

## Pressurized System/Component Development

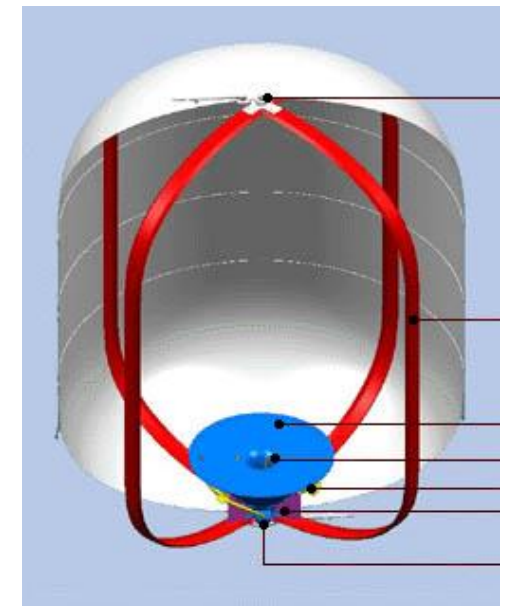
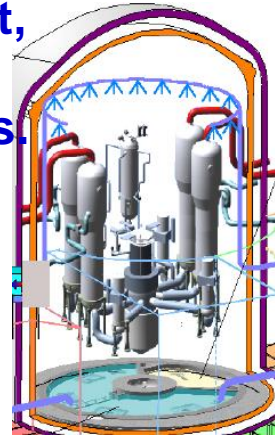
ד"ר חזן, 04-829-4375, [mereagh@technion.ac.il](mailto:mereagh@technion.ac.il), Dov HASAN

Goal: Exposure to development framework in Aerospace or Nuclear environment, characterized by cutting edge technologies with strict quality requirements.

Deliverables: Development project package / presentations, EM.

### Background and Support:

- Technological Readiness Level (NASA SP-2007-6105 Systems Engineering Hbk)
- Specification (MIL-STD-490)
- Safety Requirements (MIL-STD-1522)
- Technical Reviews (MIL-STD-1521)
- Verification and Testing (MIL-STD-1540, MIL-STD-810)



לשני סטודנטים בצוות:

בפרויקט נבצע תהליך מו"פ של מיכל להודף נוזלי במספר (7) שלבים מייצגים של תעשיית החלל.

התהליך נגזר מעבודה מעשית בתעשייה הביטחונית.

המטרה להכשיר את המהנדס להשתלבות בפרויקט הנדסי במסגרת אירגון מו"פ.

במשך הפרויקט יושגו היעדים הנדרשים הבאים, תוך שימוש בכלים שנרכשו במשך הלימודים.

• סקר מצב המידע והגדרת TRL

• גיבוש מפרט הדרישות: פונקציונלי; תנ"ס (0-g, hi-g), מכניים, תרמיים, תא"מ, תאימות חומרים, קרינה,

חלל); מנשקים (גאומטריים, חשמליים), איכות ו-QTP/ATP, RAMS.

• תכן רעיוני (conceptual design) שמבוסס על חישובים וניתוח (אנליזה) ראשוניים.

• הגדרות הבעיות וסיכוני הפיתוח וחלופות לפתרון; (בהגדרת הפרויקט כתהליך ניהול הסרת הסיכונים).

• תכן מפורט (detail design) למדגים הנדסי EM, שמבוסס על אנליזה.

• מימוש המדגים ההנדסי ע"י שרטוטים/PMP/ייצור ורכש/ב"ק חלקים/הכללה (Assy)/בדיקות

(פונקציונליות ואחרות).

• סיכום במצגת ובפוסטר.

## לסטודנט יחיד:

אבני דרך ראשיות (לשני הסמסטרים).

1. סקר מצב המידע בתחום, השוואת חלופות פתרון, ת"ע.

2. סקר תקנים ושאר דרישות רלוונטיים.

3. תיאור סכמטי של המוצר.

4. חישובים ואנליזה בהסתמך על תקנים מקצועיים.

5. שרטוטי חלקים ושרטוט הרכבה למוצר.

6. הגשת המצגת והפוסטר של הפרויקט.





# Capillary Channel Flow Experiments on the ISS



**ESA PI:** Prof. Michael Dreyer, ZARM  
**Co-I:** Prof. Mark Weislogel, Portland State University  
**PM:** Robert Hawersaat, NASA GRC  
**PS:** Robert Green, NASA GRC

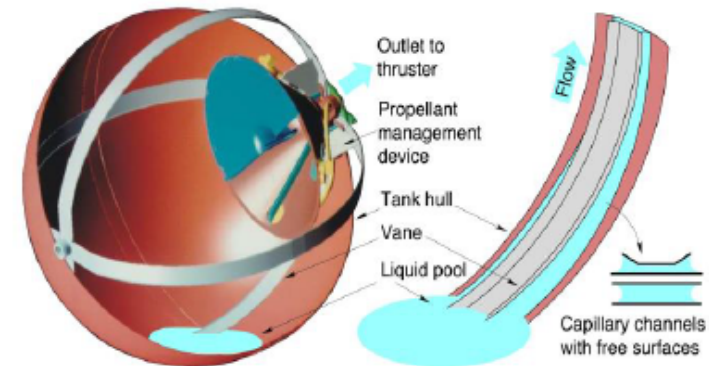
## Objectives

- To enable design of spacecraft tanks that can supply gas-free propellant to spacecraft thrusters, directly through capillary vanes, significantly reducing cost and weight, while improving reliability.
- Experiment #1 (EU#1)
  - Determine critical flow-rates (choking) in the capillary-inertial regime as a function of channel length for true channel and half channel.
  - Probe the nature of critical behavior by introducing wave oscillation of variable amplitude and frequency for both channel configurations and variable lengths.
- Experiment #2 (EU#2)
  - Determine critical flow rates (choking) in the capillary-inertial, visco-capillary, and overlap regimes for wedge channels as a function of channel length.
  - Probe the nature of bubble transport, migration, and phase separation as a function of flow rate, channel length, bubble diameter and frequency.

## Topics

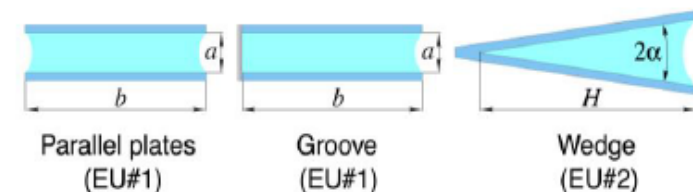
- Experimental studies of open capillary channel flow stability.
- Two experiment units with three different channel geometries.
- Steady, oscillating, unsteady, and two-phase flow conditions.
- Total of 50 days of effective experimental time aboard the ISS.
- Main ground station located at ZARM in Bremen, Germany.
- Interactive access to the ISS for controlling and data download.

## Motivation: capillary channel flow in surface tension tanks



Capillary channels with free liquid surfaces are widely used for propellant management in surface tension tanks. Vanes provide channels of various shapes to transport the liquid to the outlet. The free surfaces have to withstand the pressure difference and prevent gas ingestion; the stability is of significant importance for the spacecraft propulsion system.

## Experimentally investigated geometries of capillary channels



Two experiment units (EU#1, EU#2) provide three different channel geometries, each with one or two free liquid surfaces. The plates are manufactured of glass for camera observation and surface image analysis;  $a=5\text{ mm}$ ,  $b=25\text{ mm}$ ,  $H=30\text{ mm}$ ,  $\alpha=7.9^\circ$ , variable length  $l=0\dots48\text{ mm}$ .

# The Evolutionary Forces and the Design and Development of Propellant Management Devices for Space Flight in Europe and the United States

W. Tam <sup>(1)</sup>, P. Behruzi <sup>(2)</sup>, D. Jaekle <sup>(3)</sup>, G. Netter <sup>(4)</sup>

<sup>(1)</sup> ATK Space Systems, Inc., 6033 E. Bandini Blvd, Commerce, CA 90040, [walter.tam@orbitalatk.com](mailto:walter.tam@orbitalatk.com)

<sup>(2)</sup> Airbus Defence & Space, Airbus-Allee 1, 28199 Bremen, Germany, [philipp.behruzi@airbus.com](mailto:philipp.behruzi@airbus.com)

<sup>(3)</sup> PMD Technology, 5190 W. Indian View Lane, Wilson, WY 83014, [don@pmdtechnology.com](mailto:don@pmdtechnology.com)

<sup>(4)</sup> Airbus Defence & Space, Airbus-Allee 1, 28199 Bremen, Germany, [ka1271-095@online.de](mailto:ka1271-095@online.de)

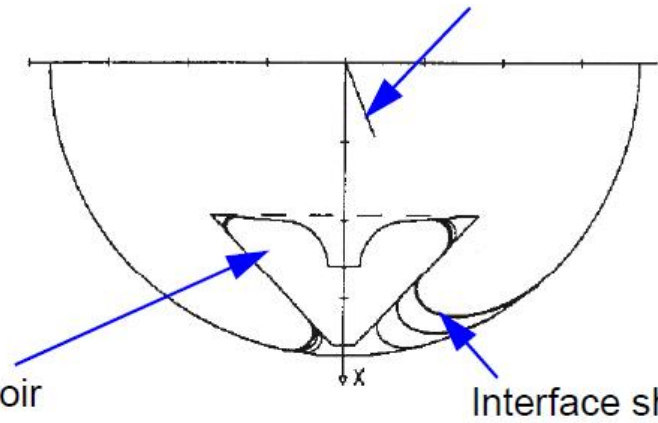


Figure 1. Rotational symmetric characterization of the interface and the corresponding liquid volumes

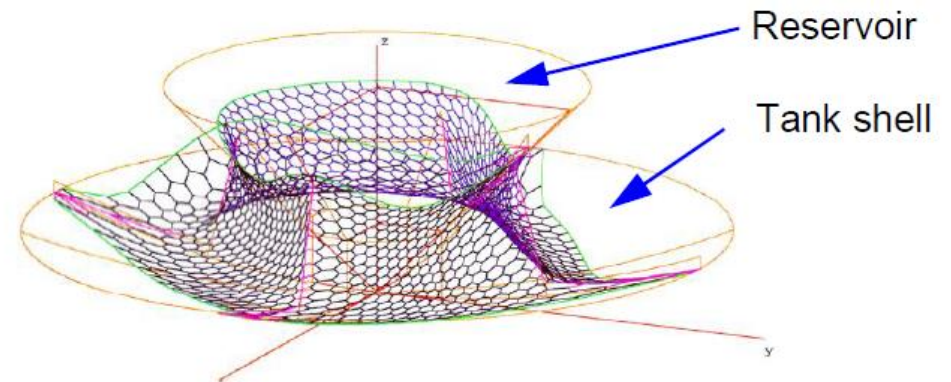


Figure 2. Equilibrium conditions for the second generation of surface tension tanks (OST-2) in 3D (0.0003 g lateral disturbance, 1.5L is kept around reservoir near the outlet)