



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Bachelorarbeit

Fabian Croissier

Machbarkeitsstudie zum Einsatz von Kleber bei der Montage von Zugstreben im Druckbereich eines Verkehrsflugzeuges

*Fakultät Technik und Informatik
Department Maschinenbau und Produktion*

*Faculty of Engineering and Computer Science
Department of Mechanical Engineering and
Production Management*

Fabian Croissier

**Machbarkeitsstudie zum Einsatz von
Kleber bei der Montage von Zugstreben
im Druckbereich eines
Verkehrsflugzeuges**



**Hochschule für Angewandte
Wissenschaften Hamburg**
Hamburg University of Applied Sciences



AIRBUS
AN EADS COMPANY

Bachelorarbeit eingereicht im Rahmen der Bachelorprüfung

im Studiengang Maschinenbau/Entwicklung und Konstruktion
am Department Maschinenbau und Konstruktion
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

Airbus Operations GmbH
A380 Fuselage Structure Design Section 18/RPB
Kreetslag 10
21129 Hamburg

Erstprüfer/in: Prof. Dr.-Ing. Jan Holländer
Zweitprüfer/in: B.Sc. Dennis Reichert

Industrieller Betreuer: Dennis Reichert (Head of Forward and After Fuselage A380)

Abgabedatum: 19.09.2013

Zusammenfassung

Name des Studierenden: Fabian Croissier

Thema der Bacheorarbeit: Machbarkeitsstudie zum Einsatz von Kleber bei der Montage von Zugstreben im Druckbereich eines Verkehrsflugzeuges

Stichworte: A380, Zugstrebe, Nieten, Klebstoff, Strukturklebung,

Kurzzusammenfassung:

In dieser Arbeit wird die Umstellung der Zugstreben Montage von der Flächenvernietung zu einer Klebung unter wirtschaftlichen Gesichtspunkten untersucht.

Es werden verschiedene Fügeverfahren und die Unterschiede von Struktur- und Nicht-Struktur-Klebungen im Flugzeugbau dargestellt. Des Weiteren wird die Position und Funktion sowie der Montageprozess der vernieteten Zugstreben beschrieben. Der Montageprozess wird außerdem anhand von einer Kalt- und einer Warm-Klebung aufgezeigt. Diese drei Prozesse werden in der Machbarkeitsstudie anhand von Kostenanalysen miteinander verglichen und es wird die Umstellung zu einem Klebeprozess überprüft. Außerdem werden die Anforderungen eines Vergleichstests mit seinem Testaufbau und seiner Durchführung beschrieben.

Das Ergebnis dieser Bachelorarbeit soll die Zulassung für den Flugbetrieb mit verklebten Tension Struts unterstützen.

Name of Student: Fabian Croissier

Bachelor Thesis title: Feasibility study for application of adhesive during assembly of tension struts in the range of pressure of commercial aircrafts

Keywords: A380, Tension Strut, riveting, adhesive, structure bonding

Abstract:

Tension struts used in aircraft construction are traditionally riveted. This thesis analyzes the possibility of bonding tension struts in respect to economic feasibility.

Different assembly methods and structural and non-structural bonding techniques applied in aircraft construction are demonstrated.

Moreover, this work describes the position, function and assembly process of riveted tension struts. A possible assembly process is also demonstrated for cold and warm bonded tension struts. A feasibility study compares these three processes against each other regarding the financial aspects. This is including material and installation costs as well as costs for reorganization of the assembly process. Furthermore, this work describes the requirements for a benchmark test, its set-up and development.

The results of this work will be supporting the approval for flight operations of bonded tension struts in aircraft construction.

Danksagung

Mein Dank gilt meinem Betreuer Dennis Reichert, sowie meinen Kollegen der Abteilung A380 Fuselage Design Section 18/RPB für die Möglichkeit, diese Bachelorarbeit hier schreiben zu dürfen und die Unterstützung, die sie mir während meiner Zeit im Unternehmen gegeben haben.

Ebenfalls bedanke ich mich bei Prof. Dr.-Ing. Jan Holländer für die Übernahme der Funktion des Betreuers und Prüfers, sowie für die Hilfe bei der Anfertigung und dem Interesse an dieser Arbeit.

Darüber hinaus bedanke ich mich bei meiner Familie und Freunden, die mich während dieser Zeit immer sehr unterstützt haben.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	I
Tabellenverzeichnis	II
Abkürzungsverzeichnis	III
Glossar	V
1 Einleitung	1
2 Ziel und Durchführung	3
3 Grundlagen zu <i>Airbus</i> sowie zur Rumpfkonstruktion	4
3.1 <i>EADS</i>	4
3.2 <i>Airbus</i>	5
3.3 <i>Airbus</i> Flotte.....	7
3.4 Rumpfstrukturen <i>Airbus</i>	9
3.4.1 Allgemeine Bauweise	9
3.4.2 <i>A380</i> Rumpf-Bauweise	10
3.4.3 Anteil des Hamburger Werks an der Rumpfmontage.....	12
3.5 Abteilung: <i>A380</i> Fuselage Design Section 18/RPB	13
4 Fügeverfahren im Flugzeugbau	14
4.1 Stand der Technik.....	14
4.2 Nieten	16
4.3 Kleben	17
4.3.1 Aufbau von Klebungen	17
4.3.2 Kleben im Flugzeugbau	18
4.3.3 Struktur- und Nicht-Strukturklebungen.....	20
4.3.4 Vorbehandlung der Fügeflächen.....	22

5 Situationsanalyse	24
5.1 Aufgabe und Funktion der Tension Struts	24
5.2 Position und Design der Tension Struts	25
5.2.1 <i>Airbus</i> Design Principles.....	29
5.2.2 Fail-Safe- und Damage-Tolerance-Prinzip.....	31
5.3 Prozessdarstellung der Montage des Tension Struts	32
6 Machbarkeitsstudie für ein neues Montagekonzept der Tension Struts	35
6.1 Änderungen an den vorhandenen Tension Struts	35
6.2 Anforderungen an die Umstellung der Tension Struts-Montage	36
6.3 Darstellungen der Klebeverfahren.....	38
6.3.1 Montage mit Kalt-Härtendem Klebstoff	39
6.3.2 Montage mit Warm-Härtendem Klebstoff	40
6.4 Kostenanalysen der Prozesse.....	41
6.4.1 Nietprozess	42
6.4.2 Kalt-Klebeprozess	43
6.4.3 Warm-Klebeprozess	44
6.4.4 Auswertung der Kostenanalyse	45
6.5 Klebstoffauswahl.....	48
6.5.1 Durchführung einer Testklebung.....	49
6.6 Anforderung und Planung von Laborversuchen	51
6.6.1 Testpyramide.....	51
6.6.2 <i>Airbus</i> interne Durchführung eines Strukturtests.....	53
6.6.3 Anforderungen an den Test.....	54
6.6.4 Testaufbau	55
7 Fazit	58
8 Ausblick.....	59
9 Literaturverzeichnis.....	60
10 Anhang	61

Abbildungsverzeichnis

- Abbildung 1: Umsatzverteilung EADS
- Abbildung 2: A380 Komponentenfertigung
- Abbildung 3: Airbus Flotte
- Abbildung 4: A380 Drei-Klassen Ausstattungsvariante
- Abbildung 5: In Hamburg montierte Rumpfsektionen A380
- Abbildung 6: Ausschnitt der Sektion 18.3
- Abbildung 7: Obere Sektion 18.1 mit FBR
- Abbildung 8: Struktur der Sektion 18.3 mit Druckkalotte
- Abbildung 9: Darstellung eines Schließringbolzens
- Abbildung 10: Aufbau einer Klebung
- Abbildung 11: Beispiele für Strukturklebungen im Flugzeug
- Abbildung 12: Ortsbestimmung der untersuchten Tension Struts
- Abbildung 13: CAD-Bild: Tension Strut Einbau im Flugzeug
- Abbildung 14: Montage der Einzelteile zum Tension Strut
- Abbildung 15: Tension Struts mittlerer Rumpfbereich
- Abbildung 16: Tension Struts unterer Rumpfbereich
- Abbildung 17: Tension Strut P68 im unteren Rumpfbereich
- Abbildung 18: Aufbau von Spant C95
- Abbildung 19: A380 Design Principles
- Abbildung 20: Flussdiagramm des Fertigungsprozesses der Tension Struts
- Abbildung 21: Klemmvorrichtung zum Aushärten der Dichtmasse (fertig montierter Tension Strut nur zur Anschauung positioniert)
- Abbildung 22: Abgeschlossene Montage der Tension Struts im oberen Rumpfbereich
- Abbildung 23: Tension Struts mit Flächenvernietung
- Abbildung 24: Tension Struts mit Klebung

Abbildung 25:	Flussdiagramm Kalt-Klebeprozess
Abbildung 26:	Flussdiagramm Warm-Klebeprozess
Abbildung 27:	Vorbereitung für eine Klebung im Autoklaven
Abbildung 28:	<i>Airbus</i> interne Formel zur Berechnung des ROI
Abbildung 29:	Durchführung der Testklebung mit Hysol EA 9309.3 NA
Abbildung 30:	Test Pyramide
Abbildung 31:	Flussdiagramm der <i>Airbus</i> interne Testdurchführung
Abbildung 32:	Testaufbau Seitenansicht
Abbildung 33:	Testaufbau Draufsicht
Abbildung 34:	Zum Vergleich der Einbau im Flugzeug

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1:	Vergleich von Fügeverfahren
Tabelle 2:	Anforderungsliste an die Umstellung des Montageprozesses
Tabelle 3:	RC eines Tension Struts mit Flächenvernietung
Tabelle 4:	RC eines Tension Struts mit einer Kaltklebung
Tabelle 5:	Anfallende NRC bei einem Klebeprozess
Tabelle 6:	RC eines Tension Struts mit einer Warmklebung
Tabelle 7:	Auswahl an kalthärtenden 2-Komponenten Klebstoffsystemen

Abkürzungsverzeichnis

BA	Bauabweichung
BB	Beanstandungsblatt
API	Airbus Process Instruction
CAA	Chromic Acid Anodizing; Chromsäure-Anodisieren
CASA	Construcciones Aeronáuticas S.A.; Spanischer Flugzeughersteller (seit 1999 Teil von EADS)
CAD	Computer Aided Design
CSP	Chrom Sulfuric Acid Pickling; Chromschwefelsäure Beizen
DQN	Design Query Notes
EADS	European Aeronautic Defence and Space Company
eBM	elektronische Beanstandungsmeldung
FAI	First Article Inspection
FBR	Fußbodenrost
FEM	Finite-Elemente-Methoden
FUU	Forward Upper Unit; Obere Halbschale
GIE	Groupement d'intérêts économiques; wirtschaftliche Interessensgemeinschaft
GLARE	Glass-Fibre Reinforced Aluminium
LH	Linke Hand
MBDA	Europäisches Rüstungsunternehmen
MSN	Manufacturer's Serial Number; Maschinenummer
MRTT	Multi Role Tanker Transport; multifunktionales Tank- und Transportflugzeug
NC	Numerical Control; Numerische Steuerung von Maschinen
NDT	Non-Destructive-Testing; zerstörungsfreies Prüfen
NRC	Non-Recurring Costs; einmalige Kosten

PSA	Phosphor-Schwefelsäure-Anodisieren
RC	Recurring Costs; wiederkehrende Kosten
RH	Rechte Hand
RPB	Rear Pressure Bulkhead; Druckkalotte
TS	Tension Strut; Zugstrebe
VBL	Vorbohrloch
XWB	Extra Wide Body; Großraumflugzeug

Glossar

Druckbereich	Der Bereich im Flugzeug in dem der Luftdruck für Personen angeglichen ist
Pickling-Prozess	Beiz-Prozess
Redux	Klebstoff
De Havilland	Britischer Flugzeughersteller
Fokker F27, F28	Niederländische Flugzeugtypen
Epoxidharz	Künstliches Harz der Epoxidgruppen trägt
Druckkalotte	Abgeflachter Kugelschnitt, der den Druckraum eines Flugzeuges abschließt
Design Principles	Festgelegte Konstruktionsrichtlinien
Lastpfade	Unterschiedliche Wege der Lasten durch Bauteile
Dichtmasse	Wird zur Abdichtung gegen Feuchtigkeit zwischen Fügeteilen aufgetragen
Auffädellöcher	Für die Fertigung benötigte Bohrungen
Vorbohrlöcher	Zur Montageerleichterung vorgefertigte Bohrungen
Dauerschwingfestigkeit	Dauerhaft ertragbare Belastung eines Bauteils bei schwingender Beanspruchung
Autoklav	Gasdichter Druckbehälter zur thermischen Behandlung von Stoffen
Vakuumfolie	Umschließt das Bauteil, um einen Unterdruck für den Autoklavprozess zu erzeugen
Dichtband	Schließt die Vakuumfolie luftdicht ab
Absaugflies	Saugt den überschüssigen Kleber ab
Trennfilm	Verhindert das Verkleben des Bauteils mit dem Absaugflies
Abreißgewebe	Oberflächenschutz, nach dem Abreißen entsteht eine fettfreie Fügefläche

Trennmittel	Verhindert die Haftung an der Form
Vakuumanchluss	Ventil zur Vakuumerzeugung
Flüssig-Shim / Liquid-Shim	Fugenfüllmittel
Skydrol	Hydraulikflüssigkeit für die Luftfahrt
Test-Request	Airbus Dokument für Testanforderungen
Test-Definitionen	Airbus Dokument für genaue Testdefinitionen
Test-Report	Airbus Dokument zur Beurteilung des Test- ergebnisses

1 Einleitung

In dieser Bachelorarbeit „Machbarkeitsstudie zum Einsatz von Kleber bei der Montage von Zugstreben im Druckbereich eines Verkehrsflugzeuges“ wird eine Optimierung des Fertigungsprozesses einer vormontierten Baugruppe im *Airbus A380* geprüft. Das Ziel dieser Studie ist, die Wirtschaftlichkeit dieses Prozesses unter Berücksichtigung einer Gewichtsreduzierung zu verbessern.

Die Entwicklung des *Airbus A380* wurde nach der Erstauslieferung im Jahr 2007 fortgeführt. Dieser permanente Optimierungsprozess soll die Senkung der Produktionskosten sowie die Verbesserung der Qualität des Produktes ermöglichen. Zusätzlich sind die in der Forschung und Entwicklung entstehenden Innovationen für die Zukunftssicherung des Unternehmens von großer Bedeutung, um sich dauerhaft mit diesem Produkt am Markt zu etablieren.

Im Flugzeugbau rücken immer mehr neue Werkstoffe, Technologien und Fertigungsverfahren in den Vordergrund, die kontinuierlich für Neu- und Weiterentwicklungen einzelner Bauteile geprüft werden. Eine Umsetzung von neuen Entwicklungen muss sich, gemäß der Vorgaben von *Airbus*, nach 40 bis 50 produzierten Flugzeugen amortisiert haben, damit eine wirtschaftliche Umstellung des Fertigungsprozesses erfolgen kann. Ein wesentlicher Punkt für die Wirtschaftlichkeit von Flugzeugen ist das Gewicht. Weniger Gewicht führt immer zu geringerem Treibstoffverbrauch und daraus resultieren geringere Betriebskosten. Dadurch kann sich die Umsetzung einer Entwicklung schneller amortisieren, denn durch eine Senkung der Betriebskosten steigt die Attraktivität des Produktes auf dem Markt und neue Kunden können gewonnen werden.

Ein großes Optimierungspotential bei der Gewichtseinsparung bietet die Rumpfstruktur des *A380*. Hier werden viele Strukturbauteile nach wie vor genietet und bestehen aus Aluminiumlegierungen. Durch die Weiterentwicklung von Füge-technologien, wie Laserstrahlschweißen, Reibrührschweißen oder Kleben, ergeben sich neue Möglichkeiten diese Bauteile zu verbinden. Angesichts der engen Zusammenarbeit zwischen Klebstoffherstellern und Flugzeugbauern werden neue Klebstoffe entwickelt, die genau für die Belastungen und Anforderungen eines Flug-

zeuges ausgelegt sind. Durch die Verwendung von Leichtbauwerkstoffen, wie beispielsweise Faserverbundwerkstoffen oder GLARE, werden immer häufiger die traditionellen Blechkonstruktionen ersetzt. Im Zusammenhang mit diesen Werkstoffen gewinnt das Fügeverfahren Kleben mit seiner gleichmäßigen Spannungsverteilung im Füge teil weiter an Bedeutung.

2 Ziel und Durchführung

Ziel der „Machbarkeitsstudie zum Einsatz von Kleber bei der Montage von Zugstreben im Druckbereich eines Verkehrsflugzeuges“ ist es, den Fertigungsprozess, der sich im Heck des Rumpfes befindenden Zugstreben (Tension Struts), wirtschaftlicher zu gestalten. Mit der Umstellung von einer Flächenvernietung zu einer Klebung, soll die Fertigungszeit verringert sowie Gewicht eingespart werden. Die derzeit verwendete Flächenvernietung beinhaltet viele Arbeitsschritte, die durch eine Verklebung der Shear Webs entfallen könnten. Damit könnte der Fertigungsprozess kostengünstiger gestaltet werden.

In dieser Arbeit wird auf die Historie der Fügeverfahren im Flugzeugbau eingegangen. Es werden die Besonderheiten des Klebens und die Unterschiede bei Struktur- und Nicht-Strukturklebungen beschrieben. Um die Änderung der Fügeverfahren zu beschreiben, werden speziell die Fügeverfahren des Nietens und des Klebens untersucht und miteinander verglichen.

Außerdem wird auf die Aufgabe und Funktion der Tension Struts eingegangen sowie auf den aktuellen Fertigungsprozess mit der Flächenvernietung zwischen den beiden Shear Webs. Des Weiteren werden in dieser Arbeit die internen Konstruktionsrichtlinien von *Airbus* vorgestellt, nach denen die Flächenvernietungen ausgelegt worden sind.

In der Machbarkeitstudie wird die Umstellung des Fertigungsprozesses zu einer Klebung dargestellt. Hierbei werden die vorzunehmenden Verfahrensänderungen und die möglichen Klebeverfahren beschrieben. Anhand einer Kostenanalyse der verschiedenen Fügeprozesse sowie einer daraus resultierenden Klebstoffauswahl werden die besten wirtschaftlichen und technischen Eigenschaften für diese Klebung aufgezeigt. Außerdem werden die Anforderungen eines Vergleichstests mit seinem Testaufbau und seiner Durchführung beschrieben. Das Ergebnis dieser Bachelorarbeit soll die Zulassung für den Flugbetrieb mit verklebten Tension Struts unterstützen.

3 Grundlagen zu *Airbus* sowie zur Rumpfkonstruktion

3.1 *EADS*

Die *European Aeronautic Defence and Space Company (EADS)* ist der Mutterkonzern von *Airbus*. Zum Firmenportfolio von *EADS* gehören außerdem das Raumfahrtunternehmen *Astrium*, *Cassidian* sowie der Hubschrauberhersteller *Eurocopter*. *EADS* ist ein weltweit führendes Unternehmen der Luft- und Raumfahrt, des Verteidigungsgeschäftes und der dazugehörigen Dienstleistungen. Es beschäftigte im Jahr 2012 bis zu 140.405 Mitarbeiter und erzielte einen Umsatz von 56,5 Milliarden Euro [1].

Airbus ist einer der weltweit führenden Hersteller modernster Flugzeuge für zivile und militärische Luftfahrt, einschließlich der Sparte *Airbus Military* mit ihren Tank-, Transport- und Missionsflugzeugen. *Astrium* ist ebenso eines der weltweit führenden Raumfahrtunternehmen und an der Raumstation ISS, der Ariane-Rakete sowie an verschiedenen Satellitendienstleistungen beteiligt. *Cassidian* ist ein weltweit führender Anbieter modernster Lösungen für Streitkräfte und zivile Sicherheit. *EADS* ist über *Cassidian* auch größter Partner im Eurofighter-Konsortium sowie Anteilseigner am Lenkflugkörperhersteller *MBDA*. *Eurocopter* ist der weltweit größte zivile Hubschrauber Hersteller mit einem umfassenden zivilen und militärischen Produktspektrum [1].

In Folge einer Strategieüberprüfung bei *EADS* wird sich der Konzern bis Mitte 2014 zur *Airbus Group* umbenennen und aus den folgenden drei Divisionen bestehen.

- *Airbus*, beinhaltet das Zivillflugzeuggeschäft
- *Airbus Defence & Space*, zuständig für die Verteidigungs- und Raumfahrtaktivitäten des Unternehmens
- *Airbus Helicopters*, zuständig für das zivile und militärische Hubschrauber-geschäft

Die *Airbus Defence & Space* stellt sich aus den drei Unternehmenszweigen *Airbus Military*, *Astrium* und *Cassidian* zusammen. *Airbus Helicopters* geht unverändert aus *Eurocopter* hervor, genau wie *Airbus*, dass nur seine *Airbus Military* Sparte abgibt [1].

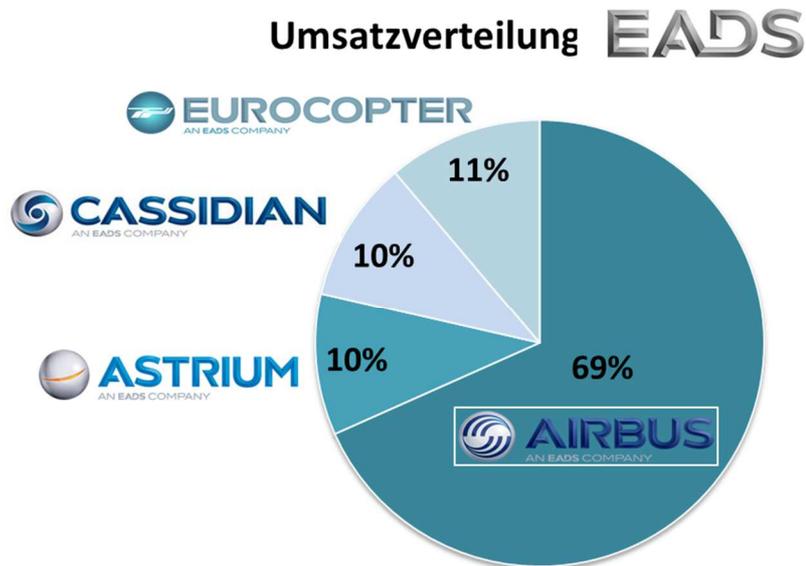


Abb. 1: Umsatzverteilung EADS

3.2 Airbus

Aus der Umsatzverteilung von *EADS* geht hervor, dass *Airbus* den größten Teil des Umsatzes erwirtschaftet (vgl. Abb. 1). Der *Airbus*umsatz lag im Jahr 2012 bei 38,6 Milliarden Euro, was einen Anteil von 69% des Umsatzes von *EADS* ausmacht. *Airbus* hat weltweit circa 59.000 Mitarbeiter, von denen alleine in Deutschland circa 20.000 arbeiten [2].

Das Unternehmen *Airbus* wurde bereits 1970 als *Airbus Industrie (GIE)* gegründet und schloss sich aus dem deutschen Flugzeugbauerkonsortium *Deutsche Airbus* sowie der französischen *Aérospatiale* zusammen. Ein Jahr später traten die spanische *CASA* und 1979 auch die *British Aerospace* der Allianz bei.

Das Ziel dieser Vereinigung von europäischen Flugzeugbauern war die amerikanische Vorherrschaft im Passagierflugzeugbau zu durchbrechen und ein konkurrenzfähiges eigenes Produkt auf den Markt zu bringen.

Als erstes Flugzeug von *Airbus* wurde der A300 im Jahr 1974 an Air France ausgeliefert und in Betrieb genommen. Bis Juli 2013 gingen mehr als 13.200 Flugzeugbestellungen bei *Airbus* ein, wovon mehr als 7.970 Flugzeuge bereits ausgeliefert wurden. Von den bereits ausgelieferten Flugzeugen befinden sich noch mehr als 7.300 Maschinen in Betrieb [2].

Zur Veranschaulichung der multinationalen Fertigung bei *Airbus* sind in Abbildung 2 die einzelnen Komponenten des A380 jeweils den Ländern und Städten ihrer Fertigung zugeteilt. Die eingerahmte Sektion 18 wird in Hamburg montiert und beinhaltet die in dieser Bachelorarbeit untersuchten Tension Struts.

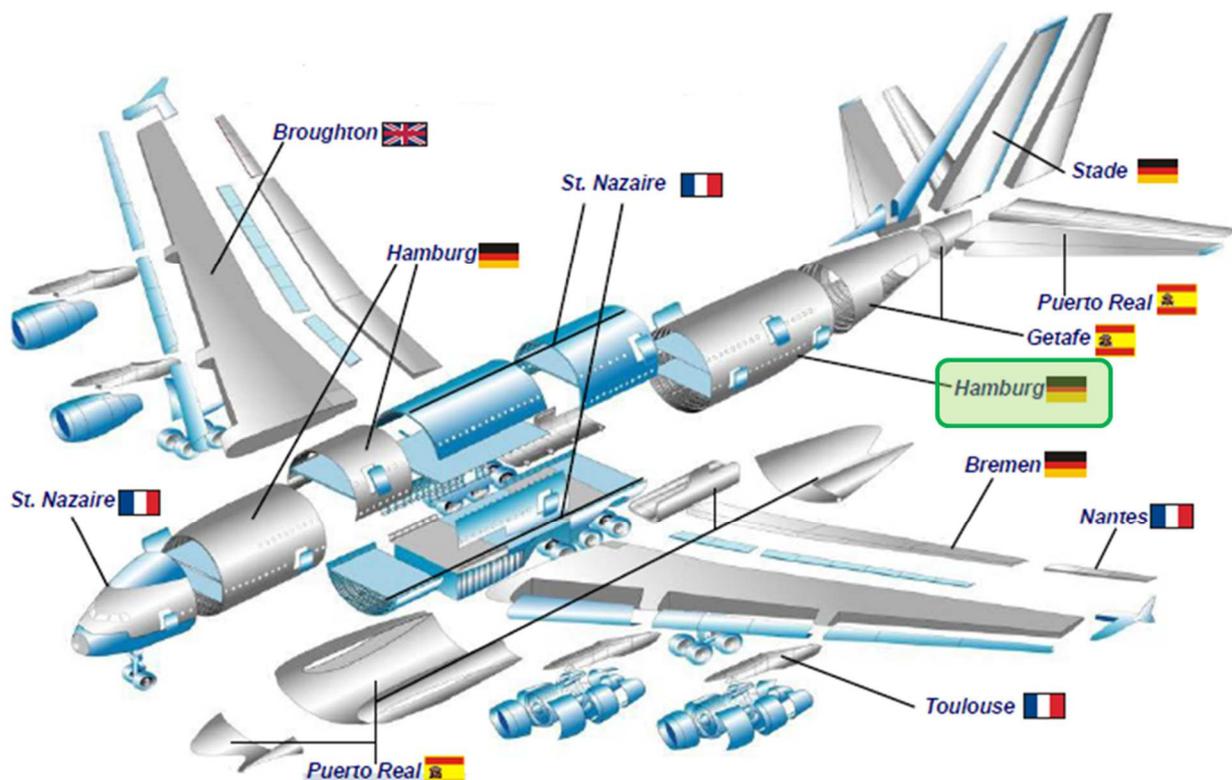


Abb. 2: A380 Komponentenfertigung [3]

3.3 Airbus Flotte

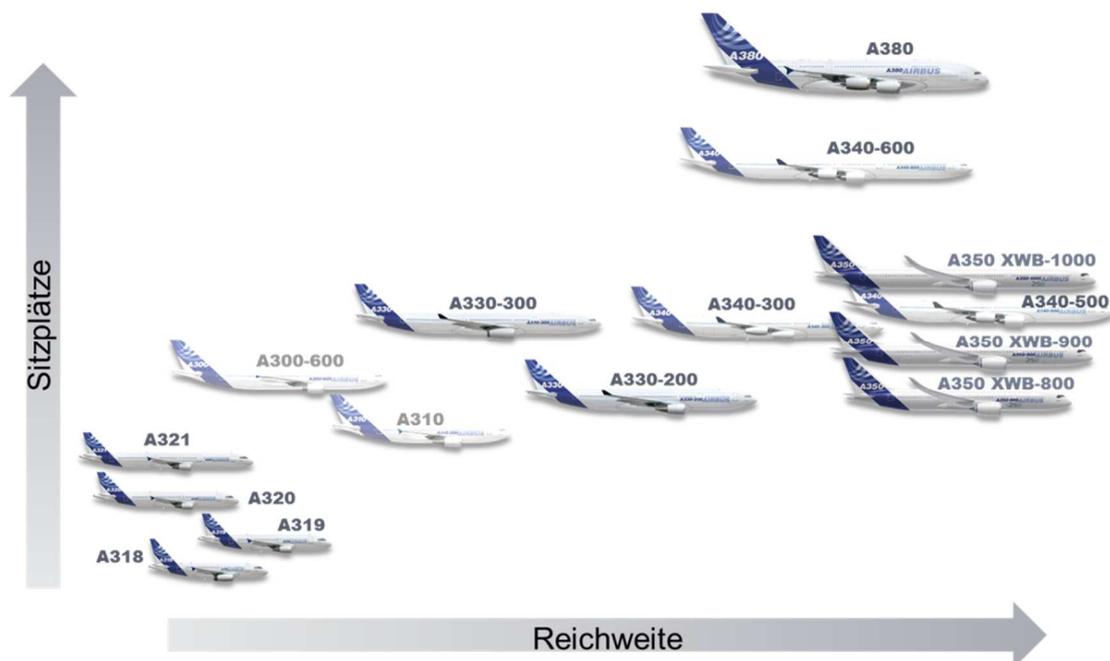


Abb. 3: Airbus Flotte [4]

Das erste Flugzeug, das *Airbus* gebaut hat, war der *A300*, der bis zu 300 Passagieren Platz bot und im Jahr 1972 seinen Jungfernflug absolvierte. Im Jahr 1983 kam der *A310* auf den Markt. Hier handelt es sich um eine kürzere Variante des *A300* mit einer größeren Reichweite, die jedoch nur bis zu 200 Passagieren Platz bot. Die Produktion der *A300/A310* Familie wurde 2007 eingestellt, nachdem von beiden Modellen 816 Passagier- und Frachtmaschinen ausgeliefert wurden [2].

Das heute noch produzierte Produktportfolio beginnt mit der *A320* Familie, zu der die Modelle *A318*, *A319*, *A320*, *A321* zählen. Sie unterscheiden sich in ihrer Länge und der Anzahl an möglichen Passagiersitzen. Die verschiedenen Längen der einzelnen Modelle werden realisiert, indem die Rumpfsektionen den gleichen Querschnitt und den gleichen Durchmesser besitzen. Dadurch kann je nach Modell die Länge durch zusätzliche Rumpfsektionen variiert werden. Die Flügel, Triebwerke und das Cockpit bleiben immer baugleich. Diese Bauweise wird auch für alle anderen Modelle bei *Airbus* angewendet. Je nach Modell können die *A320* Modelle zwischen 107 und 220 Passagiere befördern und sind besonders für Kurz- und Mittelstreckenflüge konstruiert. Die *A320* Familie ist im Mittelstreckensektor mit mehr als 5590 Auslieferungen das erfolgreichste Airbusprodukt [2].

Die Langstreckenfamilie nahm 1993 beziehungsweise 1994 ihren Dienst auf. Die Modelle A330 und A340 wurden für den Interkontinentalverkehr entwickelt. Sie haben eine Passagierkapazität von 246 bis 400 Plätzen. Der A330 wird wegen großer Nachfrage weiterhin in zwei Varianten gebaut. Das A340 Programm wurde 2011 beendet und soll ab 2014 durch den neu entwickelten A350 XWB ersetzt werden. Der A350 wird zuerst als mittlere Variante A350-900 gebaut und soll in den darauffolgenden Jahren mit einer kürzeren und einer längeren Variante ergänzt werden. Er bietet dann je nach Variante zwischen 270 und 350 Passagieren Platz [2].

Das größte Passagierflugzeug der Welt ist der A380. Er hat in der Drei-Klassen-Variante Platz für bis zu 525 Passagiere und in einer Ein-Klassen-Variante kann er bis zu 853 Passagiere befördern. Durch den ovalen Querschnitt des Rumpfes gibt es zwei unterschiedlich breite durchgängige Passagierdecks sowie ein Frachtdeck. Die Erstauslieferung eines A380 erfolgte im Oktober 2007 und bis Juli 2013 wurden 106 Maschinen ausgeliefert [2].

Um die Dimensionen des A380 einmal darzustellen, ist in Abbildung 4 eine mögliche Variante für 525 Passagiere mit einer Drei-Klassen-Bestuhlung zu sehen.

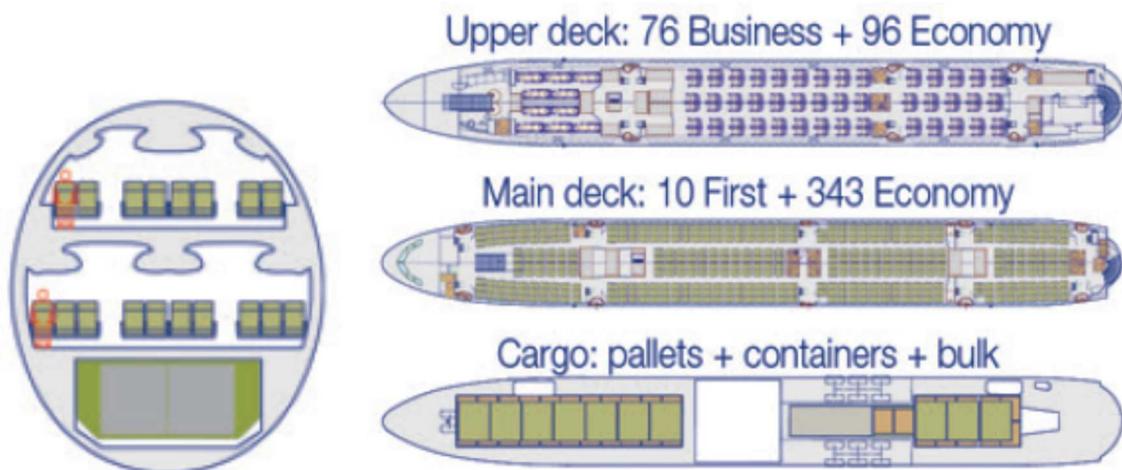


Abb. 4: A380 Drei-Klassen-Ausstattungsvariante [5]

Die *Airbus Military* Produktpalette beinhaltet mit den Modellen *C212*, *CN235*, *C295* eine Flotte kleiner militärischer Transport- und Mehrzweckflugzeuge sowie mit dem *A330 MRTT* ein Tankflugzeug, das auch zum Personentransport und als Frachter genutzt werden kann. Das neueste Modell der *Airbus Military* ist das multifunktionale Transportflugzeug *A400M* [2].

3.4 Rumpfstrukturen *Airbus*

3.4.1 Allgemeine Bauweise

Die tragende Struktur des Flugzeugrumpfs setzt sich aus den Hautsegmenten, Spanten, Stringern (Längsversteifungen), den Fußbodenrosten und dem Fachwerk im Frachtraum zusammen (vgl. Abb. 8). Die Rumpfhaut wird in Längsrichtung durch die Stringer und in Umfangsrichtung durch die Spanten versteift. Die vorgefertigten Hautsegmente und Fußbodenroste werden in der Montage an Trennstellen zu den jeweiligen Rumpfsektionen zusammengefügt. Der daraus entstehende Rumpfquerschnitt ist in Längsrichtung des Druckbereichs nahezu konstant (vgl. Abb. 5). Nur im hinteren Teilabschnitt des Rumpfes, indem der Druckbereich mit der Druckkalotte abschließt, verjüngt sich der Rumpfquerschnitt. Durch diesen konstanten Querschnitt können verschieden lange Varianten der Modelle entstehen. Dieses Verfahren wird schon in Kapitel 3.3 anhand der *A320*-Familie beschrieben. Der Querschnitt des Rumpfes verjüngt sich aus aerodynamischen Gründen neben dem Heck auch an der Rumpfnase des Flugzeuges.

3.4.2 A380 Rumpf-Bauweise

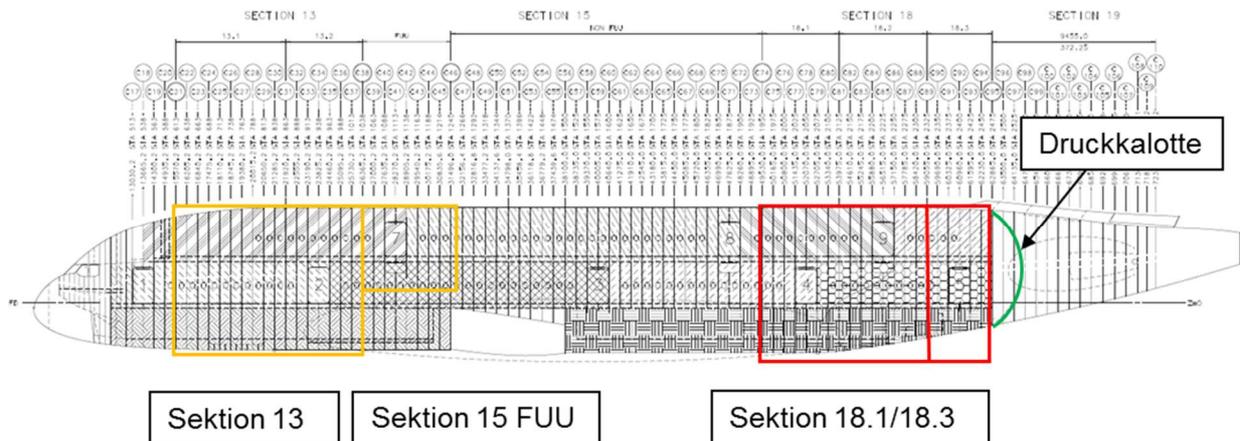


Abb. 5: In Hamburg montierte Rumpfsektionen A380 [5]

Die Rumpfbauweise des A380 unterscheidet sich, wie in Abbildung 8 zu sehen, maßgeblich durch den großen Durchmesser des ovalen Rumpfquerschnitts von anderen *Airbus* Modellen. Aufgrund der Größe ist es für die Stabilität der Rumpfkonstruktion notwendig, dass die beiden Fußbodenroste zusätzlich zur Versteifung des Rumpfes beitragen. Ansonsten setzt sich der Rumpf, wie in Kapitel 3.4.1 beschrieben zusammen.

In Abbildung 6 sind die Spanten und Stringer, sowie die in dieser Bachelorarbeit untersuchten Tension Struts, in einem Ausschnitt der hinteren Rumpfsektion 18.3 dargestellt.

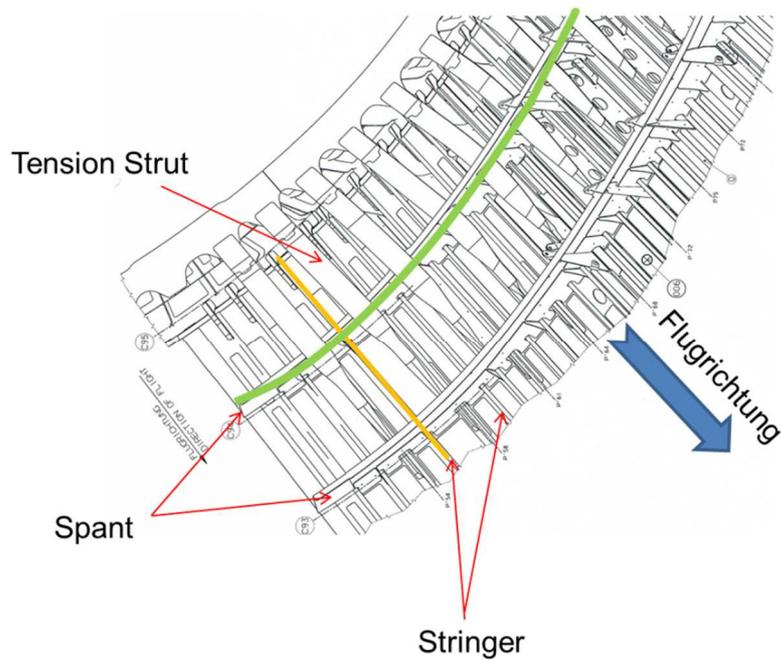


Abb. 6: Ausschnitt der Sektion 18.3 [5]

Zur besseren Einordnung der Struktur ist in Abbildung 7 die obere Hälfte des Rumpfes der Sektion 18 mit dem oberen Fußbodenrost (FBR) dargestellt.



Abb. 7: Obere Sektion 18.1 mit FBR [5]

3.4.3 Anteil des Hamburger Werks an der Rumpfmontage

In Hamburg werden für den A380 die Rumpfsektionen 13, 15 FUU (Obere Halbschale) und 18.1 sowie Sektion 18.3, mit der den Druckbereich abschließenden Druckkalotte, vormontiert (vgl. Abb. 5). In der Strukturmontage werden die von einem Zulieferer schon vorgefertigten Hautsegmente mit den zwei Fußbodenrosten zu der sogenannten „Tonne“ der jeweiligen Rumpfsektion zusammen gefügt. Die Hautsegmente sind, wie in Abbildung 8 zu sehen, in Ober-, Unter- und Seitenschalen unterteilt. Es werden außerdem das Fachwerk im Frachtraum sowie diverse Halter und Streben eingebaut. Des Weiteren werden die Sektionen 18.1 und 18.3 inklusive Druckkalotte mit der aus Spanien angelieferten Sektion 19 zu einer großen Hecksektion verbunden. Nach Abschluss der Strukturmontage wird die gesamte „Tonne“ in der Restkonservierung versiegelt.

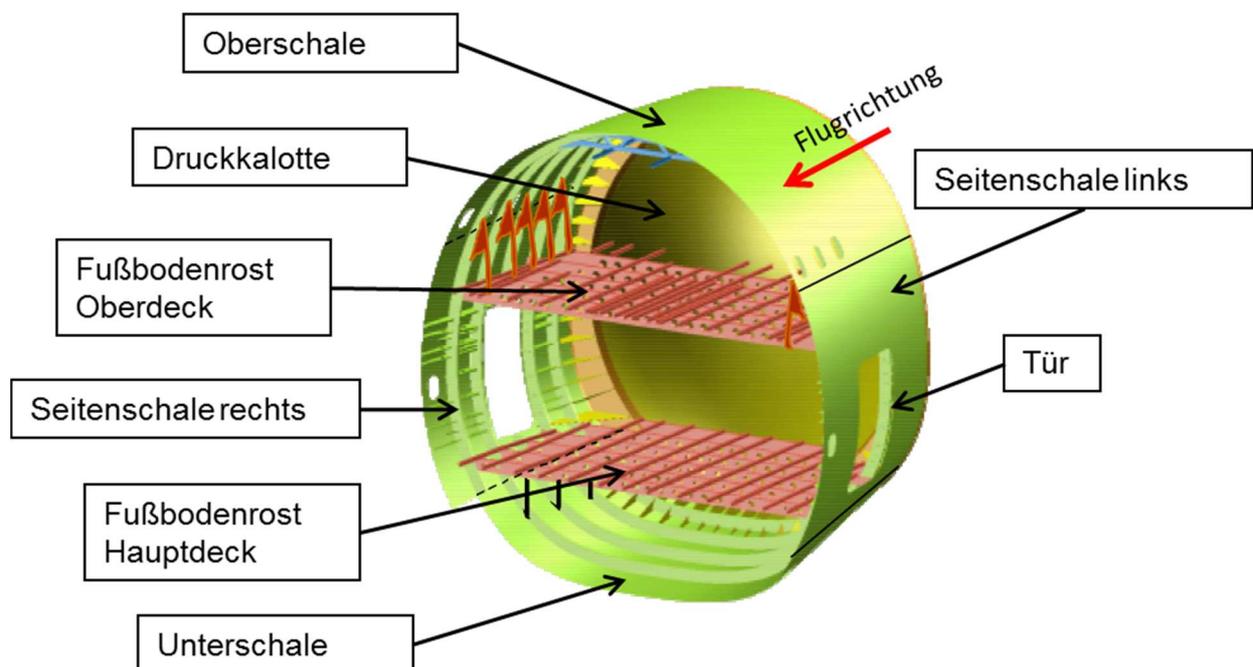


Abb. 8: Struktur der Sektion 18.3 mit Druckkalotte [6]

Anschließend folgt die Ausrüstungsmontage. Dort werden neben der Isolierung die folgenden mechanischen und elektrischen Systeme montiert: Elektrik, Wasser, Hydraulik, Feuerwarn- und Feuerlöschsysteme, Klimaanlage, Kraftstoff- und Heißluftsysteme, Flugsteuerung, Küchenkühlung sowie die Sauerstoffversorgung und die benötigten Systemhalter und Leitungen [6].

Nach Abschluss der Vormontage werden die Rumpfsektionen zur Endmontage nach Frankreich transportiert. In Toulouse werden sie mit den anderen Sektionen und Komponenten zu einem fertigen A380 zusammengefügt.

3.5 Abteilung: A380 Fuselage Design Section 18/RPB

Die in Kapitel 3.4.3 beschriebene Sektion 18 und die Druckkalotte werden von der Abteilung „Fuselage Design Section 18/Rear Pressure Bulkhead“ betreut. Zu den Hauptaufgaben zählen die Erstellung von fachlich, luftfahrtrechtlich und fertigungstechnisch korrekten Bauunterlagen sowie die Kontrolle des Qualitäts-, Termin- und Kostenrahmens. Des Weiteren zählt die Entwicklung, Konstruktion und Serienbetreuung von Baugruppen und Einzelteilen in der Struktur der Sektionen 18.1/18.3 zu ihren Aufgaben, sowie der Zusammenbau der Sektion 18/19. In diesen Bereich fallen auch die in dieser Bachelorarbeit betrachteten Tension Struts, welche die Druckkalotte mit der Sektion 18.3 verbinden [7].

Darüber hinaus gehören zu den Aufgaben dieser Abteilung die Bearbeitung von Beanstandungsblättern (BB), Bauabweichungen (BA) und Design Query Notes (DQN) / elektronische Beanstandungsmeldung (eBM). Außerdem ist die enge Zusammenarbeit mit dem Manufacturing Engineering (ME) und direkt mit den Bauplätzen der Sektion 18/RPB wichtig. Durch die enge Zusammenarbeit der Abteilungen wird die ständige Optimierung der genannten Bereiche und ihrer Komponenten weiter vorangetrieben [7].

4 Fügeverfahren im Flugzeugbau

4.1 Stand der Technik

Das Nieten gehört seit vielen Jahrzehnten zu den Hauptfügeverfahren im Flugzeugbau. Es ist heute noch, trotz einiger negativer Eigenschaften, wie die durch Kerbwirkung der Nietbohrungen erzeugten Spannungsspitzen, ein häufig angewendetes Verfahren. In den letzten Jahren wurden im Flugzeugbau dennoch hochqualifizierte Fügeverfahren, wie das Schweißen und Kleben, stetig weiterentwickelt und werden immer häufiger verwendet. Als Beispiel ist das Laserstrahlschweißen von hochfesten Aluminiumlegierungen zu nennen. Es wird beispielsweise im unteren Rumpfbereich zur Stringer-Haut-Verbindung eingesetzt und zeichnet sich gegenüber dem Nieten durch eine höhere Fügegeschwindigkeit und Struktursteifigkeit aus [8]. Eine andere interessante Technologie ist das Reibrührschweißverfahren, an dem intensiv geforscht wird. Es ist ein einfaches und sauberes Fügeverfahren für Leichtmetalle, hat eine hohe Nahtfestigkeit und führt zu Gewichtsersparnis, da Bleche ohne Überlappungen stirnseitig miteinander verbunden werden können (vgl. www.dlr.de/wf). Auch das Kleben ist durch bessere Klebstoffsysteme und Oberflächenvorbehandlungen ein nicht mehr wegzudenkendes Fügeverfahren. Bei Klebeverbindungen entfallen die Bohrungen für die Nieten, was zu einer gleichmäßigeren Spannungsverteilung in den Bauteilen führt. Zudem haben Klebstoffe eine gute Dämpfeigenschaft sowie gute Dichtigkeit gegen Gase und Flüssigkeiten. Zusätzlich wird auch mit Hybridlösungen gearbeitet, bei denen die Nietentechnik mit der Klebtechnik kombiniert wird. Dadurch werden weniger Nieten zum Fügen benötigt. Das führt zu einer flächigeren Kraftverteilung im Bauteil und steigert die Belastungsfähigkeit [8]. Ein Ziel wird möglicherweise sein, in der Zukunft ein Flugzeug ganz ohne den Einsatz von Nieten zu bauen.

In Tabelle 1 werden die für den Flugzeugbau wichtigen Fügeverfahren und ihre Eigenschaften genauer aufgeführt.

Tabelle 1: Vergleich von Fügeverfahren [8], [10], [11]

	Nieten	Kleben	Schrauben (Anpressen)	Schweißen
Fügeverfahren	Formschluss	Stoffschlüssig	Form-/Kraftschlüssig	Stoffschlüssig
Verbindungsart	lösbar durch Zerstörung der Nieten	nicht lösbar	lösbar	nicht lösbar
Wärmeinfluss	keiner	nur bei warmhärtendem Kleben bis max. 200°C	keiner	thermisches Verfahren, Schmelztemperatur des Werkstoffs
Vorteile	leichte und sichere Herstellung, Fügen verschiedener Werkstoffe, einfache Qualitätskontrolle	Fügen verschiedener Werkstoffe, gleichmäßige Spannungsverteilung, leicht, keine Materialverletzung, für große Flächen und dünne Bleche geeignet	große Klemmlängen, lösbare Verbindungen auch unterschiedlicher Werkstoffe, großes Einsatzgebiet	hohe Festigkeit und Steifigkeit, Gestaltungsvielfalt der Verbindungsstellen
Nachteile	Schwächung des Bauteils durch Nietbohrung, Teile müssen überlappen (Gewicht), erfordert gute Zugänglichkeit	geringe Warmfestigkeit, Aushärtezeit, behandelte Klebeflächen, Fixiervorrichtung notwendig	teurer als Nieten oder Schweißen, schlecht bei dynamischer Beanspruchung	großer Wärmeinflussbereich, nur gleiche Werkstoffe
Hauptanwendungsgebiete	Luft- und Raumfahrt	Luft- und Raumfahrt, Fahrzeugbau, Elektronik, Dentaltechnik	universell einsetzbar	Schiffbau, Fahrzeugbau, Maschinenbau

Die Schweißtechnik und andere Fügeverfahren werden im weiteren Verlauf der Arbeit nicht näher betrachtet, da es in dieser Arbeit um die Umstellung von einer Nietung zu einer Klebung geht.

4.2 Nieten

Das Nieten ist ein „unlösbares“ formschlüssiges Fügeverfahren, das allerdings durch Zerstörung der Nieten relativ einfach gelöst und wieder montiert werden kann. Das ist eine wichtige Eigenschaft für den Flugzeugbau, da beim Bau eines *Airbus* rund 3,5 Millionen Nieten gesetzt werden. Das Nieten wird seit dem Übergang von Holz- zu Metallkonstruktionen im Flugzeugbau eingesetzt. Die Niettechnik ist durch die große Erfahrung, Automatisierung und relativ geringer Kosten im Flugzeugbau zurzeit immer noch ein unverzichtbares Fügeverfahren, um Belastungen bei großflächigen Verbindungen zu übertragen [8]. Die Niettechnik wird aber auch in weniger hoch beanspruchten Bereichen, wie beispielsweise zur Befestigung von Haltern für Leitungssysteme, genutzt. Durch die vielen verschiedenen Nietarten können Nieten in nahezu allen Bereichen eingesetzt werden. Allerdings müssen bei Nietverbindungen die korrosiven Eigenschaften der Fügeverbindung sorgfältig überprüft werden.

In Bereichen, in denen Vollnieten den Beanspruchungen nicht mehr genügen, werden Passnieten verwendet, die in Passbohrungen eingebracht werden. Die Passnieten setzen sich aus einem Schließringbolzen (Lockbolt) und dem aufgeschraubten oder aufgequetschten Schließring (Collar) zusammen [8]. Durch die Fixierung des Schließrings auf dem Bolzen wird eine kraft- und formschlüssige Verbindung erzeugt (vgl. Abb. 9). Allerdings steigen die Fertigungskosten, weil mit einer höheren Genauigkeit gefertigt werden muss.

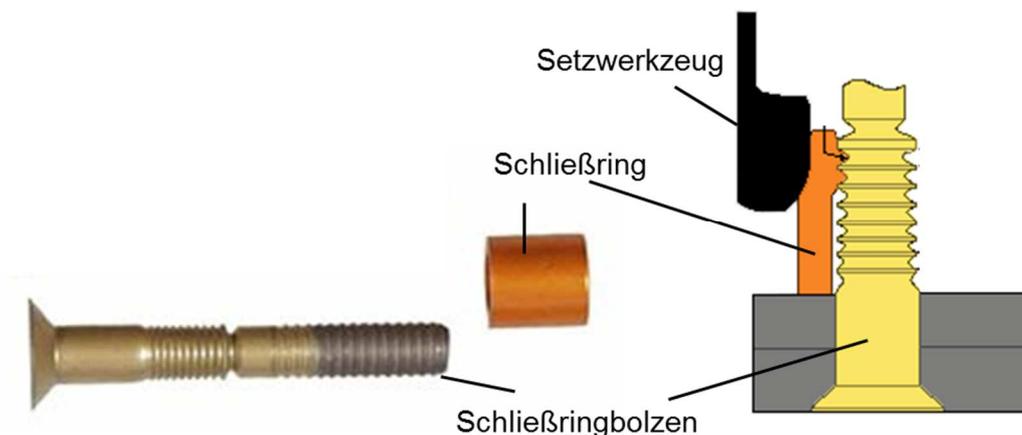


Abbildung 9: Darstellung eines Schließringbolzens [9]

Das Hybridfügen von Nieten und Kleben, wie in Kapitel 4.1 schon erwähnt, verspricht weitere Potentiale zur Gewichtsminimierung in der Rumpfstruktur eines Flugzeuges [8].

4.3 Kleben

4.3.1 Aufbau von Klebungen

Kleben ist ein stoffschlüssiges Fertigungsverfahren. Dabei werden die Fügeteile durch einen Klebstoff miteinander verbunden. Um eine hohe Festigkeit der Klebung zu erreichen, muss sich der Klebstoff mit den Fügeteilen in einer Grenzschicht verbinden. Die Haftungskraft, die in der Grenzschicht auftritt, nennt sich Adhäsionskraft. Die Festigkeit der Klebstoffschicht ist die Kohäsionskraft. Diese beiden Kräfte sind die relevanten Bindungskräfte einer Klebung. Die zu fügenden Werkstoffe besitzen meistens eine deutlich höhere Festigkeit als die Klebstoffe. Deshalb kommt es bei einem Versagen von Metallklebungen normalerweise zum Bruch der Grenzschicht oder der Klebstoffschicht, auch Adhäsionsbruch oder Kohäsionsbruch genannt (vgl. Abb. 10) [11]. Zu einem Kohäsionsbruch kommt es, wenn die Bindungen der Grenzschichten stärker sind als die der Klebstoffschicht. Das ist zu bevorzugen, da es für eine gut Ausgeführte Klebung spricht.

Die Adhäsion beschreibt das Haften des Klebstoffes durch physikalische und chemische Wechselwirkungen an den Fügeteilen. Damit ein Klebstoff eine gute Adhäsion erreichen kann, sind die Fügeteile durch mechanische und chemische Oberflächenvorbereitungen vorzubereiten. Es ist unbedingt erforderlich, bei der Konstruktion und Gestaltung von Klebungen auf eine ausreichend große Fläche zu achten, die mit Klebstoff benetzt wird [11].

Die Kohäsion zeichnet sich durch die chemische Zusammensetzung des Klebstoffes aus, besonders die des Polymers. Durch die Vernetzung des Klebstoffsystems entsteht eine deutlich höhere Kohäsion als bei unvernetzten Systemen. Die

Vernetzung kann je nach Klebstoffart chemisch oder physikalisch erfolgen. Bei der Kohäsion ist die thermische Belastung der Füge­teile zu beachten, da bei hohen Temperaturen die Kohäsion immer abnimmt und damit auch die Festigkeit der Klebung [11].

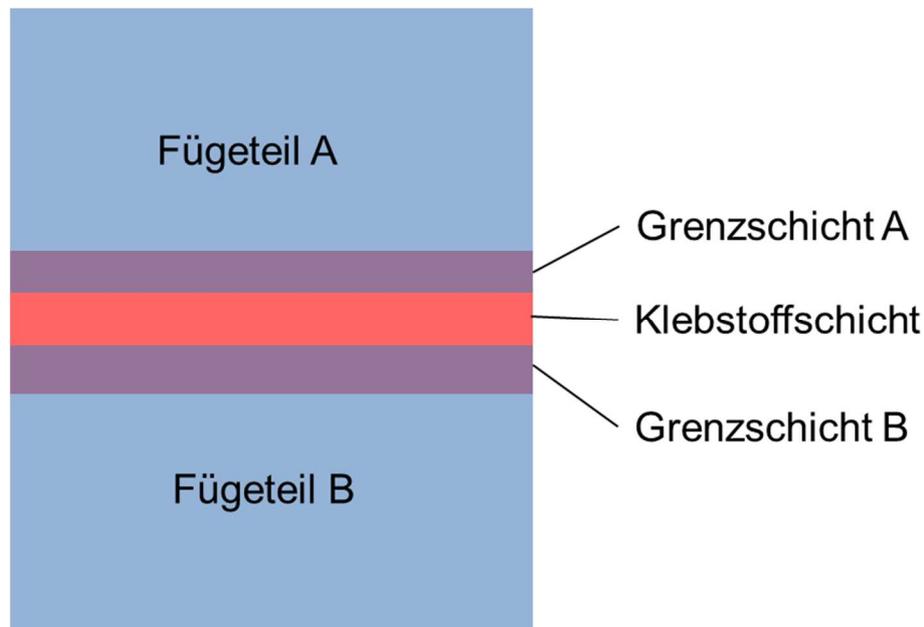


Abb. 10: Aufbau einer Klebung

Um eine dauerhafte Klebung zu gewährleisten, ist eine dem Klebstoff und dem Werkstoff entsprechende Oberflächenvorbehandlung der Klebeflächen durchzuführen. Erst nach Einhaltung dieser Vorgänge, ist eine hohe Lebenserwartung der Klebung zu erreichen.

4.3.2 Kleben im Flugzeugbau

Seit Anfang der 40er Jahre wurden unter Verwendung von wärmehärtenden Phenolharzen, die mit Polyvinylformal plastifizieren, Aluminiumteile verklebt [12]. Es stellte sich heraus, dass durch eine Vorbehandlung der Klebeflächen mit einer wässrigen

Lösung von Schwefelsäure und Natriumdichromat eine hochfeste und ermüdungsresistente Verbindung entstand. Diese Vorbehandlung wurde als der „Pickling-Prozess“ (Beizen) weltweit bekannt und eingesetzt. Der damals verwendete Klebstoff „Redux“ wird heute noch im Flugzeugbau eingesetzt. Es handelt sich um ein 2-Komponentensystem aus einem Phenolharz, auf welches festes, körniges Polyvinylformal gestreut wird. Nachdem beide Klebeflächen benetzt sind, werden die Teile unter einem Druck von bis zu 8 bar zusammen gepresst und bei einer Temperatur von 170°C bis zu 45 Minuten erhitzt. Die Klebung besteht aus circa 75 % geschmolzenem Polyvinylformal und 25 % ausgehärtetem Phenolharz. Die Warmfestigkeit der Klebungen ist allerdings nur bis zu Temperaturen von etwa 60° bis 70°C gegeben. Dieses Klebverfahren wurde von der Firma „De Havilland“ hauptsächlich in der Rumpfstruktur ihrer Flugzeuge verwendet und bereitete auch nach 10 bis 15 Jahren Einsatzzeit keine Probleme [12].

In den frühen 1960er Jahren wurden bei der Fokker F27 und F28 konsequent Klebungen mit Phenolharzen im Rumpf und in den Tragflächen durchgeführt. Die Fokker-F27-Friendship ist ein extremes Beispiel, weil hier über 70 % aller Verbindungen geklebt wurden und diese in drei Jahrzehnten nicht versagt haben [13]. Die guten Klebeeigenschaften wurden bei Fokker auch durch die Vorbehandlungsprozesse der Klebeflächen erreicht. Nach dem Beizen folgte eine Chromsäure-Anodisierung, durch die eine poröse Oxidschicht auf dem Aluminium entsteht. Damit wurde die Adhäsion deutlich verbessert, denn der Klebstoff benetzt eine deutlich größere Fläche. Die guten Eigenschaften der Anodisierung sollten eigentlich den Korrosionsschutz im nicht-geklebten Bereich verbessern. Da sie die Klebeeigenschaften nicht negativ beeinflusste, wurde das Verfahren auch weiterhin eingesetzt. Erst viel später wurde realisiert, dass dieses Verfahren die nahezu perfekte Kombination von Oberflächenvorbehandlung, Fügwerkstoff und Klebstoff ist [12].

Anfang der 1970er Jahre wurden beim *Airbus A300* Metall-Klebungen mit CSP-Oberflächenvorbehandlung (Chrom Sulfuric acid Pickling) und der ersten Generation von Epoxidharzklebstoffen durchgeführt. Die Klebungen waren weniger spröde, als Phenolharzklebungen und hatten eine höhere Wärmebeständigkeit bis zu Temperaturen von 80°C. Zu der Zeit gab es in der Luftfahrt noch keine Erfahrungen mit Epoxidharzklebungen. Damals wurden Standardregeln und -tests aus der

Industrie angewandt. Aus heutiger Sicht waren diese Regeln bei Weitem nicht ausreichend. In den damals durchgeführten Tests wurden keine Verbesserungen der Klebung durch den Anodisierungsprozess festgestellt. Daraufhin wurde aus Kostengründen auf dieses Verfahren verzichtet. Ende der 70er Jahre kam es dann zu ersten Korrosionserscheinungen bei Flugzeugen, die hauptsächlich in tropischen Regionen im Einsatz waren. Die Schäden wurden analysiert und mit neu definierten Tests wurde die Korrosion von Klebstoffverbindungen aus Epoxiharzsystemen untersucht. Anhand der Ergebnisse der Untersuchungen und weiterer Tests wurden neue Anwendungsbedingungen und Testmethoden festgelegt [12].

Der Anodisierungsprozess wurde nach den neu erworbenen Erkenntnissen weltweit wieder eingeführt. In Europa wurde weiterhin das Chromsäure-Anodisieren (CAA) durchgeführt, während in den USA das Phosphor-Schwefelsäure-Anodisieren (PSA) eingeführt wurde. Inzwischen wird Letzteres aus ökologischen Gründen auch bei *Airbus* angewendet. Das Anodisieren in Verbindung mit korrosionshemmenden Haftgrundmitteln und Epoxidharzklebstoffen führt zu hoher Leistungsfähigkeit und Lebensdauer der Strukturklebungen. Anhand neuer Entwicklungen gewinnt das Kleben im Flugzeugbau heute immer mehr an Bedeutung, denn es lässt sich durch den konsequenten Einsatz von Klebstoffsystemen in der Flugzeugstruktur von Metallflugzeugen eine Gewichtsersparnis von bis zu 15% erreichen [12]. Ein weiterer Vorteil der Klebetechnik ist eine hohe Ermüdungsfestigkeit der Struktur bei einer hohen Steifigkeit. Außerdem ist durch die Gewichtsersparnis ein geringerer Treibstoffverbrauch zu erwarten [8].

4.3.3 Struktur- und Nicht-Strukturklebungen

Bei den in 4.3.2 beschriebenen historischen Klebungen handelt es sich hauptsächlich um Strukturklebungen. Als Strukturklebungen gelten im Allgemeinen alle Klebungen, die an hochbelasteten Komponenten durchgeführt werden. Dazu zählen bei einem Flugzeug die Tragflächen, das Seitenleitwerk und das Gerüst des Rumpfes sowie die Hautsegmente. Durch die hohen Belastungen, denen Strukturklebungen ausgesetzt sind, gelten für sie sehr strenge Zulassungsbedingungen

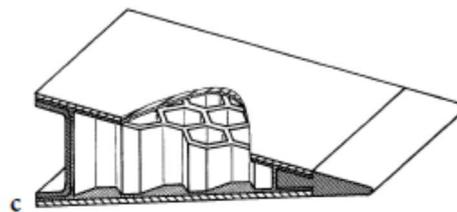
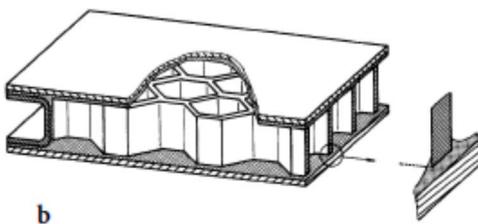
durch die Luftfahrtbehörden. Bei *Airbus* sind bisher nur warmhärtende Klebstoffsysteme für dieses Verfahren zugelassen. Es kommen hauptsächlich filmförmige Epoxidharzsysteme, mit Gewebe- oder Mattenformen als Trägermaterial, zum Einsatz. Diese Systeme haben eine gute Beständigkeit gegen physikalische und chemische Einflüsse, besitzen eine sehr hohe Festigkeit und zeichnen sich durch einen geringen Härtingsschrumpf aus. Durch den geringen Schrumpf entstehen keine Eigenspannungen im Klebstoff und er ist daher für die Verklebung von dünnen Blechen sehr gut geeignet [12]. Der Nachteil von warmhärtendem Klebstoff ist der Verarbeitungsaufwand. Die Oberflächenvorbehandlungen sowie der Härtingprozess im Autoklaven mit der Vor- und Nachbearbeitung des Bauteils (vgl. Abb. 27) sind sehr zeit- und kostenintensiv.

Beispiele für Strukturklebungen im Flugzeugbau sind in Abbildung 11 dargestellt.

- Außenblechversteifungen durch Stringer verschiedener geometrischer Abmessungen:



- Primärstrukturen für Rumpf, Zelle, Flügel, Leitwerke, Rotoren als Sandwichkonstruktionen auf Basis von Honigwaben-Kernmaterialien aus Aluminium oder Nomex (Aramid aus Phenylendiamin und Isophthalsäure), weiterhin Schaumstoff-Kernmaterialien und faserverstärkte Decklagen:



- Blechpaketklebungen:

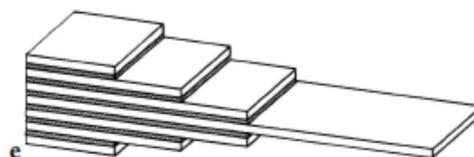
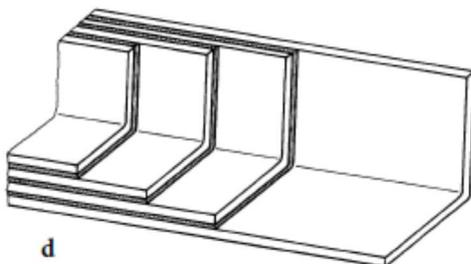


Abbildung 11: Beispiele von Strukturklebungen im Flugzeug [11]

Nicht-Strukturkleber werden bei *Airbus* beispielsweise beim Kleben von gering beanspruchtem Haltern im Rumpfbereich und beim Innenausbau verwendet. Hierbei handelt es sich hauptsächlich um kalthärtende 2-Komponenten-Epoxidharzsysteme, die bei Raumtemperatur aushärten.

Die Flugzeugbauer werden in Zukunft durch den immer größeren Einsatz von faserverstärkten Kunststoffen dazu übergehen, die kalthärtenden Klebstoffsysteme auch im Strukturbereich von Flugzeugen einzusetzen. Diese Systeme besitzen heute schon eine ähnlich hohe Festigkeit wie die warmhärtenden Klebstoffsysteme und sind für Einsatztemperaturen im Bereich von -55°C bis 80°C geeignet [12]. Allerdings gibt es bis zum heutigen Zeitpunkt noch kein für Strukturklebungen zugelassenes kalthärtendes Klebstoffsystem bei *Airbus*. Es existieren zwar einige kalthärtende Epoxidharzsysteme, die im Strukturbereich eines *Airbus* eingesetzt werden dürfen, allerdings nur als Flüssig-Shim. Das bedeutet, sie werden als Fugenfüllmittel und zum Glätten von Kanten verwendet, dürfen aber nicht als Klebstoff eingesetzt werden. *Airbus* arbeitet seit einigen Jahren mit dem Klebstoffhersteller 3M daran, ein kalthärtendes qualifiziertes Klebstoffsystem zu definieren. Die Zulassung eines Systems für Strukturbauteile ist laut 3M allerdings in naher Zukunft noch nicht wahrscheinlich.

4.3.4 Vorbehandlung der Fügeflächen

Vertiefend zu den Ausführungen in Kapitel 4.3.2 wird hier die Oberflächenvorbehandlung für Strukturklebungen bei *Airbus* nach dem heutigen Standard beschrieben. Diese ist in dem *Airbus* Fertigungshandbuch 80-T-34-9000 „Kleben struktureller Verbindungen“ detailliert dargestellt.

Durch die hohen Belastungen, denen die Strukturklebungen ausgesetzt sind, muss die Adhäsion zwischen Füge teil und Klebstoff besonders hoch sein. Um das zu gewährleisten, müssen die Klebeflächen in mehreren Schritten vorbereitet werden. Bei Klebungen von Aluminiumlegierungen, die im Strukturbereich des Flugzeugbaus

zum Einsatz kommen, ist eine Kombination aus Reinigungs-, Beiz- und Anodisierungsvorgängen durchzuführen.

Das Vorreinigen der Fügeteile erfolgt mit organischen Lösungsmitteln, anschließend folgt alkalisches Entfetten und danach ein alkalisches Beizen. Ein saures 30 minütiges Beizbad wird vor dem abschließenden Vorbehandlungsprozess, dem Phosphor-Schwefelsäure-Anodisieren (PSA), durchgeführt. Zwischen den einzelnen Schritten wird das Fügeteil immer wieder mit Wasser abgespült.

Nach dem Anodisieren wird noch ein Haftgrundmittel aufgetragen. Dieses schützt die vorbehandelte Klebefläche und dient als Vermittler zwischen Werkstoff und Klebstoff [12].

Die chemischen Prozesse sind teilweise aus ökologischen und toxikologischen Gründen problematisch und sehr kostenintensiv. Deshalb sind unter anderem seit 2006 die Verwendung chromhaltiger Substanzen durch umweltverträglichere Verfahren, wie beispielsweise PSA, ersetzt worden [12].

Für die Oberflächenvorbehandlung von faserverstärkten Kunststoffen müssen die Klebeflächen sauber und fettfrei sein. Um das zu erreichen, kann die Oberfläche mechanisch angeschliffen werden oder es wird in die Deckschicht des zu klebenden Bereichs Gewebe einlaminiert, dass vor der Klebung entfernt wird [12]. Dadurch entsteht eine raue Oberfläche, durch die eine bessere Adhäsion zwischen Klebstoff und Werkstoff erreicht wird.

5 Situationsanalyse

In der Situationsanalyse werden die in dieser Arbeit untersuchten Tension Struts näher beschrieben. Es wird ihre Position im Flugzeug beschrieben und die Funktion, die sie in der Struktur erfüllen.

5.1 Aufgabe und Funktion der Tension Struts

Die hier untersuchten Tension Struts befinden sich im hinteren Teil des Druckbereichs des A380. Sie verbinden die den Druckbereich abschließende Druckkalotte mit der Rumpfsektion 18.3 (vgl. Abb.12).

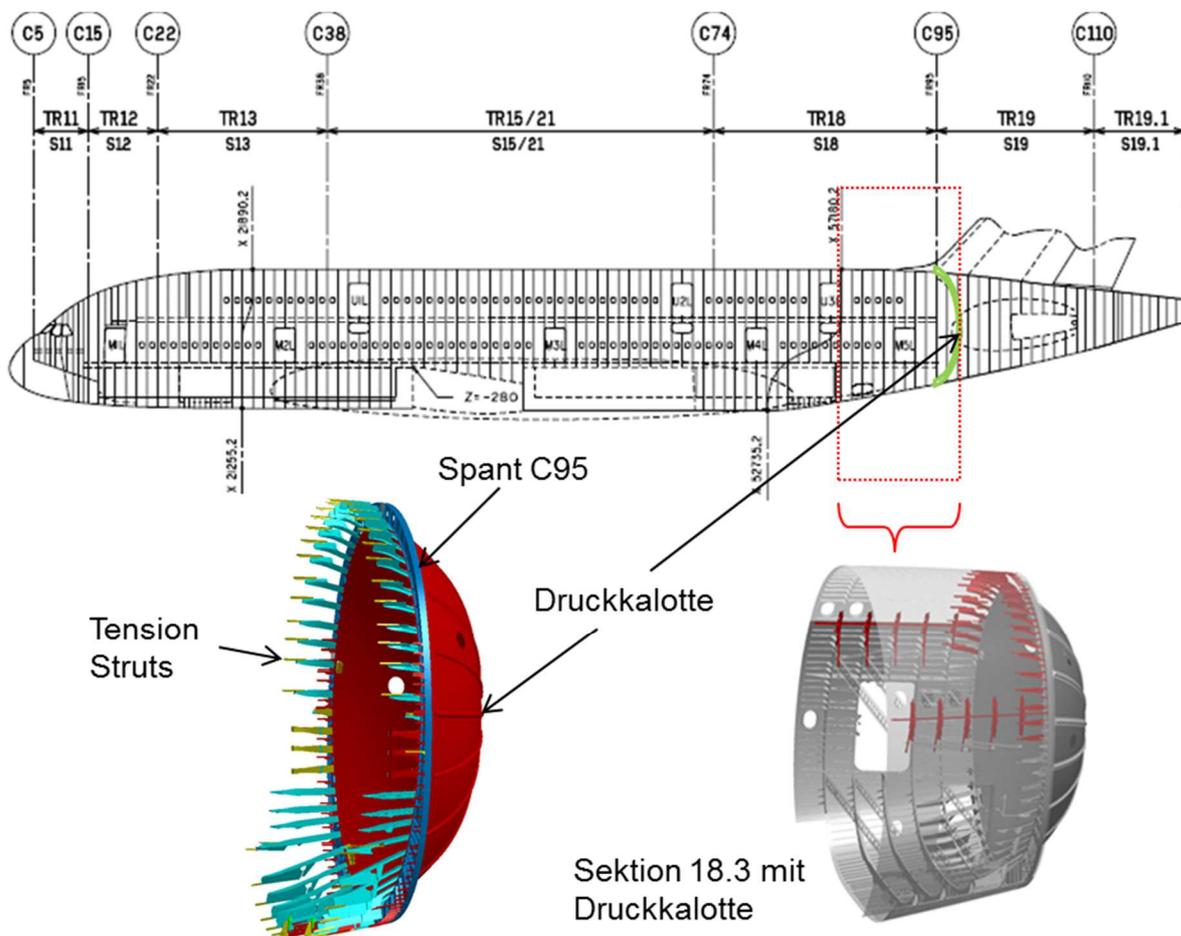


Abb. 12: Ortsbestimmung der untersuchten Tension Struts [5]

Die Tension Struts nehmen die auf die Druckkalotte wirkenden Zug- und Drucklasten in Flugrichtung auf und leiten sie in die Rumpfstruktur weiter. Sie sind über den Spant C95, der an der Druckkalotte vormontiert ist, mit der Rumpfsektion 18.3 verbunden. Die Lastenleitung erfolgt über eine Titan-Fingerlasche, die mit Spant C95 und der Druckkalotte verbunden ist (vgl. Abb. 13). Die Tension Struts geben die Lasten über zwei Kupplungen an den Stringer weiter und dadurch auch in die Rumpfhaut. Zusätzlich sind die Tension Struts zur Stabilisierung über Anschlusswinkel mit den Spant C94 und im unteren Bereich auch mit Spant C93 verbunden.

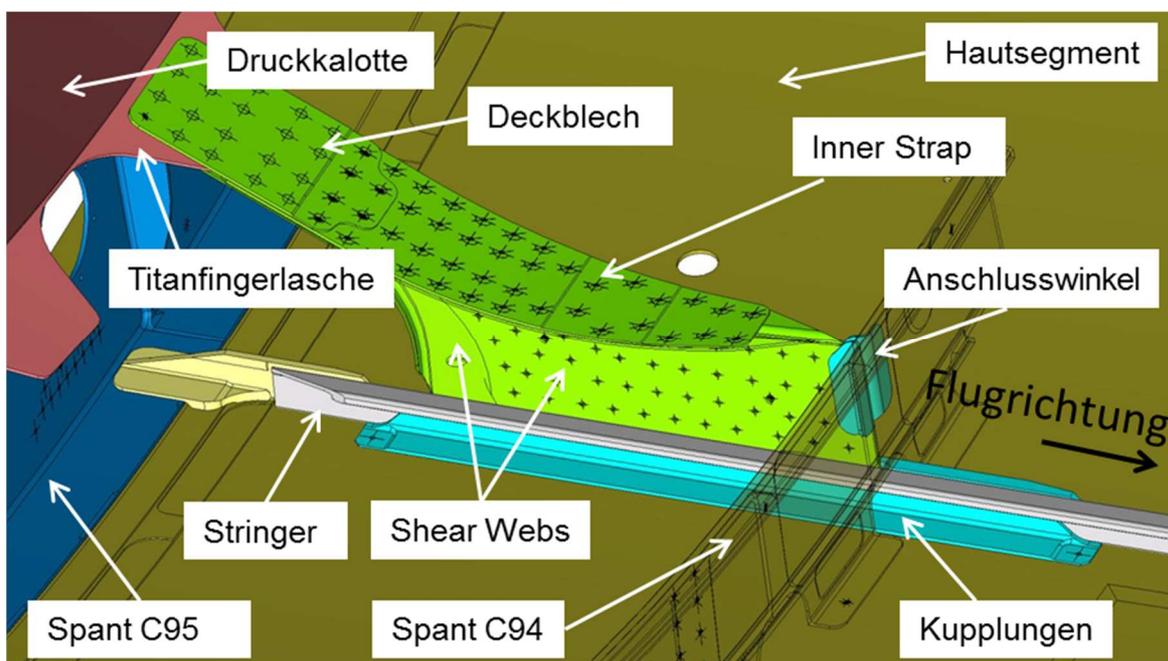


Abb. 13: CAD-Bild: Tension Strut Einbau im Flugzeug [5]

5.2 Position und Design der Tension Struts

Die Tension Struts sind in drei Bereiche unterteilt. In den oberen Bereich des Rumpfes von Stringer P2 bis P28, in den mittleren Bereich von P32 bis P36 sowie in den unteren Bereich von P54 bis P74. Der Rumpf ist zur genauen Positionsbestimmung symmetrisch in zwei Hälften unterteilt. In Flugrichtung betrachtet wird die rechte Seite als „Rechte Hand“ (RH) und die linke Seite als „Linke Hand“ (LH)

bezeichnet. Zur genauen Positionierung der Stringer sind sie, wie in Abbildung 17 am Spant C95 zu sehen, an der linken Seite mit P' und an der rechten Seite mit P gekennzeichnet und zusätzlich wird die Nummer des Stringers angefügt. In dieser Arbeit werden die Tension Struts immer für die beiden Seiten, LH und RH, betrachtet.

Im oberen Bereich des Rumpfes zwischen den Stringern P2 und P28 sind die Tension Struts aus zwei Shear Webs und dem Inner Strap aus Aluminiumblechen zusammengesetzt.

In Abbildung 14 sind die Einzelteile in der Montagereihenfolge, mit der sie zu einem Tension Strut zusammengefügt werden, dargestellt. Als Beispiel dient hier der Tension Strut aus dem oberen Bereich von Stringer P2.

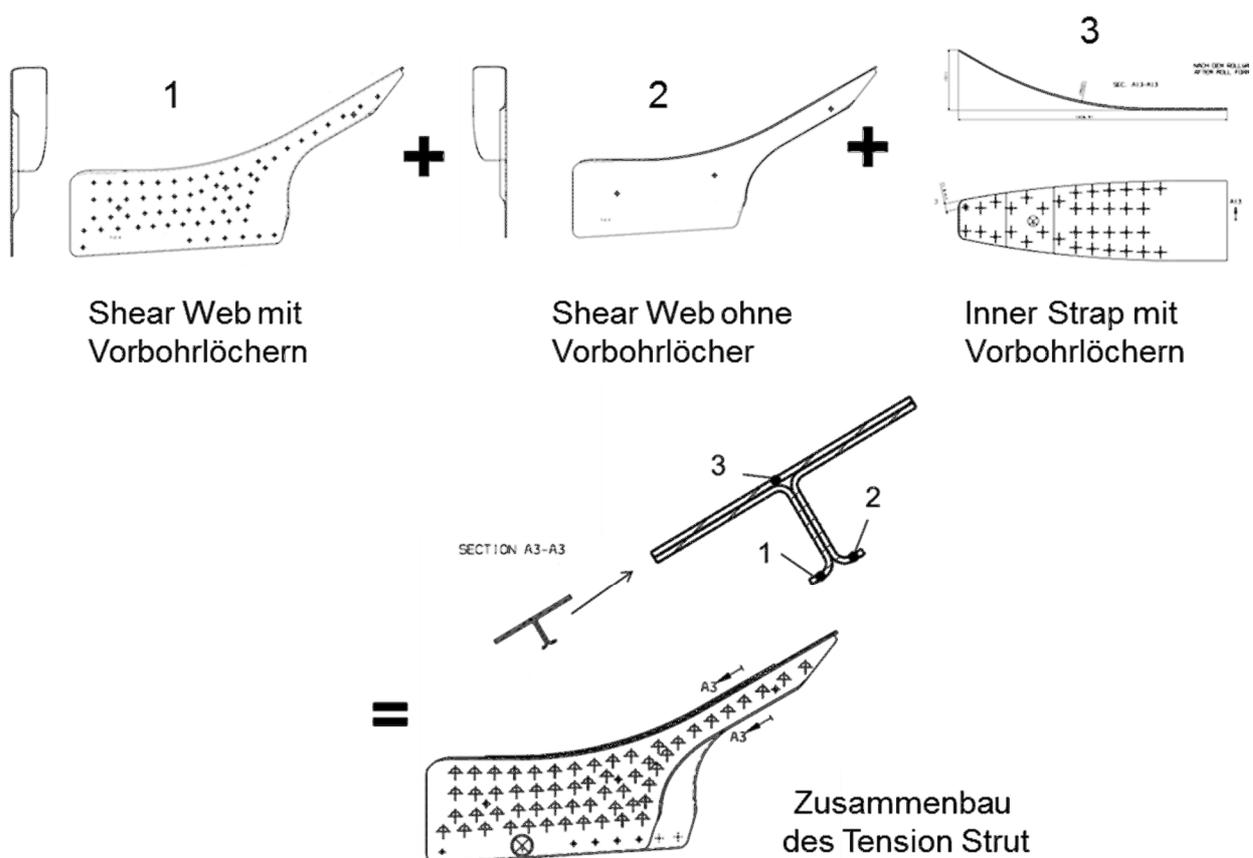


Abb.14: Montage der Einzelteile zum Tension Strut [5]

An den Stringern P32, P34 und P36 sind die Tension Struts robuste Frästeile, wie in Abbildung 15 dargestellt. Sie werden aus zwei Shear Webs ohne einen Inner Strap montiert. Die Frästeile bestehen aus massivem Aluminium, da sich in diesem Bereich der Sektion 18.3 eine Tür befindet (vgl. Abb. 8). Durch diese Tür treten zusätzliche Belastungen in der Struktur auf, die durch die verstärkten Tension Struts aufgenommen werden müssen.

Die Tension Struts an den Stringern P30 und P38 bis P52 werden in dieser Bachelorarbeit nicht betrachtet, weil sie durch die Belastungen der Tür in diesem Bereich einen anderen Aufbau haben und für diese Untersuchung nicht gefordert waren.

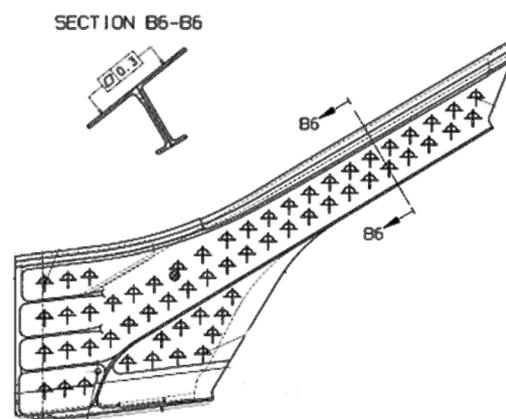


Abb. 15: Tension Strut mittlerer Rumpfbereich [5]

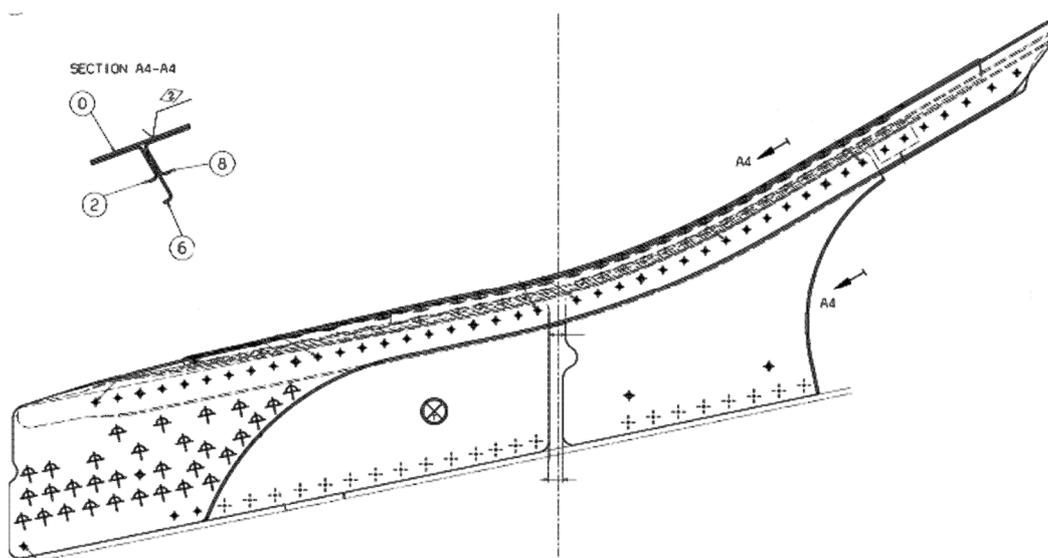


Abb. 16: Tension Strut unterer Rumpfbereich [5]

Im unteren Rumpfbereich zwischen den Stringern P54 und P75 verlaufen die Tension Struts von Spant C95 über Spant C94 bis zu Spant C93 (vgl. Abb. 17). Da wie in Abbildung 16 und 17 zu sehen, die Shear Webs durch den Spant C94 unterbrochen werden, bestehen sie aus bis zu vier Shear Webs und werden über zusätzliche Winkelhalter an den Spanten befestigt. Der Grund für die größere Bau­länge in Längsrichtung des Rumpfes liegt in der Geometrie des Spantes C95. Der Spant hat zwischen den Stringern P38 und P75 einen breiteren Steg, wie in Abbildung 18 zu sehen ist. Da die Kraftlinie von allen Tension Struts in einem Winkel von 30°C Grad in die Hautsegmente einlaufen müssen, verlaufen die Tension Struts in diesem Bereich über Spant C94 bis an den Spant C93. Dies gewährleistet eine gleichmäßige Kraftübertragung der Tension Struts in den gesamten Rumpf.

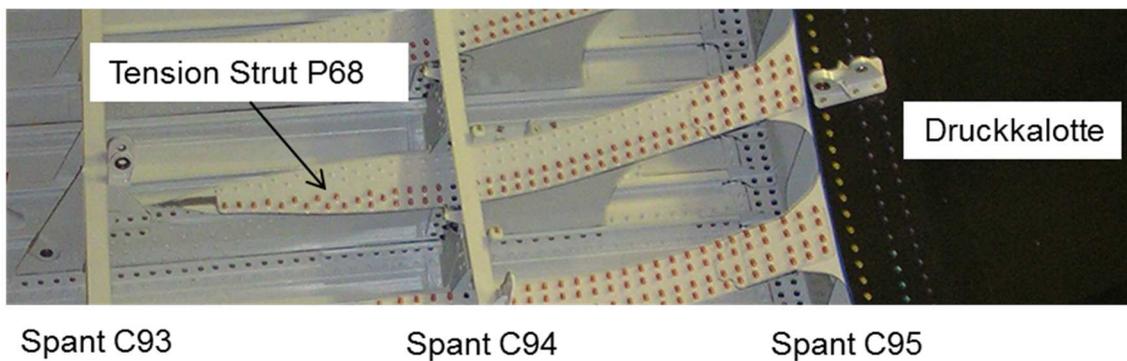


Abb. 17: Tension Strut P68 im unteren Rumpfbereich [5]

Zudem werden die Tension Struts in der Unterschale mit einer weiteren Schicht Oberflächenschutz versehen, um gegen die sich in der Unterschale sammelnden Flüssigkeiten, wie Kondensat und andere auftretende Fluide, geschützt zu sein.

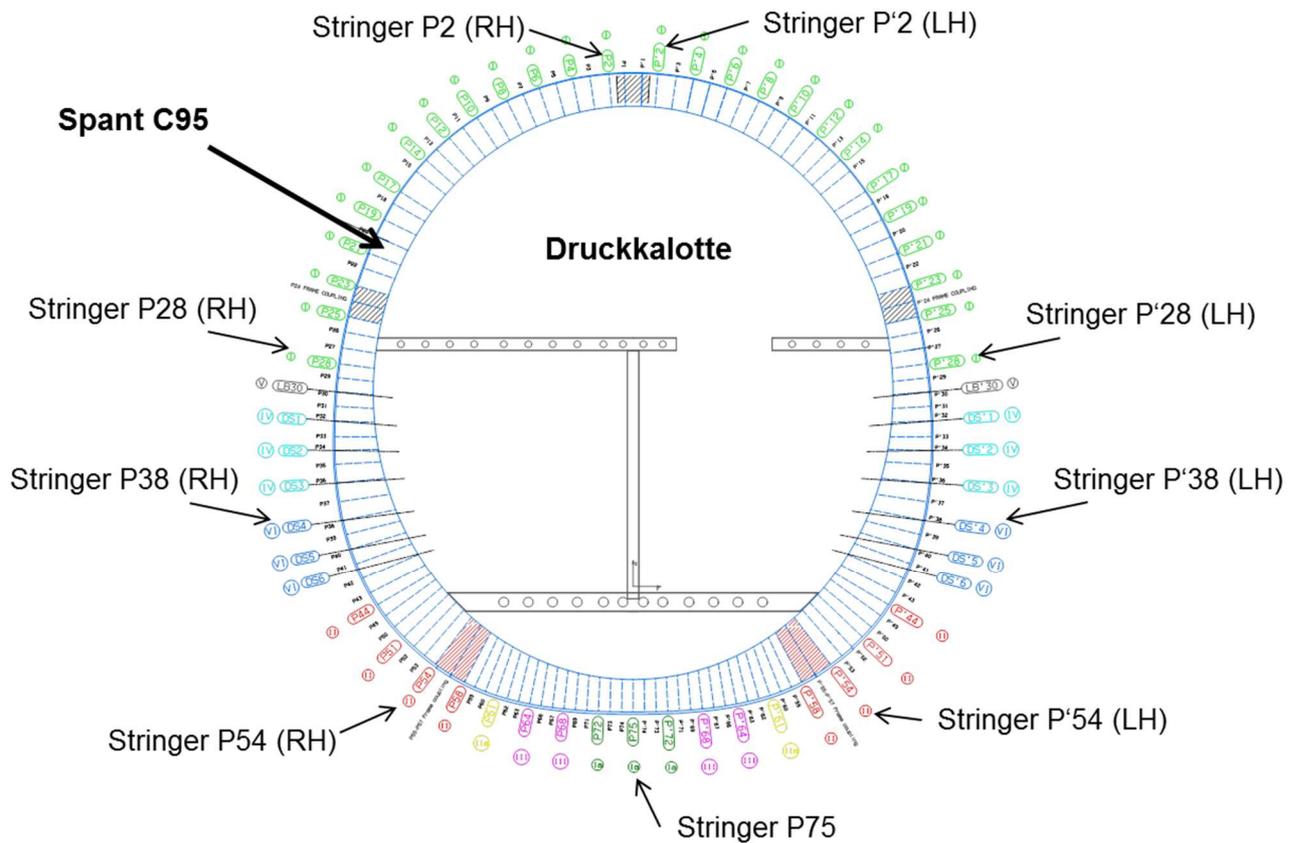


Abb. 18: Aufbau von Spant C95 [5]

5.2.1 Airbus Design Principles

Bei *Airbus* gibt es eine Vielzahl von Design Principles. Sie sind nach jedem Programm (*A320*, *A330/A340*, *A350*, *A380*), jedem Werkstoff und jedem Fügeverfahren zu unterscheiden. Die hier gültigen Design Principles geben eine allgemeine Lösung für Konstruktionsaufgaben vor. Durch den Einsatz von Design Principles entsteht ein einheitliches Design der Bauteile. Es wird die Effektivität erhöht und dadurch werden Kosten eingespart.

Auch die Flächenvernietung zur Verbindung der beiden Shear Webs wird nach dem in Abbildung 19 dargestellten Design Principle konstruiert. Der Randabstand *C* der Nieten sowie der Nietabstand *P* zu den benachbarten Nieten werden hier vorgeschrieben. Diese Design Principles sind so weit wie möglich auf den gesamten

Rumpf des A380 anwendbar. Kommt es bei der Anwendung zu Komplikationen, beispielsweise zu einer Kollision von Bauteilen, führt dies zu Abweichungen der Principles. Für diese Abweichungen, müssen dann die verantwortlichen Konstrukteure und Statiker nach Lösungen suchen.

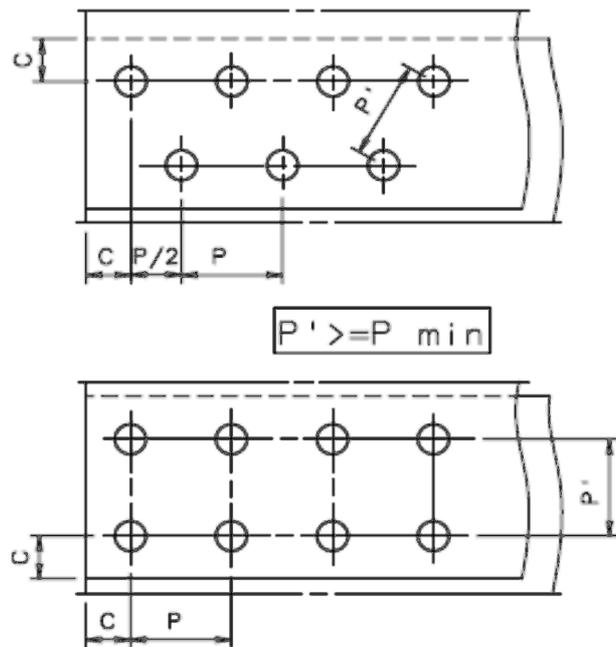


Abb. 19: A380 Design Principles [5]

Bei der Flächenvernietung der Tension Struts werden Nieten mit einem Durchmesser von $D = 4,8 \text{ mm}$ verwendet. Daraus folgen aus den Design Principles für die Aluminium-Struktur:

Randabstand (Edge Margin): $C = 2 \times D$

$$C = 2 \times 4,8 \text{ mm} = 9,6 \text{ mm}$$

Nietabstand (Target Pitch): $P = 4,5 \times D$

$$P = 4,5 \times 4,8 \text{ mm} = 21,6 \text{ mm}$$

5.2.2 Fail-Safe- und Damage-Tolerance-Prinzip

Die einzelnen Tension Struts sind nach dem Fail-Safe-Prinzip konstruiert. Das Fail-Safe-Prinzip zeichnet sich durch mehrere mögliche Lastpfade in einem Bauteil aus. Das hat den Vorteil, dass bei Ausfall eines Lastpfades, ein oder mehrere andere Lastpfade die Belastungen des beschädigten Bauteils übernehmen können [14]. Aus diesem Grund sind die Tension Struts aus zwei Shear Webs zusammengesetzt. Die zwei Kupplungen zur Verbindung der Tension Struts mit dem Rumpf, erfüllen neben der symmetrischen Lastübertragung in den Rumpf auch das Fail-Safe-Prinzip. Im Fall der Tension Struts würde bei Versagen eines Lastpfades (Shear Webs), der andere Lastpfad (Shear Web) die zu übertragenden Lasten aufnehmen, bis der Fehler bei einer Inspektion auffällt und behoben werden kann.

Das Fail-Safe-Prinzip ist aufgrund seiner Bauart die Basis für das Damage-Tolerance-Prinzip, bei dem die Inspektionen an die Konstruktion angepasst sind. Das Damage-Tolerance-Prinzip beruht auf der Fähigkeit, dass eine fehlerbehaftete Struktur die zu erwartenden Belastungen mindestens so lange erträgt, bis der Fehler durch eine geplante Inspektion oder einen nicht sicherheitsgefährdenden Funktionsausfall entdeckt und repariert werden kann [14].

5.3 Prozessdarstellung der Montage des Tension Struts



Abb.20: Flussdiagramm des Fertigungsprozesses der Tension Struts

Nach der Anlieferung der Einzelteile aus Bremen wird die Vormontage in Nordenham durchgeführt. Hier werden die zwei Shear Webs aneinander ausgerichtet und zusammen geheftet, um anschließend die Vorbohrlöcher von dem einen Shear Web auf den anderen zu übertragen (vgl. Abb. 19). Nach dem Entgraten werden die Shear Webs wieder getrennt und die aneinander zufügenden Flächen gereinigt und mit Aktivierer benetzt. Der Aktivierer muss einige Minuten einwirken bevor er abgewaschen wird. Nach der Trocknung wird die Dichtmasse auf die Fügeflächen aufgetragen und die zwei Shear Webs werden wieder aufeinander positioniert und in einer Vorrichtung fixiert (vgl. Abb. 21). Dort härtet die Dichtmasse mindestens eine halbe Stunde aus. Danach werden die Shear Webs aus der Vorrichtung entnommen und die an den Seiten überstehende Dichtmasse entfernt, die Bohrungen auf Maß aufgebohrt und entgratet. Abschließend werden die Shear Webs durch die Aluminium Nieten EN 6081 mit einem Durchmesser von 4,8 mm vernietet.

Dieser oben geschilderte Vorgang wird mit dem Inner Strap, der auf die Stege der Shear Webs montiert wird, wiederholt. Der einzige Unterschied ist, dass der Inner Strap zum Aushärten der Dichtmasse mit Klemmzwingen auf den Shear Webs fixiert wird, anstatt in einer Vorrichtung. Abschließend werden die Tension Struts noch mit Oberflächenschutz versiegelt.

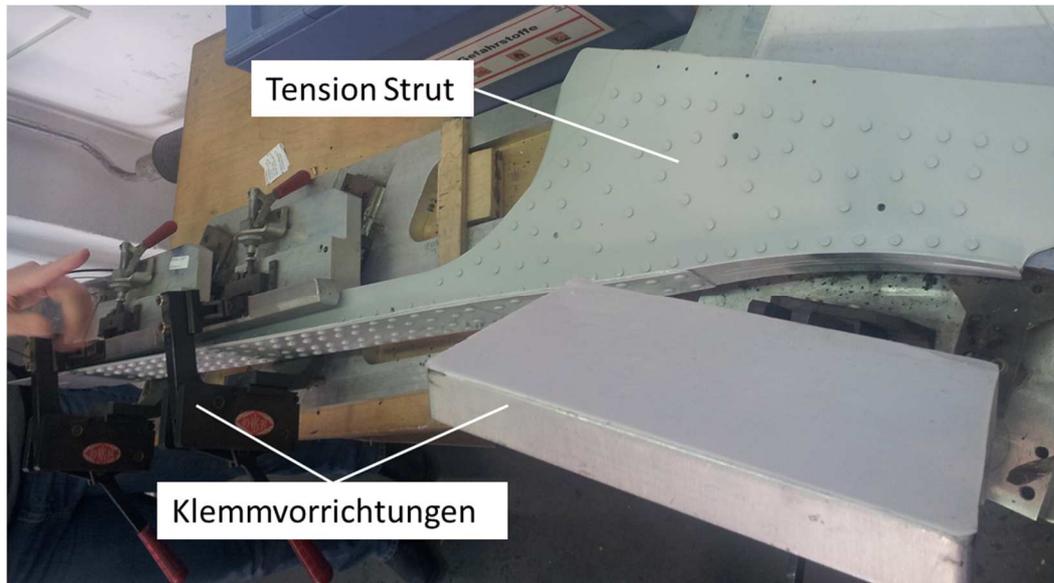


Abbildung 21: Klemmvorrichtung zum Aushärten der Dichtmasse (fertig montierter Tension Strut nur zur Anschauung positioniert) [5]

Nach Fertigstellung der vormontierten Tension Struts werden sie verpackt, in Transportkisten gelagert und nach Hamburg zur weiteren Montage im Flugzeugrumpf transportiert. In Abbildung 22 sind die endmontierten Tension Struts im oberen Rumpfbereich zu sehen. Die Niete und Fugen sind nochmals mit Oberflächenschutz versiegelt worden.

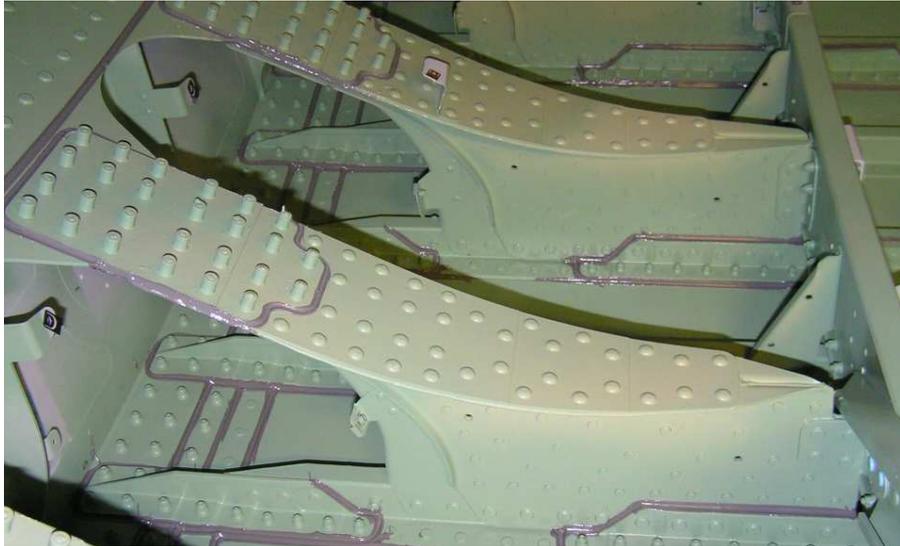


Abb. 22: Abgeschlossene Montage der Tension Struts im oberen Rumpfbereich [5]

6 Machbarkeitsstudie für ein neues Montagekonzept der Tension Struts

Das Ziel der Umstellung der Tension Struts-Montage sind eine Gewichts- und Kostenoptimierung des Prozesses. Bei der Umstellung der Montage, der in dieser Arbeit betroffenen 45 Tension Struts, entfallen ca. 2.600 Nieten pro Flugzeug. Dadurch ist allerdings nur eine geringe Gewichtseinsparung von ungefähr 1,5 kg zu erreichen. Diese 1,5 kg setzen sich aus dem Gewicht der Setz- und Schließköpfe der Aluminiumnieten zusammen. Der Fokus des Optimierungsprozesses liegt daher auf einer Senkung der Fertigungskosten durch die Verklebung der Bauteile.

6.1 Änderungen an dem vorhandenen Tension Struts

Die Flächenvernietung, die beide Shear Webs verbindet, soll durch eine Klebeverbindung ersetzt werden. Durch Entfall der durchschnittlich 58 Bohr- und Nietvorgänge pro Tension Strut soll der Montageprozess, durch die Verklebung der Shear Webs, effizienter gestaltet werden. Dadurch ändern sich einige Arbeitsabläufe in der Einzelteilmontage. Es müssen weniger Vorbohrlöcher gebohrt werden und die Aufbringung des Oberflächenschutzes muss an die Anforderungen einer Klebeverbindung angepasst werden. Die Montage des Inner Strap verändert sich hingegen nicht.

Zur Verdeutlichung in welchem Umfang die Bohr- und Nietvorgänge entfallen, sind in den Abbildungen 23 und 24 die Tension Struts mit Flächenvernietung und Klebung dargestellt. In dem verklebten Tension Struts befinden sich nur noch die drei Aufhängelöcher sowie die Bohrungen die für die Montage an den Stringer-Kupplungen notwendig sind.

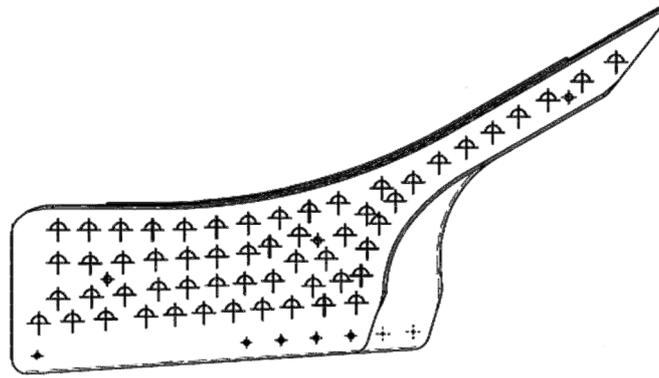


Abb. 23: Tension Struts mit Flächenvernietung [5]

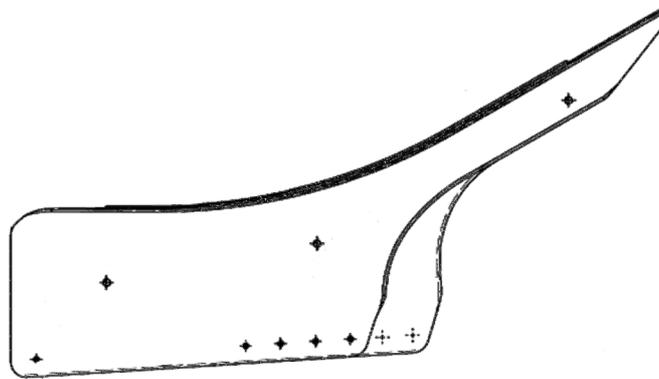


Abb. 24: Tension Struts mit Klebung [5]

6.2 Anforderungen an die Umstellung der Tension Struts-Montage

Die Anforderungen an eine Umstellung der Montage von der Flächenvernietung zu einer Verklebung der Tension Struts sind in der folgenden Anforderungsliste (Tabelle 2) dargestellt.

Tabelle 2: Anforderungsliste an die Umstellung des Montageprozesses

F - Forderung W - Wunsch		Anforderungsliste	Erstellt am: 15.04.2013 von: Fabian Croissier Blatt 1 von 1	
Lfd.	F / W	Anforderung	Änderung	Verant- wortlich
1	F	Reduzierung von Bohrungen		Croissier
2	F	Reduzierung von Nietvorgängen		Croissier
3	W	Reduzierung von Maschinenstunden		Croissier
4	F	Konstante Klebstoffdicke		Croissier
5	F	Einhalten der Fertigungstoleranzen		Croissier
6	W	Automatisierbare Fertigung		Croissier
7	F	Temperaturbeständige Verbindung (-55° bis 80°C)		Croissier
8	W	Umweltfreundliche Herstellung		Croissier
9	F	Dauerschwingfestigkeit auf 2,5-fache Lebensdauer		Croissier
10	F	Korrosionsbeständigkeit		Croissier
11	F	Resistent gegen Airbus spezifische Flüssigkeiten		Croissier
12	F	Maximale Wärmeeinfluss von 120°C		Croissier
13	W	Kurze Ruhezeiten/Härtezeiten		Croissier
14	W	Weniger Arbeitsschritte		Croissier
15	W	Schnellere Durchgangszeiten		Croissier
16	F	Ergonomische Arbeitsplätze		Croissier
17	F	Umstellung nach max. 40 MSN amortisiert		Croissier

Wie aus Kapitel 3.4.2 bekannt ist, befinden sich die Tension Struts im A380 in der Rumpfstruktur. In diesem Bereich sind die Tension Struts im Flugzeug nach dem Einbau der Systeme und der Kabinenausstattung schwer zu erreichen, um diese auf Beschädigungen zu prüfen. Die Strukturbauteile müssen eine sehr hohe Lebenserwartung haben, um damit ein Versagen auszuschließen. Die Lebenserwartung eines *Airbus A380* ist auf 18.500 Flüge ausgelegt. Um eine ausreichende Sicherheit gewährleisten zu können, werden die Bauteile auf die 2,5-fache Lebensdauer

getestet. Dies entspricht einer Belastung von 46.250 Flügen. Zusätzlich zu den dynamischen Belastungen des normalen Flugbetriebes muss eine Klebung im Rumpfstrukturbereich auch den extremen Temperaturen von minus 55°C im Flug und von plus 80°C auf einem Rollfeld standhalten. Die Temperaturwechsel dürfen die Eigenschaften der Klebung nicht negativ beeinflussen. Ferner muss die Klebung gegen jegliche Form der Korrosion und der von *Airbus* verwendeten spezifischen Flüssigkeiten resistent sein. Dazu gehören das durch die Luftfeuchtigkeit entstehende Kondensat, das aggressive Hydrauliköl Skydrol sowie Kerosin und andere Flüssigkeiten die in Flugzeugen zum Einsatz kommen.

6.3 Darstellungen der Klebverfahren

Bei der Darstellung der beiden hier untersuchten Klebprozesse wird nur die Klebung zwischen den beiden Shear Webs beschrieben. Das Fügen des Inner Straps auf die verklebten Shear Webs wird in Kapitel 5.4 beschrieben. Ausnahmen sind die gefrästen Tension Struts an den Stringern P32, P34 und P36, da hier kein Inner Strap benötigt wird. Des Weiteren wird nach der Inner Strap-Montage der gesamte Tension Strut mit Oberflächenschutz versiegelt. Diese beiden Vorgänge sind bei den beiden folgenden Klebprozessen identisch.

Die Anwendung der Klebstoffsysteme ist immer nach den jeweiligen Benutzungshinweisen des Klebstoffherstellers und den *Airbus* internen Richtlinien durchzuführen.

6.3.1 Montage mit Kalt-Härtendem Klebstoff

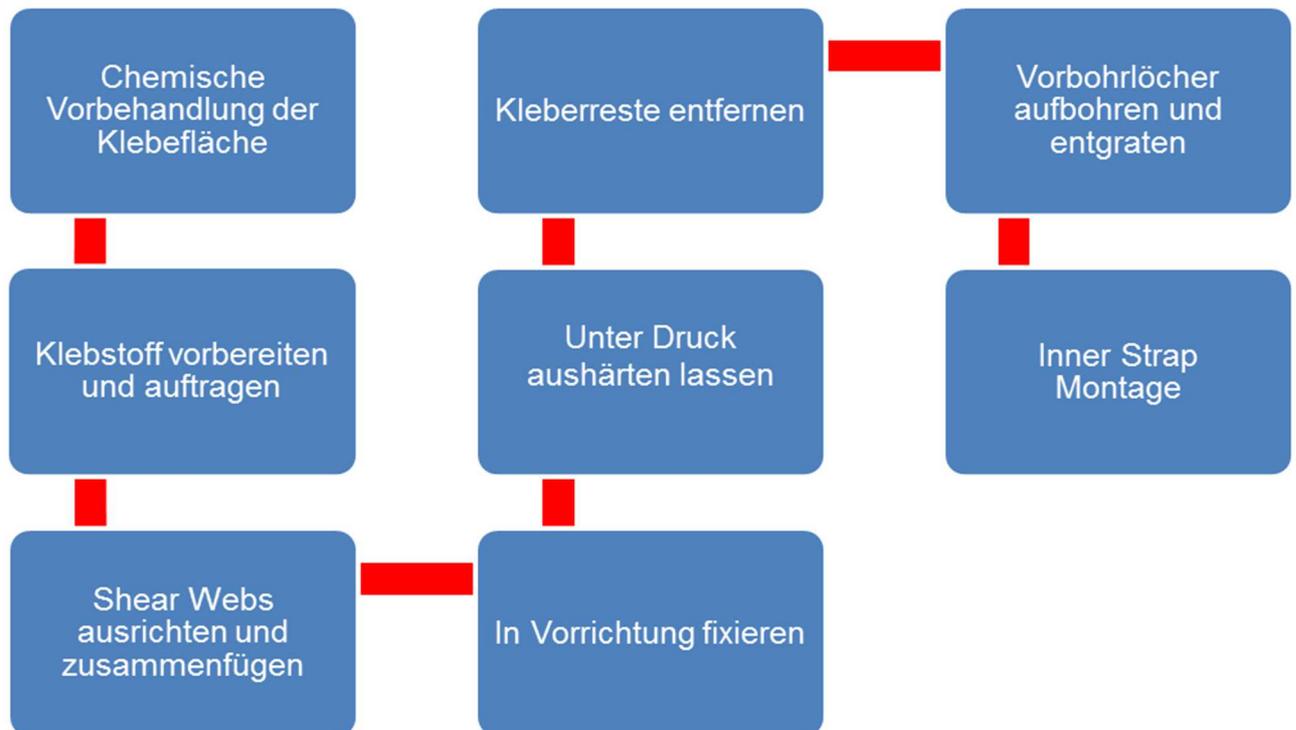


Abb. 25: Flussdiagramm Kalt-Klebeprozess

Die Tension Struts sind Strukturbauteile, deshalb muss nach heutigem Standard eine Strukturklebung nach dem Fertigungshandbuch 80-T-34-9000 erfolgen. Darin wird, neben dem Klebeverfahren, auch die chemische Oberflächenvorbehandlung für eine Strukturklebung beschrieben (vgl. Kapitel 4.3.4).

Nach der chemischen Vorbehandlung der Klebeflächen wird der bei Raumtemperatur aushärtende 2-Komponenten-Epoxidharzklebstoff vermischt und nach nochmaliger Reinigung der zu fügenden Flächen aufgetragen. Nachdem beide Teile ausgerichtet und zusammengefügt sind, werden sie in einer Vorrichtung unter Druck zum Aushärten fixiert. Die Härtezeiten und der erforderliche Anpressdruck unterscheiden sich von Klebstoff zu Klebstoff und sind in den Datenblättern oder Anwendungshinweisen der Klebstoffhersteller angegeben. Anschließend werden die Klebstoffreste entfernt und die für die Endmontage benötigten Vorbohrlöcher aufgebohrt und

entgratet. Hiernach wird der Inner Strap auf die Shear Webs montiert und Oberflächenschutz aufgetragen.

6.3.2 Montage mit Warm-Härtendem Klebstoff

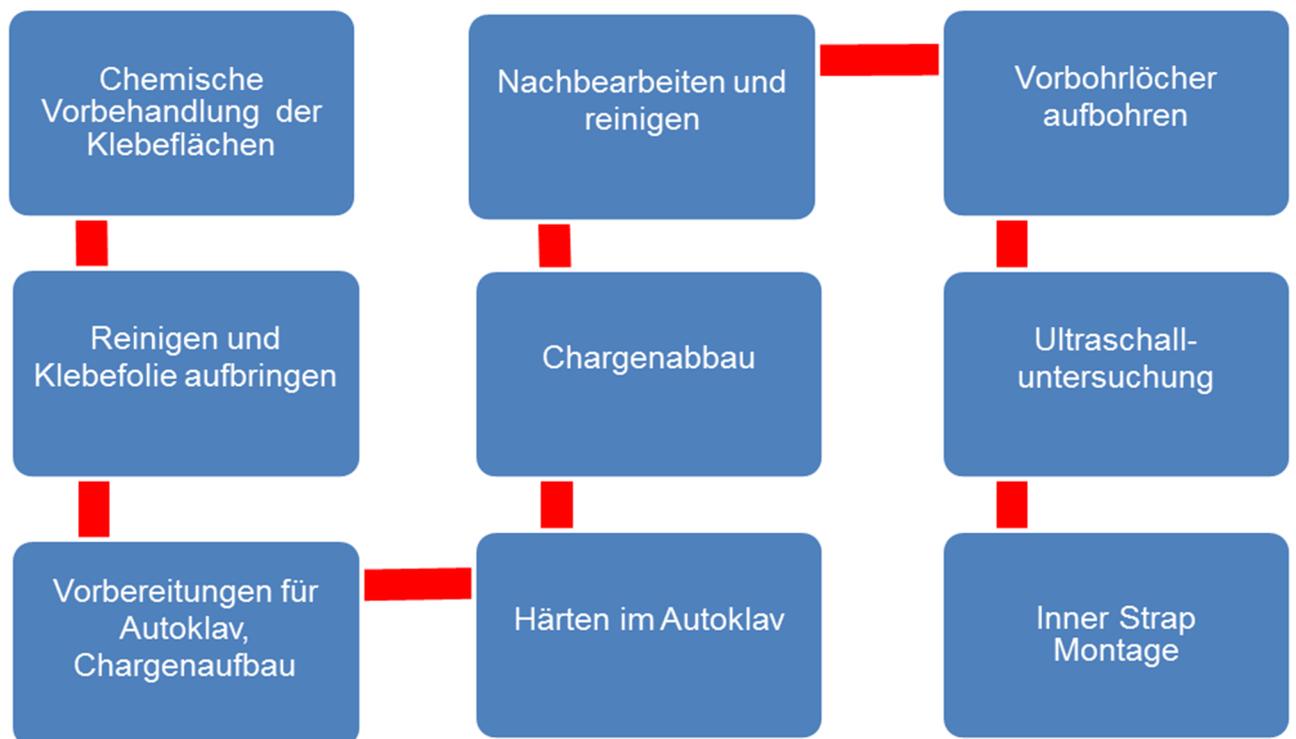


Abb. 26: Flussdiagramm Warm-Klebeprozess

Auch beim Warmkleben wird eine chemische Vorbehandlung (vgl. Kapitel 4.3.4) der Klebeflächen vollzogen. Direkt vor der Klebung werden die Teile am Bauplatz nochmal mit Kaltreiniger gesäubert und anschließend wird der Klebefilm aufgetragen. Dann werden die Bauteile nach AIPI 06-02-007 (Airbus Process Instruction „Structural Bonding Process“) vorbereitet und daraufhin wird die Charge in einem erzeugten Vakuum im Autoklaven gehärtet (vgl. Abb. 27). Nach dem Aushärten im Autoklaven wird die Charge dem Autoklaven entnommen und die Bauteile werden

entformt. Der überstehende Klebstoff wird vom Bauteil entfernt sowie die Vorbohrlöcher für die Endmontage aufgebohrt und entgratet. Im Anschluss daran werden die Teile einer zerstörungsfreien Prüfung (NDT) unterzogen. Dabei wird anhand einer Ultraschalluntersuchung geprüft, ob die Klebung fehlerfrei ausgeführt wurde. Abschließend wird der Inner Strap auf die Shear Webs installiert sowie Oberflächenenschutz aufgetragen.

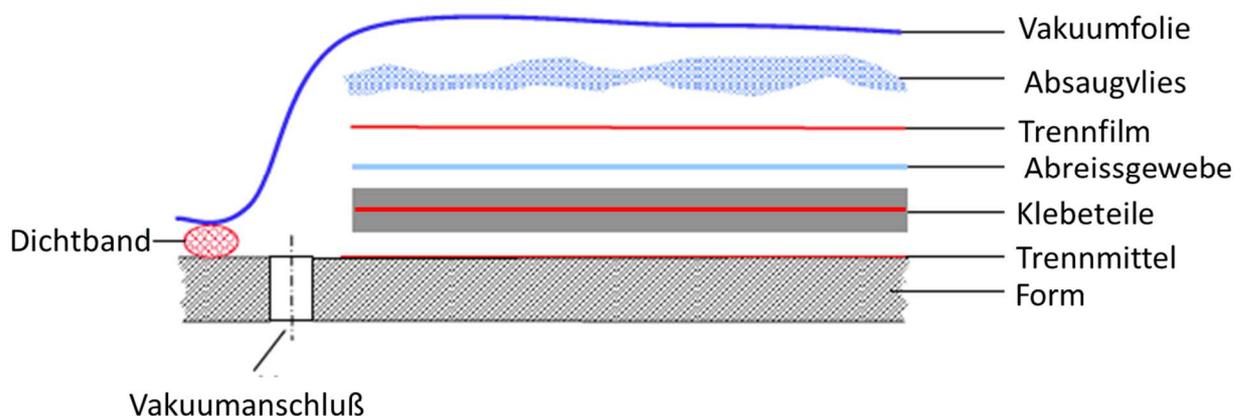


Abb. 27: Vorbereitung für eine Klebung im Autoklaven [15]

6.4 Kostenanalysen der Prozesse

Um den Kostenumfang des Montageprozesses der Tension Struts einschätzen zu können, wurden überschlägige Kalkulationen der Klebprozesse erstellt. Diese orientieren sich an der Kostenanalyse des vorhandenen Nietprozesses und beziehen sich exemplarisch auf den Tension Strut für den Stringer P2 im oberen Rumpfbereich.

In der Kostenanalyse sind die Fertigungskosten der Einzelteile und die Materialkosten dargestellt, sowie die Kosten der Montage zum Endprodukt, dem Tension Strut (vgl. Tabellen 3,4,5).

Eine detaillierte Darstellung von den einzelnen Kostenträgern des Nietprozesses sowie der Kalt- und Warm-Klebeprozesse befindet sich im Anhang 6, 7 und 8.

6.4.1 Nietprozess

Der Nietprozess, wie er heute durchgeführt wird, ist eine kostengünstige Fügemethode. Anhand der langen Erfahrungen im Flugzeugbau, ist der Ablauf des Prozesses sehr weit entwickelt und bietet kaum noch Verbesserungspotential.

Aus der Kostenanalyse des Nietprozesses, geht hervor, dass alleine die Montagekosten für einen Tension Strut 57 % der Gesamtfertigungskosten ausmachen. Die anderen 43 % der Kosten ergeben sich aus den Materialkosten sowie den Fertigungskosten der drei Einzelteile (vgl. Tabelle 3). Die Materialkosten machen dabei nur ungefähr ein Viertel der Einzelteilkosten aus. Die anderen drei Viertel der Einzelteilkosten werden durch die einzelnen Fertigungsschritte verursacht. Die höheren Herstellkosten des zweiten Shear Webs ergeben sich durch die zusätzlichen Bohrungen für die Vorbohrlöcher, die bei der späteren Montage auf den anderen Shear Web übertragen werden (vgl. Abb. 14). Auf das ganze Flugzeug gerechnet, ergeben sich die wiederkehrenden Fertigungskosten (RC) für die 45 Tension Struts zu einer Summe der RC von 11.552,4 Euro.

Tabelle 3: RC eines Tension Struts mit Flächenvernietung

	Kosten	Prozentanteil
Inner Strap	20,95 €	8%
Shear Web	42,26 €	16%
Shear Web mit VBL	47,17 €	19%
Summe Einzelteilkfertigung	110,38 €	43%
Summe Montagekosten	146,34 €	57%
Summe Gesamtprozess	256,72 €	100%

6.4.2 Kalt-Klebeprozess

Durch den Entfall der Vorbohrlöcher und des Oberflächenschutzes auf den Klebeflächen sinken die Einzelteilerfertigungskosten um circa 14 %. Daraus folgt ein Anteil an den Gesamtfertigungskosten von 30 %. Wohingegen der Klebeprozess, inklusive der Inner Strap-Montage, den weitaus größeren Anteil von 70 % der Gesamtfertigungskosten ausmacht (vgl. Tabelle 4). Die höheren Montagekosten des Kalt-Klebeprozesses sind hauptsächlich durch den chemischen Vorbehandlungsprozess (PSA) der Klebeteile zu erklären. Daraus folgen eine Summe der RC von 14.144,4 Euro für das gesamte Flugzeug.

Tabelle 4: RC eines Tension Struts mit einer Kaltklebung

	Kosten	Prozentanteil
Inner Strap	20,95 €	6%
Shear Web	36,91 €	12%
Shear Web	36,91 €	12%
Summe Einzelteilerfertigung	94,77 €	30%
Klebeprozess mit PSA	142,33 €	45%
Restmontage	76,99 €	25%
Summe Montagekosten	219,32 €	70%
Summe Gesamtprozess	314,32 €	100%

Die hier dargestellten Kosten sind die RC. Das sind die Kosten, die bei der Fertigung von jedem Tension Strut anfallen, wie beispielsweise Material-, Lager- und Maschinenkosten. Bei der Umstellung des Fertigungsprozesses auf das Kleben, fallen zusätzlich noch Non-Recurring Costs (NRC) an. Hierbei handelt es sich um einmalige Kosten. Dazu gehören Kosten für die Änderungen der Bauunterlagen, Berechnungen und FEM-Analysen, NC-Programme und eine First Article Inspection (FAI) sowie Kosten für die Anschaffung von neuen Vorrichtungen für den Klebeprozess und Personalschulungen (vgl. Tabelle 5).

Tabelle 5: Anfallende NRC bei einem Klebprozess

Anfallende Kostenträger	Aufwand pro TS	Kosten pro Engineering Stunde	Kosten pro TS	NRC
Änderungen der Bauunterlagen	ca. 16h	95 €	1.520 €	68.400 €
Berechnungen und FEM-Analysen	ca. 5h	95 €	475 €	21.375 €
Personalschulungen				vernachlässigbar
Neue Werkzeuge, Vorrichtungen				1.000 €
Änderung der NC-Programme und First Article Inspection				435 €
			Summe:	91.210 €

6.4.3 Warm-Klebprozess

Bei der Warmklebung in einem Autoklaven ist ein hoher Aufwand zu betreiben. Durch die vielen Arbeitsschritte erreichen die Montagekosten einen Anteil von 87 % der Gesamtkosten, obwohl sich die Kosten der Einzelteilerfertigung gegenüber dem Kalt-Klebprozess nicht verändert haben. Hinzu kommen noch die Maschinenzeit im Autoklav und die Auf- und Abbauzeit der Charge. Zusätzlich muss noch eine NDT-Prüfung durchgeführt werden. Durch diese Arbeitsschritte liegen die RC für die Durchführung einer warmhärtenden Klebung deutlich über den Kosten der anderen beiden Verfahren. Pro Flugzeug entstehen RC von 33.006,6 Euro.

Tabelle 6: RC eines Tension Struts mit einer Warmklebung

	Kosten	Prozentanteil
Inner Strap	20,95 €	3%
Shear Web	36,91 €	5%
Shear Web	36,91 €	5%
Summe Einzelteilerfertigung	94,77 €	13%
Klebeprozess im Autoklav	561,72 €	77%
Restmontage	76,99 €	10%
Summe Montagekosten	638,71 €	87%
Summe Gesamtprozess	733,48 €	100%

Bei der warmhärtenden Klebung fallen zusätzlich die gleichen NRC wie beim kalthärtenden Verfahren an (vgl. Tabelle 5).

6.4.4 Auswertung der Kostenanalyse

In dieser Kostenanalyse wurden die Montagekosten für einen Tension Strut anhand der drei Fügeverfahren Nieten, Kalt-Kleben und Warm-Kleben ermittelt.

Die RC des Nietprozesses sind aufgrund der großen Erfahrung im Flugzeugbau relativ gering. Sie betragen pro Tension Strut ca. 257 Euro. Allerdings entstehen bei diesem Prozess durch die vielen Bohr- und Nietvorgänge auch Kosten, die bei einer Klebung entfallen. Dem gegenüber stehen die Oberflächenvorbehandlungskosten die für einen Klebprozesse durchgeführt werden müssen.

Der Kalt-Klebeprozess liegt aufgrund seiner Vor- und Nachbereitung, sowie der Durchführung der Klebung bei RC von ca. 314 Euro. Damit liegt er 22 % über den Kosten des Nietprozesses. Wohingegen sich die RC des Warm-Klebeprozesses auf ca. 733 Euro belaufen. Dadurch ist die wirtschaftliche Umsetzung des Prozesses nicht möglich. Diese nahezu drei Mal höheren Kosten ergeben sich hauptsächlich

aus den Autoklavprozess mit seinen aufwendigen Vor- und Nachbearbeitungen sowie einer NDT-Prüfung der Klebung.

Zu den hier beschriebenen RC kommen zu beiden Klebprozessen noch die NRC für die Umstellung des Montageprozesses von der Vernietung zu einer Verklebung. Den Großteil dieser sich auf ca. 91.210 Euro belaufenden Kosten macht die Ingenieursarbeit aus, die sich aus den Änderungen der Bauunterlagen sowie den Berechnungen und FEM-Analysen ergeben (vgl. Tabelle 5).

Einzig die Gewichtseinsparung von 1,5 kg die sich durch eine Klebung ergibt, bringt eine Kosteneinsparung ein. Beim *Airbus A380* wird für ein Kilogramm Gewichtsersparnis ein Wert von 1000 Euro gegen gerechnet (vgl. Abb. 28). Daraus folgt, dass pro Flugzeug nur 1500 Euro eingespart werden.

Anhand der folgenden Formel lässt sich der Return of Invest (ROI) berechnen. Der ROI gibt an, nach wie viel produzierten Maschinen sich eine Änderung amortisiert haben muss. Das Ziel einer Amortisierung für den *Airbus A380* liegt momentan bei 20 Flugzeugen.

$$ROI = \frac{NRC}{Revenue - \Delta RC - \Delta W - \Delta CD * 1200 - 7 * \Delta YDMC - \Delta CLT}$$

ROI:	Return on investment
NRC:	Non recurring costs (k€)
Revenue:	Additional customer revenue due to RFC or new capability (k€)
ΔRC:	Change in recurring costs (in k€, positive or negative)
ΔW:	Change in weight(expressed in kilograms, positive or negative)
ΔCD:	Change in drag(expressed in drag counts, positive or negative)
ΔYDMC:	Change in yearly Direct maintenance costs or economic impact of the Operational interruption calculated with the AEA Model provided by SBO (k€)
ΔCLT:	Impact on cost of Leadtime = 0.00022 * ΔLT * Cost _{component} (ΔLT is expressed in days)

Note that:

ROI has to be positive

The above coefficients assume a ratio of 1000 €/kg for weight savings and 1.2M€/dc for aerodynamic improvements

All costs must be expressed in k€

Revenue figures will be provided by central functions (FCN)

An exchange ratio €/€ of 1.45 to be used

Abbildung 28: *Airbus* interne Formel zur Berechnung des ROI [5]

Bei einer Änderung der Tension Strut-Montage sind nur die NRC, die Einsparung der RC pro Flugzeug und die Kosteneinsparung durch die Gewichtsreduzierung von Bedeutung. Die anderen Werte werden in dieser Rechnung werden gleich Null gesetzt. Die hier Betrachteten Werte beziehen sich auf den Nietprozess und den Kalt-Klebeprozess und beinhalten die Kosten für die 45 Tension Struts des A380.

$$NRC = 91.210 \text{ €}$$

$$\Delta RC = RC_{Kalt-Kleben} - RC_{Nieten} = 14.144,4\text{€} - 11.552,4\text{€} = 2.592 \text{ €}$$

$$\Delta W = -1,5\text{kg} \times 1.000 \text{ €/kg} = -1.500 \text{ €}$$

$$ROI = \frac{NRC}{-\Delta RC - \Delta W} = \frac{91.210\text{€}}{-2.592\text{€} + 1.500\text{€}} < 0$$

Wie aus Abbildung 28 hervor geht, muss der ROI immer positiv sein. Aufgrund der höheren Kosten der Kalt-Klebung im Vergleich zum Nieten, ergibt sich bei dieser Rechnung durch die positiven ΔRC ein negativer ROI. Aus diesem Grund lässt sich eine Umsetzung der Verklebung unter den gegebenen Umständen nicht realisieren.

Um den Momentan gewünschten ROI von 20 Flugzeugen zu erreichen, müssen die Kosten des Kalt-Klebeprozesses pro Tension Strut auf ca. 190 Euro sinken (vgl. Anhang 1).

6.5 Klebstoffauswahl

Wie schon erwähnt, sind die Tension Struts Strukturbauteile. Auf Grund der besonderen Ansprüche an Klebungen im Strukturbereich, existieren bei *Airbus* bis zum heutigen Zeitpunkt keine zugelassenen kalthärtenden Klebstoffsysteme für Strukturklebungen. Aus der Kostenanalyse geht hervor, dass warmhärtende und kalthärtende Klebungen aufgrund der höheren Fertigungskosten nicht zu realisieren sind. Für den weiteren Verlauf der Arbeit wird vorausgesetzt, dass in den nächsten Jahren bei *Airbus* ein kalthärtendes Klebstoffsystem für Strukturklebungen eine Qualifizierung für den Flugbetrieb erhält. Anhand dieses Systems müsste erneut überprüft werden, ob damit kostengünstigere Klebungen möglich sind.

Um eine Testklebung durchführen zu können, folgt eine Auswahl an kalthärtenden Nicht-Strukturklebern. Es ist eine Übersicht aus vier unterschiedlichen Klebstoffsystemen erstellt worden (vgl. Tabelle 7). Anhand dieser Tabelle ist die Entscheidung auf einen Klebstoff der Firma Henkel gefallen, den 2-Komponenten-Epoxidharzklebstoff Hysol EA 9309.3 NA. Der ausschlaggebende Vorteil gegenüber den anderen Klebstoffen ist die hervorragende Eignung für großflächige Klebungen, da ihm als Zusatz 0,13 mm große Glaskugeln beigefügt sind. Diese Kugeln dienen als Abstandshalter zwischen den Fügeteilen und sorgen für eine, über die gesamte Fläche, konstante Dicke der Klebstofffuge. Außerdem besitzt er eine gute Scher- und Abschälfestigkeit bei Aluminiumwerkstoffen und ist gegen die im Flugzeugbau spezifischen Flüssigkeiten wie Wasser, Skydrol und Kerosin unempfindlich. Durch seine hohe Dehnbarkeit von bis zu 10 % kann der Klebstoff auch gut die dynamischen Belastungen aufnehmen, die auf die Tension Struts wirken.

Wenn in Zukunft ein kalthärtendes Klebstoffsystem für Strukturklebungen bei *Airbus* eine Zulassung erhält, kann eine Umsetzung der Verklebung durch Berechnungen, FEM-Simulationen und einen im Kapitel 6.6 beschriebenen Test überprüft werden.

Tabelle 7: Auswahl an kalthärtenden 2-Komponenten Klebstoffsystemen

Kalthärtende 2-Komponenten Klebstoffsysteme				
	Scotch Weld 7236 B/A	Scotch Weld 7256 B/A	Hysol EA 9309.3 NA	Hysol EA 9394 NA
Härtetemperatur	23°C	23°C	25°C	25°C
Weiter- bearbeitung	6-8 h	70-80 min	12 h	24 h
Aushärtung	15 Tage	7 Tage	3-5 Tage	3-5 Tage
Zug- Scherfestigkeit	33 Mpa	35 MPa	28,9 MPa	28,9 MPa
Dehnbarkeit	k. A.	k. A.	10%	1,70%
Einsatz- temperatur	-55° bis 120°C	-55° bis 85°C	-55° bis 85°C	-55° bis 177°C
Vorteil	hohe Festigkeit und Temperatur- beständigkeit, Flüssigkeits- beständig	sehr kurze Härtezeit, hohe Festigkeit	gleichmäßiger Klebefilm, gute Flüssigkeits- beständigkeit, hohe Dehnbarkeit, gute Umwelt- verträglichkeit	hohe Temperatur- festigkeit, verwendet als Flüssig-Shim
Nachteil	ungleichmäßiger Klebefilm, Endfestigkeit erst nach 15 Tagen	kurze Verarbeitungs- zeit, geringe Dehnbarkeit, ungleichmäßiger Klebefilm	mittelmäßige Festigkeit, Härtezeit	lange Härtezeit, geringe Dehnbarkeit, ungleichmäßiger Klebefilm

6.5.1 Durchführung einer Testklebung

Nachdem die Auswahl auf den 2-Komponenten-Epoxidharzklebstoff Hysol EA 9309.3 NA gefallen ist, wurde eine Probeklebung an einem Tension Strut durchgeführt. Dafür wurden Shear Webs ohne Vorbohrlöcher und ohne die für die Vernietung benötigte Oberflächenvorbehandlung verwendet. Aus Zeit- und Kostengründen wurde außerdem auf eine PSA-Vorbehandlung für die Klebungen verzichtet.

Stattdessen wurden die Klebeflächen leicht angeschliffen und anschließend mit Kaltreiniger gesäubert. Aufgrund der Tatsache, dass diese Testklebung hauptsächlich Erkenntnisse über eventuelle Lufteinschlüsse in der Klebefuge liefern soll, ist diese Oberflächenvorbehandlung ausreichend. Anhand einer zerstörungsfreien Röntgenprüfung des Bauteils wird die Qualität der Klebung auf eventuelle Lufteinschlüsse überprüft.

Die Ergebnisse der Röntgenprüfung lagen bis zum Abgabetermin der Arbeit leider noch nicht vor.

In Abbildung 29 ist das Auftragen des Klebstoffes auf einen der Shear Webs zu sehen sowie die Fixierung der Shear Webs aufeinander zum Aushärten des Klebstoffes.



Abbildung 29: Durchführung der Testklebung mit Hysol EA 9309.3 NA

6.6 Anforderung und Planung von Laborversuchen

Vor der Durchführung eines Tests werden die zu erwartenden Beanspruchungen und Belastungen, die auf das Bauteil wirken, theoretisch und aus Erfahrungswerten bestimmt. Anhand von FEM-Simulationen werden die Bauteile untersucht. Dabei werden alle möglichen Belastungen und ihre Folgen, die auf die Bauteile wirken, simuliert. Wenn Schwachstellen in der Konstruktion vorliegen, werden diese aufgezeigt und verbessert. Erst nach der positiven theoretischen Betrachtung des Bauteils wird die kostenintensive Testphase eingeleitet.

Der Einsatz von alternativen oder weiterentwickelten Werkstoffen und Fertigungsprozessen erfordert neue Qualifikations- und Zulassungstests. Der Aufbau dieser Tests ist in der sogenannten Testpyramide dargestellt. Es werden statische, zyklische und dynamische Tests, von der Werkstoffprobe über einzelne Bauteile bis zum kompletten Flugzeug, beschrieben. Vor allem werden die statischen und dynamischen Eigenschaften betrachtet. Weiterhin sind das Verhalten der Bauteile bei auftretenden Schäden sowie das Verhalten des Schadens unter anhaltender Belastung sehr wichtig. Dabei ist vor allem der Rissfortschritt einer Beschädigung von großem Interesse, um die Ermüdungsfestigkeit des Bauteils zu ermitteln [8]. Unter Berücksichtigung der Tests zum Rissfortschritt werden die Intervalle für die Inspektionen der Bauteile nach dem Damage-Tolerance-Prinzip bestimmt. Zusätzlich sind besonders bei Klebungen noch Thermalanalysen durchzuführen, wobei die Bauteile den Belastungen bei extremen Temperaturen ausgesetzt werden.

Der Aufbau dieser Untersuchungen wird in dem folgenden Abschnitt anhand der Testpyramide bildlich dargestellt und beschrieben (vgl. Abb. 30).

6.6.1 Testpyramide

Das Ziel einer Testpyramide ist, die Ergebnisse der theoretisch berechneten FEM-Simulationen durch praktische Tests zu bestätigen und eventuelle auftretende Probleme zu erkennen. Es werden durch die Prüfnachweise die Belastungsniveaus

der Bauteile festgelegt. Außerdem ist das Verhalten der Bauweise gegenüber Schäden besonders sicherheitsrelevant. Zusätzlich wird die Anwendbarkeit der Prozesse zur Dimensionierung und Fertigungsfähigkeit geprüft. Diese Prüfnachweise dienen zur Verifizierung und Validierung der Flugzeugkonstruktion [16].

Der Aufbau der Testpyramide zeigt die verschiedenen Untersuchungen, die für eine Einführung von neuen Werkstoffen und Bauteilen durchgeführt werden. Dies beginnt im Sockel der Pyramide mit den Coupontests und endet in der Spitze mit dem Gesamtzellenversuch (Major Test) des Flugzeugs.

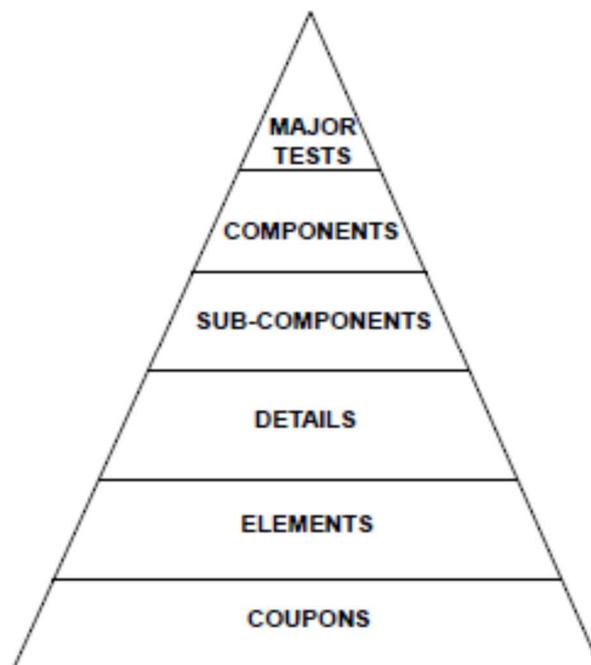


Abb. 30: Test Pyramide [17]

Bei den Material- oder Coupons-Tests werden die Eigenschaften der Coupons (Teststreifen) von einem Werkstoff getestet. Bei den Element-Tests werden die allgemeinen Eigenschaften einzelner Bauteile untersucht. Die Detail-Tests und Sub-Component-Tests untersuchen die Struktureigenschaften von komplexeren Bauteilen bis hin zu ganzen Baugruppen, die sich auf die gesamte Sektion auswirken können [17].

Bei den Component-Tests werden die Struktureigenschaften von ganzen Sektionen, wie beispielsweise einer Tragfläche oder dem Fahrwerk, getestet. Als Abschluss der Pyramide und des Testprogramms ist der Gesamtzellenversuch auch Major-Test genannt, durchzuführen. Das bedeutet, es werden Großteile bis hin zu einem kompletten Flugzeug getestet. Die Component- und Major-Tests sollen die Flugtauglichkeit des Flugzeuges bestätigen [17].

6.6.2 Airbus interne Durchführung eines Strukturtests

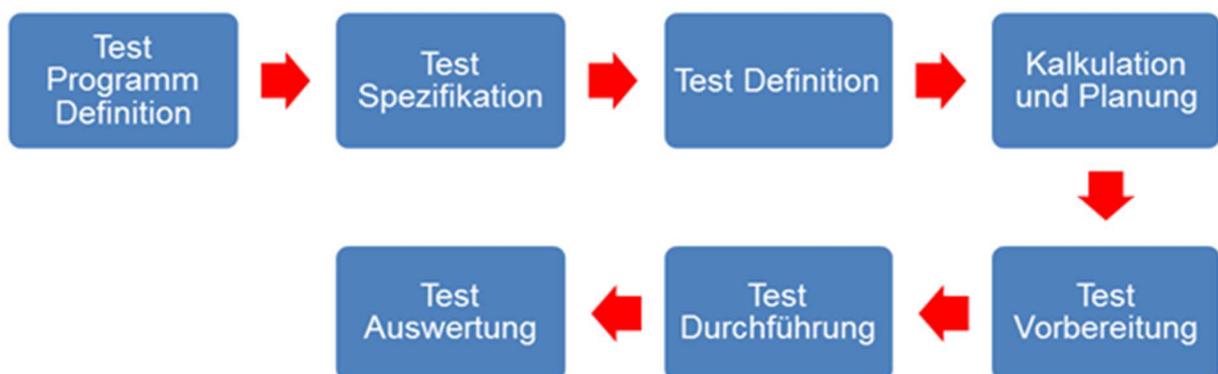


Abb. 31: Flussdiagramm der *Airbus* internen Testdurchführung [17]

Im ersten Schritt werden die allgemeinen Anforderungen an alle Strukturtests des Projekts definiert. Nach Zustimmung aller beteiligten Verantwortlichen wird die Testspezifikation eingeleitet. Hier werden die speziellen Anforderungen an den, für das betroffene Bauteil, durchzuführenden Test in einem Test-Request dokumentiert und durch den verantwortlichen Ingenieur genauer definiert. Der Test-Request wird an die Testabteilung weitergeleitet. Hier werden dann die konkreten Test-Definitionen entworfen. Im nächsten Schritt erfolgen eine Kostenvorkalkulation und die Planung des Tests. Bei Einhaltung des Budgets und Zustimmung der verantwortlichen Ingenieure werden die Vorbereitungen für die Durchführung des Tests aufgenommen. Der Teststand wird mit der notwendigen Technik und Ausrüstung

ausgestattet und für die Testdurchläufe vorbereitet. Nach Durchführung der Tests werden die Ergebnisse in einem Test-Report festgehalten und je nach Erfolg des Tests, werden weitere Schritte eingeleitet.

6.6.3 Anforderungen an den Test

Bei der Weiterentwicklung von einzelnen Bauteilen werden nicht alle Ebenen der Testpyramide durchlaufen. Es wird speziell ein Test für das betroffene Bauteil konzipiert. Der Test soll die realen Bedingungen der Bauteile wiedergeben, denen sie im Flugzeug ausgesetzt sind. Um die Eigenschaften des neuen Bauteils richtig bewerten zu können, ist der Test auch mit dem qualifizierten alten Bauteil durchzuführen. Durch den Vergleich der beiden Testergebnisse, den theoretisch berechneten Werten sowie den Ergebnissen des Erstzulassungstests der alten Bauteile, werden die Ergebnisse des neuen Bauteils überprüft und bewertet.

Für die Umstellung der Tension Strut-Montage, ist ein Vergleichstest zwischen den flächenvernieteten und den geklebten Tension Struts durchzuführen. Um die Eigenschaften der Tension Struts mit der Verklebung positiv bewerten zu können, müssen die Testergebnisse mindestens die gleichen oder bessere Werte liefern wie die Testergebnisse mit den flächenvernieteten Tension Struts.

Für die Beantragung eines Testsk, ist durch den verantwortlichen Ingenieur vorab ein Test-Request zu erstellen (vgl. Anhang 9). Der Test-Request beinhaltet eine kurze Zusammenfassung der Ziele des Tests, sowie Skizzen zur Veranschaulichung des Bauteils. Hilfreich sind auch Darstellungen von der Umgebung des Bauteils und eines möglichen Testaufbaus mit seinen Abmessungen. Des Weiteren müssen die Randbedingungen, wie Belastung, Testdurchläufe, Krafteinleitung, Einspannung und Temperatur definiert werden. Anhand von den vorher durchgeführten FEM-Simulationen, sowie den Ergebnissen der Zulassungstests der flächenvernieteten Tension Struts, können weitere Informationen hinzugefügt werden.

Bei dem Test sollten beispielsweise drei Tension Struts mit Flächenvernietung sowie drei mit der Verklebung auf ihre Dauerschwingfestigkeit untersucht werden, um einen aussagekräftigen Vergleich der Bauteile zu erlangen. Die Belastung soll zyklisch in den Tension Strut eingeleitet werden und es soll auf die 2,5-fache Lebenserwartung des *Airbus A380* getestet werden.

6.6.4 Testaufbau

Der Testaufbau muss dem Einbau im Flugzeug entsprechen, um eine reale Einschätzung des Verhaltens der Tension Struts unter Belastung zu bekommen.

In dem Testaufbau wird der Tension Strut vorne mit einem Anschlusswinkel an den Spant C94 fixiert. Unten wird der Tension Strut mit zwei Kupplungen an den Stringern und damit der Rumpfhaut befestigt. Die Krafteinleitung erfolgt über die Titan-Fingerlasche, die zwischen dem Tension Strut und einem Deckblech fixiert ist. Das andere Ende der Titanlasche ist zwischen dem Spant C95 und der Druckkalotte fixiert und soll durch eine zyklische Krafteinleitung belastet werden.

In der Seitenansicht des Testaufbaus (vgl. Abb.32) sind die einzelnen Verbindungselemente, wie Anschlusswinkel, Stringer-Kupplungen und die Titan-Fingerlasche dargestellt. In Abbildung 33, der Draufsicht des Testaufbaus, sind die Nietfelder zur Fixierung der Titan-Fingerlasche zu sehen.

Zum Vergleich zwischen Testaufbau und Originaleinbau ist in Abbildung 34 die abgeschlossene Tension Struts-Montage im oberen Rumpf angefügt.

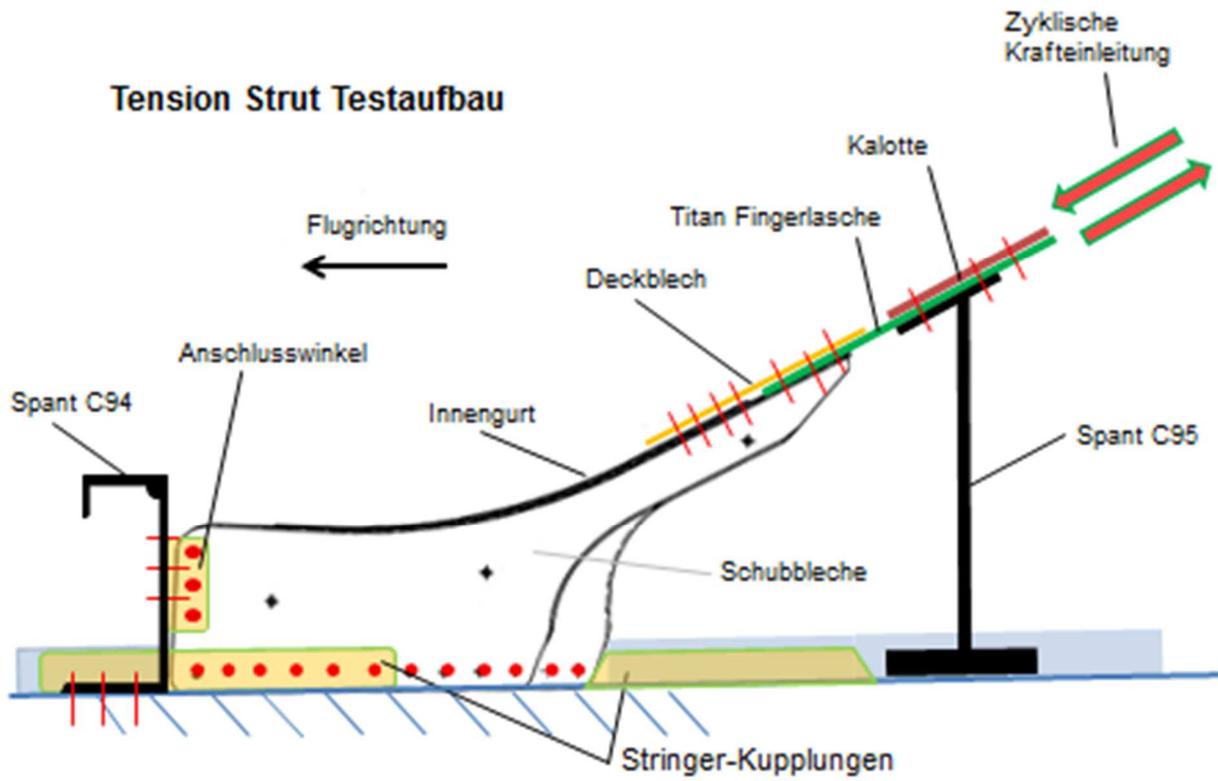


Abb. 32: Testaufbau Seitenansicht

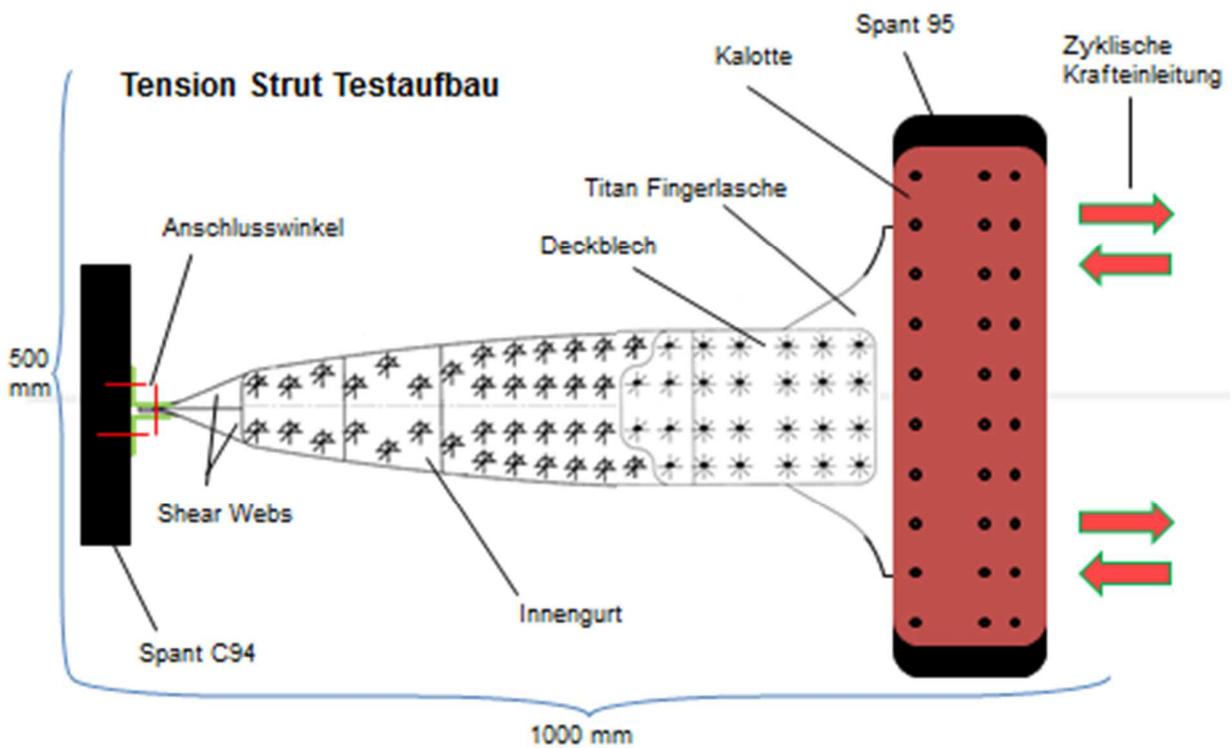


Abb. 33: Testaufbau Draufsicht



Abb. 34: Zum Vergleich der Einbau im Flugzeug [5]

7 Fazit

Ziel dieser Arbeit war die Untersuchung, ob eine Klebung bei dem Montageprozess der Tension Struts die vorhandene Flächenvernietung ersetzen kann. Die Gegenüberstellung dieser Fertigungsprozesse fand unter Berücksichtigung einer Gewichts-, Zeit- und Kostenoptimierung statt.

Aufgrund der geringen Gewichtsersparnis bei einer Klebung von ca. 1,5 kg pro A380, liegt der Fokus der Studie auf der Zeit- und Kostenoptimierung des Montageprozesses. Anhand der Prozessdarstellungen in Kapitel 5.3 bzw. 6.3.1 und 6.3.2 wird deutlich, dass beim Kleben durch den Entfall der Bohrungen sowie dem Setzen der Nieten, viel Arbeitszeit im Vergleich zu dem Nietprozess eingespart wird. Dem gegenüber stehen die höheren Fertigungskosten der Klebungen, die aus der Kostenanalyse der Fügeverfahren in Kapitel 6.4 hervor gehen.

Die Analyse des Warm-Klebeprozesses hat für die Tension Struts ergeben, dass es keine Alternative im Vergleich zum Nieten und Kalt-Kleben ist. Das ergibt sich aus den nahezu drei Mal höheren Fertigungskosten im Vergleich zum Nietprozess. Diese Kosten setzen sich aus der Oberflächenvorbehandlung, den Härtingsprozesses im Autoklaven sowie dem Aufwand für die Vor- und Nachbereitung der Klebeteile zusammensetzen. Hinzu kommen Kosten für die Umstellung des Montageprozesses (NRC) sowie die Kosten für die Durchführungen von Tests, um eine Zulassung der Luftfahrtbehörde für den Einsatz der verklebten Tension Struts im Flugzeug zu erreichen.

Aus der Analyse des Kalt-Klebeprozesses lassen sich die etwa 22 % höheren Kosten im Vergleich zum Nietprozess hauptsächlich durch die Oberflächenvorbehandlung der Fügeteile und den Fügeprozess erklären. Hinzu kommen die gleichen NRC und Testkosten wie beim Warm-Klebeprozess. Zu erwähnen ist noch, dass es bis heute kein für Strukturklebungen bei *Airbus* qualifiziertes kalthärtendes Klebstoffsystem gibt.

Anhand der zuvor genannten Ergebnisse geht aus der Machbarkeitsstudie hervor, dass sich aus heutiger Sicht eine wirtschaftliche Umstellung des Montageprozesses von der Flächenvernietung zu einer Klebung aufgrund des hohen Kostenaufwandes nicht umsetzen lässt.

8 Ausblick

Aufgrund der stärkeren Anwendung von kunstfaserverstärkten Werkstoffen im Strukturbereich der Flugzeuge, ist in der Zukunft davon auszugehen, dass die Zulassung kalthärtender Klebstoffsysteme für Strukturklebungen bei *Airbus* weiter vorangetrieben wird. Durch die gemeinsame Forschung an Klebstoffsystemen, die von *Airbus* und den Klebstoffherstellern, wie z. B. 3M und Henkel, betrieben wird, ist es nur noch eine Frage der Zeit bis ein entsprechendes Klebstoffsystem definiert wird.

Um die Kosten für eine kalthärtende Strukturklebung zu minimieren, wäre neben einem geeigneten Klebstoffsystem eine Optimierung der Oberflächenvorbehandlungsverfahren. Diese Verfahren sind aufgrund der vielen chemischen Arbeitsschritte sehr Kosten- und Zeitintensiv und aus ökologischer Sicht problematisch.

Nachdem diese zwei Faktoren, ein zugelassenes Klebstoffsystem und eine Optimierung der Oberflächenvorbehandlung erfüllt sind, ist eine Umstellung zu einer Klebung der Tension Stuts durchaus möglich. Um einen ROI von 20 Flugzeugen bei gleicher Gewichtersparnis zu erreichen, müssen sich die Kosten des Montageprozesses der Klebung von aktuell 314 Euro auf ca. 190 Euro reduzieren lassen.

Sollte dieser Fall eintreten, zeigt diese Bachelorarbeit in Kapitel 6.6 einen Weg für die Qualifizierung der verklebten Tension Struts anhand einer möglichen Testdurchführung.

9 Literaturverzeichnis

- [1] www.eads.com, European Aeronautic Defence and Space Company EADS, N.V., Mendelweg 30, 2333 CS Leyde, Netherlands, abgerufen am 23.06.13/02.0913
- [2] www.airbus.com, Airbus Headquarters in Toulouse, 1, Rond Point Maurice Bellonte, 31707 Blagnac Cedex, France, abgerufen am 12.06.13
- [3] Präsentation: A380-800 Aircraft Built Process, Issue 6, 2011
- [4] Präsentation: Airbus Unternehmenspräsentation 2010
- [5] Airbus Operations GmbH, Kreetzlag 10, 21129 Hamburg
- [6] Präsentation: Nutzungsbeschreibung A380 Sektionsmontagehalle 15.10.2002
- [7] Airbus: Stellenbeschreibung für Fachteamleiter Design 18.3/ Rear Pressure Bulkhead, 18.01.2012
- [8] Martin Hinsch / Jens Olthoff, *Impulsgeber Flugzeug – Industrial Leadership durch Luftfahrtspezifische Aufbau- und Ablaufkonzepte*, Kapitel 8, *Produktion im Flugzeugbau – technisch anspruchsvolle Herstellungsverfahren in komplexen Leistungserbringungsprozessen*, Springer Vieweg 2013
- [9] www.alcoa.com/aerospace/en/products, Alcoa Global Center 390 Park Avenue, New York, NY 10022, United States, abgerufen am 02.09.13
- [10] Andreas Kalweit / Christof Paul / Sascha Peters / Reiner Wallbaum, *Handbuch für Technisches Produktdesign - Material und Fertigung*, Entscheidungsgrundlagen für Designer und Ingenieure, Springer Verlag 2012, Seite 473
- [11] Gerd Habenicht. *Kleben – Grundlagen, Technologien, Anwendungen*, 6. Aktualisierte Auflage 2009
- [12] Walter Brockmann / Paul Ludwig Geiß /Jürgen Klingen / K. Bernhard Schröder, *Klebetchnik - Klebstoffe, Anwendungen und Verfahren*, WILEY-VCH Verlag 2005
- [13] Petra Theuerkauff / Andreas Groß, *Praxis des Klebens*, Springer Verlag 1989
- [14] G. Tober / H.J. Schmidt, *Fehlertoleranzkonzept in der Luftfahrt*, www.NDT.net, Juni 1999, Vol. 4

- [15] <http://www.structures.ethz.ch/education/master/intro/compulsory/composites/>
Zentrum für Strukturtechnologien, ETH Zürich, Paolo Ermanni, 05.10.2009,
abgerufen am 19.08.2013
- [16] Airbus Präsentation, Testpyramide für A350 XWB
- [17] Airbus Process 5006 (AP 5006), Structures Research, Development and
Certification Tests, Issue B, 2011

10 Anhang

- Anhang 1: Berechnung zur Umsetzung einer Kalt-Klebung
- Anhang 2: Datenblatt Henkel Hysol EA 9309.3 NA
- Anhang 3: Datenblatt Scotch Weld 7236 B/A
- Anhang 4: Datenblatt Scotch Weld 7256 B/A
- Anhang 5: Datenblatt Henkel Hysol EA 9394
- Anhang 6: Kostenanalyse Nietprozess
- Anhang 7: Kostenanalyse Kalt-Klebeprozess
- Anhang 8: Kostenanalyse Warm-Klebeprozess
- Anhang 9: Test Request

Anhang 1: Berechnung zur Umsetzung einer Kalt-Klebung

Dieser Rechnung dient zur Bestimmung der RC eines wirtschaftlichen Kalt-Klebe-
prozesses, wenn der ROI nach 20 Flugzeugen erreicht werden soll.

Hierzu werden folgende Werte aus der Kostenanalyse(vgl. Kap. 6.4) verwendet:

$$ROI = 20$$

$$NRC = 91.210\text{€}$$

$$\Delta W = 1.500\text{€}$$

$$RC_{Nieten} = 11.552,4\text{€}$$

$$ROI = \frac{NRC}{-\Delta RC - \Delta W}$$

$$\Delta RC = -\frac{NRC}{ROI} - \Delta W = -\frac{91.210\text{€}}{20} + 1.500\text{€} = -\mathbf{3060,5\text{€}}$$

$$\Delta RC = RC_{Kalt-Kleben} - RC_{Nieten}$$

$$RC_{Kalt-Kleben} = \Delta RC - RC_{Nieten} = -3.060,5\text{€} - 11.552,4\text{€} = \mathbf{8.491,9\text{€}}$$

Um einen wirtschaftlichen Kalt-Klebeprozess durchführen zu können, müssen sich die RC des Prozesses auf ca. 8.490 Euro pro Flugzeug reduzieren. Das entspricht pro Tension Strut den Kosten von ca. 189 Euro.



Hysol® EA 9309.3NA

Epoxy Paste Adhesive

Henkel Corporation
Aerospace Group
2850 Willow Pass Road
P.O. Box 312
Bay Point, CA 94565 USA
925.458.8000
Fax: 925.458.8030
www.aerospace.henkel.com

Description

Hysol EA 9309.3NA is a toughened two-part paste adhesive. It contains 5 mil/0.13 mm glass beads for bondline thickness control. Hysol EA 9309.3NA bonds metal skins and honeycomb core to yield tough permanently flexible joints resistant to humidity, water and most common fluids. Its outstanding feature is high shear and peel strength to aluminum.

Features

High Shear Strength
High Peel Strength
Bondline Thickness Control
Good Environmental Resistance

Uncured Adhesive Properties

	<u>Part A</u>	<u>Part B</u>
Color	Pink	Blue
Viscosity @ 77°F	3,000 Poise	0.2 Poise
Brookfield, HBT	Spdl 7 @ 20 rpm	Spdl 1 @ 60 rpm (LVF)
Density	1.15	1.0
Viscosity @ 25°C	300 Pa·s	0.02 Pa·s
Brookfield, HBT	Spdl 7 @ 2.1 rad/s	Spdl 1 @ 6.3 rad/s
Warranty Life @ 77°F	1 year	1 year

This material will normally be shipped at ambient conditions, which will not alter our standard warranty, provided that the material is placed into its intended storage upon receipt. Premium shipment is available upon request.

Hysol EA 9309.3NA
Henkel Corporation
Aerospace Group
Page 2 of 4

Handling

Mixing - This product requires mixing two components together just prior to application to the parts to be bonded. Complete mixing is necessary. The temperature of the separate components prior to mixing is not critical, but should be close to room temperature (77°F/25°C).

<u>Mix Ratio</u>	<u>Part A</u>	<u>Part B</u>
By Weight	100	22

Note: Volume measurement is not recommended for structural applications unless special precautions are taken to assure proper ratios.

Pot Life (450 gm mass) 35 minutes
Method - ASTM D2471 in water bath.

Application

Mixing - Combine Part A and Part B in the correct ratio and mix thoroughly. **THIS IS IMPORTANT!** Heat buildup during or after mixing is normal. Do not mix quantities greater than 450 grams as dangerous heat buildup can occur causing uncontrolled decomposition of the mixed adhesive. **TOXIC FUMES CAN OCCUR, RESULTING IN PERSONAL INJURY.** Mixing smaller quantities will minimize the heat buildup.

Applying - Bonding surfaces should be clean, dry and properly prepared. For optimum surface preparation consult the Hysol Surface Preparation Guide. The bonded parts should be held in contact until the adhesive is set. Handling strength for this adhesive will occur in 12 hours @ 77°F/25°C, after which the support tooling or pressure used during cure may be removed. Since full bond strength has not yet been attained, load application should be small at this time.

Curing - This adhesive may be cured for 3 to 5 days @ 77°F/25°C or 1 hour @ 180°F/82°C to achieve normal performance.

Cleanup - It is important to remove excess adhesive from the work area and application equipment before it hardens. Denatured alcohol and many common industrial solvents are suitable for removing uncured adhesive. Consult your supplier's information pertaining to the safe and proper use of solvents.

Bond Strength Performance

Tensile Lap Shear Strength

Tensile lap shear strength tested per ASTM D1002 after curing for 5 days @ 77°F/25°C. Adherends are 2024-T3 clad aluminum treated with phosphoric acid anodizing per ASTM D3933.

<u>Test Temperature, °F/°C</u>	<u>Typical Results</u>	
	<u>psi</u>	<u>MPa</u>
-67/-55	4,000	27.6
77/25	4,200	28.9
180/82	1,000	6.9

After Exposure to the Following conditions*:

	<u>Typical Results</u>	
	<u>psi</u>	<u>MPa</u>
Control, 77°F/25°C	4,800	33.1
77°F Water - 30 days	4,700	32.4
120°F/49°C - 98% RH - 30 days	5,100	35.2
Hydraulic Oil - 7 days	4,600	31.7
JP-4 Fuel - 7 days	4,700	32.3

Hysol EA 9309.3NA
Henkel Corporation
Aerospace Group
Page 3 of 4

	<u>psi</u>	<u>Mpa</u>
Salt Spray - 105°F/41°C - 30 days	5,000	32.4
Anti-icing Fluid - 7 days	4,500	31.3
Hydrocarbon III - 7 days	4,300	29.6
Skydrol 500 - 7 days	4,600	31.7
Creep Deflection at 77°F after 192 hrs @ 1600 psi load (11.0 Mpa)	0.00056 in	0.0142 mm

*Test temperature on all exposure tests is 77°F/25°C

Peel Strength

T-Peel strength tested per ASTM D1876 after curing for 3 to 5 days @ 77°F/25°C. Adherends are 2024-T3 alclad aluminum treated with phosphoric acid anodizing per ASTM D3933.

<u>Test Temperature, °F/°C</u>	<u>Typical Results</u>	
	<u>Lb/in</u>	<u>N/25mm</u>
77/25	35	156

Service Temperature

Service temperature is defined as that temperature at which this adhesive still retains 1000 psi/6.9 MPa using test method ASTM D1002 and is approximately 180°F/82°C.

Dexter QC Acceptance Testing

This data sheet provides users with typical properties obtained from this adhesive. These values are not meant to be used to develop aerospace QC acceptance testing. Users interested in establishing values and tests for routine QC acceptance should request the Dexter Aerospace Specification (DAS) which provides detail test methods and values used to certify this adhesive.

Bulk Resin Properties

Tensile Properties - tested using 0.125 inch/3.18 mm castings per ASTM D638.

Tensile Strength @ 77°F/25°C	4,500 psi	31.0 MPa
Tensile Modulus @ 77°F/25°C	324 ksi	2,232 MPa
Elongation at Break, % @ 77°F/25°C	10%	
Shore D Hardness @ 77°F/25°C	80	
Shear Modulus	124 ksi	854 MPa
Poisson's Ratio	0.42	

Glass Transition Temperature - cure 7 days @ 77°F

Tg dry (77°F/25°C) (Tan delta by DMTA)	138.2°F	59°C
Tg wet (Tan delta by DMTA)	127.4°F	53°C

Compressive Properties - tested using 0.5 inch/12.7 mm castings per ASTM D695.

Compressive Strength @ 77°F/25°C	7,500 psi	51.7 MPa
Compressive Modulus @ 77°F/25°C	245 ksi	1,688 MPa

Electrical Properties - tested per ASTM D149, D150.

	<u>0.1 KHz</u>	<u>1.0 KHz</u>	<u>10.0 KHz</u>
Dielectric Constant	4.33	4.29	4.17
Dissipation Factor	.018	.014	.028
Volume Resistivity (ohm-cm)	1.36 x 10 ¹⁴		
Surface Resistivity (ohm)	4.94 x 10 ¹⁴		
Thermal Conductivity (cal/sec-cm-°C)	4.50 x 10 ⁻⁴		

Hysol EA 9309.3NA
Henkel Corporation
Aerospace Group
Page 4 of 4

Handling Precautions

Do not handle or use until the Material Safety Data Sheet has been read and understood.
For industrial use only.

General:

As with most epoxy based systems, use this product with adequate ventilation. Do not get in eyes or on skin. Avoid breathing the vapors. Wash thoroughly with soap and water after handling. Empty containers retain product residue and vapors, so obey all precautions when handling empty containers.

PART A

WARNING! As with most epoxy based systems, the uncured adhesive may cause eye and skin irritation or allergic dermatitis. Contains epoxy resins.

PART B

DANGER! Causes severe skin and eye burns. Prolonged or repeated contact may cause allergic skin reactions. Vapors may be irritating to the respiratory tract.

Hysol® is a registered trademark of Henkel Corporation.

Rev. 10/99



Scotch-Weld® 7236 B/A

Zweikomponenten-Konstruktionsklebstoff

Produkt-Information

06/2002

Beschreibung

Scotch-Weld 7236 B/A ist ein zähelastischer Zweikomponenten-Konstruktionsklebstoff, der bei Raumtemperatur härtet. Er wurde für das Kleben von Metallen wie Aluminium, Stahl, einer Vielzahl von Kunststoffen und Verbundwerkstoffen wie SMC, GFK, CFK und Epoxidharz-Lamine entwickelt.

Kurze Verarbeitungszeit und schnelle Festigkeitszunahme ermöglichen die Weiterverarbeitung geklebter Teile nach 6 – 8 Stunden. Geringes Fließvermögen, hohe Scher-, Schäl- und Schlagfestigkeiten und gute Beständigkeit gegen Öle, Treibstoffe und feuchte Wärme zeichnen das Produkt aus.

Physikalische Daten

	Basis	Härter
Farbe	weiß	rot-orange
Basis	mod. Epoxidharz	mod. Polyamin
Konsistenz	thixotrop	gelartig
Viskosität bei 26°C*	800.000 – 2.000.000 mPa.s	10.000 – 25.000 mPa.s
Spez. Gewicht**	1,2 g/cm ³	1,05 g/cm ³
Festkörper**	100 %	
Mischungsverhältnis nach Volumen	100:31	
Mischungsverhältnis nach Gewicht	100:27	

* Brookfield RVF. Spindel 7,20 Upm. (Basis)

** Durchschnittswerte

Verarbeitungsmerkmale

Methode	Fließen, Spachteln
Verarbeitungszeit	ca. 45 Minuten*
Weiterverarbeitung	6 - 8 Stunden
Härtung	7 Tage bei 23°C 2 Std. bei 65°C
Fixierdruck	2 – 7 N/cm ²

* für 50 g Mischung

Scotch-Weld® 7236 B/A

Seite 2

**Produkt-
merkmale**

Temperatureinsatzbereich	-55 bis +120°C
Wasserbeständigkeit	gut
Witterungsbeständigkeit	gut
Alterungseigenschaften	gut
Flexibilität	gut

Festigkeitswerte

Die Festigkeitswerte stellen Durchschnittswerte auf geätztem Aluminium und anderen Werkstoffen gemäß der Norm dar.

Schälwiderstand nach DIN 53282

Testtemperatur	Härtung	
	15 Tage / RT	2 Std. / 65°C
-55°C	-	-
+24°C	33 N/cm	43 N/cm
+80°C	-	-

Werkstoff: Aluminium, geätzt

Härtung: 2 Std. bei 65°C

Zugscherfestigkeit nach DIN 53283 in Abhängigkeit von Temperatur und Härtezyklus

Testtemperatur	Härtung	
	15 Tage / RT	2 Std. / 65°C
-55°C	28 MPa	26 MPa
+24°C	26 MPa	37 MPa
+80°C	14 MPa	17 MPa
+120°C	-	4 MPa

Werkstoff: Aluminium, geätzt

Schlagfestigkeit nach AFNOR 76 - 115

Testtemperatur	Härtung	
	15 Tage / RT	2 Std. / 65°C
+ 24°C	30,3 KJ/m ²	31,3 KJ/m ²

Alle Festigkeitsprüfungen wurden nach 15 Tagen Härtung bei 25°C und einem Druck von 2 N/cm² durchgeführt

Scotch-Weld® 7236 B/A

Seite 3

Alterungswerte

Zugscherfestigkeitswerte auf gepickelten Aluminium-Prüflingen nach entsprechender Alterung.

Zeit	Einlagerung	Zugscherfestigkeit bei 24°C
30 Tage	Kontrollwert	35 MPa
30 Tage	Superbenzin	38 MPa
30 Tage	M 15-Gemisch	33 MPa
30 Tage	Düsentreibstoff JP 4	32 MPa
30 Tage	Motoröl	37 MPa
30 Tage	Hydrauliköl (High Jet)	38 MPa
30 Tage	Enteisungsflüssigkeit	
30 Tage	25 % ig	38 MPa
30 Tage	35 % ig	41 MPa
30 Tage	120°C Wärme	40 MPa
30 Tage	70°C/95 % rel. Feuchte	30 MPa

Alle Festigkeitsprüfungen wurden nach 15 Tagen Härtung bei 25°C und einem Druck von 2 N/cm² durchgeführt

Oberflächen-Vorbehandlung

Die Oberflächen müssen trocken und frei von Staub, Öl, Trennmitteln und anderen Verunreinigungen sein.

Die Art der Oberflächenvorbehandlung hängt von dem jeweiligen Anforderungsprofil (Festigkeit, Alterung etc.) ab.

Für die meisten Anwendungen reichen normalerweise Vorbehandlungen aus, die auf Metallen einen geschlossenen Wasserfilm an der Oberfläche ergeben.

Sowohl für metallische als auch nichtmetallische Werkstoffe wird eine mechanische Oberflächenvorbehandlung mit Scotch Brite 7447 empfohlen, die von einem Vor- und Nachreinigen mit werkstoffverträglichen Lösemitteln unterstützt wird.

Anwendung

Die günstigste Verarbeitungstemperatur für Konstruktionsklebstoff und Werkstoff liegt zwischen 20°C und 25°C.

Mischen

Die beiden Komponenten werden im angegebenen Mischungsverhältnis zu einer schlierenfreien homogenen Masse manuell oder maschinell gemischt. Für ca. 50 g Mischung beträgt die Verarbeitungszeit ca. 45 Minuten, bei größeren Ansätzen verkürzt sich die Verarbeitungszeit entsprechend.

Scotch-Weld® 7236 B/A

Seite 4

Auftrag

Mit geeigneten Verarbeitungsgeräten wie Spachtel, Fließpistole, etc. wird der Klebstoff auf beide zu klebenden Werkstoffe gleichmäßig aufgetragen. Optimale Festigkeiten werden bei Klebstoffschichtdicken von 0,1-0,2 mm erzielt.

Eine einheitliche Klebstoffschichtdicke kann durch Einlegen von entsprechenden Abstandhaltern, wie z. B. Glasfasern, sichergestellt werden. Die Teile werden zusammengefügt und durch Klammern, Vorrichtungen, Druck etc. gegen Verrutschen während der Härtung fixiert.

Härtung

Die Härtung der Klebstoffe erfolgt bei Raumtemperatur, kann jedoch durch Wärme beschleunigt werden. Die Festigkeitszunahme des Klebstoffes ist so zügig, dass die Teile nach 6 – 8 Stunden weiterverarbeitet werden können. Die Endfestigkeit ist nach ca. 15 Tagen bei RT erreicht.

Festigkeitszunahme

Nachstehend aufgeführte Festigkeitszunahmen wurden auf gepickelten Aluminium-Prüflingen ermittelt.

Zeit	Festigkeitszunahme	Zeit	Festigkeitszunahme
-	Klebfrei	1 Tag	70 %
4 Stunden	30 %	2 Tage	75 %
6 Stunden	55 %	4 Tage	90 %
8 Stunden	60 %	7 Tage	95 %
16 Stunden	65 %	15 Tage	100 %

Reinigung

Rückstände von nicht gehärtetem Klebstoff und Verarbeitungsgeräte können mit einem Lösungsmittel wie Methylethylketon entfernt bzw. gereinigt werden. Bei Gebrauch des Lösemittels sind die notwendigen Sicherheitsvorschriften zu beachten. Gehärteter Klebstoff kann nur mechanisch entfernt werden.

Lagerung und Handhabung

Die beste Lagerfähigkeit hat der Klebstoff bei Temperaturen zwischen 15°C und 25°C. Höhere Temperaturen verkürzen die normale Lagerfähigkeit. Niedrigere Temperaturen verursachen vorübergehend eine höhere Viskosität.

Umfaßt das Lager Gebinde aus mehreren Lieferungen, so sollten diese in der Reihenfolge ihres Einganges verarbeitet werden.

Scotch-Weld® 7236 B/A

Seite 5

Sicherheitshinweise

Gefahrenklasse nach VbF	Flammpunkt	Lagerfähigkeit*
-	Teil B: - Teil A: -	24 Monate bei 20±5°C

* ab Versanddatum Werk/Lager

Gefahrenhinweise

R 34: Verursacht Verätzungen.
R 43: Sensibilisierung durch Hautkontakt möglich.

Sicherheitsratschläge

S 24/25: Berührung mit den Augen und der Haut vermeiden.
S 37/39: Bei der Arbeit geeignete Schutzhandschuhe, Schutzbrille und Gesichtsschutz tragen.
S 26: Bei Berührung mit den Augen sofort gründlich mit Wasser abspülen und Arzt konsultieren.
S 28: Bei Berührung mit der Haut sofort mit viel Wasser abwaschen.
S 2015: Beschmutzte Kleidung sofort reinigen, ungereinigte Kleidung nicht benutzen.
S 2037: Die beim Härteprozeß freigesetzten Dämpfe nicht einatmen.
S 2040: Beim Verschlucken zwei Glas Wasser trinken und sofort Arzt rufen. Nicht zum Erbrechen bringen.
S 45: Bei Unfall oder Unwohlsein sofort Arzt hinzuziehen (wenn möglich, dieses Etikett vorzeigen).

Notizen:**Wichtiger Hinweis:**

Alle Werte wurden unter Laborbedingungen ermittelt und sind nicht in Spezifikationen zu übernehmen. Achten Sie bitte selbst vor Verwendung unseres Produktes darauf, ob es sich für den von Ihnen vorgesehenen Verwendungszweck eignet. Alle Fragen einer Gewährleistung und Haftung für dieses Produkt regeln sich nach unseren Verkaufsbedingungen, sofern nicht gesetzliche Vorschriften etwas anderes vorsehen.

3M

3M Deutschland GmbH
Industrie-Klebebänder, Klebstoffe und Spezialprodukte

Carl-Schurz-Straße 1, 41453 Neuss
Telefon 0 21 31 / 14 33 30, Telefax 0 21 31 / 14 38 17

Gedruckt auf chlorfrei gebleichtem Papier



3M™ Scotch-Weld™ 7256 B/A

Two Part Structural Adhesive

Product Description

3M™ Scotch-Weld™ 7256 B/A is a two part, epoxy based structural adhesive which combines high mechanical strength, excellent toughness and rapid cure at room temperature. It shows good adhesion to a wide variety of materials typically used in aircraft interior structures. Due to the fast strength build-up, it is an ideal adhesive to bond fasteners or brackets. 3M™ Scotch-Weld™ 7256 B/A is qualified to Airbus specifications AIMS 10-04-002, 10-04-003, and 10-04-011.

Key Features

- General purpose adhesive for interior bonding
- Non-sagging paste for vertical and overhead application
- Rapid cure at room temperature, can be accelerated by mild heat.
- Excellent shear and peel strength on a variety of substrates
- Good environmental and ageing resistance
- Available in cartridges for manual operations, e. g. bracket bonding



Product Characterization

All technical data and information in this data sheet should be considered representative or typical only and should not be used for specification purposes.

General Properties	Part B	Part A
Colour	Off-white	Off-white
Base	Modified epoxy	Modified amine
Consistency	Low sagging paste	Gel
Density	1.13 g/cm ³	1.10 g/cm ³
Mix ratio by volume (by weight)	100 (100)	50 (48)
Viscosity	70 Pa·s	--
Work life ^(a) at 23 ± 2 °C		12 min
Handling strength ^(b)		70 – 80 min
Available packaging		Cartridges

^(a) time during which the adhesive can be applied properly; 10 g of mixed material

^(b) time to reach 1 MPa overlap shear strength

Product Performance

The following product performance data were obtained from specimens, which were cured 7 days at room temperature, unless otherwise stated. The surface preparation is described in the "Instructions for use" section on page 3. To control the bond line thickness, ca. 1 wt.% of glass beads, 90 – 150 µm diameter, was added to the adhesive.

Mechanical properties	Test temperature	Result	Test method
Overlap shear strength ^{(a) (b)}	23 °C	35 MPa	ISO 4587
	23 °C	32 MPa ^(c)	ISO 4587
	-55 °C	26 MPa	ISO 4587
	85 °C	8 MPa	ISO 4587
Floating roller peel strength ^{(a) (b)}	23 °C	216 N / 25 mm	ISO 4578
	23 °C	192 N / 25 mm ^(c)	ISO 4578

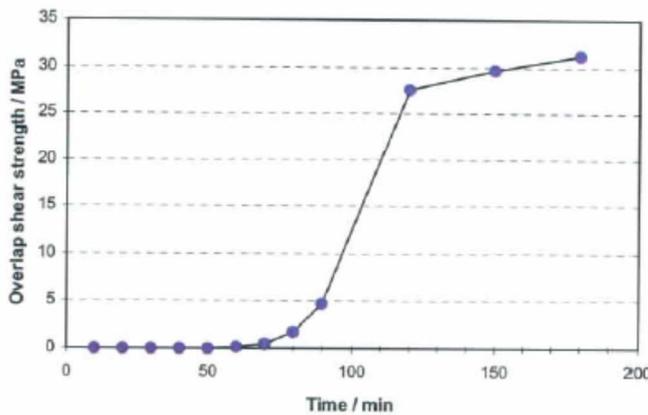
^(a) Test substrates: clad aluminium 2024 T3

^(b) Surface preparation: Optimized FPL etching + primer (see "Instructions for use" on page 3)

^(c) Specimens etched only, no primer; 48 h curing at room temperature

Strength build-up

Overlap shear strength (OLS) after different curing times at room temperature are given in the following graph and table.



Curing time	OLS at 23 °C
10 min	0.0 MPa
30 min	0.05 MPa
50 min	0.05 MPa
60 min	0.1 MPa
70 min	0.5 MPa
80 min	1.8 MPa
90 min	4.7 MPa
120 min	27.5 MPa
150 min	29.7 MPa
180 min	31.2 MPa

Ageing properties

Bonded specimens were exposed to different media and environments. After 72 h room temperature storage, overlap shear strength was measured to determine the ageing resistance of 3M™ Scotch-Weld™ 7256 B/A FST. The curing cycle for all specimens was 7 days at room temperature.

Mechanical properties	Exposure time	Medium and temperature	Result
Overlap shear strength after ageing ^{(a) (b)} ISO 4587; test temperature 23 ± 2 °C	--	(Initial)	35 MPa
	1000 h	Dry heat, 105 °C	39 MPa
	336 h	Hot wet: 85 % r. H., 70 °C	27 MPa
	1000 h	De-ionized water, 70 °C	14 MPa
	1000 h	Skydrol, 70 °C	36 MPa
	336 h	50 % Skydrol + 50 % de-ionized water, 70 °C	14 MPa
	1000 h	JP4 fuel, 40 °C	36 MPa
	1000 h	De-icing fluid S737, 60 °C	24 MPa
	24 h	Lubricating oil NATO O-142 (Royco® 363), 70 °C	32 MPa
	24 h	Lubricating oil NATO O-148 (Royco® 808), 70 °C	31 MPa
	24 h	Heat transfer fluid Coolanol 25R, 25 °C	33 MPa

^(a) Test substrates: clad aluminium 2024 T3

^(b) Surface preparation: Optimized FPL + primer (see "Instructions for use" on page 3)

Overlap shear strength on different substrates

Specimens were cleaned with an organic solvent, some were abraded prior to bonding. Cure cycle was 24 hours at room temperature followed by 2 hours at 70 °C.

Mechanical properties	Substrates	Result
Overlap shear strength ISO 4587; test temperature 23 ± 2 °C	Clad aluminium 2024 T3 ^(a)	22 MPa
	Cold rolled steel ^(a)	17 MPa
	Stainless steel ^(a)	19 MPa
	Brass ^(a)	16 MPa
	Polystyrene ^(a)	3 MPa
	ABS	4 MPa
	PVC	3 MPa
	Polyamide 6.6	2 MPa
	Glass fibre reinforced polyester ^(a)	9 MPa ^(b)
	Glass fibre reinforced phenolics	22 MPa ^(b)
	Carbon fibre reinforced epoxy	33 MPa

^(a) Abraded with Scotch-Brite 7447

^(b) Substrate failure

Handling, Application, Storage

Precautionary Information

Refer to product label and Material Safety Data Sheet (MSDS) for health and safety information before using this product. For MSDS visit our website www.3M.com/msds.

Instructions for use

Process step	Instruction
Surface preparation	<p>The strength and durability of a bonded joint depend on proper treatment of the surface to be bonded. Optimum processing temperature for substrates and adhesive is around room temperature (23 °C). A thoroughly cleaned, dry, grease-free surface is essential for maximum performance. Cleaning methods which will produce a continuous water film on metal surfaces are generally satisfactory.</p> <p>At the very least, joint surfaces should be cleaned with a good proprietary degreasing agent and mechanically abraded, e. g. with 3M Scotch-Brite™ 7447. Abrading should be followed by a second degreasing treatment, e.g. with 3M 08984 Adhesive Cleaner. The results given in this data sheet were determined using an optimized FPL etching process:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1) Degrease with methyl ethyl ketone. 2) Immerse 10 to 20 minutes in alkaline degreasing 8 % Oakite 164 solution at 85 ± 5 °C. 3) Rinse in tap water. 4) Sulfochromic immersion (10 minutes) at 70 ± 2 °C: 27.5 wt.% of H₂SO₄; 7.5 wt.% of Na₂Cr₂O₇ · 2 H₂O; 65 wt.% of demineralised water; 0.5 g/l aluminium; 1.5 g/l CuSO₄ · 5 H₂O. 5) Rinse in tap water. 6) Dry 15 minutes at 23 ± 2 °C. 7) Dry 10 minutes at 70 ± 2 °C. <p>Caution: Use adequate respiratory, eye and skin protection when using etch solutions.</p> <p>Best results were obtained, when a primer, e. g. 3M™ Scotch-Weld™ 3960 or Cytec BR 127, was applied on the etched surfaces.</p>

Process step	Instruction
Application	This product consists of two parts. Unless cartridges or other mixing devices with static mixers are used, mix part B and part A in a separate container just prior to application in the specified proportions. Note: Mix ratio deviations above $\pm 5\%$ can have significant influence on material performance. Mix both components thoroughly until a uniform colour is obtained. Important: Be careful when mixing larger quantities, because exothermic reaction may occur. Dual cartridge applications provide maximum accuracy and easy handling. Note: When using a new static mixer, purge the first milliliters until a uniform colour is obtained. Apply adhesive to substrates before end of work life. Note: Work life depends to some extent on mixed quantity and the shape of the container. In order to obtain optimum mechanical performance, the substrates should be assembled as soon as the adhesive has been applied and before end of the open time. A fixation of the joint and a uniform contact pressure throughout the bond area during cure will ensure optimum performance. Maximum shear strength is obtained with 0.10 – 0.20 mm bond line thickness. Close the containers after use to protect the material against humidity.
Curing	Once mixed, Scotch-Weld™ 7256 B/A will gel in 10 – 15 minutes and build up handling strength in 70 – 80 min. The following cure cycles will result in a full cure: <ul style="list-style-type: none"> ▪ 7 days at 23 ± 2 °C ▪ 2 hours at 65 ± 2 °C Note: Curing can be accelerated by mild heat. Lower temperatures will slow down the reaction rate. The curing temperature may have influence on the final product performance.
Cleaning	Excess uncured adhesive can be cleaned with ketone type solvents. After cure the adhesive can be removed mechanically. Note: When using solvents, extinguish all ignition sources, including pilot lights, and follow the manufacturer's precautions and instructions for use.
Storage and handling	Store the product at room temperature. Shelf life is 12 months from date of shipment in the original unopened containers.

Important notice: All statements, technical information and recommendations in this data sheet are based on tests 3M believes to be reliable, but the accuracy or completeness of those tests is not guaranteed. All technical data and information should be considered typical or representative only and should not be used for specification purposes. Given the variety of factors that affect the use and performance of a 3M product, some of which are uniquely within the user's knowledge and control, it is essential that the user evaluate the 3M product before use to determine the suitability of the 3M product for the intended use and method of application. All questions of liability relating to the 3M product are governed by the terms of the sale subject to, where applicable, the prevailing law.



Aerospace and Aircraft Maintenance Department
European Aerospace Laboratory

www.3m.eu/aerospace

© 3M 2011. All rights reserved.

Reference: 141



Hysol® EA 9394

Epoxy Paste Adhesive

Henkel Corporation
Aerospace Group
2850 Willow Pass Road
P.O. Box 312
Bay Point, CA 94565 USA
925.458.8000
Fax: 925.458.8030
www.aerospace.henkel.com

Description

Hysol EA 9394 is a two-part structural paste adhesive, which cures at room temperature and possesses excellent strength to 350°F/177°C and higher. Its thixotropic nature and excellent high temperature compressive strength also make it ideal for potting, filling and liquid shim applications. Hysol EA 9394 is qualified to MMM-A-132 Rev A, Type I, Class 3.

The mechanical properties in this data sheet are also valid for Hysol EA 9394S. Hysol EA 9394S is only available in Semkits and differs from Hysol EA 9394 as it has 1 part less thixotrope in the Part B to aid packaging. All other mechanical and handling properties similar.

Features

Room Temperature Cure
Good Gap Filling Capabilities
350°F/177°C Performance
Potting Material
Room Temperature Storage
Outstanding Mechanical Properties
Long Pot Life
Low Toxicity

Uncured Adhesive Properties

	<u>Part A</u>	<u>Part B</u>	<u>Mixed</u>
Color	Gray	Black	Gray
Viscosity, 77°F	4000-8000 Poise	200-700 Poise	1600 Poise
Brookfield, HBT	Spdl 7 @ 20 rpm	Spdl 4 @ 20 rpm	Spdl 5 @ 20 rpm
Viscosity, 25°C	400-800 Pa · S	20-70 Pa · S	160 Pa · S
Brookfield, HBT	Spdl 7 @ 2.09 rad/sec	Spdl 4 @ 2.09 rad/sec	Spdl 5 @ 2.09 rad/sec
Density (g/ml)	1.50	1.00	1.36
Shelf Life from date of shipment			
@ <77°F/25°C	1 year	1 year	

This material will normally be shipped at ambient conditions, which will not alter our standard warranty, provided that the material is placed into its intended storage upon receipt. Premium shipment is available upon request.

Hysol EA 9394
 Henkel Corporation
 Aerospace Group
 Page 2 of 4

Handling

Mixing - This product requires mixing two components together just prior to application to the parts to be bonded. Complete mixing is necessary. The temperature of the separate components prior to mixing is not critical, but should be close to room temperature (77°F/25°C).

<u>Mix Ratio</u>	<u>Part A</u>	<u>Part B</u>
By Weight	100	17

Note: Volume measurement is not recommended for structural applications unless special precautions are taken to assure proper ratios.

Pot Life (450 gm mass) 90 minutes
 Method - ASTM D 2471 in water bath.

Application

Mixing - Combine Part A and Part B in the correct ratio and mix thoroughly. **THIS IS IMPORTANT!** Heat buildup during or after mixing is normal. Do not mix quantities greater than 450 grams as dangerous heat buildup can occur causing uncontrolled decomposition of the mixed adhesive. **TOXIC FUMES CAN OCCUR, RESULTING IN PERSONAL INJURY.** Mixing smaller quantities will minimize the heat buildup.

Applying - Bonding surfaces should be clean, dry and properly prepared. For optimum surface preparation consult the Hysol Surface Preparation Guide. The bonded parts should be held in contact until the adhesive is set. Handling strength for this adhesive will occur in 24 hours @ 77°F/25°C, after which the support tooling or pressure used during cure may be removed. Since full bond strength has not yet been attained, load application should be small at this time.

Note: Special precautions are recommended to minimize carbonate formation in large assemblies subject to extended open times in humid environments. A special memo is available upon request from Henkel providing users with suggestions for minimizing carbonate formation.

Curing - Hysol EA 9394 may be cured for 3 to 5 days @ 77°F/25°C to achieve normal performance. Accelerated cures up to 200°F/93°C (for small masses only) may be used as an alternative. For example, 1 hour @ 150°F/66°C will give complete cure.

Cleanup - It is important to remove excess adhesive from the work area and application equipment before it hardens. Denatured alcohol and many common industrial solvents are suitable for removing uncured adhesive. Consult your supplier's information pertaining to the safe and proper use of solvents.

Bond Strength Performance

Tensile Lap Shear Strength - tested per ASTM D1002 after curing for 5 days @ 77°F/25°C. Adherends are 2024-T3 bare aluminum treated with phosphoric acid anodized per ASTM D3933.

<u>Test Temperature, °F/°C</u>	<u>Typical Results</u>	
	<u>psi</u>	<u>MPa</u>
-67/-55	3,300	22.7
77/ 25	4,200	28.9
180/82	3,000	20.7
200/93	2,900	20.0
250/121	2,300	15.8
300/149	1,600	11.0
350/177	1,200	8.3
400/204	600	4.1

Hysol EA 9394
Henkel Corporation
Aerospace Group
Page 3 of 4

After Exposure to/Test Temperature	Typical Results	
	psi	MPa
Room Temperature Control (no exposure)	4,300	29.6
77°F/25°C Water - 7 days @77°F/25°C	4,100	28.2
Isopropyl Alcohol - 7 days @77°F/25°C	4,000	27.6
Hydraulic Oil - 7 days @77°F/25°C	4,100	28.2
JP-4 Fuel - 7 days @ 77°F/25°C	4,200	28.9

Peel Strength

T-Peel strength tested per ASTM D1876 after curing for 5 days @ 77°F/25°C.
Adherends are 2024-T3 alclad aluminum treated with phosphoric acid anodized per ASTM D3933.

Test Temperature, °F/°C	Typical Results	
	Lb/in	N/25 mm
77/25	5	22.2

Bell Peel strength tested per ASTM D3167 after curing for 7 days @ 77°F/25°C.
Adherends are 2024-T3 alclad aluminum treated with phosphoric acid anodized per ASTM D3933.

Test Temperature, °F/°C	Typical Results	
	Lb/in	N/25 mm
77/25	20	89.0

Service Temperature

Service temperature is defined as that temperature at which this adhesive still retains 1000 psi/6.9 MPa) using test method ASTM D1002 and is 350°F/177°C.

Henkel QC Acceptance Testing

This data sheet provides users with typical properties obtained from this adhesive. These values are not meant to be used to develop aerospace QC acceptance testing. Users interested in establishing values and tests for routine QC acceptance should request our internal specification (DAS), which provides detail test methods and values used to certify this adhesive.

Bulk Resin Properties

Tensile Properties - tested using 0.125 inch/ 3.18 mm castings per ASTM D638.

Tensile Strength, @ 77°F/25°C	6,675 psi	46.0 Mpa
Tensile Modulus, @ 77°F/25°C	615 ksi	4,237 Mpa
Shear Modulus, dry @ 77°F/25°C	212 ksi	1,461 Mpa
Shear Modulus, wet, @ 77°F/25°C	149 ksi	1,027 Mpa
Elongation at Break, % @77°F/25°C	1.66	
Shore D Hardness, @ 77°F/25°C	88	
T _g dry	172°F	78°C
T _g wet	154°F	68°C

Compressive Properties - tested with rectangular specimens 0.5 in/12.7 mm width by 1.0 in/25.4 mm length by 0.5 in/12.7 mm height.

Compressive Strength, °F/°C	Psi	MPa
77/25	10,000	68.9

Hysol EA 9394
Henkel Corporation
Aerospace Group
Page 4 of 4

Electrical Properties - tested per ASTM D149, D150.

	<u>0.1 KHz</u>	<u>1.0 KHz</u>	<u>10.0 KHz</u>
Dielectric Constant	7.72	7.51	7.20
Dissipation Factor	.017	.022	.033
Thermal Conductivity	7.92 x 10 ⁻⁴ cal/sec-cm-°C		[0.331 W/(m•K)]
Volume Resistivity	4.05 x 10 ¹³ ohm-cm		[4.05 x 10 ¹¹ ohm]
Surface Resistivity	4.60 x 10 ¹³ ohm		
Coefficient of Thermal Expansion	55.6µm/m°C @ 40°C		
	80.6µm/m°C @ 100°C		

Handling Precautions

Do not handle or use until the Material Safety Data Sheet has been read and understood.
For industrial use only.

General:

As with most epoxy based systems, use this product with adequate ventilation. Do not get in eyes or on skin. Avoid breathing the vapors. Wash thoroughly with soap and water after handling. Empty containers retain product residue and vapors, so obey all precautions when handling empty containers.

PART A

WARNING! As with most epoxy based systems, the uncured adhesive may cause eye and skin irritation or allergic dermatitis. Contains epoxy resins.

PART B

DANGER! Causes severe skin and eye burns. Contains tetraethylenepentamine. Vapors may be irritating to the respiratory tract.

Hysol® is a registered trademark of Henkel Corporation.

Rev. 6/02

DISCLAIMER: The information supplied in this document is for guidance only and should not be construed as a warranty. All implied warranties are expressly disclaimed, including without limitation any warranty of merchantability and fitness for use. All users of the materials are responsible for assuring that it is suitable for their needs, environmental and use. All data is subject to change as Henkel deems appropriate.

Users should review the Materials Safety Data Sheet (MSDS) and product label for the material to determine possible health hazards, appropriate engineering controls and precautions to be observed in using the material. Copies of the MSDS and label are available upon request.



Henkel Corporation
Aerospace Group
2850 Willow Pass Road
P.O. Box 312
Bay Point, CA 94565 USA
925.458.8000
www.aerospace.henkel.com

Anhang 6: Kostenanalyse des Nietprozesses

Ressource (Text)	Wert gesamt	Währ ung	Summe Fertigungskosten	Summe Materialkosten	Summe Herstellkosten	Bemerkungen
L534-70551-224-00#TS P2 INNER STRAP	20,95	EUR			20,95 €	keine Änderung
L534-70552-224-00#TS P2 SHEAR WEB	0,00	EUR	31,36 €	10,90 €	42,26 €	
ABS5044A024_02 X1200X2500#BLECH	7,69	EUR				
SEEVENAX315-80(200LTR)#HAERTER	1,32	EUR				
SEEVENAX313-81PALEGREEN(200LTR)#GRUND	0,63	EUR				
CLEANING SOLVENT96100#REINIGER	0,05	EUR				
MGK ab 2006	1,21	EUR				
Fräsen/M-Entgraten - Kontur Fräsen	1,34	EUR				
Fräsen/M-Entgraten - Kontur Fräsen	1,61	EUR				
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,59	EUR				
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,10	EUR				
Pressen ACB - Umformen Pres	0,50	EUR				
Pressen ACB - Umformen Pres	1,78	EUR				
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,48	EUR				
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,20	EUR				
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	0,85	EUR				
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	15,80	EUR				
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,79	EUR				
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,28	EUR				
W-Schw.-Anod. G - Teilef.-G. Flae.Spr.G	1,13	EUR				
W-Schw.-Anod. G - Teilef.-G. Flae.Spr.G	0,69	EUR				
OS-Flae.Spr.Anl.- Oberflächenschutz	0,47	EUR				
OS-Flae.Spr.Anl.- Oberflächenschutz	1,06	EUR				
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	0,47	EUR				
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	1,22	EUR				
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR				
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR				
L534-70552-226-00#TS P2 SHEAR WEB	0,00	EUR	36,27 €	10,90 €	47,17 €	
ABS5044A024_02 X1200X2500#BLECH	7,69	EUR				
SEEVENAX315-80(200LTR)#HAERTER	1,32	EUR				
SEEVENAX313-81PALEGREEN(200LTR)#GRUND	0,63	EUR				
CLEANING SOLVENT96100#REINIGER	0,05	EUR				
MGK ab 2006	1,21	EUR				
Fräsen-Flächen/M-Entgrat.- Kontur Fräsen	1,48	EUR				
Fräsen-Flächen/M-Entgrat.- Kontur Fräsen	1,61	EUR				
Entgraten-Hand - Kontur Fräsen	0,30	EUR				
Entgraten-Hand - Kontur Fräsen	3,82	EUR				
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,59	EUR				
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,10	EUR				
Pressen ACB - Umformen Pres	0,50	EUR				
Pressen ACB - Umformen Pres	1,78	EUR				
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,48	EUR				
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,20	EUR				
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	0,85	EUR				
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	16,45	EUR				
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,79	EUR				
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,28	EUR				
W-Schw.-Anod. G - Teilef.-G. Flae.Spr.G	1,13	EUR				
W-Schw.-Anod. G - Teilef.-G. Flae.Spr.G	0,69	EUR				
OS-Flae.Spr.Anl.- Oberflächenschutz	0,47	EUR				
OS-Flae.Spr.Anl.- Oberflächenschutz	1,06	EUR				
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	0,47	EUR				
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	1,22	EUR				
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR				
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR				
4456891, H102, Tension Struts Montage	4,07	EUR	146,34 €	0,00	146,34 €	
4456891, H102, Tension Struts Montage	74,39	EUR				
456892, H102, Tension Struts Nieten	4,07	EUR				
456892, H102, Tension Struts Nieten	24,05	EUR				
QS Galerie/UG-Montage	9,91	EUR				
QS Galerie/UG-Montage	0,00	EUR				
455000, H102, Konservierung UG	0,53	EUR				
455000, H102, Konservierung UG	13,34	EUR				
456100 Kennzeichnen v. Bauteilen	9,66	EUR				
456100 Kennzeichnen v. Bauteilen	0,15	EUR				
456891, H102, Tension Struts Verpacken	1,45	EUR				
456891, H102, Tension Struts Verpacken	4,72	EUR				
			213,97 €	21,80 €	256,72 €	

Anhang 7: Kostenanalyse des Kalt-Klebeprozesses

Ressource (Text)	Wert gesamt	Währ ung	Summe Fertigungs kosten	Summe Materialk osten	Summe Herstellk osten	Bemerkungen	NRC	Bemerkungen
L534-70551-224-00#TS P2 INNER STRAP	20,95	EUR			20,95 €	keine Änderung		
L534-70552-224-00#TS P2 SHEAR WEB	0,00	EUR	28,01 €	8,90 €	36,91 €	Bauteil ohne Vorböhrlöcher		
ABS5044A024_02 X1200X2500#BLECH	7,69	EUR						
MGK ab 2006	1,21	EUR						
Fräsen/M-Entgraten - Kontur Fräsen	1,34	EUR						
Fräsen/M-Entgraten - Kontur Fräsen	1,61	EUR						
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,59	EUR						
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,10	EUR						
Pressen ACB - Umformen Pres	0,50	EUR						
Pressen ACB - Umformen Pres	1,78	EUR						
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,48	EUR						
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,20	EUR						
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	0,85	EUR						
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	15,80	EUR						
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,79	EUR						
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,28	EUR						
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	0,47	EUR						
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	1,22	EUR						
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR						
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR						
L534-70552-226-00#TS P2 SHEAR WEB	0,00	EUR	28,01 €	8,90 €	36,91 €	Bauteil ohne Vorböhrlöcher	350,00 €	neues NC Programm + FAI
ABS5044A024_02 X1200X2500#BLECH	7,69	EUR						
MGK ab 2006	1,21	EUR						
Fräsen-Flächen/M-Entgrat.- Kontur Fräsen	1,34	EUR						
Fräsen-Flächen/M-Entgrat.- Kontur Fräsen	1,61	EUR						
Entgraten-Hand - Kontur Fräsen		EUR						
Entgraten-Hand - Kontur Fräsen		EUR						
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,59	EUR						
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,10	EUR						
Pressen ACB - Umformen Pres	0,50	EUR						
Pressen ACB - Umformen Pres	1,78	EUR						
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,48	EUR						
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,20	EUR						
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	0,85	EUR						
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	15,80	EUR						
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,79	EUR						
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,28	EUR						
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	0,47	EUR						
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	1,22	EUR						
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR						
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR						
Reiniger	1,00	EUR	136,33 €	6,00 €	142,33 €		1.000,00 €	2 Druckstücke
Kleber	5,00	EUR						
Chemische Vorbehandlung PSA	69,09	EUR						
Vorbereitung für Zusammenbau	13,37	EUR						
- Klebeflächen mit Kaltreiniger reinigen		EUR						
- Kaltkleber auftragen		EUR						
Zusammenfügen und in Vorrichtung fixieren	2,67	EUR						
Bauteil entformen und reinigen/aufbohren	23,22	EUR						
Farbauftrag	10,74	EUR						
Logistik Oberflächenschutz	17,24	EUR						
4456891, H102, Tension Struts Montage	4,07	EUR	76,99 €	0,00	76,99 €		85,00 €	FAI Neu
4456891, H102, Tension Struts Montage	24,06	EUR						
456892, H102, Tension Struts Nieten	4,07	EUR						
456892, H102, Tension Struts Nieten	12,98	EUR						
QS Galerie/UG-Montage	9,91	EUR						
QS Galerie/UG-Montage	0,00	EUR						
455000, H102, Konservierung UG	0,53	EUR						
455000, H102, Konservierung UG	5,39	EUR						
456100 Kennzeichnen v. Bauteilen	9,66	EUR						
456100 Kennzeichnen v. Bauteilen	0,15	EUR						
456891, H102, Tension Struts Verpacken	1,45	EUR						
456891, H102, Tension Struts Verpacken	4,72	EUR						
			269,34 €	23,80 €	314,09 €		1.435,00 €	

Anhang 8: Kostenanalyse des Warm-Klebeprozesses

Ressource (Text)	Wert gesamt	Währ ung	Summe Fertigungs kosten	Summe Material kosten	Summe Herstell kosten	Bemerkungen	NRC	Bemerkungen
L534-70551-224-00#TS P2 INNER STRAP	20,95	EUR			20,95 €	keine Änderung		
L534-70552-224-00#TS P2 SHEAR WEB	0,00	EUR	28,01 €	8,90 €	36,91 €	Bauteil ohne Vorbohrlöcher; Bauteil ohne OS		
ABS5044A024_02 X1200X2500#BLECH	7,69	EUR						
MGK ab 2006	1,21	EUR						
Fräsen/M-Entgraten - Kontur Fräsen	1,34	EUR						
Fräsen/M-Entgraten - Kontur Fräsen	1,61	EUR						
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,59	EUR						
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,10	EUR						
Pressen ACB - Umformen Pres	0,50	EUR						
Pressen ACB - Umformen Pres	1,78	EUR						
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,48	EUR						
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,20	EUR						
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	0,85	EUR						
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	15,80	EUR						
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,79	EUR						
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,28	EUR						
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	0,47	EUR						
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	1,22	EUR						
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR						
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR						
L534-70552-226-00#TS P2 SHEAR WEB	0,00	EUR	28,01 €	8,90 €	36,91 €	Bauteil ohne Vorbohrlöcher; Bauteil ohne OS	350,00 €	neues NC Programm + FAI
ABS5044A024_02 X1200X2500#BLECH	7,69	EUR						
MGK ab 2006	1,21	EUR						
Fräsen-Flächen/M-Entgrat.- Kontur Fräsen	1,34	EUR						
Fräsen-Flächen/M-Entgrat.- Kontur Fräsen	1,61	EUR						
Entgraten-Hand - Kontur Fräsen		EUR						
Entgraten-Hand - Kontur Fräsen		EUR						
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,59	EUR						
Wxx-Luftumwälzofen - Warmbehandeln	0,10	EUR						
Pressen ACB - Umformen Pres	0,50	EUR						
Pressen ACB - Umformen Pres	1,78	EUR						
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,48	EUR						
Lxx-Luft+Kühltruhe - Warmbehandeln	1,20	EUR						
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	0,85	EUR						
Nacharb.-spanlos- Teilef.-Finishing ACB	15,80	EUR						
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,79	EUR						
Werkstoffendprüfung - Werkstoffendp	0,28	EUR						
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	0,47	EUR						
Prüfen/Kennzeich- Oberflächenschutz	1,22	EUR						
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR						
H.55-Versand - Teilef.-Versand	0,00	EUR						
Verbrauchsmaterial	10,97	EUR	550,75 €	10,97 €	561,72 €		1.000,00 €	2 Druckstücke
Chemische Vorbehandlung PSA	69,09	EUR						
Aufbau zum Kleben	144,29	EUR						
Vor und Nachbereitung Autoklav	20,98	EUR						
Autoklav	49,86	EUR						
Chargenabbau	10,36	EUR						
Nacharbeiten und reinigen	76,56	EUR						
Bondtesten	117,45	EUR						
Vorbehandlung Oberflächenschutz	34,18	EUR						
Farbauftrag	10,74	EUR						
Logistik Oberflächenschutz	17,24	EUR						
4456891, H102, Tension Struts Montage	4,07	EUR	76,99 €	0,00	76,99 €		85,00 €	FAI Neu
4456891, H102, Tension Struts Montage	24,06	EUR						
456892, H102, Tension Struts Nieten	4,07	EUR						
456892, H102, Tension Struts Nieten	12,98	EUR						
QS Galerie/UG-Montage	9,91	EUR						
QS Galerie/UG-Montage	0,00	EUR						
455000, H102, Konservierung UG	0,53	EUR						
455000, H102, Konservierung UG	5,39	EUR						
456100 Kennzeichnen v. Bauteilen	9,66	EUR						
456100 Kennzeichnen v. Bauteilen	0,15	EUR						
456891, H102, Tension Struts Verpacken	1,45	EUR						
456891, H102, Tension Struts Verpacken	4,72	EUR						
			683,76 €	28,77 €	733,48 €		1.435,00 €	



A380 TENSION STRUT KLEBUNG
Test Request

REFERENCE
ISSUE 1.0

DATE 20.06.2013

A380 Change Tension Struts from Riveted to Bonded Test Request

TITLE	A380 Change Tension Struts from Riveted to Bonded
AIRCRAFT APPLICABILITY	A380-800
PROJECT	
TEST REFERENCE NUMBER	
SCOPE	Development/Research

SUMMARY:

The aim of this test is to change the Tension Strut assembly from riveted to bonded.

The applicability of cold-curing adhesive with regard to load sustainability in an airplane is elucidated by comparison of riveted with bonded tension struts.

	NAME	SIGLUM - FUNCTION	DATE	SIGNATURE
AUTHOR(S)	F. Croissier			
APPROVAL				
AUTHORIZATION				

© AIRBUS OPERATIONS GmbH 2013. All rights reserved. Confidential and proprietary document.
This document and all information contained herein is the sole property of AIRBUS OPERATIONS GmbH. No intellectual property rights are granted by the delivery of this document or the disclosure of its content. This document shall not be reproduced or disclosed to a third party without the express written consent of AIRBUS OPERATIONS GmbH. This document and its content shall not be used for any purpose other than that for which it is supplied.

AN EADS COMPANY	BANKVERBINDUNGEN:	AIRBUS OPERATIONS GMBH	POSTANSCHRIFT:
	DEUTSCHE BANK AG, HAMBURG KTO. 024880000, BLZ 200 700 00 SWIFT/BIC DEUTDE33	SITZ DER GESELLSCHAFT: HAMBURG REGISTERGEBIET: AMTSGERICHT HAMBURG HRB 43527 VORSITZENDER DES AUFSICHTSRATES: DR. THOMAS ENDERS GESCHÄFTSFÜHRUNG: DR. GERALD WEBER, VORSITZENDER JOACHIM SAUER HARALD WILHELM	POSTFACH 95 01 09 21111 HAMBURG TELEFON +49 (0) 40 7 43-70 TELEFAX +49 (0) 40 7 43 44 22 GESCHÄFTS GEBÄUDE: KREITSLAG 10 21129 HAMBURG DEUTSCHLAND WERK HAMBURG
	DRESNER BANK AG, HAMBURG KTO. 09 15659500, BLZ 200 800 00 SWIFT/BIC DRESDE33		
	HYPOVEREINSBANK AG, HAMBURG KTO. 223941, BLZ 200 300 00 SWIFT/BIC HYVEDE33		
	ISAN DE84200300000000223941		



A380 TENSION STRUT KLEBUNG
 Test Request

REFERENCE
 ISSUE 1.0

DATE 20.06.2013

LIST OF DISTRIBUTION

DEPARTMENT COMPANY	NAME	P.O. BOX	COVER PAGE ONLY	NOTE WITHOUT ATTACH- MENT	NOTE WITH ATTACH- MENT
MANDATORY ²					
ADDITIONAL					
NO. OF COPIES			0	0	0



A380 TENSION STRUT KLEBUNG
 Test Request

REFERENCE
 ISSUE 1.0

DATE 20.06.2013

RECORD OF REVISIONS

ISSUE	DATE	EFFECT ON		REASONS FOR REVISION
		PAGE	PARA	
1	15.04.2013			Initial Issue



A380 TENSION STRUT KLEBUNG
 Test Request

REFERENCE
 ISSUE 1.0

DATE 20.06.2013

TABLE OF REFERENCES

N°	TITLE	REFERENCE	ISSUE	DATE	SOURCE	
					SIGLUM	NAME



A380 TENSION STRUT KLEBUNG
Test Request

REFERENCE
ISSUE 1.0

DATE

1 Schedule

PRELIMINARY TEST RESULTS TO BE AVAILABLE BY	(Mandatory input)
TEST REPORT REQUIRED BY	(Mandatory input)
OTHER MILESTONE	n.a.
SPECIMEN RETENTION PERIOD	n.a.

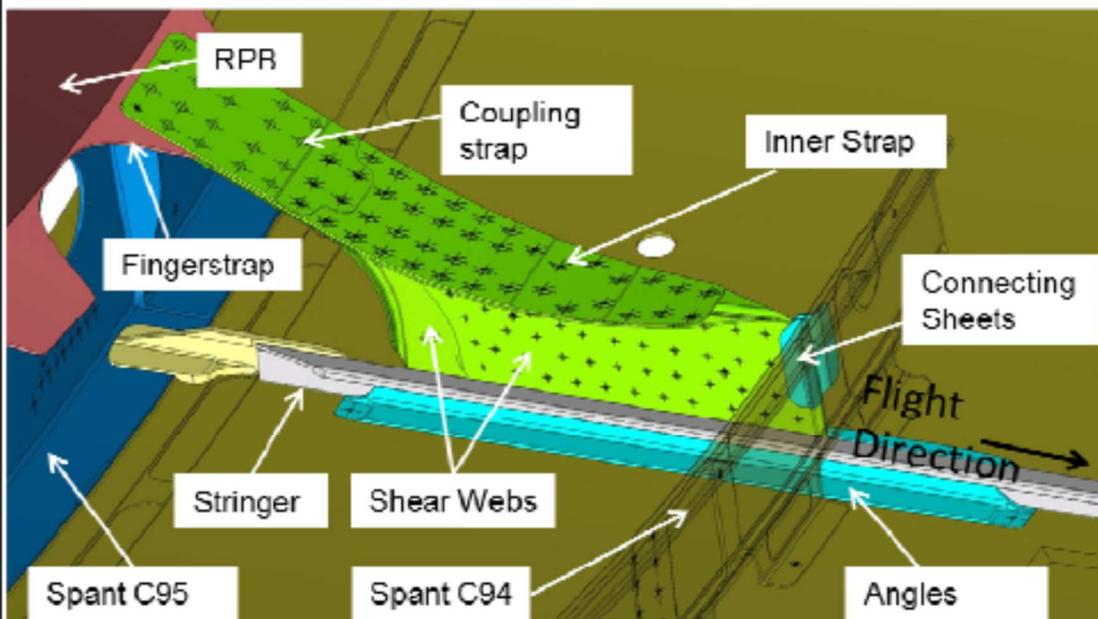
2 Test specimen (s)

NOTES:

The test object has to be mounted in the appliance equivalent to the assembly in the airplane.

The cyclic loads are triggered by the finger strip. Tension strut assemblies have to be tested on the fatigue strength representing 2.5 life cycles of the A380 model.

DESCRIPTION OF CONSTITUENT PARTS:



TEST PARAMETER (TYPE OF TEST, ENVIRONMENTAL REQUIREMENTS, ETC.):

The test should be a normal lab test at room temperature.

NUMBER OF TESTS / TESTS PIECES:

It is planned to test minimum 3 riveted and 3 bonded Tension Struts.



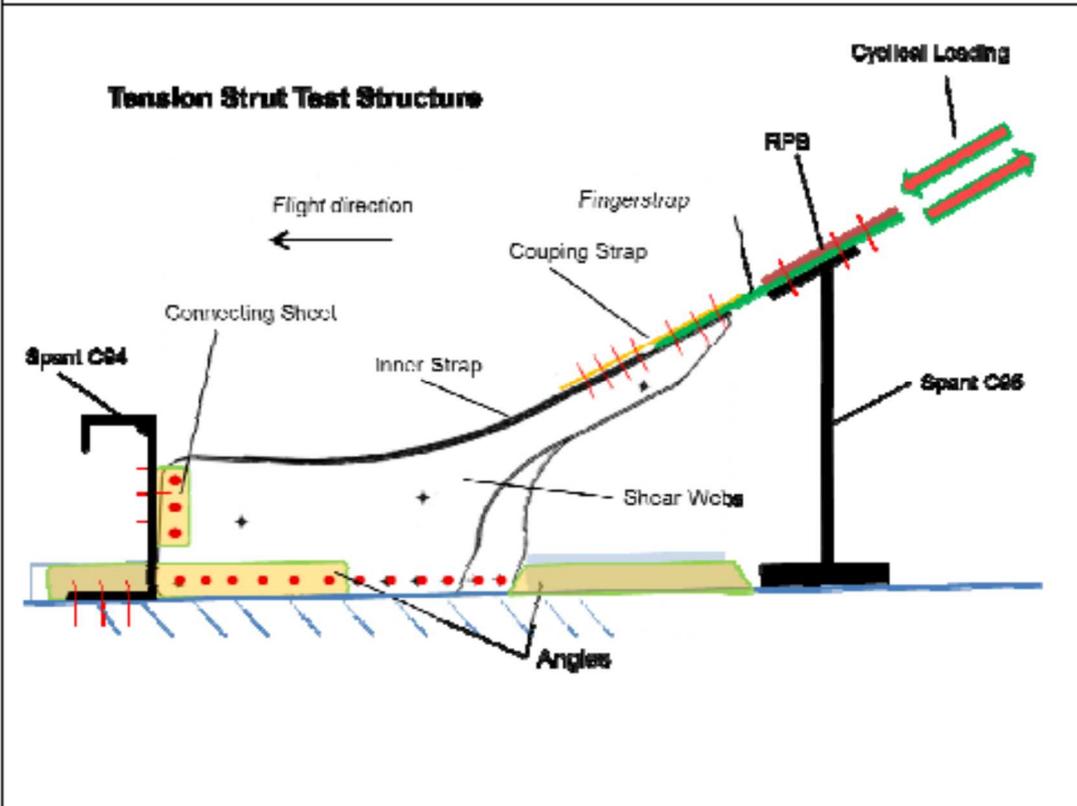
A380 TENSION STRUT KLEBUNG
Test Request

REFERENCE
ISSUE 1.0

DATE

OVERALL DIMENSIONS:

3 Typical test arrangement (OPTIONAL PICTURE OR SKETCH)



4 Test specimen damages & repairs

NOTES:
n.a.

MANUFACTURING DEFECTS:
n.a.

ARTIFICIAL DAMAGES:
n.a.



A380 TENSION STRUT KLEBUNG	REFERENCE	
Test Request	ISSUE 1.0	DATE
IMPACTS:		
n.a.		
5 Instrumentation (TYPES & QUANTITIES OF TRANSDUCERS)	STATIC:	
	DYNAMIC:	
SUMMARY OF INSTRUMENTATION REQUIREMENTS:		
n.a.		



A380 TENSION STRUT KLEBUNG
Test Request

REFERENCE
ISSUE 1.0

DATE

--

6 Test loads, units & axis systems

NOTES:

n.a.

AXIS SYSTEM:

n.a.

LOADS & EXPECTED DISPLACEMENTS:

n.a.



A380 TENSION STRUT KLEBUNG
Test Request

REFERENCE
ISSUE 1.0

DATE

7 Test sequence

n.a.

8 Inspection requirements

n.a.

9 Specific recording or reporting requirements

All test results should be documented in a short test report.

