

אולימפיאדה צעירה על שם אל"מ אילן רמון וצוות קולומביה – תשע"ז

חט"ב "זלמן ארן" מקיף ד', גן נחום-ראשון לציון

מציגים:

משימת פלאפל-איסוף דגימה מאסטרואיד HO3 2016

מובילי הפרויקט:



נועה ★

מאי ★

טל ★

תומר ★

עומר ★

מקסים ★

אופק ★

מנחים:

דורית פנו-עיני

לירון שלייסר

פעילויות וימי שיא

עלייה לגמר- תכנון חודש חלל

תכנון יום שיא חלל בשיתוף חברת "SpaceLife"

סיור במוזיאון החלל והתעופה בראשל"צ

"האקאתון חלל"-לילה לבן.

לימוד בית ספרי בנושא [אילן רמון](#) ואסון

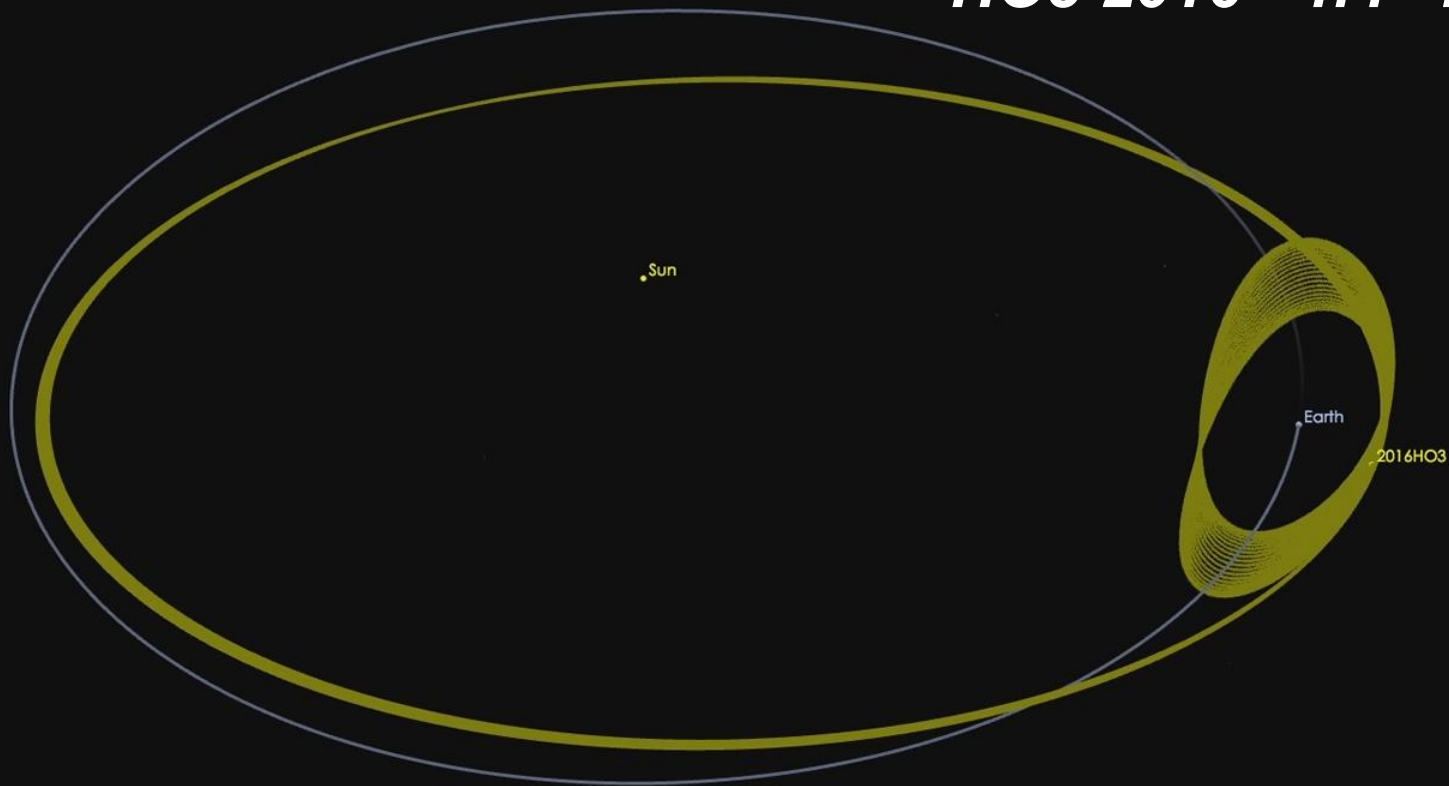
קולומביה -בשיתוף קרן רמון

סיור במב"ת חלל

דגם תלת מימד של מעבורת "פלאפל"



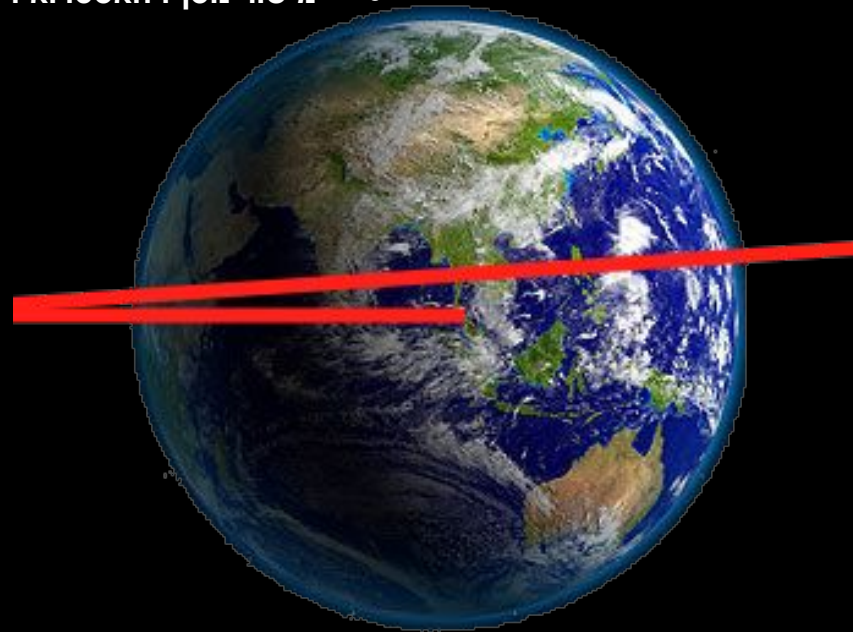
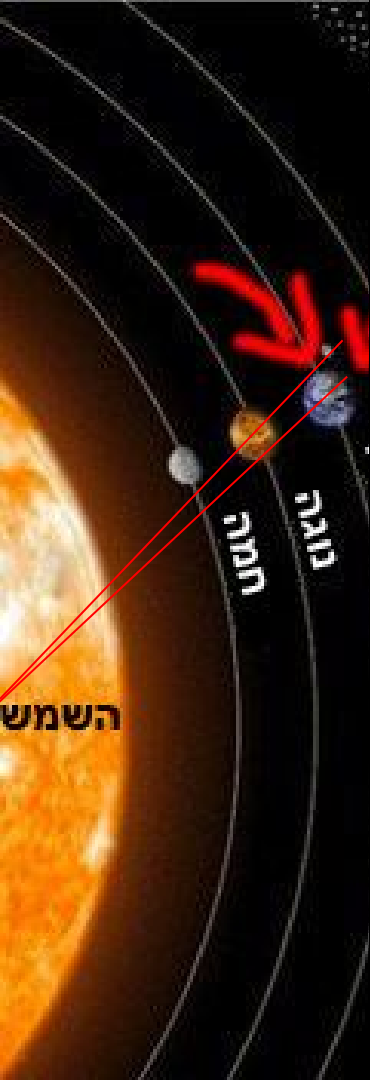
"קאוודי ירח" - 2016 HO3

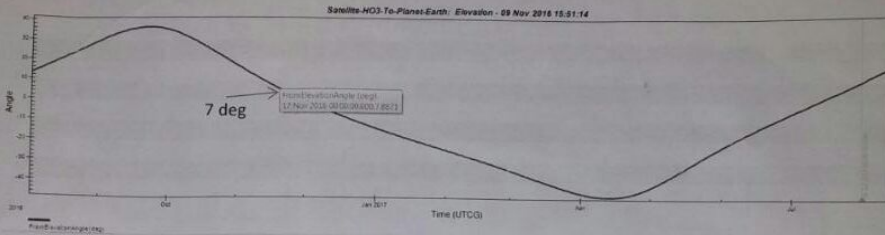
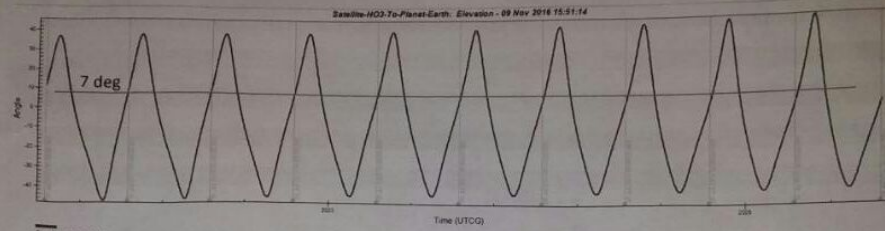


אינקלינציה

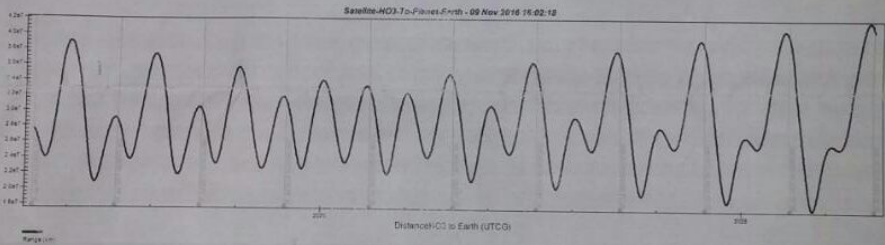
● אינקלינציה הינה הזווית היחסית שבין מישור ייחוס ומישור נוסף, במקרה שלנו:

- מישור ייחוס: כדור הארץ סביב השמש
- מישור נוסף: האסטרואיד סביב השמש





Absolute distance between HO3 and Earth



Considering that the spacecraft will leave the Earth's Gravity field with the right inclination (launch from the equator with the right elevation) and with the velocity of 29.78 km/s (average of Earth's velocity) small in plane corrections are what is necessary for rendezvous

The S/C needs to escape the gravity of the Earth therefore: $v_{esc} = \sqrt{2 \times G \times M / r} = 11.2$ km/s. Exists a launcher that gives it?

The classical mass equation is Tsiolkovsky : $dv = I_{sp} \times g_0 \times \ln(m_0 / m_f)$

For telecom we need worldwide station coverage (partnerships)

These are the vectors used:

Wiki for the Earth

Orbital characteristics	
Epoch J2000 ^[n 1]	
Aphelion	152,100,000 km (94,500,000 mi) (1.016 73 AU) ^[n 2]
Perihelion	147,095,000 km (91,401,000 mi) (0.983 2687 AU) ^[n 2]
Semi-major axis	149,598,023 km (92,955,902 mi) (1.000 001 018 AU) ^[1]
Eccentricity	0.016 7086 ^[1]
Orbital period	365 256 363 004 d ^[2] (1.000 017 420 96 yr)
Average orbital speed	29.78 km/s (18.50 mi/s) ^[3] (107,200 km/h (66,600 mph))
Mean anomaly	358.617°
Inclination	7.155° to the Sun's equator; 1.57669° ^[4] to invariable plane; 0.00005° to J2000 ecliptic
Longitude of ascending node	−11.260 64° ^[2] to J2000 ecliptic
Argument of perihelion	114.207 83° ^[2]
Satellites	1 natural satellite: the Moon 5 quasi-satellites >1,400 operational artificial satellites ^[5] >16,000 space debris ^[n 3]

Reference from the Wiki HO3

Orbital Elements at Epoch 2457600.5 (2016-Jul-31.0) TDB Reference: JPL ephemeris (heliocentric elliptic J2000)			Orbit Determination Parameters	
Element	Value	Uncertainty (3-sigma)	Units	
e	1041429092983748	4.8038e-07		# obs. used (total) 80
a	1.00122993490113	2.7644e-09	au	4-sec arc an 1468 days (12.73 yr)
q	8969589366101743	4.7961e-07	au	first obs. used 2004-03-17
i	7.771395617649736	3.6220e-05	deg	last obs. used 2016-06-10
node	66.5132579816248	4.3331e-05	deg	planetary ephem. DE431
peri	307.227651638961	6.6846e-05	deg	SB-peri. ephem. SB431-BIG16
M	297.5321059137383	9.6979e-05	deg	condition code 0
tp	2457663.997047227519 (2016-Oct-02.49704723)	9.8385e-05	JED	fit RMS 66572
period	365.930968900407	1.5155e-06	d	data source ORB
n	983792110244691	4.149e-09	yr	producer Otto Matic
Q	1.10550093206085	3.0523e-09	au	solution date 2016-Jun-21 23.00.00

Additional information
 Earth MOID = 0.345404 au
 Jupiter MOID = 4.06316 au
 T _{Jup} = 6.062

We see that there are 2 points where the orbital planes intercept (the Earth comes back to them on a yearly basis) and the angle between them is 7.77deg

The most expensive types of correction are orbital plane changes so we launch to be on the same orbital plane as HO3, although we know that the orbits don't exact match

To find it we look at the plot below and look for the date when Elevation = 7.77 deg, with a zoom around the first year

$$r \approx a \sqrt[3]{\frac{m}{3M}}$$

Hill sphere

$$\star r = 6\text{km}$$

$$a = 135000000 \text{ km}$$

$$M = 528000000 \text{ kg}$$

$$m = 1.99 \times 10^{30} \text{ kg}$$

$$v = \sqrt{\frac{GM}{r}}$$

חישוב הפרשי מהירות
בין הגשושית
לאסטרואיד

$$M = 528000000 \text{ kg}$$

$$\star v = 0.0024 \text{ m/s}$$

$$r = 6 \text{ km}$$

$$G = 6.67 \times 10^{-11}$$

"משימת פלאפל"

שיגור הגשושית פלאפל לכיוון האסטרואיד.

הגשושית פלאפל מכילה את :

חצי מנה - גשושית זו תסרוק את האסטרואיד לאיסוף נתונים.

הגשושית פלאפל תכלול מספר שיטות קדיחה.

תאחז באסטרואיד בעזרת "Gekoskin glue".

מקדח שישתמש בשיטה זהה, בנוסף המקדח יורכב על ציר כדי שיוכל להסתובב בלחצים שונים בהתאם לחוזק הקרקע.

הדגימה תועבר אל תחנת החלל הבין לאומית משם תחזור לכדו"א בקרגו.



שלבי המשימה



תת מערכת- "Payload" (מטע"ד)

הגשושית פלאפל	הגשושית חצי מנה	תחנות הקרקע	ציוד
<p>משטח גקו-סקין, מצלמה לתעוד, משדר רדיו, מקדח גקוסקין, פנלים סולאריים, קפסולה תרמית לשימור הדגימה, מד שמש, עוקב כוכבים, מצברים</p> <p>אנטנה- שידור פקודות לחללית בגלי רדיו [החללית משיבה טלמטר (טמפרטורה, לחץ מיכל דלק)]</p> <p>4 גלגלי תנע (3 להכוונה 1 ספייר)</p> <p>מנוע יוני</p>	<p>מצלמה לתיעוד וסריקה את האסטרואיד, משדר רדיו, פנלים סולאריים, מצברים, מעבדה קטנה לפענוח הסריקות.</p> <p>אנטנה- שידור פקודות לחללית בגלי רדיו [החללית משיבה טלמטר (טמפרטורה, לחץ מיכל דלק)]</p> <p>4 גלגלי תנע (3 להכוונה 1 ספייר)</p> <p>מנוע יוני</p>	<p>טלסקופ, אנטנה לקליטת ולשידור מידע, מסכים להצגת התצלומים</p> 	

תחנות קרקע



 Deep Space Network Near Earth Network Space Network

תודה,
על הכל
תלמידי חט"ב
זלמן ארן
ראשל"צ.

