九州大学学術情報リポジトリ
Kyushu University Institutional Repository

太陽活動による大気密度の変化を考慮した小型衛星のデオービットに関する考察

片山, 雅之
三菱プレシジョン株式会社鎌倉事業所

HOKAMOTO, Shinji
Department of Aeronautics and Astronautics, Kyushu University

麻生, 茂
久留米工業大学工学部交通機械工学科

平山, 寛
秋田大学理工学部システムデザイン工学科

https://hdl.handle.net/2324/4479600

出版情報：AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES. 19, pp.47-55, 2020-03-14. The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences
バージョン：
権利関係：(c) 2020 The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences

KYUSHU UNIVERSITY

航空宇宙技術
Vol. 19, pp. 47-55, 2020

ー論　　文ー

太陽活動による大気密度の変化を考慮した小型衛星のデオービットに関する考察*1

Study on Deorbit of a Microsatellite Considering the Solar Activity Effect on Atmospheric Density

片　山　雅　之*2, *3・外　本　伸　治*3・麻　生　　茂*4・平　山　　寛*5
Masayuki KATAYAMA , Shinji HOKAMOTO , Shigeru ASO and Hiroshi HIRAYAMA

Key Words: Satellite, Orbital Mechanics, Deorbit, Aerodynamic Drag, Solar Activity

Abstract: The effect of aerodynamic drag on loss of the velocity of a microsatellite on LEO is investigated and compared with the on-orbit data of two microsatellites, Hodoyoshi-1 of the University of Tokyo and QSAT-EOS of Kyushu University, which were launched in 2014. A new model, which includes the influence of the solar activities on atmospheric density, is introduced in this paper. The results obtained from the model suggest that the effect of solar activity on the atmospheric density has to be considered with the deviation of F10.7 parameter due to the number of sunspots. The model is applied to a microsatellite composed of a cubic main body and a deorbit sail to estimate its altitude change due to aerodynamic drag. The rotation of the satellite is taken into consideration.

記 号 の 説 明

$\vec{r}$: 軌道上衛星位置ベクトル
r: 衛星質量中心と地球質量中心の距離($r = |\vec{r}|$)
$\vec{p}$: 衛星に働く摂動加速度ベクトル
$\vec{v}_{rel}$: 衛星の大気に対する相対速度ベクトル
μ: 地球重力定数
C_D: 衛星の空気抵抗係数
ρ: 大気密度
A: 代表面積
m: 衛星質量
B: 弾道係数($= C_D \cdot A/m$)

1. 序　　論

近年，超小型衛星の利用が進んでおり，運用を終了した大量の小型衛星が軌道上にデブリとして残存するという課題が問題視されている．このため，IADC(Inter-Agency Space Debris Coordination Committee) は，低高度軌道で運用される衛星の軌道上残存寿命を 25 年以下とするように提言している [1]．デオービットの方法としては，スラスタによる減速，導電性テザーに働くローレンツ力を利用する方法，空気抵抗を利用した減速等が提案されている．代表的なデオービットの方式の比較を第 1 表に示す．しかし，今後益々打ち上げが増加すると予想される超小型衛星の場合，ペイロードスペースが限られており，デオービットのためのスラスタ及び推進薬や導電性テザー及びそれに付随するデバイスを搭載することは好ましくない．一方，空気抵抗による減速は，ペイロードペナルティが少ないため，超小型衛星にも有望な方法である．超小型衛星が多く投入される軌道高度 500km 程度であれば，IADC が推奨する 25 年ルールを満たすが，更に高い高度からのデオービットには，空気抵抗を増加させて再突入までの期間を短縮し，25 年ルールを確実に満たすことが必要となる．空気抵抗を増加させる機構として，膨張気球，薄膜セイル等があるが，超小型衛星には，気球膨張のためのガス発生源や複雑な調圧機構を必要とせず，機械的な機構のみで展開できる薄膜セイルが有利であると考えられる．

第 1 表　デオービット方式の比較

方　式	利　点	欠　点
スラスタ [2]	(1)化学推進：必要な減速量を短時間に得られる (2)電気推進：必要な推進薬質量が少ない	(1)推進薬質量がペイロードペナルティとなる (2)長期間にわたる姿勢制御及び電力の確保が課題である
導電性テザー[3,4]	・誘起起電力が得られるのでエネルギーが不要である	テザー展張機構等により複雑になる また，テザー制御等が課題である
薄膜セイル [5]	・大気抵抗によるため，エネルギーを必要としない ・比較的簡便で軽量である	セイル展開機構が必要である

運用終了後の超小型衛星のデブリ化を防ぐために，超小型衛星で通常良く用いられる高度 500～1000km における軌道上寿命の推定，デオービット方式による軌道高度低下率の変化の推定は，超小型衛星の運用における重要な検討

*1 ©2020 日本航空宇宙学会
2019 年 6 月 24 日原稿受付
*2 三菱プレシジョン株式会社 鎌倉事業所
*3 九州大学大学院 工学研究院
*4 久留米工業大学 工学部 交通機械工学科
*5 秋田大学 理工学部システムデザイン工学科

項目である．軌道離脱後の衛星の高度変化を予測する研究は多くなされており，NASA が開発した Debris Assessment Software[6]，JAXA が開発したデブリ発生防止標準支援システム(Debris Mitigation Standard Support Tools：DEMIST)等のツールがある．これらは優れたツールであるが，モデルの詳細は公開されておらず，第 3 者による改善・高精度化は難しい．

本論文では，空気抵抗による衛星軌道高度変化において，太陽活動が大気密度に与える影響の重要性を示す．そのために，2014 年 11 月に打ち上げられた超小型衛星「ほどよし 1 号」及び「QSAT-EOS」の軌道高度データを用い，その影響を定量的に分析した．さらに，デオービットセイルを有する超小型衛星の力学モデルを提案し，デオービットセイル展開後の軌道高度の変化を解析するシミュレーション結果を報告する．特に，太陽活動が大気密度に与える影響，デオービットセイルを展開した形態の衛星の抵抗係数について，シミュレーションの結果と軌道データの比較により考察する．

2. 軌　道　解　析

2.1　摂動要因を考慮した運動方程式　地球の軌道を周回する人工衛星には，空気抵抗の他，地球重力ポテンシャル，太陽及び月の引力等，種々の外力による摂動加速度が生じるが，軌道高度に大きな影響を与える加速度は空気抵抗による減速加速度である．これは空気抵抗が常に減速方向に作用するのに対して，空気抵抗以外の要因による加速度は，軌道上の位置に応じて加減速として作用し，減速効果が相殺されるためである．外力加速度を考慮した人工衛星の運動方程式は，式(1)で与えられる[7]．

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\cdot\vec{r} + \vec{p} \qquad (1)$$

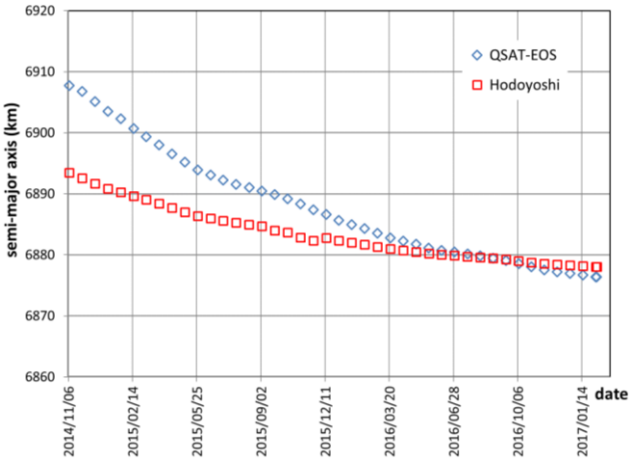
式(1)の摂動加速度が空気抵抗による加速度のみであるとすれば，摂動加速度は式(2)で与えられる．

$$\vec{p} = -\frac{1}{2}\rho\cdot|\vec{v}_{rel}|\cdot B\cdot\vec{v}_{rel} \qquad (2)$$

ここで，｜　｜はベクトルの絶対値を示す．

2.2　軌道データ　2014 年 11 月 6 日に打ち上げられた超小型衛星，「ほどよし 1 号」と「QSAT-EOS」の軌道投入直後から，2017 年 2 月 6 日までの半長径の推移を第 1 図に示す．このデータは米国の JSpOC(Joint Space Operations Center: 現在の CSpOC(Combined Space Operations Center), 2018 年 7 月に改編)が検出・追跡・識別し，公開されている値である．

2 つの衛星は，第 2 表に示すとおり，ほぼ同等の物理諸元を有しているが，「ほどよし 1 号」と比べ，「QSAT-EOS」は高度の低下が大きいことが分かる．「QSAT-EOS」はデオービットセイルを搭載しており，運用終了後に展開して運用軌道を離脱，再突入する計画になっていた．運用軌道投入後の軌道高度の低下が大きいことから，「QSAT-EOS」は運用軌道投入直後から意図せず，デオービットセイルが展開した可能性があると推察される．



第 1 図　軌道データ（半長径）

第 2 表　「ほどよし 1 号」と「QSAT-EOS」の概要（物理諸元）

項　目	ほどよし 1 号	QSAT-EOS
寸　法	50 × 50 × 50 cm	50 × 50 × 50 cm （運用時） 50 × 50 × 350 cm （デオービットセイル展開時）
質　量	60kg	50kg

2.3　解析結果（「ほどよし 1 号」）

(1) シミュレーション条件　「ほどよし 1 号」の軌道シミュレーションは 2.1 節で示した運動方程式により，第 3 表に示す条件で実施した．なお，第 1 図の「ほどよし 1 号」の 2015 年 10 月～12 月のデータにある不連続点は軌道制御を行ったことによるものであるため，軌道制御前後の 2 つの区間に対して解析した．区間①は 2014 年 11 月 6 日を起点とした 320 日間，区間②は 2015 年 12 月 31 日を起点とした 400 日間である．

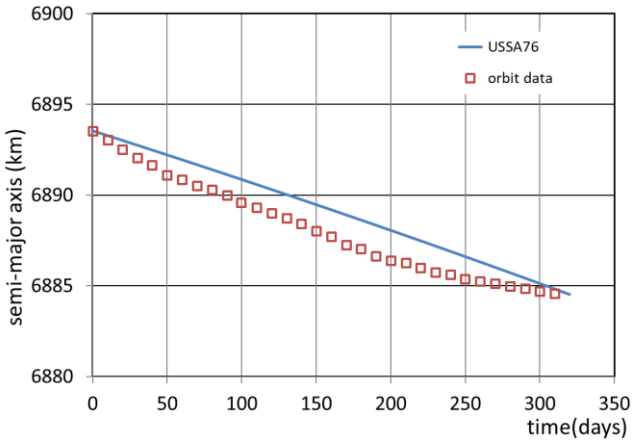
第 3 表　「ほどよし 1 号」シミュレーション条件

項　目	諸　元	備　考
軌道要素 区間① 初期値	a (半長径) = 6893.5 km e (離心率) =0.001328 i (傾斜角) =97.48° Ω (昇交点) =29.94° ω (近心点引数) =184.61° θ (真近点離角) =175.60°	2014 年 11 月 6 日 11:50(UTC) の値
軌道要素 区間② 初期値	a (半長径) = 6882.4 km e (離心率) =0.001440 i (傾斜角) =97.44° Ω (昇交点) =84.32° ω (近心点引数) =157.29° θ (真近点離角) =267.71°	2015 年 12 月 31 日 05:55(UTC) の値
抵抗係数	2.5	文献 8)の推奨値
代表面積	0.25 m²	1 辺 50cm の立方体の 正面面積(*)

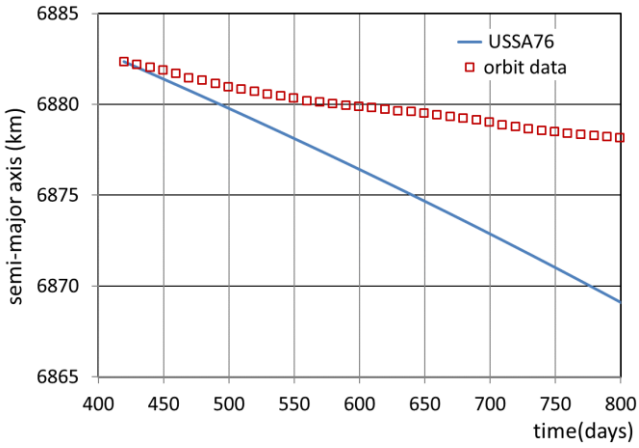
(*) 衛星は初期の姿勢安定化（デタンブリング）を完了し，衛星正面が飛行方向に正対しているとした．

（2）シミュレーション結果

式(1)及び(2)を用いて，第 3 表の条件で実施した「ほどよし 1 号」の解析結果を第 2 図に示す．第 2 図(a)は区間①，第 2 図(b)は区間②の結果である．シミュレーションでは，式(2)の大気密度 ρ に USSA76 [9] の大気モデルを用いた．なお，第 2 図の時間軸は区間①の開始時点（2014 年 11 月 6 日）基準としている．



第 2 図(a)　半長径の軌道データと解析の比較
「ほどよし 1 号」2014 年 11 月 6 日から 320 日間



第 2 図(b)　半長径の軌道データと解析の比較
「ほどよし 1 号」2015 年 12 月 31 日から 400 日間

区間①の 320 日間の軌道高度低下量は軌道データ及び解析共に約 8.5km であり，概ね一致しているが，高度変化の傾向は，解析が直線的であるのに対して，軌道データは曲線的であるという違いがある．また，区間②の 400 日間の軌道高度低下量は解析では約 14km であるが，軌道データは約 4.3km であり，違いが大きい．

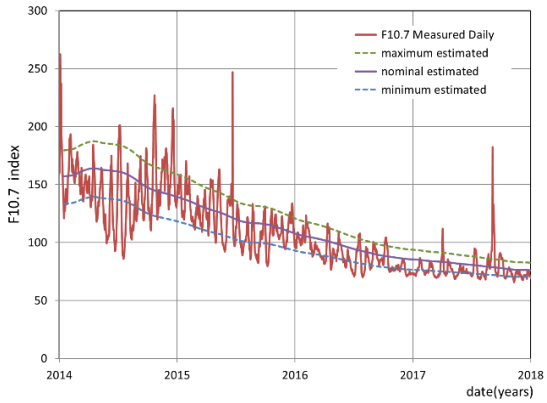
これは，大気モデル USSA76 が太陽活動の大気密度に対する影響を考慮していない静的なモデルであるためであり，その使用限界については，Oltrogge らが文献 10)で指摘している．

一方，太陽活動が大気密度に及ぼす影響については，いくつかの研究があるが，以下では太陽活動を代表する太陽黒点数と波長 10.7cm の電波フラックス（F10.7 値）及び大気密度の関係を比較的簡便に，かつ直接的に表わす文献 11)のモデル(以下 Wertz のモデルという)を用いて解析する．

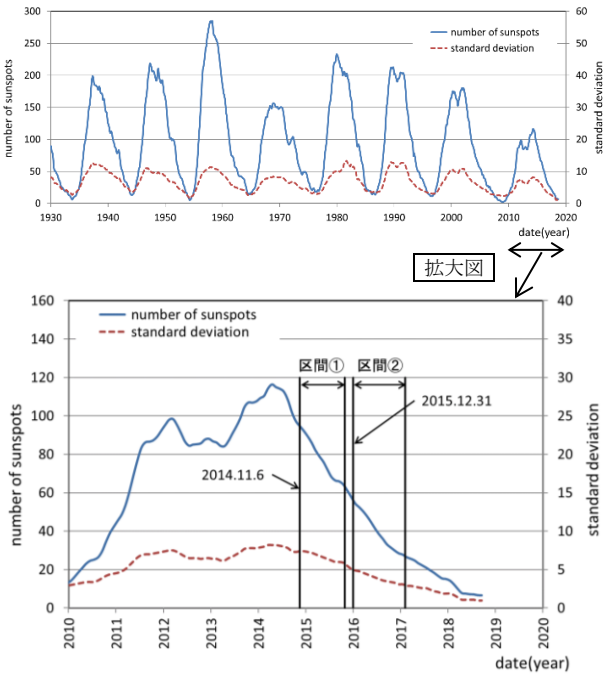
3.　太陽活動の影響を考慮した軌道解析

衛星の軌道高度を低下させる大気の抵抗は，大気密度に大きく影響されるが，大気密度は太陽活動によって変化することが知られている．太陽活動を表す指標である F10.7 値の観測値は，The Center for Space Standards & Innovation (CSSI)が提供している HP, CelesTrack の Space Weather Data Documentation[12]により得ることができる．2014 年初から 2018 年末までのデータを第 3 図に示す．第 3 図より，F10.7 値は短期間に大きく変動していることが分かる．

一方，1930 年から現在までの太陽黒点数の推移と標準偏差は第 4 図に示すとおりであり，11 年の周期で変化していることが分かる．

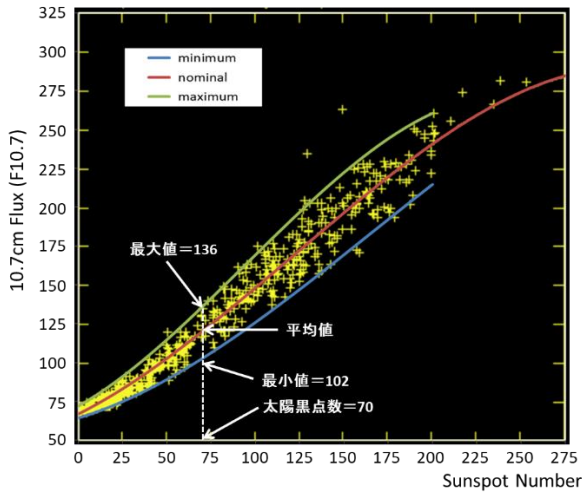


第 3 図　F10.7 値の変化（2014 年 1 月から 2018 年 12 月）[12]



第 4 図　太陽黒点数の推移（1930 年～現在）[13]

太陽黒点数と F10.7 値のデータを統計的に処理し，その関係を整理したものが，第 5 図である．第 5 図は 1947 年から 1990 年の間の太陽黒点数と F10.7 値の観測値の月毎平均値を示すが，両者の関係には変動があり，最大値，平均値，最小値は，それぞれ式(3)，(4)，(5)で近似される．なお，最大値及び最小値に対する近似式は，筆者が多項式近似により求めた．



第 5 図　太陽黒点数と F10.7 値の関係 [14]

＜最大値＞

$$\mathrm{F10.7}_{_max} = 72.1 + 0.646R + (0.0710R)^2 - (0.0261R)^3 \quad (3)$$

＜平均値＞

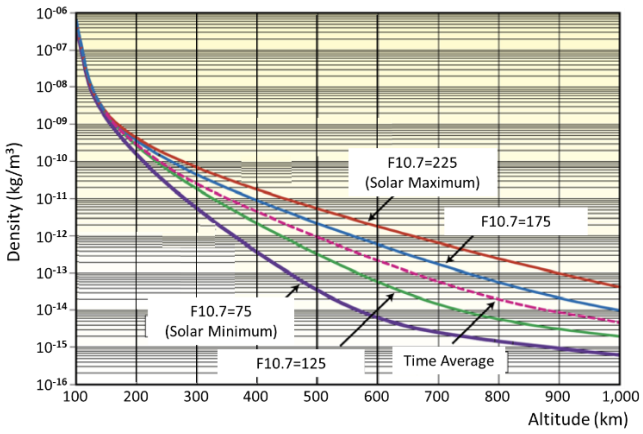
$$\mathrm{F10.7}_{_ave} = 67.0 + 0.572R + (0.0575R)^2 - (0.0209R)^3 \quad (4)$$

＜最小値＞

$$\mathrm{F10.7}_{_min} = 64.4 + 0.342R + (0.0584R)^2 - (0.0190R)^3 \quad (5)$$

ここで，第 4 図の太陽黒点数を使って，第 5 図の関係から F10.7 値を推定した結果を第 3 図に重ねて示す．第 5 図の関係を使うことで，F10.7 値の大きな変動が平滑化され，計測値の変動範囲を概ね良く表していることが分かる．

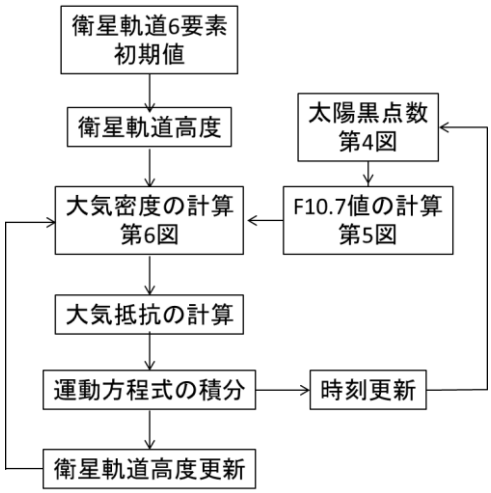
文献 11)は，第 6 図に示すとおり，高度に対する大気密度の変化を F10.7 値のパラメータとして与えている．



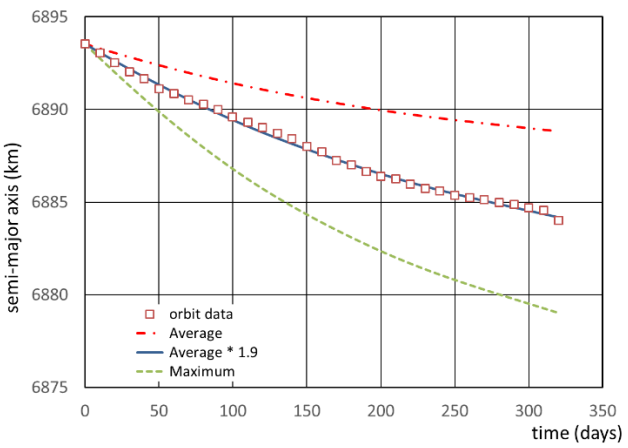
第 6 図　F10.7 値毎の高度と大気密度の関係 [11]

2.3 節(2)で解析した「ほどよし 1 号」に対しては，第 4 図より，区間①の黒点数は約 95～65 個（標準偏差 7～6 個），区間②の黒点数は約 55～27 個（標準偏差 5～3 個）で変動している．さらに，第 5 図に示されるとおり，黒点数と F10.7 値の関係にも変動幅があり，例えば区間①内の中間期において黒点数を 70 としても，F10.7 値の最大値と最小値の変動は 34 程度ある．従って，この時期の「ほどよし 1 号」の軌道高度が約 500km であることを考えると，第 6 図から得られる大気密度は，区間①で 3.4×10^{-14}～3.5×10^{-13}kg/m^3，区間②で 9.5×10^{-14}～2.2×10^{-12}kg/m^3 程度の幅があると考えられる．従って，第 6 図を用いて大気密度を推定する場合，F10.7 値の変動を考慮しなければならないことが分かる．

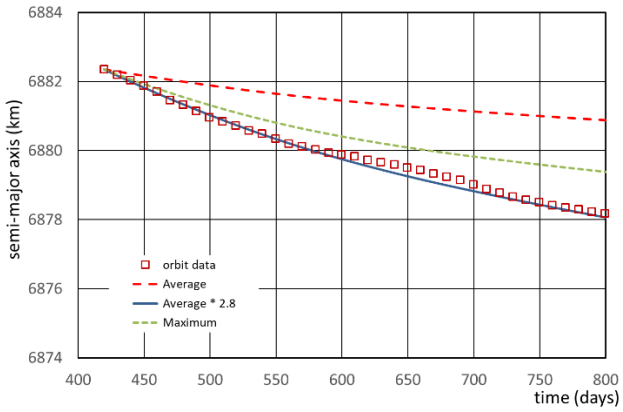
この変動を考慮して「ほどよし 1 号」の軌道を解析した．解析手順を第 7 図に，解析の結果を第 8 図に示す．解析は 2.3(2)節と同様，2 つの区間に対して実施し，第 8 図の時間軸は区間①の開始時点（2014 年 11 月 7 日）を基準としている．まず，第 4 図の太陽黒点数の平均値で第 5 図より推定した F10.7 値の平均値((4)式)で第 6 図より得られる大気密度を用いた結果を'Average'，太陽黒点数の最大値で推定した F10.7 値の最大値((3)式)で得られる大気密度を用いた結果を'Maximum'で示す．さらに，平均値の大気密度に対して修正係数を適用し，それぞれの区間で軌道データに最も良く一致するものを求めた．その結果，区間①では修正係数 1.9，区間②では修正係数 2.8 の場合に軌道上データと近い結果が得られた．



第 7 図　軌道高度計算の手順



第 8 図(a)　半長径の変化（シミュレーション結果）
「ほどよし 1 号」(区間①:2014 年 11 月 6 日から 320 日間)



第 8 図(b)　半長径の変化（シミュレーション結果）
「ほどよし 1 号」(区間②:2015 年 12 月 31 日から 400 日間)

以上のとおり，Wertz のモデルは太陽活動の大気密度に対する影響を考慮しているが，F10.7 値と太陽黒点数の関係には変動幅があり，実際の大気密度を推定するために，修正係数を用いることが必要である．区間①の修正係数（1.9）は，Wertz のモデルの平均値と最大値の間に入っているが，区間②の修正係数（2.8）は，最大値の範囲を超える結果になっている．従って，太陽活動が弱い場合（F10.7 値が 100 以下）のモデルの精度については，改善が必要であると考えられる．

本論文で示した太陽黒点数から大気密度を推定する手法では，太陽黒点数の周期性から，設計時においても将来の大気密度を推定しやすいという利点がある．ただし，推定される F10.7 値には幅があり，上下限幅及び修正係数を適切に決定する手法については，実軌道データを用いた更なる研究の余地がある．

4.　QSAT-EOS のデオービットセイルに対する解析

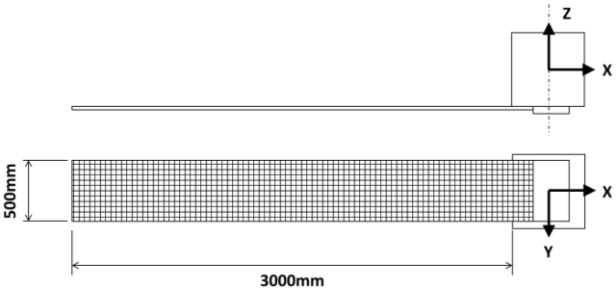
4.1 シミュレーション条件　「ほどよし 1 号」の解析結果（大気密度の修正係数）を用いて，「QSAT-EOS」の軌道を検討する．前述のとおり，「QSAT-EOS」の高度低下は，同等の物理諸元を有する「ほどよし 1 号」に比べて大きいため，デオービットセイルが部分的に展開している可能性がある．そこで，ここでは軌道データとの整合性から逆にデオービットセイルの展開量の推定を試みる．

「QSAT-EOS」の物理諸元は第 2 表に示すとおりであり，軌道シミュレーションは第 4 表に示す条件で実施した．

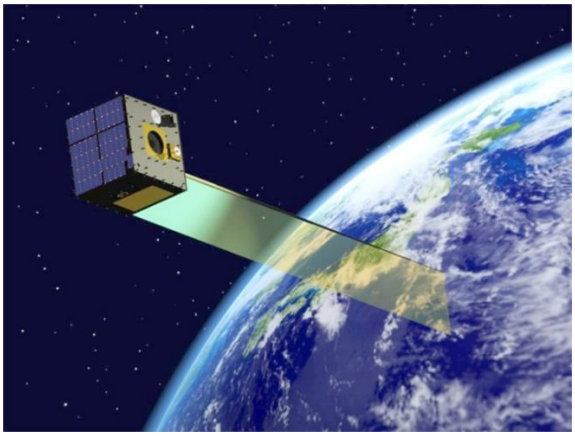
第 4 表　「QSAT-EOS」シミュレーション条件

項　目	諸　元	備　考
軌道要素 区間① 初期値	a (半長径) = 6907.7 km e (離心率) =0.003834 i (傾斜角) =97.48° Ω (昇交点) =29.95° ω (近心点引数) =180.98° θ (真近点離角) =180.64°	2014 年 11 月 6 日 11:51(UTC) の値
軌道要素 区間② 初期値	a (半長径) = 6885.7 km e (離心率) =0.003059 i (傾斜角) =97.44° Ω (昇交点) =82.21° ω (近心点引数) =166.19° θ (真近点離角) =278.56°	2015 年 12 月 31 日 05:09(UTC) の値
抵抗係数	2.5（衛星本体） 1.28(*)(セイル：気流垂直) 0.001(**)(セイル：気流平行)	(*)　文献 15) (**)　文献 16)
代表面積	0.25　m²	1 辺 50cm の立方体の正面面積

4.2 デオービットセイルモデル　デオービットセイルの概要を第 9 図に，展開時のイメージを第 10 図に示す．



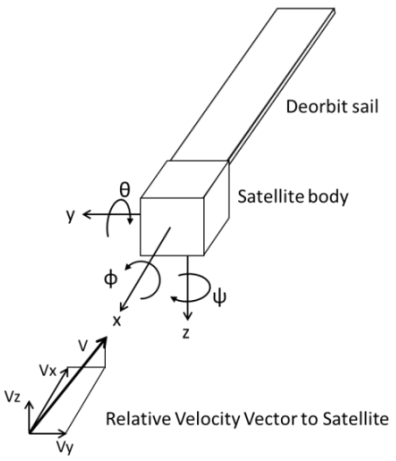
第 9 図　デオービットセイルの概要（形状寸法）



第 10 図　デオービットセイルの概要（展開時イメージ）

デオービットセイル展開時の衛星の空気抵抗モデルを下記のとおり設定した．デオービットセイル展開後の衛星は

衛星本体（1 辺が 0.5m の立方体）とデオービットセイル（0.5m×展開量（m）の平板）からなるとし，衛星機体軸の各軸に対する相対速度から空気抵抗モデルを構築した．第 11 図には，衛星モデルと空気との相対速度の関係を示す．



第 11 図　衛星モデルと相対速度の関係

$$\text{x 軸}：(C_D)_{sat-x} = (C_D)_{cube} + (C_D)_{plate-t} \cdot \frac{A_{sail}}{A_{body}} \quad (6)$$

$$\text{y 軸}：(C_D)_{sat-y} = (C_D)_{cube} + (C_D)_{plate-t} \cdot \frac{A_{sail}}{A_{body}} \quad (7)$$

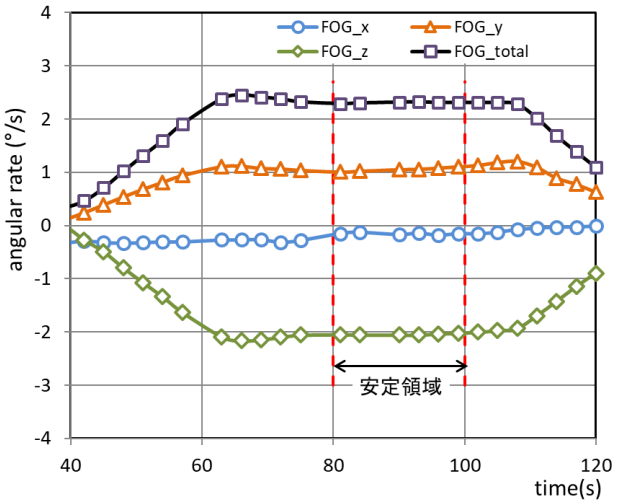
$$\text{z 軸}：(C_D)_{sat-z} = (C_D)_{cube} + (C_D)_{plate-n} \cdot \frac{A_{sail}}{A_{body}} \quad (8)$$

ここで，$(C_D)_{cube}$は立方体の抵抗係数，$(C_D)_{plate-t}$ は平板の気流方向の抵抗係数，$(C_D)_{plate-n}$は平板の気流垂直方向の抵抗係数，A_{body} は衛星本体の正面面積，A_{sail} はデオービットセイルの面積である．なお，衛星全体の抵抗係数 $(C_D)_{sat}$ の基準面積は衛星本体の正面面積（A_{body}）とした．

式(6)，(7)，(8)による衛星の空気抵抗モデルは，飛行速度方向に対する衛星の姿勢に依存するため，軌道上での衛星の姿勢の変化を推定する必要がある．QSAT-EOS が軌道上で姿勢制御を行った時の衛星の姿勢角速度センサ（FOG：Fiber Optical Gyro）データの一例を第 12 図に示す．これは地心指向制御の例であり，指向制御開始と同時にアクチュエータにより角加速度を発生させ，一定角速度に達した後にしばらくその状態を保持し，指向完了時点で角速度が零となるように角加速度を発生させている．第 5 表には，衛星の角速度が安定した区間における各軸まわりの角速度を示す．各成分を合成した値は，約 2.3°/s であった．

第 5 表　機体軸回り角速度（QSAT-EOS FOG データ）

x 軸回り（ロール）角速度	-0.14 (°/s)
y 軸回り（ピッチ）角速度	1.09 (°/s)
z 軸回り（ヨー）角速度	-2.02 (°/s)
合成値	2.30 (°/s)



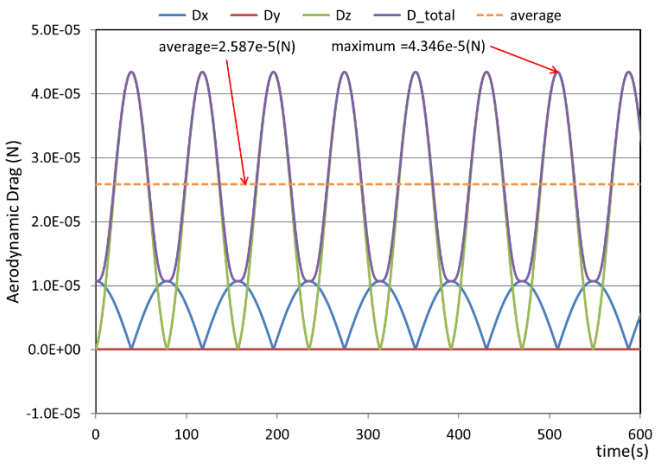
第 12 図　QSAT-EOS 姿勢角速度データ

式(6)，(7)，(8)で示すモデルを用いて，デオービットセイル展開量を 3m(最大)とした時の衛星に働く空気抵抗力を計算した結果の例を第 13 図(a)に示す．これはピッチ軸回りに 2.3°/s の角速度を与えた場合の空気抵抗の履歴である．

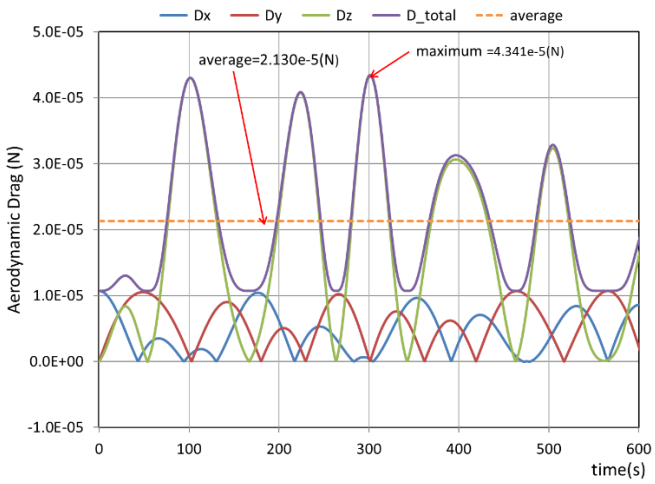
一般的な衛星は，ミッション終了後に軌道離脱する段階では積極的な姿勢制御はしないため，衛星の気流に対する姿勢はタンブリング運動により，時間と共に変化する．そこで，まず「QSAT-EOS」の初期角速度を用いて，各軸の合成値が 2.3°/s となるように，初期角速度をランダムに与えた．第 13 図(b)は空気抵抗の時間履歴の一例である．

デオービットセイルの影響は，ピッチ角が 90° で気流に垂直の姿勢が維持される場合に最大となる．そこで，姿勢の回転によって空気抵抗が変化する場合の平均的効果を，最大値に対する割合として評価した．その結果，第 13 図(a)は最大値の約 60%であり，第 13 図(b)は約 50%であった．

さらに，角速度の合成値が 2.3°/s となるようなランダムな初期角速度を 20 とおり作成して，最大値に対する割合と平均抵抗値を計算した結果を第 14 図に示す．衛星全体に働く空気抵抗の平均値は，衛星各軸まわりの角速度によらず，第 13 図(b)の場合と同様に，最大値の約 50%であった．

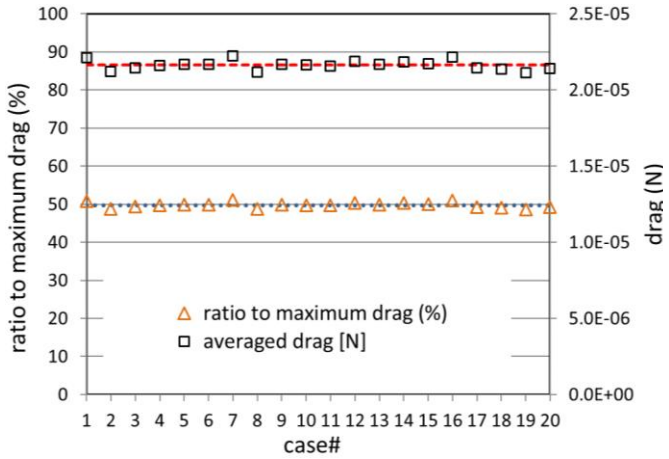


第 13 図(a)　衛星空気抵抗の計算例
[初期角速度（°/s）：ロール=0.0，ピッチ=2.30，ヨー=0.0]



第 13 図(b)　衛星空気抵抗の計算例

[初期角速度（°/s）：ロール＝0.32，ピッチ＝0.95，ヨー＝2.07]

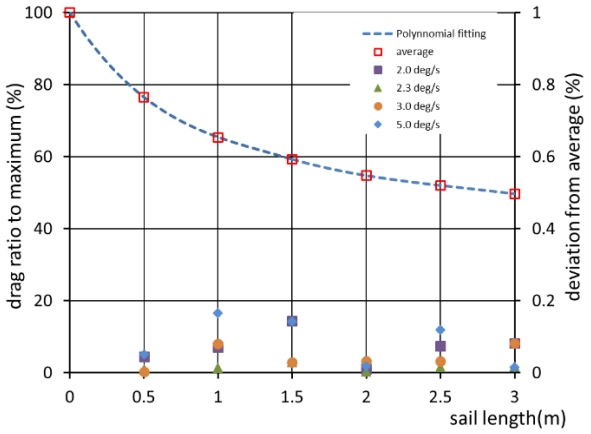


第 14 図　ランダムな角速度の場合の空気抵抗の平均値

デオービットセイル展開量＝3.0m：試行回数 20 回）

さらに，デオービットセイルの展開量をパラメータとして同様の計算を実施した結果を第 15 図に示す. タンブリングする衛星の空気抵抗値は，最大値に対する比率がデオービットセイルの展開量によって変化することが分かる．これはデオービットセイルの展開量が少ない場合，衛星がタンブリングしても気流に垂直方向の面積が大きく変化しないので，衛星本体の抵抗値の寄与分が大きくなり，最大値からの変化が少なくなるためであると考えられる.

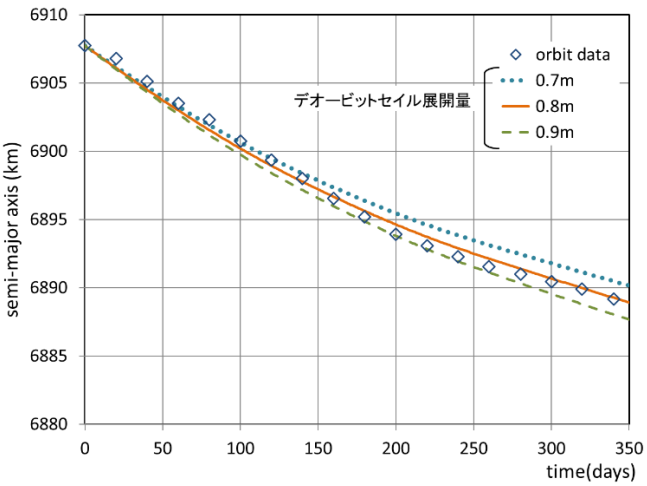
さらに，角速度が上記の空気抵抗値の最大値に対する比率に与える影響を調べるために，初期姿勢角速度を 2.0°/s, 3.0°/s，5.0°/s と変化させて，同様の計算を実施した．第 15 図には，初期角速度が 2.3°/s を含め 4 とおりの初期角速度に対する計算結果も，右目盛りを用いて示している．いずれも，平均値からの変動は非常に小さく，0.2%以下であった．従って，姿勢角速度が 5.0°/s 程度の場合，空気抵抗に対する衛星の回転角速度の影響は微小であると考えられる.



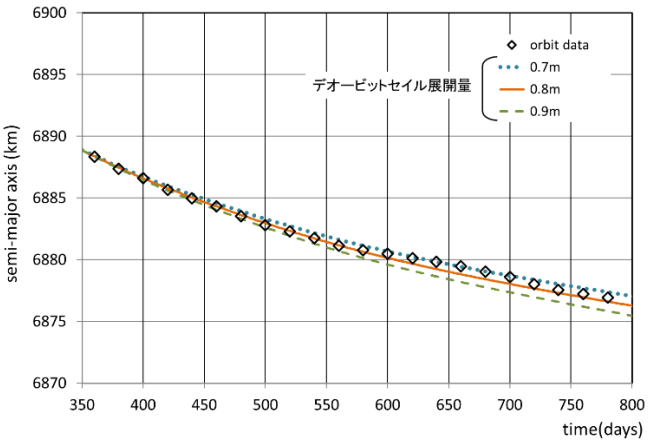
第 15 図　デオービットセイル展開量と空気抵抗（平均値）の関係

（衛星の初期角速度＝2～5°/s の場合）

4.3 シミュレーション結果　3 節の「ほどよし 1 号」の解析で得られた修正係数（区間①：1.9，区間②：2.8）及び 2.4 節 (2) のデオービットセイルモデルを用いて，「QSAT-EOS」の軌道を解析した.



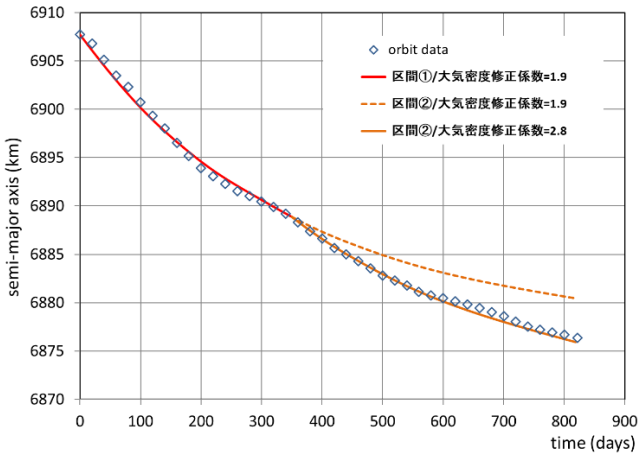
第 16 図(a)　半長径の変化「QSAT-EOS」（区間①，修正係数=1.9 ）



第 16 図(b)　半長径の変化「QSAT-EOS」（区間②，修正係数=2.8 ）

前述のとおり，デオービットセイルが部分的に展開している可能性があるため，デオービットセイルの展開量をパラメータとして変化させ，軌道データと比較した．結果を第 16 図に示す．図から分かるように，区間①ではデオービットセイル展開量が 0.8m，区間②ではデオービットセイル展開量が 0.7～0.8m の場合に軌道データと良い一致が得られた．この結果より，「ほどよし 1 号」の軌道データの解析から得られた大気密度の修正係数は，同時期の「QSAT-EOS」にも有効であることが分かる．

さらに，第 17 図にはデオービットセイルの展開量が 0.8m の場合の区間①及び②全体を通した解析結果を示す．



第 17 図　半長径の変化「QSAT-EOS」
（区間①②，デオービットセイル展開量=0.8m ）

第 7 図における「ほどよし 1 号」に対する解析では，大気密度モデルの修正係数を区間①と区間②で変えることで，より実データに近い軌道高度の履歴が得られた．第 17 図には，区間②における修正係数を区間①での値（1.9）を用いた結果も示している．これより，「QSAT-EOS」に対しても，2 つの区間で異なる修正係数を用いた方が良い結果が得られることが分かる．さらに，区間②における修正係数 2.8 は Wertz モデルの大気密度の最大値を超えているが，「QSAT-EOS」の解析で，デオービットセイルの展開量がが，区間①，区間②のいずれにおいても，約 0.8m という結果が得られたことから，実際の軌道上の大気密度が真値に近かったのではないかということを示唆している．つまり，3 節の最後に記したように，太陽黒点数が 60 個（F10.7 値が 100）を下回るような，太陽活動が弱い場合には，大気密度が過小評価される可能性がある．そのため，今後，モデルの精度を向上させる研究が望まれる．

5.　結　　論

超小型衛星の運用終了後，新たなデブリの生成を抑制するために，運用後の衛星を大気に再突入させて廃棄する必要があるが，超小型衛星においては，空気抵抗を利用する展開式のデオービットセイルによる減速機構が有効と考えられている．空気抵抗を利用する方式は，減速のためのエネルギー（スラスタ推力等）を必要としないため，ミッション機器への質量配分の観点から有利であるが，大気突入までの時間を管理することが難しいという課題がある．本研究では空気抵抗を増加させるための展開式デオービットセイルのシミュレーションモデルを構築し，「ほどよし 1 号」及び「QSAT-EOS」の軌道上データにより，モデルの妥当性を評価した．

(1) 立方体形状の「ほどよし 1 号」に対して Wertz のモデルを用いた解析を実施し，軌道データとの比較により，Wertz のモデルの適用可能性を検討した．Wertz のモデルは太陽活動の影響を考慮しているが，解析と軌道データとの比較の結果，太陽活動の変動を考慮するための修正係数を導入することが必要であることが分かった．

設計時点における，空気抵抗による人工衛星の軌道高度変化の推定に対する考え方は，その目的，即ち，軌道上寿命（運用可能期間）の予測か，運用終了後の再投入までの時間の予測かで異なる．運用期間は極力長く，再突入時間は極力短くなるように設計したいが，大気密度の推定精度のリスクを考慮して設計余裕を設定することが重要である．従って，一般的な衛星に対する軌道高度変化の予測精度を向上させるためには，F10.7 値の変動を考慮した修正係数の設定方法の確立は重要な課題であり，多くの実軌道データを収集して修正係数の決定法について検討することが必要になる．

また，打ち上げ後の大気密度の予測精度を向上させることも有用であり，打ち上げ後の軌道高度の変化から，修正係数の精度を向上させることで，その衛星の将来の軌道高度変化の精度を向上させることが期待できる．

(2) 立方体と平板のモデルを組み合わせたデオービットセイル展開状態の衛星の空気抵抗モデルを構築した．このモデル及び太陽活動の影響を考慮した大気密度モデルを用いることで，デオービットセイルを持つ衛星に対しても軌道高度を予測できることが分かった．また，本論文で提示する手法により，軌道高度データから，逆にデオービットセイルの展開量を推定することも可能である．

以上のとおり，人工衛星の軌道上寿命に大きく影響する空気抵抗による減速に伴う軌道高度の低下を予測する手法として，運動方程式を積分するシミュレーションが有効であることが確認された．ただし，軌道高度を低下させる空気抵抗は大気密度モデルに大きく依存するため，大気密度の太陽活動による変動を考慮することが必要であり，デオービットセイル設計においては，変動幅を考慮した余裕を持たせることが望ましい．

参　考　文　献

1) Inter-Agency Space Debris Coordination Committee: IADC Space Debris Mitigation Guidelines, IADC-02-01, 2002
2) Daniel Faber, Arthur Overlack, Willianne Welland, Laurens van Vliet, Wolter Wieling, and Flavia Tata Nardini: Nanosatellite Deorbit Motor, 27th Annual AIAA/USU, SSC13-I-9, 2013
3) 大川 恭志，壹岐 賢太郎，奥村 哲平，松本 康司，岡本 博之，山元 透 河本 聡美：導電性テザーシステムの実用化に向けた研究，第７回「スペースデブリワークショップ」，JAXA-SP-16-011 E4, 2016
4) Nestor R. Voronka, Robert P. Hoty, Jeffrey T. Slostad, Ian Barnes, David Klumpar, Dylan Solomon, Doug Caldwell, and Rex Ridenoure: Technology Demonstrator of a Standardized Deorbit Module Designed for CubeSat and RocketPod Applications, 19th Annual AIAA/USU, SSC05-XI-4, 2005
5) Kevin Schillo, Christopher Valle, Kuo-Chi Lin, and Chan Ham: Analysis of the Performance Characteristics of a Gossamer Sail for Nanosatellite Applications, 25th Annual AIAA/USU SSC11-VIII-1 , 2011
6) E.G. Stansbery: Debris Assessment Software User's Guide, NASA/TP-2016-218600-REV1
7) Howard D. Curtis: Orbital Mechanics for Engineering Students, 3dr Edition, Butterworth-Heinemann, ISBN-13:978-0-08-097747-8, 2014
8) 半揚稔雄：ミッション解析と軌道設計の基礎，現代数学社，ISBN978-4-7687-0439-4 , 2014
9) NOAA, NASA, US Air Force: U.S. Standard Atmosphere, 1976.
10) Daniel L. Oltrogge and Kyle Leveque: An Evaluation of CubeSat Orbital Decay , 25th Annual AIAA/USU, SSC11-VII-2 ,2011
11) James R. Wertz, Nicola Sarzi-Amade, Anthony Shao, Christianna Taylor, and Richard E. Van Allen: Moderately Elliptical Very Low Orbits (MEVLOs) as a Long-Term Solution to Orbital Debris, 26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC12-IV-6, 2012
12) CelesTrack: Space Weather Data Documentation", https://celestrak.com/SpaceData/SpaceWx-format.php
13) Sunspot Index and Long-term Solar Observations, Daily and monthly sunspot number (last 13 years), http://www.sidc.be/silso/dayssnplot
14) Richard Thompson: The Ten Centimetre Solar radio Flux, Space Weather Services, http://www.sws.bom.gov.au/Educational/2/2/5
15) NASA: Shape Effects on Drag, https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/shaped.html
16) A. Filippone: Aerodynamic Database, Drag Coefficients, https://web.archive.org/web/20070715171817/, http://aerodyn.org/Drag/tables.html ables.html