

УДК 629.78

А. И. Маслова, А. В. Пироженко

Институт технічної механіки Національної академії наук України
і Національного космічного агентства України, Дніпропетровськ

ИЗМЕНЕНИЯ ПЛОТНОСТИ АТМОСФЕРЫ ПРИ ДВИЖЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ

Розглядаються зміни щільності атмосфери, що виникають при русі космічних апаратів по майже колових орбітах навколо Землі (діапазон висот 550–750 км). Розглядаються тільки короткоперіодичні зміни щільності атмосфери з частотами, близькими до частоти орбітального руху. Вважається, що причинами виникнення таких змін щільності є: добовий ефект здуття атмосфери на сонячному боці Землі; зміна висоти орбіти як наслідок нецентральної гравітаційного поля Землі; зміна висоти орбіти через її еліптичність.

Изменения плотности атмосферы и их влияние на орбитальное движение достаточно подробно рассматриваются в рамках задач баллистики [4, 9, 14]. Однако при исследованиях закономерностей углового движения КА изменения плотности атмосферы часто не учитываются [6, 10, 11, 13] или учитываются лишь изменения, обусловленные высотным профилем атмосферы [2, 3, 8, 12]. Вместе с тем анализ амплитуд и частот изменений плотности атмосферы, возникающих при орбитальном движении КА, показывает, что их влияние может приводить к существенным изменениям в относительном движении и обуславливать качественно новые закономерности углового движения [7]. Практическое подтверждение этому было получено при анализе углового движения КА «Сич-1М» с гравитационной системой стабилизации, выведенного на нерасчетную низкую слабо эллиптическую орбиту. Главным образом из-за переменности момента аэродинамических сил, обусловленного изменением плотности атмосферы при движении КА по орбите, происходила закрутка КА с переходом его движения во вращательное. При этом в различные моменты времени, в зависимости от плотности атмосферы на текущее время, реализовывались как колебательные от-

носительно местной вертикали, так и вращательные режимы движения. И в том и в другом случае частоты относительного движения КА были близки к частоте орбитального движения, т.е. наблюдались резонансы или близкие к ним режимы движения. Использование гиродемпфера не изменяло качественно картины движения.

Целью работы является оценка и аппроксимация изменений плотности атмосферы (ИПА) для учета их влияния на угловое движение КА на низкой (550–750 км) почти круговой орбите.

Расчет плотности верхней атмосферы и оценка ИПА проводится по ГОСТ 25645.115-84 [5]. Отметим, что под ИПА могут пониматься разные по сути изменения плотности:

- *расчетные ИПА* — те, которые можно рассчитать по известным моделям параметров верхней атмосферы;

- *корректирующие ИПА* — отклонения плотности атмосферы от расчетных значений $\delta\rho^k = |\rho^{cm} - \rho^m|$, где ρ^{cm} — рассчитанные по известным моделям значения плотности атмосферы, ρ^m — уточненные по данным набора спутников значения плотности атмосферы для данного времени и данной высоты.

В работе [14] показано, что точность определения плотности по моделям ГОСТа 25645.115-84 и NRLMSISE-00 зависит от высоты точки и

величина среднего квадратичного отклонения ρ^m для высоты 200 км достигает 10 %, а уже для 600 км — 22—24 %. Далее рассматриваются только расчетные ИПА, и слово «расчетные» опустим.

Модель атмосферы ГОСТ 25645.115-84 содержит три параметра, связанных с солнечной и геомагнитной активностью: среднесуточное значение F индекса солнечной активности $F_{10.7}$, среднее значение F_{135} индекса $F_{10.7}$ за предшествующие 135 сут и среднесуточный индекс геомагнитной активности K_p . Значения этих параметров относятся к суткам, для которых вычисляется плотность. В расчетах повышенной точности вместо индекса K_p используется трехчасовой индекс k_p , значения которого служат исходной информацией при вычислении K_p . Учитывая, что период обращения КА на рассматриваемых орбитах составляет приблизительно 1.5 ч, будем считать, что $F = F_{135} = F_0$, где F_0 — некоторое фиксированное среднее значение индекса солнечной активности и изменением F_0 и K_p за время движения КА на одном витке можно пренебречь. В соответствии с прогнозом среднегодового значения индекса солнечной активности $F_{10.7}$ на период 2000—2019 гг. расчеты плотности строятся для минимального ($F_0 = 75$ СЕП), среднего ($F_0 = 150$ СЕП) и максимального ($F_0 = 250$ СЕП) уровня солнечной активности (1 СЕП = 10^{-22} Вт·м⁻²Гц⁻¹). Значение K_p принято равным 2.66667 [5]. При оценке точности аппроксимации ИПА расчеты проводятся для случая, когда Солнце находится в точке весеннего равноденствия.

ОЦЕНКИ ИЗМЕНЕНИЙ ПЛОТНОСТИ АТМОСФЕРЫ

Суточный эффект вздутия атмосферы описывается в работе [5] параметром K_1 , который имеет следующий вид:

$$K_1 = 1 + (c_1 + c_2 h + c_3 h^2 + c_4 h^3) \cos^n \varphi / 2, \quad (1)$$

где h — геометрическая высота точки над поверхностью общего земного эллипсоида; c_1, c_2, c_3, c_4, n — коэффициенты модели, используемые для расчета плотности атмосферы при различных значениях F_0 ; φ — центральный угол между

точкой пространства, для которой рассчитывают плотность, и точкой пространства с максимальным значением плотности в ее суточном распределении.

Из выражения для K_1 видно, что изоповерхность плотности представляет собой поверхность тела вращения с осью симметрии, проходящей через центр Земли, и направленной на максимальное значение плотности в ее суточном распределении. Направление из центра Земли на максимальное значение плотности не совпадает с направлением на Солнце. Если положение Солнца определить прямым восхождением α в плоскости экватора и склонением δ , то направление на максимальное вздутие атмосферы определяется прямым восхождением $\alpha_{\max} = \alpha + \varphi_1$ и склонением $\delta_{\max} = \delta$, где φ_1 — угол запаздывания максимального вздутия атмосферы, зависящий от уровня солнечной активности. В среднем максимальное вздутие атмосферы отстает от направления на Солнце на 2 ч, а в ГОСТ приведены следующие значения угла запаздывания φ_1 :

$$\begin{aligned} \text{для } F_0 = 75 \text{ СЕП, } \varphi_1 &= 0.5411 \text{ рад} = 31.0027^\circ; \\ \text{для } F_0 = 100 \text{ СЕП, } \varphi_1 &= 0.5515 \text{ рад} = 31.5986^\circ; \\ \text{для } F_0 \geq 125 \text{ СЕП, } \varphi_1 &= 0.5585 \text{ рад} = 31.9997^\circ. \end{aligned}$$

На рисунке приведены графики максимального значения множителя перед $\cos^n \varphi / 2$ в выражении (1), т. е. максимального значения $K_1 - 1$, в зависимости от высоты орбиты и для различных фиксированных уровней солнечной активности. Видно, что каждому уровню солнечной активности соответствует своя высота максимальных суточных значений ИПА.

Очевидно, что в силу осевой симметрии атмосферы для фиксированной высоты плотность не изменяется в плоскостях, перпендикулярных к оси симметрии, а максимальные значения ИПА наблюдаются в плоскостях, проходящих через ось симметрии.

Расчеты плотности в сечениях, где наблюдаются максимальные ИПА, для различных высот h и уровней солнечной активности F_0 дают оценки возможных ИПА из-за вздутия атмосферы на подсолнечной стороне Земли. В табл. 1 приведены значения величин $\delta \rho_{\text{cp}} = \frac{\rho_{\max} - \rho_{\min}}{\rho_{\text{cp}}} 100 \%$

и ρ_{\max}/ρ_{\min} , где ρ_{\max} , ρ_{\min} , ρ_{cp} — соответственно максимальное, минимальное и среднее значение плотности на данной высоте при фиксированном уровне солнечной активности. В качестве среднего значения плотности для данной высоты и уровня солнечной активности принимается значение плотности при сечении горба атмосферного вздутия плоскостью, перпендикулярной к оси симметрии, и проходящей через центр Земли (табл. 2).

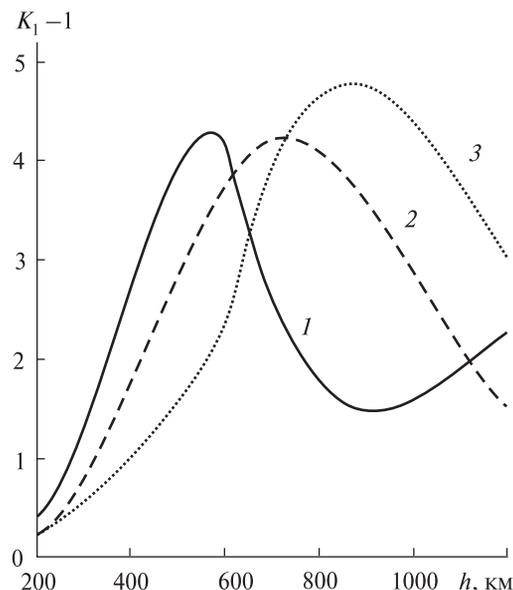
Наибольшие значения плотности, но наименьшие ИПА (117.5 % от среднего значения плотности, $\rho_{\max}/\rho_{\min} = 2.917$) наблюдаются на высоте 550 км при $F_0 = 250$ СЕП. Наибольшие ИПА (178.3 % от среднего значения плотности, $\rho_{\max}/\rho_{\min} = 5.331$) наблюдаются на высоте 750 км при $F_0 = 250$ СЕП. Таким образом, для фиксированной высоты в зависимости от значения этой высоты и уровня солнечной активности дневные значения плотности могут отличаться от ночных в 2.9—5.3 раза.

Изменение высоты орбиты из-за нецентральности гравитационного поля Земли также может приводить к существенным изменениям плотности атмосферы при движении КА по орбите. Рассматривая эти изменения лишь на одном витке, будем учитывать только влияние второй зональной гармоники в потенциале притяжения Земли, описывающую ее полярное сжатие [1].

Начальные условия движения КА по орбите брались таким образом, что для соответствующей кеплеровой орбиты эксцентриситет равен нулю. Для исследования влияния начальных наклона i и широты u на изменения высоты орбиты δh были рассмотрены орбиты с начальной высотой 550 км, наклонами $i = 0^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ и значениями u в диапазоне $0...180^\circ$ с шагом 30° .

Расчеты показали, что максимальное увеличение высоты полета наблюдается на полярной орбите $i = 90^\circ$ при старте над полюсом, т.е. $u = 90^\circ$, максимальное уменьшение (ныряние КА) наблюдается на экваториальной орбите $i = 0^\circ$, и движение при рассматриваемых условиях будет одинаковым при любом u .

При изменении начальной высоты орбиты характер изменения δh не изменяется; значения



Зависимость амплитуды суточных колебаний плотности ($K_1 - 1$) от высоты для различных уровней солнечной активности (1, 2, 3 — для $F_0 = 75, 150$ и 250 СЕП)

Таблица 1. Относительные оценки возможных ИПА, возникающих из-за суточного вздутия атмосферы

h , км	550	600	650	700	750
$F_0 = 75$ СЕП					
$\delta\rho_{\text{cp}}$, %	169.73	169.01	152.87	136.54	121.61
ρ_{\max}/ρ_{\min}	5.244	5.212	4.326	3.640	3.133
$F_0 = 150$ СЕП					
$\delta\rho_{\text{cp}}$, %	157.56	167.36	173.45	176.03	176.15
ρ_{\max}/ρ_{\min}	4.281	4.746	5.052	5.198	5.205
$F_0 = 250$ СЕП					
$\delta\rho_{\text{cp}}$, %	117.45	130.96	155.52	169.82	178.32
ρ_{\max}/ρ_{\min}	2.917	3.309	4.193	4.861	5.331

Таблица 2. Средние значения плотности ρ_{cp} , 10^{-14} кг/м³ для высот 550—750 км в зависимости от уровня солнечной активности

h , км	550	600	650	700	750
$F_0 = 75$ СЕП	5.7045	2.4570	1.4173	0.87191	0.56347
$F_0 = 150$ СЕП	39.082	19.117	11.157	6.9106	4.4556
$F_0 = 250$ СЕП	187.69	111.06	71.826	46.144	29.706

δh приведены в табл. 3. Как видим, с увеличением начальной высоты орбиты максимальные изменения высоты орбиты уменьшаются, но очень медленно. Поэтому можно принять, что изменения высоты для всех рассматриваемых начальных высот равны 25 км в сторону увеличения высоты орбиты и 20 км в сторону уменьшения высоты.

Таблица 3. Максимальные изменения δh высоты орбиты в зависимости от начальной высоты h

h , км	550	600	650	700	750
$i = 0^\circ$	19.0902	18.9532	18.8182	18.6851	18.5539
$i = 90^\circ$	25.5003	25.3167	25.1358	24.9574	24.7815

Таблица 4. Относительные оценки ИПА при совместном учете горба атмосферного вздутия и несферичности Земли в случае максимального увеличения высоты орбиты

h , км	575	625	675	725	775
$F_0 = 75$ СЕП					
$\delta\rho_{\text{cp}}$, %	183.77	176.77	160.75	144.74	130.14
$\rho_{\text{max}}/\rho_{\text{min}}$	8.08	6.46	5.22	4.32	3.69
$F_0 = 150$ СЕП					
$\delta\rho_{\text{cp}}$, %	173.36	179.02	183.16	184.53	183.82
$\rho_{\text{max}}/\rho_{\text{min}}$	6.38	6.42	6.54	6.52	6.37
$F_0 = 250$ СЕП					
$\delta\rho_{\text{cp}}$, %	133.54	145.64	167.31	179.80	187.13
$\rho_{\text{max}}/\rho_{\text{min}}$	3.96	4.46	5.53	6.29	6.78

Таблица 5. Относительные оценки ИПА при совместном учете горба атмосферного вздутия, несферичности Земли и эллиптичности орбиты в случае максимального увеличения высоты орбиты

h , км	550	600	650	700	750
$F_0 = 75$ СЕП					
$\delta\rho_{\text{cp}}$, %	192.89	183.23	173.11	158.31	144.67
$\rho_{\text{max}}/\rho_{\text{min}}$	12.45	8.07	7.73	6.29	5.26
$F_0 = 150$ СЕП					
$\delta\rho_{\text{cp}}$, %	184.51	187.85	196.56	197.09	195.71
$\rho_{\text{max}}/\rho_{\text{min}}$	9.76	8.77	11.00	10.44	9.76
$F_0 = 250$ СЕП					
$\delta\rho_{\text{cp}}$, %	146.32	157.23	183.66	194.29	200.28
$\rho_{\text{max}}/\rho_{\text{min}}$	5.52	6.16	9.93	10.96	11.42

Для оценки изменений плотности при совместном учете влияния горба атмосферного вздутия и несферичности атмосферы будем предполагать, что положение максимума атмосферного вздутия совпадает с положением спутника в точке наименьшей высоты орбиты. Тогда на солнечной стороне, где плотность больше, чем на теневой стороне, КА будет на минимальной высоте полета, а в теневой стороне — на максимальной, что будет соответствовать минимальной плотности. В табл. 4 приведены оценки максимальных ИПА с учетом этих двух факторов.

Наибольшие изменения плотности атмосферы при совместном учете отличия орбиты от кеплеровой и неравномерного нагрева атмосферы наблюдаются на низких орбитах при низкой солнечной активности и на высоких орбитах при высокой солнечной активности. Это объясняется тем, что с увеличением солнечной активности высота атмосферы, на которой будут наблюдаться максимальные суточные ИПА, будет увеличиваться. При совместном учете указанных двух причин возникновения ИПА максимальные значения плотности превосходят минимальные в 3.6—8 раз.

Влияние эллиптичности орбиты на изменение плотности атмосферы при движении КА рассматривается для случая почти круговых орбит. Под почти круговыми орбитами будем понимать орбиты с эксцентриситетом $e \leq 0.002$ для $h_\pi \leq 600$ км и $e \leq 0.004$ для $h_\pi > 600$ км, где h_π — высота перигея орбиты.

При совместном учете трех причин возникновения короткопериодических ИПА были получены их оценки, приведенные в табл. 5.

Как видим, при совместном учете всех факторов возникновения рассматриваемых ИПА максимальные значения плотности могут отличаться от минимальных в 12.5 раза.

АППРОКСИМАЦИЯ ИПА

Решение задач определения закономерностей углового движения КА и предпроектного анализа возмущений его ориентации с учетом ИПА предполагает построение достаточно простых аналитических выражений, описывающих закономерности ИПА. Использование непосред-

ственно ГОСТа для этих целей представляется затруднительным. Поэтому для описания краткoпериодических ИПА была рассмотрена возможность построения модели, основанная на их аппроксимации рядом Фурье по орбитальной частоте [9]. Для этого был проведен спектральный анализ ИПА для различных орбит, который показал, что краткoпериодические ИПА с высокой степенью точности имеют частоты, кратные орбитальной. Этот вывод согласуется с возможностью описания тригонометрическими функциями с частотами, кратными орбитальной, радиуса орбиты спутника в гравитационном поле Земли для рассматриваемых орбит [9].

Анализ расчетов показал, что для рассматриваемых ИПА достаточно аппроксимировать значения плотности атмосферы рядом Фурье с удержанием в разложении первых трех гармоник:

$$\rho_{\text{appr}} = a_0 + a_1 \cos(\omega t + f_1) + a_2 \cos(2\omega t + f_2) + a_3 \cos(3\omega t + f_3), \quad (2)$$

где a_i, f_i — соответственно амплитуда и фаза i -й гармоники, $i = 0, 1, 2, 3$; ω — частота орбитального движения КА. Коэффициенты a_i, f_i определяются в зависимости от начальных условий орбитального движения и коэффициента солнечной активности.

Для оценки точности предложенной аппроксимации в каждой точке рассматривалась ошибка формулы (1) по сравнению с расчетными значениями плотности:

$$\Delta_{\text{ГОСТ}} = \frac{|\rho_{\text{ГОСТ}} - \rho_{\text{appr}}|}{\rho_{\text{ГОСТ}}} 100 \%$$

и по сравнению со средним значением плотности a_0 , полученным при аппроксимации

$$\Delta_{\text{ср}} = \frac{|\rho_{\text{ГОСТ}} - \rho_{\text{appr}}|}{a_0} 100 \%$$

Здесь $\rho_{\text{ГОСТ}}$ — плотность атмосферы, рассчитанная согласно [5].

Был проведен ряд расчетов ИПА при орбитальном движении для различных начальных высот, солнечных активностей, параметров орбиты и положений орбит относительно оси симметрии атмосферного горба. Расчеты показали, что для орбит, плоскость которых проходит че-

рез ось симметрии горба атмосферного вздутия, при начальной высоте $h = 550$ км и низкой солнечной активности $F_0 = 75$ СЕП достигается максимальная ошибка аппроксимации, которая по сравнению с ГОСТом не превосходит 2.5 %, а $\Delta_{\text{ср}} < 2$ %. Ошибки аппроксимации уменьшаются при увеличении начальной высоты движения, увеличении коэффициента солнечной активности или при отклонении плоскости орбиты от оси симметрии нестационарной атмосферы.

К сожалению, коэффициенты разложения (2), вообще говоря, свои для каждой орбиты и для начальных условий движения КА. Можно лишь утверждать, что третья гармоника в разложении (2) в большей степени связана с описанием атмосферного горба. При движении КА в плоскостях, близких к плоскости, перпендикулярной к оси симметрии атмосферного горба, достаточно удерживать только две гармоники, и при этом ошибки описания ИПА по формуле (2) не превосходят 3 %. Вместе с тем, при движении в плоскостях, близких к оси симметрии атмосферного горба, ошибка описания ИПА двумя гармониками ряда (2) может достигать 10 %.

ВЫВОДЫ

Рассмотрены короткoпериодические ИПА, возникающие при орбитальном движении КА. Показано, что для рассматриваемых высот нагревание атмосферы Солнцем может приводить к изменению ее плотности в 5.3 раза для одной и той же высоты. При совместном учете еще и изменений высоты орбиты из-за несферичности гравитационного потенциала Земли и из-за эллиптичности орбиты максимальные значения плотности атмосферы могут превосходить минимальные в 12 раз. Таким образом, показано, что изменения плотности атмосферы при орбитальном движении КА может приводить к существенным изменениям аэродинамического момента.

Рассмотрена аппроксимация короткoпериодических ИПА разложением в ряд Фурье по орбитальной частоте. Показано, что с высокой точностью ИПА могут быть описаны разложением в ряд Фурье по орбитальной частоте с удержанием первых трех гармоник. Для рассматри-

ваемых случаев ошибка такого представления изменений плотности при движении КА на одном витке не превышает нескольких процентов.

Полученные оценки могут быть использованы для теоретического анализа и определения основных закономерностей динамики КА с учетом изменений момента аэродинамических сил и предпроектной оценки влияния аэродинамических воздействий.

1. *Абалакин В. К., Аксенов Е. П., Гребенников Е. А. и др.* Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. — М.: Наука, 1976. — 864 с.
2. *Белецкий В. В., Пивоваров М. Л.* О влиянии атмосферы на относительное движение гантелеобразного спутника // Прикладная математика и механика. — 2000. — **64**, вып. 5. — С. 721—731.
3. *Белецкий В. В., Янишин А. М.* Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников. — Киев: Наук. думка, 1984. — 188 с.
4. *Беляев Ю. М., Медведев Е. С., Рулев Д. Н., Сазонов В. В.* Влияние учета вариаций плотности атмосферы, вызванных солнечной активностью на точность определения движения МКС. — М., 2004. — (Препринт / ИПМ им. М. В. Келдыша РАН).
5. ГОСТ 25645.115-84. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. — Введ. 24.08.84. — М.: Изд-во стандартов, 1984. — 44 с.
6. *Ефименко Г. Г.* Пространственное движение связи двух тел под действием гравитационных и аэродинамических сил // Космич. исслед. — 1973. — **11**, вып. 3. — С. 484—486.
7. *Лавров В. В.* Влияние аэродинамических возмущений на вращательное движение спутников в несферической нестационарной атмосфере // Космич. исслед. — 1980. — **18**, вып. 2. — С. 283—285.
8. *Сазонов В. В.* Об одном механизме потери устойчивости режима гравитационной ориентации спутника // Космич. исслед. — 1989. — **27**, вып. 6. — С. 836—848.
9. *Сантора Ф. А.* Влияние аэродинамического сопротивления на движение спутников по орбита, близким к круговым, в несферичной изменяющейся в течение суток атмосфере // Ракетная техника и космонавтика. — 1976. — **14**, вып. 9. — С. 53—58.
10. *Сарычев В. А.* Влияние сопротивления атмосферы на систему гравитационной стабилизации искусственных спутников Земли // Космич. исслед.— 1964. — **2**, вып. 1. — С. 23—32.
11. *Сарычев В. А.* Исследование космического пространства. Т. 2. Вопросы ориентации искусственных спутников. — М., 1978.—223 с.
12. *Сарычев В. А., Мирер С. А., Дегтярев А. А., Дуарте Е. К.* Исследование положений равновесия спутника, подверженного действию гравитационного и аэродинамического моментов. — М., 2004. — (Препринт / ИПМ им. М. В. Келдыша РАН).
13. *Фрик М. А.* Устойчивость ориентации спутников под действием гравитационного и аэродинамического моментов // Ракетная техника и космонавтика.— 1970. — Вып. 10. — С. 54—61.
14. *Yurasov V. S., Nazarenko A. I., Alfriend K. T., Cefola P. J.* Direct density correction method: review of results // IAC — 06 — C1.5.2

Надійшла до редакції 01.04.08

A. I. Maslova, A. V. Pirozhenko

ATMOSPHERE DENSITY CHANGES CAUSED BY THE MOTION OF SPACECRAFTS IN LOW EARTH ORBITS

The atmosphere density changes caused by the motion of spacecrafts in almost circular Earth orbits are considered for a range of altitudes from 550 to 750 km. Only short-period changes with frequencies close to the frequency of the orbital motion are studied. It is assumed that such density changes are produced by the following factors: the diurnal effect of the atmosphere swelling on the illuminated side of the Earth; the change of altitude of an orbit due to noncentrality the gravitational field of the Earth; the change of altitude of an orbit due to its ellipticity.