

# NUMERISCHE ANALYSE DER STRATIFIKATION IM LH2-TANK DER ARIANE 5 ESC-A

M. Werner  
ASTRIUM Space Transportation  
Airbus-Allee 1, 28199 Bremen  
Germany

## Zusammenfassung

Die derzeitige, wie auch die zukünftige Oberstufe der europäischen Trägerrakete Ariane 5 (ESC-A), setzen aufgrund eines hohen spezifischen Impulses Flüssigwasserstoff (LH2) und Flüssigsauerstoff (LOX) als Treibstoff ein. Wärmeströme über die Tankwand in den kryogenen Flüssigwasserstoff führen zu einer natürlichen Konvektion und damit Temperaturschichtung (Stratifikation) im Tank. Während der Antriebsphase der ESC-A und der damit verbundenen sukzessiven Entleerung des Tanks steigt die Temperatur des Wasserstoffs am Eingang der Turbopumpe stetig an, womit die Gefahr der Kavitation am Pumpenrad und einer zu heißen Verbrennung, aufgrund der mit dem Temperaturanstieg abnehmenden Dichte des Wasserstoffs, besteht. Um die Stratifikation im LH2-Tank berechnen zu können wird ein Simulationsmodell der ESC-A mit dem kommerziellen CFD-Programm ANSYS/FLUENT 12.0 anhand von Messdaten validiert.

Nach der phänomenologischen Beschreibung der Stratifikation wird das thermodynamische Simulationsmodell vorgestellt. Hierbei werden die Zeit- bzw. Temperaturabhängigkeit der Stoffdaten, der Wärmeeinträge, des Massenstromes und Druckes, sowie die Verdampfung mit Hilfe einer User-Defined-Function (UDF) implementiert. Um das Simulationsmodell zu validieren, wird die Stratifikation als heißer, kalter und Referenzfall gerechnet und mit Messwerten der ESC-A Flüge V164-V190 korreliert.

## NOMENKLATUR

$\beta$	Thermischer Ausdehnungskoeffizient
$\mu$	Dynamische Viskosität
$\nu$	Kinematische Viskosität
$\rho$	Dichte
$a$	Beschleunigung
$c_p$	Spezifische Wärmekapazität
$\dot{q}$	Wärmestromdichte
$t$	Zeit
$T$	Temperatur
$u$	Geschwindigkeit
$z$	Länge

## 1. EINLEITUNG

Wird ein mit LH2 gefüllter und beschleunigter Tank mit einem Wärmeeintrag über die Tankwand beaufschlagt, so führt dies zu einer natürlichen Konvektion. Hierbei steigt das an der Tankwand erwärmte Fluid auf und sammelt sich an der Phasengrenze, wobei diese stratifizierte Schicht mit der Zeit anwächst. Wirkt über die Tankwand ein ausreichend hoher Wärmestrom ein, verdampft die Flüssigkeit beim Überschreiten der Sättigungstemperatur. Die sich bildenden Gasblasen bewegen sich in Richtung der Phasengrenze und ziehen Flüssigkeit in ihrer Schleppe nach, was den Wärmeübergang von der Wand in das Fluid erhöht. BILD 1 stellt das Phänomen Stratifikation schematisch dar.

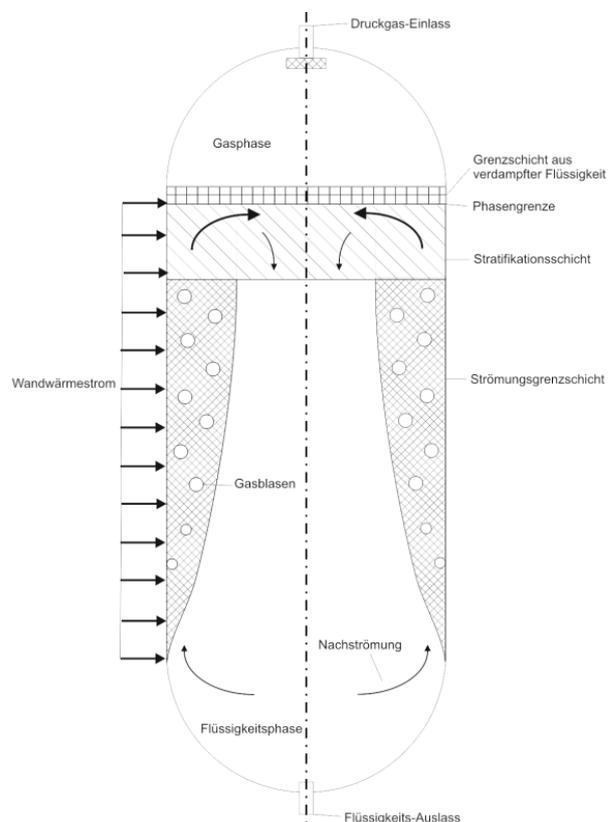


BILD 1. Schematisches Stratifikationsmodell

Wird Flüssigkeit aus dem Tank entnommen, senkt sich der Füllstand ab, womit die Temperatur der Flüssigkeit am Tankauslass und damit am Turbopumpeneinlass entsprechend der Temperaturschichtung im Tank stetig ansteigt. Ist der Dampfdruck höher als der Druck der Flüssigkeit bilden sich Gasblasen, was als Kavitation bezeichnet wird. Ein Kollabieren der Gasblasen kann die drehenden Teile der Turbopumpe beschädigen und zu einem Missionsverlust führen. Eine weitere Gefahr der Stratifikation besteht im Mischungsverhältnis von LOX und LH2. Aufgrund der starken Dichteänderung des LH2, bedingt durch die Temperaturerhöhung, nimmt das Mischungsverhältnis zu, womit die Gefahr einer zu heißen Verbrennung und der thermischen Überbeanspruchung der Triebwerkselemente steigt.

## 2. ESC-A FLUGMODELL

### 2.1. Stufengeometrie und Tankaufbau

In BILD 2 wird die kryogene Ariane 5 Oberstufe ESC-A dargestellt. Der Flüssigwasserstoff-Tank (LH2) befindet sich, durch einen mit Helium gespülten Zwischenraum getrennt, über dem Flüssigsauerstoff-Tank (LOX).

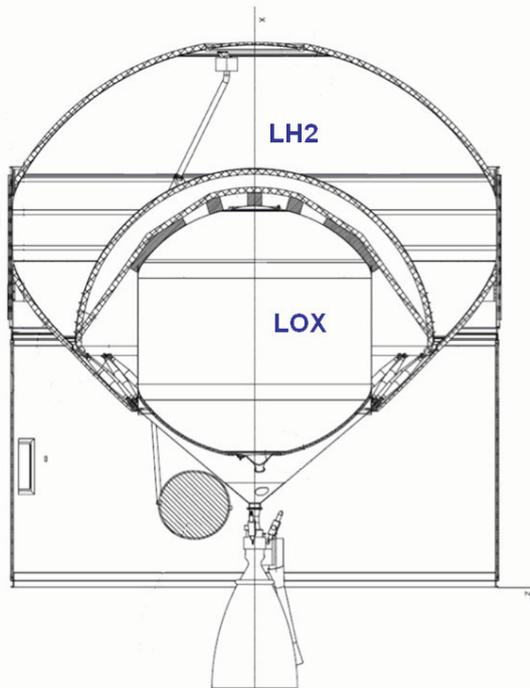


BILD 2. ESC-A Geometrie und Isolation

Um die Wärmeeinträge in den kryogenen LH2-Tank zu begrenzen, werden die oberen und unteren Tankdöme mit einer offenporigen Isolation (Dacron) verkleidet. Die äußere zylindrische Wand ist mit einem geschlossenenporigen Schaum (Cryosof) isoliert.

Der Druckgaseinlass ist exzentrisch am oberen Tankteil angebracht und als Diffusor aufgebaut. Die Druckgasleitung verläuft innerhalb des LH2-Tanks. Der Tankauslass, welcher hier nicht dargestellt ist, besitzt eine komplexe Geometrie mit Krümmern, bogenförmig angeordneten Auslässen und ist zudem exzentrisch angeordnet.

An der Außenseite der ESC-A befinden sich hervorragende Bauteile (z.B. die Acceleration Rockets), welche beim Aufstieg in der Erdatmosphäre zu erhöhten aerothermischen Lasten führen und damit in der Stratifikationsanalyse berücksichtigt werden müssen.

### 2.2. Missionsphasen

Eine Ariane 5 Mission setzt sich aus verschiedenen Phasen zusammen, wobei folgende für die Analyse der LH2-Stratifikation von Bedeutung sind:

- Bodenphase: Der Tank wird mit Flüssigwasserstoff befüllt und anschließend bedrückt.
- EPC-Flugphase: Zum Zeitpunkt H0 wird die untere Stufe (EPC) gezündet und brennt etwa 520 Sekunden lang. Kurz vor dem Zünden der Oberstufe (ESC-A) werden die Treibstoffleitungen und Triebwerkselemente mit LH2 auf Betriebstemperatur heruntergekühlt, was als chilldown bezeichnet wird.
- ESC-Flugphase: Zum Zeitpunkt K2.1 (H0+533 Sekunden) zündet die kryogene Oberstufe, bis sie zum Zeitpunkt H3 (H0+1482 Sekunden) abgeschaltet wird.

### 2.3. Messwerte

Um die numerische Analyse der Stratifikation im LH2-Tank zu validieren, werden die errechneten Temperaturen mit Flugdaten verglichen. Hierbei werden die in BILD 3 markierten Messstellen sowie die für die Stratifikation entscheidende Temperatur am Turbopumpeneinlass (Messfühler M7TK502) betrachtet.

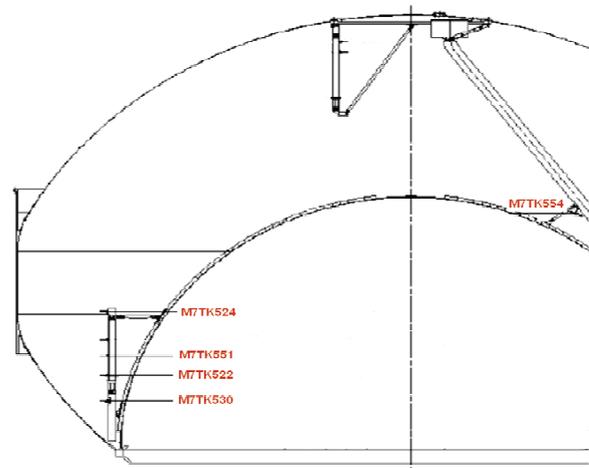


BILD 3. Messstellen im LH2-Tank der ESC-A

Das BILD 4 zeigt die Messwerte für Flug V164 vom Start der Ariane 5 (H0) bis zum Brennschluss der Oberstufe ESC-A (H3). Ab K2.1 senkt sich der Füllstand im Zuge der Tankentleerung kontinuierlich ab. Die warme Stratifikationsschicht bewegt sich mit der Phasengrenze in Richtung Tankboden, weshalb die Temperaturen an den Messstellen ansteigen. Wenn die Phasengrenze den obersten Messfühler M7TK554 und später auch M7TK524 erreicht, wird die Flüssigkeitsschicht an der Phasengrenze gemessen, welche die Siedetemperatur besitzt. Der am Tankboden angeordnete Messfühler M7TK530 gibt stets die niedrigsten Messwerte wieder und stimmt mit der Turbopumpeneinlasstemperatur (M7TK502) sehr gut überein.

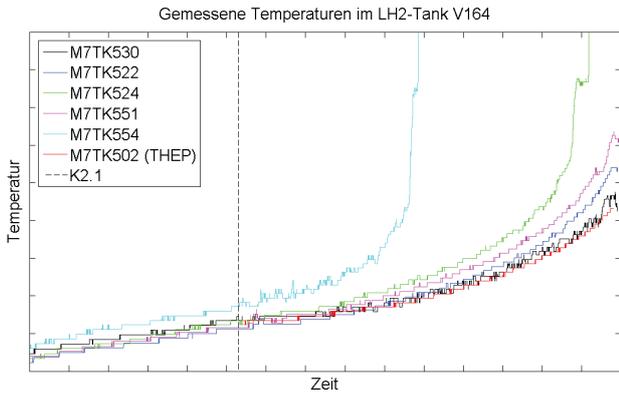


BILD 4. Messwerte der LH2-Temperatur Flug V164 von H0 bis H3

Da die Turbopumpeneinlasstemperatur erst in der ESC-Flugphase gemessen wird, muss somit der unterste Temperatursensor M7TK530 bis K2.1 betrachtet werden (siehe BILD 5). Hierbei werden für die Flüge V164-V190 der Mittelwert und die 3σ-Standardabweichung dargestellt.

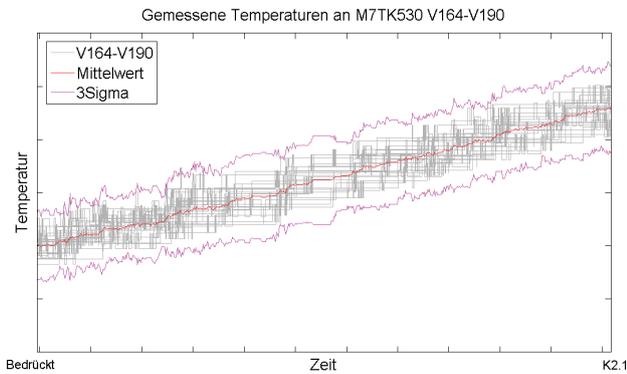


BILD 5. Messwerte der LH2-Temperatur am Tankauslass (M7TK530) für die Flüge V164-V190 während der EPC-Flugphase

Analog hierzu wurden die gemessenen Temperaturen am Turbopumpeneinlass ausgewertet. Die Darstellung in BILD 6 erfolgt in der für Stratifikation typischen Form mit Hilfe der LH2-Restmasse.

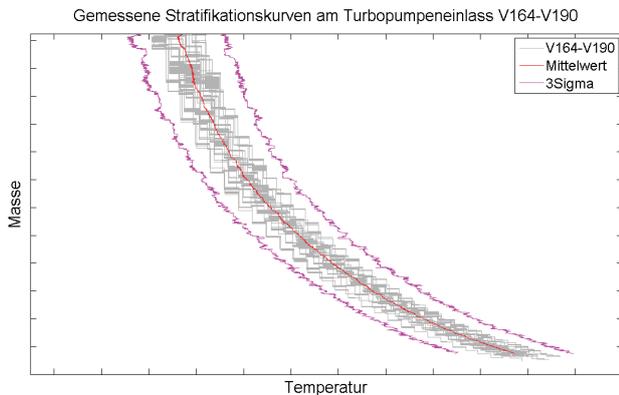


BILD 6. Messwerte der LH2-Temperatur am Turbopumpeneinlass (M7TK502) für die Flüge V164-V190 während der ESC-Flugphase

### 3. THERMODYNAMISCHES MODELL

Um die Stratifikation mit ANSYS/FLUENT 12.0 berechnen zu können, muss ein thermodynamisches Modell der Oberstufe erstellt werden. Hierbei sollen die vorgegebene Tankgeometrie mit der Aluminiumstruktur und der Isolation sowie die vom System definierte Umgebung möglichst genau berücksichtigt werden.

#### 3.1. Geometrie

Der LH2-Tank der ESC-A ist 2D axialsymmetrisch aufgebaut, wobei die Aluminiumstruktur und die Isolation berücksichtigt werden (siehe BILD 7). Aufgrund der Axialsymmetrie können der komplexe Massenstrom-Auslass und Druckgas-Einlass entsprechend ihrer Position und des Strömungsquerschnittes nur vereinfacht dargestellt, die interne Druckgasleitung nicht modelliert werden. Damit kann die in Realität dreidimensionale Strömung am exzentrisch angeordneten Tankauslass nicht berücksichtigt werden, was jedoch erst für das Ende der Tankentleerung Relevanz hat.

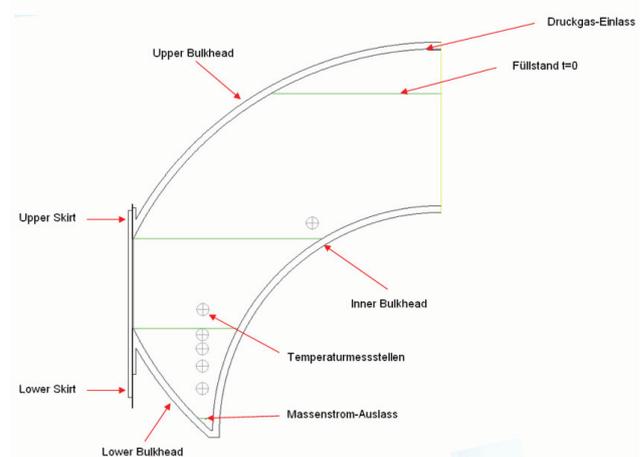


BILD 7. Geometrie-Modell des LH2-Tanks der ESC-A

Die Geometrie wurde mit 138.000 quadratischen Zellen äquidistant vernetzt, wobei die Zellenanzahl maßgebend für die Berechnungszeit ist. Entsprechend der Courant-Zahl muss die Zeitschrittweite, abhängig von der Zellengröße und der Geschwindigkeit der Phasengrenze, ausreichend klein gewählt werden [3]:

$$(1) \Delta t = \frac{\Delta z}{u}$$

#### 3.2. Konvektion

Der Wärmeeintrag über die Tankwand führt zu Temperatur- und Dichteunterschieden in der Flüssigkeit, womit die natürliche Konvektion angeregt wird. Dies wird mit der Grashofzahl beschrieben, welche neben den Stoffeigenschaften des Fluids, der Temperaturdifferenz zwischen Wand und Fluid, wie auch der Strömungslänge eine Funktion der Beschleunigung ist [1]:

$$(2) Gr = \frac{a \cdot \beta (T_w - T_l) z^2}{\nu^2}$$

Die Rayleigh-Zahl beschreibt mit der Grashof- und Prandtl-Zahl das Strömungsregime des Fluids, wobei die Konvektion im Tank mit  $Ra > 10^{10}$  turbulent ist.

### 3.3. Verdampfung

Während bei niedrigen Wärmeeinträgen die Konvektion maßgebend für den Wärmeübergang von der Wand in das Fluid ist, kommt es bei höheren Wärmeströmen zum Blasensieden, was den Wärmeübergang erhöht (siehe BILD 8 [4]).

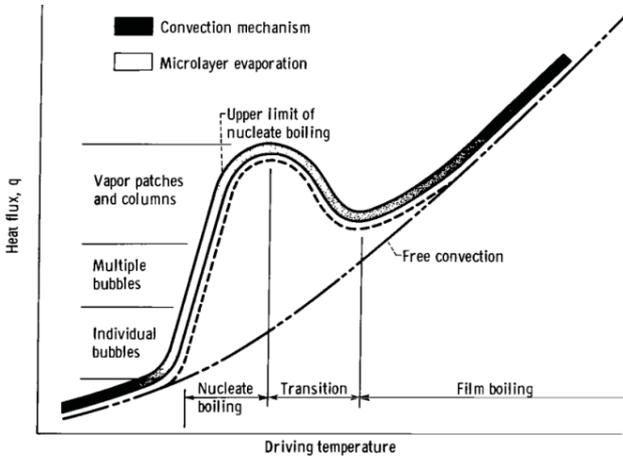


BILD 8. Mechanismen des Verdampfens anhand der Nukiyama-Kurve

Bei vernachlässigbarer Überhitzung ist hierbei die Flüssigkeitstemperatur auf die Sättigungstemperatur begrenzt:

$$(3) \dot{q}_{evap} = \frac{\int_{T_{sat}}^T c_p \cdot \rho_l dT}{dt}$$

Sensitivitätsanalysen haben gezeigt, dass der Wärmeübergang beim Blasensieden für die Stratifikationsanalyse durch die Standardwandfunktion gut wiedergegeben wird. Der Einfluss der aufsteigenden Gasblasen auf die konvektive Strömung wurde als gering bewertet, womit die Gasblasen im Mehrphasenmodell nicht aufgelöst werden müssen.

#### 3.3.1. Wärmeeinträge

Während der verschiedenen Missionsphasen ist die Oberstufe unterschiedlichen Umweltbedingungen ausgesetzt, woraus thermische Belastungen resultieren, die zeit- und temperaturabhängig sind. Das Modell wird hierzu in verschiedene Zonen eingeteilt (siehe BILD 9).

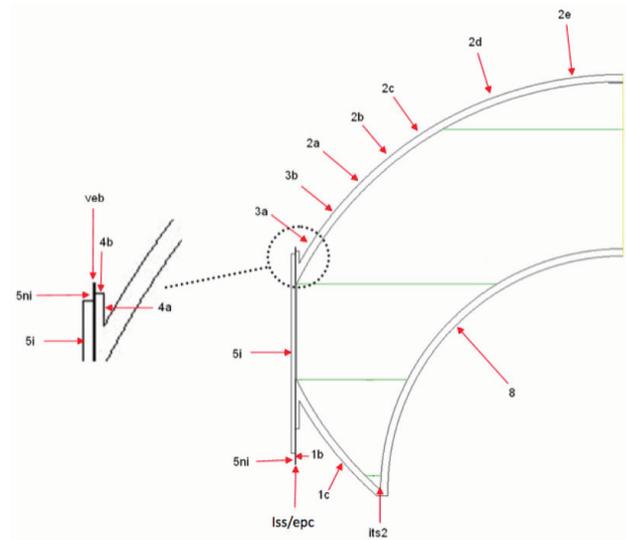


BILD 9. Wärmeeinträge in den LH2-Tank

Die Zonen 1, 2, 3, 4 und 8 berücksichtigen die Wärmeeinträge durch Konvektion und thermische Strahlung. Auf die äußeren Tankwände (5i und 5ni) wirkt beim Aufstieg der Rakete zusätzlich eine aerothermale Last ein, wogegen die Flansche lss/epc und veb mit Temperaturen beaufschlagt werden.

Alle Wärmeeinträge werden dabei direkt der Struktur bzw. der Isolation aufgeprägt, womit die vom System definierte Flugumgebung direkt implementiert werden kann. Die abnehmende Heliumpenetration in der Isolation während des Aufstiegs der Rakete, was eine Änderung der thermischen Leitfähigkeit und Wärmekapazität bewirkt, wird dabei ebenso berücksichtigt wie die Temperaturabhängigkeit der Stoffwerte.

#### 3.3.2. Beschleunigung

Maßgebend für die Stratifikation ist die statische, longitudinale Beschleunigung resultierend aus dem Schub des Antriebssystems (vgl. Gleichung (2)). BILD 10 veranschaulicht, dass während der Bodenphase die natürliche Erdbeschleunigung wirkt, die Beschleunigung bis zu den Zeitpunkten H1 (Ende EAP-Flug) und H2 (Ende EPC-Flug) jedoch sehr stark zunimmt und während der ESC-Flugphase gering ist.

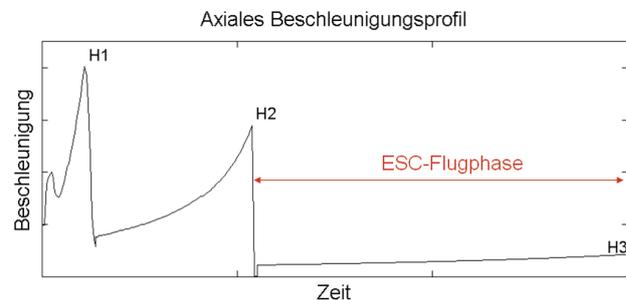


BILD 10. Axiales Beschleunigungsprofil

### 3.4. Bedrückung

Da die numerische Analyse nach der Bedrückung des Tanks beginnt, müssen die Initialisierungsbedingungen der Analyse, also die Struktur- und Fluidtemperaturen, definiert werden.

Unmittelbar vor der Bedrückung befindet sich der Flüssigwasserstoff im Tank bei Sättigungstemperatur. Mit den konstanten, am Boden wirkenden Wärmeeinträgen, können die Struktur- und Isolationstemperaturen mit Hilfe einer Steady-State-Analyse, bei der nur die Energiegleichung gelöst wird, berechnet werden.

Während der nun folgenden kurzen, adiabaten Bedrückung des Tanks kann die Temperatur der Isolation und Struktur als konstant betrachtet werden. Die Temperatur des LH2 steigt in Folge der Kompression jedoch leicht an. Der Temperaturanstieg der Flüssigkeit wird mit Hilfe des T-s-Diagramms, ausgehend von Sättigungsbedingungen, mit konstanter Entropie abgeschätzt (siehe BILD 11).

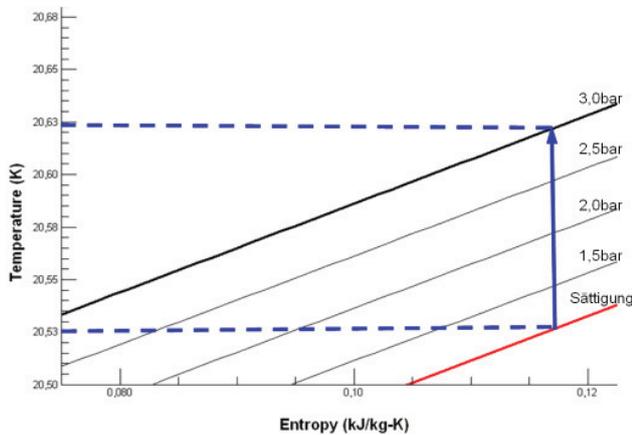


BILD 11. T-s-Diagramm von Wasserstoff

Die Stoffdaten und die Temperatur der Gasphase errechnen sich anhand der mittleren, isochoren Mischtemperatur des Wasserstoffs und des Helium-Druckgases.

Mit Hilfe von Flugdaten konnte dieser Ansatz zur Abschätzung der Temperaturen für Struktur, Isolation und für die Fluide bestätigt werden.

### 3.5. Tankentleerung

Bis zur Zündung des Oberstufen-Triebwerks bleiben die Tankmasse und der Füllstand im LH2-Tank nahezu konstant. Erst ab K2.1 erfolgt die Tankentleerung während der ESC-Flugphase gemäß BILD 12.

Da der Füllstand einen hohen Einfluss auf den Wärmeeintrag in die Flüssigkeit und der Temperaturentwicklung am Tankauslass hat, muss die Füllstandsänderung in der numerischen Analyse simuliert werden.

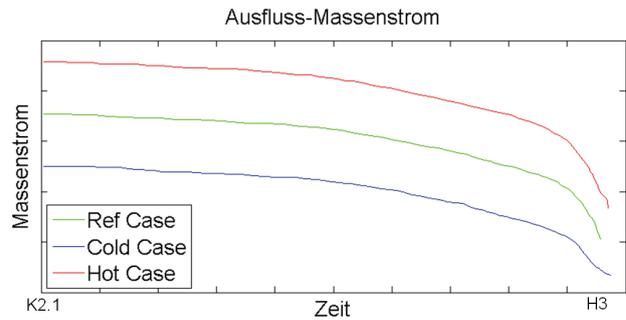


BILD 12. Ausfluss-Massenstrom des LH2-Tanks

Aufgrund der Tanktopologie wird dies mit dem Volume of Fluid (VoF) Mehrphasenmodell realisiert. Hierbei wird der Volumenanteil einer Phase für jede Zelle eines festen Gitters bestimmt, indem eine zusätzliche Kontinuitätsgleichung mit den entsprechenden Massenströmen der einzelnen Phasen gelöst wird. Die Stoffwerte der Zelle berechnen sich mit dem Volumenanteil der Phase aus Mischungsformeln.

Da das VoF-Modell für alle Phasen nur eine Energie- und Impulserhaltungsgleichung löst, werden Dichte, effektive thermische Leitfähigkeit und die Quellterme von beiden Phasen durch die Mischungsformeln gemeinsam genutzt. Bei deutlich abweichenden Eigenschaften, kann es zu einer großen Ungenauigkeit der Stoffwerte kommen. Im Fall der Stratifikationsanalyse äußert sich dieser numerische Fehler durch einen stark erhöhten Wärmeübergang an der Phasengrenze. Sensitivitätsanalysen zeigten, dass mit einem Standard-Turbulenzmodell zu viel Wärme von der Gas- in die Flüssigkeitsphase eingebracht wird. Ebenso ist die Wärmeleitung in der Flüssigkeit zu stark ausgeprägt. Mit Hilfe des  $k-\epsilon$ -Turbulenzmodells kann über die turbulente Viskosität [3]:

$$(4) \mu_{turb} = \rho \cdot C_{\mu} \frac{k^2}{\epsilon}$$

Einfluss auf die Energie-Gleichung und damit die Wärmeleitung genommen werden. Für die natürliche Konvektion von Wasserstoff erfolgt die Anpassung des Parameters  $C_{\mu}$  über die Froude-Zahl [2]:

$$(5) C_{\mu} = 0,125Fr_{turb}^2 + 0,014Fr_k$$

### 3.6. Modell-Einstellungen

Da die Stoffdaten, Wärmeeinträge, der Ausfluss-Massenstrom, Tankdruck und die Beschleunigung zeit- bzw. temperaturabhängig sind, werden diese über eine User-Defined-Function (UDF) in FLUENT implementiert. Ebenso erfolgt die Berücksichtigung physikalischer Effekte (z.B. die Verdampfung und Modifikation des Turbulenzmodells) in dieser UDF. Weiterhin werden folgende Einstellungen des Solvers gewählt:

- 2D-achsensymmetrisch,
- Pressure-Based-Solver (SIMPLE-Verfahren),
- VoF-Mehrphasen-Modell,
- Realizable  $k-\epsilon$ -Turbulenzmodell,
- Standardwandfunktion.

### 3.7. Analyse-Fälle

Für die Korrelation der Stratifikation mit Flugdaten werden drei Analyse-Fälle gerechnet:

- Referenzfall: mit den Bedingungen, die im Flug zu erwarten sind,
- Kalter Fall: mit den Bedingungen, die zu der kältesten Stratifikationskurve führen würden,
- Heißer Fall: mit den Bedingungen, die zu der wärmsten Stratifikationskurve führen würden.

Beim Referenzfall wird auf Flugdaten des Fluges V164 zurückgegriffen, da dieser als Grundlage der Korrelation dient. Für den kalten und heißen Fall werden die Wärmeeinträge, der Tankdruck und damit die Sättigungstemperatur sowie der Ausfluss-Massenstrom entsprechend angepasst.

### 4. MODELL-KORRELATION

Mit Hilfe einer Steady-State-Analyse werden die Anfangstemperaturen der Simulation, unmittelbar nach der Bedrückung berechnet (vgl. Abschnitt 3.4). Anhand von BILD 13 wird deutlich, dass die Isolation des Inner Bulkhead durch den Flüssigsauerstoff-Tank stark herabgekühlt wird, während die Cryosof-Isolation an der Außenhaut bei Umgebungstemperatur ist.

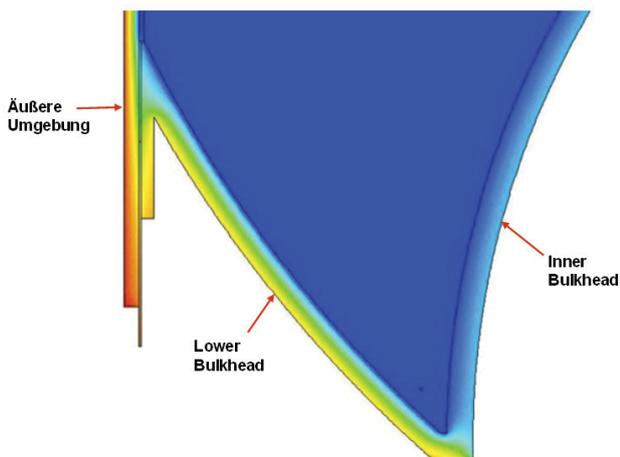


BILD 13. Temperatur nach der Bedrückung für den Referenzfall

Das BILD 14 zeigt die maximale konvektive Auftriebsströmung des Referenzfalls. Die numerische Berechnung stimmt hierbei gut mit der analytischen Abschätzung mit Hilfe der Grashof- und Reynolds-Zahl überein.

Die Strömungsgrenzschicht beginnt am Lower Bulkhead und prägt sich an der heißen zylindrischen Tankwand und dem Upper Bulkhead weiter aus. Da die Flüssigkeitsschicht an der Phasengrenze, bedingt durch die heiße Gasphase, wärmer ist, wird die konvektive Strömung beim Erreichen der Phasengrenze in Richtung Tankmitte abgelenkt.

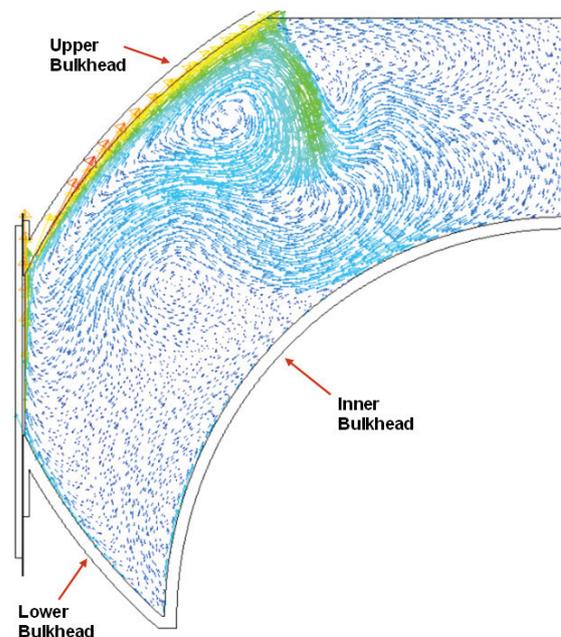


BILD 14. Maximale konvektive Auftriebsströmung für den Referenzfall

Mit BILD 15 werden die in FLUENT errechneten Temperaturen für Referenz-, kalten und heißen Fall am untersten Temperatursensor (M7TK530), vergleichend mit den Flugdaten von V164-V190, dargestellt. Hierbei soll der Referenzfall innerhalb, heißer und kalter Fall außerhalb der  $3\sigma$ -Standardabweichung der Flugdaten liegen.

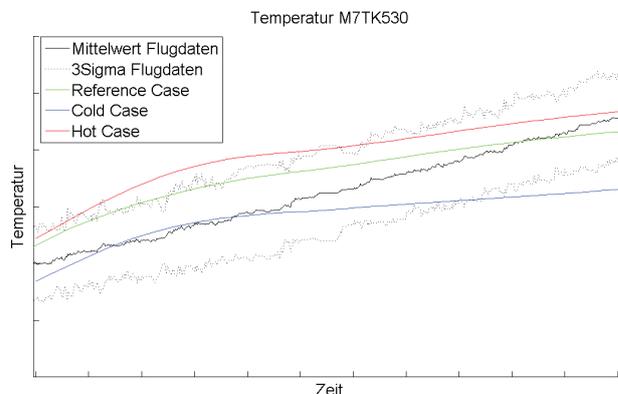


BILD 15. M7TK530 Referenz-, kalter und heißer Fall im Vergleich mit Flugdaten V164-190 EPC-Phase

Zu Simulationsbeginn, also unmittelbar nach der Bedrückung des Tanks, liegt der Referenzfall innerhalb der  $3\sigma$  Standardabweichung der Flugdaten. Der heiße und kalte Fall liegen jedoch zu Beginn ebenso innerhalb der  $3\sigma$  Standardabweichung. Dies weist auf deutliche Abweichungen der vorgegebenen Thermalumgebung zu den tatsächlichen Wärmeeinträgen hin.

Auch während der EPC-Flugphase, bis hin zu K2.1, ist der Anstieg der Kurven, verglichen mit den Flugdaten, zu flach. Bei K2.1 liegt der Referenzfall erneut innerhalb der Standardabweichung der Flugdaten und der kalte Fall ist nun unterhalb  $-3\sigma$ . Da sich der heiße Fall innerhalb der Standardabweichung der Flugdaten befindet ist dieser zu kalt definiert.

Ab K2.1 beginnt die Boostphase der Oberstufe, wobei der Tank entleert wird. Daher wird nun die Stratifikation am Turbopumpeneinlass (M7TK502) in BILD 16 betrachtet.

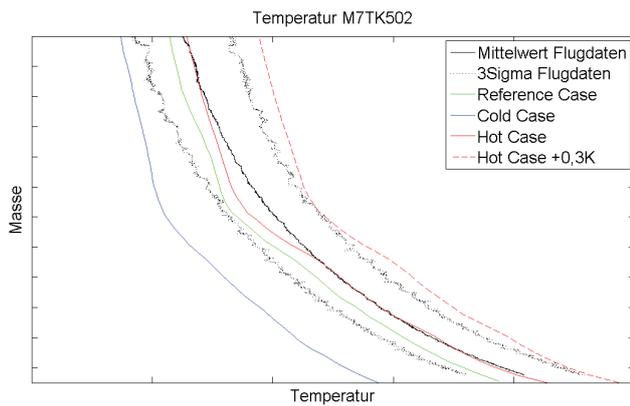


BILD 16. M7TK502 Referenz-, kalter und heißer Fall im Vergleich mit Flugdaten V164-190 ESC-Phase

Zu Beginn der Tankentleerung stimmt die Temperatur am Eingang der Turbopumpe mit der Temperatur am Tankboden (M7TK530) überein. Im weiteren Verlauf liegt der Referenzfall stets innerhalb der Standardabweichung, wobei die mittlere Abweichung zum Mittelwert  $-0,13\text{K}$  beträgt. Entgegen dem kalten Fall, der deutlich unterhalb von  $-3\sigma$  liegt, folgt der heiße Fall dem Mittelwert. Der deutlich zu kalte heiße Fall kann begründet werden durch:

- Die spezifizierte Thermalumgebung scheint nicht ausreichend an die Analyse der Stratifikation angepasst zu sein,
- Das vereinfachte 2D-Modell kann keine 3D-Strömungen im Tank darstellen, was aufgrund des exzentrisch angeordneten Tankauslasses erst am Ende des Fluges zu Abweichungen führen kann,
- Die heiße, tankinterne Druckgasleitung konnte nicht berücksichtigt werden,
- Der chilldown, bei dem die Triebwerksleitungen heruntergekühlt werden und damit Wärme in den Tank eingebracht wird, ist nicht implementiert,
- Tankschwappen kann in einem 2D-Modell ebenso nicht berücksichtigt werden,
- Das manipulierte Turbulenzmodell beeinflusst die Wärmeleitung.

## 5. SCHLUSSBETRACHTUNG

Die numerische Analyse der LH2-Stratifikation der ESC-A wurde für den Referenz-, kalten und heißen Fall durchgeführt. Mit Hilfe von Sensitivitätsanalysen und numerischen Abschätzungen konnten die relevanten physikalischen Effekte identifiziert und implementiert sowie das Turbulenzmodell an das Regime der Stratifikation angepasst werden. Da der Referenzfall innerhalb der Standardabweichung liegt und nur um durchschnittlich  $0,13\text{K}$  vom Mittelwert abweicht, ist die Genauigkeit dieser Analyse zufrieden stellend. Der kalte und vor allem heiße Fall zeigten sehr deutliche Abweichungen zu den Flugdaten, womit eine Margin von  $0,3\text{K}$  für den heißen Fall eingeführt werden musste. Als Ursache für die zu kalte Berechnung konnte die - für Stratifikation nicht angepasste und damit unzulängliche - Thermalumgebung herausgestellt werden. Da bereits die initialisierten Temperaturen unzulänglich sind, scheinen die Wärmeeinträge am Boden ungenau vorgegeben zu sein.

Um eine bessere Korrelation für Cold und Hot Case zu erhalten, muss die Thermalumgebung korrigiert werden. Dies kann für ESC-A mit einem Vergleich der berechneten mit den gemessenen Strukturtemperaturen erfolgen.

Für zukünftige Oberstufen stehen solche Messwerte aus Flugdaten jedoch nicht zur Verfügung. Mit Hilfe eines Draining-Tests, bei dem die Stratifikation in Bezug auf einen Wärmeeintrag gemessen wird, kann die Korrelation jedoch ebenso verbessert werden, was die erforderliche Margin deutlich minimieren kann.

## 6. QUELLEN

- [1] Baehr, Hans Dieter; Stephan, Karl: Wärme- und Stoffübertragung. 3. Auflage. Berlin: Springer. 1998.
- [2] Ferziger, Joel H. et al.: Testing of RANS turbulence models for stratified flows based on DNS data. Center for Turbulence Research. 2003.
- [3] Ferziger, Joel H.; Peric, Miovan: Numerische Strömungsmechanik. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag. 2008.
- [4] Graham, Robert W.; Hendricks, Robert C.; Ehlers, Robert C.: Analytical and Experimental Study of Pool Heating of Liquid Hydrogen over a Range of Accelerations. Cleveland: NASA Lewis Research Center. 1965.