körper aus Container und Auftriebskörper symmetrisch zur Skizzenebene ist, werden nur die Koordinaten des Schwerpunkts in der Skizzenebene bzw. U-V-Ebene berechnet.

Volumenberechnung V1 bis V4

Eingetauchtes Containervolumen V1:

$$V1 = \frac{\pi \cdot Dc^2}{4} \cdot (Lc - Lw)$$

Die Volumina V3 und V4 werden abhängig von der Form des Auftriebskörpers folgendermaßen berechnet:

Kugel: $$V3 = \frac{\pi \cdot Da^3}{6}$$

Zylinder: $$V3 = \frac{\pi \cdot D1^2}{4} \cdot La$$

Kugel + Zylinder: $$V3 = \frac{\pi \cdot Da^2}{6} + \frac{\pi \cdot D1^2}{4} \cdot (La - Da)$$

V3 ist dabei das Gesamtvolumen des Auftriebskörpers. Befindet sich ein Teil des Auftriebskörpers oberhalb der Wasseroberfläche muss das Volumen V4, welches sich oberhalb der Wasseroberfläche befindet von V3 abgezogen werden um das eingetauchte Volumen des Auftriebskörpers zu erhalten.

Für einen Kugelförmigen Körper, der sich teilweise über der Wasseroberfläche befindet wird der Winkel PHI definiert:

$$\varphi = 4 \arcsin\left(\frac{H}{2Ra}\right)$$

Kugel: $$V4 = \frac{1}{3}\pi \cdot H^2 \cdot (3 \cdot Ra - H)$$

Zylinder: $$V4 = \frac{\pi D1^2}{4} \cdot H$$

Kugel + Zylinder: $$V4 = \frac{1}{3}\pi \cdot H^2 \cdot (3 \cdot Ra - H)$$

U-Komponente der einzelnen Volumenschwerpunkte S1 bis S4
Schwerpunkt von V1:

$$Us1 = 0 \text{ (Container)}$$

Schwerpunkt von V3, abhängig von der Auftriebskörperform:

Kugel: $$Us3 = \frac{Dc}{2} + Ra \cdot \cos\alpha$$

Zylinder: $$Us3 = \frac{Dc}{2} + \frac{La}{2}\cos\alpha$$

Kugel + Zylinder:

$$Us3 = \frac{Dc}{2} + \frac{\left(\frac{La}{2} - \frac{Da}{2}\right)\left((La - Da)\frac{\pi}{4}D1^2\right) + \left(La - \frac{Da}{2}\right)\left(\frac{\pi}{6}Da^3\right)}{(La - Da)\frac{\pi}{4}D1^2 + \frac{\pi}{6}Da^3} \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right)$$

Schwerpunkt von V4, abhängig von der Auftriebskörperform:

Kugel: $$Us4 = \frac{Dc}{2} + Ra \cdot \cos\alpha + \frac{3(2Ra - H)^2}{4(3Ra - H)} \cdot \cos\alpha$$

Zylinder: $$Us4 = \frac{Dc}{2} + \left(La - \frac{H}{2} \right) \cdot \cos\alpha$$

Kugel + Zylinder: $$Us4 = \frac{Dc}{2} + \left(La - Ra - \frac{3 \cdot (2Ra - H)^2}{4(3Ra - H)} \right) \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} - \alpha \right)$$

V-Komponente der einzelnen Volumenschwerpunkte S1 bis S4:

Schwerpunkt von V1:

$$Vs1 = \frac{Lc - Lw}{2} + \frac{1}{32} \cdot \frac{Dc^2 \tan\left(\frac{\pi}{2} - \alpha \right)}{Lc - Lw}$$

Schwerpunkt von V2, abhängig von der Auftriebskörperform:

Kugel: $$Vs3 = Ra \cdot \sin(\alpha)$$

Zylinder: $$Vs3 = \frac{La}{2} \sin\alpha$$

Kugel + Zylinder: $$Vs3 = \frac{\left(\frac{La}{2} - \frac{Da}{2} \right)\left((La - Da)\frac{\pi}{4} D1^2 \right) + \left(La - \frac{Da}{2} \right)\left(\frac{\pi}{6} Da^3 \right)}{(La - Da)\frac{\pi}{4} D1^2 + \frac{\pi}{6} Da^3} \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} - \alpha \right)$$

Schwerpunkt von V4, abhängig von der Auftriebskörperform:

Kugel: $$Vs4 = Ra \cdot \sin\alpha + \frac{3(2Ra - H)^2}{4(3Ra - H)} \cdot \sin\alpha$$

Zylinder: $$Vs4 = \left(La - \frac{H}{2} \right) \cdot \sin\alpha$$

Kugel + Zylinder: $$Vs4 = \left(La - Ra - \frac{3 \cdot (2Ra - H)^2}{4(3Ra - H)} \right) \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} - \alpha \right)$$

Volumenschwerpunkt (Usv/Vsv) des eingetauchten Volumens:

$$Usv = \frac{Us1 \cdot V1 + Us3 \cdot V3 - Us4 \cdot V4}{V1 + V2 + V3 - V4}$$

$$Vsv = \frac{Vs1 \cdot V1 + Vs3 \cdot V3 - Vs4 \cdot V4}{V1 + V2 + V3 - V4}$$

Falls sich der Auftriebskörper komplett unter der Wasseroberfläche befindet wird das Volumen V4=0 und fließt damit nicht in die Berechnung ein. Für diesen Fall gilt: H=0 und PHI=0.
Der Abstand Oberkante Auftriebskörper – Wasseroberfläche lässt sich folgendermaßen berechnen:

$$W = \left(Lc - Lw - \frac{Dc}{2\tan\alpha} \right) \cdot \sin\alpha - 2Ra$$ für Kugel

$$W = \left(Lc - Lw - \frac{Dc}{2\tan\alpha} \right) \cdot \sin\alpha - La$$ für Zylinder und Kugel + Zylinder

Wenn W>0 à Auftriebskörper befindet sich komplett unter der Wasseroberfläche
Wenn W<0 à Auftriebskörper befindet sich teilweise über der Wasseroberfläche

b) Berechnung des Containerschwerpunkts

Ein Körper schwimmt stabil, wenn ein auftretendes Störmoment durch Schwerpunktsverschiebung ein rückstellendes Moment erzeugt, welchen den Körper in seine Ausgangslage zurückbringt. Dies ist dann gegeben, wenn der Volumenschwerpunkt des verdrängten Volumens über dem Massenschwerpunkt des Körpers liegt (Gewichtsstabilität). Dann erzeugen die angreifende Auftriebs- und Gewichtskraft ein rückstellendes Moment. Da sich für eine statische Schwimmlage beide Schwerpunkte auf einer vertikalen Achse befinden müssen, ergibt sich:

$$\tan\alpha = \frac{Vsv - Vsc}{Usv}$$

Der Massenschwerpunkt des Containers (Usc; Vsc) soll sich in erster Näherung auf der Containermittelachachse befinden, also Usc=0. Mit der berechneten V-Komponente des Massenschwerpunkts Vsc lässt sich der Schwerpunkt des Containers für das Containerkoordinatensystem berechnen:

$$Xs = Lc - Vsv + Usv \cdot \tan\alpha$$

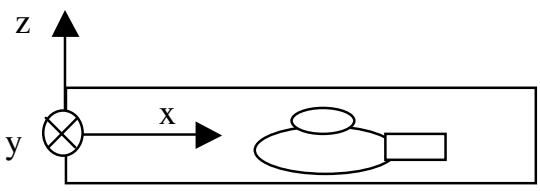


Abbildung 36: Koordinatensystem für Stabilitätsberechnung

Für Stabilität muss gelten: $Usv > 0$ und $Vsv > Vsc$!

Ein Maß für die Stabilität ist der vertikale Abstand zwischen Massenscherpunkt und Volumenschwerpunkt, dieser ergibt sich zu:

$$SvSc = \frac{Vsv - Vsc}{\sin \alpha}$$

Exceldatei

Die Berechnung befindet sich in folgender Exceldatei:
Tab_START_Datum_Stabilitätsberechnung.xls im Kapitel START/3. Stabilisierungssystem/3.3 Berechnungen auf der CD. Hier können verschiedene Annahmen und Fälle durchgerechnet werden. Die Berechnungen können anschließend miteinander verglichen werden, um so zu einer optimalen Dimensionierung des Auftriebskörpers zu gelangen.

1.5.3.3 Berechnung des Containerschwerpunkts

Die Massen im Startcontainer müssen so angeordnet werden, dass der in der Stabilitätsberechnung ermittelte Schwerpunkt eingehalten wird. Die Stabilitätsberechnung legt aus Vereinfachungsgründen dabei nur die X-Koordinate des Schwerpunkts fest. Ys und Zs werden als Null angenommen, d.h. der Schwerpunkt liegt auf der Containermittelachse.
Die Koordinatenangaben beziehen sich hier, wie bei der Stabilitätsberechnung auf das Containerkoordinatensystem. Der Schwerpunkt wird folgendermaßen berechnet:

$$Xs = \frac{\sum_{i=1}^{n} (X_i \cdot m_i)}{\sum_{i=1}^{n} m_i}$$

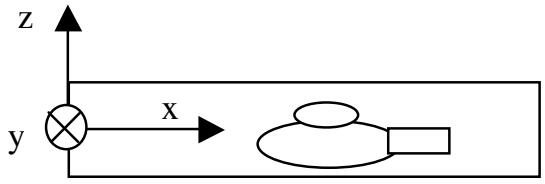


Abbildung 37: Koordinatensystem für die Schwerpunktsberechnung

mit

Xi Schwerpunktskoordinate der Teilmasse
mi Teilmasse
n Anzahl der Teilmassen

Der Startcontainer wird in Teilmassen unterteilt, deren Schwerpunkte bekannt sind, bzw. einfach abgeschätzt werden können. Die Berechnung des Schwerpunkts erfolgt in Excel: „Tab_START_Datum_Schwerpunktsberechnung.xls“. Mit der Funktion „Zielwertsuche“ kann die gesuchte Größe, wie zum Beispiel die Lage des Stabilisierungsgewichts ermittelt werden. Die Exceldatei befindet sich auf der CD im Kapitel START/3. Stabilisierungssystem/3.3 Berechnungen.

Für den Startcontainer ergeben sich folgende Daten:

Schwerpunktsberechnung							
projektierter Schwerpunkt							
Xs	2638	mm					
Ys	0	mm					
Zs	0	mm					
projektierte Masse							
mc	500	kg					
Einzelmassen							
Teilsystem	**Masse [kg]**	**Xsi [mm]**	**Ysi [mm]**	**Zsi [mm]**			
Deckel	0	0					
Drohne	50	1600					
Führungsschiene	10	1000					
Rohr	100	1750					
Stab.gewicht	300	3134,6					
Elektronikbox	50	2800					
Gesamt	**510**	**2638**					

Mit ZIELWERTSUCHE kann eine Größe ermittelt werden, wenn alle anderen feststehen.
Bsp.:
Wo muss Schwerpunkt des Stab.gewicht liegen?
Zielzelle: Gesamt/Xsi
Zielwert: projektierter Schwerpunkt Xs
veränd. Zelle: Stab.gew./Xsi

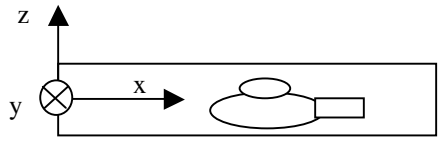


Tabelle 9: Schwerpunktsberechnung Startcontainer mit Excel

1.5.3.4 Auslegung des Stabilisierungssystems

Auslegung des Stabilisierungssystems
Notwendige Containermasse aus dem Test mit Modellmaßstab:

$m_{mod}/m_{cont} = 8{,}366 \cdot 10^{-4}$

$$m_{cont} = \frac{m_{\mathrm{mod}}}{8{,}366 \cdot 10^{-4}}$$

Angestrebte Containermasse mc=500kg
Vorgaben für die Schwimmlage des Containers als Input für Stabilitätsberechnung.xls:

Länge über Wasser Lw=1500mm
Winkel zur Wasseroberfläche ALPHA=40°

Der Wasserkanal-Test hat gezeigt, dass der Container stabiler schwimmt, wenn sich der Auftriebskörper teilweise über der Wasseroberfläche befindet. Diese Forderung muss in die Berechnung der Auftriebskörpergeometrie einbezogen werden. Berechnung der Auftriebskörpergeometrie aus Stabilitätsberechnung.xls

Für Zylinder und Kugel ergeben sich folgende Werte:
Länge des Auftriebskörpers La=1200mm
Durchmesser Kugelanteil Da=432mm
Durchmesser Zylinderanteil D1=200mm
Höhe über Wasser H=117mm
Damit ergibt sich für die Stabilität:
Abstand der Schwerpunkte SvSc=125mm
Massenschwerpunkt Container Xs=2638mm

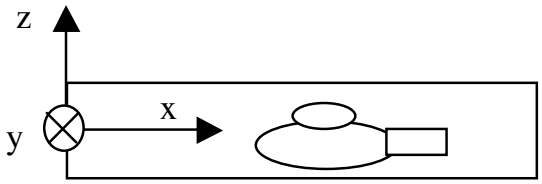


Abbildung 38: Containerkoordinatensystem

Die Massen müssen nun so im Container verteilt werden, dass der berechnete Massenschwerpunkt eingehalten wird.
Werte aus der Berechnung mit Excel:

Gegebene Werte:		
Containerlänge Lc	3500,00	mm
Containerdurchmesser Dc	530,00	mm
Dichte Wasser ROHw	1,00	kg/dm³
Erdbeschleunigung g	9,81	m/s²
Containermasse mc	500,00	kg

Annahmen:	Kugel	Kugel+Zylinder	Zylinder	
Winkel ALPHA	40,00	40,00	40,00	°
Winkel ALPHA	0,70	0,70	0,70	rad
Länge über Wasser Lw	1500,00	1500,00	1500,00	mm
Radius Auftriebskörper Ra	241,18	216,07		mm
Länge Auftriebskörper La	0,00	1200,00	1200,00	mm
kleiner Durchmesser Auftriebskörper D1		200,00	262,84	mm
Höhe Auftriebskörper über Wasser H	0,00	117,00	117,00	mm
Winkel PHI	0,00	1,10		rad
Schwerpunkt des Containers Xs für b)	2638,00	2638,00	2679,00	mm
Auftriebskörper unter Wasseroberfläche W	600,22	-117,43	-117,43	mm
b) Schwerpunkt des Containers berechnen:				
Schwerpunkt des Containers Xs	2638,16	2638,16	2679,07	mm
Vsc	861,84	861,84	820,93	mm
Usc	0,00	0,00	0,00	mm
Abstand SvSc	69,00	125,21	167,94	mm

Tabelle 10: Stabilitätsberechnung des Startcontainers

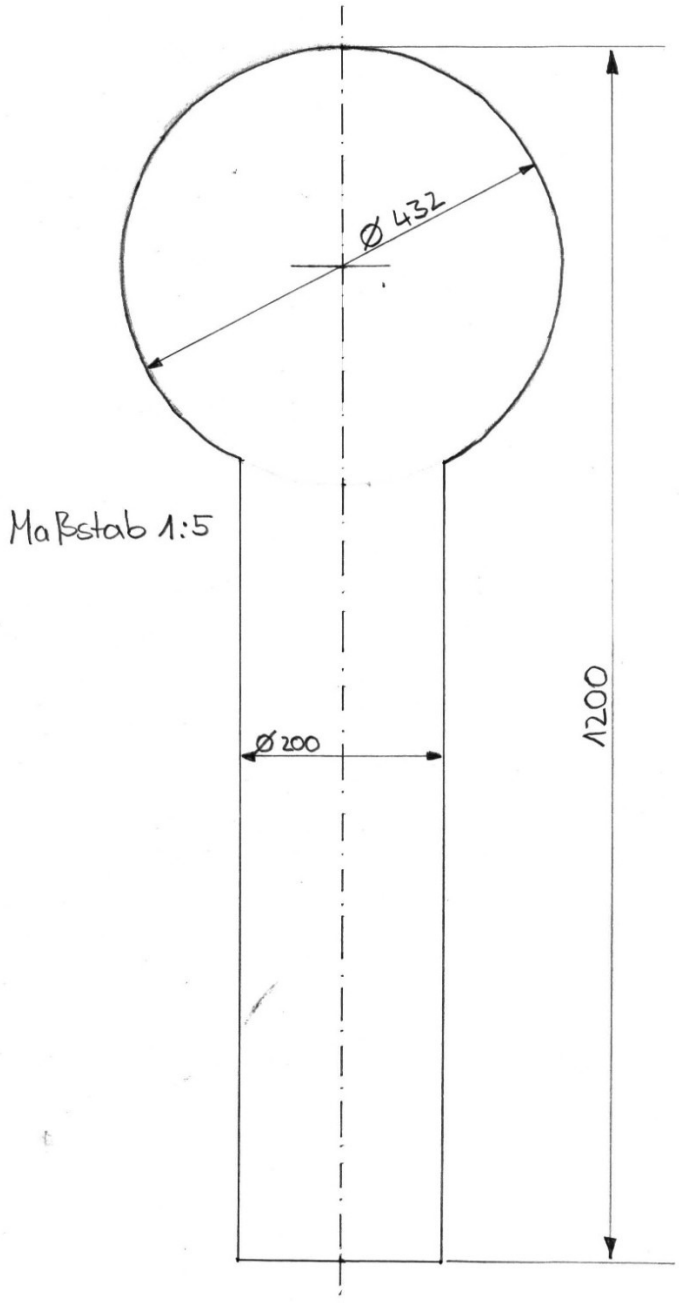


Abbildung 39: Skizze vom Auftriebskörper

1.5.3.5 Auftriebskörper

Ballonherstellung

Ballons werden aus flüssigem Latex oder Kautschuk hergestellt. Die Farbe der Ballons entsteht dabei durch Zugabe von pigmentierten Farbkörpern. Unpigmentierte Gummiballons sind weiß-gelblich und werden beim Aufblasen klar. Die Haltbarkeit der Ballons kann durch die Pigmente beeinträchtigt werden. Dem Naturlatex werden

zur Ballonherstellung weitere Zusätze beigegeben (Weichmacher, Öle, etc). Die Herstellung erfolgt, indem die Ballonformen, die aus Glas oder Keramik bestehen und in einem Gerinnungsbad aus Calciumnitrat, Wasser und Alkohol beschichtet wurden, in einem stumpfen Winkel, um Tropfenbildung zu vermeiden, in den Latex/ Kautschuk getaucht. Nach einem Trocknungsprozess wird mit zwei rotierenden Bürsten ein Stück des Ballonhalses aufgerollt, um so einen Ring am Mundstück zu erzeugen. Die Form wird nun in heißem Wasser gewaschen um überschüssiges Nitrat zu entfernen und der Latex/Kautschuk anschließend vulkanisiert. Der fertige Ballon wird nun mit Luft von der Form abgestreift. In Abbildung 40 ist der grobe Fertigungsablauf mit kleinen Skizzen und kurzen Beschreibungen für die einzelnen Arbeitsschritte dargestellt.

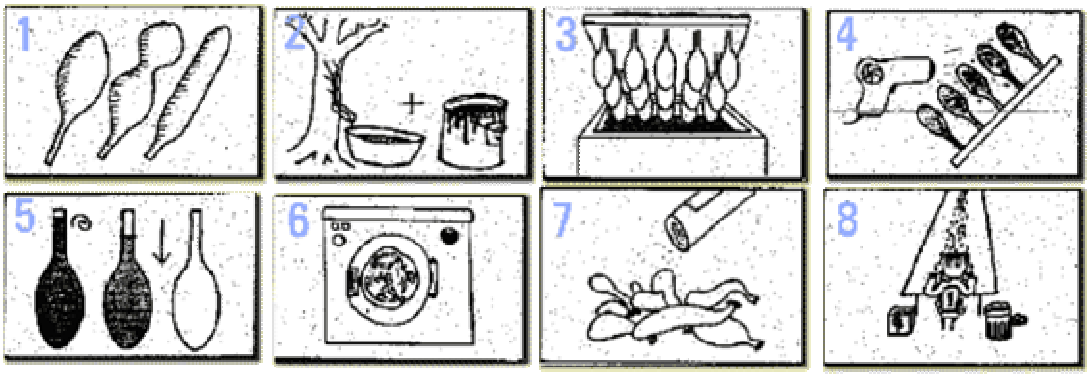


Abbildung 40: Fertigungsschritte bei der Ballonherstellung

1. Die einzelnen Formen der Ballons
2. Der Kautschuk wird gewonnen (Siehe Herkunft und Geschichte des Kautschuks).
3. Die Formen werden in die Kautschukmasse getaucht
4. Die Kautschukmasse wird an den Formen getrocknet.
5. Danach werden die Ballons von der Form abgezogen
6. Die Ballons werden gewaschen
7. Nach der Herstellung werden sie gepudert, damit sie nicht aneinander kleben können.
8. Zum Schluss werden die einzelnen Ballons in zwei Qualitätsstufen sortiert, abgepackt und ausgeliefert.

Diese Darstellung stammt von einer Firma aus Herznach aus der Schweiz, die Ballons herstellt, und von der man auch noch weitere Informationen bekommen kann.

Links:
http://www.ballon-mueller.ch

Firmen:
Ballon-Müller AG

1.5.4 Automatisierungssystem

1.5.4.1 Ablaufplan und Stückliste für das Automatisierungssystem

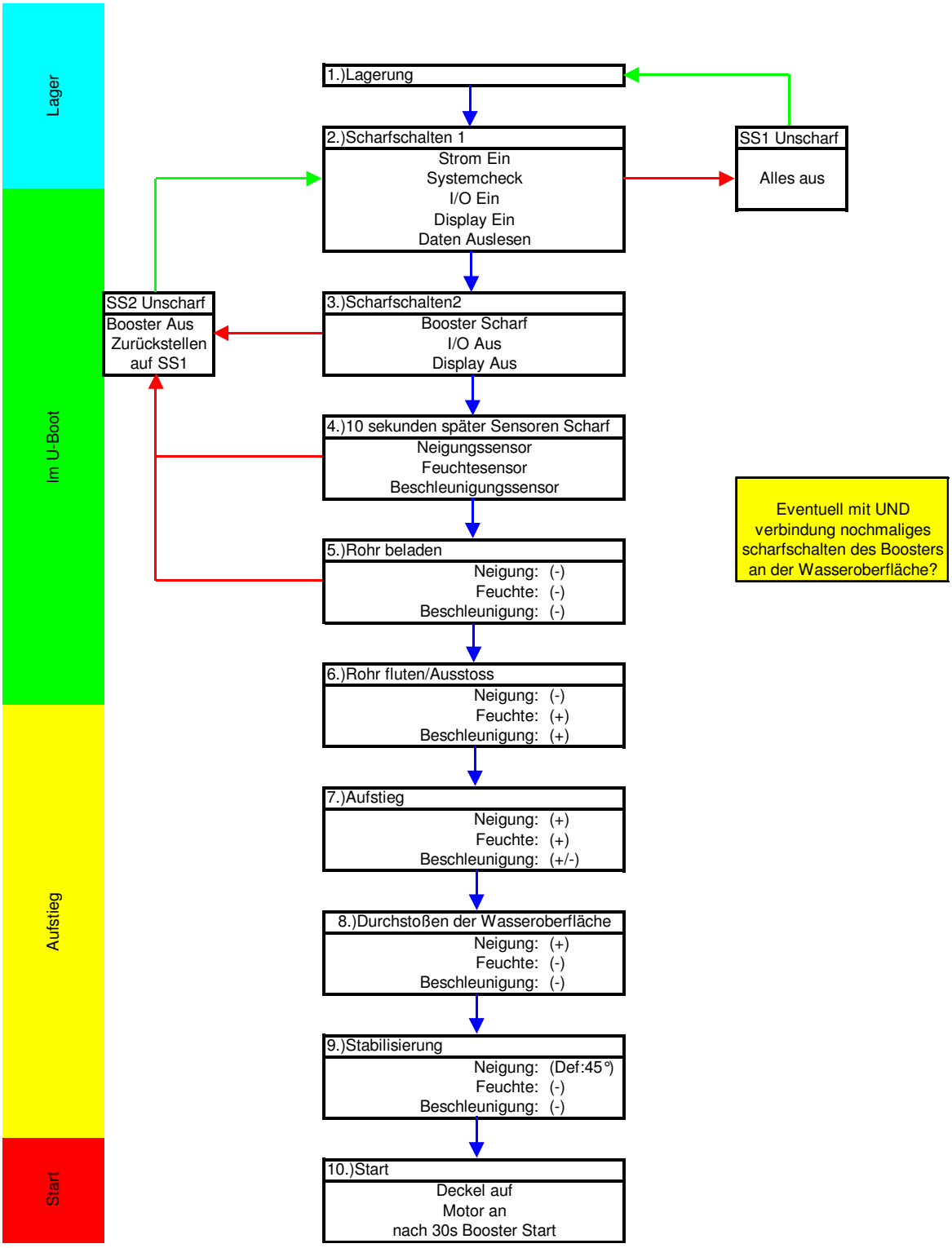


Abbildung 41: Ablaufplan für das Automatisierungssystem

Anzahl	Artikel	Preis
1	C-Control I Unit-M2.0	25,95 €
1	C-Control I Einbauset für Unit-M 2.0	74,95 €
1	C-Control I Schnittstellen-/Programmiermodul 2.0	29,95 €
1	Schnittstellen-/Programmier I²C-Bus-Kabel	4,95 €
1-4	Unit-Bus Erweiterungsmodule	60 €
20m	Kupfer Schaltdraht	5,98 €
Diverse	Ic´s/Widerstände/Leuchtsignale	20 €
		221,8 €

Tabelle 11: Stückliste für Automatisierungssystem mit Preisen von Conrad Electronics

1.5.4.2 Test mit C-Control

Hinweis: Die C-Control Reihe der Firma Conrad Elektronik ist NICHT für den militärischen bereich zertifiziert und dient nur den Untersuchungen an einem Modell OHNE Gesundheitsgefährdende Komponenten wie Pyrotechnische Aktuatoren oder vergleichbarem.

Für die Automatisierung des Startcontainers wurden folgende Materialien bei der Firma Conrad in Bremen bestellt:

- C-Control I M-Unit 2.0 Basic, Best.-Nr.: 198822-66
- C-Control I Einbau-Set für Unit-M, Best.-Nr.: 198394-66
- C-Control I USB Programmier-Modul, Best.-Nr.: 198318-66
- Schnittstellen-/Programmier I²C-Bus-Kabel, Best.-Nr.: 198876-66

Von diesen 4 Artikeln waren bis zum 21.01.2007 noch das Programmiermodul und das Einbauset ausstehend, mit der Versprechung der Firma Conrad diese bis zur KW05/07 nachzuliefern. Dieser Zeitpunkt befindet sich jedoch bereits nach der Abgabefrist der Dokumentation, weshalb hier keine Aussage über den Erhalt der Ware gemacht werden kann. Sämtliche Komponenten werden an Herrn Wedemeyer im Labor für Bauteilfestigkeit geliefert und werden von diesen auch verwart. Als kompetente Ansprechpartner in Sachen C-Control haben sich Professor Kalnins und Professor Buchholz erwiesen, von denen Professor Kalnins das Thema geläufiger ist

und er Material auf dem Hochschulserver, veröffentlicht hat. Nach Abschluss des Projektes beschäftige ich mich weiter mit dem Thema C-Control, da es bestand teil meiner Studienarbeit ist. Für Rückfragen stehe ich ihnen gerne zur Verfügung.

Kontaktdaten:
Olaf Krömer
galain@web.de
0163/3403200

Die Automatisierung wurde dem Projektleiter von RDE vorgestellt, von diesem aber abgelehnt mit der Begründung dass die unterschiedlichen Auftraggeber auch unterschiedliche Vorgaben für den Startablauf machen würden. Wir verfolgten dieses Thema jedoch auf ausdrücklichen Wunsch von Professor Pahl weiter, da dieser es für Sinnvoll empfand eine beispielhafte Automatisierung zu erstellen und die Einzelkomponenten im Zusammenspiel besser untersuchen zu können.

Für die Ansteuerung der Verschiedenen Auslöser, müssen je nach Bedarf einzelne Unit Bus Erweiterungsmodule nachgekauft und in den Bus integriert werden. Diese sind nötig um z.B. Relais anzusteuern und dadurch die einzelnen Aktuatoren auszulösen. Bei dem bestellten Einbauset besteht die Möglichkeit bis zu 4 dieser Erweiterungskarten anzuschließen.

1.5.5 Drohnenstart

1.5.5.1 Berechnung des Boosterschubs

Damit die ARGUS 07 Drohne möglichst schnell und zuverlässig aus dem Startcontainer in eine definierte Höhe befördert wird, hat man sich für einen Booster entschieden.

Mit den Informationen aus früheren Drohnenprojekten und den Ergebnissen aus Boostertests, konnten so einige Kriterien für die Grundauslegung des zu beschaffenden Boosters getroffen werden. Diese Kriterien wurden in die ersten Berechnungen mit einbezogen, um so eine grobe Abschätzung des benötigten Boosterschubs zu erörtern. Hierfür wurden bestimmte Größen als konstant angenommen (Bahnwinkel, Drohnengewicht) und andere vernachlässigt (Aerodynamik).

M	50	Kg	FG Masse
G	9,81	m/s²	
V1	55	m/s	V Bei T=T1
h	15	m	Höhe bei T=T1
gam	45	Grad	Bahnwinkel
s	21	m	Strecke bei T=T1
Fkinetisch	3565	N	Kinetisch
Fpotentiel	694	N	Potentiel
Fbooster	**4259**	**N**	**Boosterschub**
Beschleunigung	7,97519	g	Beschleunigung
T1	0,7	s	Boosterbrennzeit

Tabelle 12: Größen bei der Berechnung des Boosterschubs

Diese vereinfachte Berechnung ergibt einen benötigten Boosterschub von ca. 4300N.

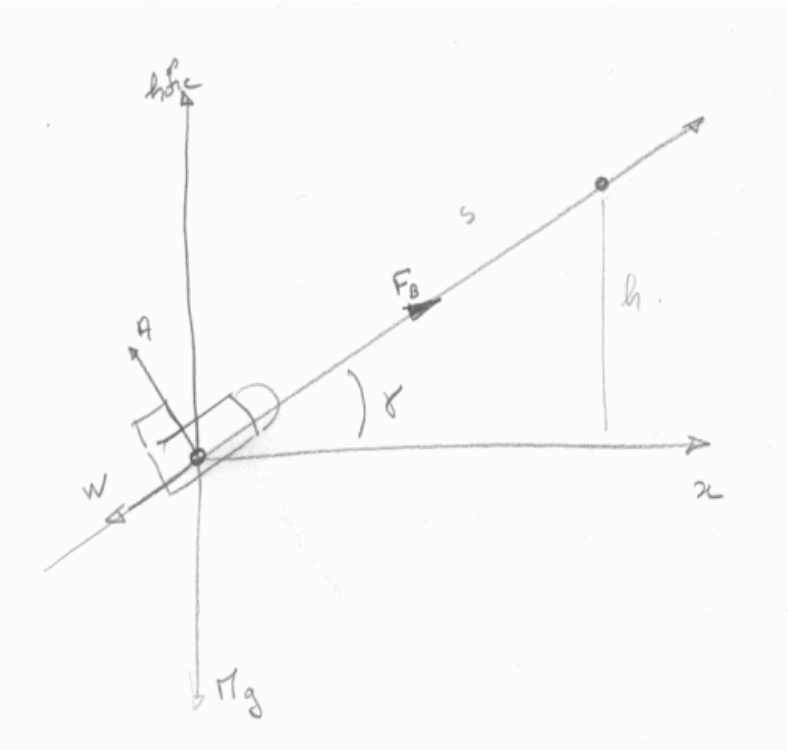


Abbildung 42: Skizze zur Boosterschubberechnung

$\sum F = m\ddot{s}$ Grundgesetz

$\Leftrightarrow -W + F_B - Mg\sin\gamma = m\frac{dv}{dt}$

Unter Vernachlässigung des Luftwiderstands W:

(1) $(F_B - Mg\sin\gamma)t = mv_1$ Kraftstoß

(2) $(F_B - Mg\sin\gamma)s = \frac{1}{2}mv_1^2 + mgh$ Energiesatz

aus (2): $F_B = \frac{1}{2}\frac{mv_1^2}{s} + 2mg\sin\gamma$

aus (1): $t = \frac{mv_1}{F_B - mg\sin\gamma}$

Beschleunigung: $\frac{dv}{dt} = \frac{F_B - mg\sin\gamma}{m}$

Nach diesen Formeln wird der Boosterschub iterativ bestimmt (siehe Tabelle 12).

1.5.5.2 Simulation des Boosterstarts mit Simulink

Simulation des Boosterstarts mit MATLAB-Simulink

Bewegungsgleichungen für den Boosterstart mit der Drohne als Massepunkt.

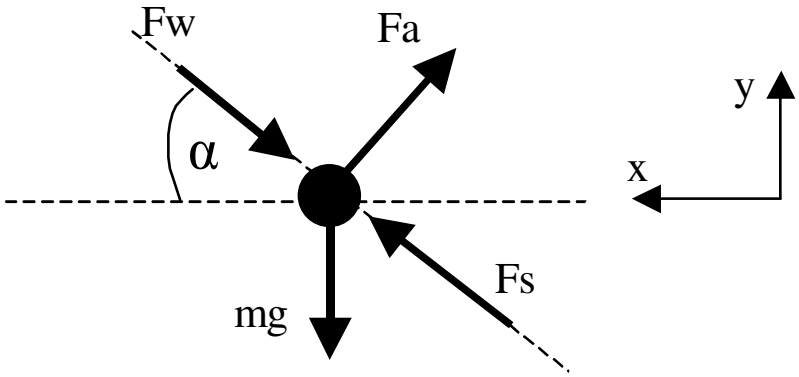


Abbildung 43: Kräfte beim Drohnenstart (Skizze für Boosterberechnung)

$$\ddot{x} = Fs\frac{\cos\alpha}{m} - Fw\frac{\cos\alpha}{m} - Fa\frac{\sin\alpha}{m}$$

$$\ddot{y} = Fs\frac{\sin\alpha}{m} - Fw\frac{\sin\alpha}{m} + Fa\frac{\cos\alpha}{m} - g$$

mit

$$Fw = cw \cdot \frac{\rho}{2} v^2 \cdot A$$

$$Fa = ca \cdot \frac{\rho}{2} v^2 \cdot A$$

Fs Boosterschub aus Boosterkurve
α Abschusswinkel
Fa Auftriebskraft
Fw Widerstandskraft
m Drohnenmasse
g Erdbeschleunigung

Die Differentialgleichungen werden in einem Subsystem modelliert. Durch integrieren erhält man die Geschwindigkeit und den zurückgelegten Weg. Mit der Geschwindigkeit werden Auftrieb und Widerstand berechnet. Die x-Komponente gibt dann die erreichte Entfernung an. Die y-Komponente gibt die erreichte Höhe an. Die Beschleunigung dividiert durch die Erdbeschleunigung gibt die g-Belastung beim Boosterstart an. Die Schubkraft Fs ist eine zeitabhängige Funktion, die für den Booster charakteristisch ist und als Datentabelle in MATLAB eingelesen wird. Die Boosterdaten gibt es im Internet unter www.thrustcurve.org. Alle benötigten Konstanten werden in einem MATLAB-File gespeichert.

```
%Hier werden alle Variablen für das Modell definiert

alpha=0.7; %Abschusswinkel in rad
m=1.6; %Startmasse in kg
roh=1.225; %Luftdichte in kg/m³
g=9.81; %Erdbeschleunigung in m/s²
cw=0.5; %Widerstandsbeiwert
ca=0; %Auftriebsbeiwert
A=0.1; %Bezugsflügelfläche in m²
Aw=0.06; %relevante Fläche für Widerstand in m² (z.B. PI(D²/4+DL)
```

Für eine erste Modellierung wird davon ausgegangen, dass die Drohne während des Boosterstarts keinen Auftrieb generiert. Die Tragflächen haben keinen Anstellwinkel gegenüber der Anströmung. Die Simulation mit Berücksichtigung des Auftriebs hat zu Problemen geführt, da der Auftriebsvektor in negative x-Richtung weist und damit vom Schub überwunden werden muss. Also zunächst die Annahme ca=0. Vor Ausführung der Simulation müssen das MATLAB-File mit den Konstanten („booster_dat.m“) und das File „boostercurve.m“ zum Einlesen der Boosterkurve geladen werden. Sicherheitshalber müssen diese beiden Files vor jedem Durchlauf der Simulation geladen werden. Die Textdatei mit den Boosterschubdaten muss dabei folgendem Format entsprechen:

```
AeroTech H128W; Copyright Tripoli Motor Testing 1997
0.024,102.423
0.074,175.203
0.125,181.379
0.176,179.281
0.226,181.423
0.277,186.074
0.328,190.483
0.378,189.509
0.429,186.162
0.480,184.114
0.530,180.300
...
```

Die 1. Zeile wird nicht eingelesen. (Boosterbezeichnung und Daten) Die 1. Spalte enthält die Zeit in Sekunden, die 2. Spalte den Boosterschub in Newton. Die Werte sind durch Komma voneinander getrennt.

Die Simulation ermöglicht den Vergleich von verschiedenen Boostertypen. Die Booster unterscheiden sich hinsichtlich ihres mittleren Schubs, der Brenndauer und dem Schubverlauf. Das mathematische Modell gibt erste Anhaltpunkte für die zu erreichenden Flugparameter des Boosterstarts, wie Höhe, Geschwindigkeit und auftretende Beschleunigungen. Die überschlägige Handrechung kann mit Hilfe des Modells verifiziert werden.

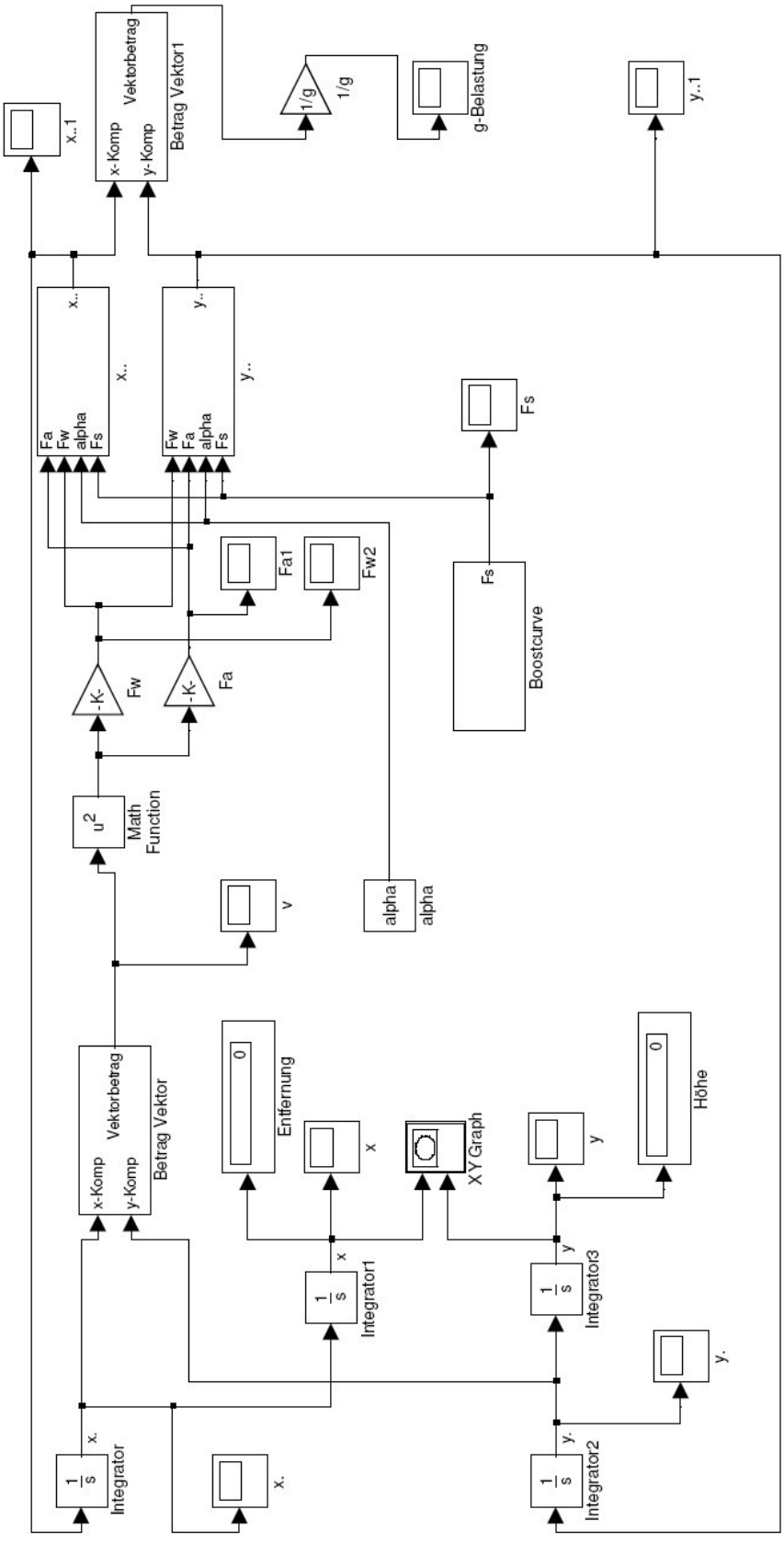


Abbildung 44: MATLAB Simulink Boostermodell

Das Simulink-Modell umfasst folgende Dateien:

- Booster_alpha_const_boostercurve.mdl (Boosterstart-Modell)
- Booster_dat.m (Konstanten für die Berechnung)
- Boostercurve.m (Einlesen der Boosterdaten)
- ANLEITUNG Boostermodell.txt (Anweisungen zur Benutzung des Modells)

Es befindet sich auf der CD im Kapitel START/5. Drohnenstart/5.2 MATLAB-Boostersimulation.

1.5.5.3 Test mit Modellraketenmotoren

Zum untersuchen der Stabilität des Containers beim Start der Drohne, wurde ein 1:10 Modell erstellt. Der Maßstab wurde anhand des Startcontainers vom Wasserkanaltest gewählt, so dass dieser wieder verwendet werden kann um die erzielten Ergebnisse besser vergleichen zu können.

Drohnenbau 1:10 Modell

Zum untersuchen der Stabilität des Containers beim Start der Drohne, wurde ein 1:10 Modell erstellt. Der Maßstab wurde anhand des Startcontainers vom Wasserkanaltest gewählt, so dass dieser wieder verwendet werden kann um die erzielten Ergebnisse besser vergleichen zu können. Der Drohnenkörper besteht aus einem Stück Rundholz. Das Drohnenmodell hat einen Durchmesser von ca. 25mm und eine Länge von ca.150mm. Das Rundholz ist an der Oberseite abgeflacht um eine Montage der Flügel zu vereinfachen und einen Klappmechanismus zu ermöglichen. Die Flügel haben eine Spannweite von ca. 200mm. An der Rückseite des Rundholzes wurde ein Loch gebohrt um den Heckbereich mit dem umgedrehten V-Leitwerk zu montieren. Dieses besteht aus einem Stück Vierkantholz, welches als Ausleger dient, und Zwei viereckigen Stücken Papier als Leitwerke. Die Flügel wurden aus einer Fußbodenleiste aus dem Baumarkt gefertigt und bestehen aus zwei teilen. Im Container sind diese übereinander geklappt und werden beim Verlassen des Startbehälters, durch zwei Gummibänder geöffnet bis die Anschläge diese in Flugposition fixieren. Die Gummibänder Verlaufen von einer zentralen Öse vor den Flügeln, bis zu der Vorderseite der Flügelenden um einen guten Hebelarm zu erreichen und ein zuverlässiges Aufklappen zu ermöglichen.

Abbildung 45: Drohnenmodell, Maßstab 1:10

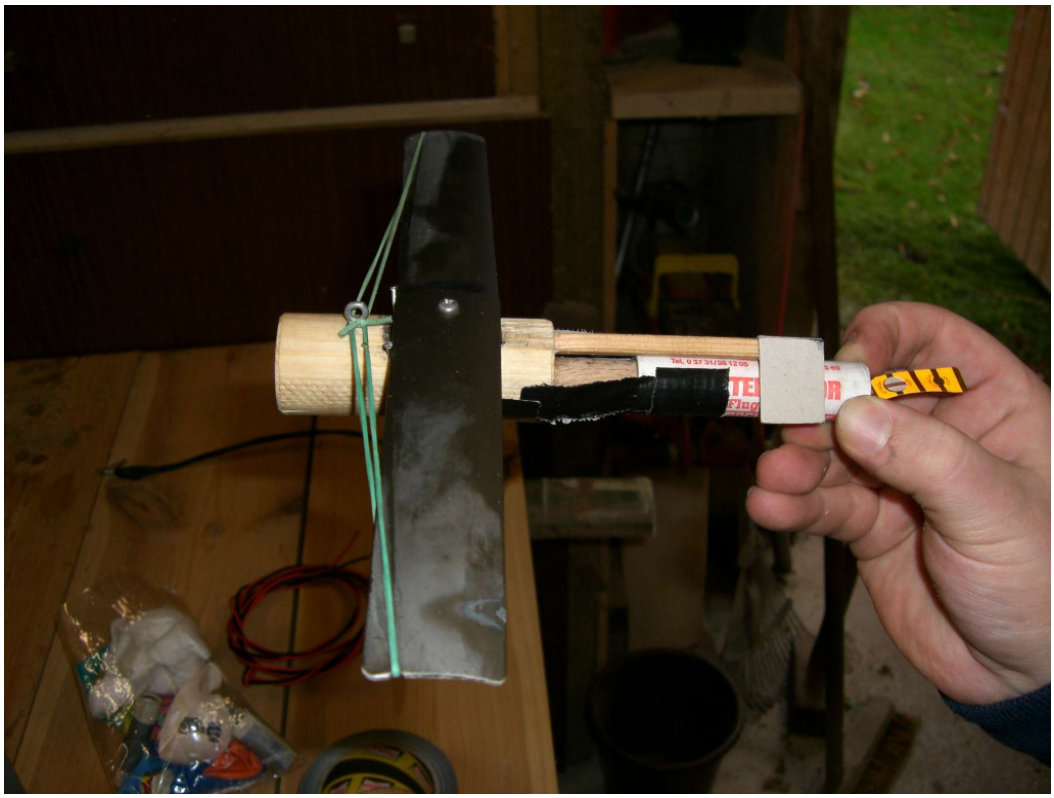


Abbildung 46: Drohnenmodell, Maßstab 1:10, mit Klappflügelmechanismus

Durchführung des Startversuchs:

Bei der Durchführung des Startversuchs, wird ein Modellbau Raketentreibsatz als Booster verwendet. Dieser Raketentreibsatz erzeugt 5,85N Schub und hat eine Brenndauer von 1,7s. Das bedeutet, dass unser Drohnenmodell welches eine Masse von ca. 50g besitzt mit etwa 12g beschleunigt wird.

Realisiert wird die Zündung des Boosters durch eine elektrische Zündung. Ein Zünddraht wird in der Öffnung des Boosters befestigt und mittels einer Batterie gezündet. Das Zündkabel wird dann hinten aus dem Container geleitet und mit Klebeband sowie einem übergezogenen Luftballon abgedichtet. Um auch das Verhalten des Containers im Wasser mit zu dokumentieren wird der Start aus einer Wasserwanne durchgeführt.

Der Start verlief soweit reibungslos, die Drohne hat ohne Probleme den Container verlassen. Allerdings stellte sich dann heraus, dass das Modell keine stabile Fluglage besitzt und so drehte die Drohne Kreise bevor sie zu Boden stürzte. Zu erkennen war auch eine Reaktion des Containers, dieser wird nach hinten beschleunigt und drehte dann ab.

Bei genauerer Analyse des Videos war allerdings zu erkennen, das die Reaktion des Containers erst zum tragen kam, als die Drohen den Container bereits verlassen hatte. Dieses bedeutet, dass eine Beeinträchtigung des Drohnenstarts durch die Reaktion des Containers nicht befürchtet werden muss.

Das Video und Fotos befinden sich auf der CD im Kapitel START/5. Drohnenstart/5.4 Fotos+Videos_Test Modellraketenmotoren.

Abbildung 47: Elektrischer Zünder für Modellraketenmotor

Abbildung 48: Modelldrohne mir Booster und Zünder

Abbildung 49: Containermodell, Maßstab 1:10, mit Zündkabel

Abbildung 50: Fotos vom Boostertest mit dem 1:10 Modell

1.5.5.4 Containertest

Beschreibung des Testvorhabens

Da die Teilsysteme Stabilisierung und Boosterstart im Entwurf feststehen, d.h. die Daten für beide Systeme können mit Hilfe der Berechnungen (s.o.) ermittelt werden, soll ein Test Aufschluss darüber geben, wie diese Systeme im Zusammenspiel reagieren. Der Containertest sieht dafür einen Boosterstart einer Modelldrohne aus dem Startcontainer bei realen Startbedingungen vor. Für die Durchführung des Tests ist ein Modell im Maßstab 1:3 vorgesehen. Das Modell besteht aus einer

Modelldrohne mit den Hauptabmessungen der realen Drohne, dem Startcontainer in den geplanten Abmessungen und einem maßstäblichen Booster für den Start der Drohne. Der Startcontainer befindet sich beim Start der Drohne in seiner stabilen Lage im Wasser. Als Testort wird seitens RDE der Truppenübungsplatz Unterlüss vorgeschlagen. Während des Tests wird das Verhalten von Startcontainer und Drohne beim Boosterstart genau beobachtet. Der Test soll damit eventuell auftretende Probleme beim Boosterstart und die generelle Machbarkeit eines solchen Starts aufzeigen.

Containermodell

Abmessungen

Die Abmessungen des Modells ergeben sich aus dem projektierten Modellmaßstab. Der Längenmaßstab des Modells soll 1:3 betragen, daraus resultiert ein Massenmaßstab $m_{Mod}/m_{orig.}$ =1:27
Aus den Abmaßen des Originals:

D=530mm
t=3mm
L=3500mm

m_{ges}=500kg
m_{Drohne}=50kg
$m_{cont.}$=135

ergeben sich die Idealmaße des Modells:

m_{ges}=18,5kg
m_{Drohne}=1,9kg
$m_{cont.}$=5kg

D_{mod}=177mm
t_{mod}=1mm
L_{mod}=1167mm

Für den Startcontainer wird ein Edelstahlrohr mit den Abmessung 168,3x2x1110 (D x t x L) verwendet. Daraus ergibt sich ein korrigierter Maßstab von:

$$M = \frac{D_{\mathrm{mod}}}{D} = \frac{168{,}3}{530} = 1{:}3{,}15$$

Der Massenmaßstab ergibt sich analog: 1:31,26
Daraus die korrigierten Werte für das Modell:

m_{ges}=16kg
m_{Drohne}=1,6kg
$m_{cont.}$=4,3kg (Masse des Rohres)

D_{mod}=168,3mm
t_{mod}=1mm
L_{mod}=1110mm(Rohr)

Der mathematisch ermittelte Modellmaßstab kann nicht korrekt eingehalten werden, da für die rechnerische Wandstärke von 1mm kein entsprechendes Rohr verfügbar ist. Das heißt, der Modellcontainer ist im Verhältnis schwerer als der reale Container. Dies muss in der Stabilitätsberechnung berücksichtigt werden.

Stabilisierungssystem

Mit den Excel-Tabellenblättern zur Stabilitäts- und Schwerpunktsberechnung kann das Stabilisierungssystem für das Containermodell ausgelegt werden.

Gegebene Werte:		
Containerlänge Lc	1110,00	mm
Containerdurchmesser Dc	168,30	mm
Dichte Wasser ROHw	1,00	kg/dm³
Erdbeschleunigung g	9,81	m/s²
Containermasse mc	19,72	kg

Daraus ergeben sich folgende Abmessungen des Auftriebskörpers:

Annahmen:	Kugel	Kugel+Zylinder	Zylinder	
Winkel ALPHA	40,00	40,00	40,00	°
Winkel ALPHA	0,70	0,70	0,70	rad
Länge über Wasser Lw	400,00	400,00	400,00	mm
Radius Auftriebskörper Ra	98,00	83,00		mm
Länge Auftriebskörper La	0,00	450,00	450,00	mm
kleiner Durchmesser Auftriebskörper D1		100,00	113,00	mm
Höhe Auftriebskörper über Wasser H	0,00	58,08	58,08	mm
Winkel PHI	0,00	1,43		rad
Schwerpunkt des Containers Xs für b)	838,60	838,75	863,49	mm
Auftriebskörper unter Wasseroberfläche W	195,92	-58,08	-58,08	mm

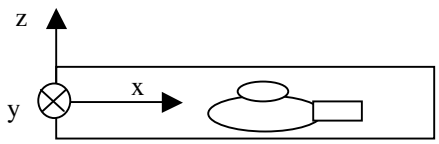
Der SOLL-Schwerpunkt des Containers:

b) Schwerpunkt des Containers berechnen:				
Schwerpunkt des Containers Xs	838,60	838,75	863,49	mm
Vsc	271,40	271,25	246,51	mm
Usc	0,00	0,00	0,00	mm
Abstand SvSc	41,52	68,44	99,98	mm

Mit folgenden Einzelschwerpunkten (aus Schwerpunktsberechnung):

projektierter Schwerpunkt							
Xs	838	mm					
Ys	0	mm					
Zs	0	mm					
projektierte Masse							
mc	20	kg					
Einzelmassen							
Teilsystem	**Masse [kg]**	**Xsi [mm]**	**Ysi [mm]**	**Zsi [mm]**			
Deckel	0	0					
Drohne	1,6	800					
Führungsschiene	0	0					
Rohr	8,12	555					
Stab.gewicht	10	1073,9					
Elektronikbox	0	0					
Gesamt	**19,72**	**838**					

Mit ZIELWERTSUCHE kann eine Größe ermittelt werden, wenn alle anderen feststehen.
Bsp.:
Wo muss Schwerpunkt des Stab.gewicht liegen?
Zielzelle: Gesamt/Xsi
Zielwert: projektierter Schwerpunkt Xs
veränd. Zelle: Stab.gew./Xsi



Da sich beim Wasserkanaltest die aus Kugel und Zylinder zusammengesetzte Form für den Auftriebskörper als günstig erwiesen hat, soll diese auch im Containermodell umgesetzt werden.

Boosterauswahl

Für die Auswahl des Boosters für das Drohnenmodell wird zunächst eine überschlägige Verhältnisgleichung für den benötigten Boosterschub aufgestellt.

$$Fs_{\mathrm{mod}} = Fs \cdot \frac{mDrohne_{\mathrm{mod}}}{mDrohne} = 4kN \cdot \frac{1.6}{50} = 0{,}128kN$$

Bei www.thrustcurve.org werden nun AeroTech Booster in dieser Größenordnung ausgesucht. Da RDE ebenfalls AeroTech Booster verwendet, sollen diese hier auch zum Einsatz kommen. Außerdem müssen die Booster von RDE beschafft werden. Zur genaueren Ermittlung des zu verwendenden Boosters werden die ausgesuchten Booster mit Hilfe des Simulink-Modells simuliert. Das Ergebnis dieser Simulation sind

zwei Booster, die für den Test in Frage kommen. Da beide Booster unterschiedliche Charakteristiken haben, ist es wünschenswert beide Booster beim Test zu verwenden und zu vergleichen.

Boosterauswahl für Containertest:

- AeroTech H97J (D=29mm, L=238mm, m=278g)
- AeroTech I65W (D=54mm, L=235mm, m=762g)

Es werden folgende Eingangsdaten für die Simulation verwendet:

```
%Hier werden alle Variablen für das Modell definiert
 alpha=0.7; %Abschusswinkel in rad
m=1.6; %Startmasse in kg
roh=1.225; %Luftdichte in kg/m³
g=9.81; %Erdbeschleunigung in m/s²
cw=0.5; %Widerstandsbeiwert
ca=0; %Auftriebsbeiwert
A=0.1; %Bezugsflügelfläche in m²
Aw=0.06; %relevante Fläche für Widerstand in m² (z.B. PI(D²/4+D*L) )
```

Aus der Simulation ergeben sich folgende Verläufe der relevanten Größen:

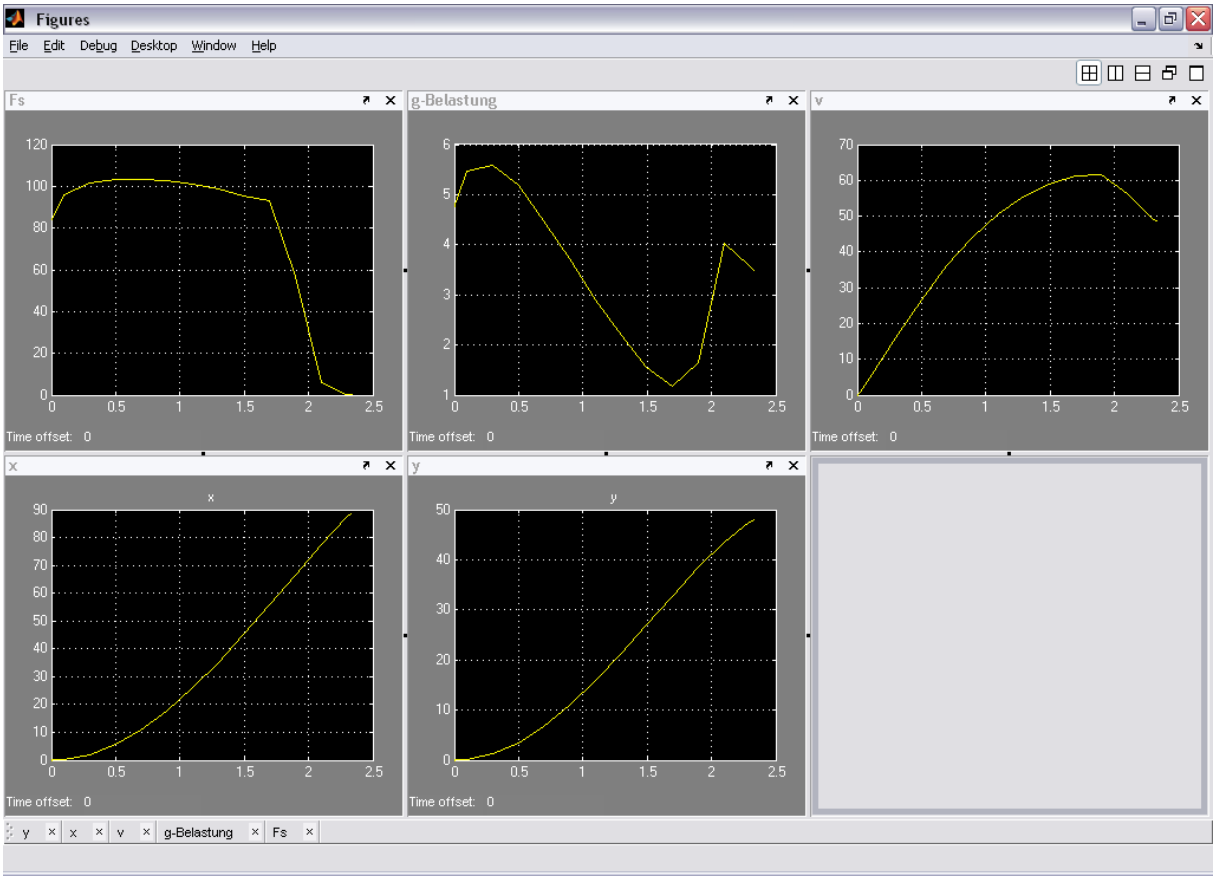


Abbildung 51: MATLAB Boostersimulation AeroTech H97J

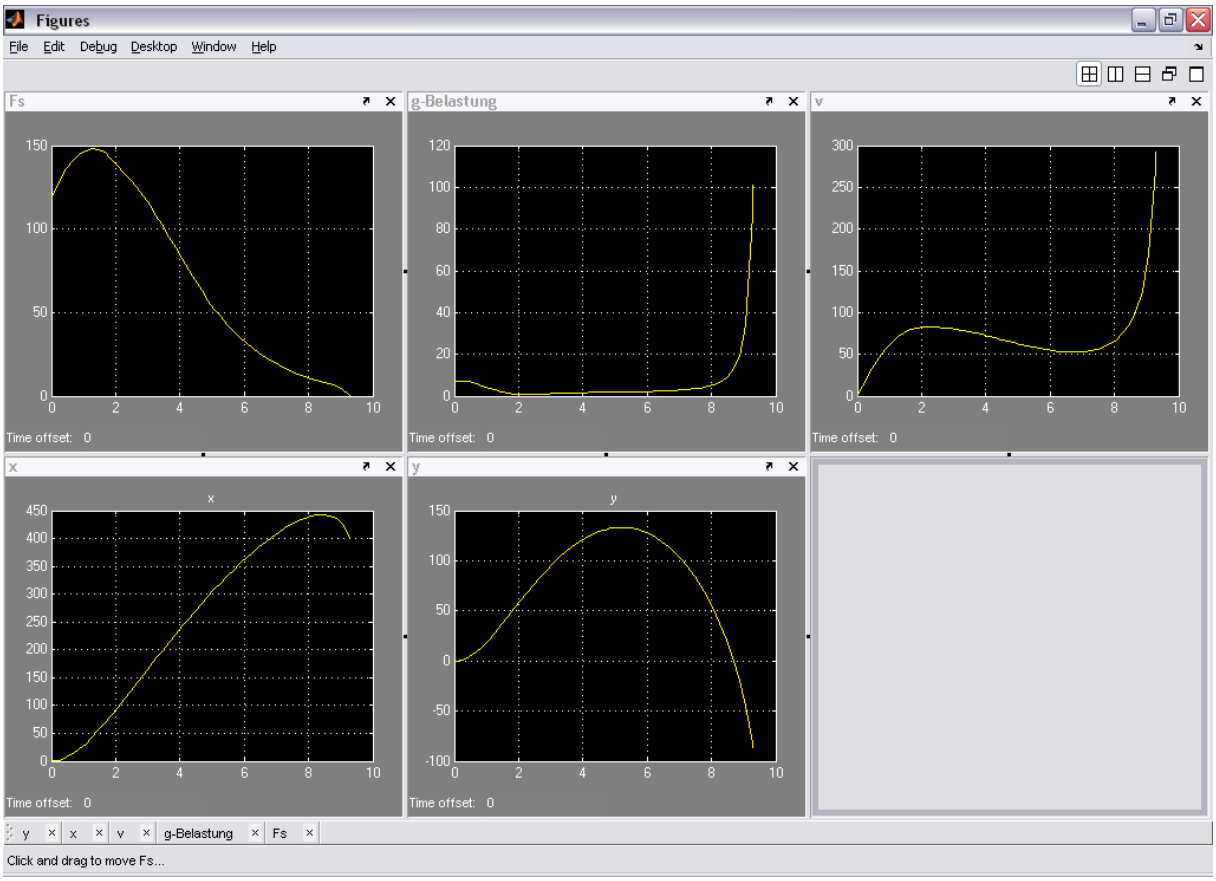


Abbildung 52: MATLAB Boostersimulation AeroTech I65W

Skizzen vom Modell

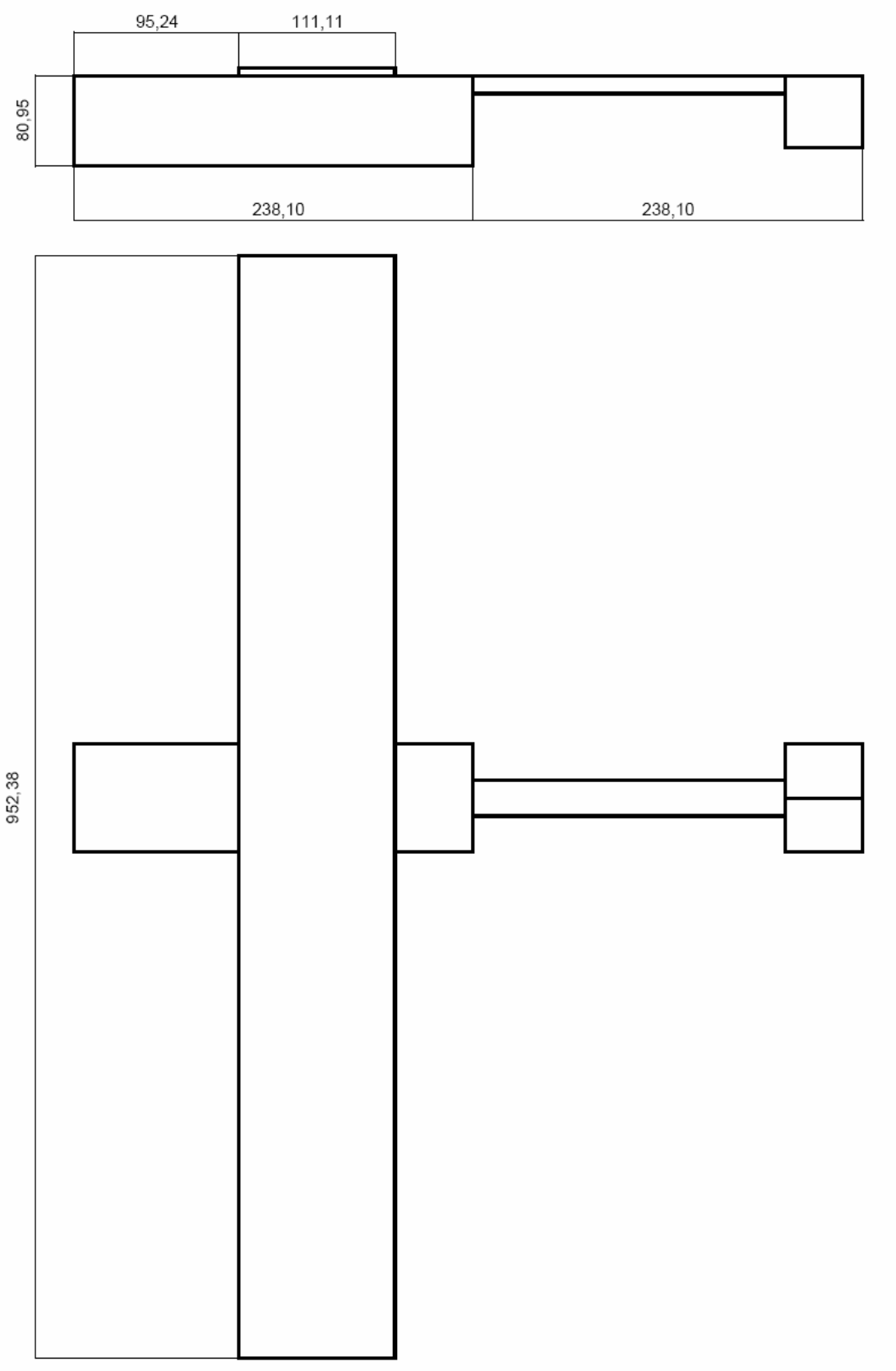


Abbildung 53: Drohnenmodell für Containertest (Skizze)

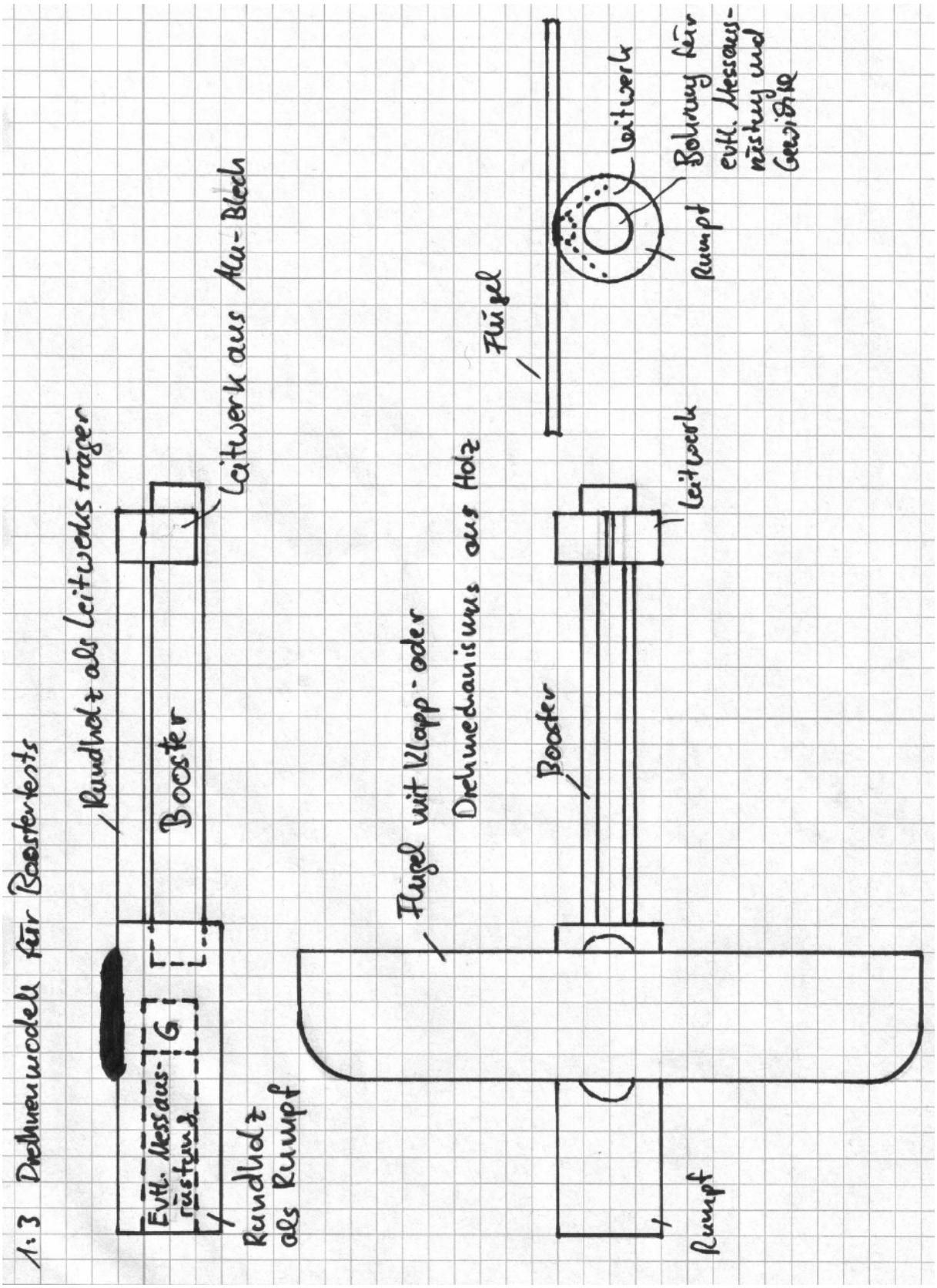


Abbildung 54: Prinzipskizze vom Drohnenmodell für den Containertest

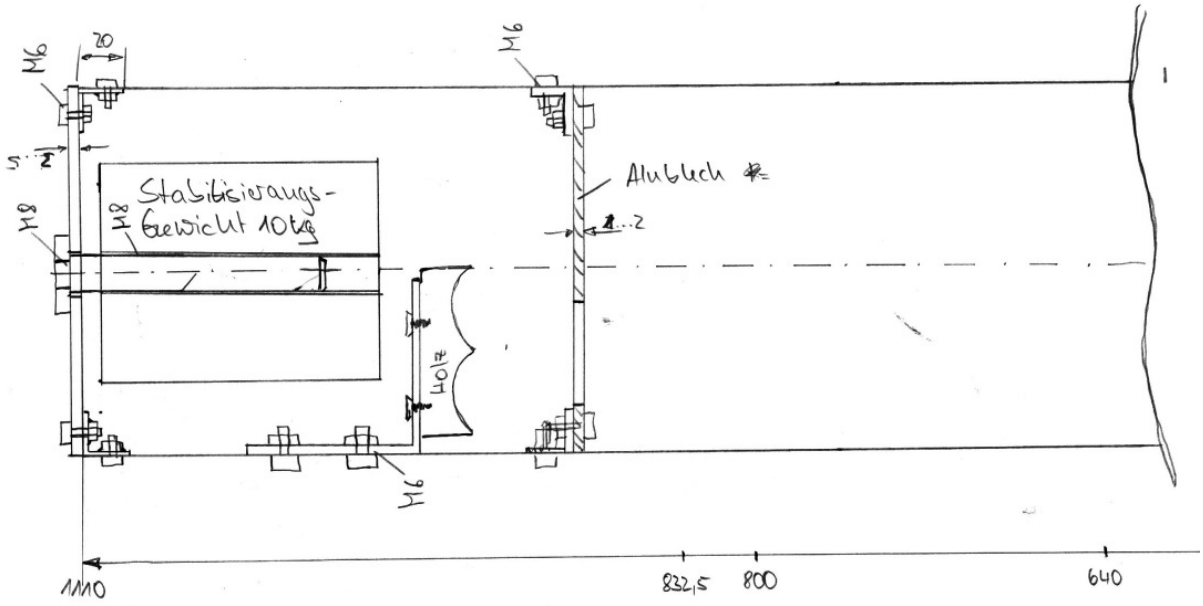


Abbildung 55: Skizze vom geplanten Containermodell für den Containertest

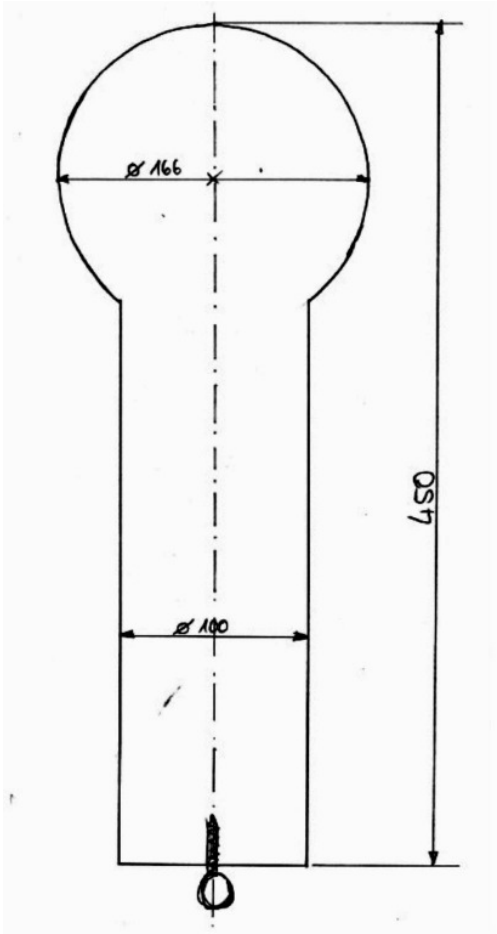


Abbildung 56: Skizze vom Auftriebskörper für den Containertest

Modellbau (Fotos)

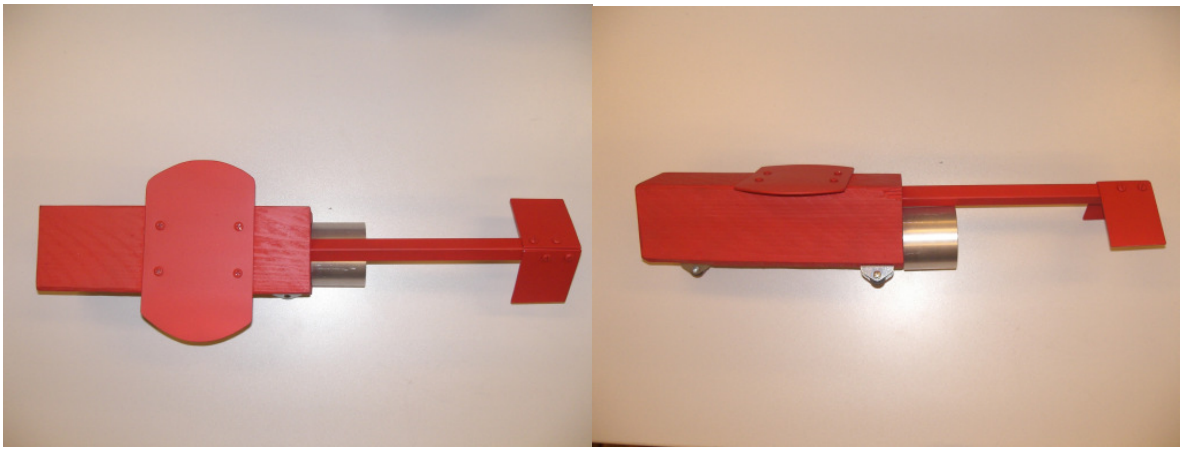


Abbildung 57: Drohnenmodell mit Boosterhalterung

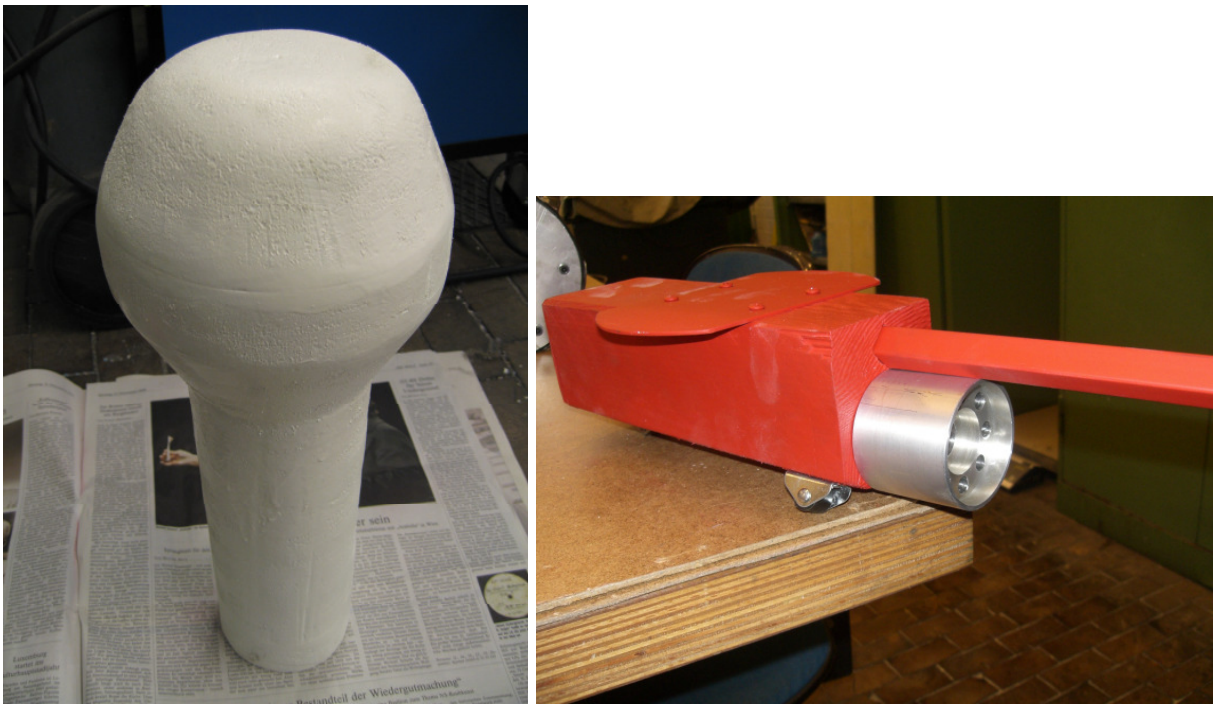


Abbildung 58: Auftriebskörper ohne Laminat (li.), Drohnenmodell von hinten (re.)

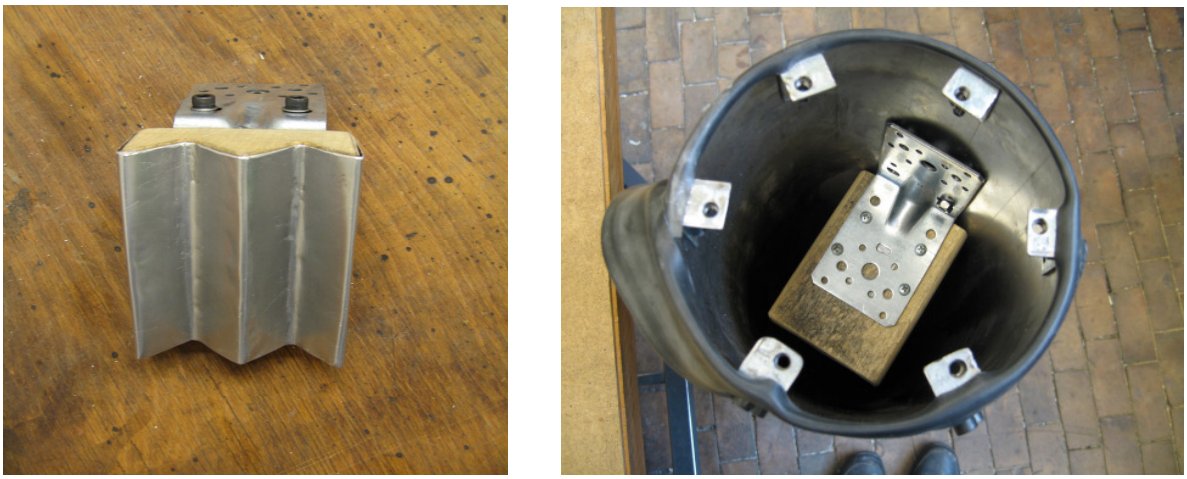


Abbildung 59: Strahlumlenker (li.), eingebauter Strahlumlenker (re.)

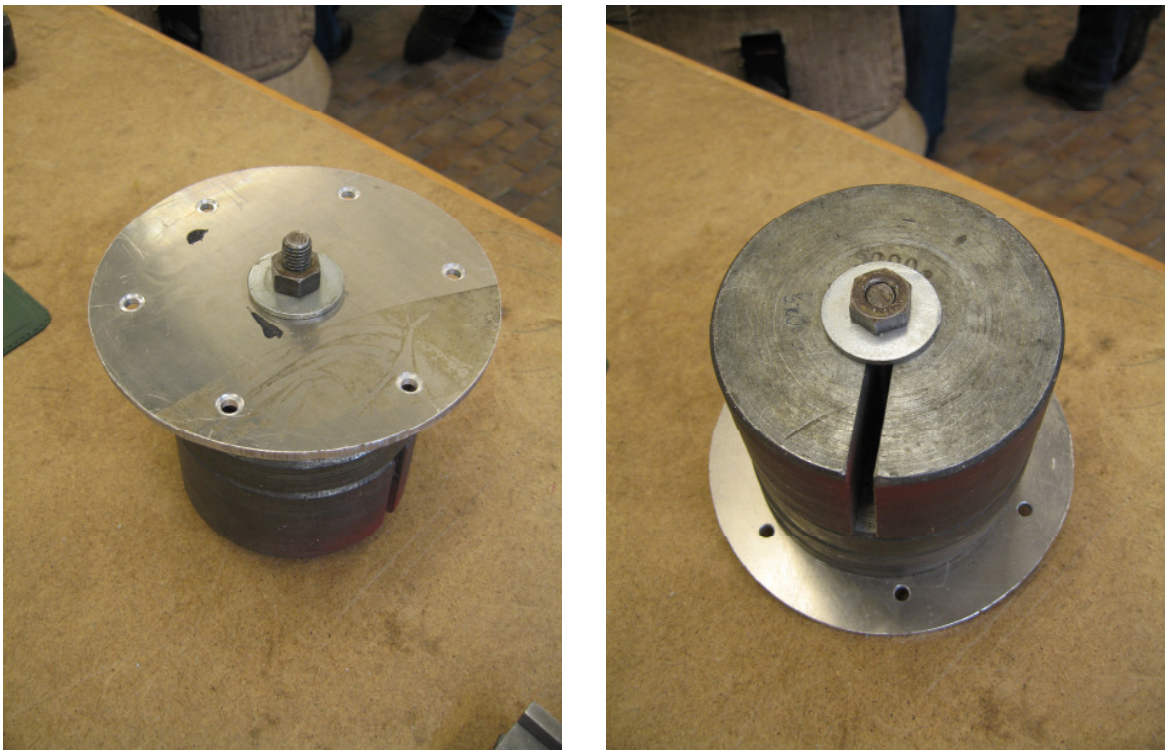


Abbildung 60: Stabilisierungsgewicht am Containerdeckel

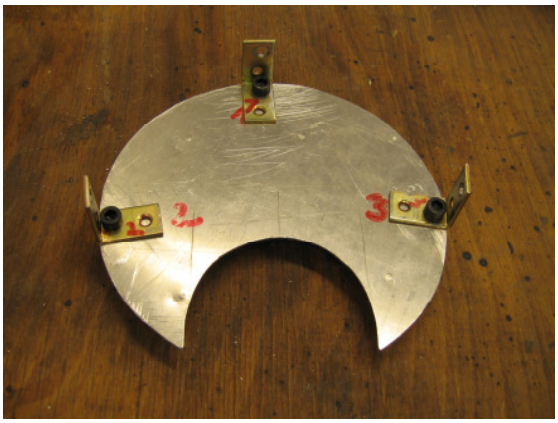


Abbildung 61: Trennblech zur Abschirmung des Boosterstrahls

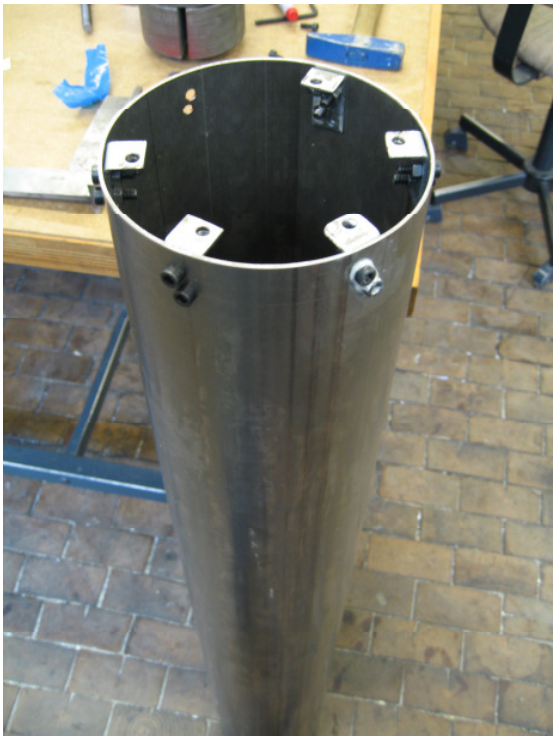


Abbildung 62: Container mit Winkeln zur Befestigung des Deckels (li.), Blick in Startcontainer von vorne (re.)

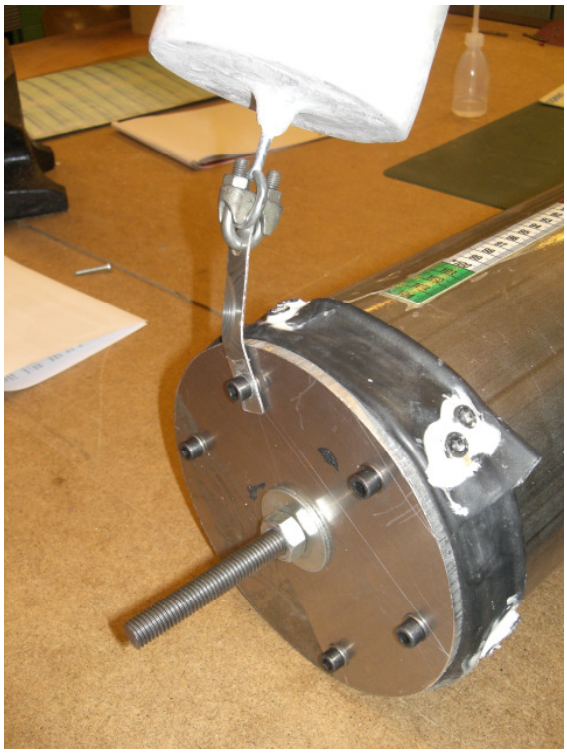


Abbildung 63: Startcontainer mit Auftriebskörper (li.), Befestigung des Auftriebskörpers (re.)

Daten des Modells

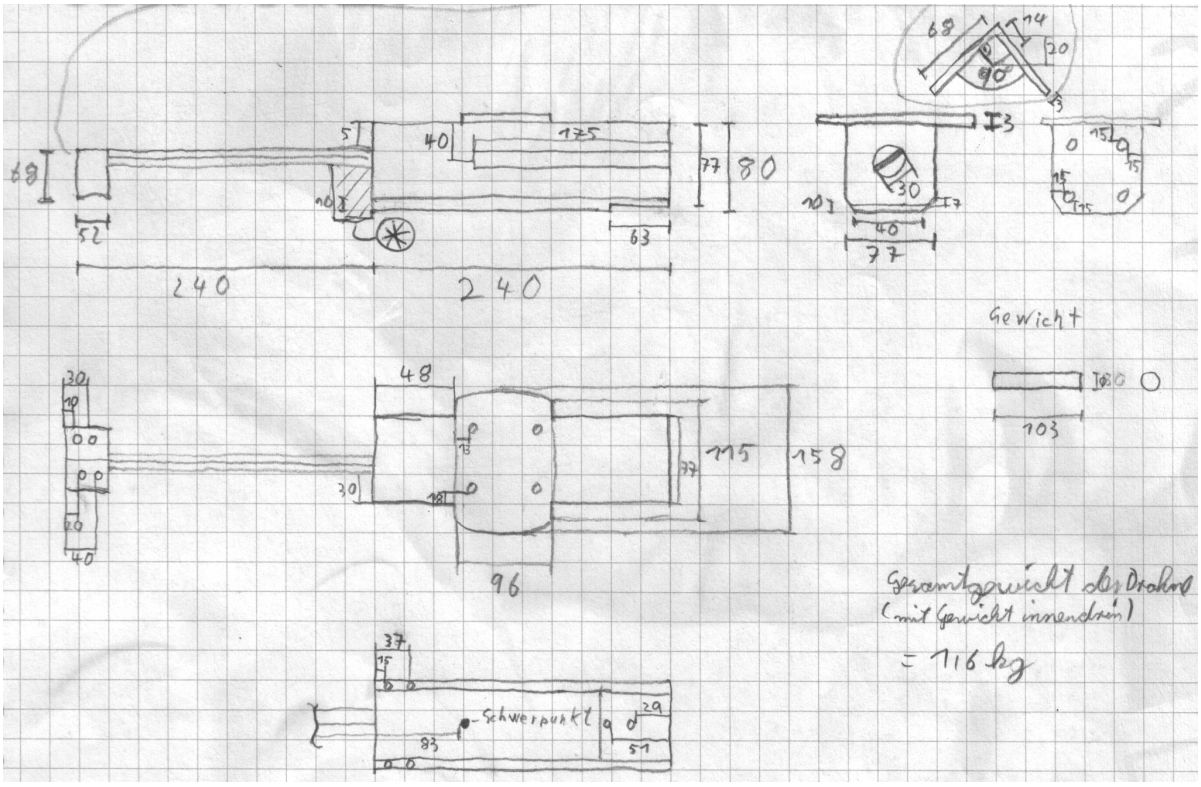


Abbildung 64: Skizze vom fertigen Drohnenmodell

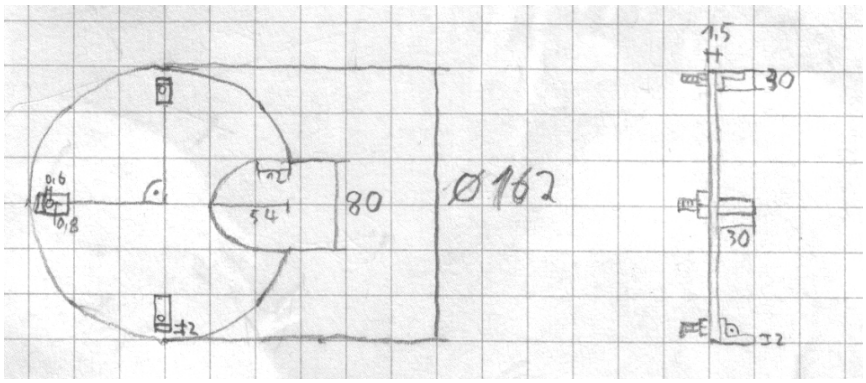


Abbildung 65: Skizze vom Trennblech

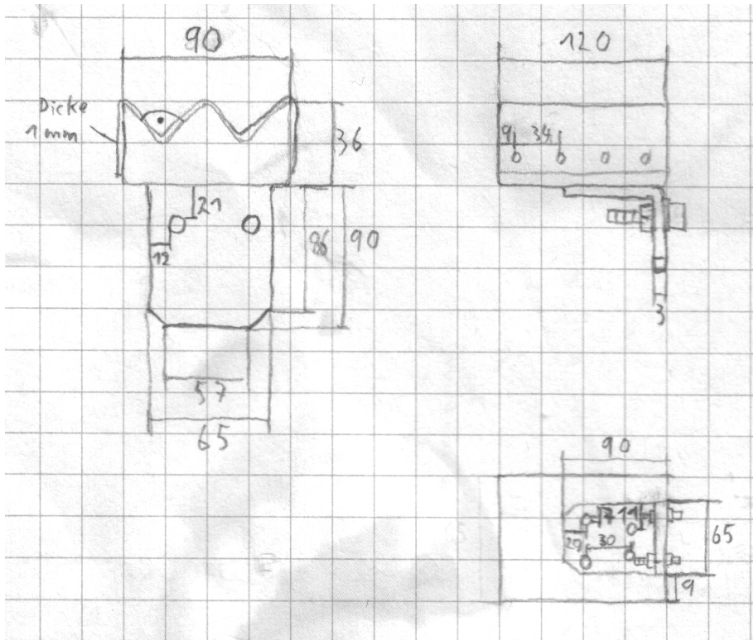


Abbildung 66: Skizze vom Strahlumlenker

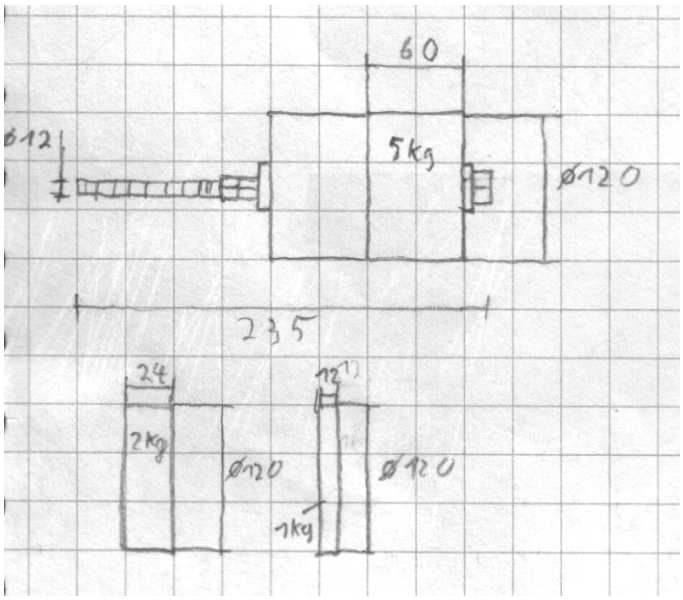


Abbildung 67: Skizze von den Stabilisierungsgewichten

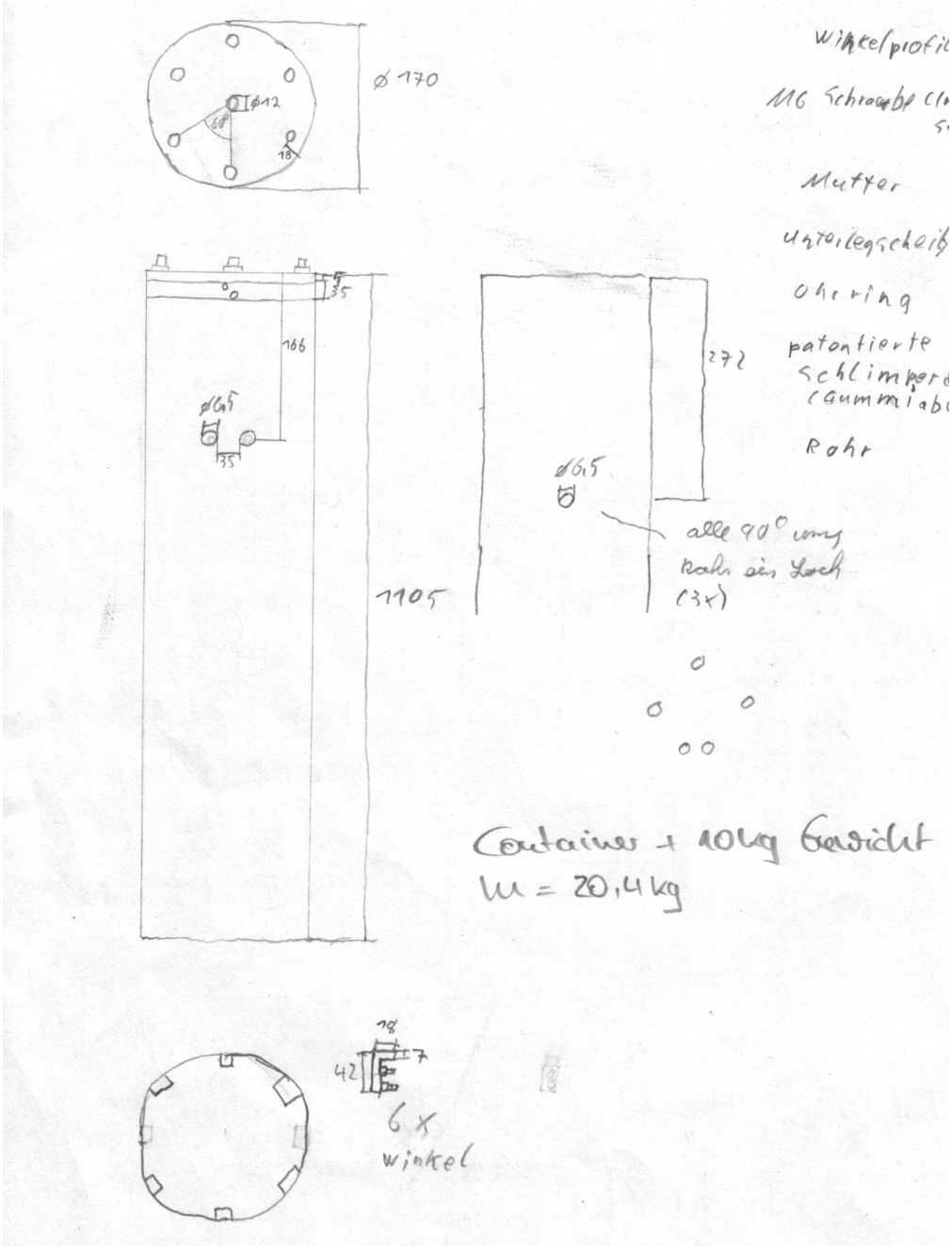


Abbildung 68: Skizze vom Startcontainer

Stücklisten des Modells

Stückliste			
Drohne			
	Bezeichnung	DIN	Stk.
1	Kreuzschraube		8x
2	Schlitzschraube		4x
3	Flügelblech		1x
4	Abdeckblech		1x
5	Leitwerkblech		2x
6	Viereck-Profil		1x
7	Holzquader	Rumpf	1x
8	Gewicht	Messing	1x
9	Rollen		3x
10	Kreuzschraube	für Rollen	6x

Tabelle 13: Stückliste Drohnenmodell

Stückliste			
Container			
	Bezeichnung	DIN	Stk.
1	Winkelprofile		6x
2	Innensechskantschraube	M6	18x
3	Mutter	M6	18x
4	Unterlegscheibe	M6	12x
5	O-Ring		6x
6	Gummidichtung aus Fahrradschlauch		1x
7	Edelstahlrohr		1x

Tabelle 14: Stückliste Startcontainer

Stückliste			
Platte			
	Bezeichnung	DIN	Stk.
1	Blech (rund)		1x
2	Winkelprofil		3x
3	Innensechskantschraube	M6	3x
4	Mutter	M6	3x

Tabelle 15: Stückliste Trennblech

Stückliste			
Strahlablenker			
	Bezeichnung	DIN	Stk.
1	Holzquader mit ausgefräßten Zacken		1x
2	Blech an Holz angeformt		1x
3	Winkelprofil		1x
4	Nagel		8x
5	Innensechskantschraube	M6	2x
6	Mutter	M6	2x
7	Unterlegscheibe	M6	2x
8	Kreuzschraube		4x

Tabelle 16: Stückliste Strahlumlenker

Stückliste			
Gewichte			
	Bezeichnung	DIN	Stk.
1	Gewindestange		1x
2	Mutter		3x
3	Unterlegscheibe		2x
4	Gewicht	5kg	2x
5	Gewicht	2kg	1x
6	Gewicht	1kg	3x

Tabelle 17: Stückliste Stabilisierungsgewichte

Geplanter Testablauf

Mit dem Test soll das Verhalten des Containers beim Boosterstart der Drohne unersucht werden:

- Schwimmverhalten des Containers bei Boosterstart, Einhalten der stabilen Schwimmlage, Einhaltung des geplanten Abschusswinkels
- Auswirkung der Boosterflamme auf den Container, Rauchentwicklung (Strahlumlenker)
- Startvorgang der Drohne, Überwindung der Startstrecke im Container
- Erreichte Höhe und zurückgelegte Strecke des Drohnenflugs für Überprüfung des MATLAB-Startmodells
- Verhalten des Containers nach dem Boosterstart

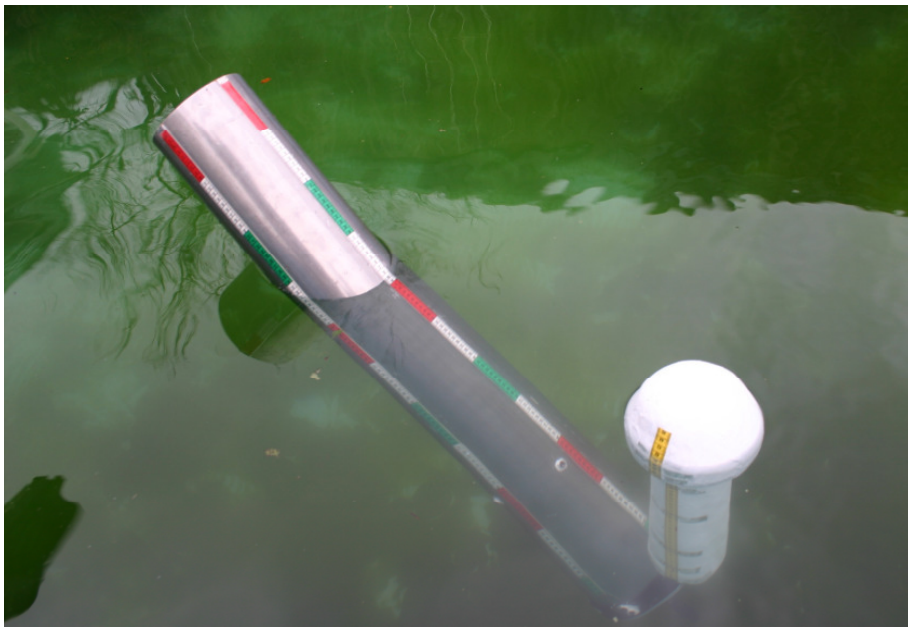


Abbildung 69: 1. Wässerungstest des Modellcontainers

Abbildung 70: 1. Wässerungstest vom Modellcontainer (Fortsetzung)

Die Bilder vom ersten Wässerungstest des Startcontainers, welcher die stabile Lage des Modellcontainers im Wasser demonstrieren soll, befinden sich auf der CD im Kapitel START/5. Drohnenstart/5.5 Containertest_1zu3Modell

Zum testen zweier unterschiedlicher Booster werden mindestens zwei Testdurchgänge durchgeführt. Für einen Testdurchgang müssen folgende Schritte durchgeführt werden:

1. Drohne bestücken (Booster an der Drohne befestigen)
2. Container bestücken (Stabilisierungsgewichte montieren, Auftriebskörper montieren, Drohne richtig im Container platzieren, Zündvorrichtung montieren)
3. Container wässern, stabile Lage einstellen (ggf. Stabilisierungsgewicht verändern)
4. Container im Wasser ausrichten
5. Booster zünden
6. Startvorgang beobachten (Fotos, Video)
7. Container aus dem Wasser holen und untersuchen (Fotos)
8. zurückgelegte Entfernung messen

Mess- und Beobachtungseinrichtungen

- 1 Kamera auf jeder Seite mit Blickrichtung quer zur Flugrichtung auf Container gerichtet
- 1 Kamera frontal auf den Container gerichtet
- 1 manuell geführte Kamera zur Aufzeichnung des Drohnenflugs
- Entfernungsmessung der zurückgelegten Strecke

Die Mindestgröße für den Wasserbehälter beträgt: 1,5 x 1,5 x 1,5 m^3

Testdurchführung

Zum Zeitpunkt der Dokumentationserstellung (30.01.2007) wurde der Test noch nicht durchgeführt.

Testergebnisse

Zum Zeitpunkt der Dokumentationserstellung (30.01.2007) wurde der Test noch nicht durchgeführt.

Auswertung

Zum Zeitpunkt der Dokumentationserstellung (30.01.2007) wurde der Test noch nicht durchgeführt.

1.5.5.5 Boosterauswahl

Die Boosterauswahl wird an Hand der Parameterwerte von maximaler Beschleunigung, Geschwindigkeit und erreichter Höhe getroffen. Die benötigten Werte werden mit dem Matlab-Simulink-Modell errechnet.

Für die Matlab-Berechnung benötigt man die Schubverläufe der Booster. Diese können unter www.thrustcurve.org entnommen und ins Modell importiert werden (weitere Infos s. Matlab-Modell-Beschreibung).

Die mit dem Matlab-Modell zu rechnenden Booster werden über den zuvor mit einer Handrechnung größenordnungsmäßig ausgelegten Booster ausgesucht. Für die Drohne bieten sich damit drei Booster von AeroTech (L1500, M2500 und N4800) und einer von AWM (N4000) an. Die Ergebnisse der Berechnung können aus den nachfolgenden Grafiken und der Tabelle entnommen werden.

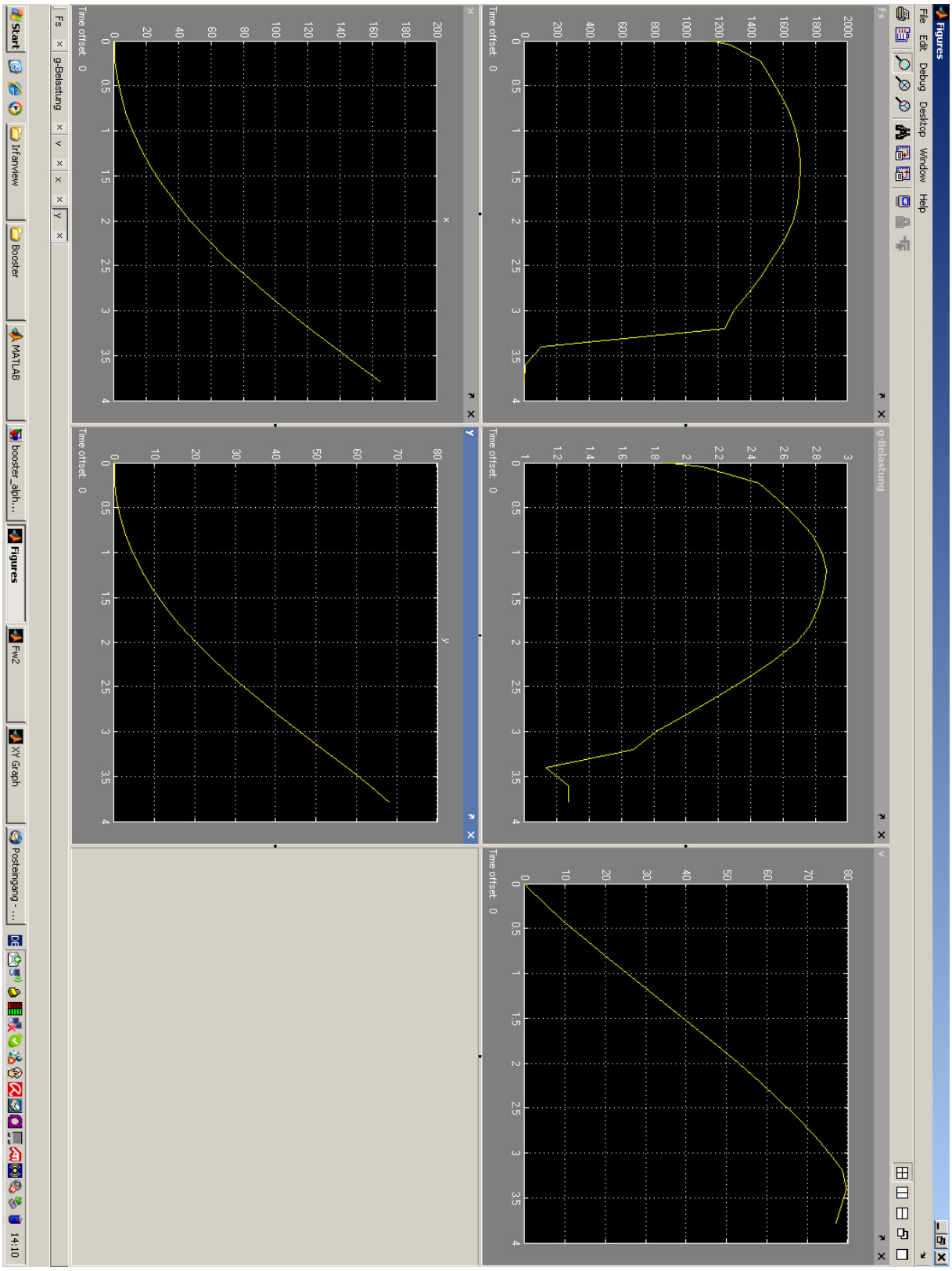


Abbildung 71: Boostersimulation AeroTech L1500

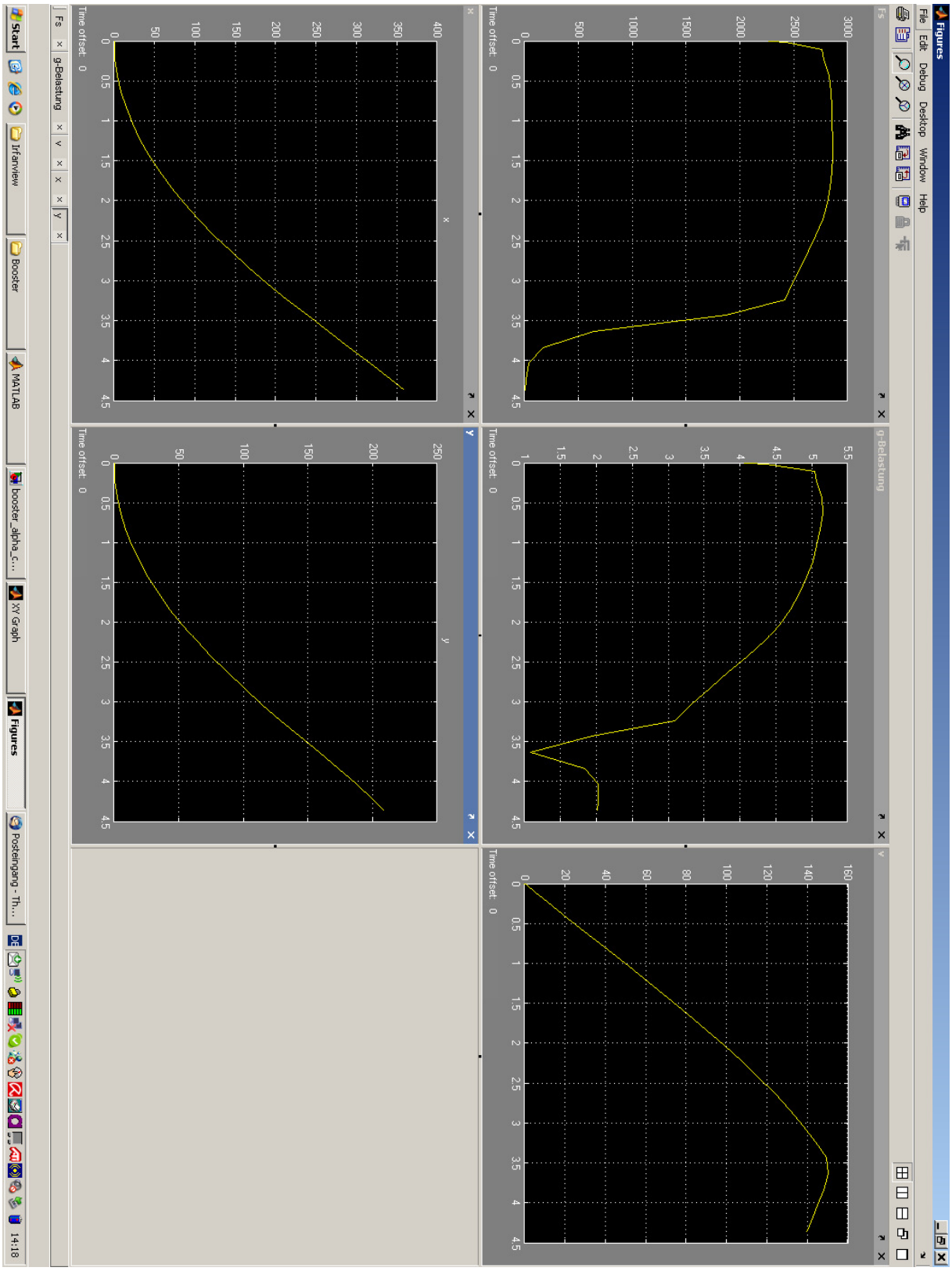


Abbildung 72: Boostersimulation AeroTech M2500

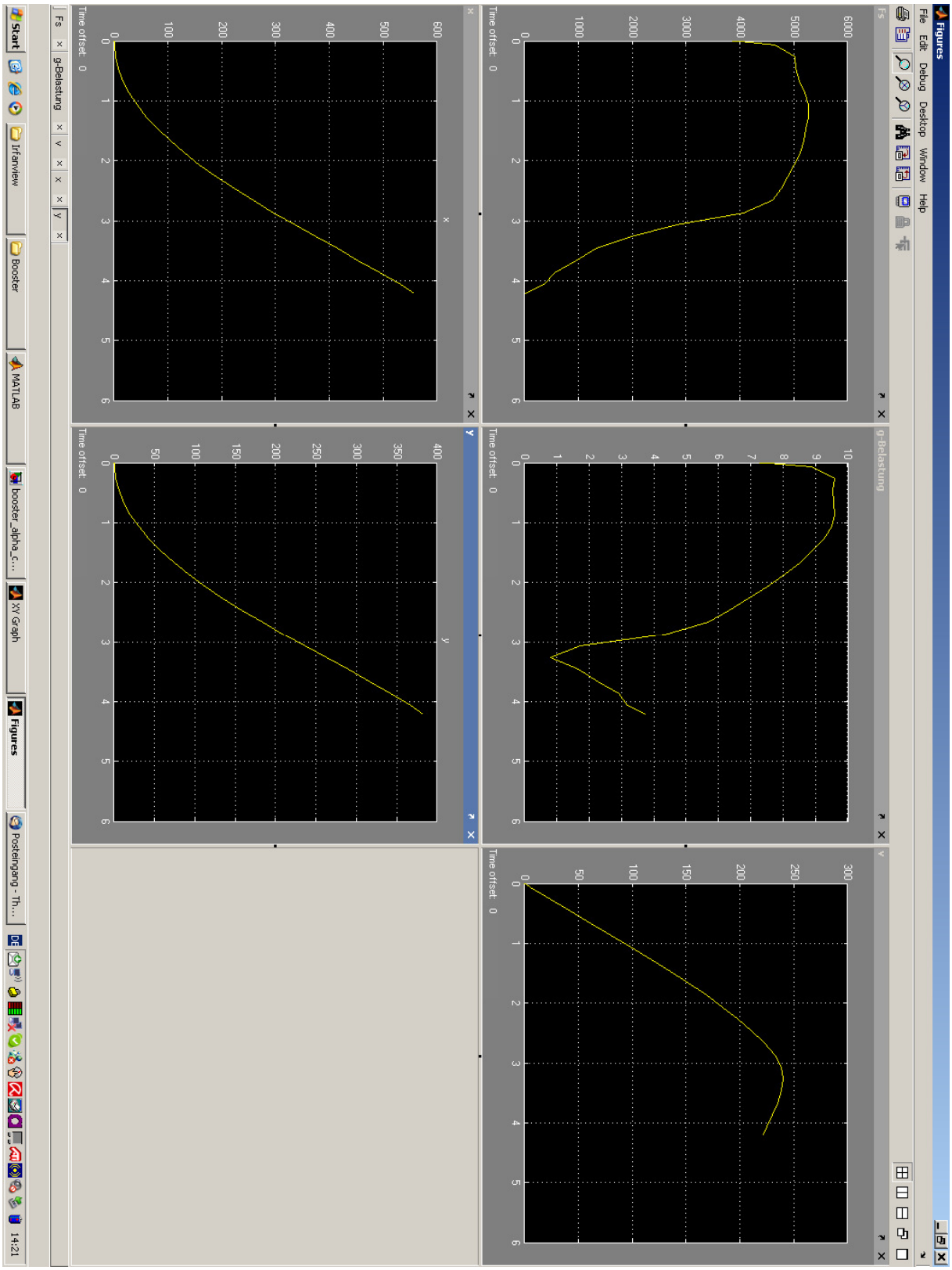


Abbildung 73: Boostersimulation AWM N4000

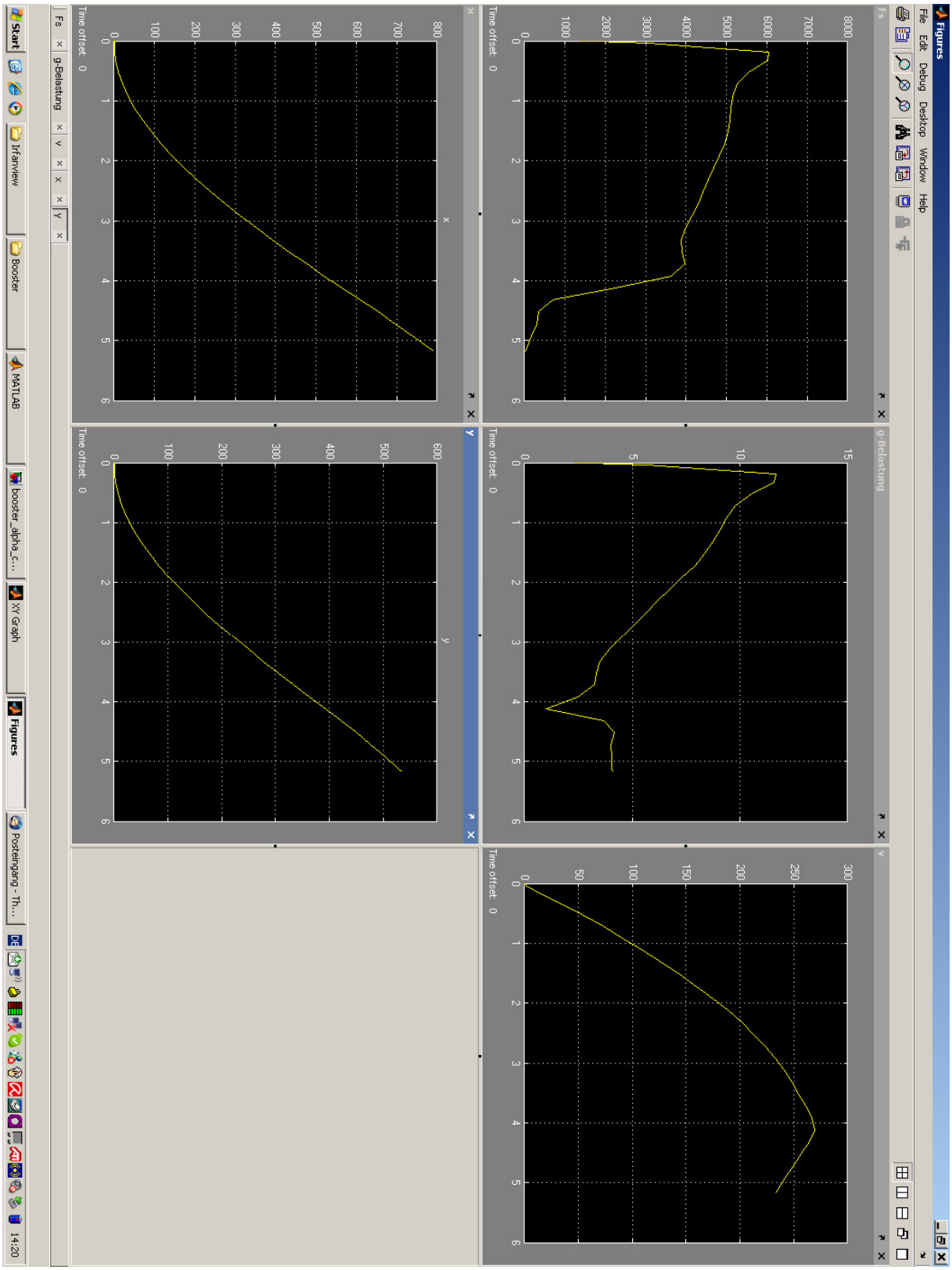


Abbildung 74: Boostersimulation AeroTech N4800

Booster	Brenn-dauer [s]	Average Thrust [N]	max. Beschl. [g]	v [m/s]	x [m]	y [m]	max. Fs [N]	L [mm]	D [mm]
AeroTech_L1500	3,5	1500	2,85	80	165	68	1650	665	98
AeroTech_M2500	3,9	2500	5,2	150	360	210	2800	751	98
AWM_N4000		4000	9,7	230	560	375	5200	1213	98
AeroTech_N4800	4,4	4800	11,5	260	795	530	6000	1201	98

Tabelle 18: Vergleich der simulierten Booster

Boosterdaten

Die vier Booster zeigen verschiedene Eigenschaften, aber die zur Auswahl herangezogenen Eigenschaften sind wie schon genannt die maximale Beschleunigung, die Höhe und die Geschwindigkeit.

Die maximale Beschleunigung muss berücksichtigt werden, da die Struktur nur für eine vorher angenommene Beschleunigung von maximal 10g ausgelegt ist. Aus diesem Grund kann der Booster N4800 von AeroTech ausgeschlossen werden.

Die Höhe ist ein wichtiges Kriterium, da sich die Drohne möglichst schon vor Boosterbrennschluss auf der gewünschten Flughöhe befinden soll oder mindestens weit genug von der Wasseroberfläche entfernt ist, damit sie bei einem Motorstart nach Boosterbrennschluss nicht abstürzen würde.

Die Geschwindigkeit wird betrachtet, da die Drohne am Ende des Boosterflugs ihren aerodynamischen Flug aufnehmen soll und damit eine Mindestgeschwindigkeit haben muss.

Die Parameter weisen darauf hin, dass sich der Booster M2500 von AeroTech oder der Booster N4000 von AWM am besten für den Containerstart eignen. Auf Grund der bestehenden Zusammenarbeit von RDE und AeroTech bietet es sich an den M2500 zu verwenden.

1.6 Fazit und Ausblick

Zunächst lässt sich zusammenfassend sagen, dass die sehr konzeptionellen Ideen unserer Vorgängergruppe ein Stück weit präzisiert und überprüft werden konnten. Es ist jedoch zu berücksichtigen, dass sich der Startcontainer und alle damit verbundenen Teilsysteme in der Entwicklungsphase befinden. Mit Versuchen und Tests wurde die Machbarkeit einzelner Komponenten für die Teilsysteme untersucht. Alle Ergebnisse und Vorgänge wurden sorgfältig dokumentiert. Das ermöglicht ein nahtloses Anknüpfen für nachfolgende Bearbeitungsgruppen. Es wurde Wert darauf gelegt, dass sämtliche Erkenntnisse in die Dokumentation einfließen, um eine doppelte Bearbeitung einer Problematik zu vermeiden.

Gedanken zu den einzelnen Teilsystemen:

Deckelöffnungsmechanismus

Hier wurden nur Konzepte zur Realisierung aufgestellt. Dabei wird ein Konzept bevorzugt. In einer weiteren Bearbeitung müssen diese Konzepte präzisiert und durch praktische Tests untersucht werden. Anschließend muss eine detaillierte Auslegung dieses Teilsystems erfolgen. Dabei müssen die Schnittstellen zu anderen Systemen einbezogen werden. Ein wesentlicher Punkt ist die maximal zulässige Versperrung im Bereich der Containeröffnung. Diese wird durch die Außenabmessungen der Drohne bestimmt (STRUKTUR-Gruppe). Die Verwendung von pyrotechnischen Mitteln für den Deckelöffnungsmechanismus wird seitens RDE ausgeschlossen!

Startcontainer

Nach der Aufstellung eines Gesamtkonzepts für den Startcontainer, wurde mit der Auslegung von Teilsystemen begonnen. Es wurde eine Führungsschiene ausgewählt und ein Konzept für die Konstruktion des Startcontainers erarbeitet. Die Schnittstellen zur STRUKTUR-Gruppe müssen hier insbesondere beachtet werden. Diese werden maßgeblich durch die Außenabmessungen der Drohne bestimmt. In der weiteren Bearbeitung müssen alle Teilsysteme für den Startcontainer identifiziert und deren praktische Realisierung untersucht werden. Dies könnte in der Konzeptionierung und der Fertigung eines Prototyps geschehen. Allerdings übersteigt dies die im Labor für Bauteilfestigkeit vorhandenen Mittel. Der Bau eines Prototyps kann nur bei RDE erfolgen.

Stabilisierungssystem

Der Wasserkanaltest brachte gute Erkenntnisse über den erforderlichen Auftriebskörper und seine Geometrie. Gleichzeitig konnten diese Erkenntnisse durch eine theoretische Rechnung belegt werden. Erste Recherchen haben gezeigt, dass die berechnete Form des Auftriebskörpers nur durch Eigenfertigung erreicht werden kann. Diese muss im Rahmen der weiteren Bearbeitung untersucht werden. Außerdem muss ein Mechanismus entwickelt werden, der den Auftriebskörper ausstößt und aufbläst. Der Containertest soll weitere Erkenntnisse zur Stabilisierung des Containers, vor allem während des Drohnenstarts liefern.

Automatisierung

Für die Automatisierung aller im Container ablaufenden Prozesse wurde ein Ablaufplan aufgestellt. Außerdem wurde eine Steuerung ausgewählt, mit deren Hilfe erste Tests zu dieser Problematik durchgeführt werden können. Die Lieferung der Steuerung (C-Control von Conrad Electronics) verzögerte sich allerdings so sehr, dass keine Möglichkeit bestand mit den Tests zu beginnen. Dies ist eine Aufgabe für die weitere Bearbeitung. Außerdem muss das System in den Container integriert werden.

Drohnenstart

Mit Hilfe eines MATLAB-Boosterstart-Modells konnten Booster für Modelltest, sowie für die Originalgröße ausgewählt werden. Ein Test mit einem 1:10 Drohnen-, sowie Containermodell mit Modellraketenmotoren brachte Aufschluss über die prinzipielle Machbarkeit eines Drohnenstarts aus einem schwimmenden Container. Als weiterer schritt wurde ein Modellcontainer und eine Modelldrohne im Maßstab ca. 1:3 konzipiert und gefertigt. Mit diesem Modell soll gemeinsam mit RDE ein Test auf dem Truppenübungsplatz Unterlüss durchgeführt werden. Die dafür ausgewählten Booster werden durch RDE beschafft. Zurzeit steht noch kein Termin für diesen Test fest. Das heißt die weitere Bearbeitung sollte mit der Durchführung und Auswertung des Tests beginnen. Des Weiteren muss eine Boosterhalterung für die reale Drohne konstruiert werden. Allerdings ist der von der STRUKTUR-Gruppe gefertigte Prototyp der Drohne nicht für einen Boosterstart vorgesehen.

An dieser Stelle noch ein allgemeiner Tipp für die weitere Bearbeitung der Aufgaben: Parallel zur Bearbeitung eine Dokumentation erstellen! So kann die weitgehende Vollständigkeit der Dokumentation gewährleistet werden. Wir hoffen, dass diese

Dokumentation diesem Anspruch einigermaßen gerecht wird und als Arbeitsgrundlage für die weitere Bearbeitung des Themas dienen kann.

1.7 Referenzen

1.7.1 Literatur

Für Stabilitätsberechnung:
Willi Bohl, Technische Strömungslehre, 9.Auflage, Vogel Buchverlag 1991

1.7.2 Internetseiten

Für Booster-Simulation:
www.thrustcurve.org, Schubkurven und Daten von Boostern und Herstellern

1.7.3 Kontakte

Wasserkanal:
A. Salm (Ansprechpartner für Wasserkanal in der Hochschule)
asalm@fbsm.hs-bremen.de

Ansprechpartner bei RDE:
Herr Vyshnevskyy Tel.:0421-457,4985

1.7.4 Bezugsquellen

Rohr für Containertest:
Umwelt Tec Service GmbH
Werner-von-Siemens-Str. 17
28816 Stuhr
0421 56572750
info@umwelt-tec.de
www.umwelt-tec.de

2 Struktur

2.1 Einleitung

Im Rahmen der Fortführung des Projektes „Maritime Aufklärungsdrohne“ wird für die Struktur des ARGUS auf die Vorkonzeption aus dem Abschlussbericht vom 03.03.2006 und der dazu angefertigten Studienarbeiten zurückgegriffen. Die Rahmenbedingungen aus dem vorhandenen Pflichtenheft bleiben bestehen und werden für die bestehenden Aufgaben lediglich verfeinert und für den derzeitigen Anwendungsfall genauer definiert. Die vorliegenden Ergebnisse werden geprüft und gegebenenfalls geändert, detailliert und mit der Fertigung der einzelnen Bauteile realisiert.

Die bisherige konstruktive Auslegung dient nun als Grundlage für den Bau eines ARGUS-Prototypen, welcher die Flugtauglichkeit der Drohne unter Beweis stellen soll. Die Realisierung und Fertigung der Drohnenstruktur wird im Allgemeinen von einer Unterarbeitsgruppe des Projektteams durchgeführt und dokumentiert. Verwendete Quellen und Referenzen, die sich vom Abschlussbericht unterscheiden, sind abschließend in einem Verzeichnis aufgeführt.

2.2 Ziel der Arbeit

Ziel der Weiterführung des ARGUS-Projektes und im speziellen des strukturellen Aufbaus der Drohne ist einen flugtestfähigen Prototypen herzustellen. Die Drohne soll aus einem schwimmenden Startcontainer, der aus einem Torpedorohr geschossen wird, starten und muss somit konstruktiv an diese Grenzmaße angepasst sein.

2.3 Aufgabenstellung

Für die Strukturgruppe werden folgende Schwerpunkte des Prototypen für die Drohne erarbeitet.

- Modelle mit Drehmechanismen
- Katapultbau
- Prototyp-Rumpfbau
- Tragflügel
- Leitwerke

Das Fahrwerk wird nur für den Prototyp benötigt, da dieser Lande- und Starfähigkeit auf freiem Feld beweisen muss. Der Propeller entspricht auch nicht den endgültigen Abmessungen (s. Antriebsdokumentation). Im Folgenden wird der Aufbau und die Herstellung der Rumpfstruktur, sowie die Auswahl der Mechanik für den Flügelmechanismus, Modellversuche, die Anordnung und Materialwahl der einzelnen Strukturbauteile und das Potential zur Optimierung der Drohnenstruktur beschrieben. Des Weiteren werden die Fertigungsverfahren für Rumpf, Trag- und Leitflächen angesprochen, wie auch die Integration der Nutzlast und der Antriebseinheit in die Struktur der Drohne.

2.4 Pflichtenheft

Teilsystem	Anforderungen	Werte	W / F / M
Drohne gesamt	Startmasse	<50kg	F
	Nutzlast	8-13kg	F
	Spannweite	ca. 2000mm	W
	max. Flughöhe	1000m ü.M.	M
	Flugdauer	min. 60 Min.	M
	verstaubar in Startcontainer für Torpedorohr	Ø 530mm	F
	Startort: Wasser, Land		F
	Prototyp Landstart und –landefähig z.B. einfaches Fahrwerk (abnehmbar)		F
	Prototyp katapultstartfähig		W
	boosterstartfähig		F
	nachträglich mit Autopilot aufrüstbar (Platzhalter, Gewicht)		F
	Geschwindigkeitsbereich	???	
	Belastbarkeit/Lastvielfache	???	
	Steigleistung	???	
	fernsteuerbar mit üblicher RC Anlage 35Mhz / 40Mhz	???	
	Ruder-/Motoransteuerung über Servos und Schub-/Zugstangen		W
	billige, einfache Bauweise, da später „Einweg“ Nutzung		F
Werkstoffe	Prototyp aus leicht bearbeit- und veränderbaren Materialien, z.B. Aluminium, GFK, Schäume		W
	mit Gewichtseinsparpotential für endgültige Version		W
	seewasserfest		F
	benzinbeständig		F

Rumpf	Aluminiumspante durch Rohre verbunden		F
	mit tragende Rumpfverkleidung aus GFK		F
	gute Wartbarkeit, z.B. Rumpfhülle abnehmbar		W
	aufrüstfähig und längenveränderbar, z.B. Teile austauschbar, v.a. Prototyp		W
	Aufnahme für Booster die nach dem Start von der Drohne abfällt		W
	aerodynamische Verkleidung für geringen Luftwiderstand		W
	Einbauten verschiebbar eingebaut, für eventuelle Schwerpunktsänderungen		W
Tragflächen	Schaumkern mit GFK beplankt		W
	Tragfläche klapp- oder schwenkbar auf Rumpf gelagert		W
	elektrisch ausgelöste, mechanische Flügel - Aufklapp/Schwenk - Hilfe, welche nach dem Start abfällt		W
	Querruder über in den Tragflächen integrierte Servos angesteuert		W
Entwicklungsstand	Konzept wird größtenteils übernommen jedoch optimiert		F
Ziel	möglichst weit fortgeschrittener Prototyp		F
	komplettiert und flugfähig		W

Tabelle 19 Pflichtenheft Struktur

2.5 Katapulttest

Die Schwenkmechanismen der Entwurfsphase erschienen uns durchgehend als unbrauchbar. Wir haben zusätzlich zum Schwenkmechanismus einen Klappmechanismus mit einem Drehpunkt ausgewählt, um Gewicht, Festigkeit, Realisierbarkeit, etc, in sinnvollen Grenzen zu halten. Um zu entscheiden, welcher Flügelmechanismus weiterverfolgt werden soll wird ein Katapulttest mit zwei Holzmodellen im Maßstab 1:3 durchgeführt. An den beiden Holzmodellen mit den unterschiedlichen Flügelmechanismen soll das Verhalten der Drohne während des Starts simuliert werden.

2.5.1 Modellbau

Das erste Modell besitzt einen Schwenkmechanismus das zweite Modell ist mit einem Aufklappmechanismus ausgestattet. (Abb. 1)

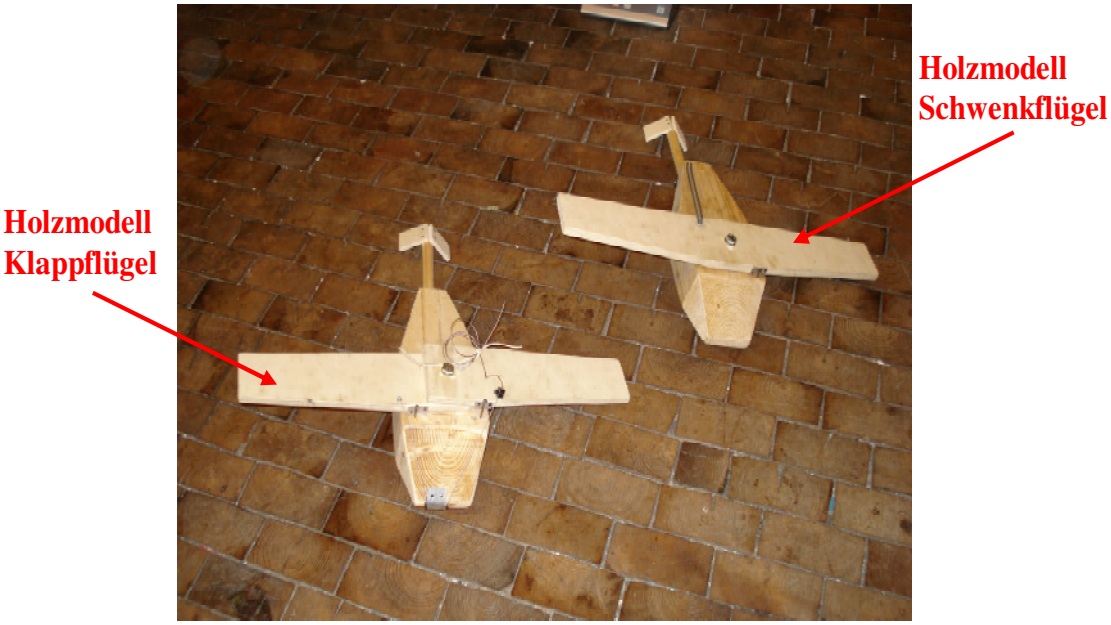


Abbildung 75 Modelle mit verschiedenen Drehmechanismen

Die Maße der Modelle sind entsprechend der originalen Drohne zu verkleinern. Gewählt wurde ein Maßstab von 1:3. Das erste Modell besteht aus dem Rumpf, dem Schwenkflügel, Heckausleger, Leitwerk und einem Federmechanismus. Die Tragfläche wird durch einen Durchgangsbolzen mit dem Rumpf verbunden und bildet gleichzeitig den Drehpunkt des Schwenkmechanismus. Die Kraftübertragung erfolgt

über eine Zugfeder, welche einseitig an der Tragfläche und am Rumpf heckseitig befestigt ist (Abb.2). Durch Einschwenken des Tragflügels wird die Feder gespannt und am Heck wird die Tragfläche mit einem Haken-Öse-System arretiert.

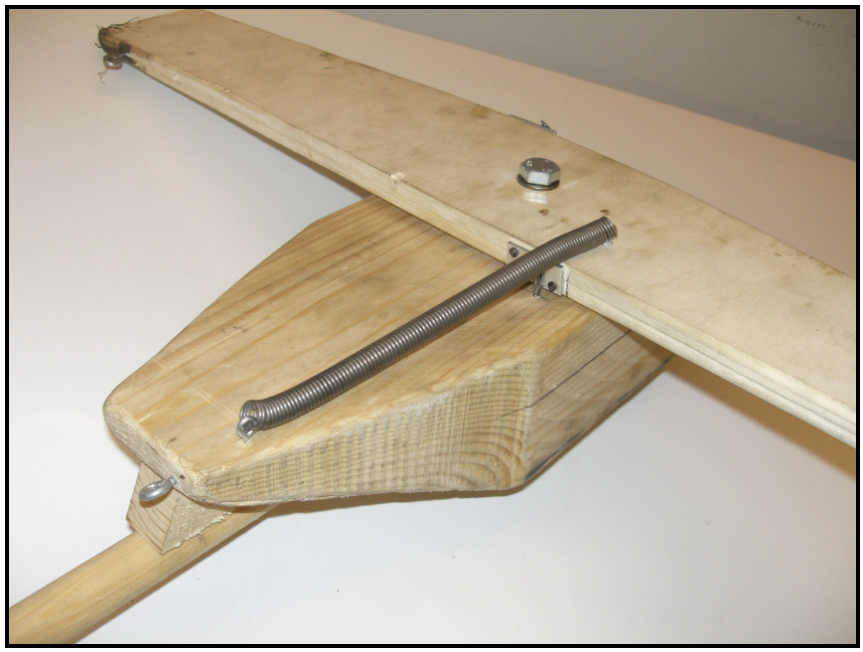


Abbildung 76 Modell mit Schwenkmechanismus

Abbildung 77 gespannter Schwenkmechanismus

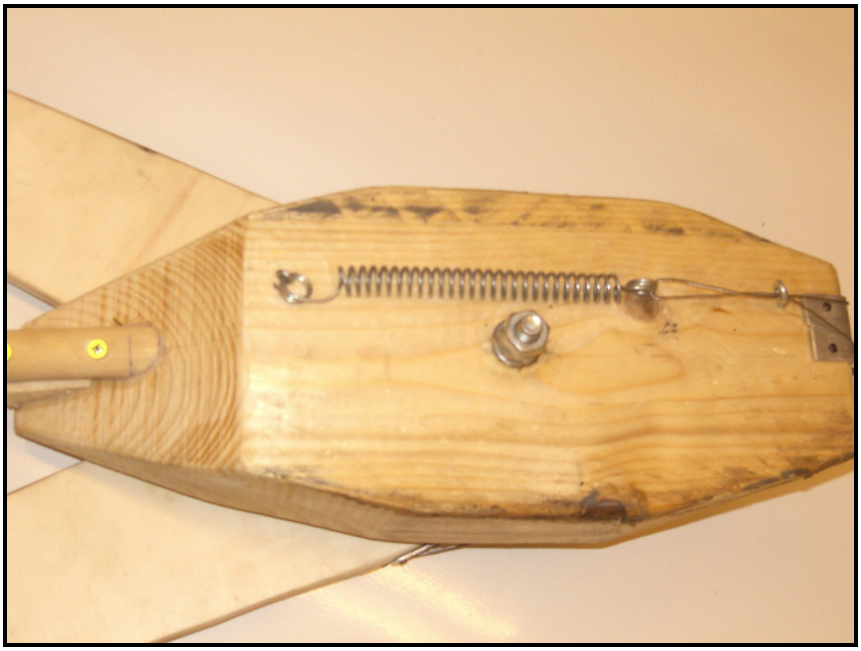


Abbildung 78 Unterseite Klappmechanismus

Das zweite Holzmodell, das zur Erprobung des Aufklappmechanismus mit zwei sich gegeneinander drehenden Tragflächen dient, wird nach demselben Prinzip gefertigt wie das erste Modell. Es werden die drehbar gelagerten Flügelhälften auf den Rumpf geschraubt und mit einer Feder, die am Boden des Rumpfes befestigt ist, gespannt.

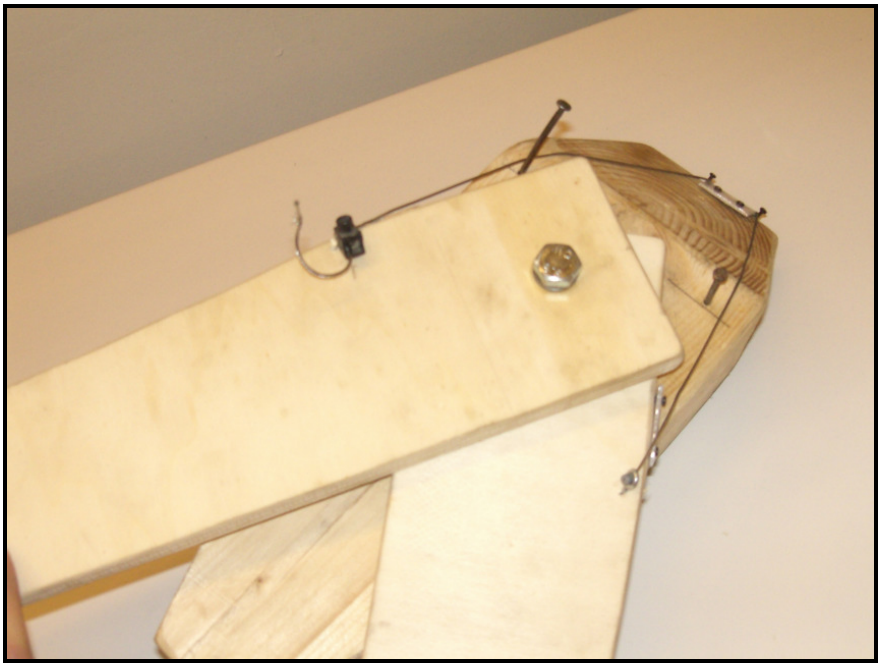


Abbildung 79 gespannter Klappmechanismus

Die Kraftübertragung wird mit einem Stahlseil realisiert, da ein herkömmlicher Kupferdraht sich bei derselben Belastung dehnt. Ein V-Leitwerk wurde ebenfalls am Rumpf befestigt. Damit ist die Fertigung der Modelle abgeschlossen. Die Auslösung des Mechanismus erfolgt in diesem Fall durch ein Band, welches im einklappten Zustand um die Flügelenden gelegt wird. Das Band hält die Enden zusammen und wird durch ein weiteres Band beim Start nach hinten abgezogen, was die Flügel ausklappen lässt.

2.5.2 Katapultbau

Für den Katapultbau werden zuerst Bretter auf eine entsprechende Länge abgesägt und durch Winkeln zusammengeschraubt, damit das Katapult einen 30° Winkel zum Boden aufweist. Die Holzbretter, auf denen später das Modell beim Abschuss gleiten soll, werden mit Aluwinkeln verstärkt, um ein besseres Gleiten zu ermöglichen. Zur Abstützung und Stabilisierung im Katapult wurde an das Leitwerk zusätzlich gebogenes Aluminium-Blech geschraubt (Abb.6).

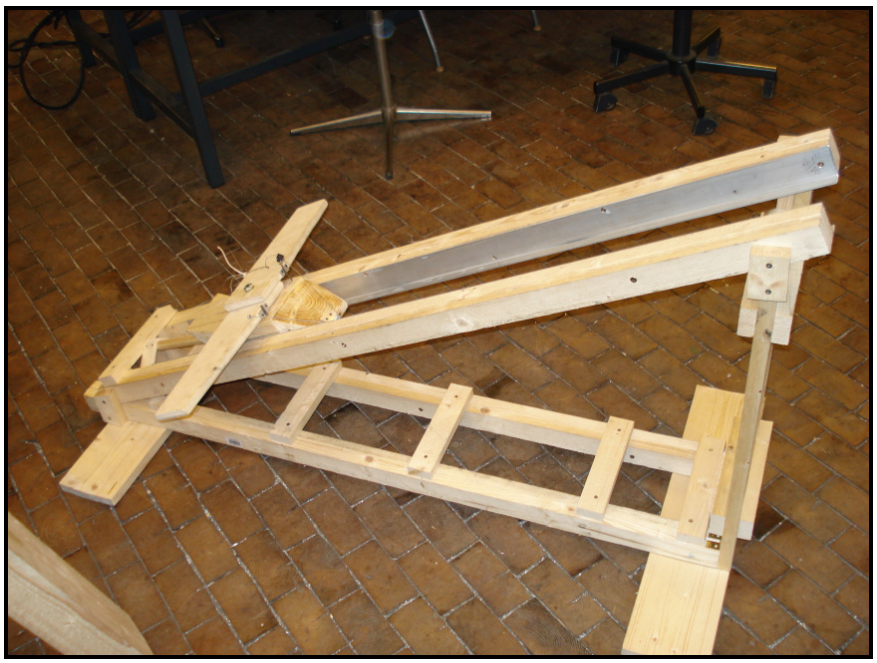


Abbildung 80 Katapult

2.5.3 Ergebnis des Katapulttests

Als Abschluss des Arbeitsabschnitts werden die Holzmodelle im Park vor der Hochschule Bremen mittels Katapult gestartet. Dafür werden die Modelle auf die Führungsschiene gelegt und mittels Expanderseil gespannt. Im gespannten Zustand werden die Modelle mit einem Draht gehalten und durch Trennen des Drahtes wird der Start ausgelöst.

Die Versuche haben gezeigt, wie sich die Flügelmechanismen auf den Flugverlauf beim Startvorgang auswirken (siehe Video). Das Modell mit dem Schwenkmechanismus zeigt beim Startvorgang eine Drehung um bis zu 180°. Die plötzliche Drehung des Flügels erzeugt ein Moment und dadurch dreht sich der Rumpf aus der Flugbahn, da kein Drehmomentausgleich stattfindet. Das Verhalten beim Start ähnelt einem Hubschrauber ohne Heckrotor.

Durch die Ergebnisse der ersten Versuche fiel die Entscheidung gegen den Schwenkmechanismus. Diese Entscheidung wird durch die Ergebnisse des zweiten Versuchs mit dem Klappmechanismus bestätigt. Beim Klappmechanismus treten nur minimale Flugbahn Änderungen auf, welche hauptsächlich auf das asynchrone Aufklappen der Flügel zurückzuführen ist.

Die Klappflügelmethode mit zwei klappbaren Tragflächenhälften ist zu bevorzugen, da,

- das Drehmoment während der Flügeldrehung den Rumpf zu stark drehen würde (wobei dies nicht der Hauptgrund ist, und z.B. durch ein Schleppseil bestimmt noch zu verbessern wäre)
- sonst der Propeller und die Tragfläche miteinander kollidieren würden
- der Container bei 3,4m Spannweite wäre zu kurz wäre
- der Booststart Probleme mit der nach vorne stehenden Tragfläche machen würde

2.6 Prototypenbau

2.6.1 Werkstoffe

Die Wahl des Werkstoffes für das Rumpfgestell ist auf Aluminium gefallen, da mehrere aus unserer Gruppe durch ihre Ausbildung bereits gute Erfahrungen mit Aluminium hatten. Vorteile von Aluminium: leicht, spezifische Festigkeit, mit vorhandenen Werkzeugen leicht bearbeitbar, nicht zu teuer, in der Hochschule schon vorhanden, viele Halbzeuge käuflich, Veränderungen gut nachträglich durchführbar. Eine Bauweise aus Balsaholz wäre vermutlich leichter gewesen, kommt jedoch aufgrund der Beschleunigung durch einen Booster nicht in Frage. Darüber hinaus könnte Balsaholz während der Lagerung im Container durch Feuchtigkeit Schaden nehmen.

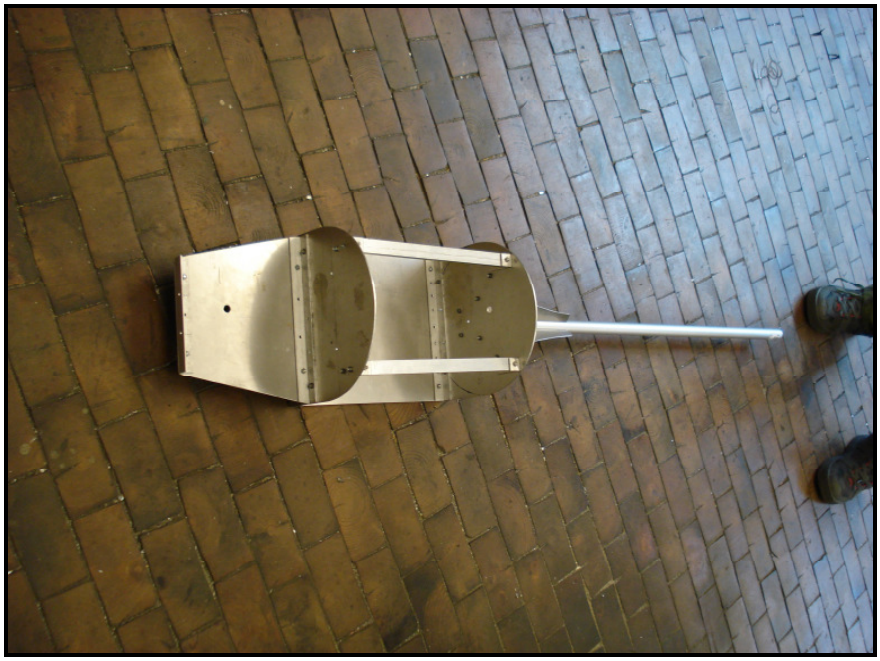


Abbildung 81 Rumpf aus Aluminium

Die Wahl des Werkstoffes für die Rumpfhülle ist auf glasfaserverstärkten Kunststoff (GFK) gefallen, da damit die komplexe Form mit den Mitteln und Möglichkeiten der Hochschulwerkstatt herstellbar und gut realisierbar ist. Die Vorteile sind eine einfache Produktion, geringes Gewicht, hohe Robustheit, sehr variable Formgebung, gute Reparierbarkeit, geringe Kosten und die Aufnahme von Torsionskräften.

2.6.2 Rumpfabmessungen

Die Abmessungen des Rumpfes wurden so gewählt, dass alle nötigen Bauteile wie Nutzlast, Tank, Motor, Batterie, Bordrechner, Fernsteueranlage genügend Platz zur Verfügung haben und noch verschoben eingebaut werden können, um ggf. den Schwerpunkt nachträglich verändern zu können. Das Design wurde vorwiegend aus der Konzeptphase übernommen, jedoch an die neuen Gegebenheiten wie Einzylindermotor, Tragflächen vor dem Start nach hinten geschwenkt, Motorwelle möglichst mittig im Verhältnis zum Container, größere Spannweite und somit längerer Rumpf und Heckausleger angepasst. Der Rumpf in der jetzigen Form ist noch relativ schwer, bietet aber für einen Prototypen nötige Veränderungsmöglichkeiten. Noch kann an jeder Stelle etwas montiert, verkürzt, oder verlegt werden. Für spätere Versionen bietet sich jedoch noch Leichtbaupotential. Nahe liegend ist die Spanten mit Löchern zu versehen, um an Stellen, an denen keine Festigkeit benötigt wird Gewicht einzusparen. In einer noch späteren Version bietet sich die Integralbauweise aus CFK an. Genauere Maße einzuhalten war uns nicht möglich, da z.B. die Tragflächenspannweite von vorgesehenen zwei Metern auf 3,4 Meter angewachsen ist. Auch der Ort an dem die Tragfläche auf dem Rumpf befestigt wird, ist noch variabel. Das Mehrgewicht des Prototypen kann man vorerst rechnerisch von der Nutzlast abziehen, und durch fortschrittlicheren Leichtbau das Leergewicht soweit reduzieren, dass die Nutzlast von 13kg erreicht werden kann.

Im Hauptabteil unter der Tragfläche, möglichst mittig im Schwerpunkt, liegt die verschiebbare Nutzlast und der Tank, der die zylindrische Nutzlast nahezu umschließt. Im vorderen Abteil ist Platz für Batterie, Fernsteueranlage, Bordrechner, und Sonstiges. Davor liegt der Motorspant mit dem Motor, welcher zusätzlich auf einer schwingungsentkoppelten Platte montiert wird. Ein kleines Abteil, hinter dem Hauptabteil, in dem die Befestigung des Heckauslegers ist, kann gegebenen Falls auch noch etwas montiert werden, wie z.B. die Servos für Seitenruder und Höhenruder. Der Motor wird kopfüber eingebaut, da auf diese Art die Welle mittig zu der ganzen Drohne liegt, was auch der Lage der Propellermitte im Container zu Gute kommt.

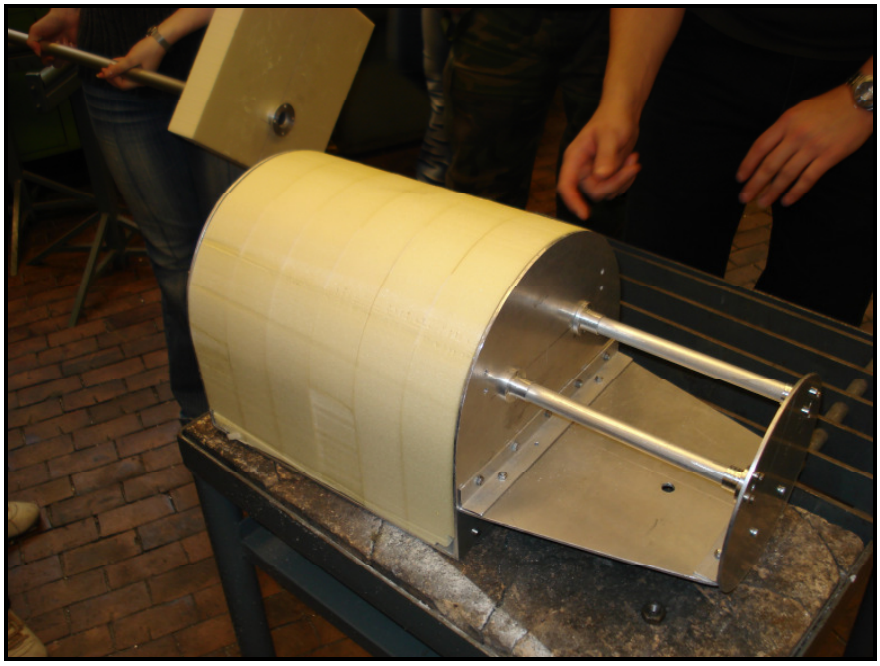


Abbildung 82 Formenbau für Rumpfhülle

2.6.3 Tragflächen

2.6.3.1 Klappmechanismus

Der ursprüngliche Entwurf zum Schwenkmechanismus sah einen komplett durchgehenden in einem Stück gefertigten Flügel vor. Diese Variante wurde jedoch nach der Abstimmung bezüglich der Antriebskonfiguration verworfen, da folgende Probleme auftraten:

- Boosterstart aus dem Startcontainer um Start so einfach wie mögl. zu halten. Für den Flügel bedeutet dies, dass er während der Boosterphase ausgeschwenkt und in Flugposition gebracht werden muss. Der Test mit einem Holzmodell dieser Variante brachte außerdem zum Vorschein, dass das Modell beim schwenken des Flügels einen nicht unerheblichen Winkel zur Flugachse einnimmt. Dies geschieht aufgrund der Massenträgheit des Flügels.

- Kollision des Propellers mit dem Flügel. In der ersten Variante war vorgesehen, die Überwachungsdrohne komplett aus dem Startcontainer auszufahren, den Flügel zu schwenken und dann erst den Motor zu Starten. Aufgrund des Überarbeiteten Startablaufs, muss der Motor jedoch schon vor dem Start laufen, was aufgrund des noch nicht geschwenkten Flügels jedoch nicht möglich ist.

Aus den beiden genannten Gründen wurde der durchgehende Flügel verworfen. Als Alternative wurden mehrere Varianten eines Scherenschwenkmechanismus entworfen:

Variante 1:

Hierbei liegen beide Flügel anfangs übereinander. Über einen Gasdruckzylinder wird durch einen Kniehebel der Flügel geschwenkt. Sobald beide Flügel freistehen, wird ein Flügel (auf den Bildern der Rechte) durch eine Druckfeder hoch gedrückt. Aufgrund des durch den Flügel generierten Auftriebs muss diese Position nicht arretiert werden, da er von selbst in diese Lage gedrückt wird.

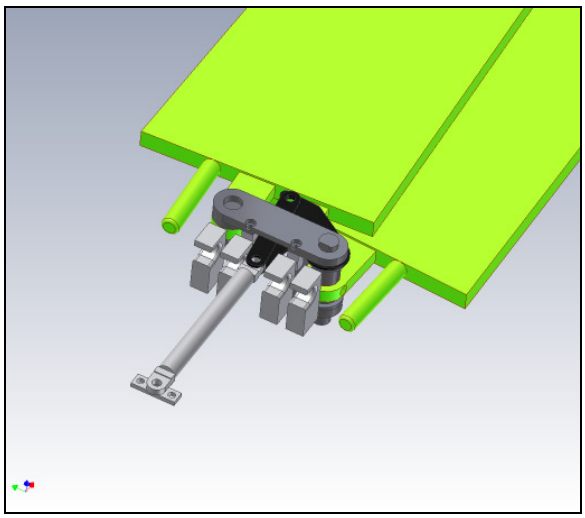


Abbildung 83 Lage der Flügel im Container

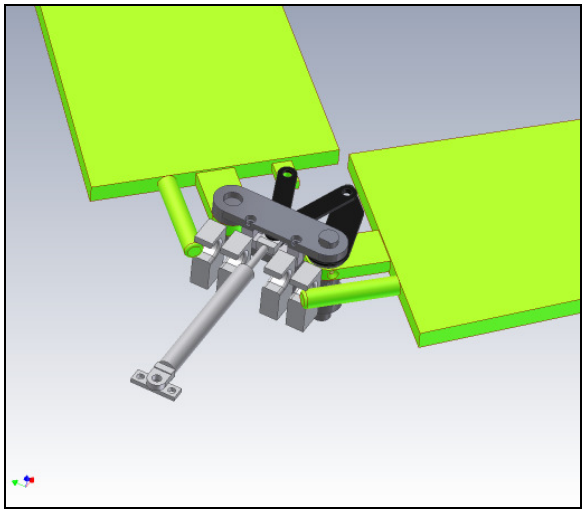


Abbildung 84 Schwenkvorgang, Flügel schon auf gleicher Höhe

Probleme dieser Variante:

- Hohe Belastung im Bereich des Lagers, insbesondere beim höhenverstellbaren Lager
- Hohe Kantenpressung im Lager da kleiner Bolzendurchmesser
- Relativ komplizierte Mechanik

Variante 2:

Um die Probleme der ersten Konstruktionsvariante zu umgehen, wurde hier ein ∅100mm Rohr als Lagerung verwendet. Dies führt zu einer besseren Kraftübertragung. Problem hierbei ist aber wieder der Höhenausgleich zwischen den Flügelprofilen. Außerdem handelt es sich bei den Beiden Lagerteilen um recht komplizierte Frästeile weshalb auch diese Variante vorerst verworfen wurde. Diese Variante erscheit jedoch, für den Fall dass die Flügel zwingen auf einer Höhe liegen müssen, als die praktikabelste. Für den reinen Versuchsbetrieb jedoch wurde eine einfachere Konstruktion bevorzugt.

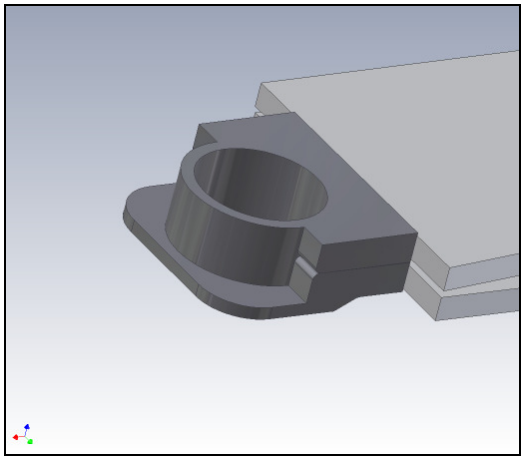


Abbildung 85 Lage im Startcontainer

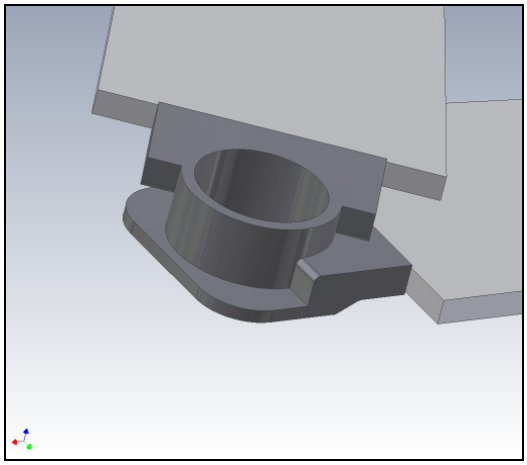


Abbildung 86 Schwenkvorgang

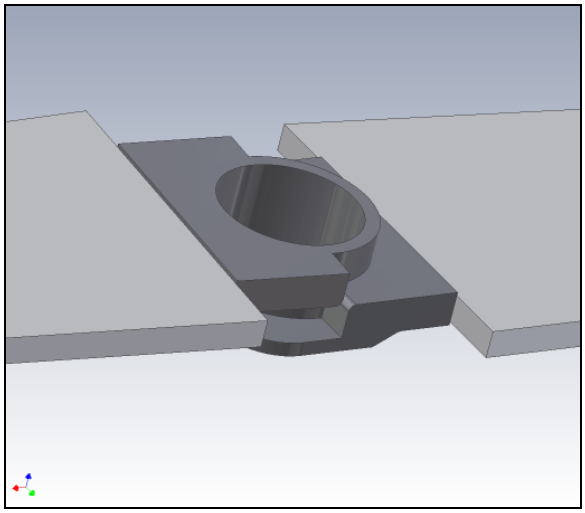


Abbildung 87 Schwenkvorgang beendet

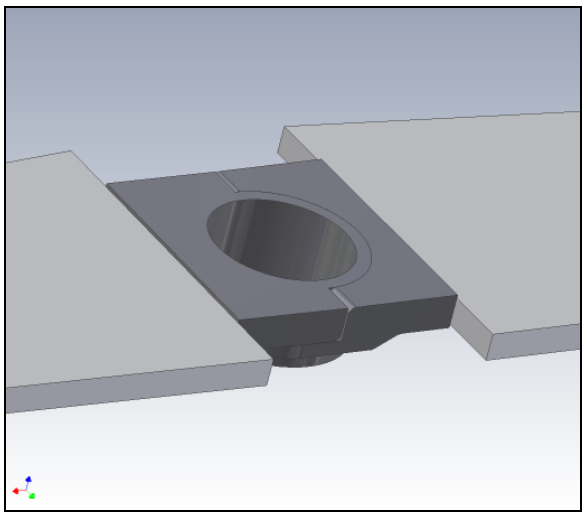


Abbildung 88 untere Halterung schnappt durch die Feder nach oben

Variante 3:

Da die Drohne nur im Versuchsbetrieb fliegt und keine massiven aerodynamischen Probleme zu erwarten sind, wurde diese Konstruktionsvariante ohne Angleichung der Flügelposition erstellt. Sie besteht aus zwei auf ein ∅80mm Rohr gesteckte Platten. Einziger Nachteil ist die vergrößerte Querschnittsfläche zur Flugrichtung. Diese erfordert eine zusätzliche Abdeckung um den c_w Wert nicht zu sehr zu erhöhen.

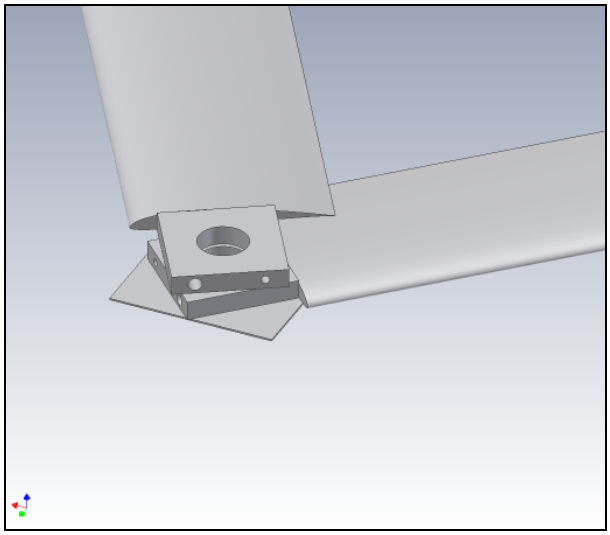


Abbildung 89 Schwenkvorgang

Diese Variante ist für den Prototypenbau ausgewählt worden! Für den Prototyp wurde als Ziel erst einmal eine Konfiguration mit übereinander liegenden Tragflächen ohne Absenkung auf gleiche Höhe gewählt, da dies sonst einen enormen Mehraufwand bedeutet.

Die Kräfte, um die Tragflächen aufschwenken zu können, werden aus Gasdruckfedern (z.B. von Auto-Kofferraumklappen bekannt) gewonnen. Der Mechanismus um dies zu realisieren bedeutet jedoch noch viel ingenieurmäßige Arbeit, die in diesem Stadium und zeitlich nicht möglich war. Für den Prototyp werden die Tragflächen erst einmal in der endgültigen Position fest auf dem Rumpf montiert. Später im Container werden sie dann klappbar ausgeführt und liegen somit über einander. Um die Tragflächen während der Boostphase auf zu schwenken wäre vermutlich eine sehr kräftige Gasfeder nötig. Eventuell kann die Tragfläche erst nach Abbrand des Boosters aufgeschwenkt werden. Zu bevorzugen wäre ein System, das nach dem Aufschwenken und Arretieren des Mechanismus von der Drohne abfällt, da somit das Gewicht dafür nicht mitfliegen muss und es keinen Luftwiderstand produziert.

2.6.3.2 Flächenbestimmung

Zur Berechnung der Tragfläche muss die Flugmasse des Argus bekannt sein. Hierzu werden die Hauptmassen überschlägig abgeschätzt. Kleinteile wie Schrauben und Kabel können bei dieser Betrachtung vernachlässigt werden. Mit Hilfe der

Grundlagen des Flugzeugbaus und den gegebenen Rahmenbedingungen können nun die Fläche und die Geometrie der Tragfläche bestimmt werden.

Bestimmung der benötigten Flügelfläche für den stationären Reiseflug

$$F_{Flügel} = \frac{2 * A}{\rho * C_A * v^2}$$

Benötigter Auftrieb

$$A = 50kg * 9{,}81\frac{m}{s^2} = 490{,}5N$$

Luftdichte in Reiseflughöhe:

ρ=1,1 kg/m^3

Auftriebsbeiwert des Profils bei bestem Gleiten:
C_A=0,6

Reisefluggeschwindigkeit:

$$v = 55\frac{m}{s}$$

Benötigte Flügelfläche:

$$F_{Flügel} = \frac{2 * 490{,}5Nm^3}{1{,}1kg * 0{,}6 * (55m/s)^2} = 0{,}49m^2$$

Für einen widerstandsoptimierten Flügel ist eine hohe Streckung notwendig. Das bedeutet, dass die Spannweite groß werden muss, um die erforderliche Flügelfläche zu gewährleisten. Bei dem Argus sind die äußeren Geometrien stark durch den Startcontainer beeinträchtigt, so dass zur maximalen Ausnutzung des Einbauraums eine Spannweite von 3400 mm gewählt wird. Daraus ergibt sich eine Streckung von 23,59.

Spannweite: b = 3,4 m

Streckung: $$\wedge = \left(\frac{b^2}{F_{Flügel}} \right) = \frac{(3{,}4m)^2}{0{,}49m^2} = 23{,}59$$

Flächenbelastung: $$\frac{m}{F} = \frac{50kg}{0{,}49m^2} = 102{,}04 \frac{kg}{m^2}$$

2.6.3.3 Profilauswahl

Für die Profilauswahl wurde die Internetdatenbank von http://www.aerodesign.de herangezogen. Dabei fiel die Wahl auf das Selig-Donovan SD-7037, ein Profil mit unkomplizierter Charakteristik, das für hohe Flächenbelastungen ausgelegt ist.

Profildicke	d in %	9,20
Wölbung	f in %	3,02

Tabelle 20 technische Daten SD 3037

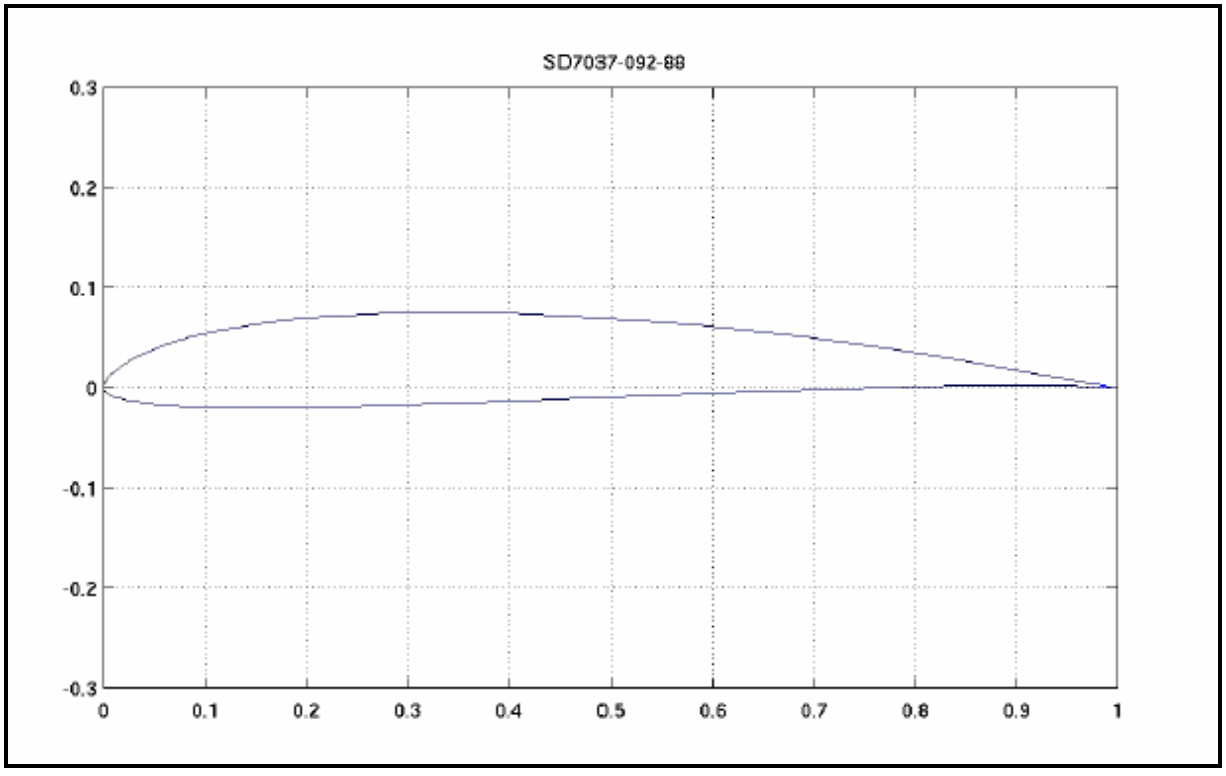


Abbildung 90 Selig-Donovan SD-7037

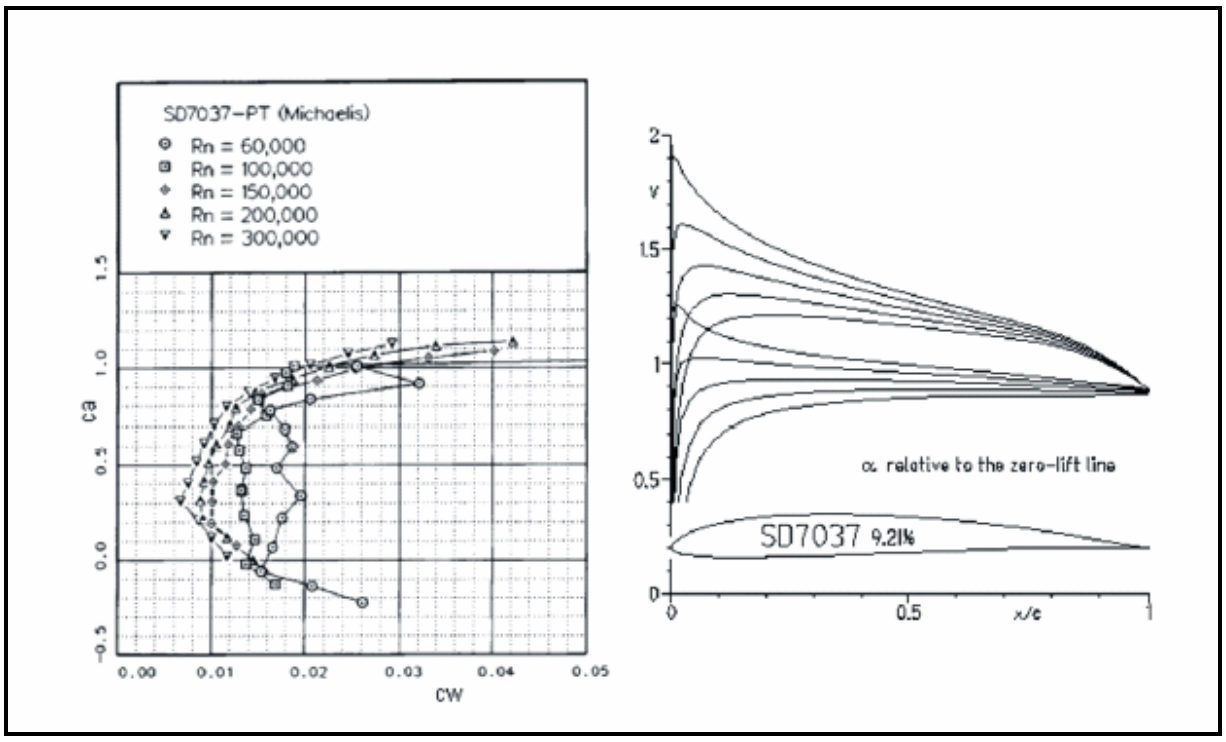


Abbildung 91 Lilienthalpolare vom SD 7037

Die Wahl des Tragflächenprofils fiel auf das SD7037, weil es gutmütige Flugeigenschaften sowohl im Langsamflug, als auch bei hohen Geschwindigkeiten hat, und dabei bessere Leistungen als das sehr gutmütige NACA 2412. Eventuell Optimierungsmöglichkeiten kann man durch noch genauer auf den Einsatzzweck ausgelegte Profilwahl erreichen.

Abbildung 92 Tragflügelkern aus Styrodur

Die Tragfläche wurde von 2m Spannweite auf 3,4m Spannweite erhöht, da die Flächenbelastung zu hoch gewesen wäre. Die jetzige Tragfläche kann man gegebenen Falls noch auf eine kleinere Spannweite kürzen.

2.6.3.4 Leitwerksauslegung

Das negative V-Leitwerk wurde beibehalten, da sich oberhalb des Rumpfes die Tragflächen befinden und unterhalb des Leitwerksauslegers der Booster angebracht ist. Die Vor- und Nachteile des V-Leitwerks sind außerdem:

- vereinigtes Höhen- und Seitenleitwerk
- gleichsinniger Ruderausschlag (Höhenruder), ungleichsinniger Ruderausschlag (Seitenruder)
- außerhalb der Nachlaufströmung der Tragflächen
- geringer Widerstandsvorteil (Stirnfläche)
- geringer Fertigungsaufwand
- Begrenzung der Ruderwirkung bei gleichsinniger Überlagerung von Steuereingaben

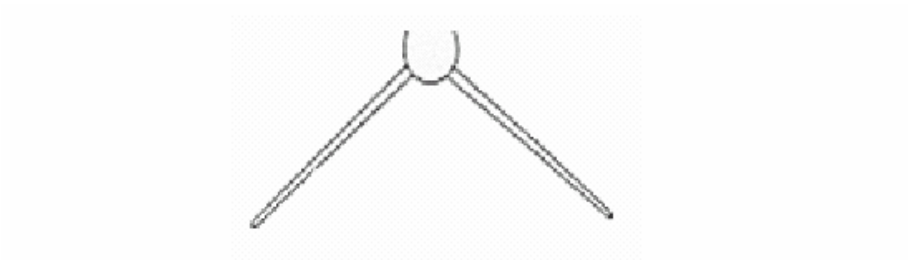


Abbildung 93 negatives V-Leitwerk

Als Leitwerksprofil wurde das vollsymmetrische NACA 0015 gewählt, da es bei vielen Großflugmodellen als Standardleitwerksprofil benutzt wird. Eigentlich müsste die Leitwerksfläche laut Rechnung fast doppelt so groß sein. Dies ist allerdings mit den Abmessungen des Containers nicht vereinbar. Im Grunde ist es rechnerisch zu klein, was aber durch einen längeren Leitwerksausleger kompensiert wird. Das Leitwerk ist mit dem Leitwerksträger nur mittels Klemmstücken verschraubt, somit kann es gegebenen Falls noch nach oben gerichtet eingebaut werden, um beispielsweise beim Bodenstart mehr Bodenfreiheit zur Verfügung zu haben. Der Leitwerkswinkel zum Rumpf beträgt 0°.

2.6.4 Fahrwerk

Der Prototyp hat ein Fahrwerk erhalten, damit erste Flugversuche leichter möglich sind. Die Maße des Fahrwerkes wurden durch den vorläufigen Propellerdurchmesser und das nach unten stehende V-Leitwerk bestimmt. Skizzen existieren nicht, da dies sehr spontan gefertigt wurde. Das Fahrwerk kann gegebenen Falls noch mit Stahlseilen oder Profilen versteift werden. Große Räder sollen die Bodenstartmöglichkeit auf Grasflächen erleichtern.

2.6.5 Ruder und Servos

Die Servos für die Querruder werden in die Tragfläche eingelassen montiert. Für die Querruder sind je zwei Servos mit Metallgetriebe vorgesehen. Die Ruder werden mit Kunststoffscharnieren mit den Tragflächen verklebt. Die Rudergröße wurde besonders groß gewählt, um dem Prototyp eine Steuerbarkeit in ungewöhnlichen Flugzuständen zu ermöglichen. Die Querruder liegen nahe am Rumpf, um bei stärkerer Durchbiegung der Tragflächen in ihrer Beweglichkeit nicht behindert zu werden.

2.6.5.1 Servoauswahl

Annahmen:

c_a – Wert von 0,5
Tragflächentiefe von 340 mm
Höhenleitwerkstiefe von 255 mm
Maximaler Ruderausschlag von 20º
Maximale Fluggeschwindigkeit von 60 m/s
Hebelarm Servo 14 mm
Hebelarm Ruderhorn 23 mm
Maße der hinteren Ruder je 350 mm x 80 mm
Maße der Querruder (vier Teile) 500 mm x 70 mm

Mittels Berechnung mit dem Tool „Rudermomentenberechnung V 1.4“ ergeben sich daraus folgende Servomomente:

pro Querruder ein Servomoment von 87,1 N cm
pro hinterem Ruder ein Servomoment von 77,5 N cm

Diese Werte sind Maximalwerte, die nur unter bestimmten Umständen auftreten können, da bei voller Geschwindigkeit wohl selten ein maximaler Ruderausschlag benötigt wird. Aber wir wollen für alle Fälle gerüstet sein.

Auswahl der Servos:
Vorab sei die Vorgabe erwähnt, dass alle verbauten Servos ein Metallgetriebe haben sollen, was den Preis erhöht.

Für die Querruder fällt die Wahl auf ein „Hitec HS-5645 MG“, welches ein maximales Stellmoment von 101 N cm bei 4,8 Volt Spannungsversorgung und 119 N cm bei 6 Volt Spannungsversorgung hat. Es lässt mit seiner Leistungsreserve bei 4,8 Volt auch eine Ruderfläche von 70 mm x 580 mm zu, bei 6 Volt sogar eine Fläche von 70 mm x 680 mm. Alternativ können auch noch andere Parameter, z.B. Hebelarme der Servoarme oder Ruderhörner, leicht verschoben werden. Des Weiteren sollte ja auch ein anderer c_a – Wert bei anderen Anstellwinkeln in Betracht gezogen werden.

Das HS-5645 MG ist ein Digitalservo mit hoher Stellgenauigkeit und Kraftreserve und daher das Servo unserer Wahl. Seine Abmessungen sind 41 mm x 20 mm x 38 mm (LxBxH). Der Stückpreis liegt bei 63,90 Euro.

Für die hinteren Ruder fällt die Wahl ebenfalls auf das HS-5645 MG, weil die Modelle der nächst kleineren Servo-Klasse nur noch Stellmomente von maximal 43 Ncm bei 4,8 Volt bzw. 54 Ncm bei 6 Volt aufbringen können und der Preisunterschied sich grade einmal auf 7 Euro pro Stück belaufen würde.

Allgemein gesprochen soll erwähnt werden, dass Servos der Firma Hitec einen guten Ruf genießen und auch ein ordentliches Preis-Leistungsverhältnis haben. Es wäre auch noch die Firma Graupner in Betracht gekommen, weil unsere Fernsteuerung und der Empfänger dort her stammen, aber diese wären etwas teurer und die minimal besseren Leistungen der Graupner - Servos würden zu teuer bezahlt werden.

Weitere Komponenten:
Aufgrund der Tatsache, dass unser Prototyp nur einmal existiert und auch nur mit relativ hohem Aufwand von einer Nachfolgegruppe nachzubauen ist, fiel die Entscheidung in Bezug auf die Fernsteueranlage auf „Nummer Sicher“ zu setzen.

Zu diesem Zweck soll eine Doppelstromversorgung eingebaut werden und eine Entkoppelung der Lastströme von den Steuerströmen der Servos, welche ja für relativ hohe Spannungsspitzen sorgen können und somit dann den Empfänger beschädigen können. Beides zusammen bietet die Firma EMCOTEC in einer Box an. Das Gerät heißt „DPSI RV MINI 6“ und erscheint uns als „Rundumsorglospaket“, da es auch von vielen erfahrenen Modellflug-Piloten eingesetzt wird. Ein weiterer Aspekt ist die Tatsache, dass eine Vorgruppe von uns wohl bei einem Boosterstart einen Absturz erlitten hat, weil durch den Boost das Akku-Kabel abgerissen wurde. Bei zwei Akkus wird dieses Risiko auch verringert. Menschliches Versagen beim Laden der Akkus oder Ähnlichem wird so auch verringert.

Man muss auch erwähnen, dass das Bauteil eine zuverlässige und schnell zu realisierende Lösung darstellt, weil nicht extra Kabelbäume hergestellt werden müssen, deren Lötstellen ja auch eine potentielle Fehlerquelle darstellen. Es wird also Zeit gespart und Sicherheit geschaffen.

Der Preis für das DPSI RV MINI 6 legt bei 189 Euro.

Weiterhin werden noch zwei Akkupacks, bestehend aus Sub C Zellen benötigt, welche von der Firma Sanyo sein werden. Alternativ können mit einem EMCOTEC Gerät auch LiIon , LiPoly oder LONGGO-Akkus verwendet werden, welche durch

eine geringere Selbstentladung auch dem späteren Einsatzort dienlich sein könnten, weil man sie länger aufgeladen lagern kann, als z.B. NIMH-Akkus, welche wir aber aus Kostengründen zunächst in der Testphase verwenden wollen.

Eine brauchbare Fernsteuerung plus Empfänger von der Firma Graupner sind in der Hochschule schon vom Vorprojekt vorhanden und können somit übernommen werden. Anschlüsse sind alle kompatibel.

Die diversen Kleinteile, wie z.B. verdrillte Servokabel und Ruderanlenkungen werden sich dann beim Zusammenbau ergeben, oder sind zum Teil auch schon vorhanden. Als Verbindung zwischen Servo und Ruder werden Metallstäbe verbaut.

Als Letztes werden noch ein bis zwei Servos für die Ansteuerung des Motors mit Drossel- und Chokeklappe benötigt.

Was den Choke angeht, so hängt dieses dann noch vom automatischen Startvorgang des Motors ab. Möglicherweise wird dieser Servo dann überflüssig. Beim manuellen Motorstart in der Testphase ist er nicht zwingend notwendig.

Zur Motoransteuerung wird keine so hohe Stellkraft benötigt und somit wird hier ein kleinerer und somit kostengünstigerer Servo zum Einsatz kommen. Die Vorgabe, dass der Servo ein Metallgetriebe haben soll, führt aber hier zu einer leichten Überdimensionierung bezüglich der Kraft, weil Metallgetriebe-Servos eben für höhere Kräfte ausgelegt sind. Die Auswahl fällt hier auf ein Servo der Firma Graupner mit der Bezeichnung DS 5491, welches ein maximales Stellmoment von 50 Ncm hat und etwa 47 Euro kosten wird.

Zusammenfassung:

6x Servo Hitec HS-5645 MG
1x Servo Graupner DS 5491
1x EMCOTEC DPSI RV MINI 6
2x Empfänger-Akku mit Zellen der Firma Sanyo
diverse Kleinteile zum Verbinden und Verkabeln der Servos

Der Gesamtpreis wird dann bei ca. 680 – 700 Euro liegen, sofern wir nach Listenpreisen gehen. Real wurde aber schon mit Händlern der Umgebung verhandelt und es wurden günstigere Preise zugesagt.

2.6.6 Ansichten der Drohne

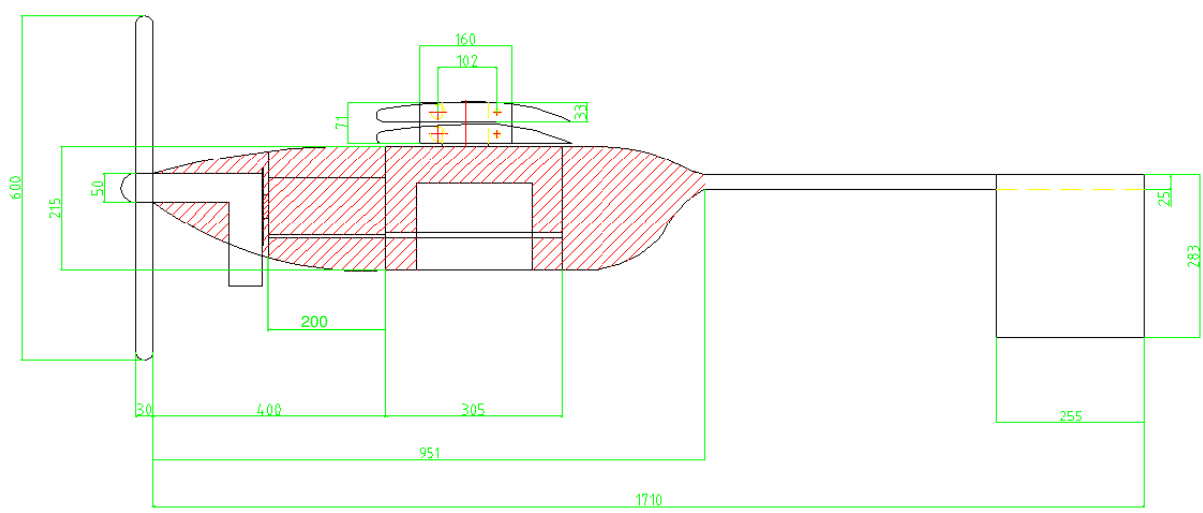


Abbildung 94 Schnitt durch den Prototypen

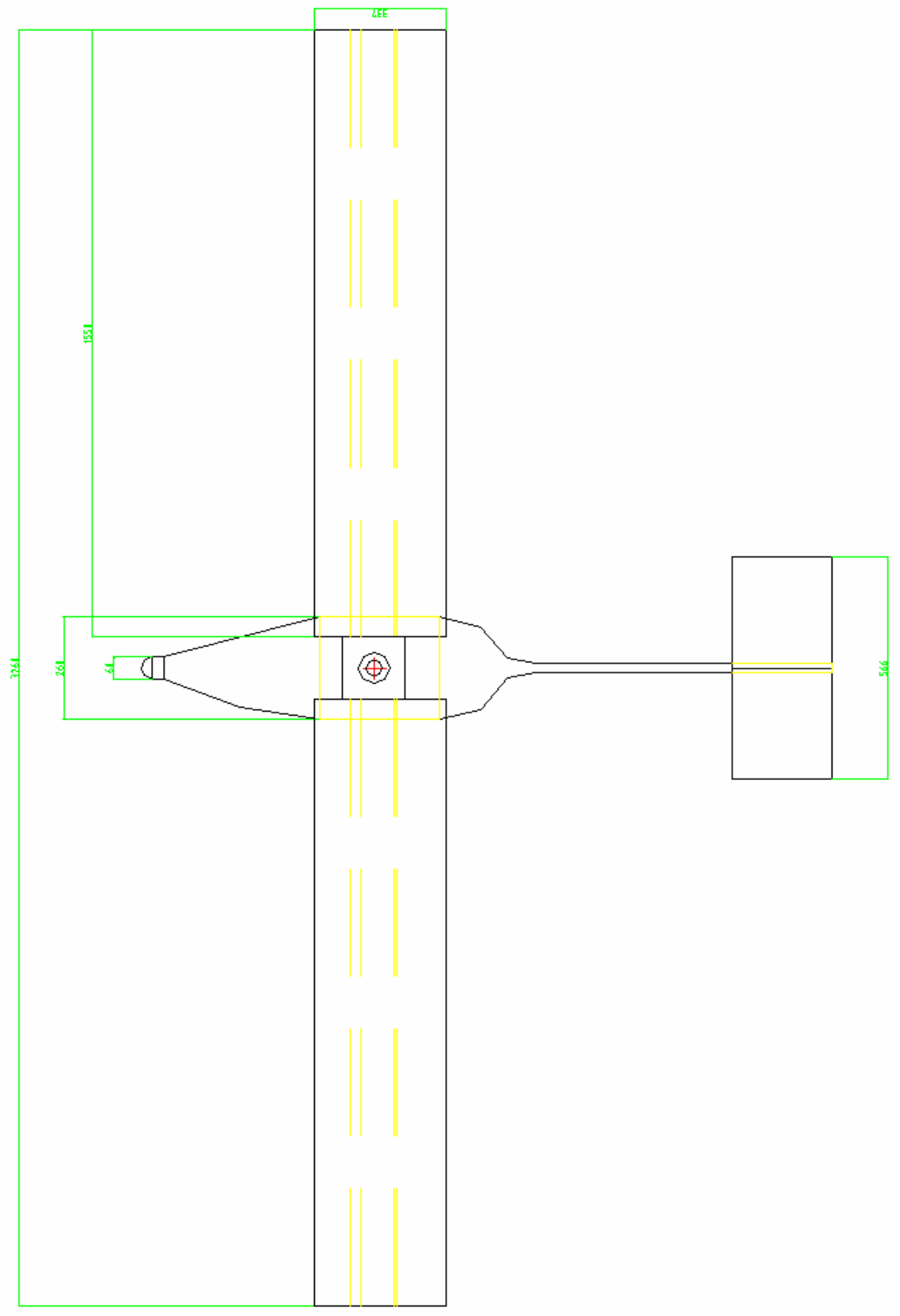


Abbildung 95 Draufsicht mit ausgeklappten Tragflächen

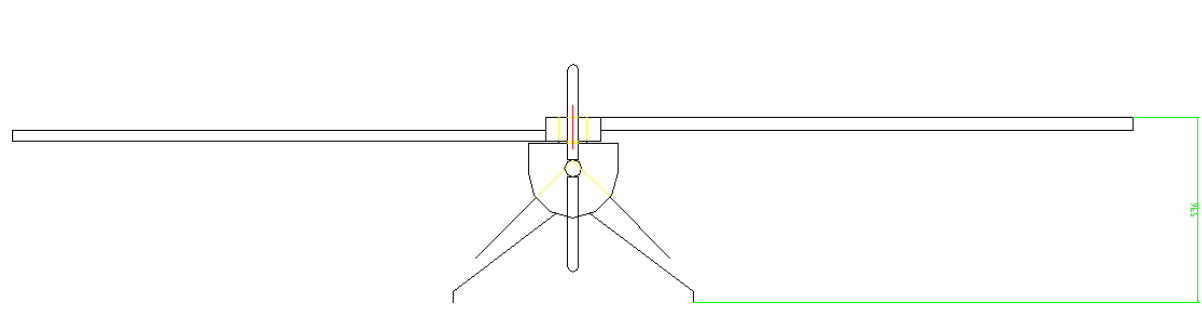


Abbildung 96 Vorderansicht Prototyp

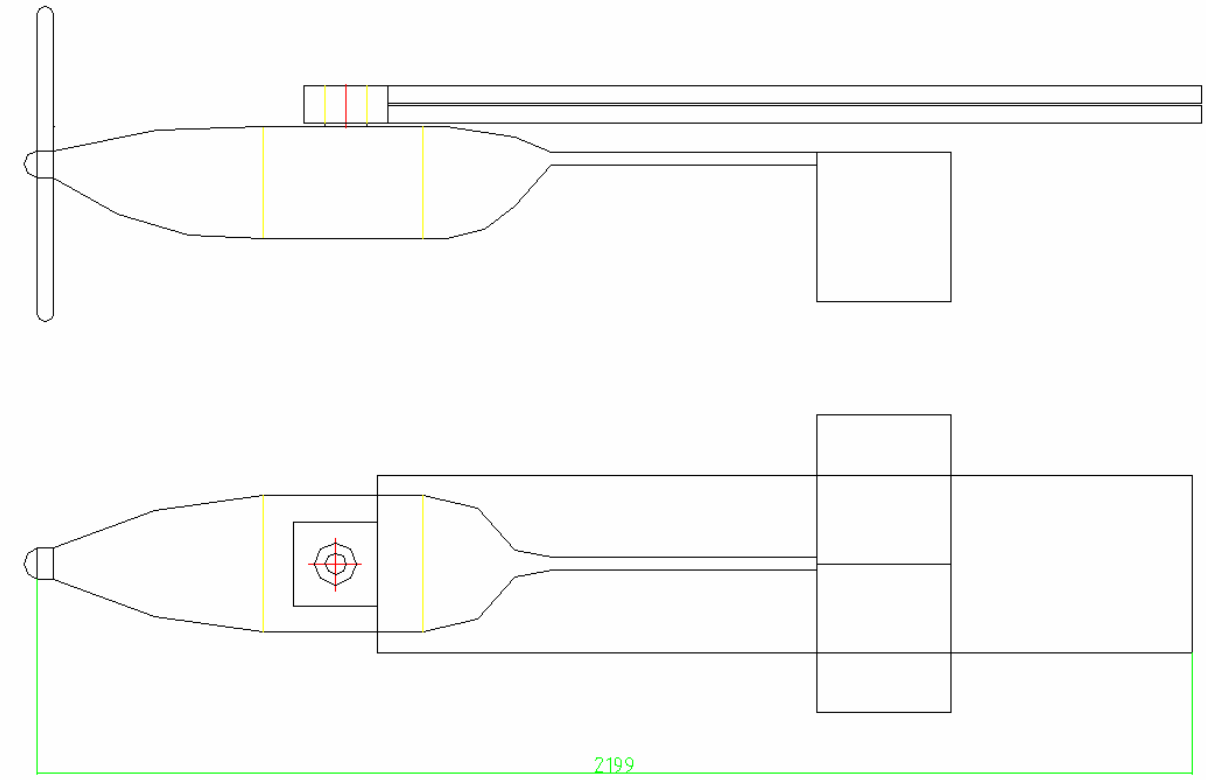


Abbildung 97 Seiten- und Draufsicht

2.7 Massen des Prototypen

	Bezeichnung	Masse in kg
1	Rumpf (Vorderteil)	0,565
2	Rumpf (Hinterteil)	0,895
3	Tragflächen	5,96
4	Leitwerk+Verbindungsteil	0,83
5	Rumpfskelett	3,125
6	Fahrwerk (mit Verbindungsteilen u. Schrauben)	0,675
7	Klappmechanismus	0
	Summe	12,05

Tabelle 21 Massen des Prototypen

Abbildung 98 Ansichten des vorderen Rumpfteils

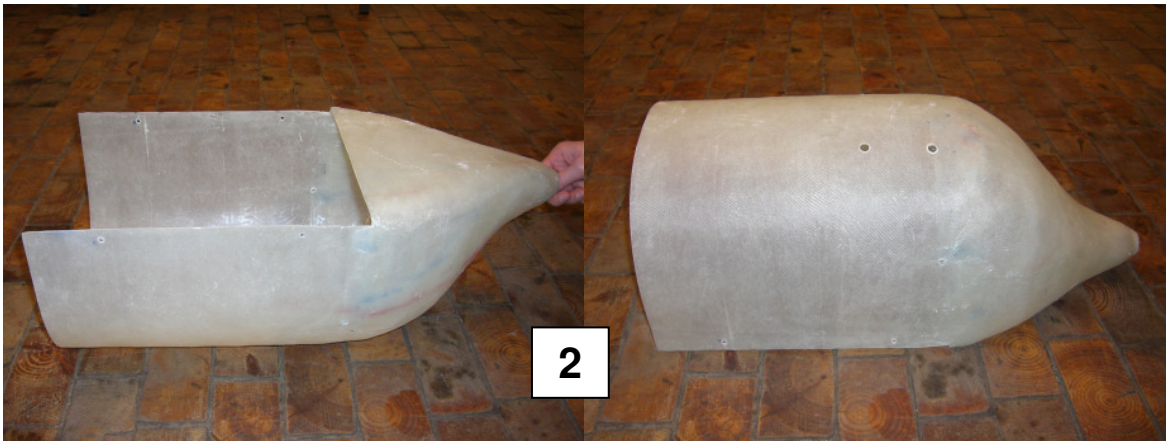


Abbildung 99 Ansichten des hinteren Rumpfteils

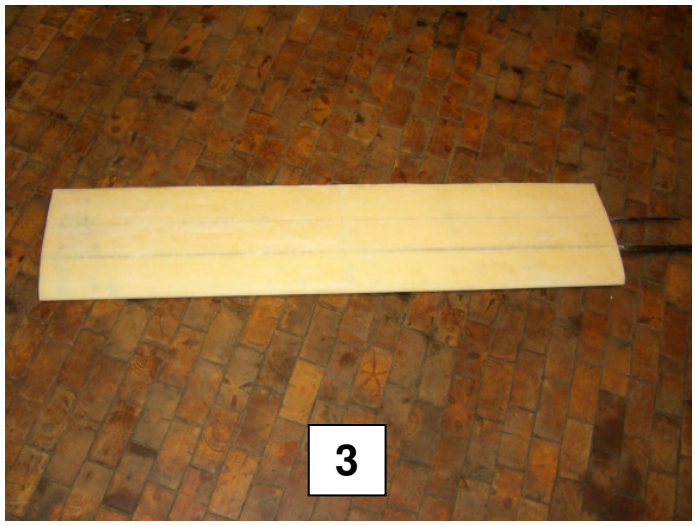


Abbildung 100 Tragflächen

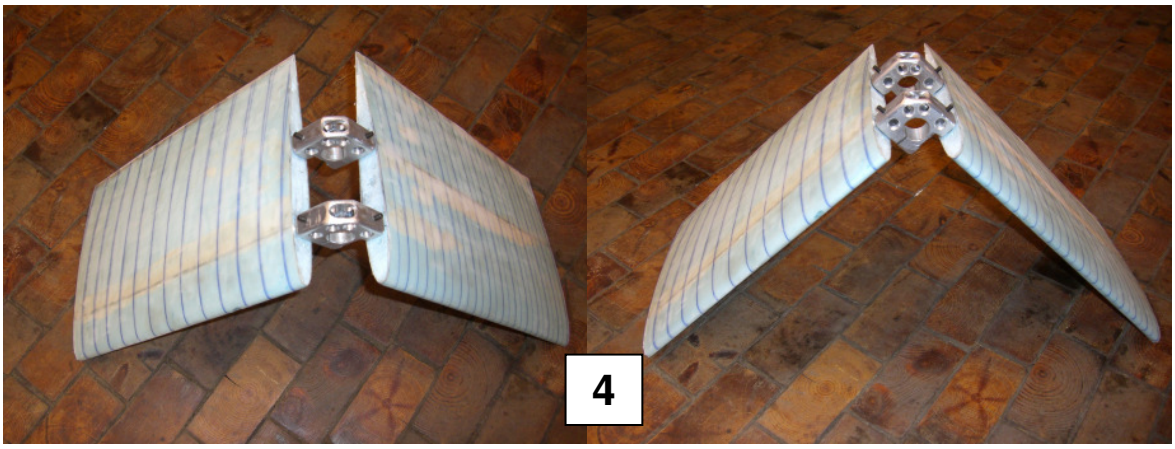


Abbildung 101 Leitwerk und Verbindungsteil

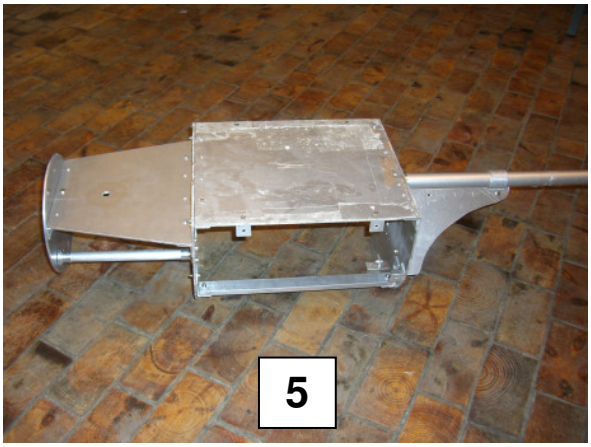


Abbildung 102 Rumpfskelett

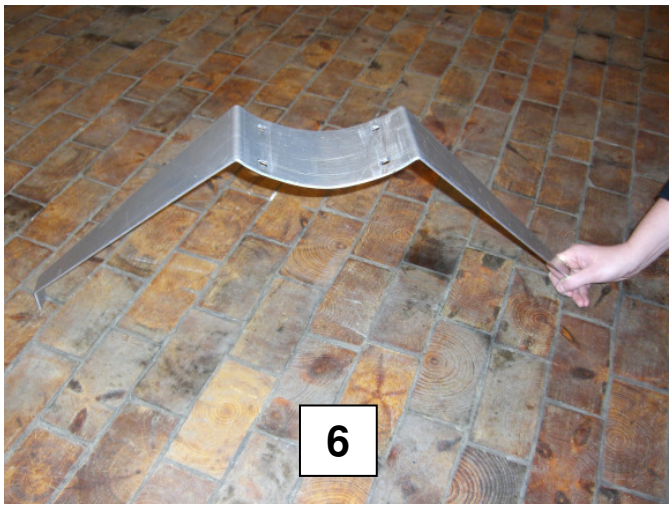


Abbildung 103 Fahrwerk

2.8 Optimierungs- und Erweiterungsvorschläge/nächste Schritte

- Gesamtgewicht durch Öffnungen in den Spanten reduzieren
- Tragflächen Schwenkmechanismus konstruieren und einsetzen
- Anbringen einer Gasdruckfeder mit entsprechender Kinematik
- Ruder fertigen und einbauen
- Fernsteueranlage einbauen
- Motorsturz und Seitenzug bestimmen
- klappbare Verkleidung auf der Rumpfoberseite vor der Tragfläche fertigen
- Positionierung der Tragflächen auf dem Rumpf
- Einstellwinkel der Tragflächen evtl. über die Tragflächenbefestigung optimieren
- Fallschirm einbauen
- Bei der Integration aller Teile und bei der Endmontage ist genauestens darauf zu achten, dass keine Metallteile an einander schlagen, da dadurch elektronische Bauteile gestört werden.
- Entwurf einer Boosterhalterung (zum Abwurf geeignet)

2.9 Händlerliste

R&G
Glasfaser, Harze, CfK-Rohre, Verarbeitungswerkzeuge
http://www.r-g.de/

Amco
Aluminium jeglicher Art (nur auf Vorbestellung, evtl Mindestbestellwert)
http://www.amco-metall.de/

Hornbach
Styrodurplatten (für Tragflächenkerne), Einwegpinsel, Abdeckfolien, etc.

Conrad
Epoxidharz + Härter, Trennwachs

Bauhaus
Styrodurplatten, Mundschutz, etc.

Max Bahr
Exzenterschleifer + Schleifscheiben (13€, 3Jahre Garantie)

Apotheke
Latexhandschuhe für Laminierarbeiten

2.10 Linkliste

(einfach STRG drücken und auf die Links klicken)

Martin's Flying Machines

Suche - Wikipedia

Freeware: MProfil 1.3

UIUC Airfoil Coordinates Database

aerodesign.de
Aerodynamik, Design, Entwicklung und Berechnung von RC-Flugmodellen. Der Entwurf von Nurflügeln und Segelflugmodellen steht dabei im Vordergrund.

Technik - modellflug.aeolus.ch

MainFrame

Kevin's Online Tools: Panel Code Version 1.2
Use the panel code to compute pressure distributions around NACA 4 and 5 digit airfoils.

Profil Druck Programm

Profili 2.0 - wing airfoils managing, drawing and analysis software
Profili 2.0 - software for wing airfoils managing, drawing and analisys. Freeware and shareware version.

Profilplot V1.3

NASG Airfoil Database

JC Etiemble Pages personneles Airfoil and Rib program
Pages personnelles de JC Etiemble

Landroval - das unbemannte Fluggerät der Hochschule Bremen

3 Antrieb

3.1 Pflichtenheft

Vor dem Beginn der Arbeiten, wurde ein Pflichtenheft in Zusammenarbeit mit RDE erstellt. Dabei sind die Anforderungen wie folgt zu bewerten:

- W: wünschenswerte Anforderung
- F: zwingend einzuhaltende Anforderung
- M: mögliche Anforderung

Es wurde in der Projektarbeit versucht alle möglichen und wünschenswerte Anforderungen zu berücksichtigen, sowie die zwingenden Anforderungen strikt einzuhalten.

Teilsystem	**Anforderungen**	**Werte**	**W / F / M**
Motor	Reisegeschwindigkeit	Max 55,5 m/s	F
	Reichweite	100 km	F
	Geringes Gewicht		F
	Geringer Verbrauch		F
	Hohe spez. Motorleistung [kW/N]		F
	Temperatur Einsatzbereich	-10 bis 40℃	W
	Umweltverträglichkeit		W
	Leichtes Anlaufverhalten		W
	Kostengünstig		F
	Integrierbarkeit (Drohne)		F
Propeller	Abmessungen an die Drohne und den Startkontainer anpassbar		M
	Geringes Gewicht		F
	Hoher Propellerwirkungsgrad		F
	Kostengünstig		F
Teststand	Einfacher Aufbau		W
	geringstmögliche Störgrößen		F
	Sicherheit		F

	Einfach umrüstbar		F
	Messbarkeit der benötigten Größen		M
	Kostengünstig		F
Motor anlassen	Geringes Gewicht		F
	Zuverlässigkeit		F
	Einfaches System		W
	Kostengünstig		F
Integration	Motoraufnahme an Struktur anpassen		F
	Gesamtsystem an erforderliche Masseverteilung und Schwerpunktlage der Struktur anpassen		F
			F
Tank	Sichere Kraftstoffzufuhr		F
	Einfache Kostengünstige Konstruktion		W

Tabelle 22 Pflichtenheft Antrieb

3.2 Motor

3.2.1 Berechnungen

Um eine gewissenhafte Motorauswahl treffen zu können, wurde zum Anfang eine Leistungsberechnung durchgeführt.

Daten:

geforderte Fluggeschwindigkeit:	v	= 55,56 $\frac{m}{s}$
Abflugmasse:	m_{ges}	= 50 kg
Flügelbezugsfläche:	S_{ref}	= 0,45 m²
Dichte in 1Km Höhe:	ρ	= 1,116 $\frac{kg}{m^3}$
Motorwirkungsgrad der Welle:	η_m	= 0,8
Gleitzahl	ε	= $\frac{1}{6}$

Die Gleitzahl wurde für die ersten Überschlagsrechnungen von den Vorgängern übernommen.

Gewichtskraft: $G = m \cdot g = \underline{\underline{490\ N}}$

Auftriebsbeiwert: $c_A = \frac{G}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_{ref} \cdot v^2} = \underline{\underline{0{,}6352}}$

Widerstandsbeiwert: $c_w = \frac{c_A}{\frac{1}{\varepsilon}} = \underline{\underline{0{,}1059}}$

Widerstandskraft: $W = \frac{1}{2} \cdot c_w \cdot S_{ref} \cdot \rho \cdot v^2 = \underline{\underline{81{,}72\ N = S}}$

Der benötigte Schub muss größer sein, als die Widerstandskraft $S \leq W$

Wellenleistung: $P = \frac{S \cdot v}{\eta_m} = \underline{\underline{5{,}66\ KW}}$

3.2.2 Motorauswahl

Für die Auswahl eines Antriebes im UAV können folgende Antriebssysteme in betracht gezogen werden.

- Turboprop
- Turbine
- Kolbenmotor

Nach Angaben der Vorgängergruppe wurde ein neuer Morphologischer Kasten aufgestellt. Auch hier wird die 5 mit sehr gut bewertet und die 1 mit ungenügend.

Morphologischer Kasten „Antriebsprinzip“			
	Turboprop	**Kolbenmotor**	**Turbine**
Gewicht	3	**5**	1
Selbstart	4	**3**	4
Schubregelung	3	**4**	3
Vibration	3	**2**	4
Zuverlässigkeit	2	**4**	2
Kosten	1	**4**	2
Verbrauch	3	**4**	2
Summe	19	**26**	18

Tabelle 23 Morphologischer Kasten "Antriebssystem"

Wie zu erwarten schneidet der Verbrennungsmotor am besten ab. So kann mit der berechneten Wellenleistung der Motor ausgesucht werden. Die Entscheidung fiel auf einen leistungsstärkeren Motor, da bei der Berechnung nur der horizontale Geradeausflug betrachtet und eine minimale Flügelfläche angenommen wurde. Der 2 Zylinder Boxermotor (3W106IB2CS) hat eine Leistung von 9,19 KW und ist durch seine Zylinderanordnung als schwingungsarm einzuschätzen. Doch nach den Erfahrungen und der Forderung von RDE nach einen leistungsschwächeren 1 Zylinder Motor, fiel die Entscheidung auf den 3W80XI mit 5,96KW. Die höheren Vibrationen, die der Motor verursachen wird, werden von RDE in Kauf genommen.

Hier eine Auswahl an möglichen Motortypen, die für die Drohne in Frage kommen.

Motorbez.	Hersteller	Bauart	[kw]	Gewicht [g]	Abmaße	Drehzahl [1/min]	Hubr. [ccm]	Zylin.	Zündung	Preis [€]
3W75iTS	3W	1 Zylinder	5,77	2665 inkl. Zündung	100x208x152	1100-8500	75,4	1	6V	725
King100RVS	King	Boxer	5,8	2500 inkl. Zündung			100	2	Batterie	1080
King95s	King	1 Zylinder	5,8	2600 inkl. Zündung			95	1	Batterie	700
ZDZ 80	Graupner	1 Zylinder	5,88	1850 ohne Zündung		1200-8200	80	1	4,8V	689
3W80XI	3W	1Zylinder	5,96	2375 inkl. Zündung	100x200x260	1100-8500	78	1	6V	600
3W80XITS	3W	1 Zylinder	5,96	2500 inkl. Zündung		1100-8500	78	1	6V	820
King100RVT	King	Reihe	5,96	2800 inkl. Zündung			100	2	Batterie	1300
G58	Graupner	1 Zylinder	6,2	1630 ohne Zündung		1000-7500	58	1	4,8V	598
DA100	DA	Boxer	7,3	2800 inkl. Zündung	165,5x291x152	1000-6700	100	2	Batterie	1150
3W106BITS	3W	Boxer	8	2865 inkl. Zündung	303,5x169x219	1200-8500	106,4	2	6V	970
3W105STR3	3W	Sternmotor	8	4730 inkl. Zündung	R= 365x240	600-4500	105	3	6V	2265
King140RVS	King	Boxer	8,7	3500 inkl. Zündung			140	2	Batterie	1325
King140RVT	King	Reihe	8,8	4000 inkl. Zündung			140	2	Batterie	1500
DA150	DA	Boxer	12,3	3770 inkl. Zündung	195x340x161,5	1000-6500	150	2	Batterie	1498
3W106IB2CS	3W	Boxer	9,19	2865 inkl. Zündung	303,5x183,5x185	1200-8500	106,4	2	6V	1225

Tabelle 24 Motorentypen

Die ausgesuchte Antriebseinheit für die UAV hat folgende Daten:

technische Spezifikation:			
Bezeichnung:	**Daten:**	**Einheit:**	**Sonstiges:**
Hubvolumen	78	ccm	
Leistung	5,96	KW	
Zylinderbohrung	50	mm	
Hub	40	mm	
Drehzahlbereich	1100 - 8500	1/min	
Gewicht	2,375	kg	incl. Zündung
Lagerung:			
Kurbellwelle	3	Kugellager	
Pleuel	2	Nadellager	
Treibstoff			
Benzin-Gemisch	1:50 - 1:80	Mix	
Zündung:			
ISS- Zündung:	6	V	
Propellermöglichkeiten:			
2 Blatt	26 x 10	inch	
	26 x 12	inch	
	28 x 10	inch	
3 Blatt	22 x 12	inch	
	23 x 12	inch	
	24 x 10	inch	

Tabelle 25 technische Spezifikation Motor

Abbildung 104 Motor

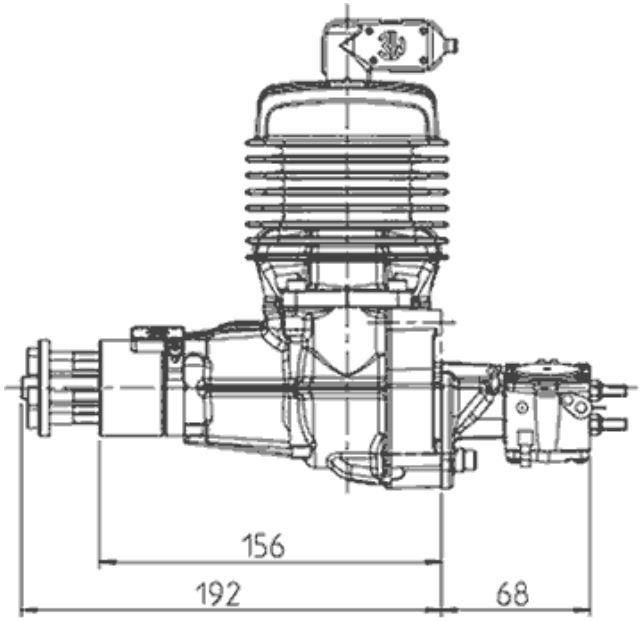


Abbildung 105 Seitenansicht Motor

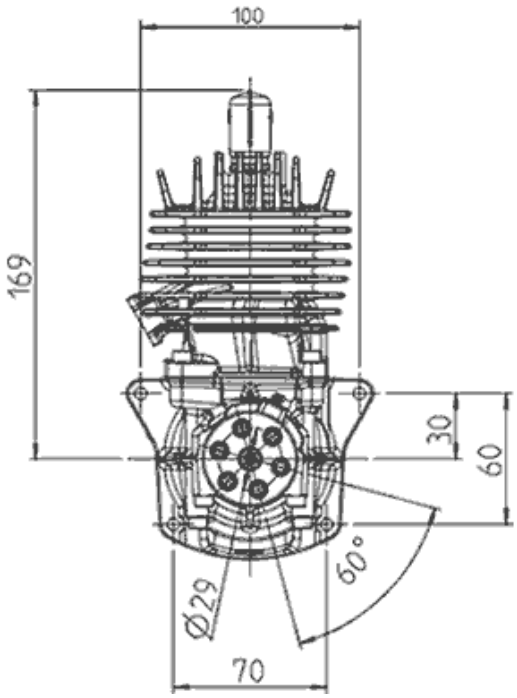


Abbildung 106 Vorderansicht Motor

3.2.3 Motorzubehör

3.2.3.1 Propeller

Die Aufgabe des Propellers ist es, die zugeführte Leistung eines Kolbenmotors in Vortriebsleistung umzuwandeln. Die physikalische Wirkungsweise beruht auf dem Rückstoßprinzip der Impulsgesetzte der Kinetik. So wird mittels der rotierenden Propellerblätter die durch die Propellerkreisfläche F_p strömende Luft um den Betrag Δv beschleunigt. Als Reaktion der hierzu erforderlichen Beschleunigungskräfte entsteht die Schubkraft S des Propellers. Bei der UAV sollte der Propellerdurchmesser möglichst groß und die Drehzahl gering sein. Da aber der Außendurchmesser des Propellers durch die Abmaße des Containers begrenzt sind, müssen alternative Konzepte erarbeitet werden. Dies geschieht in einer von Herrn Prof. Pahl vergebenen Studienarbeit.

Der ausgewählte Propeller zum testen der Motorkenndaten, ist ein 2 Blattpropeller mit den Abmaßen 24 x 14 Zoll. Dieser Propeller ist aus den Kombinationen des Herstellers gewählt worden.

Abbildung 107 Propeller

3.2.3.2 Tank

Der Motor wird nach der Einlaufphase mit einem vollsynthetischen 2-Takt Öl im Mischungsverhältnis 1:50 bis 1:70 betankt. Die Empfehlung für den Kraftstoff liegt bei 98 Oktanen. Für den Testlauf wird ein Tank mit Filzpendel verwendet. Das Filzpendel saugt sich mit dem Treibstoff voll und bleibt somit immer in der Flüssigkeit. Damit ist eine dauerhafte Treibstoffzufuhr gesichert. Natürlich wurde bei dem Tank die Belüftung berücksichtig. Der benötigte Treibstoff für eine Mission über 60 min. in 1Km Höhe lässt sich wie folgt berechnen:

Luftdichte in 1Km Höhe:	ρ_{Luft}	$= 1{,}116\ \frac{kg}{m^3}$
Treibstoffdichte in 1Km Höhe:	ρ_{Benzin}	$= 653{,}3\ \frac{kg}{m^3}$
Hubraum:	V	= 0,078 l
Drehzahl:	$n_{gewählt}$	= 6000 min^{-1}
Flugzeit:	t	= 60 min
Volumenverhältnis Luft/Benzin		= 10368,7:1

$$Kraftstoffverbrauch = \frac{V \cdot n \cdot t}{Volumenverhältnis} = 2{,}71\,l + 1\,Liter\ Sicherheit = \underline{\underline{3{,}71\,l}}$$

Es wird für eine Flugmission über 60 min ein Treibstoff von 2,71 l benötigt. Diese theoretischen Werte sind nur bei konstanten Bedingungen erreichbar, darum muss das Tankvolumen mit einer Sicherheitsmenge von einem Liter befüllt werden. Dieser theoretische Verbrauch wird aber im Motorteststand noch überprüft. Die Konstruktion des Tankes für die UAV wird von den Vorgängern übernommen.

Abbildung 108 Tank für Motorprüfstand

Auf eine Benzinpumpe wird verzichtet, da der Vergaser genügend Saugkraft verfügt, um den Treibstoff anzusaugen. Außerdem wird einer vom Schalldämpfer ausgehender Druckschlauch am Tank montiert, der für eine Druckbeaufschlagung sorgt.

3.2.3.3 Abgasanlage

Die Abgasanlage setzt sich zusammen aus Abgaskrümmer und Schalldämpfer. Dabei wurde beachtet, dass die Öffnung des Luftauslasses viermal größer sein muss als der Lufteinlass. Um den Dämpfer nicht zu beschädigen, werden flexible Dämpferhalterungen verwendet, die die Vibration abfangen.

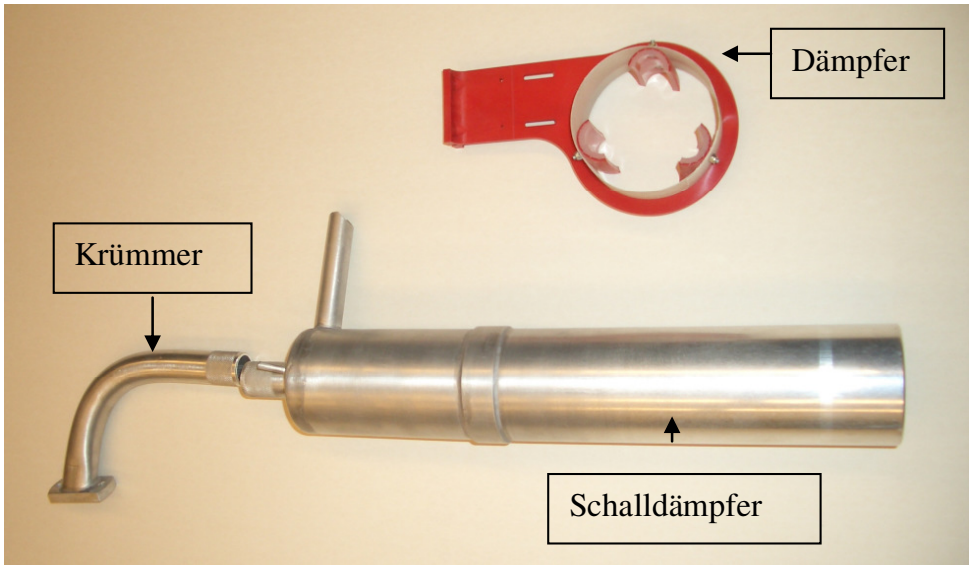


Abbildung 109 Abgasanlage

3.2.4 Motorsteuerung und Aufnahme

Der Motor wird auf eine zugeschnittene Sperrholzplatte geschraubt und diese schließlich mit Distanzstücken auf den Motorspant montiert. Mit der Sperrholzplatte soll die Ausbreitung von Vibrationen auf die Struktur vermindert werden, sowie für eine spannungsfreie Befestigung dienen. Außerdem kann man mit der Platte einen eventuellen notwendigen Sturz realisieren. Der Motorspant überträgt dann die Schub-, Gewichts- und Beschleunigungskräfte auf die gesamte Struktur. Dieser ganze Motordom wird dann mit einer aus GFK hergestellten Haube verschlossen. Die Lufteinlass- und Luftauslassöffnungen der Haube dienen zur optimalen Kühlung vom Zylinder, der permanenten Frischluftzufuhr für den Vergaser und dem sauberen Abgasstrom. Weiter muss der Innenraum des Motordomes, sowie die Haube mit einem benzinresistenten Mittel (Epoxy oder Lacke) überzogen werden. Die Ansteuerung der Motorleistung erfolgt über einen Servo, der die Luftzufuhr am Vergaser regelt und somit auch die Drehzahl.

3.2.5 Anlasser

Für die Drohne wird ein autonomes Anlasssystem gefordert. Das bedeutet der Motor soll im Container ohne Fremdeinwirkung gestartet werden. Dazu wurden verschiedene Konzepte entwickelt.

Konzept 1:
Dabei wird ein Federsystem am hinteren Teil der Welle montiert. Dabei handelt es sich um eine vorgespannte Feder, die mit einem Servo freigesetzt wird und so über zwei Zahnräder die Motorwelle antreibt. Die Feder muss vor der Beladung in den Container gespannt werden. Nachteil dieser Variante ist, dass bei einem gescheiterten Startversuch, dieser nicht wiederholt werden kann.

Konzept 2:
Im Container wird ein Elektromotor installiert, der einen Riemen antreibt. Der Riemen ist auf einer Rolle an der Containerwand aufgerollt. An der Welle ist ein Zahnrad angebracht worüber der Riemen zur zweiten Rolle an der Containerwand läuft. Wird jetzt der Elektromotor über ein Funksignal gestartet, zieht dieser den Riemen über die Motorwelle auf die zweite Rolle. Dies passiert solange, bis der Riemen die erste Rolle verlässt und vollständig auf der zweiten Rolle aufgerollt ist. Vorteil hierbei ist es, dass die Startautomatik komplett im Container bleibt und so kein zusätzliches Gewicht mit der Drohne mitfliegt. Außerdem kann die Länge des Riemens so gewählt werden, dass genügend Sicherheit zum erfolgreichen Starten gewährleistet wird.

Konzept 3:
Bei dieser Variante, wird die Anlassvorrichtung direkt am Verbrennungsmotor montiert. Dabei handelt es sich um ein Zahnrad, welches über eine Kardanwelle mit dem Anlasselektromotor verbunden ist. Der Elektromotor ist im Rumpfinneren angebracht und ist somit flexibel bezogen auf den Schwerpunkt.

Konzept 4:
Diese Möglichkeit beruht auf das Konzept 3, nur ist dabei der Elektromotor direkt mit dem Motor verbunden. Startautomatik und Motor bilden ein Gesamtsystem.

Die Konzepte 3 + 4 sind mögliche Kaufteile, die unter www.fema-modelltechnik.de zu erwerben sind.

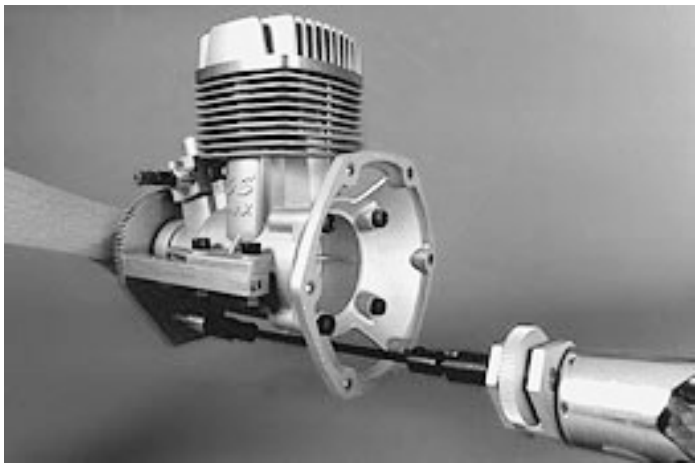


Abbildung 110 Motoranlasser Konzept 3

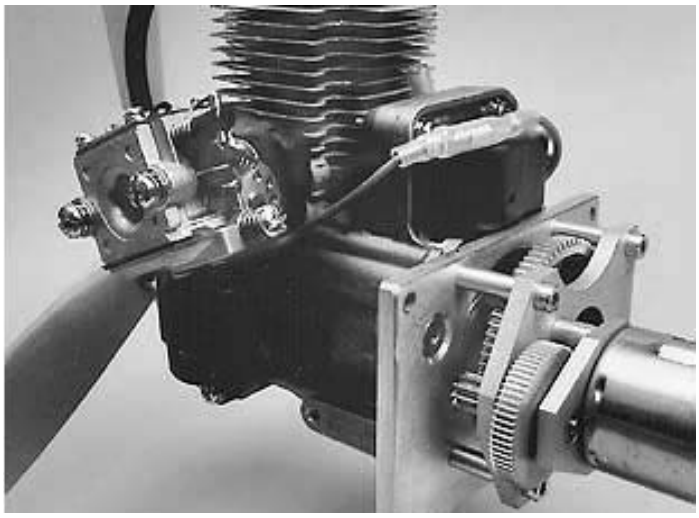


Abbildung 111 Motoranlasser Konzept 4

Die Anlasskonzepte werden aber nicht weiter betrachtet, da RDE die Anlassproblematik aus dem Projekt Argus07 ausgegliedert hat.

Vor dem Einsatz von neuen Motoren müssen diese im Teststand vorher ca. 20 Stunden mit einer Drehzahl von 2000 – 2500 min^{-1} eingefahren werden. Somit wird ein Ausfall im Einsatz minimiert.

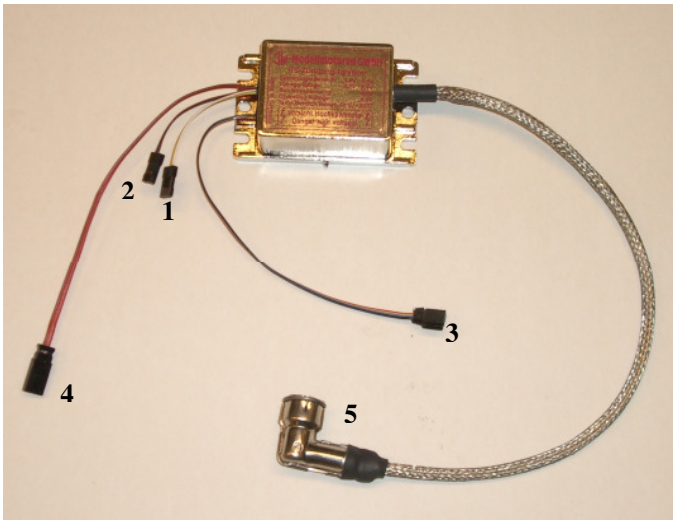
3.2.6 Zündung

Für die Zündung des Motors wurde eine IIS – Zündsystem verwendet, um einen optimalen Zündzeitpunkt zu gewährleisten. Das Zündsystem regelt über die Drehzahlmessung den Zündfunken. Das bedeutet beim Start des Motors wird beim

oberen Totpunkt gezündet und bei zunehmender Drehzahl verstellt sich der Zündzeitpunkt in Richtung Frühzündung (bis max. 30° Grad).

technisch Daten:		
Temperaturbereich	- 40° C bis + 65° C	
Spannungsbereich	4,8 V bis 8,4 V	
Betriebsspannung	6 V	
Ruhestrom	18 mA	
Laststrom	20 bis 25 mA	bei 0 rpm
	80 bis 120 mA	bei 1000 rpm
	700 bis 950 mA	bei 6000 rpm
	1000 bis 1200 mA	bei 10000 rpm
Zündspannung	>20 kV	
Max. Drehzahl	12000 U/min	
Magnet rot (Nordpol)	OT	
Magnet blau (Südpol)	55° vor OT	

Tabelle 26 technische Daten der Zündung



1) Anschluss Drehzahlmesser
2) Anschluss für LED
3) Anschluss für Hallsensor
4) Anschluss für Stromversorgung
5) Anschluss für Zylinder 1

Abbildung 112 Zündsystem

Bei der Positionierung der Zündung muss darauf geachtet werden, dass diese sich nicht im Warmluftstrom des Zylinders befindet, da es sonst durch zu große Wärme zu Fehlfunktionen kommen kann.

3.3 Motorprüfstand

Um das Arbeitsverhalten des Motors experimentell ermitteln zu können, muss ein Teststand konstruiert werden. Der Prüfstand soll flexibel auf unterschiedliche Motoren ausgelegt werden und folgende Kenndaten aufnehmen:

- Arbeitsverhalten
- Drehzahl
- Schub
- Verbrauch

3.3.1 Konzepterstellung

Es wurden verschiedene Möglichkeiten untersucht, wie die geforderten Daten des Motors aufgenommen werden können. Dabei entstanden verschiedene Konzepte die später beurteilt wurden. Bei der Verbrauchsaufnahme wird bei allen Konzepten gleich vorgegangen. Dabei wird das verbrauchte Tankvolumen über eine Waage aufgenommen. Die Drehzahlmessung erfolgt mit dem bestellten Drehzahlmesser. Dieser wird an die IIS- Zündung angeschlossen. Die Zündung wiederum bekommt eine Ausgangsspannung vom Hall-Sensor, der an der Propellernarbe befestigt ist. Diese Spannung wird dann an den Drehzahlmesser weiter geleitet und es kann die Drehzahl abgelesen werden.

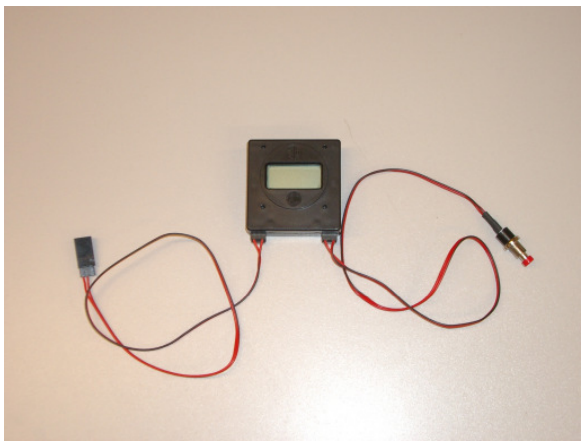


Abbildung 113 Drehzahlmesser

Konzept 1 „Statisch“ :

Der Motor wird über seine Aufnahmebohrungen mit einer Aluminiumplatte verbunden. Die Platte wird dann mit einer Kraftmessdose verschraubt. Die Kraftmessdose wird dann wiederum mit einem Stativ (Tisch) verbunden. Bei Betrieb des Motors wird die über den Propeller erzeugte Zugkraft über die Kraftmessdose aufgenommen und über einen Messverstärker die Schubkraft ausgegeben.

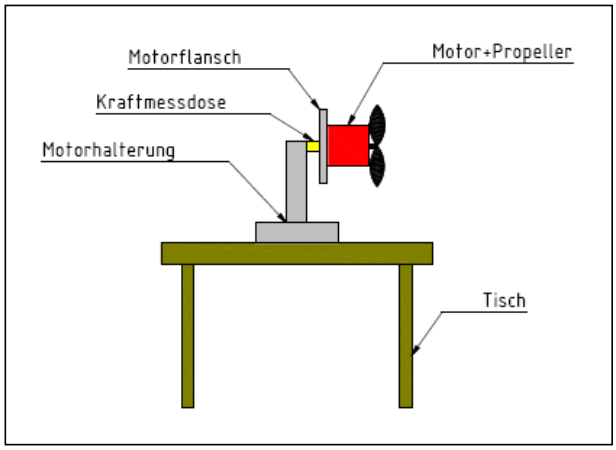


Abbildung 114 Konzeptskizze "Statisch"

Konzept 2 „Dynamisch“:

Eine konstruierte Motoraufnahme wird über Schlitten mit zwei Schienen verbunden. Bei der konstruierten Motoraufnahme befindet sich eine Art Stopper, der bei Betrieb des Motors eine Kraftmessdose auf Druck beansprucht. Auch hier wird dann das Signal über einen Messverstärker ausgegeben und es kann der Schub in verschieden Drehzahlbereichen ermittelt werden. Hierbei kann es aber durch die Reibungskräfte der Schienen und Schlitten zu Messungenauigkeiten kommen.

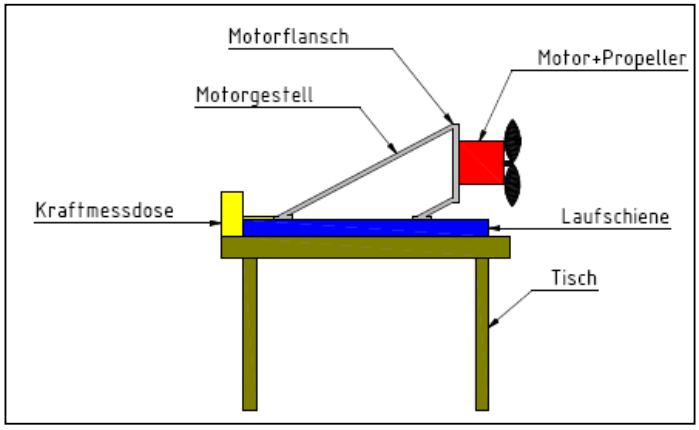


Abbildung 115 Konzeptskizze "Dynamisch"

Konzept 3 „Stehend“:

Hierbei wird ein Biegebalken mit der Motoreinheit verbunden. Das bedeutet der Motor steht senkrecht auf den Biegebalken. An dem Biegebalken werden Dehnungsmessstreifen angebracht, die über die Längenänderung des Materials, die wirkenden Kräfte aufnehmen.

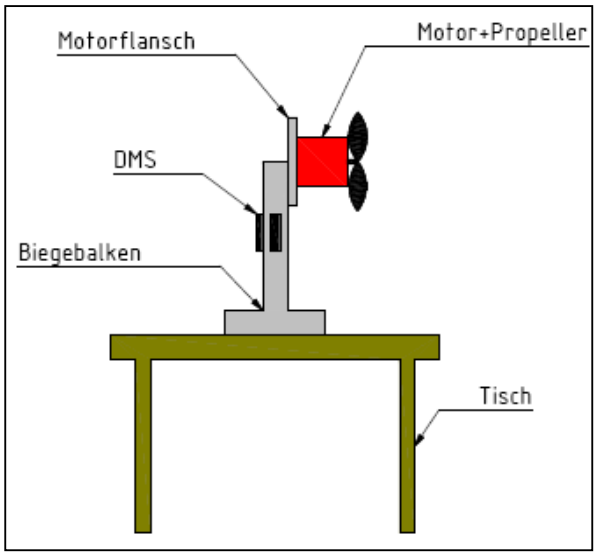


Abbildung 116 Konzeptskizze "Stehend"

Konzept 4 „Hängend“:

Dieses Konzept basiert auf dem Konzept „Stehend“, nur das die Motoreinheit an dem Biegebalken kopfüber verbunden ist. Diese Art von Teststand existiert schon in der Hochschule Bremen und kann auf die neuen Anforderungen modifiziert werden.

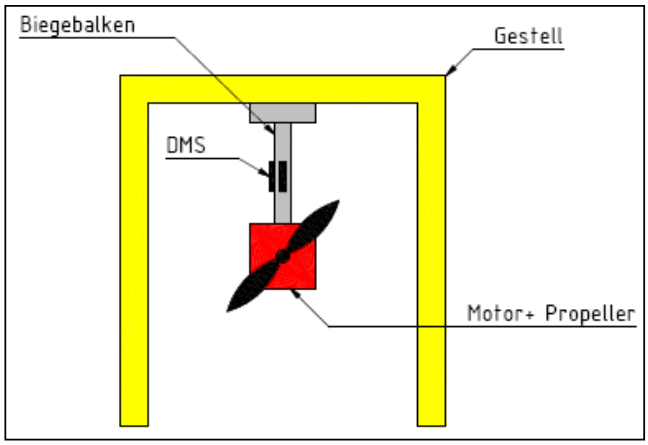


Abbildung 117 Konzeptskizze "Hängend"

Bei allen vier Konzepten steht die Arbeitssicherheit beim Ausführen der Testläufe im Vordergrund. Deshalb wurde ein flexibler Sicherheitszaun entworfen, der bei allen Konzepten eingesetzt werden kann.

Diese vier Konzepte wurden analysiert und in einem Morphologischen Kasten bewertet. Dabei sind 5 Punkte sehr gut und 1 Punkt ungenügend.

Morphologischer Kasten der Motorteststandkonzepte				
	Konzept 1 "Statisch"	**Konzept 2 "Dynamisch"**	**Konzept 3 "Stehend"**	**Konzept 4 "Hängend"**
Messgenauigkeit der Messgeräte	3	3	4	**4**
Messfehler beim Betrieb	4	1	3	**4**
Komplexität Teststand (Bsp. Konstruktion, Fertigung)	3	2	3	**4**
Messgrößenaufnahmen (Bsp. Kräfte, Schwingungen)	2	2	4	**4**
Aufnahmemöglichkeiten (Bsp. Abgasanlage)	4	3	3	**3**
Komplexität Motoraufnahme	3	3	3	**3**
Stabilität des Teststandes	4	3	3	**2**
Sicherheit beim Betrieb	3	3	4	**4**
Kosten	3	1	3	**5**
Summe	**29**	**21**	**30**	**33**

Tabelle 27 Morphologischer Kasten "Teststandkonzepte"

Aufgrund der Bewertung der Konzepte und die Bereitstellung eines Teststandes der Hochschule, fiel die Entscheidung auf das Konzept 4 „Hängend“.

3.3.2 Festgelegtes Konzept 4 „Hängend“

3.3.2.1 Aufbau

Der Motorteststand wurde als Galgenkonstruktion gefertigt. Die auftretenden Schubkräfte sind nicht sonderlich groß (50 bis max. 250 N) und darum ist ein detaillierter Festigkeitsnachweis der einzelnen Bauteile, bei hinreichend großer Auslegung, nicht von Nöten. Der Galgen besteht aus einem dreiteiligen Balkensystem mit zwei Vertikalstützen und einer, zwischen beiden angebrachten,

Horizontalstrebe. Gefertigt wurden diese mittels U-Profil DIN 1026 – U100 aus gewöhnlichem Baustahl (S235JR).

Der Biegebalken besteht aus einem 20x20mm Vierkantstahl und hat eine Länge von 500mm. Der am Biegebalken angeschweißte Motorhalterflansch wurde aus einem 165mm langen Flachstahl gefertigt (Flach DIN 1017 – S235JR-55x8). An diesem Motorflansch wird dann später die neu konstruierte Motorhalterung angeschraubt. Im Biegebalken befindet sich im Abstand von 20mm, vom Motorflansch gesehen, ein 30mm abgefräster Steg. Dieser Steg ist senkrecht zur Propellerfläche gefertigt, um eine genaue Drehmomentmessung zu erhalten. Diese Messung erfolgt dann über die aufgeklebten Dehnungsmessstreifen am Steg. Der zweite Messpunkt befindet sich 20mm vom Haltearm entfernt. Hier werden die Dehnungsmessstreifen parallel zur Propellerfläche auf den Biegebalken geklebt, um die Schubkraft zu messen. Zur Stabilität wurde der Galgen auf eine Sockelplatte verschraubt. Diese Platte besteht aus einem Stahlrahmengerüst und einer aufgeschraubten Holzplatte. Die Holzplatte wies im Bereich der Verschraubung (Galgen und Sockelplatte) Mängel auf, die mit neu angefertigten Verstärkungsblechen behoben wurden. Weitere Stabilität erfolgt durch die Befestigung des Teststandes an die Abgasabsauganlage mit 40x20mm dicken Rechteckprofilen. An diesen Profilen sind Leitbleche angebracht, die für eine saubere Abführung des Abgases sorgen. Weiter wurden vier Gummipuffer unter dem Stahlrahmengerüst geschraubt, um eine evtl. Vibration auf den Hallenboden zu reduzieren. Diese Puffer wurden an neu angeschweißte Verstärkungsbleche montiert.

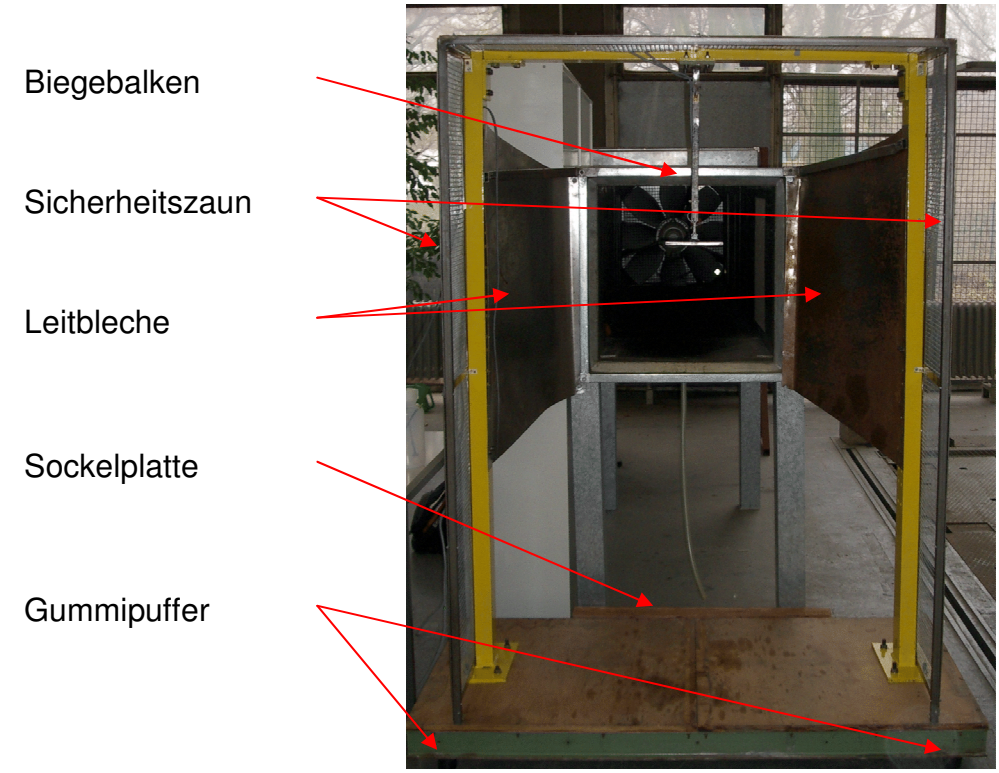


Abbildung 118 Motorenstand 1

Abbildung 119 Motorenstand 2

3.3.2.2 Motorhalterung

Die Motorhalterung wurde aus Aluminium als vierteiliges Frästeil gefertigt. Es besteht aus einem Bodenblech, zwei Seitenverstrebungen und einer Frontwand, die durch Schrauben miteinander verbunden sind. Alle Bauteile wurden großzügig ausgelegt, um eine flexible Halterung zu garantieren. So kann ohne Probleme ein anderer Boxer-, bzw. Einzylindermotor montiert werden. Aufgrund der großen Dimensionierung kann auf einen Festigkeitsnachweis verzichtet werden. Nach der Fertigstellung der Halterung wurde der Schwerpunkt, inkl. Motor experimentell ermittelt und somit konnten die Aufnahmebohrungen zum Flansch gefertigt werden. Hierbei wurde beachtet, dass der Schwerpunkt genau unter dem Biegebalken liegt um genau Messergebnisse zu bekommen.

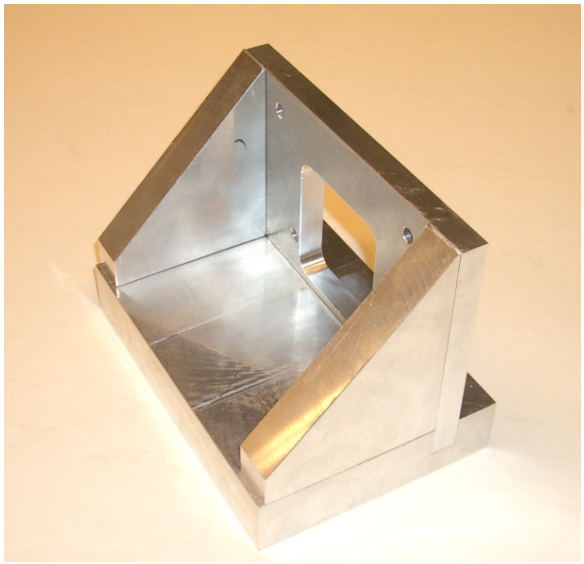


Abbildung 120 Motorhalterung

3.3.3 Messvorrichtung

3.3.3.1 Aufbau der Messvorrichtung

Der Aufbau der Messeinrichtung, die sowohl Schubkraft als auch das vom gesamten Kolbenmotor erzeugte Moment ermitteln können soll, besteht im Wesentlichen aus einem massiven Vierkant-Stab aus Stahl (S235JR), an dessen Enden jeweils eine Platte angeschweißt ist. Diese Platten dienen als Flansche einerseits zur Befestigung am Gerüst des Teststands, anderseits zu Triebwerksbefestigung. So erzeugt die Schubkraft des Triebwerks seitlich betrachtet ein linear ansteigendes Biegemoment in selbigem Stab, in Schubrichtung betrachtet hingegen ein konstantes Moment.

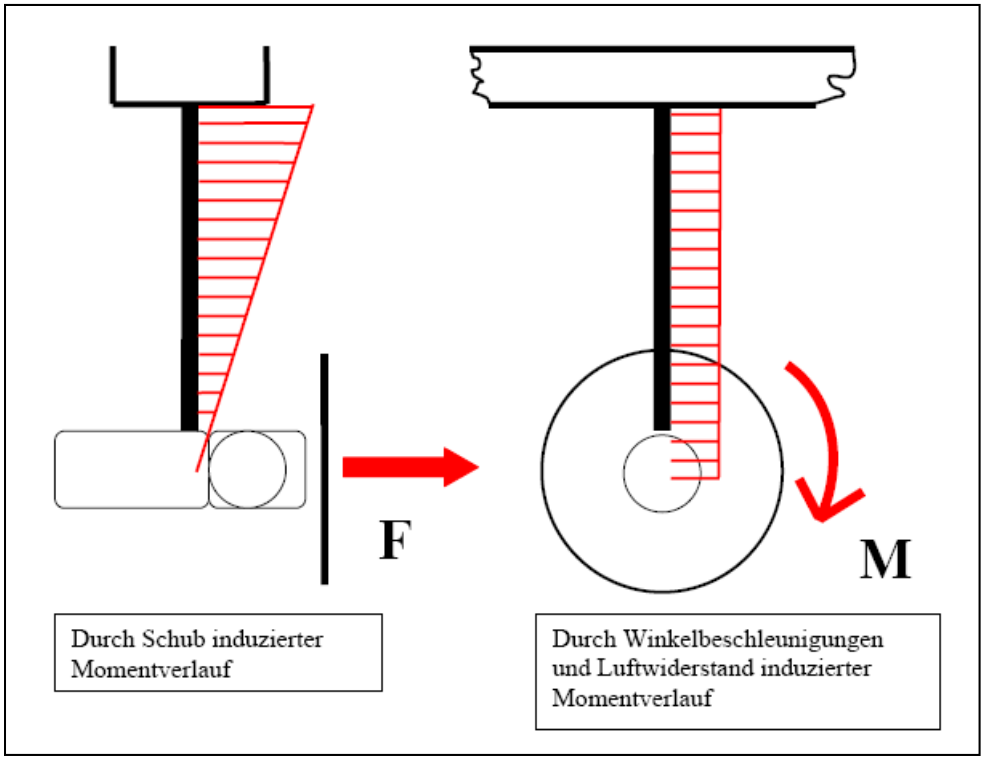


Abbildung 121 Momentenverlauf im Biegestab

Es kann durch Messung des Biegemoments um die Stabachse quer zur Schubrichtung über die Hebellänge Rückschluss auf den wirkenden Schub gezogen werden. Das Biegemoment um die Achse in Schubrichtung, das einerseits durch Beschleunigung der rotierenden Massen, andererseits durch den Luftwiderstand des Propellers induziert wird, ist über die gesamte Stablänge gleich groß. Es bietet sich jedoch trotzdem am, das durch den Schub erzeugte Moment mit größtmöglichem Hebelarm zum Motor, und das Propellermoment möglichst nahe am Entstehungspunkt, also dicht am Motor, abzunehmen. In Kombination mit den Propellerdrehzahlen ist eine Bestimmung der abgegeben Leistung möglich.

3.3.3.2 Ermittlung der auftretenden Momente und der benötigten Querschnitte

Die Ermittlung der Momente kann über die Dehnung der Randfasern des Biegestabs erfolgen. Da die Biegespannungen auch Normalspannungen sind, sieht der Spannungsverlauf im Stabquerschnitt wie folgt aus:

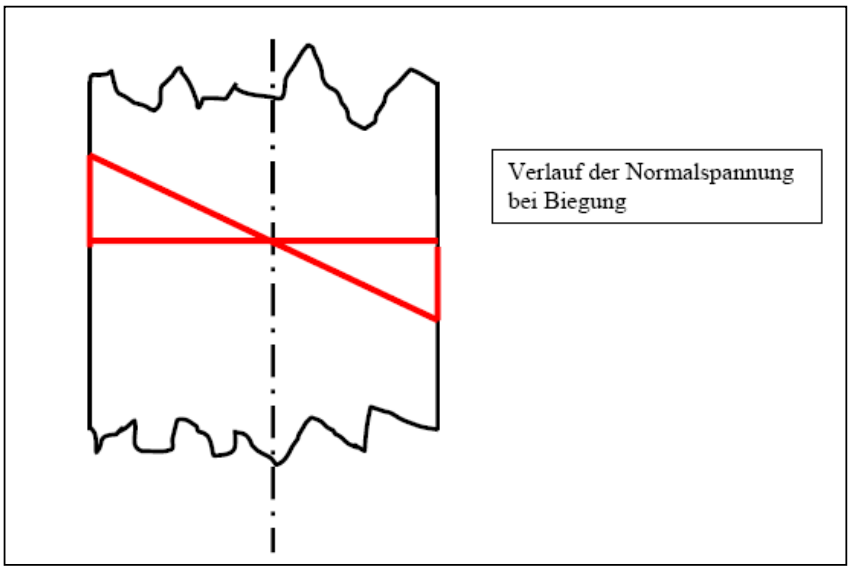


Abbildung 122 Spannungsverlauf im Biegestand

Es gilt:

Randfaserspannung = Biegemoment/Widerstandsmoment, bzw.:

$$\sigma = \frac{M_B}{I} \cdot e = \frac{M_B}{W_B}$$

weiterhin gilt für die relative Längenänderung:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E}$$

Für den Vierkantstab gilt:

$$I = \frac{h^3 \cdot b}{12}$$

also:

$$\sigma = \frac{M_B \cdot \frac{h}{2}}{\frac{h^3 \cdot b}{12}} = \frac{6 \cdot M_B}{h^2 \cdot b}$$

und:

$$\varepsilon = \frac{6 \cdot M_B}{h^2 \cdot b} \cdot \frac{1}{E}$$

Die Randfaserdehnungen sollen über Dehnungsmessstreifen erfasst werden, daher muss Folgendes beachtet werden:

- Dehnungsmessstreifen und Biegestab müssen in Abhängigkeit der Belastung so abgestimmt sein, dass die zu erwartenden Dehnungen noch genau genug erfasst werden können
- Die zulässigen Dehnungen der DMS dürfen nicht überschritten werden
- Die zulässigen Spannungen des Biegestabs sollte deutlich unterschritten werden, der plastische Bereich darf auf keinen Fall erreicht werden

3.3.3.3 Auslegung des Biegestabes

Die Kenndaten des Motors wurden auf den vorhandenen Biegebalken umgerechnet, um die Messgenauigkeit, bzw. Festigkeit des Balkens zu überprüfen. Das bedeutet die erwartenden Momente, bzw. Spannungen zu bestimmen.

Schubberechnung:
Mit Absprache mit Herrn Wedemeyer wurde die Schubkraft des Motors auf 250 N abgeschätzt. Aufgrund des Propellerradius stellt sich ein Abstand zwischen Messstelle und Kraftangriffspunkt von ca. 500mm ein. Damit ergibt sich folgendes maximales Moment an der Messstelle:

$$M_{max} = F \cdot l = 250\,N \cdot 0{,}5\,m = \underline{\underline{125\,Nm}}$$

Für ein Vierkantprofil mit dem Querschnitt 20x20 ergibt das folgende Randfaserspannung:

$$\sigma = \frac{M_B \cdot \frac{h}{2}}{\frac{h^3 \cdot b}{12}} = \frac{6 \cdot M_B}{h^2 \cdot b} = \frac{6 \cdot 125}{0{,}02^2 \cdot 0{,}02} = \underline{\underline{93{,}75 \frac{N}{mm^2}}}$$

Das bedeutet für einen Stahl wie S235JR einen ausreichenden Sicherheitsfaktor im Lastfall 3. Die zu erwartende Dehnung bei Stahl :

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} = \frac{93{,}75}{210000} = \underline{\underline{446{,}4 \frac{\mu m}{m}}}$$

Die Längenänderung beträgt dann:

$$\Delta L = L \cdot \varepsilon = 500\,mm \cdot 0{,}0004464 = \underline{\underline{0{,}22321\,mm}}$$

Momentenberechnung:

Das zu erwartende maximale (Dreh-)Moment lässt sich einfach aus den Herstellerangaben über die Wellenleistung des Kolbenmotors bei entsprechender Drehzahl ermitteln. So beträgt das erzeugte Moment bei angegebenen 5,96 KW Wellenleistung und einer Drehzahl der Welle von ca.7000 U/min.:

$$M_{\max} = \frac{P}{\omega} = \frac{5960 \cdot 60}{2 \cdot \pi \cdot 7000} = \underline{\underline{8{,}1305\ Nm}}$$

Entsprechend kann aus Moment und Drehzahl der Verlauf der Wellenleistung ermittelt werden. Obwohl bei Verwendung einer Vollbrücke (vier DMS pro Messstelle) eine ausreichende Auflösung (vierfache Verstärkung) wahrscheinlich ist, soll das Widerstandsmoment des Stabes an das im Vergleich zur Schubmessung wesentliche kleinere Moment angeglichen werden. Bei einer Verjüngung des Querschnitts an der Messstelle auf 6mm ergeben sich bei einem angenommenen Moment von 8,1305 Nm folgende Spannungen:

$$\sigma = \frac{M_B \cdot \frac{h}{2}}{\frac{h^3 \cdot b}{12}} = \frac{6 \cdot M_B}{h^2 \cdot b} = \frac{6 \cdot 8{,}1305}{0{,}006^2 \cdot 0{,}02} = \underline{\underline{67{,}75 \frac{N}{mm^2}}}$$

Die zu erwartende Dehnung bei Stahl :

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} = \frac{67{,}75}{210000} = \underline{\underline{322{,}6 \frac{\mu m}{m}}}$$

Die Längenänderung beträgt dann:

$$\Delta L = L \cdot \varepsilon = 500 mm \cdot 0{,}000322{,}6 = \underline{\underline{0{,}16131 mm}}$$

Damit sind die Ergebnisse für den vorhandenen Biegebalken in Ordnung und kann weiter verwendet werden. Die Positionierung der DMS am Biegestab sieht wie folgt aus:

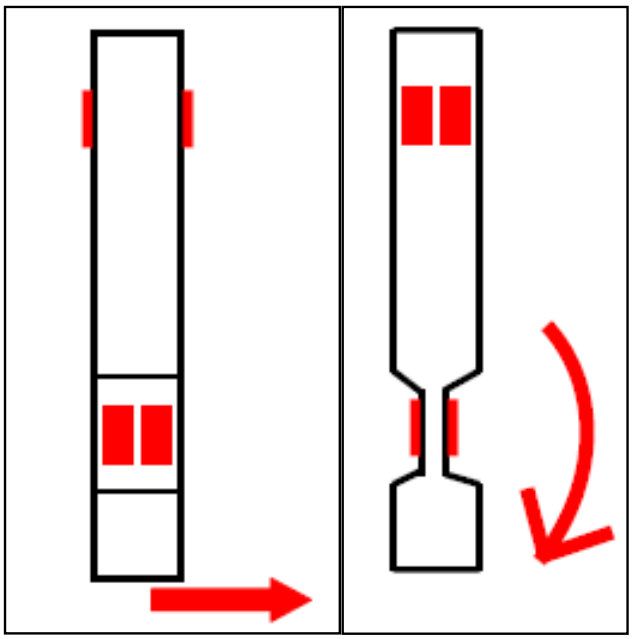


Abbildung 123 Positionierung der DMS

Die verwendeten Dehnungsmessstreifen haben folgende Kennwerte:

Technische Daten der DMS	
Hersteller	Hottinger Baldwin Messtechnik GmbH
Bezeichnung	1-DK 11 K-3/350
Widerstand	350 Ohm +- 0,35%
K-Faktor	2,07 +- 0,7%
Querempfindlichkeit	-0,70%
Temperaturkompensation Alpha	10,8 *10^-6

Tabelle 28 technische Daten der DMS

3.3.3.4 Aufzeichnung der Messwerte

Gemessen werden die Änderungen des Ausgangssignals mit einem digitalen Dehnungsmesser. Dabei wird vor der Messung der Biegebalken mit dem Nullabgleich kalibriert. Anschließend kann die Längenänderung am Display abgelesen werden. Die Messwerte für Schub und Moment werden bei unterschiedlichen Drehzahlbereichen aufgenommen und in einer Excel-Tabelle gespeichert. Mit Hilfe der Kalibrierkurve können dann die gewünscht Werte errechnet werden.

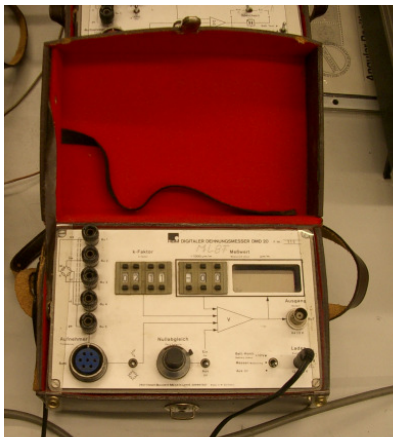


Abbildung 124 Digitaler Dehnungsmesser

3.3.3.5 Kalibrierung

Um die gesuchten Größen nach der Messung aus den aufgezeichneten Daten errechnen zu können, müssen die Proportionalitätsfaktoren zur Umrechnung ermittelt werden. Dies geschieht wie folgt:

Schubkraft:

Die DMS zur Erfassung der wirkenden Schubkraft erfahren eine Dehnung, die proportional zum Biegemoment an der Messstelle ist. Dieses Moment ist proportional zur wirkenden Schubkraft. Es wäre zweckmäßig, jedoch zu aufwendig, eine definierte Kraftwirkung direkt an der Welle des montierten Triebwerks zu erzeugen, um die Messwerte mit der Größe der Kraft ins Verhältnis zu setzen. Stattdessen wurde der Biegestab vor der Montage eingespannt und in genau definiertem Abstand zum DMS mit Gewichten belastet.

Abbildung 125 Kalibiervorrichtung

Die für die Kalibrierung relevanten Messdaten sind tabellarisch aufgeführt und können für weitere Neukalibrierungen als Referenz verwendet werden.

Tabelle: Kalibriertabelle für die Messstelle Schub
Zum Zeitpunkt der Dokumentationserstellung (30.01.2007) wurde der Test noch nicht durchgeführt. Daher fehlt diese Abbildung.

Abbildung: Kalibrierkurve Schub
Zum Zeitpunkt der Dokumentationserstellung (30.01.2007) wurde der Test noch nicht durchgeführt. Daher fehlt diese Abbildung.

Moment:
Für die Messstelle Moment wollten wir genauso vorgehen, wie bei der Schubkalibrierung. Leider ist bei dieser Messstelle ein Defekt aufgetreten und jeglicher Versuch die DMS zu reparieren sind gescheitert. Es war uns nicht möglich in der Kürze der Zeit einen neuen DMS zu organisieren, geschweige denn zu montieren. Darauf hin entschieden wir, mit Absprache von Herrn Wedemeyer, auf diesen Messwert zu verzichten.

3.4 Testläufe

Vor Inbetriebnahme des Teststandes sind alle Verschraubungen und Anschlüsse zu kontrollieren und auf ihre Festigkeit zu bewerten. Nach erfolgreicher Integration des Kolbenmotors in dem Teststand, sowie der Verkabelung der Zuleitungen, stand dem Einlaufen nichts mehr im Wege.

3.4.1 Einlaufen

In der Einlaufphase wurde ein Zwei-Takt Motorenöl in einem Mischungsverhältnis von 1:30 benutzt. Als Kraftstoff wurde Super Plus gewählt mit 98 Oktanen. Nach erfolgreichem Start des Motors wurde über die Standgasschraube eine Drehzahl von 2500 Umdrehungen pro Minute eingestellt. Nach ca. 10 Stunden wird der Motor dann mit einem vollsynthetischen Motorenöl im Mischungsverhältnis 1:50 betrieben. Nach weiteren 5 Stunden Betrieb ist der Motor dann eingelaufen.

3.4.1.1 Schwingungsbruch

Aufgrund der starken Vibrationen im Standgas des Motors, kam es zum Schwingungsbruch bei der Momentenaufnahme. Nach Überprüfung des Kolbenmotors konnten aber keine Schäden festgestellt werden. Daraufhin wurde der Biegebalken an der Bruchstelle gekürzt und eine neue Motoraufnahme angeschweißt. Eine Neukalibrierung des Balkens fand statt und die notwendige Kalibrierkurve konnte aufgezeichnet werden (Tabelle). Mit diesen neuen Daten wurden die Tests weitergeführt.

Abbildung 126 Schwingungsbruch

3.4.2 Testphase

Da die auftretenden Schwingungen des Motors höher waren als erwartet, wurde beschlossen den Biegebalken nur einzusetzen, wenn er wirklich benötigt wird. So wurde aus Sicherheitsgründen, für die Verbrauchsmessung, der Motor auf einen Tisch geschraubt. Mit dieser Messanordnung konnte eine höhere Sicherheit bei der Messung gewährleistet werden. Zur Messung des Kraftstoffverbrauchs wurde der Tank auf eine Waage gestellt. Die Messzeit betrug 60 Sekunden. Zur Ermittlung des Verbrauchs wurde das Anfangs und Endgewicht mit Hilfe der Waage ermittelt. Um eine Verfälschung der Messwerte weit möglichst zu vermeiden, wurde die Waage möglichst weit vom Motor entfernt installiert. Der Verbrauch wurde bei 6 verschiedenen Drehzahlen ermittelt und hieraus die Funktion des Verbrauchs ermittelt. Die Messung des Schubs wurde wie oben erwähnt, am Biegebalken

ermittelt. Auch hier wurde dies bei 6 verschiedenen Drehzahlen durchgeführt. Zur Messung wurde der Motor 10 Sekunden auf der entsprechenden Drehzahl gehalten und der Messwert vom Messgerät abgelesen. Die für den Versuch verwendete Luftschraube war ein 24X10 Zoll-Propeller. Der optimale Propeller (24X12 Zoll) konnte leider aus zeitlichen Gründen nicht mehr getestet werden.

3.5 Ergebnisse

Die Versuchsergebnisse gliedern sich in zwei Hauptpunkten. Zum einen die Schubmessung und zum anderen die Verbrauchsmessung. Da es von der Herstellerseite keine Angaben über den Kraftstoffverbrauch gab, wurde der Verbrauch für verschiedene Teillastbereiche ermittelt. Somit kann eine Abschätzung zur möglichen Flugzeit, bzw. Gewicht erfolgen. Die Ermittlung der Verbrauchswerte erfolgte über eine Waage. Diese Messwerte werden in der folgenden Tabelle aufgeführt. Das gemessene Gewicht wurde schließlich mit der Dichte des Treibstoffes (ρ_{Benzin}=0,27 g/cm²) auf den Verbrauch umgerechnet.

Kraftstoffverbrauch						
Messung	**Drehzahl**	**Gewicht Anfang**	**Gewicht Ende**	**Differenz**	**Verbrauch**	**Verbrauch**
Nr.	**[U/min]**	**[g]**	**[g]**	**[g]**	**[ml]**	**[l/h]**
1	2500	-2	-8	6	8,33	0,50
2	3000	-1	-11	10	13,89	0,83
3	4200	0	-12	12	16,67	1,00
4	5500	0	-31	31	43,06	2,58
5	6000	0	-34	34	47,22	2,83
6	6800	-6	-48	42	58,33	3,50
Messintervall = 60 sec.						

Tabelle 29 Kraftstoffverbrauch

Die dazugehörigen Messpunkte wurden mittels einer Regressionsgerade linearisiert als Funktion dargestellt. Die für den Verbrauch ermittelte gerade lautet wie folgt:

$$Y = 0,0088x - 17,284$$

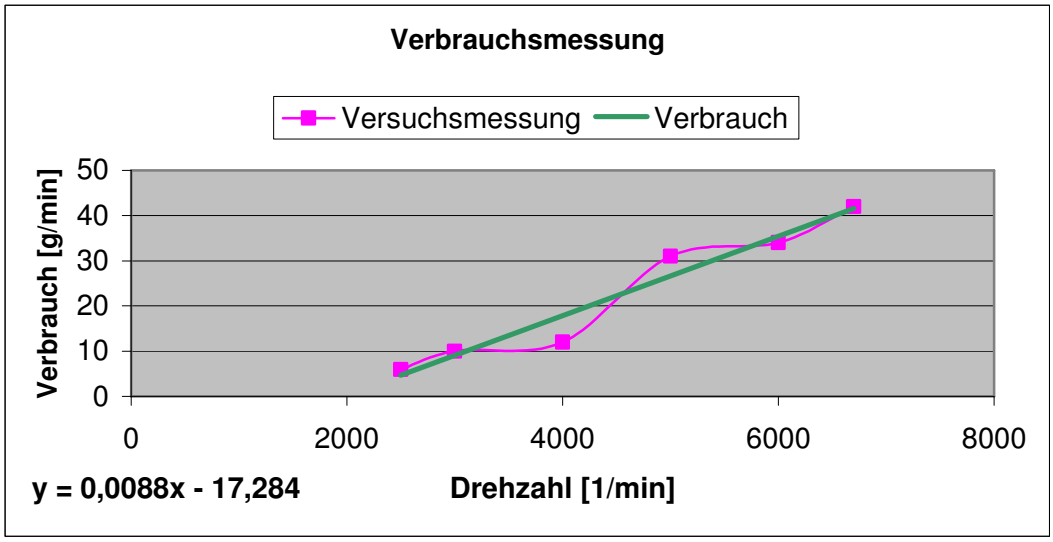


Abbildung 127 Verbrauchskurve

Für die Schubmessung wurde für die verschiedenen Lastfälle die Änderung der Dehnung aufgenommen. Diese Werte konnten dann mit Hilfe der Kalibrierfunktion ($y_{Kalibrierung}$=0,1907x-0,0415) zum Schub umgerechnet werden, dabei wurde das Hebelarmverhältnis berücksichtigt.

$$Schub = (0{,}1907 * X - 0{,}0415) * Hebelarmverhältnis$$

$$Hebelarmverhältnis = \frac{Hebel_1}{(Hebel_1 + Hebel_2)} = \frac{33{,}6cm}{(33{,}6 + 7{,}8)cm} = 0{,}8115942$$

$$X = Messwert\ der\ DMS$$

Die folgende Tabelle zeigt den Schub für die verschiedenen Drehzahlbereiche.

Schubmessung			
Messung Nr.	**Drehzahl [1/min]**	**Messwert [µm/m]**	**Schub [N]**
1	2500	103	15,92
2	3000	163	25,21
3	4000	373	57,72
4	5000	738	114,28
5	6000	902	139,58
6	6700	1070	165,65
Hebelarmverhältnis = 0,812			

Tabelle 30 Schubmessung

Die dazugehörigen Messpunkte wurden auch hier mittels einer Regressionsgerade linearisiert dargestellt. Die für den Schub ermittelte gerade lautet wie folgt:

$$Y = 0,0365x - 79,576$$

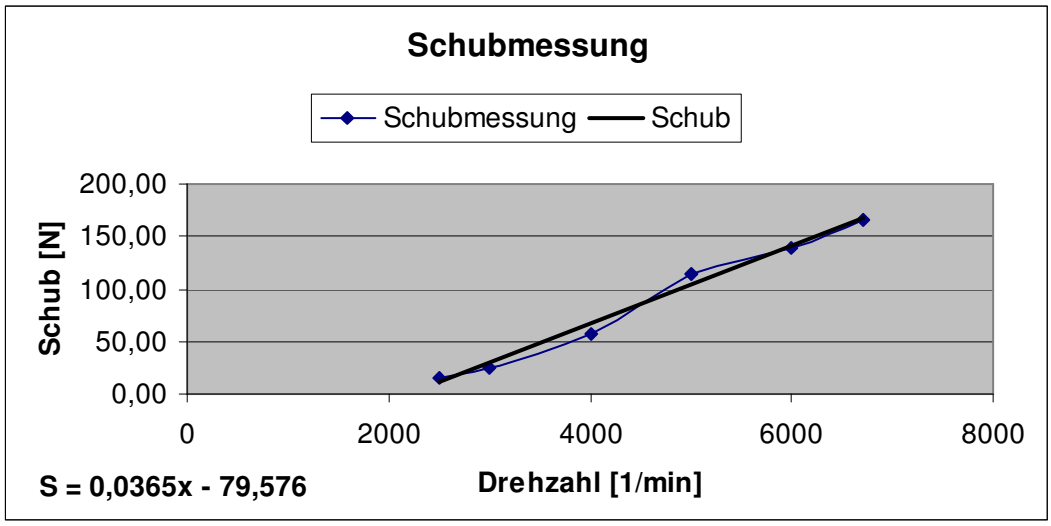


Abbildung 128 Schubkurve

Bei der Drehzahl von 6700 U/min wurde ein Schub von 165,65 N ermittelt. Das bedeutet, dass der berechnete minimale benötigte Schub von 81,72 N überschritten wird. Dieser Überschuss an Schub reicht für einen Steigflug für die verschiedenen Flugmissionen aus.

Fazit

Die Ergebnisse der Versuchsreihe können auf die Flugmissionen übertragen werden. Durch die Wahl eines 24X14 Zoll Propeller wird der Schub sich weiter erhöhen und somit würden eventuelle Messfehler, bzw. Annahmefehler ausgeglichen werden. Weiterführende Arbeiten für das Nachfolgesemester wäre die Integration der Motoreinheit in die Drohne. Dazu gehört der Kühlluftstrom, Abgasstrom und die Ansteuerung des Vergasers.

3.6 Literaturverzeichnis

1. Studienarbeit „Vorentwurf für eine maritime Aufklärungsdrohne“ im Auftrag von Prof. Dr.-Ing. Siegfried K. Pahl im WS 05/06
2. Leichtbaukonstruktionsprojekt „Abschlußbericht maritime Aufklärungsdrohne“ im Auftrag von Prof. Dr.-Ing. Siegfried K. Pahl im WS 05/06
3. Studienarbeit „Auslegung und Bau eines Teststandes, sowie Entwicklung eines Testkonzeptes mit anschließender Integration des Turboprop Triebwerk JetCat SPT 5“ im Auftrag von Prof. Dr.-Ing. Siegfried K. Pahl im WS 05/06
4. Apel, U.: Flugantriebe. Vorlesungsskript März 2004. HS- Bremen, Fachbereich Maschinenbau, Luft- und Raumfahrttechnik, 2004
5. Hoischen, H.: Technisches Zeichnen: Grundlagen, Normen, Beispiele, Darstellende Geometrie. 28. Aufl. Berlin: Cornelsen, 2000
6. Roloff/ Matek, W.: Maschinenelemente: Normung, Berechnung, Gestaltung. 15. Aufl. Braunschweig/Wiesbaden, 2001
7. Hoffmann, K.: Eine Einführung in die Technik des Messens mit Dehnungsmessstreifen Hottinger Baldwin Messtechnik GmbH, Darmstadt